

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XIII 2008

TOM I

pod redakcją Jerzego Maryniaka



Warszawa 2008

Konferencja pod patronatem
Polskich Linii Lotniczych LOT S.A.

Organizatorzy

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechniki Warszawskiej
- Zakład Inżynierii Lotniczej Politechniki Wrocławskiej
- Wydział Mechatroniki Wojskowej Akademii Technicznej
- Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

Patronat medialny

- Oficyna Wydawnicza "MH", wydawca dwumiesięcznika
"Nauka, Innowacje, Technika"

Komitety Naukowy

Jerzy Maryniak (PW) – przewodniczący * Krzysztof Arczewski (PW)
Wojciech Blajer (PRad) * Józef Gacek (WAT) * Wiktor Gambin (PW)
Jacek A. Goszczyński (JMK Institute) * Marek Grzegorzewski (WSOSP)
Zygmunt Kitowski (AMW) * Tomasz Korza (MNI)
Ryszard Kostrow (WITU) * Maciej Lasek (PKBWL)
Wiesław Nagórko (PTMTS) * Aleksander Olejnik (WAT)
Marek Orkisz (PRz) * Roman Róziecki (PWr) * Krzysztof Sibilski (ITWL)
Piotr Sierputowski (PW) * Ryszard Szczepanik (ITWL)
Gwidon Szefer (PK) * Bogdan Żak (AMW)

ISBN 978-83-902194-8-4

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
Warszawa 2008

Nakład: 120 egz.

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

Szanowni Czytelnicy!

Z prawdziwą przyjemnością oddajemy do rąk Czytelników dziewiątą, po raz drugi dwutomową, pozycję z serii „Mechanika w Lotnictwie” zawierającą prace wygłoszone na XIII Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” ML-XIII 2008, która odbyła się w dniach 12-15 maja 2008 roku w Kazimierzu Dolnym. 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 cieszą się powodzeniem wśród lotników, uzbrojeniowców i w pokrewnych środowiskach. Kolejne konferencje wykazały, że tworzą forum stymulujące i integrujące środowiska lotnicze instytutów naukowo-badawczych, wyższych uczelni cywilnych i wojskowych oraz przemysłu. Następuje wymiana 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 zbioru, 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.

Jerzy Maryniak

Rozdział I

Dynamika obiektów – badania, fizyka zjawisk

PERSPEKTYWY ROZWOJU CYFROWYCH SYSTEMÓW REJESTRACJI I UNIWERSALNEGO SYSTEMU DESZYFRACJI PARAMETRÓW LOTU „OBIEKTYWNA ANALIZA ZAPISÓW” (OAZ)

WŁODZIMIERZ MARKIEWICZ
MACIEJ JÓŹKO
MIROSLAW NOWAKOWSKI

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

W artykule przedstawiono charakterystykę cyfrowych systemów rejestracji parametrów lotu, zabudowanych na pokładach różnych statków powietrznych, perspektywy ich rozwoju oraz perspektywy rozwoju systemu deszyfracji i analizy parametrów lotu „Obiektywna Analiza Zapisów” (OAZ) w celu obsługi systemów rejestracji.

Słowa kluczowe: parametr lotu, sygnał analogowy, przetwarzanie analogowo-cyfrowe, sygnał cyfrowy, deszyfracja danych, parametr obliczeniowy, analiza danych, archiwizacja danych

1. Wstęp

Przepisy obowiązujące w lotnictwie Sił Zbrojnych RP narzucają wymagania rejestracji parametrów lotu statków powietrznych w czasie lotu.

Do początku lat 90. parametry lotu wojskowych statków powietrznych były rejestrowane na taśmach filmowych lub magnetycznych rejestratorów katastroficznych (tzw. czarnych skrzynek).

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych opracowano i wdrożono do eksploatacji w lotnictwie Sił Zbrojnych RP cyfrowe eksploatacyjne i katastroficzne rejestratory parametrów lotu. Dane zarejestrowane w pamięciach rejestratorów eksploatacyjnych są deszyfrowane po zakończeniu lotu i analizowane w celu oceny techniki pilotażu i stanu technicznego systemów pokładowych statku powietrznego, a dane zarejestrowane w pamięciach rejestratorów katastroficznych są deszyfrowane w przypadku zaistnienia incydentu lotniczego i analizowane w celu wyjaśnienia przyczyn wypadku lub katastrofy.

W latach 90. opracowano i wdrożono eksploatacyjno-katastroficzny system rejestracji parametrów lotu S2-3a. Czujniki pomiarowe zabudowane na pokładzie statku powietrznego są podłączone do wejść bloku akwizycji, który przetwarza analogowe sygnały na sygnały cyfrowe, które są rejestrowane w pamięciach kaset eksploatacyjnej i katastroficznej (starsze konstrukcje rejestratorów cyfrowych charakteryzują się tym, że kasety eksploatacyjna i katastroficzna są połączone z odpowiadającymi im modułami przetwarzania analogowo-cyfrowego). Do deszyfracji i analizy parametrów lotu rejestrowanych w pamięciach kaset systemu S2-3a wykorzystywany jest, wdrożony do eksploatacji w 2004 roku, uniwersalny system deszyfracji parametrów lotu „Obiektywna Analiza Zapisów” (OAZ).

2. Rodzaje rejestrowanych sygnałów

Sygnały wejściowe systemów rejestracji parametrów lotu, których źródłami są czujniki i systemy pokładowe mają charakter:

- napięcia stałego;
- napięcia przemiennego;
- rezystancji;
- sygnałów łączy selsynowych;
- sygnałów cyfrowych;
- komend jednorazowych.

3. Struktura cyfrowych systemów rejestracji parametrów lotu

Podstawowym układem cyfrowych systemów rejestracji parametrów lotu jest układ akwizycji, przetwarzający analogowe sygnały wejściowe i transmitujący cyfrowe dane do pamięci. Pamięci są montowane w kasetach eksploatacyjnych lub katastroficznych.

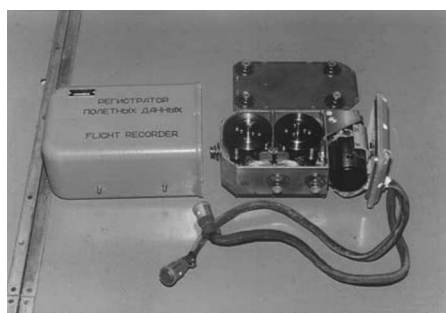
Kasety eksploatacyjne z pamięciami o dużych pojemnościach umożliwiają rejestrację danych w ciągu kilku lub kilkunastu godzin (nawet dwudziestu pięciu). Są one wyposażone w złącza umożliwiające równoległą (szybką) transmisję danych.

Kasety katastroficzne zabezpieczają pamięci przed skutkami oddziaływania czynników występujących podczas oraz bezpośrednio po zderzeniu z ziemią.

W związku z tym pojemności tych pamięci są ograniczone. Wymagania norm obronnych narzucają obowiązek rejestrowania w kasetach katastroficznych parametrów w czasie ostatnich trzydziestu minut lotu.

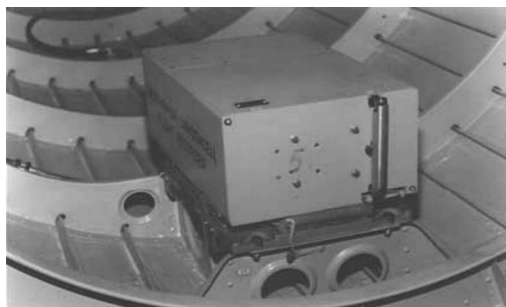
4. Wybrane cyfrowe rejestratory parametrów lotu statków powietrznych lotnictwa Sił Zbrojnych RP

Rejestrator TESTER (rys. 1) jest katastroficznym rejestratorem wielokanałowym. Parametry są przetwarzane i rejestrowane na taśmie magnetycznej. Jest eksploatowany na pokładach samolotów MiG-29 i Su-22.



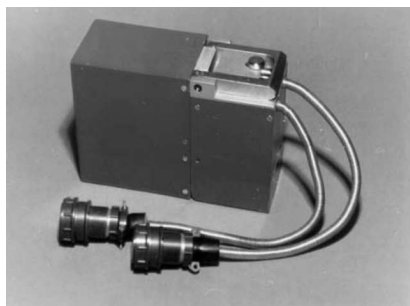
Rys. 1.

Rejestrator BUR-1M (rys. 2) jest katastroficznym rejestratorem wielokanałowym. Parametry są rejestrowane na taśmie magnetycznej. Jest eksploatowany na pokładach samolotów An-28 i śmigłowców W-3 „SOKÓŁ” i zastępowany rejestratorem S2-3a.



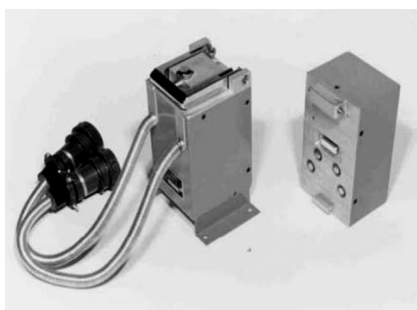
Rys. 2.

Rejestrator S2-3 (rys. 3) jest katastroficznym rejestratorem wielokanałowym. Służy do rejestracji parametrów lotu samolotu PZL-130 TC-1 „ORLIK”. Parametry są rejestrowane w pamięci półprzewodnikowej bez podtrzymywania bateryjnego (FLASH). Pojemność pamięci umożliwia zapis parametrów w ciągu trzydziestu minut.



Rys. 3.

Rejestrator S3-1A (rys. 4) jest eksploatacyjnym rejestratorem parametrów lotu samolotu PZL-130TC-1 „ORLIK”. Pojemność pamięci kasety umożliwia zapis parametrów w ciągu trzech godzin.



Rys. 4.

Katastroficzny rejestrator SSFDR (*Solid State Flight Data Recorder*) firmy Honeywell (rys. 5) jest zabudowany na pokładzie samolotu CASA C-295M. Pojemność pamięci CSMU (*Crash Survivable Memory Unit*) umożliwia rejestrację parametrów ostatnich 25 godzin lotu. Dane są rejestrowane zgodnie ze standardem ARINC 747.

System rejestracji parametrów lotu statku powietrznego S2-3a (rys. 6) jest wykorzystywany do rejestracji parametrów samolotów TS-11 „Iskra”, M28 „Bryza” i PZL-130 TC-II „Orlik” oraz śmigłowców Mi-14, Mi-17, Mi-24, W-3 „Sokół” i SW-4.



Rys. 5.



Rys. 6.

Sygnały pomiarowe podłączone do wejść bloku akwizycji dzielą się na:

- analogowe (stałe napięcie czujników potencjometrycznych);
- częstotliwościowe (częstotliwość napięcia przemiennego prądnic tachometrycznych);
- synchroniczne (sygnały czujników selsynowych lub resolwerowych);
- cyfrowe;
- binarne (komendy jednorazowe).

Analogowe, częstotliwościowe i synchroniczne sygnały wejściowe są przetwarzane analogowo-cyfrowo i wraz z sygnałami cyfrowymi oraz binarnymi komendami jednorazowymi są rejestrowane w pamięciach typu FLASH kaset eksploatacyjnej i ochronnej.

System S2-3a umożliwia rejestrację:

- 48 sygnałów binarnych;
- 14 sygnałów analogowych;
- 4 sygnałów częstotliwościowych;
- 5 sygnałów synchronicznych;

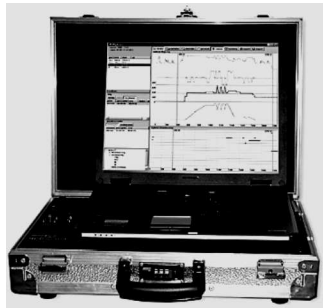
oraz daty, czasu astronomicznego, sygnału diagnostyki i indeksu pilota.

W skład systemu wchodzi:

- blok akwizycji S3-1a-2 z kasetą eksploatacyjną S3-1a-2K;
- kasetą ochronną (katastroficzną) S2-3a-K;
- pulpit indeksu pilota S2-3a-P.

5. System deszyfracji parametrów lotu „Obiektywna Analiza Zapisów” (OAZ)

System deszyfracji parametrów lotu „Obiektywna Analiza Zapisów” (rys. 7) deszyfruje parametry zarejestrowane w kasetach systemu S2-3a.



Rys. 7.

System umożliwia:

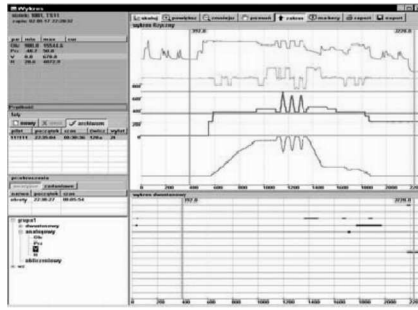
- transmisję danych z pamięci kaset rejestratora do pamięci komputera;
- archiwizację danych zarejestrowanych w czasie lotu w bazie danych;
- zobrazowanie graficzne przebiegów wybranych parametrów (rys. 8).

Program OAZ umożliwia zobrazowanie i analizę parametrów analogowych, obliczeniowych i komend jednorazowych.

Przedstawione na wykresach wartości parametrów analogowych mogą być wartościami kodowymi lub rzeczywistymi (skalowanymi).

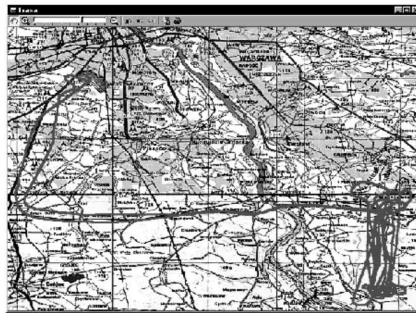
Struktura programu umożliwia wyświetlenie głównego okna, w którym wyświetlane są następujące opcje:

- filtry (określanie reguł pobierania danych z archiwum);
- rejestrator (wybór cykli pomiarowych, odpowiadających typom statków);
- statki (definiowanie typów i numerów bocznych statków powietrznych);



Rys. 8.

- piloci (definiowanie identyfikatorów pilotów);
- zapisy (transmisja i archiwizacja danych w bazie);
- loty (definiowanie wybranego lotu);
- wykres (zobrazowanie przebiegów parametrów);
- trasa (zobrazowanie, na tle mapy cyfrowej, trasy lotu – rys. 9);



Rys. 9.

- parametry (lista parametrów pomiarowych statku powietrznego);
- parametry obliczeniowe (lista obliczanych parametrów);
- grupy parametrów (edycja grup parametrów zdefiniowanego zapisu);
- grafiki skalowania parametrów (zobrazowanie grafików skalowania);
- przekroczenia (definiowanie przekroczeń zakresów wartości parametrów);
- archiwa (otwieranie i tworzenie archiwów);
- opis (opis programu).

6. Perspektywy rozwoju systemu rejestracji S2-3a i deszyfracji parametrów lotu „Obiektywna Analiza Zapisów” (OAZ)

System rejestracji S2-3a został zabudowany na pokładach śmigłowców Mi-14 i większości samolotów TS-11 „Iskra” w czasie ich remontów w zakładach lotniczych i zastąpił najstarsze typy rejestratorów K2-717 i SARPP-12. Rejestrator SARPP-12 jest zastępowany systemem S2-3a na pokładach remontowanych śmigłowców Mi-8, Mi-17 i Mi-24. System S2-3a jest również zabudowywany na pokładzie śmigłowców SW-4 i W-3 „Sokół” oraz samolotów M28 (na pierwszych egzemplarzach śmigłowca W-3 i samolotu An-28 montowany był rejestrator BUR-1M). Rozpatrywane jest również zastąpienie rejestratora TESTER parametrów lotu samolotu MiG-29, który rejestruje dane na taśmie magnetycznej. Na pokładzie samolotu PZL-130 TC-II „Orlik” system S2-3a zastąpił system rejestracji eksploatowany na samolocie PZL-130 TC-I „Orlik”, składający się z rejestratora katastroficznego S2-3 i eksploatacyjnego S3-1A.

Wymiana starszych typów rejestratorów na system S2-3a oraz zabudowa tego systemu na statkach powietrznych przeznaczonych dla Sił Zbrojnych RP, prowadzi do ujednolicenia pokładowych systemów rejestracji parametrów lotu.

Do deszyfracji i analizy danych zarejestrowanych w pamięciach kaset (eksploatacyjnej i katastroficznego) systemu S2-3a wykorzystywany jest system „Obiektywna Analiza Zapisów” (OAZ).

Opisane wcześniej opcje systemu OAZ umożliwiają:

- odczyt danych zarejestrowanych w pamięci systemu S2-3a;
- archiwizację odczytanych danych oraz grafików skalowania w bazie danych;
- wizualizację graficzną parametrów lotu;
- wykorzystanie (export i import) danych przez inne programy.

System OAZ został wdrożony i jest eksploatowany w lotnictwie Sił Zbrojnych RP od 2004 roku. Dąży się do maksymalnego rozszerzenia jego możliwości, w celu deszyfracji i analizy danych z różnych pokładowych cyfrowych systemów rejestracji parametrów lotu.

W ubiegłym roku oprogramowanie systemu OAZ zostało uzupełnione podprogramami deszyfracji i analizy danych z rejestratorów:

- SSFDR samolotu CASA C-295M;
- S2-3 i S3-1A samolotu PZL-130 TC-I „Orlik”;
- TESTER samolotów MiG-29 i Su-22.

W bieżącym roku kontynuowane są prace, których celem jest animacja ruchu statków powietrznych. Do animacji ruchu statków wykorzystane będą deszyfrowane parametry lotu. W celu zobrazowania sylwetek statków powietrznych, prowadzone są prace nad uzupełnieniem oprogramowania OAZ katalogami zawierającymi sylwetki wojskowych statków powietrznych. Sylwetki zostaną wykorzystane do animacji ich ruchu na podstawie deszyfrowanego czasu oraz kątów: przechylenia, pochylenia i natarcia. Położenia powierzchni sterowania lotem będą określone na podstawie deszyfrowanych kątów wychylenia: steru kierunku, stateczników i lotek. W związku z tym, że oprogramowanie OAZ posiada opcję zobrazowania trasy lotu na tle cyfrowej mapy Polski, po rozszerzeniu programu katalogami sylwetek statków powietrznych, sylwetki te będą mogły być zobrazowane na tle mapy. W dalszej perspektywie, po zapisaniu zdjęć lub mapy w pamięci komputera systemu OAZ, możliwe będzie zobrazowanie sylwetek na tle cyfrowych zdjęć terenu lub mapy świata. Potrzeba zobrazowania sylwetek na tle mapy świata wynika z faktu, że wojskowe statki powietrzne wykonują loty poza granicami Polski (szczególnie samolot CASA C-295M).

7. Podsumowanie

System rejestracji parametrów lotu S2-3a jest zabudowywany na pokładach coraz większej liczby wojskowych statków powietrznych. Prowadzi to do ujednolicenia systemów rejestracji i coraz szerszego wykorzystania do deszyfracji i analizy rejestrowanych parametrów systemu „Obiektywna Analiza Zapisów” (OAZ).

Rozwój oprogramowania systemu OAZ jest ukierunkowany na obsługę innych typów rejestratorów cyfrowych oraz animację ruchu statków powietrznych.

Aktualnie system OAZ umożliwia obsługę, oprócz rejestratora S2-3a, rejestratorów SSFDR samolotu CASA C-295M, TESTER samolotów MiG-29 i Su-22 oraz S2-3 i S3-1A samolotu PZL-130 TC-I „Orlik”.

Kontynuowane są prace, których celem jest animacja ruchu statków powietrznych. Planowane jest uzupełnienie oprogramowania OAZ katalogami z sylwetkami wojskowych statków powietrznych. Sylwetki zostaną wykorzystane do animacji ruchu na podstawie deszyfrowanych parametrów. Zarejestrowane dane pozwolą również na zobrazowanie położenia powierzchni sterowania lotem (steru kierunku, stateczników i lotek).

Sylwetki statków powietrznych będą mogły być zobrazowane na tle mapy cyfrowej. Dodanie map Europy i świata pozwoli na zobrazowanie sylwetek wojskowych statków powietrznych i tras ich lotu w czasie lotów poza granicami Polski (np. CASA C-295M).

**The perspectives of development of digital recording systems and
universal flight data decoding system – an Objective Records Analysis
(ORA)**

Abstract

Digital flight data recording systems were designed and implemented at the Air Force Institute of Technology (AFIT). Data, which are recorded at the recorder memory, is decoded and analysed to evaluate the flight technique and technical state of aircraft systems. In the case of an accident, these data is a base for investigations, whose goal is to explain the reason of the accident or crash.

The operational/crash flight data recording system S2-3a was designed at the Division for Aeroplanes and Helicopters of AFIT. The measuring sensors, which are mounted at the airframe are connected to an acquisition unit. This unit converts analog signals to a digital form, which is next recorded at the memory of both quick access and crash cartridges.

The S2-3a system is used to record flight data of the following airplanes: TS-11 "Iskra", M28 "Bryza" and PZL-130 TC-II "Orlik" and for Mi-8, Mi-14, Mi-17, Mi-24, SW-4 i W-3 helicopters.

The universal flight parameters decoding system (ORA) was implemented in 2004. It is used to decode and analyse flight data recorded at the memory of the S2-3a system and other aircraft digital recording systems.

Characteristics of digital flight data recording systems will be presented in the paper. These systems are used on board of various types of aircrafts. The development perspectives and possibilities to apply the S2-3a system at different types of aircrafts will be analysed. The perspectives of the ORA system developing for maintenance of other aircrafts will also be presented.

BADANIA W LOCIE DOPOSAŻONEGO ŚMIGŁOWCA Mi-17-1V

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI
MIROSŁAW NOWAKOWSKI
STANISŁAW RYMASZEWSKI
LESZEK UŁANOWICZ

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

Przedmiotem artykułu jest problematyka przeprowadzonych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych badań w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V. W artykule przedstawiono metodologię realizacji poszczególnych prób badawczych oraz metodologię obróbki wyników tych prób dla potrzeb wyznaczenia poszukiwanych charakterystyk osiągowych oraz własności lotnych badanego śmigłowca. Uzyskane rezultaty prezentowanych badań zilustrowano przykładowymi wynikami, charakteryzującymi badane parametry i własności śmigłowca.

1. Wstęp

Prowadzenie badań w locie jest ściśle powiązane z procesem wprowadzania techniki lotniczej do eksploatacji przez przyszłego użytkownika. Zapotrzebowanie Sił Zbrojnych RP na śmigłowiec transportowy przystosowany do użytkowania w strefie konfliktów zbrojnych spowodowało konieczność wdrożenia do Lotnictwa Wojsk Lądowych RP doposażonego śmigłowca Mi-17-1V. ITWL przeprowadził kompleksowe badania tego śmigłowca. Jednym z podstawowych jego elementów były badania w locie. W wyniku przeprowadzonych badań przyszły użytkownik otrzymał rzetelną, pełną informację dotyczącą walorów użytkowych badanego statku powietrznego.

2. Obiekt badań

Obiekt badań – doposażony śmigłowiec Mi-17-1V – jest wielozadaniowym śmigłowcem o konstrukcji półskorupowej, wykonanym z duralu, zbudowanym

w układzie klasycznym z pięciopłatowym wirnikiem nośnym i trójłopatowym śmigłem ogonowym. Źródło napędu stanowią dwa silniki turbinowe TW3-117WM o podwyższonym pułapie i mocy nominalnej 1700 KM każdy. Śmigłowiec w wersji podstawowej (niedoposażonej) umożliwia transport ładunku o wadze 4000 kg lub 22 pasażerów, a maksymalna masa startowa wynosi 13000 kg.

3. Cel i zakres badań

Celem prezentowanych w niniejszym artykule badań w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V było określenie wpływu jego doposażenia na charakterystyki osiąговые (w tym ograniczenia eksploatacyjne) oraz własności lotne w odniesieniu do wersji niedoposażonej. Elementami doposażenia, mającymi potencjalnie istotny wpływ na osiągi i własności lotne doposażonego śmigłowca, jest jego opancerzenie oraz zamontowane rozpraszacze gazów wylotowych. Masa wspomnianego doposażenia, znacznie przekraczająca 1000 kg, istotnie zmniejsza udźwig użyteczny, a jego umiejscowienie przesunęło podłużny środek ciężkości śmigłowca do przodu do wartości bliskich granicznie dopuszczalnym, co może prowadzić do pogorszenia takich własności lotnych, jak stateczność czy też sterowność śmigłowca. Z kolei rozpraszacze gazów wylotowych powodują spadek mocy silników i wzrost zużycia paliwa, co prowadzi w efekcie do pogorszenia osiągow śmigłowca, głównie dotyczących prędkości wznoszenia i pułapu oraz zasięgu i długotrwałości. Uwzględniając powyższe, badania parametrów osiągowych dotyczyły głównie wyznaczenia:

- biegunowych wznoszenia oraz pułapu praktycznego,
- prędkości maksymalnych, ekonomicznych i optymalnych,
- zasięgów i długotrwałości lotu.

Natomiast własnościami lotnymi podlegającymi badaniom były:

- stateczność podłużna i kierunkowa śmigłowca,
- sterowność i manewrowość śmigłowca,
- warunki realizacji startów i lądowań.

Badania powyższych własności lotnych śmigłowca realizowano i oceniano zgodnie z przepisami normatywnymi zawartymi w *Joint Aircraft Requirement, Part 29* (JAR-29).

4. Badania charakterystyk osiągowych

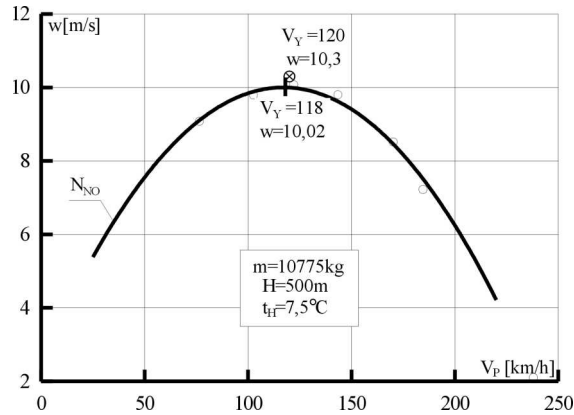
4.1. Biegunowe wznoszenia

Jednym z ważniejszych etapów badań charakterystyk osiągowych były loty badawcze na określenie biegunowych wznoszenia, umożliwiających z kolei wyznaczenie maksymalnych pionowych prędkości wznoszenia w badanego śmigłowca i odpowiadających im prędkości najlepszego wznoszenia V_Y . Próby badawcze w omawianym zakresie przeprowadzono na wysokościach barometrycznych $H_b = 500, 2000, 3000$ i 4000 m dla mas śmigłowca $m \cong 10\,800$ kg (wariant lekki) i $m \cong 12\,600$ kg (wariant ciężki). Badania dla danej wysokości polegały na realizacji na mocy nominalnej zespołu napędowego N_{NO} cykli ustalonych wznoszeń bez ślizgu o długotrwałości około 30 s z prędkościami przyrządowymi lotu V_P zmieniającymi się kolejno co $10 \div 15$ km/h w zakresie prędkości od 60 km/h do bliskich maksymalnym. Ponadto w kilku próbach przeprowadzono wznoszenia na mocy startowej N_{ST} oraz z włączoną instalacją ogrzewania łopat wirnika nośnego i śmigielka ogonowego. Parametry prób badawczych rejestrowano za pomocą aparatury pomiarowo-rejestrującej S2-3a/p.

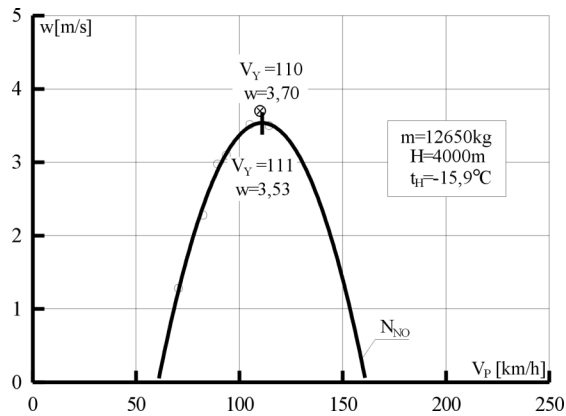
Po wykonanych lotach badawczych, na podstawie zarejestrowanych parametrów lotu śmigłowca dokonano oceny poprawności wykonania poszczególnych prób, sprawdzając, czy średnie wartości wysokości H_b próby nie odbiegają istotnie od zadanych i czy prędkości lotu V_P podczas wznoszenia są praktycznie stałe. Następnie dla każdej serii prób badawczych (dana masa, wysokość i moc) na podstawie pozytywnie zweryfikowanych prób wyznaczono zbiory punktów o współrzędnych równych średnim w danej próbie wartościom prędkości wznoszenia w i średnim wartościom przyrządowej prędkości lotu śmigłowca V_P . Ostatecznie przeprowadzono numeryczną aproksymację wyznaczonych zbiorów punktów pomiarowych, otrzymując poszukiwane biegunowe wznoszenia $w = f(V_P)$, natomiast, wyznaczając z warunku $dw/dV_P = 0$ punkty przegięcia biegunowych, określono prędkości przyrządowe najlepszego wznoszenia V_Y i maksymalne prędkości wznoszenia dla badanych wysokości i mas śmigłowca. Szczegółową metodologię realizacji omawianych badań zawarto w [1, 2].

Przykładowe wyniki badań w zakresie biegunowych wznoszenia przedstawiono w postaci graficznej dla wariantu lekkiego i wysokości $H_b = 500$ m oraz wariantu ciężkiego i $H_b = 4000$ m odpowiednio na rysunkach 1 oraz 2. Symbole punktowe odpowiadają danym wyznaczonym z rejestracji prób, zaś linie ciągłe będące aproksymacją tych danych, stanowią poszukiwane biegunowe wznoszenia. Ponadto na rysunkach zamieszczono wartości prędkości najlepsze-

go wznoszenia V_Y i maksymalne prędkości wznoszenia w wyznaczone z biegunowych oraz określone na podstawie danych literaturowych [5] oznaczone symbolem $\otimes$. Jak wynika z przedstawionych danych, prędkości najlepszego wznoszenia praktycznie nie uległy zmianie wskutek doposażenia śmigłowca, zaś maksymalne prędkości wznoszenia uległy zmniejszeniu o $3 \div 5\%$. Szczegółowe wyniki zamieszczono w protokołach [3] i sprawozdaniu [4] z badań.



Rys. 1. Zależność prędkości wznoszenia w śmigłowca na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego od przyrządowej prędkości lotu V_P ($H = 500\text{m}$, $m = 10\,775\text{kg}$)



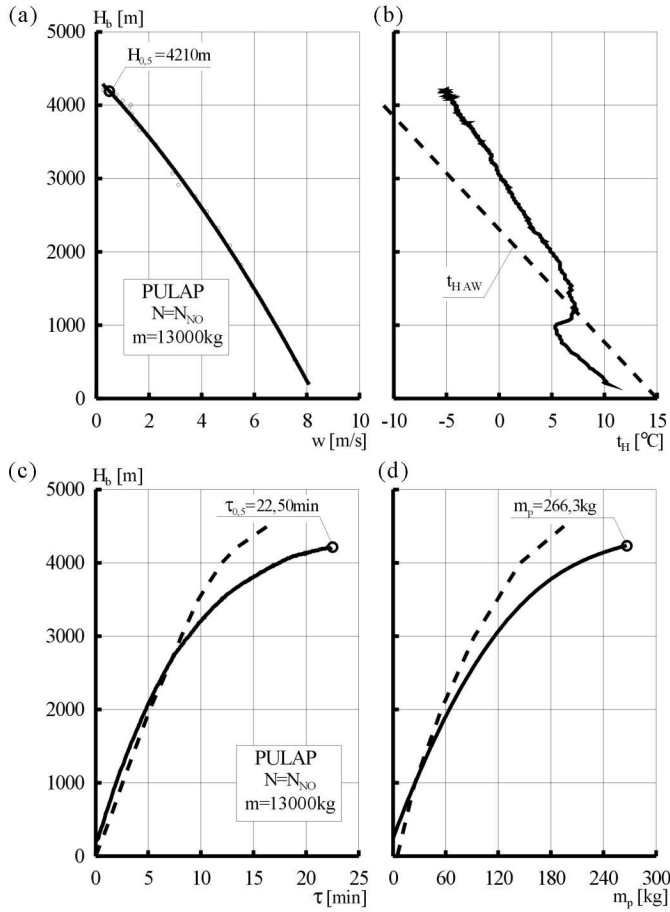
Rys. 2. Zależność prędkości wznoszenia w śmigłowca na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego od przyrządowej prędkości lotu V_P ($H = 4000\text{m}$, $m = 12\,650\text{kg}$)

4.2. Pułap praktyczny

Dla celów wyznaczenia charakterystyk pułapu praktycznego badanego śmigłowca, tj. wielkości pułapu, czasu wejścia na pułap i zużycia paliwa, przeprowadzono dwa loty badawcze. Wznoszenia na pułap realizowano dla maksymalnej masy startowej $m = 13\,000\text{ kg}$ na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego do wysokości lotu odpowiadającej prędkości wznoszenia $w = 0,5\text{ m/s}$, starając się utrzymać zadany, optymalny profil prędkościowo-wysokościowy lotu, określony na podstawie badania wznoszeń.

Po każdym locie na podstawie zarejestrowanych danych pomiarowych dokonywano weryfikacji jego poprawności, oceniając: zgodność uzyskanych prędkości V_P lotu z założonymi, utrzymanie przez pilota nominalnego zakresu pracy zespołu napędowego oraz warunki otoczenia w trakcie próby. Następnie dla każdego 1-minutowego odcinka lotu wyznaczono jego średnie wysokości barometryczne H_b oraz średnie wartości prędkości wznoszenia w na danym odcinku, które z kolei zaproksymowano odpowiednią krzywą, otrzymując w rezultacie charakterystykę $w = f(H_b)$. Odczytując z niej wysokość lotu H_b odpowiadającą prędkości wznoszenia $w = 0,5\text{ m/s}$, określono, zgodnie z definicją, pułap praktyczny śmigłowca uzyskany w pierwszym locie badawczym na wartość 4210 m . Wyniki tego etapu badań zamieszczono na rys. 3a. Natomiast czasy wznoszenia τ śmigłowca na daną wysokość barometryczną H_b oraz masy zużywanego na wznoszeniu paliwa m_P wyznaczono wprost z zarejestrowanych w locie na pułap danych. Powyższe charakterystyki przedstawiono graficznie w postaci linii ciągłych odpowiednio na rysunkach 3c i 3d wraz z danymi literaturowymi [5] odnoszącymi się do niedoposażonego śmigłowca Mi-17-1V (linie przerywane).

Uzyskana w pierwszym locie badawczym wartość pułapu praktycznego śmigłowca równa $H_{0,5} = 4210\text{ m}$ znacząco odbiegała od danych literaturowych [5], określających dla badanej masy startowej 13000 kg i wyłączonej instalacji ogrzewania wlotów wielkość pułapu na 4800 m . Wyniki przeprowadzonych wcześniej badań biegunowych wznoszenia nie potwierdzały tak istotnego spadku pułapu. Ponadto, jak wynika z przebiegu krzywych na rys. 3c i 3d, poczynając od $H_b \cong 2000\text{ m}$, obserwuje się narastające z wysokością rozbieżności w czasach wznoszenia (prędkościach wznoszenia) i masach zużywanego paliwa. Po wnikliwej analizie uzyskanych rezultatów przyjęto, że powyższe rozbieżności wynikają w głównej mierze ze znacznie wyższych od $H_b \cong 1500\text{ m}$ wartości temperatury otoczenia w czasie lotu badawczego od wartości standardowych (patrz rys. 3b). Na wysokości uzyskanego pułapu różnica temperatur wynosi aż ok. 7°C . Tym samym uznano wyniki próby za niemiarodajne i postanowiono wykonać drugi lot na pułap, dbając, aby temperatura ośrodka była przynaj-

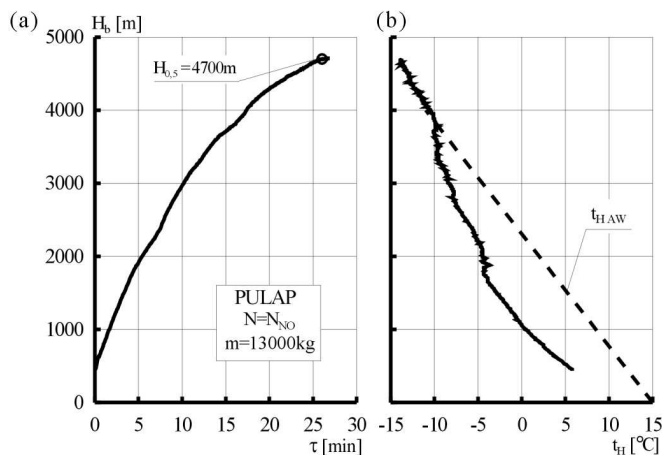


Rys. 3. (a) Prędkość wznoszenia w w funkcji wysokości barometrycznej H_b lotu;
 (b) porównanie rzeczywistej temperatury t_H ośrodka z temperaturą standardową t_{HAW} ; (c) porównanie uzyskanego czasu wznoszenia τ z wartościami literaturowymi; (d) porównanie masy zużywanego paliwa m_p z wartościami literaturowymi

mniej w okolicach oczekiwanego pułapu możliwie bliska warunkom Atmosfery Wzorcowej.

Wyniki drugiego lotu na pułap pokazano graficznie na rysunkach 4a i 4b. Przedstawiono na nich odpowiednio otrzymane z zarejestrowanych danych przebiegi czasu wznoszenia τ oraz temperatury zewnętrznej t_H w funkcji wysokości barometrycznej wznoszenia H_b . Jak wynika z zaprezentowanych wyników, śmigłowiec osiągnął w omawianej próbie badawczej pułap praktyczny $H_{0.5} = 4700\text{m}$ w warunkach odpowiadających warunkom standardowym

na tej wysokości, a zatem wartość o 100 m mniejszą od literaturowej. Wynik próby przyjęto jako pułap praktyczny badanego śmigłowca dla masy startowej $m = 13000$ kg i zakresu nominalnego pracy zespołu napędowego. Z kolei z uzyskanych wyników badań biegunowych oszacowano przyrost czasu wejścia na pułap na kilka procent. Kwestię wpływu doposażenia śmigłowca na wzrost zużycia paliwa przedstawiono poniżej.



Rys. 4. (a) Zależność czasu wznoszenia τ w funkcji wysokości barometrycznej H_b ;
(b) porównanie rzeczywistej temperatury t_H ośrodka z temperaturą standardową t_{HAW}

4.3. Zużycia paliwa. Prędkości ekonomiczne i optymalne

Badania wielkości zużyć paliwa w takich stanach jak rozruch, start i zawis, wznoszenie i zniżanie czy też lądowanie prowadzono praktycznie w trakcie wszystkich lotów realizowanych w ramach badań śmigłowca. Tym niemniej, zasadnicze (podstawowe) badania w omawianym zakresie przeprowadzono metodą ustalonych lotów poziomych oraz w locie kontrolnym na zasięg. Praktycznie badania zużyć realizowano w postaci serii, dla danej wysokości i masy, lotów ustalonych o długotrwałości nie mniejszej niż 60 s z prędkościami zmieniającymi się co $10 \div 15$ km/h w zakresie prędkości przyrządowych lotu V_P od ok. 60 km/h do maksymalnych. Omawiane loty przeprowadzono na wysokościach badawczych $H_b = 500, 1000, 2000, 3000$ i 4000 m dla lekkiego i ciężkiego wariantu masowego śmigłowca oraz dla wyłączonej i włączonej instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów do silników.

Po wykonanych lotach badawczych na podstawie zarejestrowanych parametrów lotu śmigłowca dokonano oceny poprawności wykonania poszczegół-

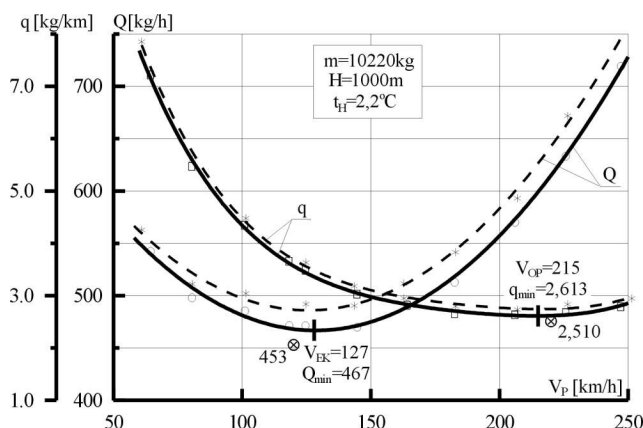
nych prób, sprawdzając, czy prędkości V_P oraz wysokości H_b lotu są praktycznie stałe w danej próbie, zaś wartości kąta ślizgu istotnie bliskie zeru. Następnie dla każdej serii prób badawczych (zadana wysokość, masa i stan instalacji przeciwooblodzeniowej) na podstawie pozytywnie zweryfikowanych prób wyznaczono zbiory punktów o współrzędnych równych średnim w danej próbie wartościom prędkości lotu V_P oraz średnim wartościom masowych godzinowych wydatków paliwa Q . Z kolei obliczone średnie prędkości przyrządowe V_P przeliczono, wykorzystując znane poprawki aerodynamiczne i zależności matematyczne, na rzeczywiste prędkości lotu śmigłowca V . Na ich podstawie zgodnie ze wzorem

$$q [\text{kg/km}] = \frac{Q [\text{kg/h}]}{V [\text{km/h}]}$$

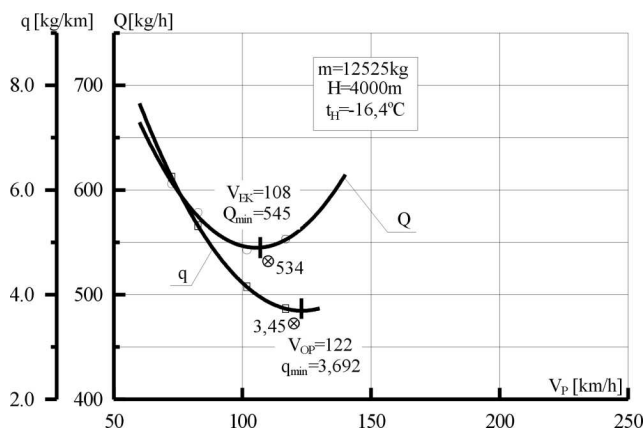
obliczono kilometrowe wydatki paliwa q , wyznaczając w ten sposób zbiory punktów o współrzędnych równych prędkościom lotu V_P oraz odpowiadających tym prędkościom wartościom masowych kilometrowych zużyć paliwa q . Ostatecznie, przeprowadzając numeryczną aproksymację wyznaczonych zbiorów punktów pomiarowych wielomianami odpowiednich rzędów, otrzymano poszukiwane w badaniach charakterystyki masowych wydatków paliwa: godzinowego $Q = f(V_P)$ i kilometrowego $q = f(V_P)$ dla badanych wysokości barometrycznych H_b i wariantów masowych. Badając natomiast punkty przebiegów wyznaczonych przebiegów zużyć, określono prędkości ekonomiczne V_{EK} oraz optymalne (przelotowe) V_{OP} , dla których uzyskiwane są odpowiednio minimalne godzinowe Q_{min} i kilometrowe q_{min} wydatki paliwa. Szczegółową metodologię realizacji omawianych badań zawarto w [1, 2].

Przykładowe wyniki omawianych badań podano w formie graficznej dla wariantu lekkiego i wysokości $H_b = 1000$ m oraz wariantu ciężkiego i $H_b = 4000$ m odpowiednio na rys. 5 i 6. Symbole punktowe odpowiadają danym wyznaczonym z rejestracji prób, zaś linie ciągłe i przerywane będące aproksymacją tych danych stanowią poszukiwane charakterystyki zużycia odpowiednio dla wyłączonej i włączonej instalacji ogrzewania wlotów. Ponadto na rysunkach zamieszczono wyznaczone z otrzymanych charakterystyk wartości prędkości ekonomicznych V_{EK} i optymalnych V_{OP} z odpowiadającymi im wartościami minimalnymi zużyć. Symbolem $\otimes$ oznaczono natomiast charakterystyczne prędkości i zużycia podane w danych literaturowych [5] dotyczących niedoposażonego śmigłowca.

Całościowe wyniki badań zużyć paliwa uzyskane z ustalonych lotów poziomych w postaci wyznaczonych wartości prędkości ekonomicznych V_{EK} i optymalnych V_{OP} , minimalnych wydatków Q_{min} i q_{min} paliwa oraz odpowiadających im wartości literaturowych podano w tabeli 1. Wartości minimalnych



Rys. 5. Zależności godzinowego Q i kilometrowego q zużycia paliwa śmigłowca od przyrządowej prędkości V_P lotu poziomego dla $H_b = 1000\text{ m}$ i $m = 10\,200\text{ kg}$ (wariant lekki)



Rys. 6. Zależności godzinowego Q i kilometrowego q zużycia paliwa śmigłowca od przyrządowej prędkości V_P lotu poziomego dla $H_b = 4000\text{ m}$ i $m = 12\,525\text{ kg}$ (wariant ciężki)

wydatków podane po ukośniku odpowiadają wydatkom z wyłączoną instalacją przeciwbłodzeniową wlotów.

Na podstawie zamieszczonych w tabeli 1 danych można stwierdzić po pierwsze, że włączenie instalacji przeciwbłodzeniowej wlotów zwiększa minimalne kilometrowe zużycie paliwa q_{min} o $3 \div 4\%$, co odpowiada danym literaturowym [5] określającym ww. różnicę na 3% . Po drugie, wyznaczone w trakcie badań minimalne kilometrowe zużycia paliwa q_{min} z włączoną instalacją przeciwbłodzeniową wlotów są o $8 \div 10\%$ większe od odpowiadających

Tabela 1. Porównanie wyznaczonych minimalnych godzinowych Q_{min} i kilometrowych q_{min} zużycie paliwa oraz prędkości ekonomicznych V_{EK} i optymalnych V_{OP} lotu z danymi literaturowymi

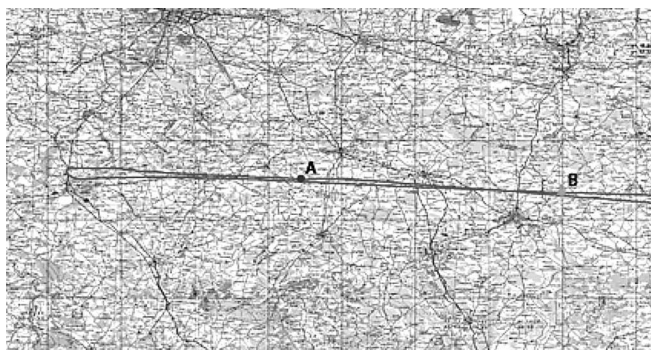
Wariant lekki	V_{EK} [km/h]		Q_{min} [kg/h]		V_{OP} [km/h]		q_{min} [kg/km]	
H_b [m]	próba	instr.	próba	instr.	próba	instr.	próba	instr.
500	117	120	515	447	229	225	2,893	2,575
1000	124	120	485/467	453	217	220	2,742/2,613	2,510
2000	122	120	486	452	207	210	2,612	2,418
3000	114	110	475/461	437	200	195	2,496/2,388	2,315
4000	113	110	466	435	169	170	2,518	2,31
Wariant ciężki	V_{EK} [km/h]		Q_{min} [kg/h]		V_{OP} [km/h]		q_{min} [kg/km]	
H_b [m]	próba	instr.	próba	instr.	próba	instr.	próba	instr.
500	118	120	552	530	218	210	3,230	2,81
1000	127	120	545/530	530	210	205	3,045/2,935	2,78
2000	132	120	523/501	507	191	195	2,936/2,83	2,635
3000	127	110	496	507	163	160	2,990	2,736
4000	108	110	545	534	122	120	3,692	3,45

im wartości literaturowych (dla wyłączonej instalacji). Uwzględniając powyższe wnioski, można przyjąć, że przyrost minimalnych kilometrowych zużycie paliwa q_{min} badanego śmigłowca w odniesieniu do podstawowej (niedoposażonej) wersji Mi-17-1V wynosi średnio 6%. Należy domniemywać, iż powyższy wzrost zużycie jest związany zasadniczo z doposażeniem badanej wersji śmigłowca w rozpraszacze gazów wylotowych.

Celem potwierdzenia wyznaczonych w omówionych powyżej badaniach minimalnych kilometrowych wydatków paliwa q_{min} w trakcie długotrwałego lotu z prędkością optymalną V_{OP} przeprowadzono lotu kontrolny na zasięg. Lot ten wykonano na trasie Łódź-Leszno-Łódź o długości ~ 350 km z masą startową $m = 13000$ kg, zadaną wysokością przelotową $H_b = 3000$ m, odpowiadającą tej wysokości prędkością optymalną $V_P = 160$ km/h (patrz tab. 1) i włączoną instalacją przeciwooblodzeniową wlotów powietrza do silników. Po wykonanym locie, na podstawie zarejestrowanych danych, wyznaczono wszystkie niezbędne do analizy lotu parametry. Z uwagi na występowanie w trakcie próby badawczej silnego zachodniego wiatru o prędkości około 60 km/h, do prawidłowego obliczenia kilometrowego zużycia paliwa q wzięto pod uwagę jedynie odcinek pomiarowy oznaczony na zamieszczonym rys. 7 punktem początkowym A i końcowym B. Wybrany odcinek pomiarowy charakteryzuje się jednakowymi czasami lotu na odcinku od punktu A do punktu zwrotnego oraz z punktu

zwrotnego do B. Z kolei najistotniejsze parametry tego odcinka lotu, niezbędne do oceny poprawności wykonania próby badawczej oraz obliczenia kilometrowego wydatku paliwa q śmigłowca, pokazano na rys. 8. Przedstawia on przebiegi czasowe przyrządowej prędkości lotu V_P i wysokości barometrycznej lotu H_b oraz masy wypracowanego paliwa m_P i przebytej drogi S na odcinku AB. Masa paliwa m_p zużytego na wybranym odcinku pomiarowym wynosi zgodnie z wykresem 491 kg, natomiast przebyta droga wyznaczona z zarejestrowanych współrzędnych geograficznych trasy lotu wynosi 173,2 km. Tym samym kilometrowe zużycie paliwa na kontrolnym odcinku lotu wyniosło

$$q = \frac{491 \text{ kg}}{173,2 \text{ km}} = 2,835 \frac{\text{kg}}{\text{km}}$$



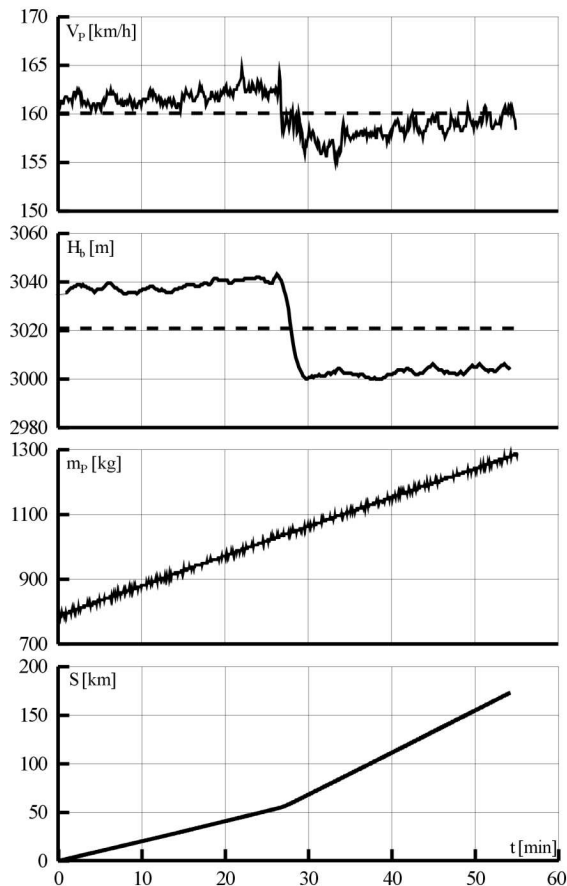
Rys. 7. Wybrany odcinek pomiarowy lotu na zasięg

Mając na uwadze, że dla masy śmigłowca $m = 11960$ kg (średnia masa śmigłowca na odcinku pomiarowym) i wysokości lotu $H_b = 3000$ m, zużycie paliwa q_{min} wg danych literaturowych wynosi przy wyłączonym ogrzewie wlotów 2,619 kg/km, uzyskany w próbie wynik jest o 8,2% wyższy. Potwierdza on wcześniejsze wnioski o około 6-cio procentowym wzroście zużycia paliwa wynikającym z doposażenia śmigłowca oraz 3% wzroście wynikającym z działania instalacji przeciwooblodzeniowej wlotów.

5. Badania własności lotnych

5.1. Stateczność statyczna podłużna

Badania stateczności statycznej podłużnej śmigłowca przeprowadzono – zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-29 – dla faz wznoszenia, przelotu,



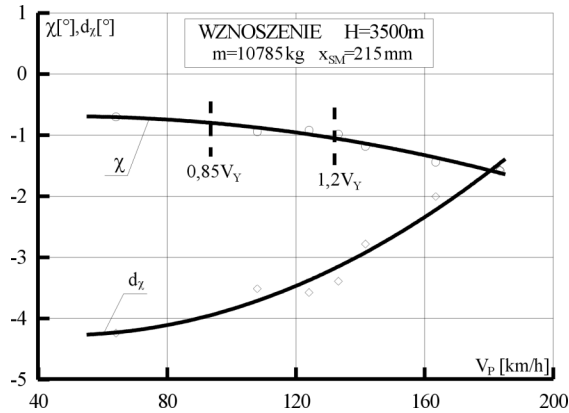
Rys. 8. Przebiegi czasowe prędkości przyrządowej V_P i wysokości barometrycznej H_b lotu oraz masy zużytego paliwa m_p i przebytej drogi S podczas kontrolnego odcinka lotu na zasięg, $m = 11\,960$ kg

opadania autorotacyjnego oraz dla lotu z małymi prędkościami do tyłu i do przodu z wpływem ziemi. Wznoszenia badawcze na wyznaczenie charakterystyk stateczności podłużnej dla tej fazy realizowano na mocy nominalnej N_{NO} zespołu napędowego na wysokościach barometrycznych $H_b = 500$ m i $H_b = 3500$ m w zakresie prędkości przyrządowych lotu $V_P \approx 60 \div 180$ km/h. Z kolei próby badawcze dotyczące stateczności podłużnej w przelocie przeprowadzano w postaci serii ustalonych lotów prostoliniowych (przelotów) na mocy niezbędnej do lotu poziomego z prędkością $0,9V_H$ (V_H – prędkość maksymalna na mocy nominalnej) na wysokości badawczej $H_b = 500$ m w zakresie prędkości lotu $V_P \approx 150 \div 260$ km/h i na $H_b = 3500$ m w zakresie prędkości $V_P \approx 70 \div 170$ km/h zgodnie z JAR-29. Badania stateczności śmigłow-

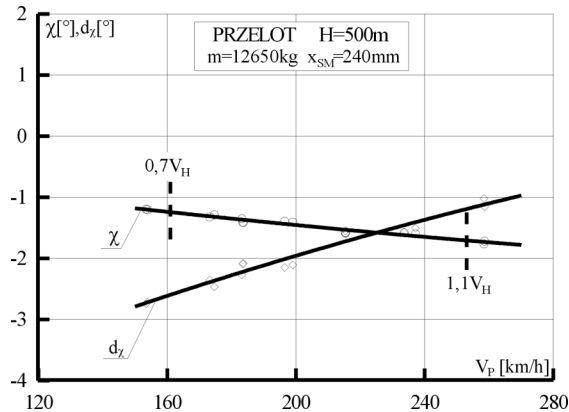
ca podczas autorotacji realizowano na średnich wysokościach barometrycznych $H_b = 750$ m i $H_b = 1500$ m w zakresie prędkości przyrządowych lotu $V_P \approx 90 \div 180$ km/h. Powyższe badania wykonano w warunkach autorotacji umownej wirnika nośnego (skok minimalny, zespół napędowy na zakresie biegu jałowego). Natomiast loty z małymi prędkościami do tyłu i do przodu z wpływem ziemi przeprowadzono na wysokości geometrycznej $H \approx 3$ m w zakresie rzeczywistych prędkości lotu $V = -10 \div 40$ km/h (według GPS) z mocami zespołu napędowego N odpowiadającymi każdorazowo warunkom utrzymania zadanej prędkości danej próby. Przyjęta prędkość lotu do tyłu -10 km/h wynika z ograniczeń eksploatacyjnych śmigłowca. Wszystkie opisane wyżej próby badawcze (ustalone stany pomiarowe) wykonywano przez okres minimum 30 s z prędkościami lotu V_P zmieniającymi się w podanych zakresach co ~ 10 km/h i powtarzano celem zwiększenia wiarygodności dwukrotnie, rejestrując ich przebieg za pomocą aparatury pomiarowo-rejestrującej S2-3a/p. Ponadto wszystkie próby realizowano dla dwóch wariantów masowych śmigłowca: wariantu ciężkiego ($m \approx 12\,750$ kg, $x_{SM} \approx 240$ mm) i wariantu lekkiego ($m \approx 10\,800$ kg, $x_{SM} \approx 215$ mm).

Po przeprowadzonych lotach na podstawie zarejestrowanych danych dokonano oceny poprawności wykonania poszczególnych prób badawczych, sprawdzając, czy przebiegi czasowe wartości kątów pochylenia tarczy sterującej χ (wychyleń sterownicy sterowania podłużnego d_χ), kątów skoku ogólnego wirnika nośnego φ_{WN} oraz prędkości lotu V_P są praktycznie stałe w danej próbie i czy średnie wartości wysokości H_b próby nie odbiegają znacznie od zadanych. Następnie dla każdej serii prób badawczych (zadana masa, wysokość i faza lotu) na podstawie pozytywnie zweryfikowanych prób, wyznaczono zbiory punktów o współrzędnych równych średnim w danej próbie wartościom kątów pochylenia tarczy sterującej χ (wychyleń sterownicy sterowania podłużnego d_χ) oraz średnim wartościom przyrządowej prędkości lotu śmigłowca V_P . Ostatecznie przeprowadzono numeryczną aproksymację wyznaczonych zbiorów punktów pomiarowych otrzymując krzywe równowagi podłużnej śmigłowca $\chi = f(V_P)$ oraz $d_\chi = f(V_P)$, charakteryzujące jego stateczność statyczną podłużną.

Przykładowe wyniki omawianych badań dla wznoszenia na $H_b = 3500$ m (wariant lekki), przelotu na $H_b = 500$ m (wariant ciężki) oraz lotów z małymi prędkościami z wpływem ziemi (wariant ciężki) przedstawiono w postaci graficznej odpowiednio na rysunkach 9÷11. Dane badawcze uzyskane z prób oznaczono na wykresach symbolami, linie ciągłe stanowią poszukiwane przebiegi krzywych równowagi podłużnej śmigłowca, natomiast pionowe linie przerywane wyznaczają granice wymaganych przepisami zakresów prędkości. Jak łatwo

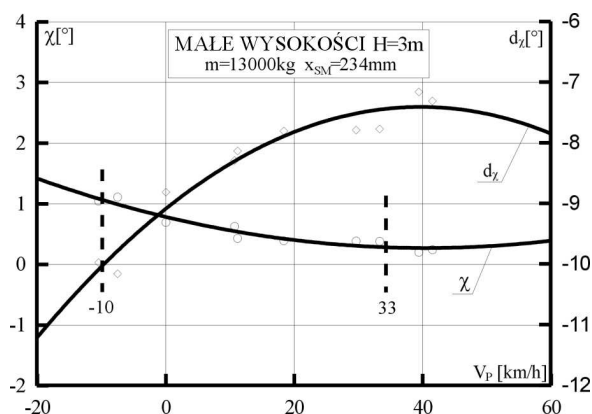


Rys. 9. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ i wychylenia drążka sterowego d_χ od przyrządowej prędkości lotu V_P dla wznoszenia na wysokości $H_b = 3500\text{ m}$



Rys. 10. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ i wychylenia drążka sterowego d_χ od przyrządowej prędkości lotu V_P dla przelotu na wysokości $H_b = 500\text{ m}$

widać, pokazane na rysunkach krzywe równowagi charakteryzują się ujemnymi wartościami pochodnych $\delta d_\chi / \delta V_P$ i odpowiednio dodatnimi wartościami pochodnych $\delta \chi_L / \delta V_P$ w żądanych zakresach prędkości V_P . Dla przyjętej w systemie pomiarowym konwencji znaków oznacza to, że do osiągnięcia prędkości lotu większej od prędkości wyważenia konieczny jest ruch sterownicy sterowania podłużnego do przodu (od siebie) i odwrotnie. Zgodnie z JAR-29 wykazanie powyższego zachowania badanego śmigłowca dowodzi jego stateczności statycznej podłużnej. Podsumowując, wyniki badań potwierdziły, że doposażony śmigłowiec Mi-17-1V jest stateczny podłużnie we wszystkich wymaganych sta-



Rys. 11. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ i wychYLENIA drążka sterowego d_χ od przyrządowej prędkości lotu V_P w lotach do przodu i do tyłu z wpływem ziemi ($H \approx 3$ m)

nach lotu za wyjątkiem opadania autorotacyjnego w wariancie ciężkim w okolicach dolnej granicy wymaganego zakresu prędkości, tj. do $V_P \approx 100$ km/h (patrz [3, 4]).

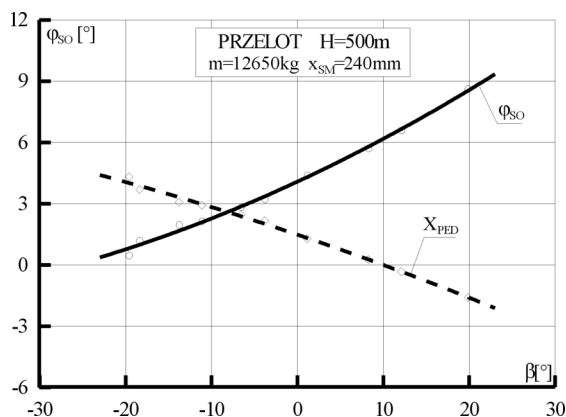
5.2. Stateczność statyczna kierunkowa

Badania stateczności statycznej podłużnej śmigłowca przeprowadzono dla przelotu na dwóch wysokościach barometrycznych $H_b = 500$ m i $H_b = 3500$ m oraz dla dwóch wariantów masowych śmigłowca: lekkiego ($m \cong 10\,800$ kg) i ciężkiego ($m \cong 12\,600$ kg). Zgodnie z JAR-29 ww. badania realizowano dla prędkości przyrządowej lotu V_P równej $0,9V_H$ (V_H – prędkość maksymalna na mocy nominalnej) i równoważnej tej prędkości mocy zespołu napędowego (wartości skoku wirnika nośnego φ_{WN}). Próby badawcze polegały na realizacji serii, dla danej wysokości i masy, lotów ustalonych ze zmieniającymi się w każdej próbie co $\sim 5^\circ$ wartościami kątów ślizgu β , aż do wielkości ślizgów odpowiadającym wychyleniom kulki zakrętomierza w prawo lub w lewo o jedną średnicę.

Po przeprowadzonych lotach, wykorzystując zarejestrowane parametry lotu śmigłowca, dokonano oceny poprawności ich wykonania sprawdzając, czy przebiegi czasowe wartości kątów ślizgu β i kątów skoku śmigielka ogonowego φ_{SO} (wychyleń sterownicy sterowania kierunkowego X_{PED}) są praktycznie stałe w danej próbie i czy wysokości H_b nie odbiegają istotnie od zadanych. Następnie, dla każdej serii prób badawczych (zadane masa i wysokość), na podstawie pozytywnie zweryfikowanych danych, wyznaczono zbiory punktów o współrzędnych równych średnim w danej próbie wartościom kątów ślizgu β ,

kątów skoku śmigielka ogonowego φ_{SO} oraz wychylenia sterownicy sterowania kierunkowego X_{PED} . Ostatecznie przeprowadzono numeryczną aproksymację wyznaczonych zbiorów punktów pomiarowych otrzymano poszukiwane krzywe równowagi kierunkowej śmigłowca $\varphi_{SO} = f(\beta)$ i $X_{PED} = f(\beta)$ charakteryzujące jego kierunkową stateczność statyczną.

Przykładowe rezultaty badań dla przelotu na $H_b = 500$ m (wariant ciężki) zaprezentowano na rys. 12. Dane uzyskane z prób oznaczono na rysunku symbolami, linia ciągła to krzywa równowagi kierunkowej śmigłowca $\varphi_{SO} = f(\beta)$, zaś linia przerywana przedstawia zależność wychylenia lewego pedału X_{PED} od kąta ślizgu. Dodajmy, że dodatnie wartości kątów β odpowiadają kierunkowi napływu strug powietrza z lewej strony śmigłowca, natomiast dodatnie wartości X_{PED} odpowiadają wychyleniu lewego pedału sterownicy kierunkowej do przodu. Na podstawie zarówno przedstawionych przebiegów, jak też pozostałych wyników można stwierdzić, że do uzyskania lewego ślizgu konieczne jest wychylenie prawego pedału do przodu i odwrotnie oraz że wychyleniom pedału towarzyszy praktycznie równomierny przyrost kąta ślizgu śmigłowca. Na mocy wymagań JAR-29 powyższe zachowanie dowodzi stateczności statycznej kierunkowej badanego śmigłowca. Szczegółowe wyniki badań zawarto w protokołach [3] i sprawozdaniu [4].



Rys. 12. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} i wychylenia pedałów X_{PED} od kąta ślizgu β śmigłowca w przelocie na wysokości $H_b = 500$ m

5.3. Sterowność i manewrowość

Badania w zakresie sterowności i manewrowości realizowano, zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-29, dla wszystkich przewidywanych w eksploatacji badanego śmigłowca stanów lotu. Ze względów praktycznych, pewną część

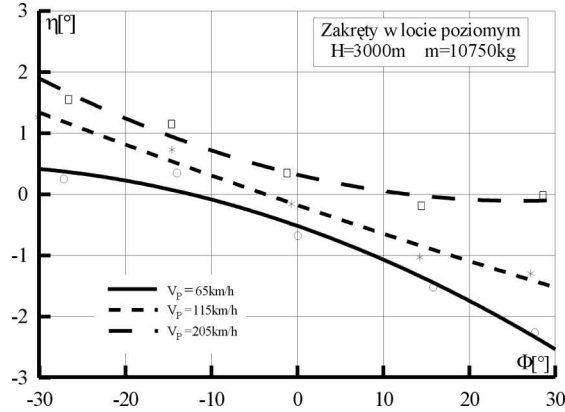
omawianych badań dotyczącą oceny sterowności i manewrowości śmigłowca w takich stanach lotu, jak typowe starty i lądowania, wznoszenia i opadania czy przeloty, dokonano w oparciu o dane i opinie pilotów otrzymane z lotów wykonywanych dla potrzeb pozostałych badań. Tym niemniej zasadnicze badania rozpatrywanych własności lotnych śmigłowca przeprowadzono na bazie lotów badawczych poświęconych wyłącznie zagadnieniom sterowności i manewrowości. Wspomniane loty obejmowały swoim zakresem następujące próby badawcze:

- zakręty z przechyleniami Φ do $\pm 30^\circ$ w locie poziomym oraz do $\pm 20^\circ$ na wznoszeniu i w autorotacji dla różnych prędkości i wysokości lotu,
- przemieszczenia wzdłużne i boczne śmigłowca w zakresie dopuszczalnych prędkości lotu na wysokościach geometrycznych $H = 1,5$ m (z wpływem ziemi), $H = 8$ m (z częściowym wpływem ziemi) i $H = 15$ m (bez wpływu ziemi),
- starty i lądowania z różnymi masami i położeniami środka masy x_{SM} oraz z różnymi kierunkami i prędkościami wiatru,
- stany wprowadzenia śmigłowca do lotu autorotacyjnego oraz wyprowadzenia,
- loty manewrowe.

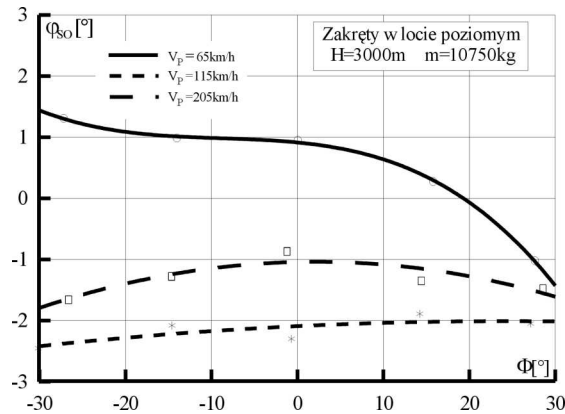
Po wykonanych lotach zarejestrowane w trakcie prób badawczych parametry lotu i sterowania śmigłowca poddano szczegółowej weryfikacji, obróbce i ostatecznie analizie. Na etapie weryfikacji oceniano poprawność wykonania poszczególnych prób, sprawdzając, czy zachowane były zadane dla danej próby wysokość i prędkość czy też przechylenie. Ponadto w przypadku zakrętów i przemieszczeń przy ziemi oceniano, czy przebiegi czasowe zarówno wymienionych powyżej parametrów lotu, jak też sterowań, są bliskie ustalonym, tj. czy dana próba przebiegała w warunkach quasi-ustalonych. Następnie, na podstawie wyników pozytywnie zweryfikowanych prób badawczych, wyznaczono średnie dla danej próby wartości wychyleń organów sterowania i kątów przechylenia (w zakrętach) lub prędkości (dla przemieszczeń przy ziemi). Ostatecznie dla tak wyznaczonych danych określono zbiory punktów opisujących wartości wychyleń poszczególnych organów sterowania śmigłowca w zależności od wielkości przechylenia Φ w zakrętach (dla każdej z zadanych prędkości i wysokości) lub od prędkości lotu dla przemieszczeń podłużnych i bocznych przy ziemi (dla każdej z badanych wysokości).

Przykładowe wyniki badań dotyczące sterowności w zakrętach przedstawiono w postaci przebiegów kąta przechylenia tarczy sterującej η i skoku śmigła ogonowego φ_{SO} w funkcji przechylenia Φ śmigłowca dla zakrętów w locie

poziomym na wysokości $H_b = 3000$ m oraz dla zakrętów w autorotacji na $H_b = 750$ m odpowiednio na rys. 13-16.

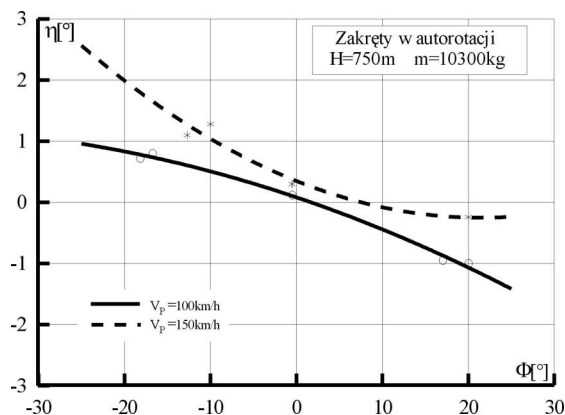


Rys. 13. Zależności kąta przechylenia tarczy sterującej η od kąta przechylenia Φ śmigłowca dla różnych prędkości lotu V_P podczas zakrętów w locie poziomym na $H_b = 3000$ m

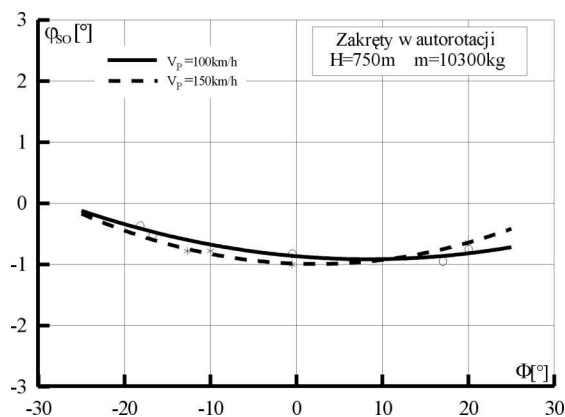


Rys. 14. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od kąta przechylenia Φ śmigłowca dla różnych prędkości lotu V_P podczas zakrętów w locie poziomym na $H_b = 3000$ m

Symbole na wykresach stanowią dane z prób, natomiast linie obrazują wyaproxymowane przebiegi sterowań dla poszczególnych prędkości. Ponadto komplet wyników badań w omawianym zakresie w postaci minimalnych i maksymalnych wartości kątów pochylenia χ i przechylenia η tarczy sterującej oraz kątów skoku wirnika nośnego φ_{WN} i śmigielka ogonowego φ_{SO} uzyskanych dla badanych rodzajów zakrętów zamieszczono w tabeli 2. Dla



Rys. 15. Zależności kąta przechylenia tarczy sterującej η od kąta przechylenia Φ śmigłowca dla różnych prędkości lotu V_P podczas zakrętów w opadaniu autorotacyjnym na $H_b = 750$ m



Rys. 16. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od kąta przechylenia Φ śmigłowca dla różnych prędkości lotu V_P podczas zakrętów w opadaniu autorotacyjnym na $H_b = 750$ m

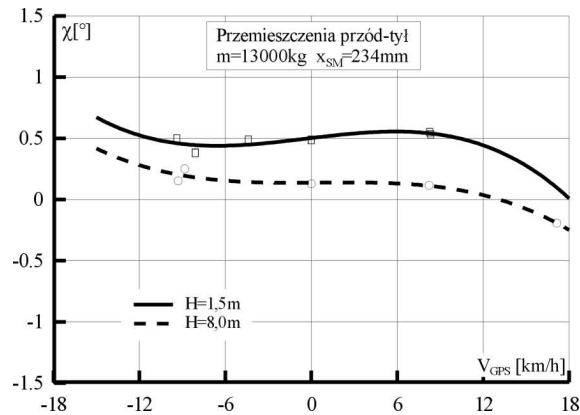
celów oceny minimalnych zapasów sterowania w tabeli podano też graniczne konstrukcyjnie wartości kątów wychyleń poszczególnych organów sterowania, zaś podkreśleniem wyróżniono uzyskane ekstremalne wartości wychyleń. Podkreślny, że wartości kątów skoku wirnika nośnego φ_{WN} równe granicznym zarejestrowane podczas zakrętów w opadaniu autorotacyjnym (patrz tab. 2) wynikają z zasad realizacji autorotacji umownej wirnika i tym samym nie mogą być uwzględniane do oceny zapasów sterowania.

Tabela 2. Minimalne i maksymalne kąty wychylenia organów sterowania śmigłowca zarejestrowane podczas wykonywania zakrętów w podanych stanach lotu

H_b [m]	Stan lotu: zakręty w locie	V_P [km/h]	Wychylenie organów sterowania							
			χ [°]		η [°]		φ_{WN} [°]		φ_{SO} [°]	
			min	max	min	max	min	max	min	max
3000	poziomym ⁽¹⁾	65	−0,695	0,716	−2,264	0,348	7,94	8,07	−1,02	1,41
		115	−0,68	−0,071	−1,295	1,259	7,225	8,1	−2,45	−1,89
		205	−1,79	−1,34	−0,188	1,55	9,8	10,55	−1,85	−0,087
500	wznoszącym ⁽²⁾	80	−0,622	−0,159	−1,874	−0,311	7,045	7,765	4,432	9,284
		120	−0,84	−0,561	−1,365	0,182	7,048	8,582	4,982	7,036
		210	−1,386	−1,224	−0,512	0,792	7,661	7,954	3,638	4,939
4000	wznoszącym ⁽³⁾	80	−1,01	−0,684	−1,026	0,016	9,613	9,961	8,525	12,21
		120	−1,314	−1,031	−0,98	0,221	9,892	9,895	4,627	8,517
		160	−1,597	−1,239	−0,587	0,528	9,881	10,05	6,499	7,554
3500	autorotacyjnym ⁽⁴⁾	100	−0,07	0,37	−1,01	0,81	1,0	1,0	−0,95	−0,37
		150	−0,164	0,32	−0,24	1,28	1,0	1,0	−1,0	−0,64
Graniczne wychylenia			− 7,5	4,7	−3,0	4,6	1,0	15,0	−6,9	23,6

⁽¹⁾ $\Phi = \pm 30^\circ$, $m = 10\,750\text{ kg}$; ⁽²⁾ $\Phi = \pm 20^\circ$, $m = 10\,300\text{ kg}$

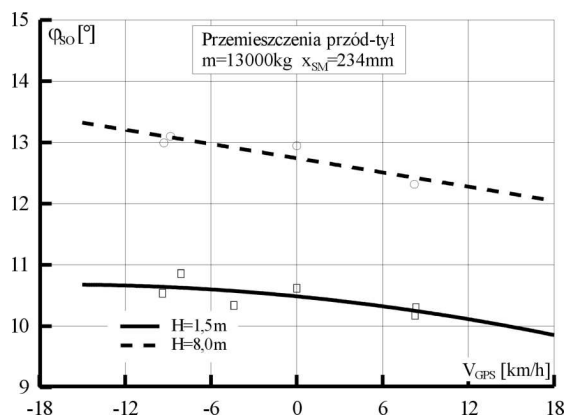
⁽³⁾ $\Phi = \pm 20^\circ$, $m = 10\,550\text{ kg}$; ⁽⁴⁾ $\Phi = \pm 20^\circ$, $m = 10\,300\text{ kg}$



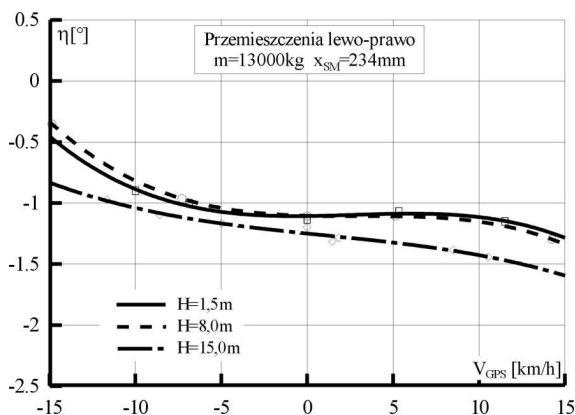
Rys. 17. Zależności kąta pochylenia χ tarczy sterującej od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń przód-tył na $H = 1,5$ i 8 m

Z kolei wybrane rezultaty badań dotyczące sterowności w lotach przy ziemi pokazano w postaci przebiegów kąta pochylenia tarczy sterującej χ i skoku śmigła ogonowego φ_{SO} w funkcji prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} (wg GPS)

dla przemieszczeń przód-tył oraz w postaci przebiegów kąta przechylenia tarczy η i skoku φ_{SO} dla przemieszczeń lewo-prawo odpowiednio na rys. 17-20. Analogicznie jak wyżej, symbole na wykresach stanowią dane z prób, natomiast linie ilustrują wyaprosymowane przebiegi sterowań dla poszczególnych wysokości badawczych.

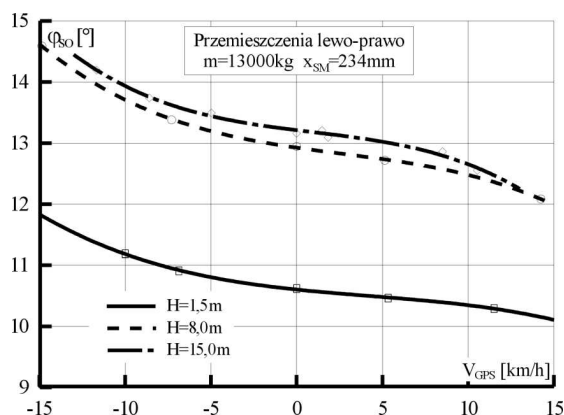


Rys. 18. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń przód-tył na $H = 1,5$ i 8 m



Rys. 19. Zależności kąta przechylenia h tarczy sterującej od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń lewo-prawo na $H = 1,5$, 8 i 15 m

Dodatkowo, dla potrzeb całościowej oceny minimalnych zapasów sterowania śmigłowca podczas jego przemieszczeń wzdłużnych i bocznych przy ziemi, w tabeli 3 zamieszczono minimalne oraz maksymalne wartości kątów wychyleń



Rys. 20. Zależności kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} od prędkości lotu śmigłowca V_{GPS} podczas przemieszczeń lewo-prawo na $H = 1,5, 8$ i 15 m

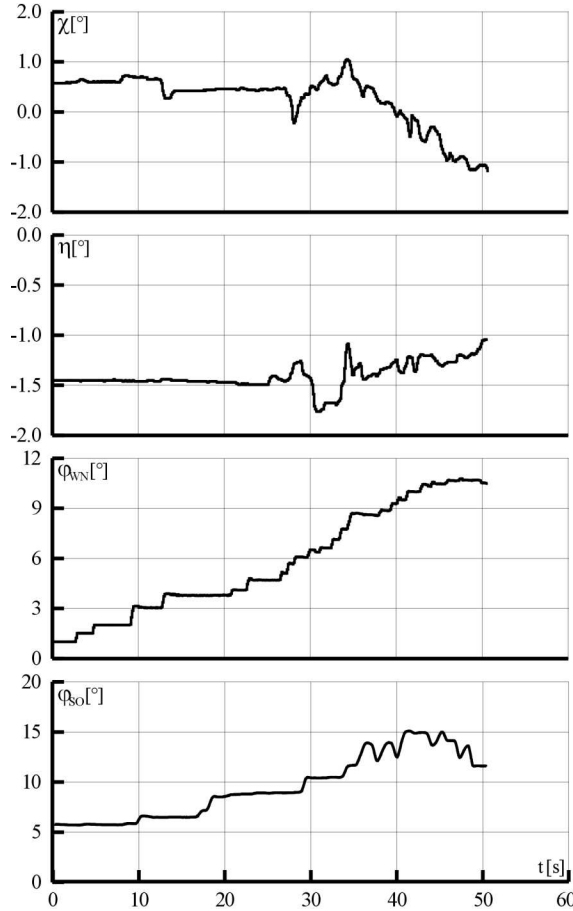
poszczególnych organów sterowania uzyskane w trakcie realizowanych prób badawczych na zadanych wysokościach, wartości graniczne wychyleń i uzyskane ekstremalne wartości wychyleń (wyróżnione podkreśleniem).

Tabela 3. Minimalne i maksymalne kąty wychYLENIA organów sterowania śmigłowca zarejestrowane podczas przemieszczeń śmigłowca przy ziemi z prędkościami $V_{GPS} \cong -15 \div 15$ km/h

H [m]	Stan lotu: przemiesz- czenie	Wychylenie organów sterowania							
		χ [°]		η [°]		φ_{WN} [°]		φ_{SO} [°]	
		min	max	min	max	min	max	min	max
1,5	w lewo-prawo	0,390	0,592	-1,151	-0,899	7,506	8,136	10,292	11,190
8	w lewo-prawo	-0,099	0,129	-1,297	-0,353	8,083	8,861	12,086	<u>14,59</u>
15	w lewo-prawo	0,249	0,422	-1,443	-0,875	8,456	<u>8,99</u>	12,553	14,195
1,5	w przód-tył	0,380	0,550	-1,134	-1,074	7,681	8,136	<u>10,176</u>	10,857
8	w przód-tył	-0,193	0,250	-1,125	<u>1,125</u>	7,922	8,861	10,759	13,099
Graniczne wychYLENIA		-7,5	4,7	-3,0	4,6	1,0	15,0	-6,9	23,6

Analizę oraz ocenę sterowności i manewrowości badanego śmigłowca dla etapów startu i lądowania, w stanach przejściowych związanych z wprowadzaniem śmigłowca do lotu autorotacyjnego oraz jego wyprowadzeniem z lotu autorotacyjnego, a także dla lotów manewrowych dokonano zasadniczo w oparciu o szczegółową analizę zarejestrowanych przebiegów czasowych parametrów sterowania i lotu śmigłowca w rozważanych stanach lotu. Podstawowymi

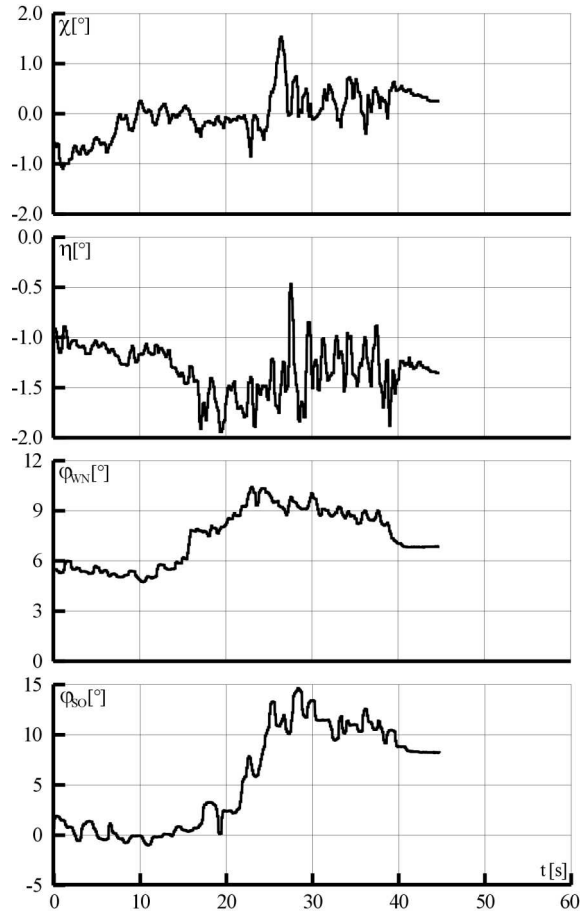
ocenianymi parametrami wspomnianych przebiegów czasowych były zakresy wartości kątowych wychyleń organów sterowania realizowanych w rozważanych lotach badawczych, dynamika procesów sterowania i odpowiadających tym sterowaniom zachowań śmigłowca. Przykładowe przebiegi wykorzystywane do celów omawianej oceny przedstawiono w postaci graficznej na rysunkach 21 i 22.



Rys. 21. Przebiegi czasowe parametrów sterowania (χ , η , φ_{WN} , φ_{SO}) zarejestrowane podczas startu śmigłowca ($m = 13\,000\text{ kg}$, $x_{SM} = 243\text{ mm}$) pod wiatr 1 m/s

Na rys.21 zamieszczono kolejno przebiegi czasowe kąta pochylenia χ i przechylenia η tarczy sterującej oraz kąta skoku wirnika nośnego φ_{WN} i śmigła ogonowego φ_{SO} zarejestrowane w trakcie startu śmigłowca o masie $m = 13\,000\text{ kg}$ i podłużnym położeniu środka masy $x_{SM} = 243\text{ mm}$ pod wiatr o sile 1 m/s . Z kolei rys.22 zawiera analogiczne przebiegi uzyskane pod-

czas lądowania śmigłowcowego śmigłowca ($m = 12\,860\text{ kg}$, $x_{SM} = 237\text{ mm}$) z prawym wiatrem wiejącym z prędkością 6 m/s .



Rys. 22. Przebiegi czasowe parametrów sterowania (χ , η , φ_{WN} , φ_{SO}) zarejestrowane podczas lądowania śmigłowca ($m = 12\,860\text{ kg}$, $x_{SM} = 237\text{ mm}$) z prawym wiatrem 6 m/s

Podsumowując wyniki badań w zakresie sterowności, na podstawie wykonanych prób badawczych ustalono, że we wszystkich przewidywanych eksploatacyjnie stanach lotu, nawet w przypadku najbardziej niekorzystnych dla danego manewru położenia środka masy i warunków otoczenia (prędkość i kierunek wiatru, turbulencja itp.), badany śmigłowiec dysponuje wystarczającymi zapasami sterowania.

Ocenę własności manewrowych śmigłowca dokonano w głównej mierze na podstawie szczegółowych uwag, opinii i ocen personelu lotnego realizującego

loty badawcze, a zatem miała ona zasadniczo charakter jakościowy. Po pierwsze, oceniono, zgodnie z wyrażonymi opiniami, że zachowanie się badanego śmigłowca pozwala zarówno na stosunkowo łatwe i precyzyjne utrzymywanie żądanych parametrów lotu nawet w warunkach znacznych zaburzeń zewnętrznych, jak też efektywne przejście śmigłowca w inny pożądaný stan lotu. Ponadto potwierdzono, że manewrowanie badanym śmigłowcem w zakresie przewidzianych eksploatacyjnie stanów lotu nie stwarza istotnych trudności absorbujących nadmiernie uwagi pilota, nie wymaga ponadprzeciętnych umiejętności pilotowania i w efekcie zapewnia odpowiednie zapasy bezpieczeństwa i własności manewrowe.

Reasumując, na podstawie wyników ilościowych i jakościowych z przeprowadzonych lotów badawczych oceniono, iż doposażenie badanego śmigłowca nie wpłynęło w istotny sposób na jego sterowność i manewrowość.

6. Podsumowanie

W rezultacie przeprowadzonych badań w locie wyznaczono poprawione (wynikające z wpływu doposażenia) lub potwierdzono instrukcyjne (dla wersji niedoposażonej śmigłowca) wszystkie charakterystyki osiągowie i własności lotne badanego śmigłowca wymagane przez przyszłego użytkownika. Szczegółowe wyniki badań lotnych przedstawiono w protokołach [3] i sprawozdaniu [4] z badań.

Bibliografia

1. Praca zbiorowa, *Zbiór metodyk badań w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V*, BT ITWL nr 3533/50, Warszawa 2007
2. Praca zbiorowa, *Programy lotów próbnych doświadczalnych śmigłowca Mi-17-1V nr 6104*, BT ITWL nr 3748/50, Warszawa 2007
3. Praca zbiorowa, *Zbiór raportów z badań w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V nr 6104*, BT ITWL nr 3862/50, Warszawa 2008
4. Praca zbiorowa, *Sprawozdanie nr 1/36/2008 z pracy Badania typu na pierwszym doposażonym śmigłowcu Mi-17-1V zgodnie z NO-06-A105 i NO-06-A101*, BT ITWL nr 3860/50, Warszawa 2008
5. *Rukowodstvo po ljetnoj eksploatacji wiertaljota Mi-8MTB cz. I i II*, Ministerstwo Transportu Federacji Rosyjskiej, Moskwa 1996

Flight tests of an extended version of the Mi-17 helicopter**Abstract**

The paper is intended to present some issues of the flight testing of higher-than-basic versions of the Mi-17-1V helicopter. The flight tests were carried out at the Air Force Institute of Technology in Warsaw, Poland. In the paper, flight testing methods and a technique of the test results processing are presented. It is also discussed how these results can be used for determination of the performance and flying qualities of the helicopter under examination. The obtained outcome is illustrated with exemplary results describing the parameters and flying qualities of the Mi-17 helicopter in its extended version.

SPEKTRUM OBCIĄŻEŃ – ARCHIWIZACJA, ANALIZA I ODTWARZANIE SEKWENCJI ZDARZEŃ

MIROSLAW RODZEWICZ

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

GRZEGORZ CZERWIŃSKI

Przemysłowy Instytut Telekomunikacji, Warszawa
e-mail: czerwinski@pit.edu.pl

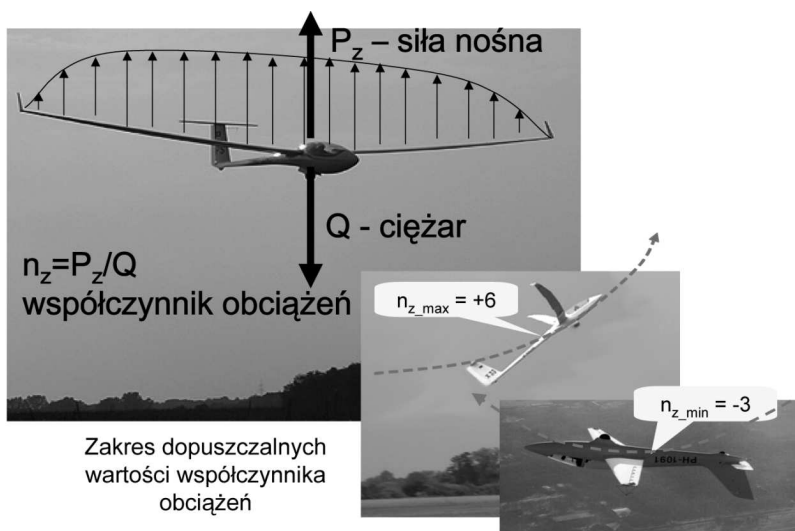
BARTŁOMIEJ JACEK KUBICA

Politechnika Warszawska, Instytut Automatyki i Informatyki Stosowanej
e-mail: b.kubica@elka.pw.edu.pl

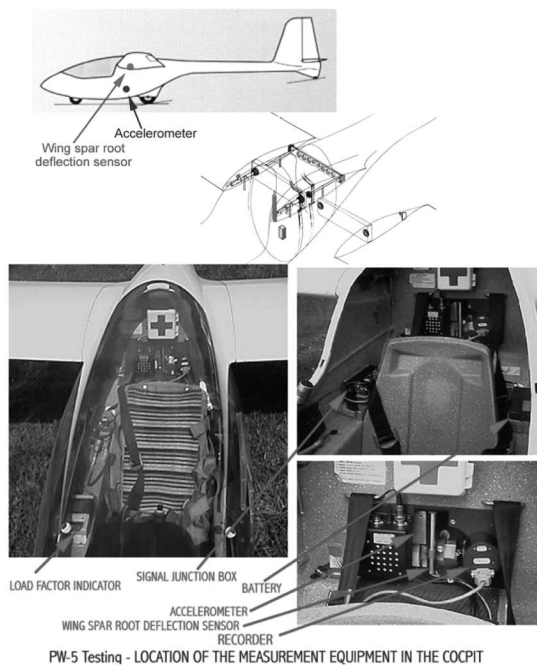
Praca zawiera opis metod pomiaru spektrum obciążeń z zastosowaniem zapisu w postaci tzw. tablic przejść lub ich szczególnej postaci, tj. tablic pół-cykli obciążeń powstałych w wyniku zastosowania algorytmu *Rainflow Counting*. Przedstawiono sposób wyznaczania przyrostowych spektrów obciążeń na podstawie tablic pół-cykli obciążeń oraz metody ekstrapolacji zmierzzonego spektrum obciążeń, a także metodę odtwarzania sekwencji obciążeń umożliwiającą odtworzenie stochastycznego charakteru obciążeń na stanowisku prób zmęczeniowych.

1. Wstęp

Temat publikacji związany jest z problematyką badań zmęczeniowych szybowców kompozytowych. Jak wiadomo, szybowce zawsze były wizytówką polskiego przemysłu lotniczego, a najnowszy polski szybowiec Diana 2 powstały po okresie kryzysu w przemyśle lotniczym jest aktualnie najlepszy w swojej klasie. Jednym z podstawowych zagadnień problematyki badań zmęczeniowych jest spektrum obciążeń eksploatacyjnych. Opisuje ono statystykę zmian współczynnika obciążeń, który definiowany w sposób przedstawiony na rys. 1. Współczynnik ten zależny jest od działających przyspieszeń, a jego dopuszczalne wartości mieszczą się dla większości szybowców w granicach $\langle -3; +6 \rangle$.



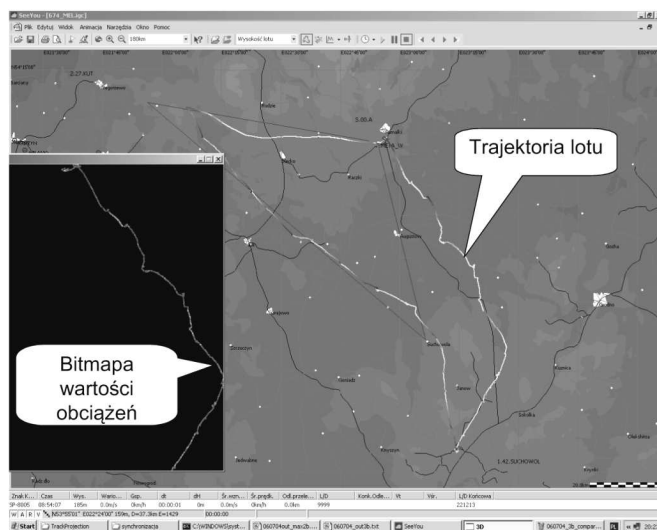
Rys. 1. Dopuszczalny zakres współczynnika obciążeń szybowca



Rys. 2. Aparatura do pomiaru współczynnika obciążeń

Na rysunku 2 przedstawiono zestaw aparaturowy używany do badań spektrum obciążeń szybowca PW-5. Szczególną funkcję spełnia tu rejestrator cyfrowy, a tu głównym problemem do niedawna była ograniczona pojemność pamięci, która zmuszała do poszukiwania wyrafinowanych metod rejestracji spektrum obciążeń.

Zastosowanie GPS'a umożliwia skojarzenie zarejestrowanych obciążeń z parametrami trajektorii lotu, a w szczególności z rodzajem terenu. Na rys. 3 przedstawiona jest trajektoria lotu na tle mapy wektorowej terenu w konkurencji trójkąt prędkościowy jednego z zawodników szybowcowych Mistrzostw Polski 2007 latającego z rejestratorem obciążeń.

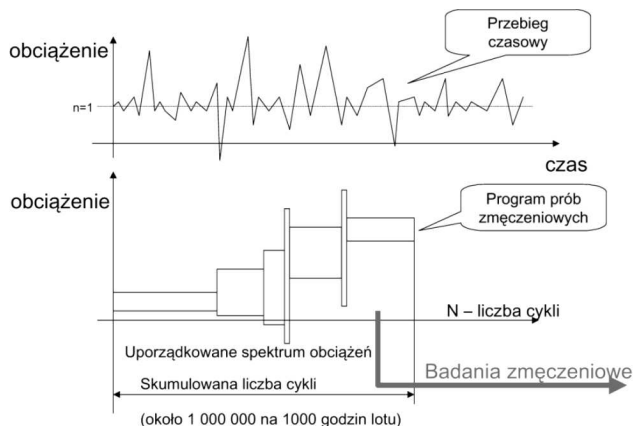


Rys. 3. Wykorzystanie GPS'a w badaniach obciążeń w locie

2. Zapis spektrum obciążeń

Głównym problemem badań zmęczeniowych jest odwzorowanie rzeczywistego przebiegu obciążeń na stanowisku badań zmęczeniowych. Jak wiadomo, obciążenia w locie mają charakter stochastyczny. Prowadząc analizę statystyki zmian obciążenia, można uzyskać uporządkowane spektrum obciążeń (rys. 4). Przez wiele dziesięcioleci tego rodzaju spektra złożone z bloków stało-amplitudowych cykli obciążeń były stosowane w badaniach zmęczeniowych.

Takie rozwiązanie jest jednak niedoskonałe; powstaje tu np. problem kolejności realizacji bloków obciążeń. Dlatego opracowano specjalną metodę zapisu spektrum obciążeń, otwierającą drogę do odtworzenia stochastycznego charakteru obciążeń na stanowisku badawczym.

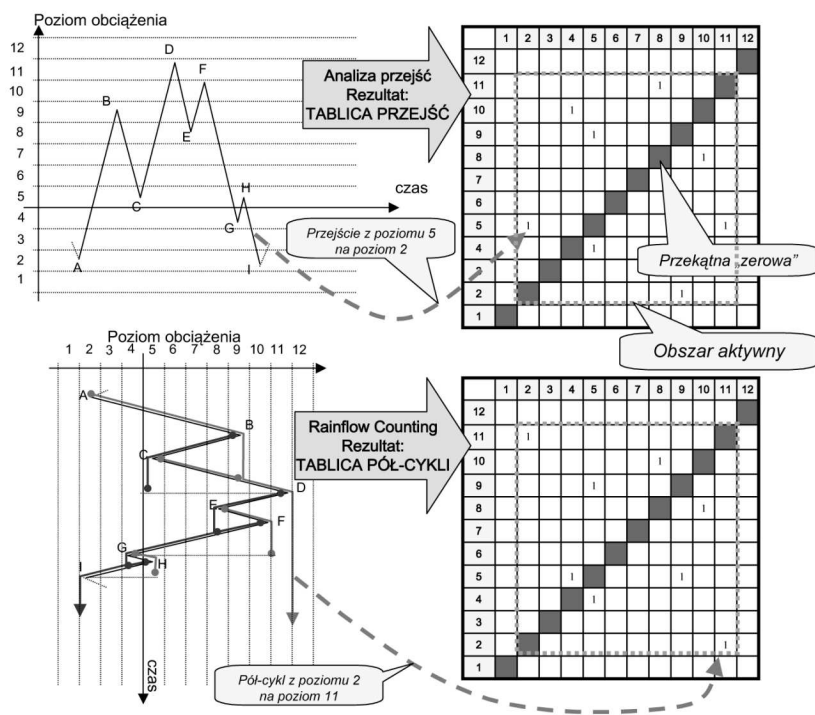


Rys. 4. Obciążenie rzeczywiste a uporządkowane spektrum obciążeń

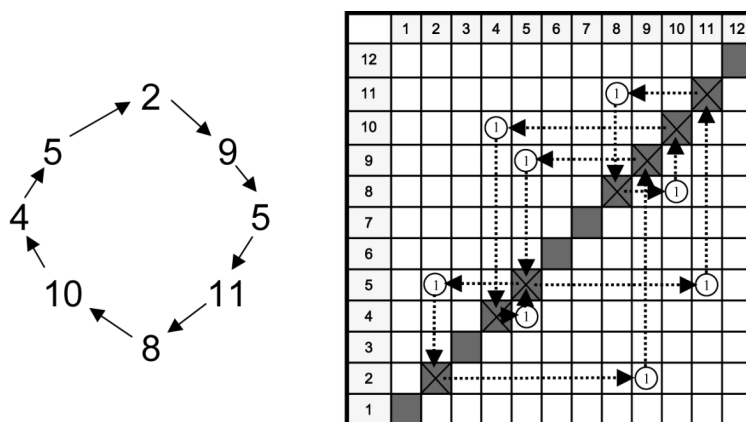
Chodzi tu o tzw. **tablice przejść i tablice pół-cykli obciążeń** (rys. 5). W celu utworzenia tablicy przejść sygnał obciążenia jest redukowany do postaci ciągu lokalnych ekstremów i dyskretyzowany do pewnej liczby poziomów obciążenia (na rys. 5 dla przejrzystości zaznaczono ich jedynie 12). Następnie w tablicy zawierającej tyle wierszy i tyle kolumn ile jest poziomów obciążenia rejestrowane i sumowane są poszczególne przejścia sygnału obciążenia [4]. Tablicę taką można sporządzać w systemie *on line*. Szczególną formą tablicy przejść jest tablica pół-cykli obciążeń, a do jej utworzenia niezbędnie jest zastosowanie specjalnego algorytmu zliczania pełnych cykli obciążenia. Najbardziej efektywnym jest tu algorytm *Rainflow Counting* [1], którego zasada przedstawiona jest w dolnej części rys. 5. W przypadku tworzenia tablicy pół-cykli obciążeń wymagana jest znajomość całej historii sygnału obciążenia.

3. Odtwarzanie sekwencji obciążeń

Zaletą obu tablic w stosunku do tradycyjnego sposobu zapisu spektrum obciążeń jest to, że nie jest tu gubiona informacja o poziomach odniesienia dla poszczególnych przyrostów obciążeń. Podczas zapisu do tablic tracona jest jednak informacja o sekwencji obciążeń. W prostym przypadku zadanie jej

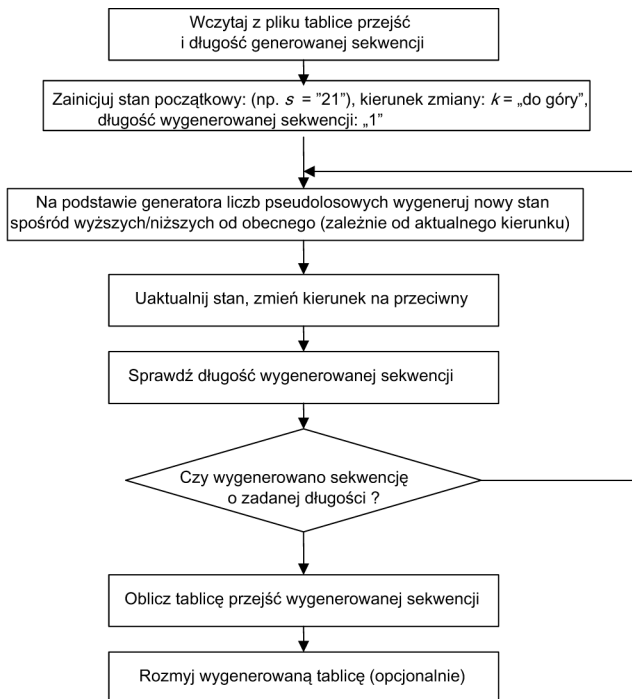


Rys. 5. Zasady tworzenia tablicy przejść i tablicy pół-cykli obciążeń



Rys. 6. Trajektoria obiegu komórek tablicy przejść przy odtwarzaniu sekwencji obciążeń

odtworzenia jest łatwe i polega na obiegu komórek tablicy przejść zgodnie z algorytmem pokazanym na rys. 6. Dla przykładu wzięto zamkniętą pętlę zdarzeń. Wychodząc z dowolnego punktu oznaczonego na przekątnej symbolem $\times$ (czyli tzw. ogniska) można dokonać pełnego obiegu komórek tablicy w sposób jednoznaczny. W przypadku złożonym, gdy w jednym wierszu lub kolumnie tablicy jest zapisanych wiele przejść – pomocnym narzędziem są metody probabilistyki, a w szczególności łańcuchy Markowa. Używając tablic przejść do odtwarzania sekwencji obciążeń, mamy do czynienia z ukrytym łańcuchem Markowa, w którym każdy stan jest parą (s, k) ; gdzie s to poziom obciążenia, a k oznacza kierunek zmian i przyjmuje wartości binarne. Natura procesu generującego ciąg wartości obciążeń jest tu bowiem taka, że poszczególne zmiany są zawsze naprzemienne: jeśli w poprzednim kroku obciążenie zmalało, to w kolejnym wzrosło. Ukryte łańcuchy Markowa są szeroko stosowane m.in. w dziedzinie *text mining*, rozpoznawania mowy, biometrii itd. Typowymi algorytmami, służącymi do ich parametryzacji są algorytm Viterbiego i Bauma-Welcha [2].

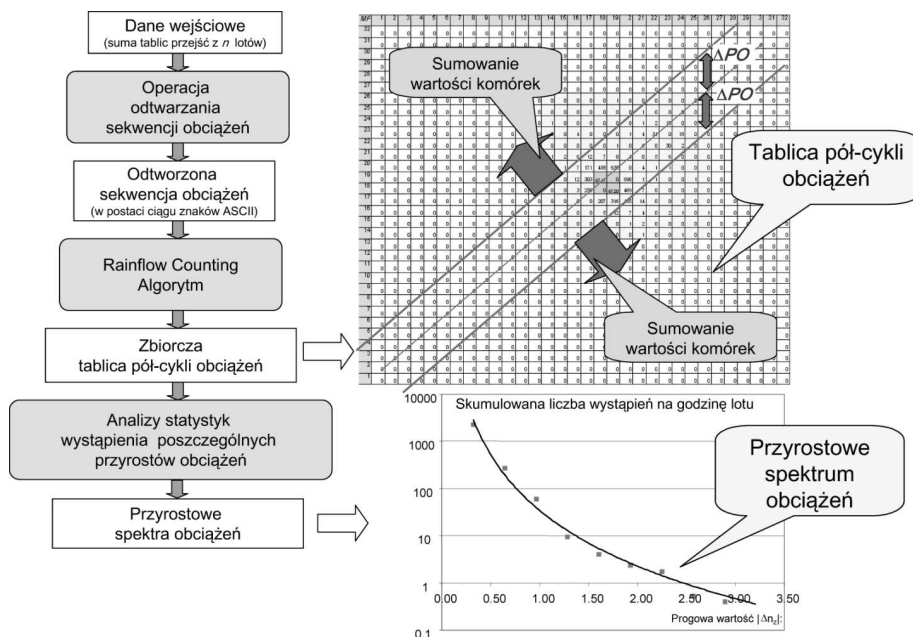


Rys. 7. Algorytm programu do przybliżonego odtwarzania sekwencji obciążeń (autorstwa B.J. Kubicy)

Na rys.7 zamieszczono schemat blokowy algorytmu realizowanego przez program odtwarzania sekwencji obciążeń. Ostatnia operacja („rozmycie” tablicy przejść z wygenerowanej sekwencji) jest opcjonalna i wykorzystywana zostaje w procedurze ekstrapolacji zmierzonego spektrum obciążeń. Operacja „rozmywania”, czyli redystrybucji, przenosi w sposób losowy zliczone wartości do komórek sąsiednich w ramach kwadratu o boku 5×5 komórek (patrz rys. 11).

4. Analiza liczb przyrostów obciążenia

Posiadając narzędzie do odtwarzania sekwencji obciążeń, można przystąpić do dalszych analiz spektrum obciążeń zapisanego w postaci tablicowej i używać tzw. przyrostowe spektrum obciążeń (powszechnie używane).

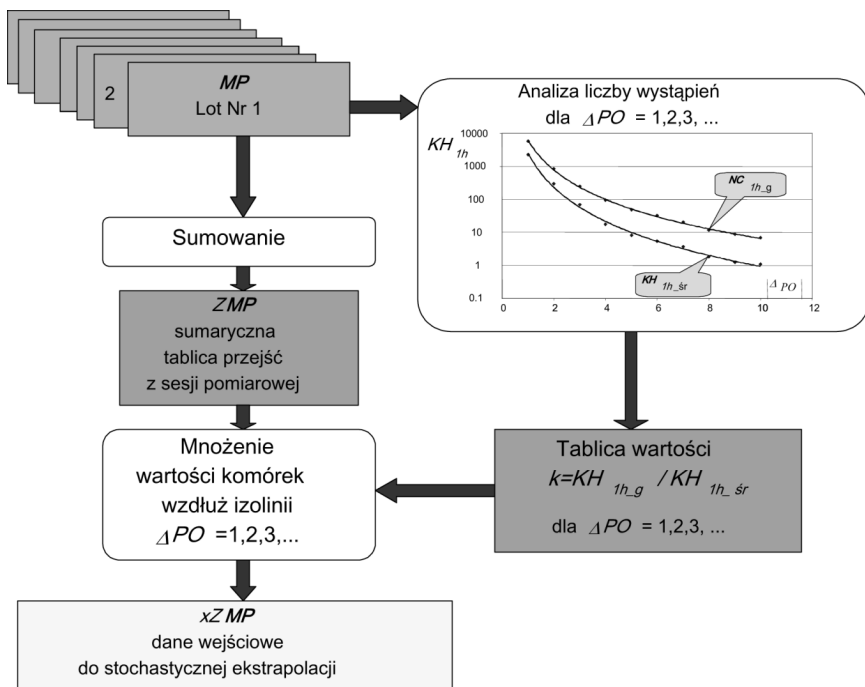


Rys. 8. Algorytm wyznaczania przyrostowych spektrum obciążeń (zastosowany w pakiecie programowym utworzonym przez G. Czerwińskiego)

Na rys. 8 przedstawiono schemat blokowy obróbki danych, prowadzący do utworzenia takiego spektrum. Standardowa liczba poziomów obciążeń w tablicy wynosi 32. Zawiera się w niej z pewną nadwyżką cały zakres zmienności współczynnika obciążeń.

5. Ekstrapolacja spektrum obciążeń

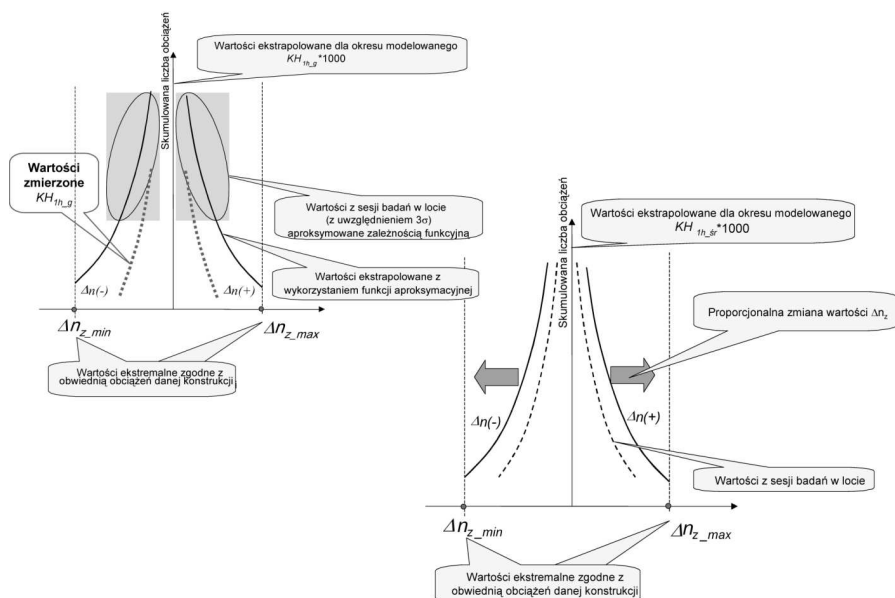
Podstawowym zadaniem procesu wyznaczania spektrum obciążeń do badań zmęczeniowych jest ekstrapolacja zmierzonego spektrum obciążeń. Problem polega tu na tym, że sesja pomiaru spektrum obciążeń trwa znacznie krócej niż docelowy okres użytkowania szybowca i na podstawie pomiaru spektrum obciążeń obejmującego kilkanaście lub kilkadziesiąt godzin lotu trzeba wygenerować spektrum obciążeń obejmujące np. 1000 godzin lotu. Do tego celu konieczna jest analiza statystyczna spektrów obciążeń z poszczególnych lotów.



Rys. 9. Sposób przygotowania danych do ekstrapolacji zmierzonego spektrum obciążeń

Na wykresie zamieszczonym na rys. 9 zaznaczono wartości średnie liczb wystąpień poszczególnych przyrostów obciążenia oraz wartości zwiększone o 3 odchylenia standardowe. Widać, że różnica między nimi wynosi około 1 rzędu. Zwraca uwagę również fakt, że podczas sesji pomiarowej obejmującej w danym przypadku 7 lotów termicznych, maksymalny zarejestrowany przyrost współczynnika obciążeń wyniósł 10 poziomów, podczas gdy teoretycznie mógłby on

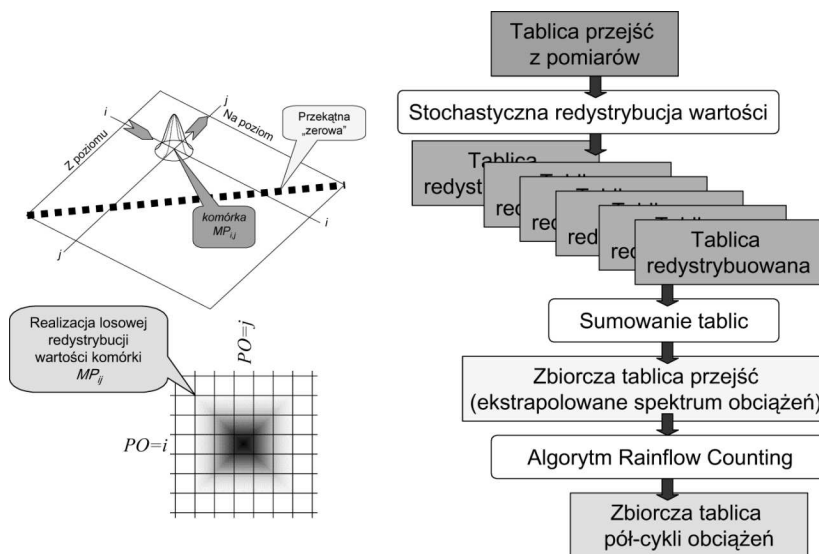
wynieść 28. W trakcie sesji pomiarowych bardzo rzadko zdarza się bowiem, aby w normalnym (nie akrobacyjnym) lataniu wystąpiły skrajne wartości obciążeń. Powstaje zatem problem, jak ekstrapolować zmierzone spektrum obciążeń. Na rys. 10 przedstawiono rozwiązania trywialne: wykorzystanie funkcji aproksymującej dane pomiarowe lub przeskalowanie danych pomiarowych poprzez rozciągnięcie skali Δn_z ; nietrudno jednak się domyślić, że wiążą się one z szeregiem niedoskonałości.



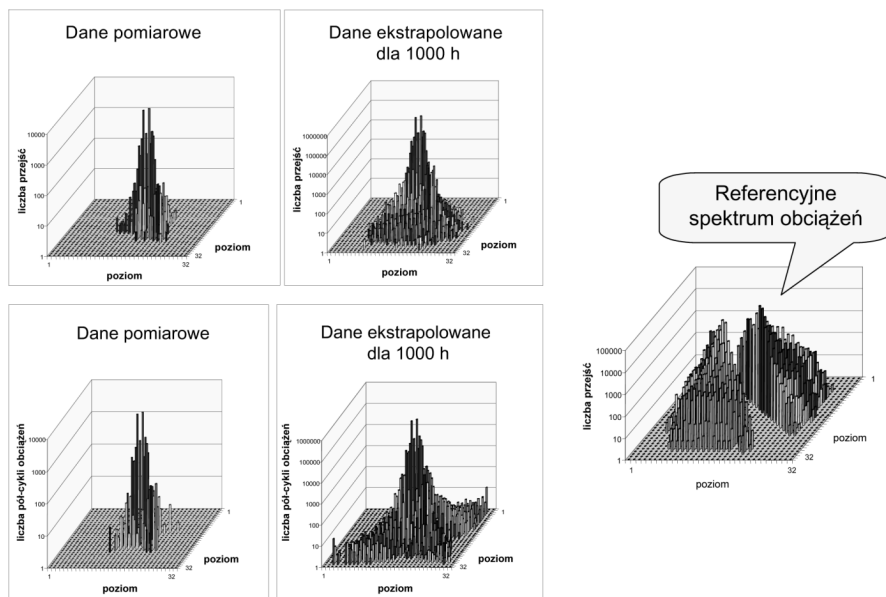
Rys. 10. Najprostsze sposoby ekstrapolacji zmierzonego spektrum obciążeń

Na rys. 11 przedstawiono autorski sposób ekstrapolacji [3] z wykorzystaniem stochastycznej redystrybucji wartości tablicy przejść uzyskanej z pomiarów i przygotowanej według schematu z rys. 9. Odnosi się on do przypadku lotów wykonywanych według tego samego scenariusza (np. lotów szkolnych po tzw. kręgu nadlotniskowym). W takim przypadku tablice przejść z poszczególnych lotów mają podobne rozkłady wartości. Istota stochastycznej ekstrapolacji polega na tym, że mając tablicę przejść z kilku takich lotów tworzy się repliki tej tablicy z rozmytymi wartościami, a następnie sumując n -replik wejściowej tablicy przejść można uzyskać spektrum obciążeń ekstrapolowane na n -krotnie większą liczbę lotów. Istotnym problemem jest tu dobór właściwych rozkładów prawdopodobieństwa w operacji „rozmywania”.

Symulację takiego algorytmu przeprowadzono przyjmując następujące quasi-normalne rozkłady prawdopodobieństwa w operacji redystrybucji: 0.1;



Rys. 11. Ekstrapolacja stochastyczna zmierzonego spektrum obciążeń

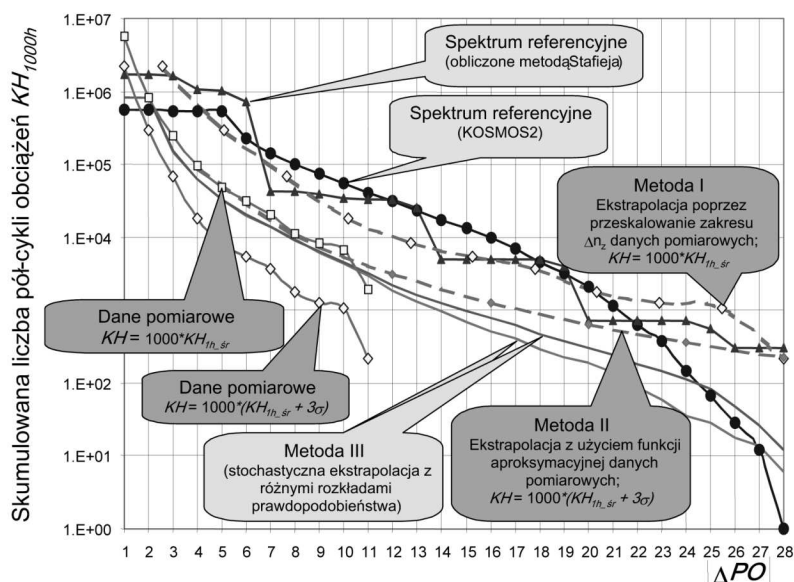


Rys. 12. Tablicowa postać zmierzonego i ekstrapolowanego spektrum obciążeń

0.2; 0.4; 0.2; 0.1 lub 0.15; 0.2 0.3; 0.2; 0.15 (identycznie w kolumnach i wierszach). Na rys. 12 przedstawiono efekty stochastycznej ekstrapolacji spektrum obciążeń dla lotów termicznych: u góry w postaci tablicy przejść i na do-

le w postaci tablicy pół-cykli obciążeń. Dla porównania zamieszczono obok tablicę przejść spektrum obciążeń o nazwie KoSMOS2 (obejmujące wszystkie rodzaje lotów), używane w badaniach zmęczeniowych w Niemczech [4]. W spektrum tym nie uwzględnia się przyrostów obciążeń mniejszych niż ± 4 poziomy (gdyż traktuje się je jako nieistotne).

Na rys. 13 zestawiono spektra przyrostowe dotyczące różnych metod ekstrapolacji: obu wspomnianych wcześniej metod trywialnych i ekstrapolacji stochastycznej. Zaznaczono także dane pomiarowe przeliczone na 1000 godzin lotu (wartości średnie i wartości powiększone o 3 odchylenia standardowe). Dla porównania zamieszczono dwa referencyjne standardowe spektra obciążeń stosowane w badaniach zmęczeniowych szybowców w Polsce i w Niemczech (wspomniane wcześniej spektrum KoSMOS2 [4] oraz spektrum Stafieja [5]), które są obwiednią spektrów wszystkich możliwych misji lotniczych, a nie tylko lotów termicznych.



Rys. 13. Zestawienie przyrostowych spektrów obciążeń dla różnych metod ekstrapolacji

6. Podsumowanie

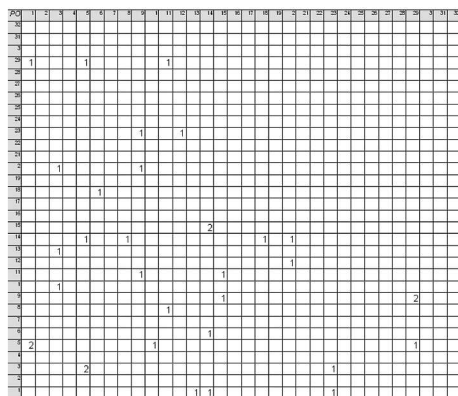
Zapis spektrum obciążeń w formie tablicy przejść stanowi efektywną metodę kompresji danych pomiarowych. Umożliwia przeprowadzenie dwóch ope-

racji kluczowych dla badań zmęzeniowych szybowców i innych statków powietrznych:

- ekstrapolację zmierzonego spektrum obciążeń,
- odtworzenie przybliżonej sekwencji obciążeń bazując na teorii łańcuchów Markowa.

Do określenia faktycznych wartości przyrostów obciążeń niezbędne jest zastosowanie procedury zliczania pełnych cykli obciążeń, a efektywnym narzędziem jest program wykorzystujący algorytm *RainFlow Counting*. W procedurach ekstrapolacji z użyciem stochastycznej redystrybucji wartości tablicy przejść ważną sprawą jest dobór właściwych rozkładów prawdopodobieństwa. Wymaga to zgromadzenia dostatecznie dużej liczby danych dotyczących spektrum obciążeń zarejestrowanego w długim okresie użytkowania danego typu szybowca.

KONFERENCJA MECHANIKA W LOTNICTWIE -KONRFNEJCEAMCEANHKI-AWLTIONTCWI-E-



JCWI-E-KONRFNEJCEAMCWLTIONTCEANHKI-

Rys. 14. Przykład działania programu do odtwarzania sekwencji obciążeń

Na zakończenie zamieszczono przykład rezultatu działania programu do odtwarzania sekwencji obciążeń. Na górze rys. 14 zapisano wyjściowy ciąg znaków ASCII, którym przypisano standardowe wartości liczbowe. Przygotowując dane wejściowe do programu, ciąg ten przerobiono, aby składał się wyłącznie z lokalnych ekstremów oraz zaczynał i kończył na tym samym poziomie. Poniżej zamieszczono tablicę przejść (32-poziomową) wynikającą z sekwencji znaków ASCII, a na dole rysunku zamieszczono przykładową odtworzoną sekwencję (z uwagi na użycie generatora liczb losowych każde wywołanie programu daje tu inny wynik).

Bibliografia

1. RYCHLIK I., 1987, A new definition of the Rainflow Cycle Counting Method, *International J. Fatigue*, **9**
2. RABINER L.R., 1989, A tutorial on hidden Markov models and selectef applications in speech recognition, *Proceedings of the IEEE*, **77**, 2
3. RODZEWICZ M., 2007, Investigation of the glider load spectra, *Technical Soaring*, **31**, 1
4. KOSSIRA H., REINKE W., 1989, KoSMOS ein lastkollektiv fur Leichtflugzeuge, *IFL-IB 89-142*, TU Braunschweig
5. STAFIEJ W., 1987, Zagadnienia związane z programowaniem widma obciążeń eksploatacyjnych skrzydeł szybowców kompozytowych, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej*, **29**

Load spectrum – data-storing, analysis and load sequence reconstruction

Abstract

The paper contains description of methods for glider load spectrum measurements based on the use of the so called transfer-array or its particular form called the half-cycle array, which is derived by the Rainflow Counting algorithm. The way of incremental spectra estimation on the basis of the half-cycle array, some methods of load spectra extrapolation, and the method of load sequence reconstruction necessary for fatigue tests are also described.

Rozdział II

Symulatory i stateczność samolotów

NAJNOWSZE TENDENCJE W ZASTOSOWANIU SYMULATORÓW DO ZAAWANSOWANEGO SZKOLENIA PILOTÓW

JANUSZ GAJDA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: gajda@ai.com.pl

Gwałtowny rozwój techniki wpłynął znacząco na rozwój technologii symulatorowej. Komputery o coraz większej mocy obliczeniowej, a także nowe generacje generatorów obrazu, przyczyniły się do powstania nowych tendencji w zastosowaniu symulatorów lotniczych. Niezależnie od coraz większej kompleksowości szkolenia oraz wymagań dotyczących możliwości współpracy zarówno całych symulatorów, jak i poszczególnych ich modułów, wymagana jest coraz większa wymiennosc symulowanych modeli samolotów wraz z ich kabinami i systemami pokładowymi. Podobne zmiany dotyczą systemów ruchu, systemów wizualizacji oraz symulacji rzeczywistości wirtualnej. Zagadnienia te omawiane są w referacie na przykładzie rozwiązań stosowanych we współczesnych symulatorach.

1. Wprowadzenie

Zgodnie z obowiązującymi normami rozróżnia się urządzenia treningowe (ang. *Synthetic Training Device*) oraz symulatory (ang. *Simulators*). Wszystkie symulatory muszą posiadać układ ruchu, a w zależności od parametrów technicznych oraz posiadanej funkcjonalności kwalifikuje się je do jednej z klas A-D, przy czym D oznacza klasę o najwyższych wymaganiach. Podobnie jest z urządzeniami treningowymi, które są urządzeniami prostszymi i nie muszą posiadać układu ruchu, a w zależności od stopnia skomplikowania zalicza się je do jednego z poziomów 1-7. Dla porównania wymagań wobec tych urządzeń można podać, że – nie biorąc pod uwagę układu ruchu – urządzenie treningowe poziomu siódmego „mieści się” pomiędzy klasami A i B symulatorów, natomiast wymagania stawiane symulatorom klasy A są ostrzejsze od tych, które stawiane są pozostałym urządzeniom treningowym. Klasyfikacja ta

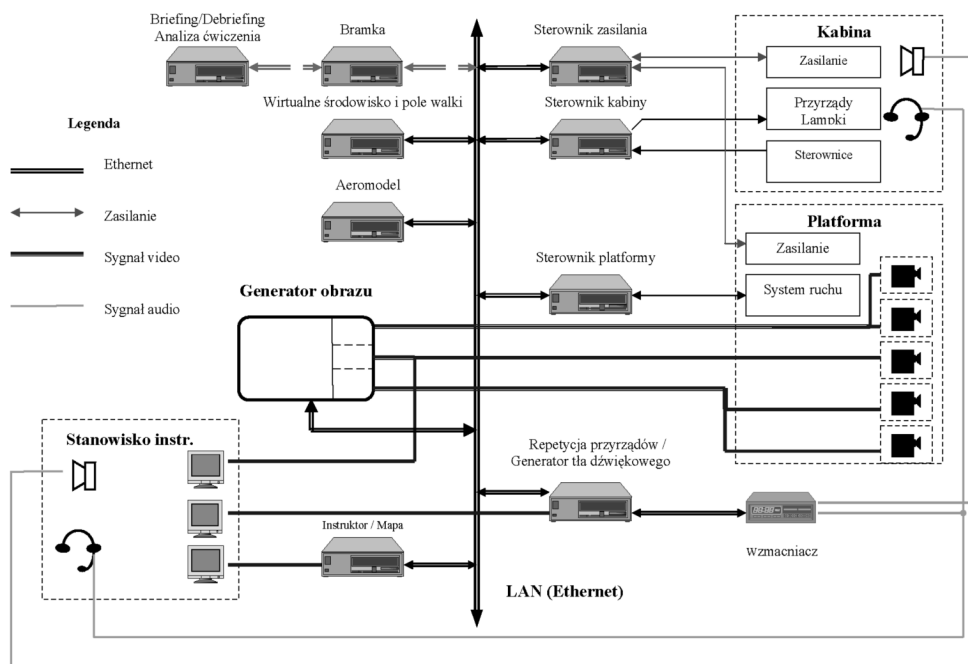
ma jednak coraz bardziej znaczenie historyczne. Dzięki ogromnemu postępowi technicznemu możliwe jest obecnie stawianie znacznie ostrzejszych wymagań, z drugiej zaś strony spełnienie niektórych wymagań wciąż wiąże się ze znacznymi kosztami. Taka sytuacja sprzyja indywidualizacji wymagań i dopasowania ich do konkretnych potrzeb użytkownika i planowanego procesu szkoleniowego. W szczególności ma to miejsce w symulatorach wojskowych, dla których wymóg certyfikacji symulatora nie jest konieczny. W związku z tym można obserwować nowe tendencje w wymaganej funkcjonalności symulatorów i stosowanych procesach szkoleniowych.

Niezależnie od klasyfikacji i terminologii wynikającej z norm obserwuje się ostatnio rozszerzenie znaczenia słowa „symulator” również na określenie urządzeń treningowych dla samolotów myśliwskich o funkcjonalności odpowiadającej poziomowi 6., 7. lub nawet je przekraczające. Urządzenia te nie posiadają klasycznych systemów ruchu z ruchomą platformą, jakie powszechnie stosuje się do symulatorów „full flight” samolotów komunikacyjnych, lecz wyposażone są w specjalne fotele do symulacji szybkozmiennych, o dużej wartości przeciążeń. W związku z tym w niniejszym referacie przy odwołaniach się do istniejących urządzeń korzystano z terminologii stosowanej przez producenta danego urządzenia.

2. Struktura symulatora

Dla łatwiejszego prowadzenia dalszych rozważań warto zastanowić się nad typową strukturą sieci komputerowej współczesnego symulatora typu „full mission” (rys. 1). Jednym z głównych modułów jest *aeromodel*, który zawiera modele dynamiki lotu obiektu (wraz z aerodynamiką) oraz wszystkich systemów, instalacji i przyrządów pokładowych. Moduł ten ściśle współpracuje z modułem *wirtualnego środowiska i pola walki*, skąd pozyskuje wszelkie informacje odnośnie symulowanej wirtualnej rzeczywistości, m.in. wszystkie informacje radionawigacyjne, pogodowe oraz dane dotyczące innych obiektów, zarówno przeciwnika jak i sił własnych. *Sterownik kabiny* ma za zadanie wysterowanie wszystkich wskaźników i przyrządów w kabinie samolotu, a jednocześnie odczytuje sygnały sterujące zadane przez pilota, tzn. położenie organów sterowania lotem, dźwigni, przycisków i przełączników. *Sterownik platformy* realizuje ruch platformy, który ma zapewnić pilotowi takie wrażenia ruchowe, jakich doznałby on w rzeczywistości podczas symulowanego lotu.

Kolejnym z kluczowych modułów jest system wizualizacji. Zawiera on *generator obrazu* generujący pilotowi zobrazowanie wirtualnej przestrzeni, w której



Rys. 1. Przykładowa struktura sieci komputerowej symulatora lotu typu „full mission”

odbywa się lot. W zależności od stawianych wymagań oraz szacowanych kosztów istnieje wiele rozwiązań tego systemu. Na rysunku przedstawiono przykładowe rozwiązanie ze stacją graficzną posiadającą trzy tzw. *pipe’y* dające w sumie pięciokanałowe zobrazowanie. W rozwiązaniu tym sygnał z centralnego kanału jest powielany na stanowisku, chociaż częściej jest tu stosowany niezależny, kolejny kanał. Ostatnim istotnym z punktu widzenia pilota modulem jest *generator tła dźwiękowego*, który – zgodnie z nazwą – zapewnia pilotowi odpowiednie tło akustyczne zawierające m.in. wszystkie dźwięki związane z pracą zespołu napędowego, działającymi systemami i instalacjami pokładowymi (szczególnie z systemem radiowym oraz systemami radionawigacyjnymi), a także wykonywanym lotem (szum aerodynamiczny).

Trzy dodatkowe moduły obsługujące stanowisko instruktora, to moduł *instruktora* (sterowanie ćwiczeniem oraz jego parametrami, np. pogodą, porą dnia, symulowanymi awariami, itp.), *mapa* – zobrazowanie sytuacji nawigacyjno-taktycznej oraz moduł *repetycji przyrządów* – zobrazowanie dla instruktora wskazań podstawowych przyrządów i wskaźników w kabinie samolotu.

Całość urządzenia jest zasilana poprzez sterownik zasilania, a wszystkie komputery spięte są w jedną sieć LAN, np. za pomocą Ethernet'a.

Dodatkowymi modułami systemu komputerowego jest moduł separujący system komputerowy symulatora od innych komputerów (tzw. *bramka*), a jednocześnie zapewniający możliwość wymiany informacji z nimi za pomocą uzgodnionego protokołu, a także moduł *briefing/debriefing* służący do omówienia przygotowywanego zadania oraz analizy wykonanego już ćwiczenia (ang. AAR – *After Action Review*). Obie te czynności mogą być wykonywane niezależnie od ćwiczenia przeprowadzanego równolegle na symulatorze.

Przedstawiony tu schemat ma charakter przykładowy i w rzeczywistości spotykamy się z wieloma jego modyfikacjami.

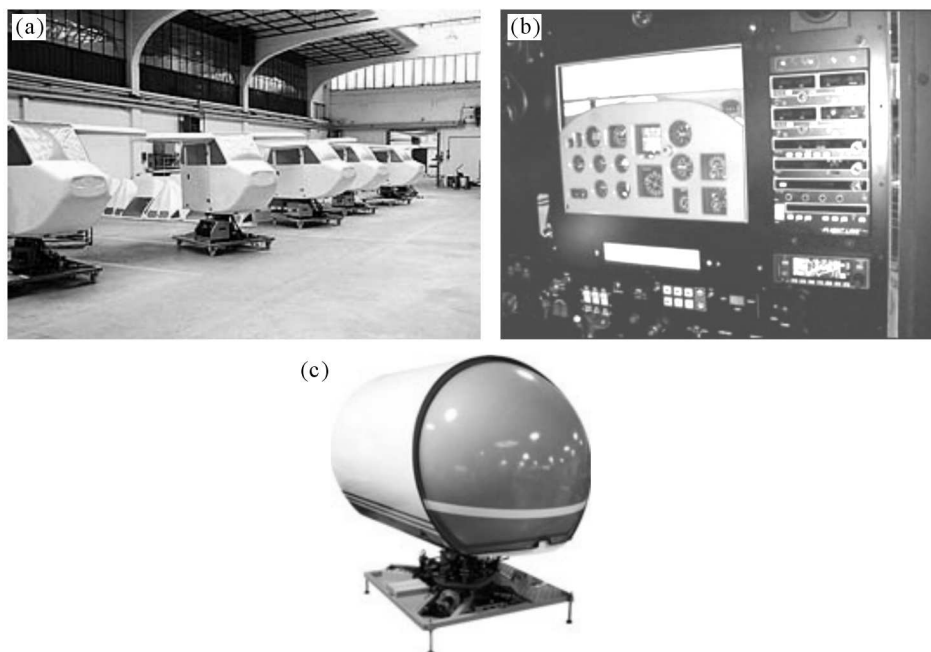
3. Rozwój symulatorów i urządzeń treningowych

Mimo znacznie rozbudowanej klasyfikacji symulatorów i urządzeń treningowych można zaobserwować, że obecny rozwój tych systemów następuje głównie w czterech grupach.

Do pierwszej grupy należą proste, cząstkowe urządzenia treningowe przeznaczone na ogół do nauki podstawowego pilotażu, a także niektórych procedur nawigacyjnych i łączności. Część z nich spełnia wymagania dla urządzeń klasy FNPT-I lub FNPT-II (ang. *Flight Navigation and Procedures Trainer*). Czasami wyposażone są one w prosty układ ruchu (o trzech lub czterech stopniach swobody), a ich funkcjonalność może być rozszerzona o podstawowe ćwiczenia z zakresu treningu dezorientacji przestrzennej. Często urządzenia te posiadają bardzo uproszczoną kabinę. Funkcjonują w niej jedynie sterownice, dźwignie i przyciski niezbędne do wykonania lotu. Spośród przyrządów działają jedynie podstawowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne, które – ze względu na koszty – symulowane czasami na monitorach przesłoniętych specjalnymi maskownicami.

Przykłady takich urządzeń przedstawiono na rysunku 2.

Drugą grupę stanowią skomplikowane, o rozbudowanej funkcjonalności urządzenia treningowe (rys. 3). Cechują się odkrytą na ogół kabiną i systemem wizualizacji o dużym polu widzenia i dobrej rozdzielczości znacznie przekraczających wymagania norm. Ze względu na minimalizację kosztów często prezentacja zobrazowania widoku za kabiną (ang. *OTW – Out of The Window view*) odbywa się na płaskich ekranach, zaś wskazania HUD-a są wyświetlane na centralnym ekranie jako element widoku za kabiną. Z tego też powodu często rezygnuje się z imitatorów klasycznych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych

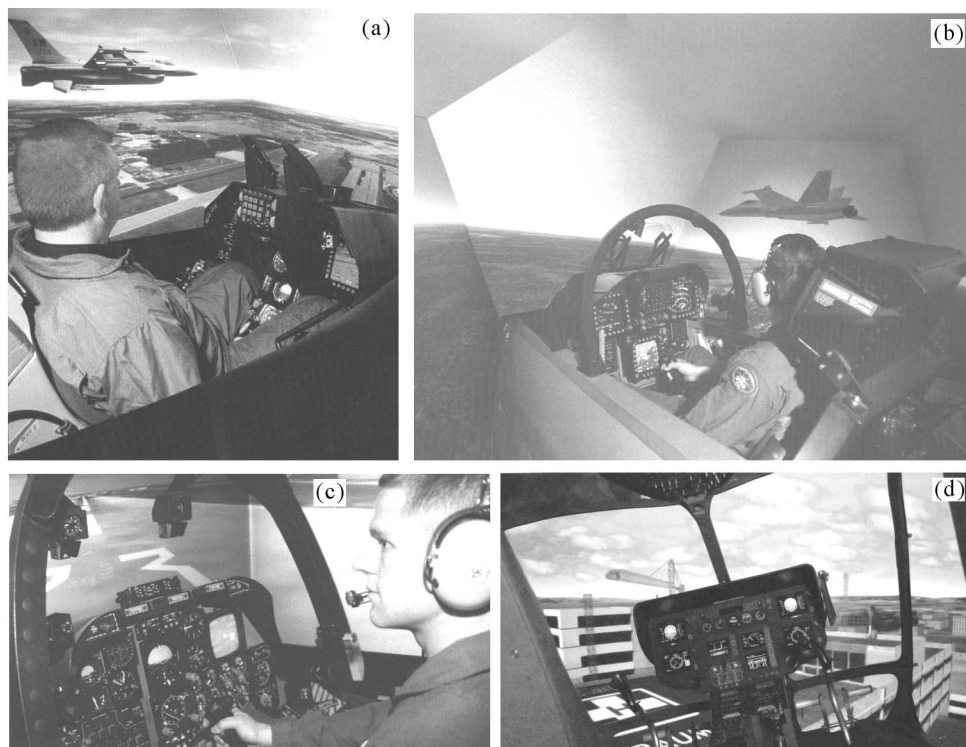


Rys. 2. Przykłady prostych urządzeń treningowych: GAT II® – urządzenie dla samolotów lekkich, widok ogólny (a), wnętrze kabiny (b), GAT-Helo® – urządzenie do szkolenia pilotów lekkich śmigłowców (c) (źródło: ETC-PZL Aerospace Industries (a), ETC – Environmental Tectonics Corporation (b) i (c))

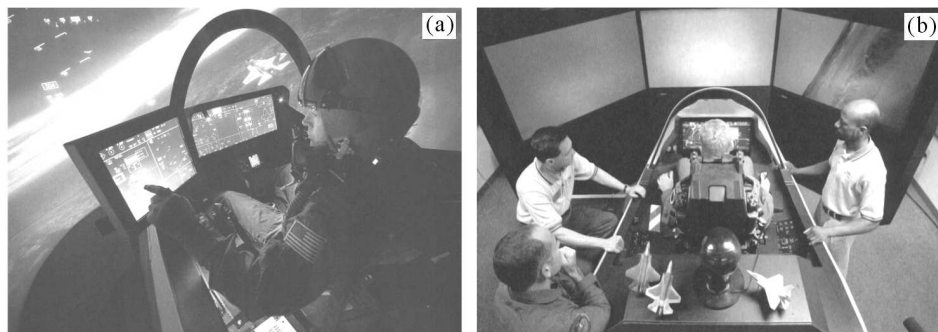
i symuluje ich wskazania za pomocą monitorów z graficznym zobrazowaniem tych przyrządów.

Olbrzymim programem szkoleniowym jest program dla samolotu F-35 Joint Strike Fighter, w ramach którego powstanie wiele urządzeń treningowych (m.in. do treningu zastosowań bojowych, katapultowania się oraz obsługi systemów pokładowych), a także symulator „full flight” z dookólną (360°) wizualizacją typu „dome” wykorzystującą 25 projektorów LCoS oraz rekonfigurowalną (ze względu na trzy wersje samolotu: klasycznego startu i lądowania, krótkiego startu i lądowania oraz wersję do bazowania na lotniskowcach) kabiną (rys. 4) wyposażoną w ekrany dotykowe (ang. *Touchscreen*).

Trzecią grupę stanowią najbardziej rozbudowane symulatory (klasy C i D) z dużym polem widzenia (co najmniej 180° w poziomie i 60° w pionie), ruchomą platformą o sześciu stopniach swobody i często rekonfigurowalną kabiną. Przykłady takich symulatorów przedstawiono na rysunkach 5-7. Urządzenia takie przeznaczone są do kompleksowego szkolenia całych załóg nawet, jeśli są one wieloosobowe (rys. 7). Prowadzi to do znacznej rozbudowy urządzenia, co przy dużych kosztach wizualizacji sprawia, że są to bardzo drogie urządzenia.



Rys. 3. Przykłady rozbudowanych urządzeń treningowych: (a) urządzenie treningowe do samolotu F-16 Block 52+ dla Greckich Sił Powietrznych (podobne urządzenie używane jest przez lotnictwo polskie), (b) symulator samolotu F/A-18C dla Marynarki Wojennej St. Zjedn., (c) symulator samolotu A-10 dla Sił Powietrznych St. Zjedn., (d) urządzenie treningowe poziomu 6 do śmigłowca EC135 (źródło: L3 Communications Link (a), (b), US Air Force (c), Frasca International (d))



Rys. 4. Urządzenia treningowe do samolotu F-35: (a) jedna z wersji symulatora „full mission”, (b) kabina treningowa do prezentacji możliwości samolotu (źródło: Lockheed Martin)



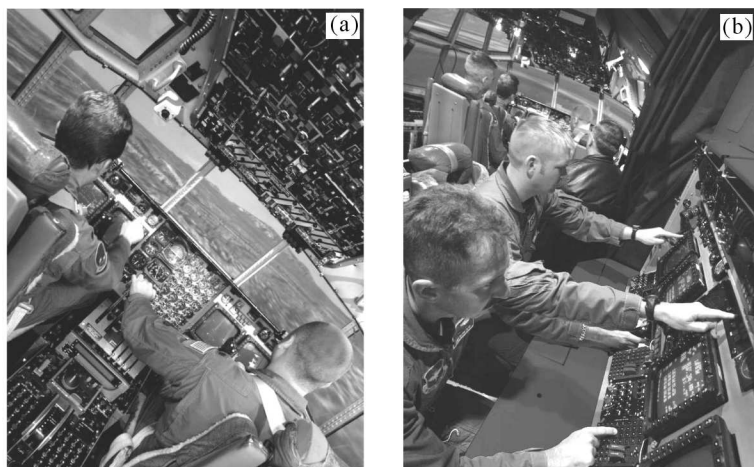
Rys. 5. Symulator samolotu MiG-29 z systemem AVIOR® (źródło: Rheinmetall Defence Electronics)



Rys. 6. Symulatory Full Flight Mission do śmigłowca Tiger dla Australijskiego Lotnictwa Sił Lądowych (źródło: Thales)

Trochę innym urządzeniem, które należy zaliczyć do omawianej grupy, jest wirówka przeciążeniowa G-Fet II (rys. 8) przeznaczona głównie do szkolenia i badań pilotów w warunkach dużych przeciążeń. Kabina zamontowana jest na ramieniu o długości 7,6 m o możliwości generowania przeciążeń do 15 G. Brak ograniczeń co do zakresu ruchu obrotowego wokół osi pochylenia i przechylenia umożliwia wykonanie profilu z efektem „push-pull” w obydwu tych osiach. W gondoli zamontowana jest jedna z trzech wymiennych kabin pilota będących replikami kabin trzech różnych współczesnych samolotów myśliwskich.

Do czwartej grupy należą urządzenia do specjalistycznego szkolenia. Są to przede wszystkim symulatory do treningu dezorientacji przestrzennej (rys. 9). Ze względu na konieczność generowania długotrwałych ruchów kątowych



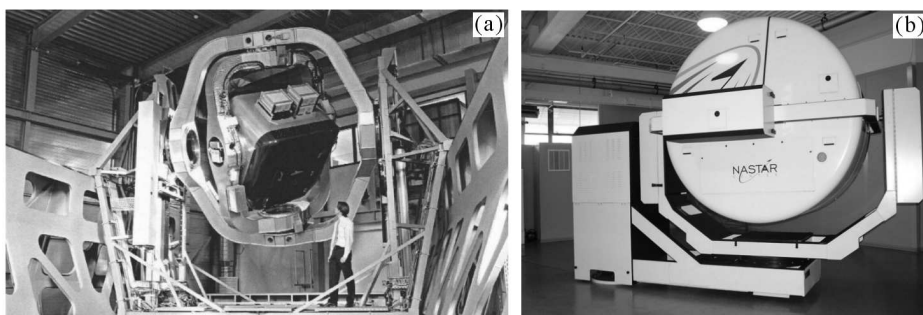
Rys. 7. Widok wnętrza kabiny symulatora samolotu C-130 zrealizowanego w ramach programu ATARS II (ang. *Aircrew Training and Rehearsal Support*) (źródło: Lockheed Martin)



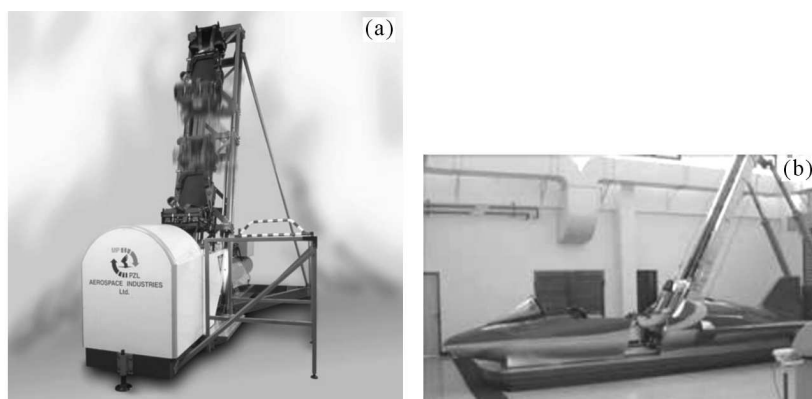
Rys. 8. Rekonfiguralny symulatora G-Fet II (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)

o znacznym zakresie w urządzeniach tych kabinę pilota zawsze umieszcza się w zawieszeniu Cardana. Systemy wizualizacji tych urządzeń mają zmniejszone, w stosunku do symulatorów, pole widzenia, natomiast muszą zawierać oprogramowanie umożliwiające generowanie specjalnych efektów i obrazów charakterystycznych dla dezorientacji przestrzennej.

Odmiennymi urządzeniami, również należącymi do czwartej grupy, są urządzenia do treningu procedur katapultowania (rys. 10). Zakres treningu przeprowadzanego na nich nie ogranicza się do samego katapultowania, ale obejmuje również badanie szybkości i prawidłowości podejmowanej przez pilota decyzji o katapultowaniu się, a także kontrolę prawidłowości przyjętej pozycji do katapultowania się.



Rys. 9. Symulatory do treningu dezorientacji przestrzennej: (a) DESDEMONA produkcji TNO, (b) GyroLAB® GL-2000 produkcji ETC Environmental Tectonics Corporation (źródło: TNO Defence, Security and Safety (a), ETC Environmental Tectonics Corporation (b))

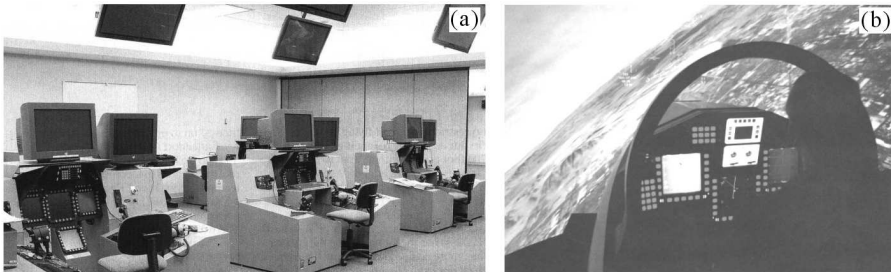


Rys. 10. Urządzenia do treningu katapultowania się (źródło: ETC-PZL Aerospace Industries (a), ATKOM (b))

4. Standardy komunikacyjne

Pomimo braku jednolitego standardu komunikacyjnego coraz częściej symulatory są łączone ze sobą i uczestniczą w jednym wspólnym ćwiczeniu. Do tego celu jako dominujący standard stosowany jest HLA (ang. *High Level Architecture*), w jednej z dwóch wersji – 1.3 lub IEEE 1516, zaś sporadycznie używa się dawnego standardu DIS (ang. *Distributed Interactive Simulation*), stosowanego gdzieś jeszcze dziś m.in. ze względu na większą wydajność. Występują silne dążenia do stworzenia możliwości wspólnego treningu różnych ośrodków szkoleniowych w jednej wirtualnej rzeczywistości, co wymaga m.in. stworzenia jednolitej bazy danych.

Współczesne możliwości techniczne można wyobrazić sobie m.in. na przykładzie ćwiczenia przeprowadzonego w maju 2007 r. Wzięły w nim udział dwa ośrodki szkoleniowe: jeden w Waddington w Wielkiej Brytanii i drugi w Mesa w Arizonie, odległe od siebie o ok. 8350 km i połączone szyfrowanym łączem. We wspólnym ćwiczeniu wzięło udział 8 symulatorów ze strony brytyjskiej (4 Tornado GR4 i 4 Eurofighter Typhoon), natomiast ze strony amerykańskiej kilka symulatorów samolotów F-16 i A-10. Reszta uczestników (m.in. samolot AWACS E-3 Sentry, samoloty wsparcia oraz siły przeciwlotnicze i naziemne) była symulowana komputerowo. Całość szkolenia obejmowała wszystkie fazy operacji łącznie z tankowaniem w powietrzu, atakiem celów naziemnych oraz identyfikacją, przechwyceniem i zniszczeniem sił powietrznych przeciwnika. Podobne ćwiczenia przeprowadzane są w Stanach Zjednoczonych w ramach programu DMO (ang. *Distributed Mission Operations*). Nazywane są one Virtual Flag i obejmują wspólne ćwiczenia sił powietrznych, lądowych i morskich.



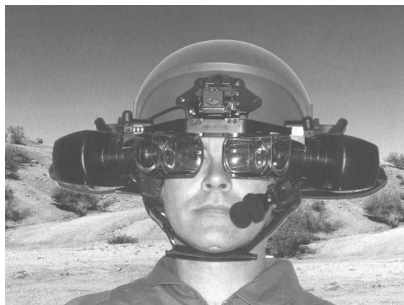
Rys. 11. Przykładowe systemy przystosowane do treningu we wspólnej wirtualnej przestrzeni: (a) urządzenia treningowe uzbrojenia taktycznego samolotów F-22 łączone w celu prowadzenia misji zespołowych, (b) widok kabiny symulatora samolotu Typhoon (źródło: Boeing (a), I.Strachan [19] (b))

Ze względu na łatwość konfiguracji stosowanych sił i scenariusza wydarzeń, możliwość szkolenia zespołów pochodzących z różnych krajów i używających różnych samolotów, a także ze względu na możliwość symulacji operacji w dowolnym obszarze globu w założonych (lub przewidywanych) warunkach pogodowych, należy sądzić, że tego typu ćwiczenia będą odbywać się coraz częściej, a wszystkie symulatory będą musiały móc uczestniczyć w takich szkoleniach.

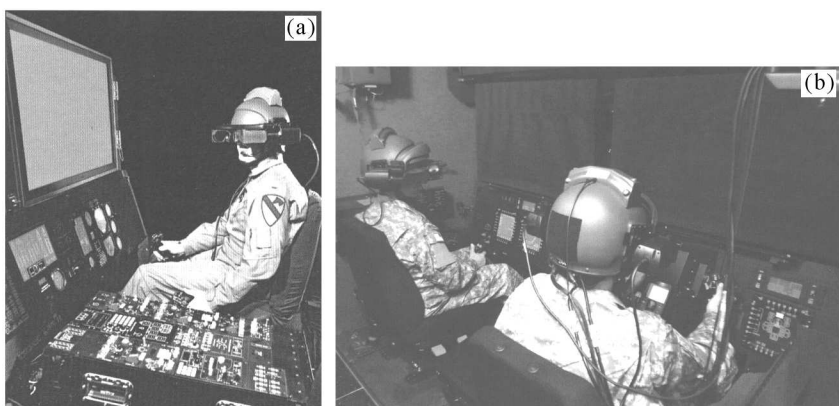
5. Układy nahełmowe

Coraz szersze zastosowanie znajdują układy nahełmowe HMD (ang. *Helmet Mounted Display*). Wyposażone są one w układy śledzenia ruchu głowy

(a czasami nawet układy śledzenia ruchu oka), co pozwala na wygenerowanie odpowiedniej sceny w wyświetlaczu dla pełnej, 360°-stopniowej wizualizacji. Malejąca waga i koszty urządzenia przy jednoczesnym wzroście rozdzielczości obrazu stanowią, że rozwiązanie to stanowi coraz atrakcyjniejszą alternatywę wobec drogich panoramicznych bądź dookólnych systemów projekcyjnych. Jednym z przykładów takiego rozwiązania jest wyświetlacz produkcji Rockwell Collins prezentowany na rysunku 12. Znalazł on zastosowanie nie tylko w urządzeniu treningowym AVCATT (ang. *Aviation Combined Arms Tactical Trainer*) wojsk lądowych Stanów Zjednoczonych (rys. 13), gdzie dzięki temu urządzenie to jest rekonfigurowalne i pozwala na łatwą zmianę symulowanego śmigłowca (jednego z RAH-66 Comanche, AH-64D Apache Longbow, AH-64A Apache, OH-58D Kiowa Warrior, UH-60 Black Hawk lub CH-47D Chinook), ale również jest wykorzystywany do symulacji NVG w systemie treningowym Distributed Mission Training System (rys. 3b).



Rys. 12. Wyświetlacz nahełmowy SimEye ER 100A HMD z systemem śledzenia ruchu InterSense IS-900 (źródło: Rockwell Collins)



Rys. 13. Zastosowanie HMD w AVCATT: (a) konfiguracja dla śmigłowca UH-60 Blackhawk, (b) dla śmigłowca AH-64D Apache (źródło: L3 Communications Link)

Podobnym urządzeniem jest AHMD (ang. *Advanced HMD*) wbudowany do urządzenia RCTDs (ang. *Reconfigurable Collective Training Devices*) używanego w szkole lotniczej armii amerykańskiej FSXXI (ang. *Flight School XXI*) (rys. 14). Samo urządzenie waży 4 funty i zawiera układ śledzenia położenia głowy, dzięki czemu możliwa jest symulacja dookólnej przestrzeni wirtualnej. Zastosowane wyświetlacze dają pole widzenia 100° poziomo i 50° pionowo z kolorowym obrazem o rozdzielczości 1280×1024 dla każdego oka, zaś 30° zachodzenia na siebie obrazów dla obydwu oczu zapewnia widzenie stereoskopowe. Dodatkowym atutem jest przestrzeń 5 cm pomiędzy głową a przezroczystą szybką, która umożliwia trening pilotom używającym zwykłych okularów korekcyjnych.



Rys. 14. AHMD wbudowany do urządzenia RCTDs (źródło: L3 LinkSimulation & Training)



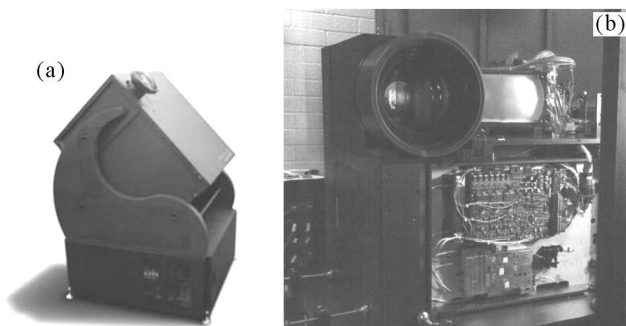
Rys. 15. Symulator NVG (źródło: Silicon Graphics Inc.)

Nieco innymi urządzeniami nahełmowymi są urządzenia do symulacji gogli noktowizyjnych (ang. *Night Vision Goggles*). Wyświetlany obraz jest generowany za pomocą jednej z dwóch technologii: albo za pomocą miniaturowych projektorów CRT (rozwiązanie np. firmy Silicon Graphics Inc. – rys. 15), albo za pomocą mikrowyświetlaczy i odpowiedniego układu optycznego (np. fir-

ma Liteye Systems). Generowany obraz ma rozdzielczość nie przekraczającą 1700×1350 pikseli, bez przepłotu i odświeżany z częstotliwością 60 Hz.

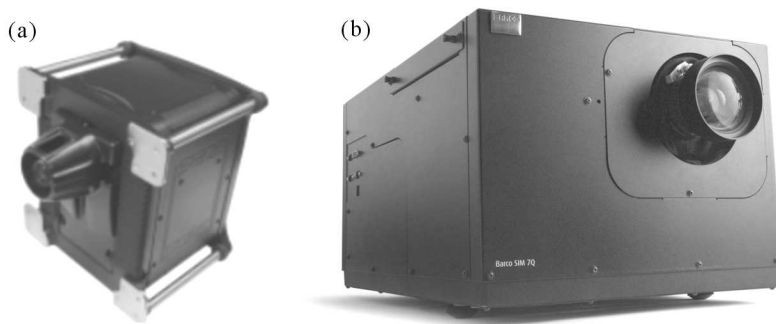
6. Generatory obrazu i systemy wizualizacji

Już od kilkunastu lat systemy wizualizacji oparte na kineskopach CRT (ang. *Cathode Ray Tube*) przestały być dominujące. W chwili obecnej coraz szerzej stosowane są rozwiązania oparte na nowszych technologiach: LCD (ang. *Liquid Crystal Displays*), DLP (ang. *Digital Light Processing*), LCoS (ang. *Liquid Crystal on Silicon*), LP (ang. *Laser Projection*) oraz LED (ang. *Light Emitting Diode*). Powstałe systemy cechują się przede wszystkim większą jasnością, stabilnością obrazu oraz jego rozdzielczością. Między sobą różnią się, czasami nawet znacznie, możliwością powstawania artefaktów, współczynnikiem kontrastu, rozdzielczością, a przede wszystkim cenami i kosztami eksploatacji. To wszystko spowodowało, że znacznie wzrosła ilość możliwych systemów wizualizacji odpowiednich dla danego symulatora.



Rys. 16. System Digistar 3 Laser z projektorami ESLP® (E&S Laser Projector)
(źródło: Evans & Sutherland)

Jednym z projektorów nowej generacji jest ESLP® firmy Evans & Sutherland (rys. 16), który generuje obraz o rozdzielczości 5120×4096 , współczynniku kontrastu 2500:1 i 36-bitowym kolorze (zamiast powszechnego 24-bitowego). Innymi rozwiązaniami są projektory wykorzystujące technologię LCoS (rys. 17): np. projektor Zorro® firmy SEOS (rozdzielczość 2048×1536 , współczynnik kontrastu 500 000:1) lub projektory serii Sim7 firmy Barco (rozdzielczość 1920×1080 , współczynnik kontrastu 1 000 000:1). Na podstawie przytoczonych parametrów łatwo zorientować się o jakości generowanego obrazu: kontrast, jasność, głęboka czerń i ostrość obrazu są nieporównywalne z tymi, jakie uzyskuje się za pomocą projektorów starszej generacji.



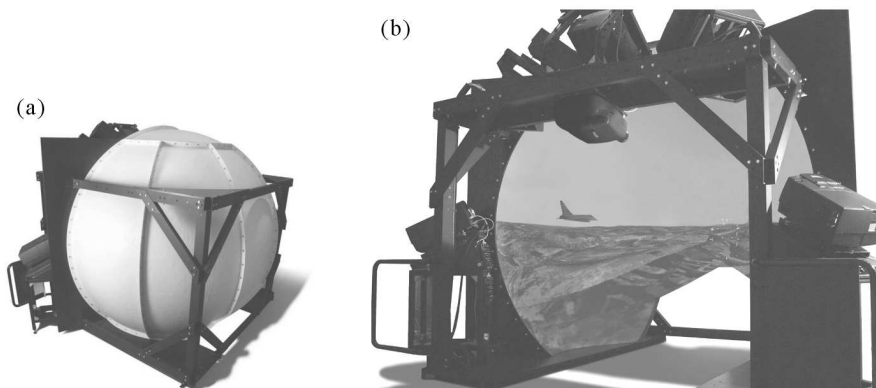
Rys. 17. Przykłady projektorów LCoS: (a) jeden z serii projektorów Zorro® firmy SEOS, (b) jeden z projektorów serii Sim7 firmy Barco (źródło: SEOS (a), Barco (b))

Analizując stosowane systemy wizualizacji, można stwierdzić, że ujawnia się tendencja do stosowania jednego z dwóch skrajnych podejść: albo zastosowanie jednokanałowej, stosunkowo prostej wizualizacji (dla urządzeń treningowych), albo użycie wielokanałowego, rozbudowanego systemu wizualizacyjnego stosowanego przede wszystkim w dużych symulatorach. Ciekawym, jakby pośrednim rozwiązaniem jest skalowalny system VisionStation® firmy Elumens. W najprostszej wersji stanowi on jednokanałową wizualizację o dużym (do 160°) polu widzenia i relatywnie bardzo małych kosztach. Mimo konieczności stosowania korekcji geometrycznej wykonywanej programowo oraz stosunkowo dużej „ziarnistości” obrazu (widocznych pixelach) system ten znajduje zastosowanie w wielu prostych kabinach treningowych (rys. 18). W najbardziej rozwiniętych wersjach system ten znajduje zastosowanie do wizualizacji typu „dome” w salach kinowych przeznaczonych nawet dla 45 osób.

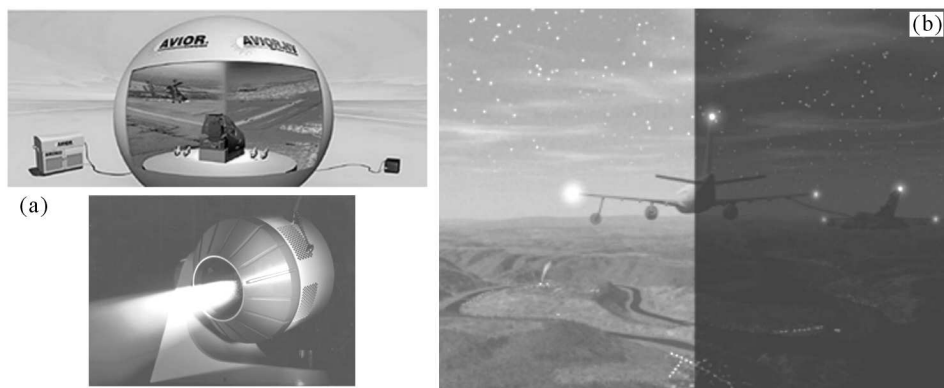


Rys. 18. Czasza systemu VisionStation® (źródło: Elumens)

Przykładem rozbudowanego systemu wizualizacyjnego może być system SEER mini-dome firmy Barco (rys. 19) zastosowany m.in. w symulatorze Typhoon dla RAF. Jest to również system skalowalny (o 4, 5 lub 8 kanałach wizualizacji) i polu widzenia $240^{\circ}/270^{\circ}$.



Rys. 19. System Barco SEER mini-dome (źródło: Barco)

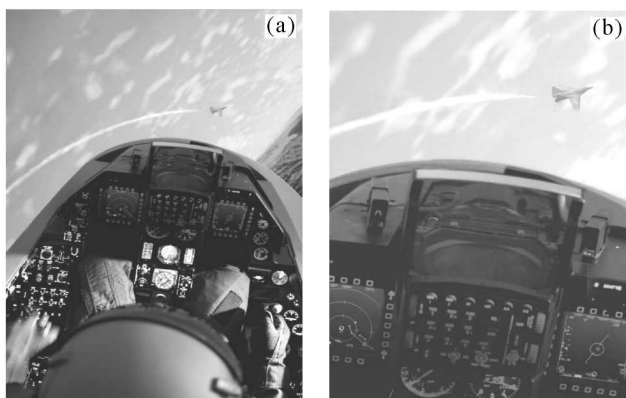


Rys. 20. System AVIOR®NV: (a) widok całego systemu oraz głowica lasera projektora laserowego, (b) przykładowe zobrazenie sceny nocnej w świetle widzialnym oraz NVG (źródło: Rheinmetall Defence Electronics)

Z kolei system AVIOR®NV (rys. 20), produkowany przez Rheinmetall Defence Electronics GmbH, jest prawdopodobnie najlepszym systemem do treningu lotów z użyciem noktowizji. Jednym z pierwszych zastosowań było użycie go w 13-kanałowym systemie wizualizacji symulatora samolotu Tornado Niemieckich Sił Powietrznych. System ten jest jedynym, który pozwala na równoczesną generację na tym samym ekranie dwóch zobrażeń: w paśmie

widzialnym i noktowizji. Ponieważ jest on systemem laserowym, to obraz noktowizyjny może być tworzony za pomocą wiązki o tej samej długości fali co w rzeczywistości (skądinąd niewidocznej „gołym” okiem), a tym samym może być oglądany za pomocą typowych gogli noktowizyjnych. Dzięki temu w symulatorze mogą jednocześnie ćwiczyć dwaj piloci, z których jeden będzie używał gogli noktowizyjnych, zaś obydwaj będą obserwowali dwa różne, niezależne obrazy symulowanej rzeczywistości. Istotne jest przy tym, że generowany obraz noktowizyjny ma wszystkie typowe jego efekty, takie jak np. „mrużenie” obrazu czy powstawanie „halo” wokół punktów świetlnych.

Kolejnymi przykładami rozbudowanych systemów mogą być systemy wykorzystane w symulatorach lotu samolotu F-16. Pokazują one, jak system wizualizacji może być szczegółowo dobierany pod kątem wymagań i budżetu projektu. Z jednej strony może być to system o bardzo dużej rozdzielczości prezentowany na sferycznym ekranie (na rysunku 21b, będącym powiększeniem rysunku 21a, wyraźnie widać nie tylko samolot, ale nawet rakietę – często takie obiekty są „doświecane” specjalnym projektorem celów), z drugiej zaś – tańszy system SimuSphere o mniejszej rozdzielczości, 5-kanalowej wizualizacji zobrazowanej na płaskich ekranach, ale nadal o znacznym polu widzenia i dobrej jakości obrazu (rys. 22).



Rys. 21. Wizualizacja w symulatorze samolotu F-16 (źródło: Lockheed Martin)

Z generatorami obrazu wiąże się bezpośrednio oprogramowanie wyświetlające (tzw. systemy wizualizacyjne – ang. *visual system*). Największe z firm symulacyjnych posiadają takie własne oprogramowanie dostosowane do używanego przez daną firmę sprzętu komputerowego.

Jednym z przykładów takiego oprogramowania może być system Thales-View (rys. 23). Oprogramowanie może być wykorzystane do generacji sceny zarówno w symulatorach lotniczych, jak i śmigłowcowych. Dzięki wykorzysta-



Rys. 22. System wizualizacji SimuSphere zintegrowany z kabiną symulatora F-16
(źródło: L3 Link Simulation & Training)

niu zdjęć lotniczych wszystkie obiekty są umieszczone dokładnie w miejscach odpowiadających rzeczywistemu położeniu. Sam teren może być modyfikowany na bieżąco, w trakcie odbywania ćwiczenia, w czasie bliskim czasowi rzeczywistemu. Dodatkowymi zaletami tego oprogramowania są bardzo realistyczne efekty pogodowe (np. burza śnieżna), a także wyświetlanie dużej ilości realistycznych szczegółów terenu bez widocznego spadku częstotliwości wyświetlanego obrazu.



Rys. 23. ThalesView (źródło: Thales)

Przy omawianiu generatorów obrazu nie można nie wspomnieć o linii EPXTM firmy Rockwell Collins (rys. 24). Jest to przykład skalowalnych generatorów, w których wykorzystano pracujące równolegle karty graficzne stosowane w zwykłych komputerach osobistych (tzw. *COTS graphics cards*), a ilość tych kart czasami jest zbliżona nawet do 100 sztuk. Taka technologia stanowi dobre rozwiązanie z punktu widzenia niezawodności i kosztów obsługi, a jednocześnie pozwala uzyskać obraz o wymaganej jakości i wydajności.



Rys. 24. Generatory obrazu: od lewej EPXTM-500 i EPXTM-5000, z prawej – przykład z symulacji (źródło: Rockwell Collins)

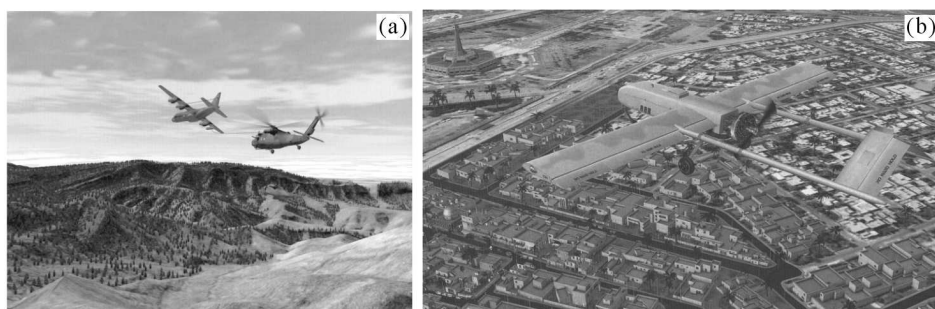
7. Wirtualne środowisko

Coraz większe wymagania stawiane są też przed oprogramowaniem symulującym wirtualne środowisko, w którym odbywa się ćwiczenie. Szczególnie widoczne jest to w symulacjach aglomeracji miejskich, które są niezbędne nie tylko w symulatorach o zastosowaniach lądowych (pojazdy lądowe, jednostki antyterrorystyczne itp.), lecz także znajdują zastosowanie w symulatorach lotniczych samolotów wykonujących precyzyjne operacje nad terenem miejskim oraz urządzeniach treningowych dla operatorów UAV (ang. *Unmanned Aerial Vehicle*) lub wysuniętych obserwatorów artylerii. Zapotrzebowanie na tego rodzaju symulacje szczególnie drastycznie wzrosło w trakcie operacji wojskowych przeprowadzanych na Bliskim Wschodzie. Podstawowym zagadnieniem jest tutaj symulacja inteligentnego zachowania się wielu niezależnych uczestników symulacji (ludzi, samochodów itp.), przy czym ich zachowanie nie może być identyczne, lecz podlegać – tak jak w rzeczywistości – pewnym losowym zmianom. Jednym z wiodących oprogramowań tego typu jest HD World firmy L-3 Link (rys.25), który już obecnie może symulować zachowanie setek ludzi, a w ciągu kilku miesięcy – nawet do 30 tys. osób.

Istotne jest, że tego typu oprogramowania powinny nie tylko rozwiązywać zagadnienia sztucznej inteligencji dla dużej ilości istot, ale również korzystać z olbrzymiej bazy danych sygnałów, które wpływają na przebieg zachowania się ludzi i inteligentnych obiektów (np. różne dźwięki i odgłosy, rozmowa, światło o różnych długościach fali, fizjonomia, a nawet pewne gesty). Są to



Rys. 25. Ruch miejski symulowany za pomocą HD World (źródło: L-3 Link Simulation & Training)

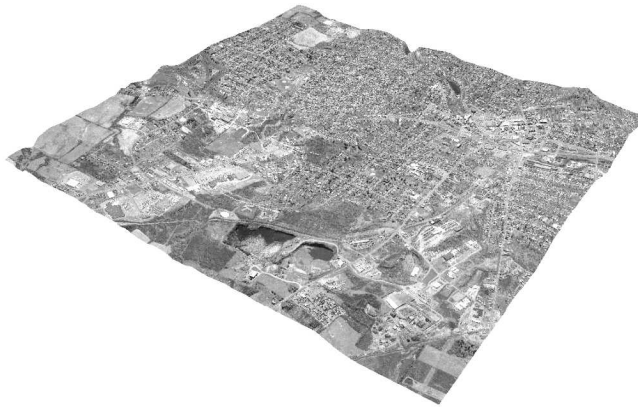


Rys. 26. Przykłady baz danych terenu: (a) przykład wektorowej bazy danych, (b) UAV „leci” nad symulowanym terenem Bagdadu – oprogramowanie wizualizacyjne firmy MetaVR, podkład stanowi zdjęcie satelitarne, na którym w obszarze prowadzonej akcji „posadowiono” obiekty 3D (źródło: CAE (a), MetaVR (b))

bardzo trudne zagadnienia szczególnie, jeśli weźmiemy pod uwagę, że muszą być obliczane w czasie rzeczywistym. Jednym z przykładów tego rodzaju oprogramowania jest pakiet VRSG (ang. *Virtual Reality Scene Generator*) firmy MetaVR wykorzystywany m.in. w symulatorach UAV (rys. 26b) oraz samolotów A-10.

8. Bazy danych terenu

Terenowe bazy danych dzielimy, ze względu na organizację i rodzaj danych, na bazy wektorowe (rys. 26) i rastrowe (rys. 27). W rastrowych bazach danych informacje wysokościowe przechowywane są dla punktów tworzących regularną siatkę. Ponieważ na tak uzyskany model terenu „nakładane” są zdjęcia terenu, toteż informacja o użytkowaniu terenu, z punktu widzenia wizualizacji, nie jest potrzebna (lub znacznie ograniczona, np. wyłącznie do osi dróg, linii kolejowych i hydrografii). W wektorowych bazach danych informacje wysokościowe przechowywane są dla punktów tworzących nieregularną, trójkątną siatkę, na którą nakładane są później tekstury zgodne z użytkowaniem terenu (np. pól, łąk, lasów, wody itp.). Ze względu na coraz większą łatwość w pozyskaniu zdjęć satelitarnych lub lotniczych, a także coraz mniejsze koszty tych zdjęć, coraz częściej stosuje się rastrowe bazy terenu, nawet pomimo „rozmycia” tych zdjęć w przypadku znacznego ich powiększenia.



Rys. 27. Typowa baza rastrowa (źródło: ETC – PZL Aerospace Industries)

Bibliografia

1. ADAMS R., 2007, Big bucks for old sims, *Military Simulation & Training Magazine*, **5**, 24-25
2. ADAMS R., 2007, Body language, *Military Simulation & Training Magazine*, **5**, 30-32

3. ADAMS R., 2005, Got change?, *Military Simulation & Training Magazine*, **5**, 18-22
4. ADAMS R., 2008, Sensor and sens-ibilities, *Military Simulation & Training Magazine*, **2**, 14-18
5. ADAMS R., 2007, The guard's on the move, *Military Simulation & Training Magazine*, **4**, 24-27
6. BROSS P., 2007, Sim's vital role in training, *Training & Simulation Journal*, August/September, 44-45
7. GREENYER F., 2008, Tiger helicopter FFMS, *Military Simulation & Training Magazine*, **1**, str. 30
8. KELLY E., 2007, Australia hopes to build a training center of its own, *Training & Simulation Journal*, June/July, 26-28
9. MAHON T., 2007, Europe's pilots to train in U.S., *Training & Simulation Journal*, June/July, str. 29
10. MAHON T., 2007, ThalesView displayed at ITEC, *Training & Simulation Journal*, June/July, str. 10
11. McDONALD G., 2007, Up front support. Deployable training systems, *Military Training & Simulation News*, **9**, 6, 32-37
12. McDONALD G., NASH T., 2007, A bright future. The US Training Simulation Industry, *Military Training & Simulation News*, **9**, 6, 10-17
13. NASH T., 2007, Display system technologies. Growing realism and growing gulfs, *Military Training & Simulation News*, **9**, 4, 26-31
14. NASH T., 2008, Motion and eye tracking. Integrating the human into the training loop, *Military Training & Simulation News*, **10**, 1, 20-23
15. PECK M., 2007, The future is wireless, *Training & Simulation Journal*, June/July, 32-34
16. RAYKO R., 2007, Easing the continental divide, *Training & Simulation Journal*, June/July, 24-26
17. STRACHAN I., 2008, Helicopter flight simulation today – an overview, *Military Simulation & Training Magazine*, **2**, 8-13
18. STRACHAN I., 2008, Military flight simulators today, *Military Simulation & Training Magazine*, **1**, 16-18
19. STRACHAN I., 2007, Networking at Waddington, *Military Simulation & Training Magazine*, **4**, 14-15
20. ULLRICH W.F., 2001, Training for the 21st century, *Military Simulation & Training Magazine*, **4**, 16-19

21. WALKER K., 2007, Pixel fixation, *Training & Simulation Journal*, June/July, 30-31
22. WEIBLE J., 2008, Casting a larger shadow, *Training & Simulation Journal*, December 2007/January 2008, 28-32
23. WEIBLE J., 2007, Lease now, buy later. US Air Force taps Boeing to take over F-16 training, *Training & Simulation Journal*, June/July, str. 23
24. WEIBLE J., 2008, Raptor's solo challenge, *Training & Simulation Journal*, February/March, 18-20
25. WEIBLE J., 2008, Welcome to HD world, *Training & Simulation Journal*, February/March, 26-27
26. WEIRAUCH CH., 2007, Truly seamless integration of LVC training assets, *Military Simulation & Training Magazine*, 4, 20-22
27. (-) 2001, \$10.3 Million Contract for Link Simulation & Training, *Military Simulation & Training Magazine*, 4, 16-19
28. (-) 2007, Greece adds F-16 ATD, *Military Training & Simulation News*, 9, 6, str. 7
29. (-) 2008, New Helicopter Training Center, *Military Simulation & Training Magazine*, 1, str. 33
30. (-) 2008, Show with an „edge”, *Training & Simulation Journal*, December 2007/January 2008, 16-24
31. (-) Strony webowe oraz materialy informacyjne firm ATKOM, Barco, Boeing, CAE, Elumens, ETC Environmental Tectonics Corporation, ETC-PZL Aerospace Industries, Evans & Sutherland, Lockheed Martin, L3 Communications Link, MetaVR, Rheinmetall Defence Electronics, Rockwell Collins, SEOS, Silicon Graphics Inc., Thales oraz TNO

The latest tendencies in the use of simulators in advanced pilot training

Abstract

Both quick development of computer technology and new image generators have given rise to new tendencies in the field of application of flight simulators. Training of pilots is more complex and the requirements for co-operation of simulators or their modules are greater. Also better interchangeability of simulated aircraft models with their cockpits and onboard systems is required. There are similar changes in motion systems, visual systems and the virtual reality simulation. These issues are discussed in this paper, basing on solutions adopted in the state-of-the-art simulators.

MODELOWANIE SYSTEMÓW I INSTALACJI POKŁADOWYCH SAMOLOTÓW W SYMULATORACH LOTU

JANUSZ GAJDA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: gajda@ai.com.pl

Moduł oprogramowania systemów i instalacji pokładowych wchodzi w skład tzw. aeromodelu i jest jednym z kluczowych modułów oprogramowania każdego symulatora lotu. Wraz z postępem współczesnej techniki lotniczej moduł ten jest szczególnie skomplikowany dla pełnozakresowych symulatorów (tzw. *full mission simulator*) współczesnych samolotów bojowych.

W referacie przedstawiono wymagania stawiane takiemu oprogramowaniu, jego strukturę oraz problemy, jakie powstają podczas jego opracowywania. Omówiono również realizację hardware'ową symulacji systemów pokładowych ze szczególnym uwzględnieniem systemów nawigacyjnych, systemów wizyjnych oraz układów obciążenia sterownic. Wszystkie rozważania są poparte przykładami rozwiązań z nowoczesnych symulatorów.

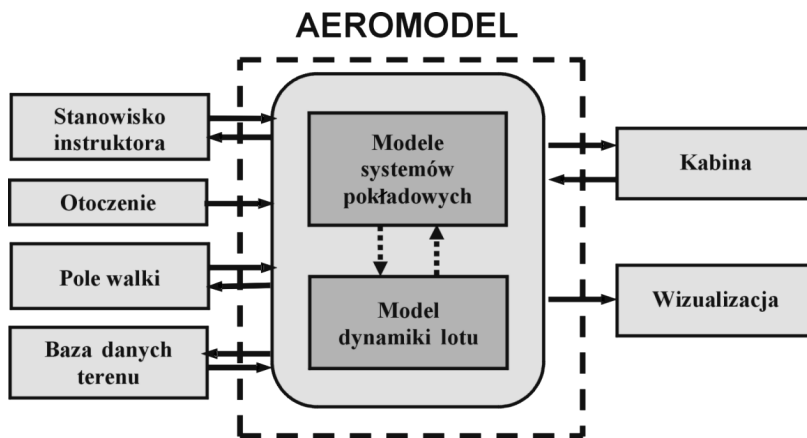
1. Wprowadzenie

Wraz z rosnącym znaczeniem awioniki na pokładzie samolotu coraz bardziej znaczącym i skomplikowanym zagadnieniem staje się właściwe zamodelowanie jej w symulatorach lotu. Moduł systemów i instalacji pokładowych, podobnie jak ich rzeczywisty pierwowzór, wymaga coraz większych nakładów finansowych, a w związku z tym obserwujemy coraz większą różnorodność stosowanych rozwiązań, które – z jednej strony – muszą spełniać postawione dla symulatora wymagania, z drugiej zaś – minimalizować poniesione koszty. Tej optymalizacji oczekuje się na każdym etapie i w każdym elemencie opracowania i eksploatacji tego modułu. Dotyczy to szczególnie minimalizowania kosztów pozyskania i późniejszej aktualizacji danych, opracowania efektywnego i łatwego do przyszłej modyfikacji modelu pracującego w czasie rzeczywistym, a wreszcie – zastosowania ogólnie dostępnego sprzętu, zarówno komputerowego, jak i użytego w kabinie symulatora do imitacji wyświetlaczy, przyrządów i paneli sterujących.

2. Struktura oprogramowania *Aeromodelu*

Aeromodel (rys. 1) jest jednym z głównych modułów oprogramowania symulatora i jest odpowiedzialny za symulację samolotu jako obiektu sterowania. W związku z tym głównymi częściami aeromodelu są:

- moduł dynamiki lotu rozwiązujący równania ruchu symulowanego samolotu ze szczególnym uwzględnieniem sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot oraz równania ruchu zespołu napędowego,
- moduł systemów i instalacji pokładowych (zw. dalej – dla uproszczenia – modulem systemów pokładowych) odpowiedzialny za symulację pracy tych układów, a także wyznaczenie wszelkich informacji, które są prezentowane w kabinie pilota.



Rys. 1. Usytuowanie modułu systemów pokładowych w strukturze oprogramowania symulatora

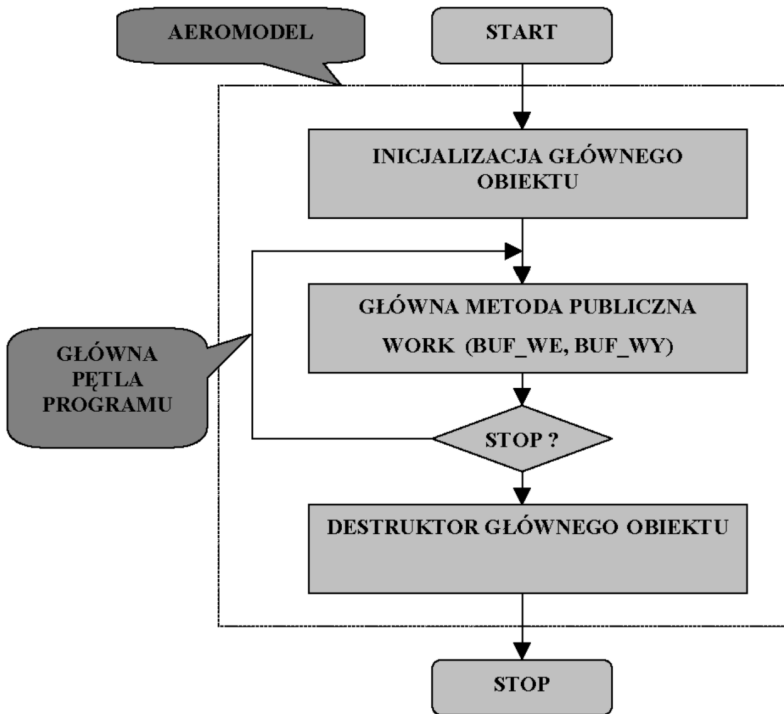
W celu wykonania zadań, jakie postawione są przed modulem systemów pokładowych, musi on współpracować z praktycznie wszystkimi głównymi modułami oprogramowania symulatora:

- *Kabiną* – skąd otrzymuje sygnały sterujące zadane przez pilota, a jednocześnie przesyła do niej wszelkie informacje prezentowane pilotowi na wyświetlaczach, przyrządach i lampkach,
- *Dynamiką lotu* – skąd otrzymuje parametry kinematyczne trajektorii lotu oraz pracy zespołu; do modułu dynamiki lotu przesyłane są informacje o aktualnych wychyleniach powierzchni aerodynamicznych oraz wysunięciu podwozia, a także informacje o działaniu instalacji silnikowych niezbędne do rozwiązania równań opisujących pracę zespołu napędowego,

- *Stanowiskiem instruktora* – skąd otrzymuje informacje odnośnie rozpoczęcia lub zakończenia awarii dotyczących systemów i instalacji pokładowych, a dokąd przesyła informacje o sygnałach sterujących zadanych przez pilota (tzn. położeniu drążka i pedałów oraz innych dźwigni, przycisków, pokręteł i przełączników),
- *Otoczeniem* – skąd otrzymuje informacje odnośnie ciśnienia, gęstości i temperatury powietrza, a także inne dane prezentowane na radarze pogodowym,
- *Polem walki* – które jest serwerem informacji o szeroko rozumianym wirtualnym otoczeniu, tzn. udostępnia informacje o wszystkich pozostałych obiektach, np. działających radiostacjach i radarach, obiektach latających i naziemnych wykrywanych za pomocą systemów pokładowych, a także inne dane prezentowane za pomocą systemów radionawigacyjnych; do modułu *Pola walki* odsyłane są natomiast informacje odnośnie włączonych systemów pokładowych (emitujących promieniowanie odbierane przez inne obiekty pola walki) oraz uzbrojenia użytego przez symulowany samolot,
- *Bazą danych terenu* – skąd otrzymywana jest informacja odnośnie ukształtowania terenu oraz wysokości terenu nad poziomem morza (informacje te są niezbędne m.in. do symulacji pracy radiowysokościomierza oraz wygenerowania zobrażeń na niektórych radarach),
- *Wizualizacją* – do której mogą być przesyłane informacje odnośnie zobrażenia prezentowanego na wskaźniku HUD (jeśli będzie on symulowany na wizualizacji, a nie na imitatorze wskaźnika).

Z punktu widzenia wymagań odnośnie szybkości (minimalizacji opóźnień) i częstotliwości wymiany informacji krytycznymi połączeniami okazują się połączenia z kabiną i modulem dynamiki lotu. Pierwsze z połączeń musi zapewnić aktualną informację o położeniu drążka i pedałów oraz służyć wygenerowaniu odpowiednich obciążeń na tych sterownicach, natomiast drugie – umożliwić właściwą symulację pracy systemów automatycznego sterowania lotem.

Samo oprogramowanie modułu systemów pokładowych tworzone jest (tak jak i reszta oprogramowania symulatora) za pomocą techniki programowania zorientowanego obiektowo (ang. *object-oriented programming*). Tworzony jest obiekt *Aeromodel* (rys. 2), który jest na początku działania programu inicjalizowany, a w głównej pętli programu udostępniany jako metoda publiczna *Work*, z którą można komunikować się za pośrednictwem buforów *Buf_We* i *Buf_Wy*. Na zakończenie procesu symulacji/ćwiczenia obiekt jest usuwany za pomocą destruktora.



Rys. 2. Schemat głównego programu symulacyjnego

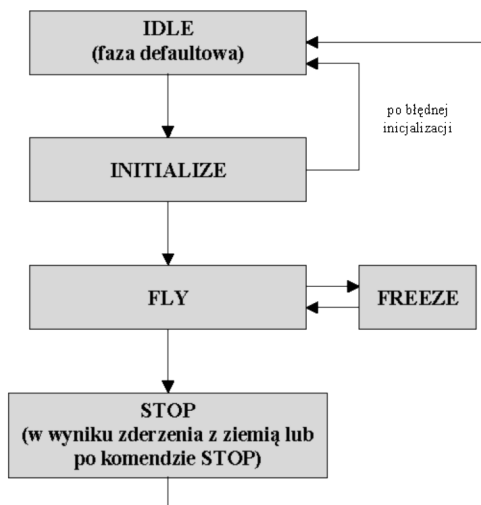
3. Fazy pracy *Aeromodelu*

W trakcie działania modułu można wyodrębnić pięć faz pracy (rys.3), z których cztery następują po sobie cyklicznie:

- IDLE – defaultowa faza, podczas której *Aeromodel* (i inne moduły symulatora) oczekują na sygnał przejścia do następnej fazy,
- INITIALIZE – faza przejściowa, podczas której *Aeromodel* wczytuje dane wejściowe oraz przygotowuje warunki początkowe ćwiczenia; po zakończeniu tego procesu *Aeromodel* przechodzi do stanu READY i zgłasza programowi nadzorującemu gotowość rozpoczęcia ćwiczenia; w przypadku błędnej inicjalizacji (stwierdzeniu niewłaściwych danych początkowych lub braku odpowiednich danych) następuje powrót do fazy IDLE,
- FLY – faza realizacji ćwiczenia (symulowanego lotu). *Aeromodel* przechodzi do tej fazy po otrzymaniu odpowiedniej komendy ze strony programu nadzorującego (ten zaś wydaje taką po otrzymaniu stanu gotowości od wszystkich modułów). Z fazy tej *Aeromodel* może przejść w dowolnej

chwili – po otrzymaniu odpowiedniej komendy – do fazy FREEZE (odpowiadającej „zatrzymaniu” ćwiczenia), a następnie – po otrzymaniu kolejnej komendy – powrócić do fazy FLY,

- STOP – faza, do której *Aeromodel* przechodzi po otrzymaniu komendy STOP z programu nadzorującego (np. na skutek żądania instruktora lub stwierdzeniu wykrycia zestrzelenia naszego samolotu) lub stwierdzeniu przez Aeromodel zderzenia naszego samolotu z ziemią lub innym obiektem.



Rys. 3. Fazy pracy modułu

Sekwencyjna realizacja wymienionych faz umożliwia ciągłą pracę symulatora i realizację w symulatorze kolejnych, następujących po sobie – na ogół z udziałem różnych pilotów – ćwiczeń.

4. Modelowanie systemów pokładowych

Z punktu widzenia modelowania oraz struktury oprogramowania symulatora moduł systemów pokładowych można podzielić na następujące grupy modeli:

- modele systemów automatycznego sterowania lotem,
- modele układu obciążenia sterownic,

- modele pozostałych systemów pokładowych (np. systemów radionawigacyjnych, systemów uzbrojenia, systemów łączności, systemów radarowych, itp.),
- modele instalacji pokładowych,
- modele przyrządów pokładowych.

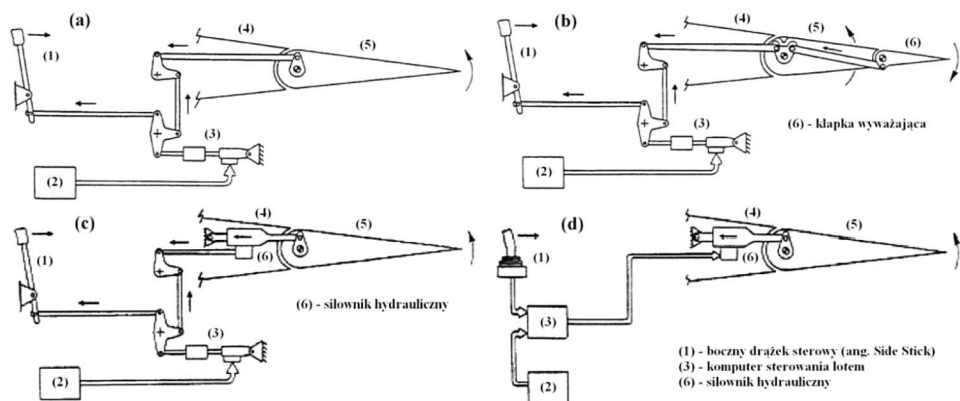
W rozdziale tym zostaną omówione pierwsze trzy grupy modeli, natomiast pozostałe dwie są przedmiotem rozważań w rozdziale 5.

W przedstawionym podziale z systemów pokładowych zostały wydzielone systemy automatycznego sterowania lotem. Odróżniają się one od pozostałych systemów szczególnie wysokimi wymaganiami odnośnie częstotliwości obliczeń oraz dopuszczalnych opóźnień w wymianie informacji, przy czym wymagania te znacznie rosną w przypadku stosowania nowszych rozwiązań układu sterowania. Podobna sytuacja ma miejsce w przypadku modeli odpowiedzialnych za generację odpowiednich sił na organach sterowania.

Stopień skomplikowania wszystkich wymienionych modeli będzie silnie zależał od wymagań stawianych symulatorowi oraz wybranej technologii realizacji sprzętowej. Uwidacznia się to już na jednym z pierwszych etapów tworzenia modeli – gromadzeniu i opracowywaniu danych o modelowanych systemach. Dla stosunkowo prostych urządzeń treningowych wystarczające dane mogą być pozyskane nawet z podręcznika dla pilota oraz podstawowych opisów technicznych, natomiast dla najdokładniejszych symulatorów niezbędne jest pozyskanie danych od producenta (tzw. *Flight Data Package*), a ich koszt może nawet kilkakrotnie przekroczyć koszt urządzenia treningowego.

To zróżnicowanie można przedstawić również na przykładzie modelowania różnych systemów sterowania lotem (rys. 4).

Do mechanicznych układów sterowania (rys. 4a-c) stosowane są generalnie dwie metody symulacji: tzw. modelowanie statyczne i modelowanie dynamiczne. Pierwsze z nich (zwane czasami również „nieciągłym”) polega na zebraniu pewnego zbioru stanów statycznych modelowanego systemu. Stany te są reprezentowane przez sygnały wejściowe i wyjściowe przy znanych wartościach parametrów i zmiennych wpływających na zachowanie się systemu. W trakcie symulacji dokonujemy wyłącznie interpolacji pomiędzy tymi statycznymi stanami. Przykładowo, wg tej metody można obliczać siłę na drążku jako wartość funkcji wielu zmiennych (uprzednio stablicowanej), np. kątów natarcia i ślizgu, prędkości i wysokości lotu, położenia drążka, itp., a w praktyce wyznaczenie tej siły będzie polegać na interpolacji pomiędzy elementami wielowymiarowej tablicy. Metoda ta jest szybka, prosta i tania, aczkolwiek jej dokładność może okazać się niewystarczająca dla wielu zastosowań.

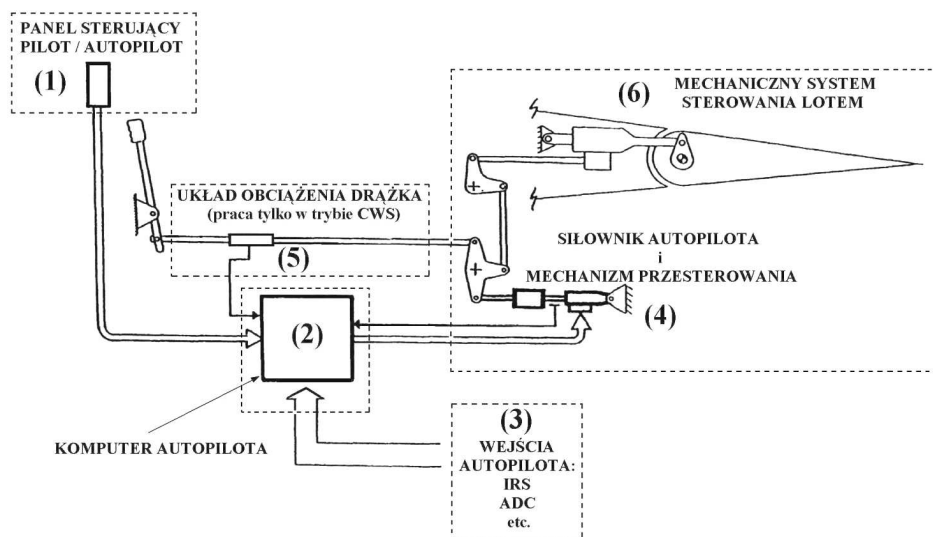


Rys. 4. Rodzaje ręcznych systemów sterowania lotem; (a) mechaniczny układ odwracalny, (b) mechaniczny układ odwracalny z klapką wyważającą, (c) mechaniczny układ nieodwracalny z siłownikiem hydraulicznym, (d) nieodwracalny układ typu flight-by-wire; wspólne oznaczenia: (1) drążek sterowy, (2) komputer autopilota, (3) siłownik autopilota z mechanizmem odłączenia/przesterowania, (4) statecznik, (5) powierzchnia sterowa

W drugiej metodzie, modelowaniu dynamicznym (zw. także modelowaniem „ciągłym”), budowany jest model w postaci równań różniczkowych, które później – w trakcie symulacji – muszą być całkowane w czasie rzeczywistym. Zmiana sygnałów wejściowych lub sterujących może tutaj wpływać na postać i parametry równań i w ten sposób wpływać na uzyskiwane rozwiązania. Metoda ta jest zdecydowanie dokładniejsza, lecz może wiązać się ze znacznie większymi kosztami. Czasami przy obliczeniach za pomocą tej metody korzysta się z gotowych bibliotek zawierających uogólnione moduły układu sterowania. Najczęściej jest to układ dwóch zredukowanych mas (przedniej – związanej z drążkiem i tylnej – związanej z powierzchnią sterową) połączonych ze sobą oraz kadłubem samolotu za pomocą układów tłumik-sprężyna. Ze względu na charakter przewidywanych rozwiązań stosuje się tu również podział rozwiązywanych równań. Te, które opisują zjawiska wolnozmiennne będą rozwiązywane z częstotliwością rzędu 30-60 Hz, natomiast dla zjawisk szybkozmiennych z częstotliwością 500-2000 Hz.

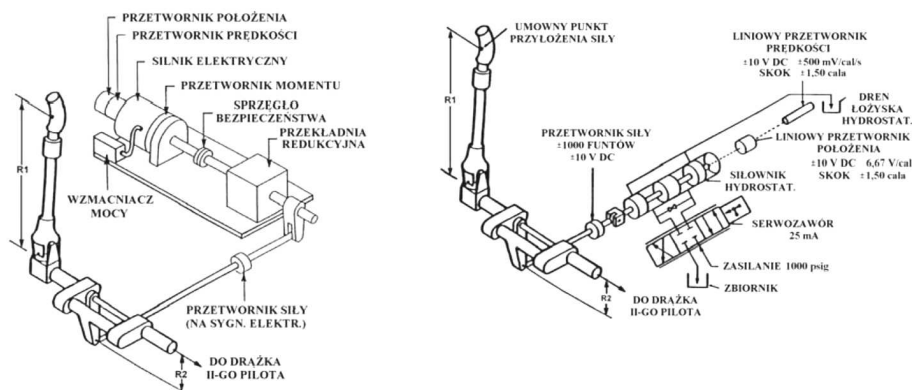
Diametralnie inną sytuację mamy w przypadku elektronicznych systemów sterowania lotem (np. systemu *Fly-By-Wire* – rys. 4d). W stosunku do tych systemów należy podjąć decyzję, czy systemy te będą symulowane, czy też zostaną zastosowane rzeczywiste urządzenia (których zarówno wejścia jak i wyjścia są przecież cyfrowe, w związku z czym urządzenia te można łatwo podłączyć do sieci komputerowej symulatora). Obydwa te rozwiązania mają swoje wady i zalety. Do zalet zastosowania rzeczywistego systemu ste-

rowania należą pewnoś co do zgodności otrzymanych sygnałów wyjściowych z systemu z rzeczywistymi (nawet w przypadku występowania nieudokumentowanych osobiwości lub błędów oprogramowania) oraz łatwość aktualizacji systemu w przypadku zastosowania nowszego rozwiązania na samolocie (wystarczy zamienić komputer sterowania lotem na nowszą wersję). Wadami tego rozwiązania są natomiast większe koszty (rzeczywiste urządzenia są znacznie droższe i trudniej dostępne od ich symulatorów), ograniczona ilość możliwych do symulacji awarii tego systemu oraz duże trudności w realizacji niektórych faz pracy typowych dla symulatora (np. zatrzymanie symulacji celem omówienia aktualnego stanu, natychmiastowe przemieszczenie obiektu w symulowanej czasoprzestrzeni, tzw. *repositioning* lub nagranie i odtworzenie wykonanego ćwiczenia). Może też okazać się, że zastosowanie tego rozwiązania będzie wymagało zakupu większej liczby rzeczywistych urządzeń współpracujących z komputerem sterowania lotem. W przypadku symulacji systemu sterowania lotem wymienione wcześniej wady nie występują, natomiast największym problemem jest odtworzenie z wystarczającą dokładnością odpowiedzi systemu podczas symulacji dowolnych faz i warunków lotu.



Rys. 5. Automatyczny system sterowania lotem z trybem CWS (ang. *Control Wheel Steering*)

Bardzo podobną sytuację, jak dla elektronicznych systemów sterowania lotem, mamy w przypadku symulacji automatycznego systemu sterowania lotem (tzw. autopilota) przedstawionego na rysunku 5. Tutaj z kolei wzrastają koszty



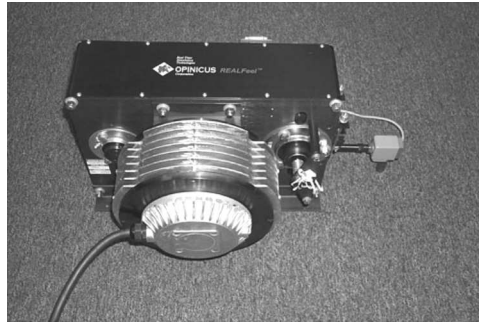
Rys. 6. Układy obciążenia drążka: z lewej – elektryczny, z prawej – hydrauliczny

opracowania modelu symulacyjnego, który ma na ogół bardzo skomplikowaną postać. Z drugiej zaś strony – może okazać się, że zastosowanie rzeczywistego urządzenia jest niemożliwe ze względu na jego niedostępność, co jest częste szczególnie w przypadku samolotów wojskowych, aczkolwiek zdarza się również dla samolotów cywilnych.

W przypadku modeli układu obciążenia sterownic w zdecydowanej większości urządzeń treningowych i symulatorów stosuje się symulację rzeczywistych urządzeń poprzez zastosowanie uogólnionych modeli matematycznych oraz zastosowanie aktywnego systemu obciążenia (rys. 6), najczęściej elektrycznego lub hydraulicznego. O ile pierwsze z tych rozwiązań wiąże się z łatwiejszą obsługą, mniejszymi kosztami eksploatacji i jest rozwiązaniem czystszy, o tyle drugie z nich umożliwia generowanie większego obciążenia, a jednocześnie ma mniejsze wymiary przy takich samych generowanych obciążeniach.

Do realizacji sprzętowej układów obciążenia sterownic wykorzystano podobieństwo rozwiązań stosowanych w rzeczywistych samolotach i w związku z tym oferowane są na rynku całe serie urządzeń obciążających różniących się od siebie wyłącznie parametrami (m.in. wypracowanej sile lub momentowi). Chętniej stosowany jest elektryczny system obciążenia, a jeden z przykładów takiego systemu został zaprezentowany na rysunku 7.

Bardzo charakterystyczna dla wszystkich dokładnych modeli systemów jest dbałość o aktualność danych wejściowych. Dobrym przykładem takiego podejścia jest np. model systemu nawigacyjnego, w którym wykorzystywana jest m.in. cyfrowa baza danych o obiektach radionawigacyjnych znajdujących się w symulowanym obszarze. Dane te pochodzą na ogół z jednego z dwóch źródeł: z bazy Jeppesena lub DAFIF-a (ang. *Digital Aeronautical Flight Information*



Rys. 7. Elektryczny układ obciążenia REALfeel™ 3000 (źródło: OPINICUS Corp.)

File). W symulatorze wykorzystywana jest ta sama baza danych, co na pokładzie rzeczywistego samolotu, i jest aktualizowana z tą samą częstotliwością określoną odrębnymi przepisami. W ten sposób obydwie zestawy danych nawigacyjnych (rzeczywisty i ten dostępny w symulatorze) będą identyczne, dzięki czemu jeśli rzeczywista baza zawiera błędy (co się czasami, niestety, zdarza), to zostaną one powielone w trakcie symulacji.

Kolejnym, szczególnie istotnym zagadnieniem dotyczącym modelowania systemów pokładowych jest wierna symulacja wszelkich awarii i niesprawności tych systemów. Opracowanie odpowiednich modeli w tym zakresie może wymagać przeprowadzenia dodatkowych i kosztownych badań. Uzyskanie wystarczająco dokładnych modeli jest szczególnie ważne, jeśli przeprowadzane później szkolenie ma obejmować nie tylko spostrzeżenie i rozpoznanie stanu awaryjnego, ale również trening procedur postępowania w takiej sytuacji. W tym przypadku symulowane muszą być nie tylko początkowe objawy awarii, ale również jej następstwa i ewentualna propagacja na inne systemy i konstrukcję samolotu, a cały proces powinien przebiegać z właściwą chronologią i odstępami czasowymi.

5. Modelowanie instalacji i przyrządów pokładowych

Modelowanie instalacji pokładowych obejmuje przede wszystkim modele czterech instalacji: elektrycznej, hydraulicznej, pneumatycznej oraz odbiorników ciśnienia powietrza. Pozostałe instalacje (np. tlenowa, klimatyzacji, wentylacji itp.) mają na ogół mniejsze znaczenie i w wielu urządzeniach nie są w ogóle symulowane. Charakterystyczną cechą modeli instalacji, wynikającą z fizyki zachodzących procesów, jest stosunkowo mniejsza ich wrażliwość na

opóźnienia czasowe pomiędzy poszczególnymi modułami symulatora. Podobna sytuacja ma miejsce w przypadku symulacji stanów awaryjnych, gdzie priorytetem jest zachowanie właściwych zależności przyczynowo-skutkowych oraz czasowych, natomiast ewentualne opóźnienia mają mniejsze znaczenie.

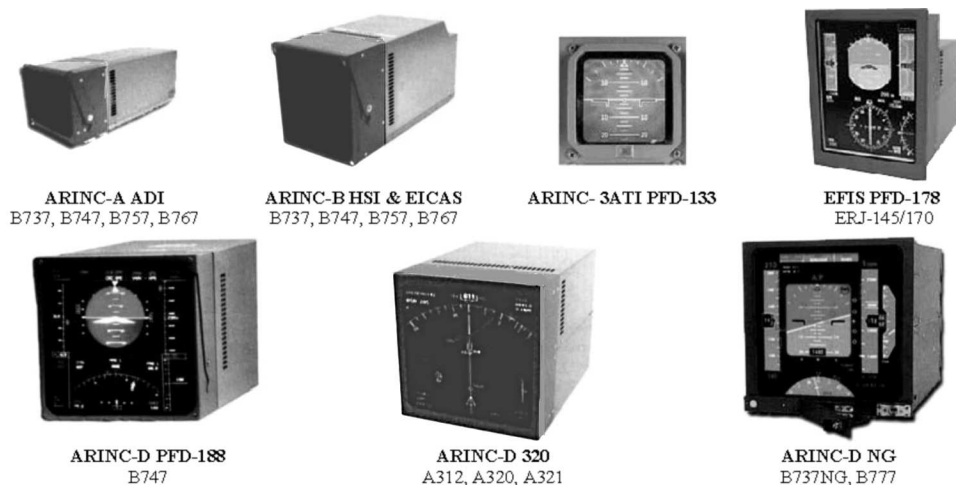
W przypadku modelowania pracy przyrządów pokładowych ma miejsce podobna sytuacja, jak dla elektronicznych systemów sterowania lotem, tzn. należy zdecydować się, czy zostaną wykorzystane rzeczywiste przyrządy, czy też będą one symulowane za pomocą imitatorów. Decyzja ta zależy przede wszystkim od wymagań dla danego urządzenia treningowego lub symulatora. Najtańszym rozwiązaniem, a zarazem bardzo elastycznym, jest wyświetlanie wskaźników przyrządów na ekranie ciekłokrystalicznym, na który nałożona jest odpowiednia maskownica z pokrętłami i przyciskami (rys. 8). Rozwiązanie



Rys. 8. Symulacja tablicy przyrządów za pomocą ekranu LCD (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)

to, bardzo chętnie stosowane w urządzeniach treningowych, umożliwia łatwą konfigurację tablicy przyrządów, a tym samym symulację w tym samym urządzeniu różnych typów samolotów i śmigłowców. W przypadku ostrzejszych wymagań stosuje się imitatory przyrządów zrealizowane na bazie sprzętu podobnego do stosowanego w rzeczywistych rozwiązaniach, ale – ze względu na koszty – nadal nie są to rzeczywiste przyrządy. Istnieje wiele firm, które specjalizują się w produkcji tego typu imitatorów, realizując kompletne zestawy przyrządów istniejących na poszczególnych typach samolotów (dotyczy to najczęściej samolotów komunikacyjnych). Jako przykład na rysunku 9 przedstawiono niektóre imitatory firmy ADTC Systems z serii bazującej na wyświetlaczach PFD (ang. *Primary Flight Display*). Zastosowanie tych samych wskaźników co w rzeczywistości pozwala na łatwe zachowanie zarówno wyglą-

du wskaźnika (w sensie cech prezentowanego obrazu, np. jasności, jaskrawości, kontrastu, itp.), jak i jego obsługi.



Rys. 9. Imitatory przyrządów wykorzystujących wyświetlacze PFD (źródło: ADTC Systems)

Gotowe rozwiązania mogą obejmować również całe skomplikowane systemy, jak np. systemy radarowe (rys. 10). Takie systemy oprócz samego wskaźnika wymagają jeszcze specjalistycznego oprogramowania, które zapewni właściwą współpracę z innymi systemami samolotu.



Rys. 10. Imitator radaru pogodowego i przeszukującego RDR-1300 (źródło: BVR Systems)

W przypadku symulatorów spełniających najwyższe wymagania (klasy C i D) najchętniej stosuje się rzeczywiste przyrządy. Rozwiązanie takie znacznie skraca badania weryfikacyjne, a także ułatwia późniejszą certyfikację symulatora.

6. Podsumowanie

Postęp techniczny, jaki wciąż obserwujemy w wyposażeniu samolotów, znajduje swoje odbicie w oprogramowaniu oraz sprzęcie niezbędnym do symulacji systemów i instalacji pokładowych. Konieczność wiernego odtworzenia tych systemów w symulatorach spełniających najwyższe wymagania powoduje coraz wyższe koszty tych rozwiązań. W tej sytuacji rzeczą naturalną jest, że często rezygnuje się z tych symulatorów na rzecz tańszych urządzeń treningowych, przeznaczonych do szkolenia w ograniczonym zakresie.

Bibliografia

1. BLES W., 2001, Desdemona: advanced disorientation trainer, *Human Systems IAC Gateway*, **XII**, 3, str. 15
2. BRZOZOWSKA A., PATURSKI Z., 2006, Symulowanie awarii w lotniczych syntetycznych urządzeniach treningowych, w: *Mechanika w Lotnictwie ML-XII 2006*, red. J. Maryniak, t. I, 285-293, PTMTS
3. TAKATS J.R., 2008, Flight control systems simulation, *Course „Flight and Ground Vehicle Simulation Update 2008”*, Binghamton University, SUNY
4. (–) *Airplane Simulator Qualification*, AC 120-40B, US Department of Transportation, FAA 1991
5. (–) Meet our family of LCD Colour Displays, *Military Simulation & Training Magazine*, **5**, 2007, str. 25 6.
6. (–) *Opisy techniczne symulatorów*, ETC-PZL Aerospace Industries (niepublikowane) 7.
7. (–) Strony webowe i materiały informacyjne firm ADTC Systems, BVR Systems, ETC Environmental Tectonics Corporation, ETC-PZL Aerospace Industries, Opinicus Corp. 8.
8. (–) *Wspólne Przepisy Lotnicze JAR-STD 2A. Samolotowe urządzenia do szkolenia lotniczego*, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa 2001 9.
9. (–) *Wspólne Przepisy Lotnicze JAR-STD 3A. Urządzenia do szkolenia w locie i procedurach nawigacyjnych*, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa 2001

Modelling of onboard and installation systems in flight simulators

Abstract

Onboard systems and the installation module are included in the so-called aeromodel. They are the key modules in the software of any flight simulator. As the modern aeronautical technology is highly advanced, the modules are particularly complicated in full-mission simulators for combat aircraft.

This paper presents requirements for such software, its structure and problems which arise during its development. Hardware simulation of onboard systems, with focus on navigation systems, visual systems and flight controls loading systems has been discussed. All considerations have been illustrated with examples from state-of-the-art simulators.

ZASTOSOWANIE SYMULATORÓW DO TRENINGU PILOTAŻU W WARUNKACH DEZORIENTACJI PRZESTRZENNEJ

JANUSZ GAJDA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: gajda@ai.com.pl

Symulatory lotu coraz częściej są stosowane nie tylko do nauki pilotażu, ale także do treningu wykonywania zaawansowanych zadań. Jednym z takich zastosowań jest trening pilotażu w warunkach dezorientacji przestrzennej. Do tego typu szkoleń wykorzystywane są specjalne symulatory, których systemy ruchu mają możliwość generowania predefiniowanych profili lotu, zaś systemy wizualizacji wyświetlają odpowiednie zobrazowanie lotu. Specjalistyczne wyposażenie zawierające specjalne systemy rejestracyjne umożliwiają równoczesny pomiar parametrów biomedycznych pilota w trakcie wykonywanego ćwiczenia.

W referacie przedstawiono podstawowe zagadnienia związane z dezorientacją przestrzenną, a także konstrukcję i parametry przykładowych symulatorów przeznaczonych do tego typu szkolenia. Przedstawiono również przykłady specjalistycznego oprogramowania, które musi być zastosowane dla potrzeb treningu orientacji przestrzennej.

1. Wprowadzenie

Wprowadzenie do lotnictwa samolotów wysokomanewrowych spowodowało, że piloci są narażeni na działanie znacznych przyspieszeń kątowych i liniowych o zmiennej wielkości, czasie i kierunku działania. Skutkiem działania tych przyspieszeń jest występowanie u pilota niepożądanych iluzji przedśionkowych i wzrokowych, które skutkują początkowo utratą orientacji przestrzennej, a następnie prowadzą do dezorientacji przestrzennej. Z wieloletnich badań Sił Powietrznych Stanów Zjednoczonych wynika, że taka sytuacja wcale nie jest rzadka, bo występuje przeciętnie raz na 28 000 godzin lotu i jest przyczyną około 30% wypadków lotniczych samolotów wysokomanewrowych. Ze względu na

tak poważne konsekwencje dezorientacji przestrzennej powstało wiele ośrodków (m.in. w Stanach Zjednoczonych, Kanadzie, Australii, Czechach, a także w Polsce), które zajęły się badaniami i szkoleniem w tym zakresie. Szkolenie obejmuje przede wszystkim prezentację różnych iluzji i zaburzeń orientacji przestrzennej, a następnie rozpatrzenie istoty iluzji, warunków jej powstania oraz działań, które zapobiegają jej powstaniu lub ograniczają jej skutki.

2. Podstawowe iluzje

Dezorientacja przestrzenna polega przede wszystkim na utracie zdolności oceny rzeczywistego położenia przestrzennego ciała (a zatem i samolotu) względem ziemi. Objawami dezorientacji są iluzje, które możemy podzielić na przedsionkowe i wizualne. Niezależną grupę stanowią złudzenia, które wynikają z nieprawidłowej interpretacji wrażeń wzrokowych. Prowadzą one do błędnej oceny położenia horyzontu wynikającej np. z pozornego wrażenia ruchu statycznych światel, pomylenia światel miejscowości ze światłami gwiazd lub fałszywej interpretacji położenia chmur.

Podstawowe iluzje, jakie są prezentowane pilotom w trakcie szkolenia, zestawiono poniżej.

2.1. Iluzje tworzone w urządzeniach treningowych

- Złudzenie Coriolisa (ang. *Coriolis illusion*) – stymulacja krzyżowa kanałów półkolistych powstała w wyniku ruchu głowy wykonywanego w innej płaszczyźnie niż wykonywany ustalony ruch obrotowy.
- Oculogyral (ang. *oculogyral*) – fałszywa percepcja ruchu widocznego obiektu spowodowana nystagmoidalnym ruchem gałek ocznych na skutek pobudzenia kanałów półkolistych przez przyspieszenia kątowe.
- Korkociąg śmierci (ang. *graveyard spin*) – zanikanie pobudzenia kanałów półkolistych w ustalonym długotrwałym ruchu obrotowym oraz bezwładność układu przedsionkowego.
- Spirala śmierci (ang. *graveyard spiral*) – zanikanie poczucia ruchu obrotowego podczas długotrwałego obrotu.
- Oczopląs (ang. *nystagmus*) – prawidłowa reakcja układu przedsionkowo-okoruchowego na bodźce przyspieszeniowe (powtarzający się, kompensujący ruch oczu spowodowany stymulacją kanałów półkolistych przez stałe przyspieszenia kątowe).

- Iluzja przechylenia (ang. *leans*) – zaburzenia poczucia położenia w zakresie przechylenia spowodowane ograniczoną czułością narządów przed-sionkowych.
- Iluzja autokinetyczna (ang. *autokinesis illusion*) – fałszywe poczucie ruchu statycznego punktu świetlnego podczas długotrwałej obserwacji w zupełnej ciemności.
- Fałszywy horyzont (dzień) (ang. *false horizon (day)*) – demonstracja dominującej roli układu widzenia obwodowego podczas wzrokowej orientacji w przestrzeni (w warunkach dziennych).
- Fałszywy horyzont (noc) (ang. *false horizon (night)*) – demonstracja dominującej roli układu widzenia obwodowego podczas wzrokowej orientacji w przestrzeni (w warunkach nocnych).
- Start w ciemnościach (ang. *dark takeoff*) – zaburzenia odczuwania kąta wznoszenia podczas startu samolotu spowodowane iluzją somatograwitacyjną.
- Iluzja somatoobrotowa (ang. *somatogyral illusion*) – fałszywa percepcja ruchu wywołana przez niezdolność kanałów półkolistych do dokładnego odbioru wykonywanego ruchu (zanik odczuwania ruchu obrotowego w korkociągu).
- Iluzja somatograwitacyjna (ang. *somatogravic illusion*) – fałszywe odczucie położenia ciała w stosunku do pionu.
- Szerokość pasa startowego (ang. *runway width*) – fałszywe wrażenie zmiany szerokości pasa startowego.
- Nachylony pas startowy (ang. *sloped runway*) – fałszywe wrażenie nachylenia pasa startowego.
- Czarna dziura (ang. *blackhole approach*) – iluzja stromej ścieżki podejścia do lądowania spowodowana brakiem obwodowych bodźców wizualnych podczas podejścia do lądowania w terenie z małą ilością obiektów terenowych. Pilot zaczyna lecieć poniżej ścieżki podejścia do lądowania.
- Przekroczenie G (ang. *G-excess*) – fałszywe odczucie zwiększającego się pochylenia i zmniejszającego się przechylenia podczas patrzenia w kierunku wykonywanego stromego zakrętu w warunkach ograniczonej widzialności.
- Winda (amer. *elevator*) – fałszywe wrażenie ruchu pionowego spowodowane nagłym napotkaniem turbulencji.
- Iluzja okulograwitacyjna (ang. *oculogravic*) – fałszywe wrażenie ruchu pionowego obiektu (np. tablicy przyrządów) spowodowane nagłym przyspieszeniem lub hamowaniem.

- Przenoszenie ruchu (ang. *vection*) – fałszywe wrażenie ruchu własnego spowodowane ruchem innych obiektów w polu widzenia.
- Pomylenie światła naziemnych z gwiazdami (ang. *confusion of ground lights and stars*) – błędne rozpoznanie światła naziemnych jako gwiazd podczas lotu nocnego i wynikająca stąd błędna ocena orientacji przestrzennej.
- Iluzja odległości/głębokości (ang. *distance-depth illusion*) – błędne rozpoznanie odległości powstałe wskutek obserwacji obiektu o znajomym wyglądzie, lecz mniejszych wymiarach. Skutkuje wrażeniem większej odległości niż rzeczywista.
- Zawrót głowy od błyskania (ang. *flicker vertigo*) – zaburzenia układu przedsionkowego związane zwykle ze światłem stroboskopowym lub sekwencją błyskających światła z częstotliwością w zakresie 5-20 Hz. Pojawia się głównie w śmigłowcach.

3. Urządzenia badawcze i treningowe

Szkolenie w zakresie dezorientacji przestrzennej wymaga urządzeń, w których możemy symulować odpowiednie profile lotów wywołujące iluzje wzrokowe i przedsionkowe. Urządzenie takie musi posiadać z jednej strony system ruchu do generacji wrażeń ruchowych, z drugiej zaś – odpowiedni system wizualizacji do generacji wrażeń wzrokowych. Klasyczne rozwiązanie systemu ruchu stosowane w większości symulatorów lotu to platforma synergiczna o sześciu stopniach swobody, tzw. platforma Stewarda. O ile jednak jest ona wystarczająca do symulacji ruchu samolotów komunikacyjnych (ze względu na ich ograniczoną obwiednię parametrów ruchu), to jednak jest niewystarczająca do symulatorów samolotów wysokomanewrowych, a już zupełnie nieodpowiednia do urządzeń do szkolenia w zakresie dezorientacji przestrzennej. Związane jest to z warunkami, w jakich dochodzi do zaburzeń orientacji przestrzennej. Iluzje pochodzenia przedsionkowego najłatwiej stworzyć, gdy na pilota działają przyspieszenia kątowe, a jednocześnie ma on ograniczoną widoczność horyzontu (ze względu na położenie przestrzenne samolotu, symulowane warunki atmosferyczne lub znaczne przeciążenia działające w danej fazie lotu). Wynika to z tego, że człowiek nie jest w stanie zarejestrować bodźców podprogowych działających w krótkim czasie lub długotrwałych przyspieszeń kątowych. Stąd też najprostsze urządzenia do szkolenia w zakresie dezorientacji przestrzennej muszą posiadać możliwość nieograniczonego obrotu przynajmniej w jednej

płaszczyźnie. Przykładami takich urządzeń mogą być np. Gyro-IPT (ang. *Integrated Physiological Trainer*) (rys. 1) i Gyro-IPT II (rys. 2). Parametry ruchu tych urządzeń zestawiono w tabelach 1 i 2. W urządzeniach tych, ze wszystkich iluzji, najlepiej prezentuje się podstawowe iluzje doświadczane przez pilotów, tzn. iluzję Coriolisa oraz iluzję somatoobrotową. Mogą być w nich prezentowane również iluzje związane z ruchem obrotowym oraz iluzje wizualne. Natomiast, ze względu na brak możliwości symulacji długotrwałych przyspieszeń liniowych, urządzenia te nie są w stanie wywoływać iluzji somatograwitacyjnych.



Rys. 1. Urządzenie treningowe Gyro-IPT (źródło: Defence R&D Canada)



Rys. 2. Urządzenie treningowe Gyro-IPT II (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)

Należy wspomnieć, że urządzenie treningowe Gyro-IPT zostało zainstalowane m.in. w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej w Warszawie, a następnie wyposażone dodatkowo w specjalny system do rejestracji parametrów biomedycznych. Za jego pomocą mierzone są m.in. parametry okoruchowe, dzięki czemu możliwa jest analiza trwania ruchów sakadowych (czasu ich trwania i amplitudy) oraz rejestracja czasu trwania fiksacji. W ten sposób urządze-

nie to znalazło zastosowanie nie tylko w szkoleniu, ale również w badaniach z zakresu dezorientacji przestrzennej.

Tabela 1. Parametry ruchu Gyro-IPT

Parametr	Ruch		
	Odchylenie	Pochylenie	Przechylenie
Zakres ruchu	ciągły obrót 360°	$\pm 15^\circ$	$\pm 30^\circ$
Przyspieszenie kątowe	$15^\circ/\text{s}^2$	$8^\circ/\text{s}^2$	$10^\circ/\text{s}^2$
Prędkość kątowna	$150^\circ/\text{s}$	$8^\circ/\text{s}$	$10^\circ/\text{s}$
Ruchy podprogowe	do $0,5^\circ/\text{s}^2$ co $0,1^\circ/\text{s}^2$	do $0,5^\circ/\text{s}^2$ co $0,05^\circ/\text{s}^2$	do $0,5^\circ/\text{s}^2$ co $0,07^\circ/\text{s}^2$

Tabela 2. Parametry ruchu Gyro-IPT II

Parametr	Ruch		
	Odchylenie	Pochylenie	Przechylenie
Zakres ruchu	ciągły obrót 360°	$\pm 25^\circ$	$\pm 25^\circ$
Przyspieszenie kątowe	$15^\circ/\text{s}^2$	$50^\circ/\text{s}^2$	$50^\circ/\text{s}^2$
Prędkość kątowna	$180^\circ/\text{s}$	$25^\circ/\text{s}$	$25^\circ/\text{s}$
Ruchy podprogowe	do $0,5^\circ/\text{s}^2$ co $0,1^\circ/\text{s}^2$	do $0,5^\circ/\text{s}^2$ co $0,05^\circ/\text{s}^2$	do $0,5^\circ/\text{s}^2$ co $0,07^\circ/\text{s}^2$
	Pionowy	Podłużny	Boczny
Zakres ruchu	12,7 cm	± 40 cm	± 40 cm
Przyspieszenie liniowe	$45 \text{ cm}/\text{s}^2$	$101,6 \text{ cm}/\text{s}^2$	$101,6 \text{ cm}/\text{s}^2$
Prędkość liniowa	$45 \text{ cm}/\text{s}$	$50,8 \text{ cm}/\text{s}$	$50,8 \text{ cm}/\text{s}$

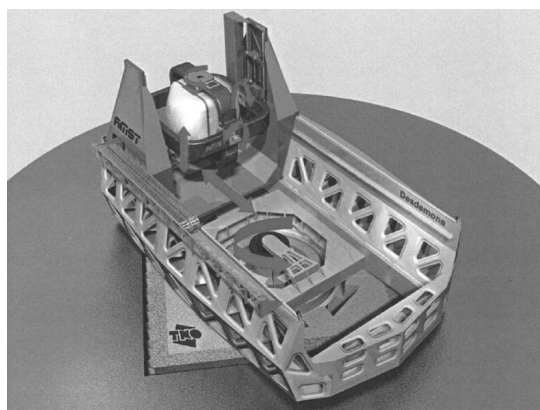
Do realizacji pełnej listy iluzji niezbędne są symulatory wyposażone w cetryfugę. Firma Environmental Tectonics Corporation, specjalizująca się m.in. w szkoleniu w zakresie dezorientacji przestrzennej, wyprodukowała całą serię skalowalnych symulatorów: GL-1500, GL-2500 i GL-4000. Najbardziej zaawansowanym urządzeniem tego poziomu jest GYROLABTM-2000 ASDT (ang. *Advanced Spatial Disorientation Trainer*) (rys. 3) zainstalowany w ośrodku NA-STAR (ang. *The National AeroSpace Training and Research Center*). Ze względu na zastosowane zawieszenie Cardana posiada on możliwość wykonywania nieograniczonych ruchów wokół trzech osi z przeciążeniem do 3 G. Pewną jego

wadą jest jednak średniej długości ramię (ok. 3 m), przez co piloci odczuwają dodatkowe przyspieszenia związane ze zjawiskiem Coriolisa.



Rys. 3. GYROLABTM-2000 ASDT (źródło: NASTAR Center)

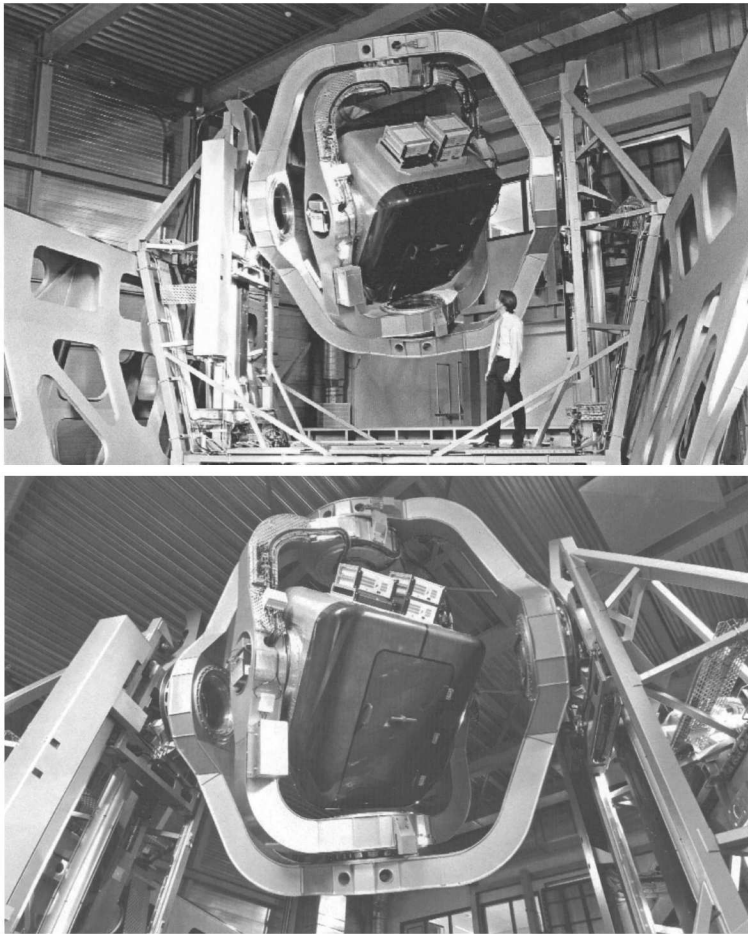
Wady tej nie posiadają już największe urządzenia stosowane w badaniach i szkoleniu z zakresu dezorientacji przestrzennej. Pierwszym z nich jest symulator Desdemona (akronim od hol. *DESoriëntatie DEMONstrator Amst*), skonstruowany i wyprodukowany przez AMST Systemtechnik (Austria), zaś umieszczony w ośrodku TNO Human Factors w Soesterberg (Holandia). Ma on niespotykany w innych symulatorach układ ruchu o sześciu stopniach swobody będący połączeniem platformy Stewarda i centryfugi (rys. 4). Układ ten



Rys. 4. Schemat systemu ruchu symulatora DESDEMONA (źródło: TNO)

posiada trzy ruchy obrotowe i dwa ruchy postępowe samej kabiny oraz ruch obrotowy całego łoża. Ruchy kątowe są ciągłe (360°) z maksymalnym przy-

spieszeniem $15^\circ/\text{s}^2$, a maksymalne ciągle przeciążenie, uzyskiwane dla skrajnego położenia kabiny, wynosi 3 G. Ruchy liniowe o zakresach: pionowy – 2 m, poziomy – 8 m, mogą być wykonywane z przyspieszeniem 0,5 G. Pole widzenia zainstalowanego systemu wizualizacji wynosi $120^\circ \times 30^\circ$. Ze względu na posiadane możliwości ruchowe symulator ten jest wykorzystywany nie tylko w szkoleniu i badaniach z zakresu dezorientacji przestrzennej, ale również w licznych pracach badawczych dotyczących m.in. symulacji różnych obiektów (np. samochodów), jak i wpływu symulacji wrażeń ruchowych na jakość procesu szkolenia.



Rys. 5. Symulator DESDEMONA (źródło: TNO)

Innym rozwiązaniem umożliwiającym pełne szkolenie w zakresie dezorientacji przestrzennej jest potężna centryfuga zastosowana przez Environmental

Tectonics Corporation m.in. w symulatorze G-FET II (rys. 6) dla Królewskich Malezyjskich Sił Powietrznych oraz w systemie ATFS-400 (ang. *Authentic Tactical Fighting System*) we wspomnianym już wcześniej ośrodku NASTAR. Centryfugi te, o ramieniu o długości 7,6 m, umożliwiają osiągnięcie przeciążenia do 15 G z gradientem zmiany przeciążenia wynoszącym 10 G/s. Oznacza to, że zarówno na rozpędzenie do uzyskania maksymalnego przeciążenia, jak i na wyhamowanie ruchu urządzenie to potrzebuje tylko 1,5 s (!). Zastosowany system wizualizacji ma pole widzenia $120^\circ \times 70^\circ$. Ze względu na posiadane parametry symulatory te są wykorzystywane przede wszystkim do pełnego szkolenia taktycznego pilotów samolotów wysokomanewrowych z możliwością wykonywania manewrów prezentujących efekt „push-pull” (obniżenia tolerancji pilota na duże przeciążenia na skutek uprzednich szybkich naprzemiennych zmian przeciążenia).



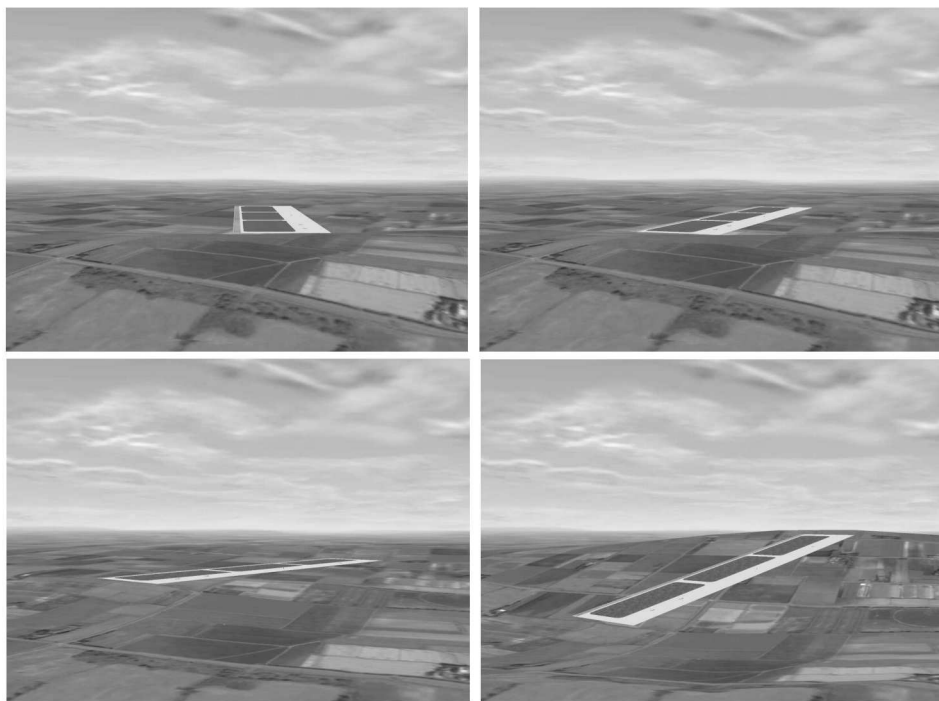
Rys. 6. Symulator G-FET II (źródło: ETC-PZL Aerospace Industries)

4. Oprogramowanie wizualizacyjne

Zadaniem oprogramowania wizualizacyjnego stosowanego w urządzeniach do badań i szkolenia z zakresu dezorientacji przestrzennej jest stworzenie odpowiedniego zobrazowania widoku za kabiną samolotu, które będzie nie tylko podtrzymywać, ale i wzmacniać iluzję wywołaną bodźcami ruchowymi. W celu ułatwienia szkolenia na ogół będzie to zobrazowanie odpowiadające uprzednio zaprogramowanym trajektoriom lotu charakteryzującym się ograniczoną widocznością horyzontu. W trakcie symulowanego lotu w pewnej chwili wyłączane są przyrządy (lub symulowana jest awaria newralgicznych przyrządów) tak, aby pilot przy ocenie położenia przestrzennego kierował się wyłącznie wrażeniami ruchowymi i widokiem za kabiną. Jednocześnie symulowany lot

odbywa się na ogół w warunkach pogorszonej widzialności, tzn. w warunkach zachmurzenia lub w nocy.

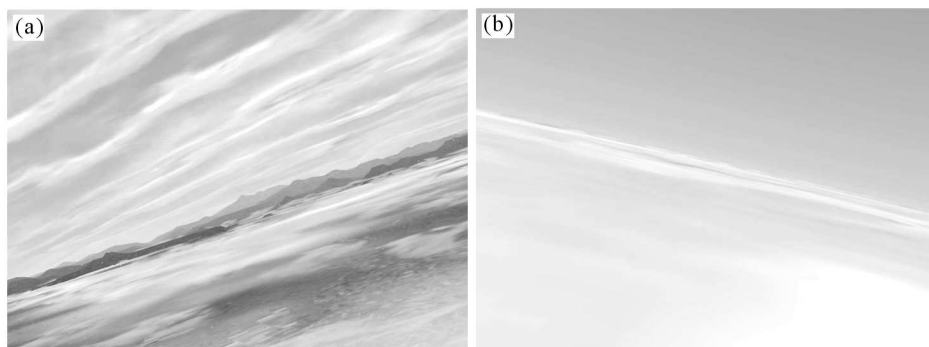
Są jednak iluzje, w których znaczenie bodźców ruchowych i wizualnych zmienia się wzajemnie i to właśnie te drugie stają się istotniejsze. Do takich iluzji należą wszelkie iluzje związane z fałszywą oceną wielkości i położenia pasa startowego. Przykłady takich zobrazowań zawiera rysunek 7, na którym przedstawiono pas startowy, którego wymiary (długość i szerokość) oraz orientację przestrzenną (kierunek, nachylenie wzdłużne i poprzeczne) można zmieniać dynamicznie w trakcie symulowanego lotu.



Rys. 7. Zobrazowanie dynamicznego lotniska o zmiennych wymiarach i nachyleniu
(źródło: ETC-PZL Aerospace Industries)

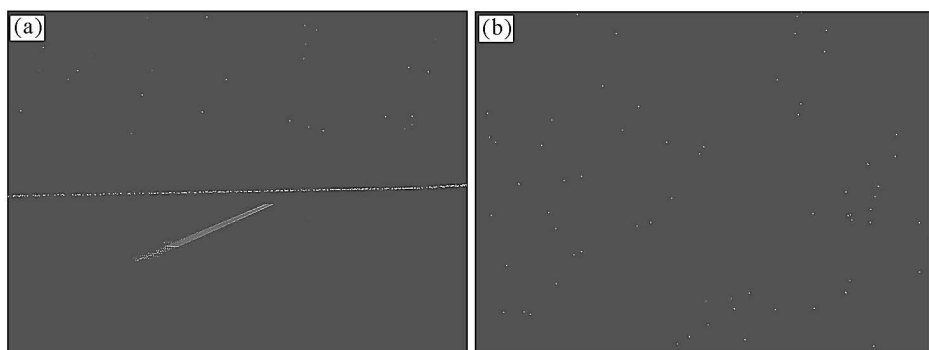
Stworzenie kolejnych iluzji – fałszywej oceny położenia horyzontu – realizuje się w dwóch wariantach: w warunkach dziennych i w warunkach nocnych. Do pierwszej iluzji wykorzystuje się zobrazowanie złych warunków atmosferycznych, a mianowicie lotu w warunkach zachmurzenia. Na rysunku 8 przedstawiono dwie fazy takiego lotu.

Scenariusz tego ćwiczenia przewiduje lot wznoszący ze zmianą kierunku i „przebijanie się” poprzez dwie warstwy chmur, z których tylko dolna jest po-



Rys. 8. Przykłady zobrazowań do iluzji fałszywego położenia horyzontu w warunkach dziennych (źródło: ETC-PZL Aerospace Industries)

zioma. W pierwszej fazie widać dwie warstwy chmur, a poprzez dolną z nich – ziemię (rys. 8a). Dobrano tutaj taki kierunek lotu, aby pokazać czytelnikowi, że górna warstwa chmur nie jest pozioma, lecz skośna w stosunku do poziomemu. W rzeczywistym ćwiczeniu realizowany jest taki kierunek lotu, dla którego nie widać, że warstwa ta jest skośna (profil lotu musi być tak zaprogramowany, aby lecieć zgodnie z kierunkiem „nachylenia” warstwy chmur). W trakcie „przebijania się” przez górną warstwę chmur zwiększane jest zachmurzenie do całkowitego, czyli następuje lot bez widoczności ziemi, a jednocześnie zmieniany jest o 90° kierunek lotu. Dzięki temu górna powierzchnia chmur będzie już skośna względem horyzontu (rys. 8b). Pilot jednakże podświadomie będzie mylnie interpretował tę warstwę jako poziomą.



Rys. 9. Przykłady zobrazowań do iluzji fałszywego położenia horyzontu w warunkach nocnych (źródło: ETC-PZL Aerospace Industries)

W przypadku lotu w warunkach nocnych iluzję fałszywego położenia horyzontu można uzyskać dwójako. Pierwszy sposób polega na zobrazowaniu liniowo rozłożonych statycznych świateł, które są np. związane z drogą (ulicą), a przez pilota mogą być interpretowane jako światła widocznej na horyzoncie miejscowości. Dopiero projekcja pasa startowego może uwidocznć przyczyny iluzji (rys. 9a). Natomiast drugi sposób polega na podobnym zobrazowaniu świateł miejscowości i świateł gwiazd, co może prowadzić do utożsamienia świateł miejscowości z gwiazdami, a w ślad za tym do błędnego wyobrażenia o usytuowaniu horyzontu. Na rysunku 9b przedstawione jest zobrazowanie widoku podczas wykonywania prawego zakrętu. Światła w prawym dolnym rogu to rozrzucone światła małej miejscowości, natomiast światła z lewej strony ku górze – to światła gwiazd. W przypadku wykonywania profilu z większymi prędkościami kątowymi, zarówno w pochyleniu jak i przechyleniu, może dojść do mylnej interpretacji świateł i błędne położenia horyzontu.

5. Podsumowanie

Współczesne programy szkolenia pilotów myśliwskich coraz częściej zawierają szkolenie z zakresu dezorientacji przestrzennej. Aktualnie obejmują one głównie prezentację i omówienie różnego rodzaju iluzji, z jakimi pilot może spotkać się w trakcie wykonywania lotów. Jednakże stopniowe doskonalenie metod pomiarowych parametrów psychofizjologicznych pilotów oraz właściwa analiza i interpretacja uzyskanych wyników pozwala na stopniową indywidualizację treningu. Jednocześnie prowadzone są przez naukowe placówki medycyny lotniczej badania, których celem jest m.in. opracowanie odpowiednich metod oceny zdolności adaptacyjnych pilotów do konfliktowych bodźców środowiska oraz metod oceny skłonności do choroby symulatorowej, stworzenie wiarygodnych testów z zakresu dezorientacji przestrzennej, które mogłyby być wykorzystane w procesie selekcji kandydatów na pilotów, a także w ocenie skuteczności poszczególnych ćwiczeń.

Bibliografia

1. BLES W., 2001, Desdemona: advanced disorientation trainer, *Human Systems IAC Gateway*, **XII**, 3, str. 15

2. BLES W., Desdemona, *Materiały informacyjne TNO Defence, Security and Safety*
3. BLES W., DE GRAAF B., WENTINK M., Desdemona. The next generation in movement simulation, *Materiały informacyjne TNO Defence, Security and Safety*
4. BLES W., WENTINK M., MAYRHOFFER M., DE GRAAF B., 2007, Revolutions and more, *Military Simulation & Training Magazine*, **1**, 24-25
5. CHEUNG T., WONG W.T., 1998, *Recommendation to Implement GYRO-IPT for Disorientation Training at CFSAT*, DTIC ADA356535
6. HEINLE T., 2001, Spatial disorientation research, *Human Systems IAC Gateway*, **XII**, 3, 1-2
7. KOWALCZUK K., 2004, Wartość diagnostyczna parametrów fizjologicznych podczas wywoływanej dezorientacji przestrzennej, *Polski Przegląd Medycyny Lotniczej*, **10**, 1, 7-22
8. KOWALCZUK K., 2006, Zastosowanie wirówki przeciążeniowej do demonstracji dezorientacji przestrzennej, *Polski Przegląd Medycyny Lotniczej*, **12**, 2, 113-124
9. KLUCH W., 2003, Badania fizjologiczne przebiegu restytucji narządu przedsionkowego u osób poddanych przyspieszeniom w symulatorze GYRO-IPT, *Polski Przegląd Medycyny Lotniczej*, **9**, 4, 399-415
10. NAWROCKI M., BISCHOFF M., 2007, Superpiloci. Wymagania stawiane pilotom F-16, *Przegląd Sił Zbrojnych*, **01**, 17-20
11. (–) Spatial Disorientation Countermeasures, *Materiały informacyjne Defence R&D Canada*, DRDC 2002
12. (–) Glossary of Spatial Disorientation Terms, *Human Systems IAC Gateway*, **XII**, 3, 2001, str. 3
13. (–) Materiały reklamowe oraz dostępne na stronie internetowej firmy ETC-PZL Aerospace Industries
14. (–) Strona webowa ośrodka NASTAR

Use of simulators in flight training in spatial disorientation conditions

Abstract

Flight simulators are more and more frequently used not only in flight education or advanced training but include also medical examination of pilots. Training in conditions of spatial disorientation is one of these applications. To such kind of training,

special simulators are used. Their motion systems have capability of generating pre-defined flight profiles while visual systems project suitable visualisation of the flight. Specialised equipment with special record systems measure biomedical parameters of the pilot during a performed exercise.

The main problems regarding spatial disorientation as well as the design and operational parameters of simulators dedicated to such type of training have been presented on the paper. Some examples of software, which has to be used for the needs of spatial disorientation training, have been presented too.

WPŁYW CHARAKTERYSTYK OBIEKTU I PRZEBIEGU JEGO RUCHU NA PARAMETRY UKŁADU STABILIZACJI LOTU

JERZY GRAFFSTEIN

Institut Lotnictwa

e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

Sposób przyjętego sterowania w automatycznej stabilizacji lotu podczas realizacji zadanego manewru powinien uwzględniać warunki, w jakich się on odbywa oraz zmiany zachowania się obiektu. W pracy zaproponowano metodykę syntezy praw sterowania wykorzystującą całkowo-kwadratowy wskaźnik jakości. Przedstawiono analizę wpływu właściwości obiektu i parametrów charakteryzujących jego ruch na zmiany wartości współczynników wzmocnień w przyjętych prawach sterowania. Zaproponowano funkcje opisujące zmiany parametrów sprzężenia zwrotnego automatycznej stabilizacji lotu. Rozważania uzupełniono prezentacją sposobu, w jaki niepewność modelu determinuje parametry stabilizacji. Zamieszczone przykłady wyników symulacji ilustrują wpływ omawianych oddziaływań oraz zaburzeń atmosfery na przebieg lotu.

1. Wprowadzenie

Na przebieg ruchu sterowanego obiektu zdecydowanie wpływają: jego dynamika, cechy zastosowanego układu regulacji oraz otaczające środowisko. Na przykładzie prostej struktury stabilizatora pokazano w dalszej części pracy, w jaki sposób dobierano parametry tego regulatora oraz jakie uzyskuje się efekty, stosując zaproponowaną metodę.

Z powodu występowania bardzo wielu czynników, jakie wpływają na parametry układu stabilizującego ograniczono się do najważniejszych. W praktycznym zastosowaniu starano się podać te przykłady, w których omawiane zjawiska mają decydujące znaczenie. Dla podkreślenia znaczenia poruszanego zagadnienia zostały przedstawione sytuacje, w których pominięcie badanych oddziaływań może spowodować poważane konsekwencje. Praktyczną weryfikację przeprowadzonych rozważań były wyniki obliczeń symulacji numerycznej

ruchu samolotu wzdłuż arbitralnie przyjętych trajektorii. Realizacja tego ruchu odbywała się zarówno w sytuacjach bez zakłóceń, jak też w trakcie ich występowania.

2. Matematyczny model automatycznie sterowanego samolotu

W procesie budowy matematycznego modelu dynamiki samolotu przyjęto poniższe założenia:

- obiekt traktowany jest jako nieodkształcalny układ mechaniczny o sześciu stopniach swobody,
- powierzchnie sterowe traktowane są jako elementy nieważkie,
- samolot sterowany jest w czterech kanałach: w kanale pochylenia – poprzez wychylenie steru wysokości, w kanale odchylenia – za pomocą steru kierunku, w kanale przechylenia – poprzez wychylenie lotek, w kanale prędkości – z wykorzystaniem zmiany ciągu,
- na obiekt działają siły i momenty sił aerodynamiczne od układu napędowego i grawitacji,
- siły i momenty sił aerodynamicznych obliczano w konfiguracji gładkiej,
- obliczenia sił i momentów sił aerodynamicznych przeprowadzono z wykorzystaniem aerodynamiki quasi-stacjonarnej,
- zmiany parametrów otoczenia wynikają ze zmiany wysokości lotu i odpowiadają wzorcowej atmosferze.

Model dynamiki stabilizowanego ruchu samolotu w układzie osi związanych z samolotem opisują nieliniowe równania (posiadają istotne modyfikacje w stosunku do propozycji zawartej w pracy [10]):

$$\dot{x} = \tilde{\mathbf{M}}^{-1} \tilde{\mathbf{Q}}_1 - \tilde{\mathbf{K}}_1 x + \tilde{\mathbf{M}}^{-1} \tilde{\mathbf{Q}}_2 \mathbf{K}_{wz} (x - x_z) \quad (2.1)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{M}} &= \begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} & \tilde{\mathbf{K}}_1 &= \begin{bmatrix} \mathbf{K}_1 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Lambda_{12} \end{bmatrix} \\ \tilde{\mathbf{Q}}_2 &= \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} & \Lambda_{12} &= \begin{bmatrix} \Lambda_V & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Lambda_\Omega \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.2)$$

Macierz zewnętrznych sił i momentów sił pochodzące od grawitacji aerodynamiki i układu napędowego: $\mathbf{Q}_1 = [X, Y, Z, L, M, N]^\top$. Wektor zmiennych stanu: $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, x_1, y_1, z_1, \Phi, \Psi, \Theta]^\top$, pochodna zmiennych stanu: $\dot{\mathbf{x}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}, \dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\Phi}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}]^\top$, wartości zadane zmiennych stanu: $\mathbf{x}_z = [U_z, V_z, W_z, P_z, Q_z, R_z, x_{1z}, y_{1z}, z_{1z}, \Phi_z, \Psi_z, \Theta_z]^\top$, gdzie: $\mathbf{V}_0 = [U, V, W]^\top$ – prędkość liniowa podłużna, poprzeczna, pionowa samolotu względem Ziemi, $\mathbf{\Omega}_0 = [P, Q, R]^\top$ – prędkość kątowna przechylenia, pochylenia, odchylenia samolotu, $[x_1, y_1, z_1]^\top$ – położenie liniowe samolotu względem Ziemi, $[\Phi, \Theta, \Psi]^\top$ – położenie katowe samolotu: przechylenie, pochylenie, odchylenie, $\boldsymbol{\delta} = [\delta_L, \delta_H, \delta_L, \delta_T]^\top$ – katowe położenia powierzchni steru wysokości, steru kierunku, lotek.

$$\mathbf{K}_1 = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad \mathbf{Q}_2 = \begin{bmatrix} 0 & X_{\delta_H} & 0 \\ Y_{\delta_L} & 0 & Y_{\delta_V} \\ 0 & Z_{\delta_H} & 0 \\ L_{\delta_L} & 0 & L_{\delta_V} \\ 0 & M_{\delta_H} & 0 \\ N_{\delta_V} & 0 & N_{\delta_V} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_x & S_y & J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -J_{xy} & J_y & 0 \\ -S_y & S_x & 0 & -J_{xz} & J_{zy} & J_z \end{bmatrix}$$

oraz

$$\mathbf{K}_{wz} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1,11} & k_{1,12} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2,11} & k_{2,12} \\ k_{31} & k_{32} & \dots & k_{3,11} & k_{3,12} \\ k_{41} & k_{42} & \dots & k_{4,11} & k_{4,12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_{11}(\cdot) & f_{12}(\cdot) & \dots & f_{1,11}(\cdot) & f_{1,12}(\cdot) \\ f_{21}(\cdot) & f_{22}(\cdot) & \dots & f_{2,11}(\cdot) & f_{2,12}(\cdot) \\ f_{31}(\cdot) & f_{32}(\cdot) & \dots & f_{3,11}(\cdot) & f_{3,12}(\cdot) \\ f_{41}(\cdot) & f_{42}(\cdot) & \dots & f_{4,11}(\cdot) & f_{4,12}(\cdot) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Zależności (2.3) opisują macierze sztywności i bezwładności. Zgodnie z zaproponowanymi prawami sterowania (3.1), część elementów macierzy $\mathbf{K}_{wz}$ przyjmuje wartości równe zero. Wielkości wzmocnień sprzężenia zwrotnego opisano funkcjami f_{ij} zależnymi od zmiennych opisanych w dalszej części pracy.

$$\begin{aligned}
\Lambda_V &= \\
&= \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Psi \sin \Theta - \cos \Phi \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Psi \sin \Theta + \cos \Phi \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \sin \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Psi \sin \Theta - \sin \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \\
&\quad (2.5) \\
\Lambda_\Omega &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \cos \Theta \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

Λ_{12} są macierzami transformacji położenia liniowych i kątowych samolotu z układu odniesienia związanego z samolotem do układu związanego z Ziemią. Równania dynamiki (2.1) zawierają opisane w dalszej części pracy prawa sterowania.

3. Metoda wyliczania współczynników wzmocnienia

Sterowanie stabilizujące wokół zadanej trajektorii odbywa się w czterech kanałach według przedstawionych praw sterowania:

$$\begin{aligned}
\delta_{HS} &= K_\Theta^H(\Theta_z - \Theta) + K_Q^H(Q_z - Q) + K_W^H(W_z - W) + K_{z1}^H(z_{1z} - z_1) + \\
&\quad + K_U^H(U_z - U) \\
\delta_{VS} &= K_\Phi^V(\Phi_z - \Phi) + K_P^V(P_z - P) + K_V^V(V_z - V) + K_\Psi^V(\Psi_z - \Psi) + \\
&\quad + K_R^V(R_z - R) \\
\delta_{LS} &= K_\Phi^L(\Phi_z - \Phi) + K_P^L(P_z - P) + K_V^L(V_z - V) + K_\Psi^L(\Psi_z - \Psi) + \\
&\quad + K_R^L(R_z - R) \\
\delta_{TS} &= K_\Theta^T(\Theta_z - \Theta) + K_Q^T(Q_z - Q) + K_W^T(W_z - W) + K_{z1}^T(z_{1z} - z_1) + \\
&\quad + K_U^T(U_z - U)
\end{aligned} \tag{3.1}$$

Są to kanały pochylania, odchyłania, przechylania i prędkości. W każdym z kanałów jest 5 współczynników wyliczanych opisaną poniżej metodą. Proponowana metoda wyznaczenia wartości wzmocnień K_m^l , ma charakter kilkietapowy, obliczeniowo-eksperymentalny i iteracyjny. Polega na wykonaniu następujących operacji:

- budowa modelu dynamiki obiektu sterowania,
- linearyzacja nieliniowego modelu dynamiki,

- wyliczenie współczynników wzmocnień z zależności od (3.3) do (3.6), dla przyjętych wartości wybranych zmiennych stanu,
- analiza uzyskanych wyników i wstępne określenie współczynników wzmocnień jako wielkości stałych lub danych funkcją,
- weryfikacja wybranych współczynników wzmocnienia na podstawie badań symulacyjnych przeprowadzonych z użyciem pełnego, nieliniowego modelu.

Ogólny, nieliniowy model dynamiki ruchu: $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ można poddać linearyzacji wokół chwilowego punktu równowagi, określonego przez wektory $\mathbf{x}_0$ i $\mathbf{u}_0$ tak, że $\mathbf{f}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) = \mathbf{0}$ i wybranego w otoczeniu typowych warunków eksploatacji. Otrzymany model liniowy o postaci $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$, dobrze odzwierciedla zachowanie rozważanego obiektu w pewnym otoczeniu punktu $(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0)$.

Gdzie $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, z_1, \Phi, \Theta, \Psi]^\top$ – wektor zmiennych stanu, $\mathbf{u} = [\delta_L, \delta_H, \delta_L, \delta_T]^\top$ – wektor sterowań oraz macierze stanu: $\mathbf{A} = [A_{ij}]_{i \in \{1, \dots, n\}, j \in \{1, \dots, n\}} \in R^{[n \times n]}$ i sterowania $\mathbf{B} = [B_{ij}]_{i \in \{1, \dots, n\}, j \in \{1, \dots, m\}} \in R^{[n \times m]}$ są określone jako odpowiednie pochodne cząstkowe funkcji $\mathbf{f} = [f_1, \dots, f]^\top$, przy czym przybliżone wartości ich elementów można obliczyć z zależności [5]:

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \frac{1}{2\Delta x_j} [f_i(\mathbf{x}_0 + \Delta \mathbf{x}, \mathbf{u}_0) - f_i(\mathbf{x}_0 - \Delta \mathbf{x}, \mathbf{u}_0)] \approx \frac{\partial f_i}{\partial x_j}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \\ B_{ij} &= \frac{1}{2\Delta u_j} [f_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0 + \Delta \mathbf{u}) - f_i(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0 - \Delta \mathbf{u})] \approx \frac{\partial f_i}{\partial u_j}(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0) \end{aligned} \quad (3.2)$$

Znając zlinearyzowany matematyczny model dynamiki samolotu rozwiązywano dla każdego zestawu omawianych współczynników algebraiczne równanie Riccatiego [1], [6], [8]:

$$\mathbf{A}^\top \mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A} - (\mathbf{P}\mathbf{B} + \mathbf{N}_1)\mathbf{R}_1^{-1}(\mathbf{B}^\top \mathbf{P} + \mathbf{N}_1^\top) + \mathbf{Q}_1 = \mathbf{0} \quad (3.3)$$

stanowiące warunek minimalizacji całkowitego wskaźnika jakości [9]:

$$J_S = \int_{t=0}^{t=t_K} (\mathbf{x}^\top \mathbf{Q}_1 \mathbf{x} + 2\mathbf{x}^\top \mathbf{N}_1 \mathbf{u} + \mathbf{u}^\top \mathbf{R}_1 \mathbf{u}) dt \quad (3.4)$$

gdzie $\mathbf{Q}_1$ i $\mathbf{R}_1$ są dodatnio określonymi macierzami wagowymi. Odzwierciedlają one z jednej strony udział w procesie jakości sterowania (np. wielkość uchybu

i czas regulacji), a z drugiej strony, ilości energii wydatkowanej w procesie sterowania. W pracy przyjęto, że macierze $\mathbf{Q}_1$ i $\mathbf{R}_1$ posiadają tylko niezerowe elementy diagonalne i są wyliczane według zależności:

$$q_{ii} = \frac{1}{x_{i\max}^2} \quad r_{ii} = \frac{1}{u_{i\max}^2} \quad n_{ii} = \frac{1}{x_{i\max} u_{i\max}} \quad (3.5)$$

gdzie:

- $x_{i\max}$ – maksymalny zakres zmian i -tej wartości zmiennej stanu,
- $u_{i\max}$ – maksymalny zakres zmian i -tej wartości zmiennej sterującej.

Wyliczona z równania (3.3) symetryczna macierz $\mathbf{P}$ pozwala na wyznaczenie współczynników $\mathbf{K}_{WS}$ zgodnie z:

$$\mathbf{K}_{WS} = \mathbf{R}_1^{-1}(\mathbf{B}^\top \mathbf{P} + \mathbf{N}_1^\top) \quad (3.6)$$

4. Wpływ niepewności modelu i parametrów ruchu

Parametryczna niepewność modelu spowodowana jest ograniczoną dokładnością identyfikacji matematycznego modelu i błędami pochodzącymi z przyjętych uproszczeń. Dotyczy to współczynników określających aerodynamiczne siły i momenty sił oraz momenty bezwładności masy, położenia środka masy i samej masy rozważanego obiektu.

W trakcie lotu na sterowany samolot mają wpływ różnego rodzaju czynniki zakłócające przebieg ruchu i zmieniające parametry modelowanego obiektu. Są to między innymi:

- odkształcenia konstrukcji płata skrzydła, stateczników oraz powierzchni sterowych powodujące zmianę charakterystyk aerodynamicznych samolotu,
- zmiany wielkości parametrów masowych samolotu wynikające ze zużycia paliwa oraz jego przemieszczania, a także niedokładnej znajomości położenia dodatkowych ładunków, np. bagaży w różnych obszarach samolotu,
- różnice pomiędzy zmiennymi sterującymi zadawanymi a realizowanymi wynikające z odkształceń, luzów i niedokładności mechanicznych elementów systemów wykonawczych oraz opóźnienia reakcji serwomechanizmów [7],
- błędy i opóźnienia systemów pomiarowo-wyliczających [8],
- zakłócenia pochodzące od pracy układu napędowego.

Ponadto na obiekt działają zewnętrzne zakłócenie wpływające na przebieg ruchu jest to przemieszczanie się otaczającego powietrza, które w zależności od charakteru określane jest jako wiatr lub turbulencja.

Pełna lista wszystkich parametrów wpływających w różnym stopniu na zmiany współczynników wzmocnienia jest długa i dlatego poniżej podano w postaci symbolicznej tylko istotniejsze jej elementy:

$$k_{ij} = f_{ij}(V_0, m, H, \Delta m, \Delta x_{cs}, \Delta J_{ij}, \Delta C_{jk}, \Delta x_p, \Delta \delta_w) \quad (4.1)$$

Istnieje możliwość tworzenia wielomianowych funkcji aproksymujących wartości omawianych współczynników z ograniczoną ilością zmiennych niezależnych:

$$\begin{aligned} k_{ij} &= f_{ij}(V_0, m, H) \\ f_{ij}(V_0, m) &= a_{ij,0} + a_{ij,1}V_0 + a_{ij,2}m + a_{ij,3}V_0^2 + a_{ij,4}m^2 + a_{ij,5}V_0m + \dots \\ f_{ij}(V_0) &= a_{ij,0} + a_{ij,1}V_0 + a_{ij,2}V_0^2 + \dots \end{aligned} \quad (4.2)$$

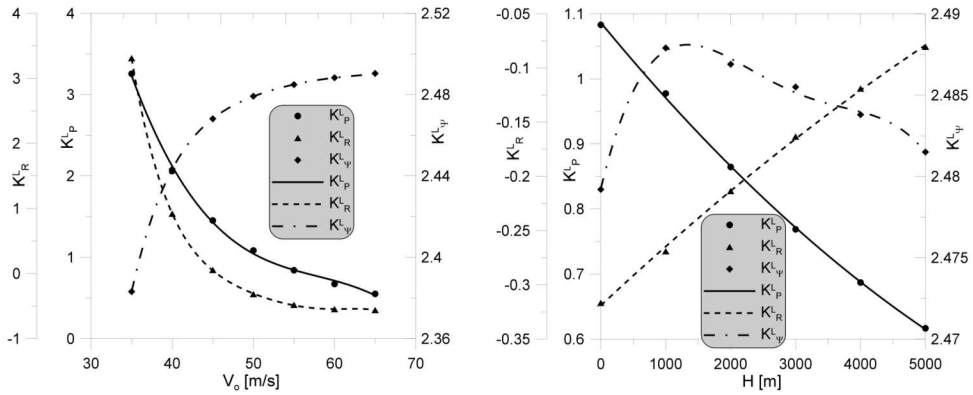
Przykład aproksymacji wybranych współczynników wzmocnienia w funkcji prędkości lotu (4.2)₃ opisują zależności:

$$\begin{aligned} K_P^L &= 14.46 - 0.454V_0 + 0.00372V_0^2 \\ K_R^L &= 24.34 - 0.883V_0 + 0.00776V_0^2 \\ K_\psi^L &= 1.846 + 0.0225V_0 - 0.000194V_0^2 \end{aligned}$$

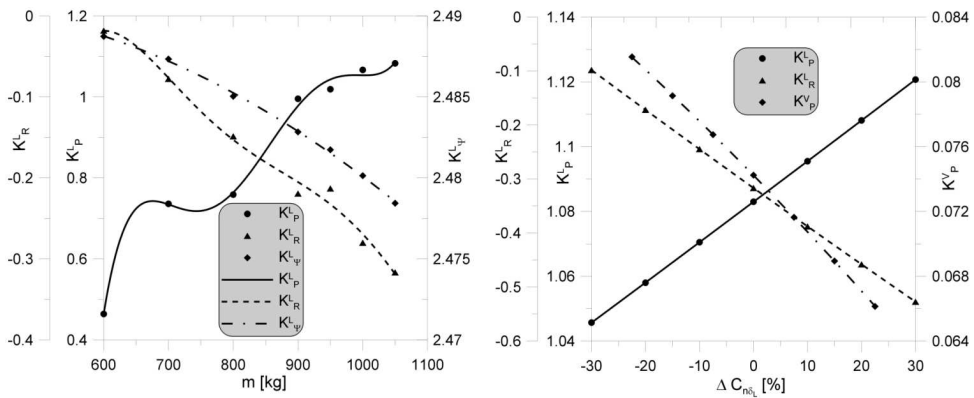
W dalszej części pracy zaprezentowane zostaną niektóre wyniki obliczeniowe obrazujące zróżnicowanie wrażliwości wybranych współczynników wzmocnienia na zmiany takich parametrów ruchu, jak prędkość lotu i wysokość lotu oraz właściwości masowe samolotu; dla różnych mas występują inne momenty bezwładności i inne położenia środka masy. W większości przypadków posłużono się przykładem kanału przechylania, który okazał się najbardziej wrażliwy.

Zgodnie z oczekiwaniami, wykresy oddziaływania prędkości lotu oraz wysokości lotu (rys. 1) silnie wpływają na wybrane współczynniki w kanale przechylania. Widoczne jest duże zróżnicowanie oddziaływania na te współczynniki nie tylko co do wartości, ale i do kształtu przebiegu, niektóre charakteryzują się nieliniowym przebiegiem, inne w przybliżeniu zmieniają się liniowo.

Podobnie dla zmian masy samolotu (rys. 2) występują wyraźne nieliniowości w jednym przypadku pojawia się coś w rodzaju punktu siodłowego. Niepewność modelu aerodynamicznego podana w procentach – dla współczynnika C_{np} ma charakter zbliżony do liniowego.



Rys. 1. Wpływ prędkości i wysokości lotu na współczynniki wzmocnienia

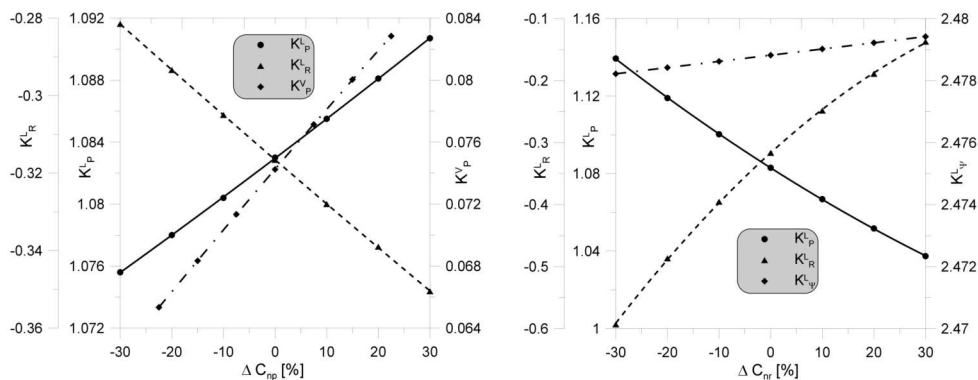


Rys. 2. Wpływ masy samolotu i niepewności modelu – aerodynamiki na współczynniki wzmocnienia

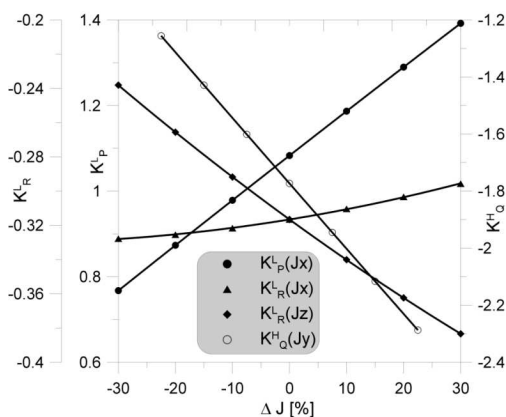
Podobne zmiany co do charakteru obserwujemy dla współczynników C_{nr} oraz $C_{n\delta_L}$. W przypadku badania niepewności dotyczącej momentów bezwładności pokazano oddziaływania dla kanału przechylania i pochyłania.

Wykres przestrzenny (rys. 5) w sposób poglądowy przedstawia charakter zmian wybranego współczynnika dla kanału przechylania w funkcji dwóch zmiennych: prędkości lotu i masy obiektu.

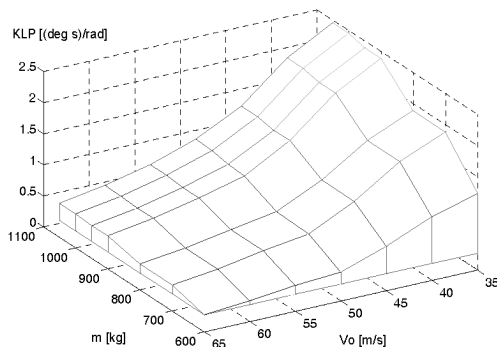
W obszarach największych zmian współczynników możemy zaobserwować możliwość niewłaściwego doboru tych współczynników. Gdy układ stabilizacji dobrano dla prędkości 50 m/s, to przebieg zmian kąta odchylenia w manewrze zakrętu o 90 stopni przy różnych prędkościach lotu (rys. 6) – widoczne są bardzo silne przesterowania dla prędkości najmniejszej $V_0 = 35$ m/s. Bardziej niebezpieczna jest sytuacja, gdy przyjmowane są graniczne wielkości, tzn.



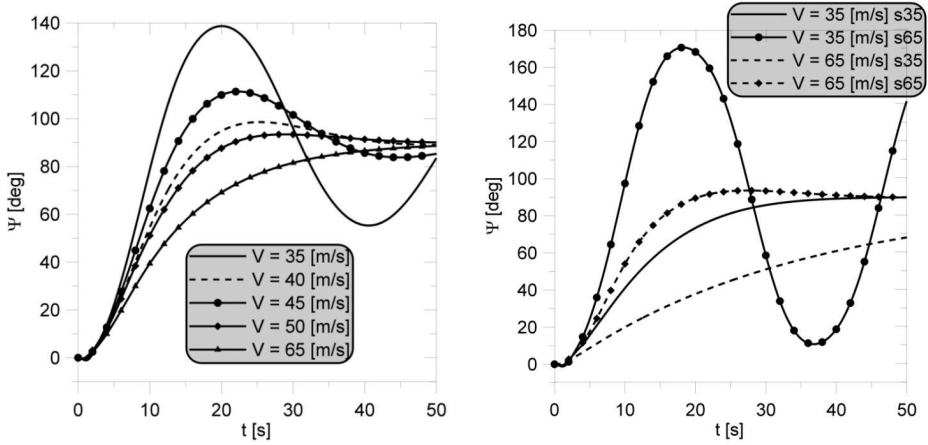
Rys. 3. Wpływ niepewności modelu – aerodynamiki na współczynniki wzmocnienia



Rys. 4. Wpływ niepewności modelu – momenty bezwładności na współczynniki wzmocnienia



Rys. 5. Zmiany współczynnika wzmocnienia w funkcji masy i prędkości lotu



Rys. 6. Kąt odchylenia przy różnych prędkościach lotu – dobór wzmacnień

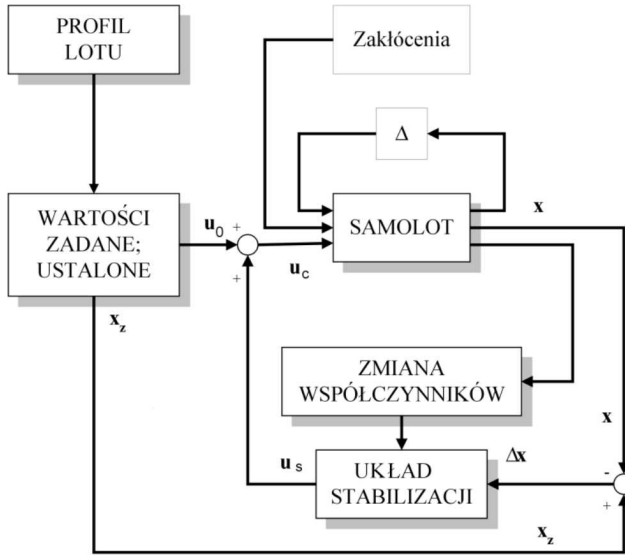
współczynniki pętli sprzężenia wyliczone są dla $V_0 = 35$ m/s, to odchylenie samolotu przy $V_0 = 65$ m/s ma niedopuszczalne oscylacje (rys.6). W przeciwnym wypadku stabilizacja wyliczona dla $V_0 = 65$ m/s powoduje dla lotu przy $V_0 = 35$ m/s nie akceptowalnie długi czas osiągnięcia wartości zadanej.

5. Struktura automatycznego sterowania

Zadany profil lotu stanowi ciąg kolejnych stanów lotu i manewrów samolotu. Na tej podstawie możliwe jest określenie zadanych wartości zmiennych stanu $\mathbf{x}_z$ oraz wektor sterowania $\mathbf{u}_0$. Wartości tego ostatniego wektora odpowiadają położeniom sterów w ustalonych warunkach ruchu, np. lot poziomy, krążenie ze stałą prędkością kątową, wznoszenie ze stałą prędkością wznoszenia itp. Przy tak przyjętej strukturze sterowania (rys.7) chwilowa wartość położenia np. steru wysokości dla lotu poziomego przyjmuje wartość:

$$\delta_{HC} = \delta_{H0} + \Delta\delta_{H0} + \delta_{HS} \quad (5.1)$$

gdzie δ_{H0} odpowiada warunkom ustalonym, $\Delta\delta_{H0}$ stanowi błąd wyliczenia warunków ustalonych, a δ_{HS} jest wartością występującą w okresie przejściowym pomiędzy poprzednim a następnym stanem ustalonym oraz składowej stabilizującej efekt zakłóceń. Najczęściej nie jest znana wartość błędu $\Delta\delta_{H0}$,



Rys. 7. Schemat blokowy struktury automatycznego sterowania

stąd traktowana jest ona jako dodatkowe zakłócenie rekompensowane sterowaniem δ_{HS} . Ostatecznie otrzymujemy następujące zależności:

$$\begin{aligned} \delta_{HC} &= \delta_{H0} + \delta_{HS} & \delta_{VC} &= \delta_{H0} + \delta_{VS} \\ \delta_{LC} &= \delta_{L0} + \delta_{LS} & \delta_{TC} &= \delta_{T0} + \delta_{TS} \end{aligned} \quad (5.2)$$

Wartości zadane występujące w prawach sterowania (3.1) są wyznaczone dla przyjętego profilu lotu i stanowią najczęściej funkcje od aktualnych zmiennych stanu $x_z(x)$ lub czasu $x_z(t)$. W najprostszych rozwiązaniach kształt toru lotu może być realizowany za pomocą funkcji opisujących zadane wartości kąta odchylenia i wysokości. Dobór funkcji zadanych zmiennych stanu jest dokonywany dla każdego profilu lotu i zależy również od wyliczonych współczynników praw sterowania. W procesie wyznaczania funkcji zadanego parametru staramy się osiągnąć kryterium minimum największych wartości uchybów i jednocześnie minimum czasu regulacji, czyli czasu osiągnięcia przez samolot zadanych wartości.

Do kształtowania profilu lotu podczas realizacji elementarnego manewru możliwe jest zastosowanie więzów opisanych funkcjami:

$$\begin{aligned} \Psi &= \Psi(t) = \Psi_0 + a_\Psi t & H &= H_0 + a_H t \\ V_0 &= V_0(t) = \text{const} \end{aligned} \quad (5.3)$$

lub gdy stawiamy mniejsze ograniczenia warunki realizacji lotu:

$$\begin{aligned}\Psi &= \Psi(t) = \Psi_0 + \Delta\Psi & H &= H_0 + \Delta H \\ V_0 &= V_0(t) = \text{const}\end{aligned}\tag{5.4}$$

6. Symulacja wybranych manewrów

Przyjęty do symulacji samolot miał masę $m = 1050$ kg i rozpiętość skrzydeł $b = 8.95$ m oraz średnią cięciwę aerodynamiczną $c_a = 1.14$ m. Symulacja cyfrowa polegała na rozwiązaniu równań różniczkowych (2.1) za pomocą standardowej procedury wykorzystującej metodę Runge-Kutty czwartego stopnia. Stabilne numerycznie rozwiązania uzyskano przy kroku całkowania o wartości 0.01 s.

Na lot samolotu oddziaływały dwa typy zakłóceń zewnętrznych. Pierwszym był pojedynczy podmuch wiatru rozpoczynający się po pierwszej sekundzie od rozpoczęcia symulowanego lotu. Chwilowa prędkość podmuchu przyjmuje wartość zgodnie z [2], [4]:

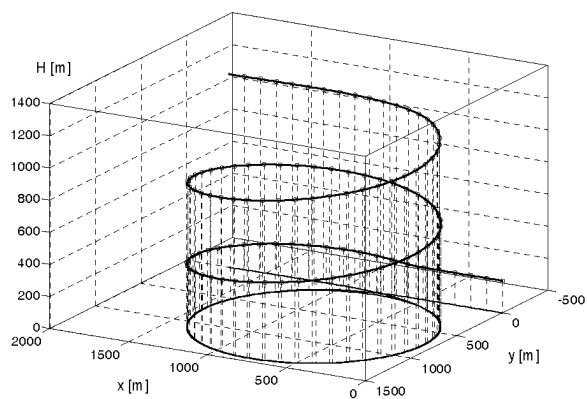
$$w = w_0 \left(1 - t \cos \frac{2\pi}{T} \right)$$

gdzie: w_0 [m/s] – amplituda podmuchu wiatru, $T = d_m/V_0$ – stała czasowa przebiegu, dla której d_m stanowi stały parametr geometryczny obiektu. Drugim typem zakłócenia zewnętrznego były turbulencje o przebiegach omówionych w pracy [3].

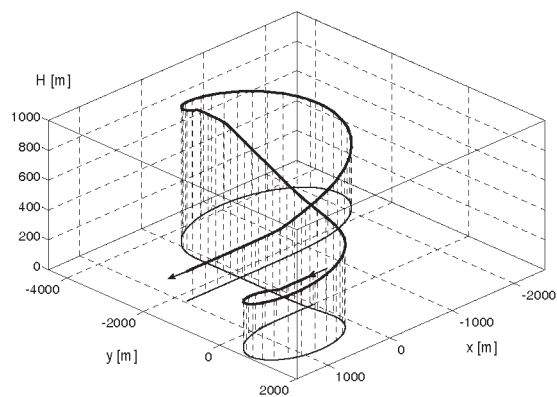
W początkowej fazie samolot poruszał się poziomym, ustalonym lotem z prędkością $V_0 = 50$ m/s na wysokości $H = 200$ m, a następnie wykonywał jeden z dwóch arbitralnie przygotowanych manewrów.

Pierwszy z nich o przebiegu trajektorii pokazanej na rys. 8 polegał na wykonaniu zakrętu ze zmianą kąta odchylenia o 720° z jednoczesnym wznoszeniem na wysokość $H = 1200$ m. Drugi z manewrów zrealizowany wzdłuż trajektorii pokazanej na rys. 9 umownie określono jako "powrót na równoległy korytarz". W trakcie jego trwania samolot wykonywał dwa zakręty w przeciwnych kierunkach, zmieniając swoje położenie katowe za każdym razem o wartość równą 270° . W pierwszej fazie manewru samolot wznosił się na wysokość $H = 1000$ m, a następnie opadał do początkowej wysokości $H = 200$ m.

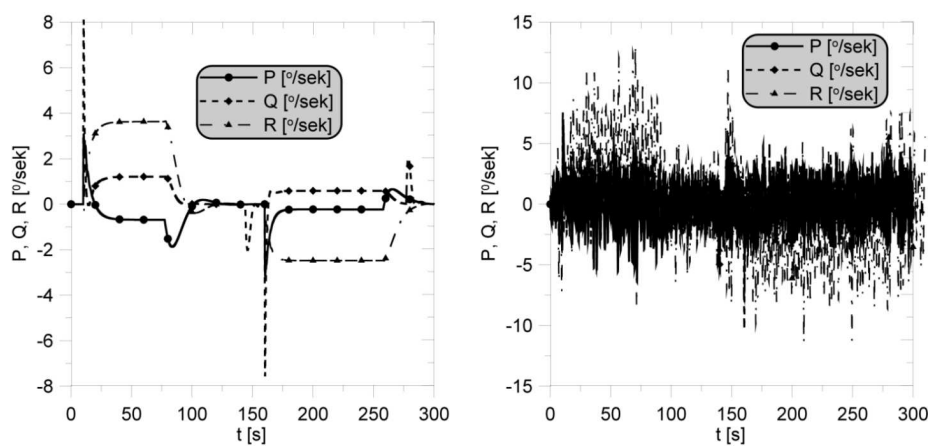
Prędkości katowe samolotu występujące podczas całego manewru przedstawia wykres na rys. 10. Te same prędkości w trakcie lotu w turbulentnej atmosferze pokazane na rys. 10 pozwalają zaobserwować duży wpływ zakłóceń



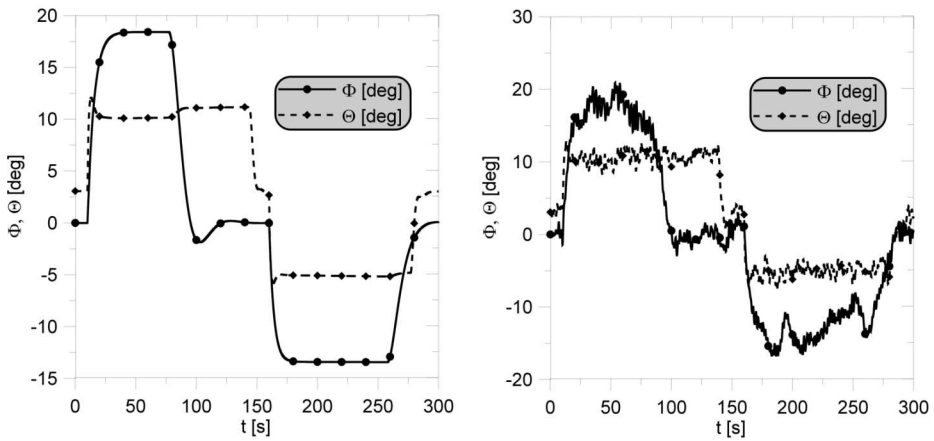
Rys. 8. Trajektoria lotu – manewr 1



Rys. 9. Trajektoria lotu – manewr 2

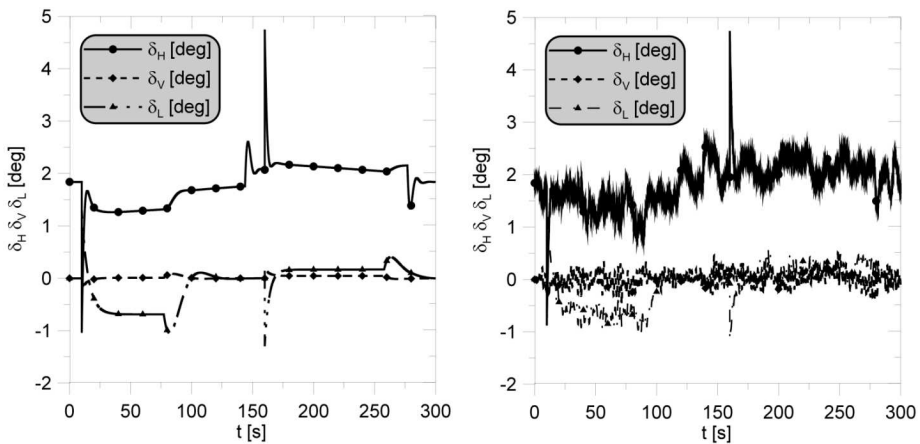


Rys. 10. Prędkości kątowe samolotu – turbulencje

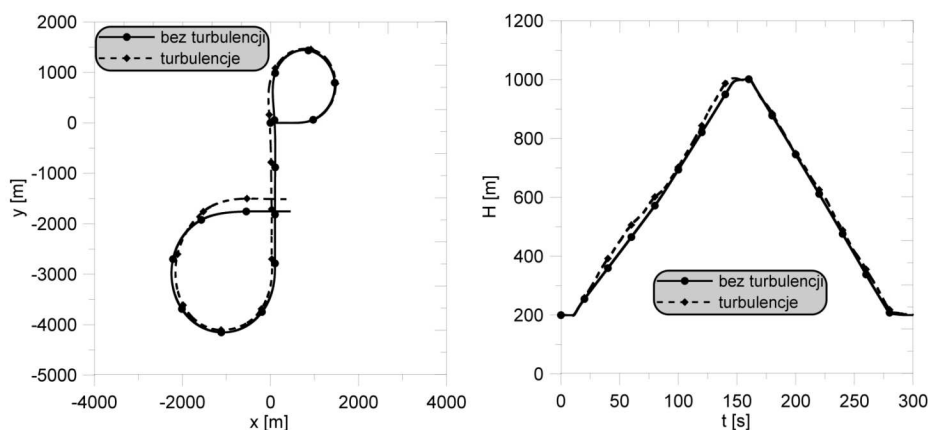


Rys. 11. Przechylenie i pochylenie samolotu – turbulencje

powodujących wzrost maksymalnych wartości omawianych zmiennych. Charakter zmian kątów pochylenia i przechylenia (rys. 11) jest bardziej gładki niż dla prędkości kątowych. Maksymalny kąt przechylenia nie przekracza 20 stopni. W przebiegach rozpatrywanych kątów widoczne jest oddziaływanie zakłóceń, lecz w mniejszym stopniu niż dla prędkości kątowych. Położenia katowe powierzchni sterowych (rys. 12) utrzymywane są w zakresie kilku stopni maksymalnie dla steru wysokości do 5° . Obserwowany wpływ zakłóceń nie powodował wzrostu maksymalnych wartości sterowań.

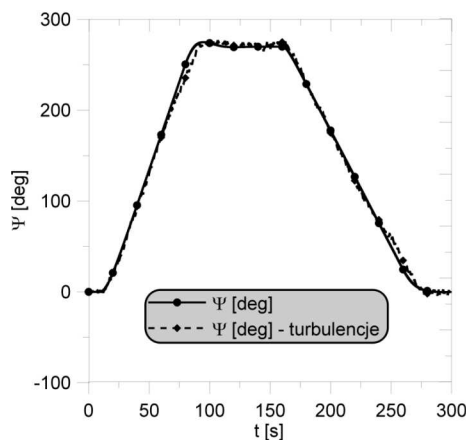


Rys. 12. Kątowe położenia powierzchni sterowych – turbulencje



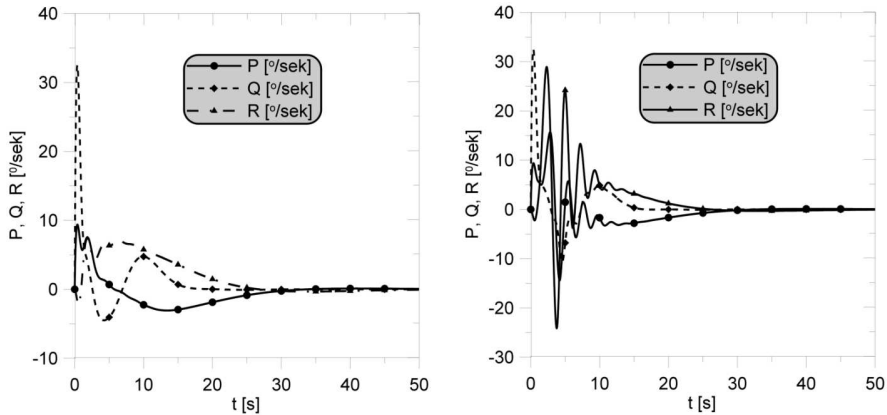
Rys. 13. Trajektoria w płaszczyźnie poziomej i wysokość lotu – turbulencje

Na rys. 13 przedstawiono różnice pomiędzy trajektorią (w płaszczyźnie poziomej) realizowaną w trakcie występowania zakłóceń względem lotu niezakłóconego. Widoczna różnica, szczególnie dla końcowej fazy lotu, spowodowana jest pominięciem więzu dla współrzędnych x i y . Kąt odchylenia (rys. 14) (bardzo istotny w prowadzeniu obiektu wzdłuż zadanej trajektorii) jest utrzymywany z zadawalającą dokładnością.



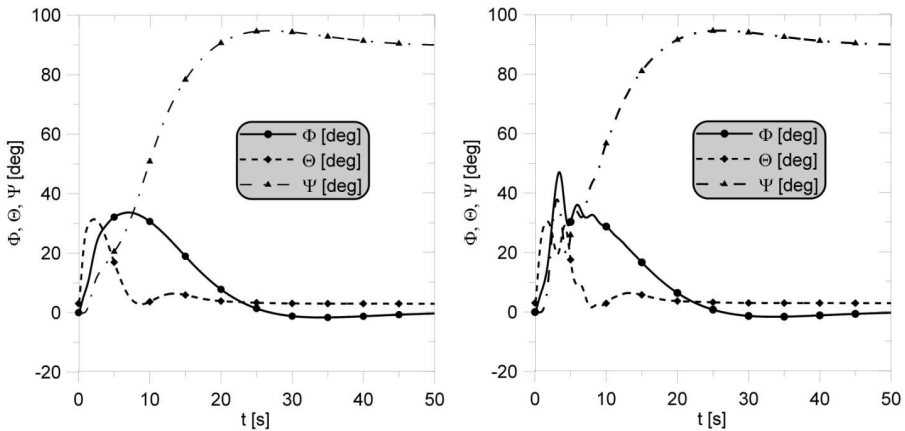
Rys. 14. Kąt odchylenia samolotu – turbulencje

Działanie pojedynczego podmuchu wiatru nie powodowało zauważalnych różnic w przebiegu trajektorii stabilizowanego ruchu samolotu. Na przykładzie manewru zakrętu można zaobserwować zdecydowany wpływ wspomnianego zakłócenia na przebieg składowych prędkości kątowej samolotu (rys. 15).



Rys. 15. Prędkości kątowe samolotu – podmuch wiatru

W początkowej fazie następuje znaczny chwilowy wzrost prędkości kątowej przechylenia w stosunku do wartości nie zakłóconych. W mniejszym stopniu podobny wpływ zakłócenia zaznaczył się w przebiegu kąta przechylenia (rys. 16).



Rys. 16. Kąty położenia samolotu – podmuch wiatru

7. Wnioski

W oparciu o analizę wyników uzyskanych z symulacji cyfrowej samolotu, można wyciągnąć następujące wnioski stanowiące istotne wskazówki przy projektowaniu automatycznego sterowania:

- Wykonane manewry (krążenia ze wznoszeniem oraz powrót na równoległy korytarz z dwukrotną zmianą wysokości) w obecności zakłóceń przebiegały poprawnie; zmienne stanu utrzymywane były w bliskim otoczeniu ich zadanych wartości zgodnie z przyjętymi więzami.
- Przebieg zrealizowanej trajektorii w obecności zakłóceń i przy ich braku w pewnym stopniu różnił się w końcowej fazie lotu z uwagi na nie wprowadzenie więzu położenia liniowego.
- Najsilniejsze oddziaływanie zakłóceń obserwowano w przebiegu prędkości kątowej przechylania i odchylania w znacznie mniejszym stopniu dla położen kątowych samolotu.
- Stwierdzono, że na przeważającą większość badanych współczynników praw sterowania największy wpływ miała prędkość lotu, mniejszy masa samolotu i wysokość lotu.
- Największą wrażliwością na badane parametry charakteryzowały się współczynniki w kanale przechylanie, a w szczególności K_R^L oraz K_P^L .
- Pominięcie wpływu prędkości lotu na współczynniki praw sterowania dla skrajnych przypadków powodowało znaczne pogorszenie właściwości stabilizacyjnych.

Wyliczenie współczynników wzmocnienia jako funkcji wszystkich wskazanych zmiennych może stanowić bardzo skomplikowane zadanie, dodatkowo mając na uwadze brak możliwości dokładnego pomiaru niektórych z tych zmiennych. Należy przede wszystkim uwzględnić tylko te, które wywołują istotne zmiany we współczynnikach wzmocnień stabilizującego sprzężenia.

Bibliografia

1. ATHANS M., FALB P., 1969, *Sterowanie optymalne, wstęp do teorii i jej zastosowania*, WNT, Warszawa
2. BAARS PUL M., 1990, Review of flight simulation techniques, *Progress in Aerospace Sciences*, **27**, 1, Pergamon Press
3. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2008, Stabilizacja ruchu programowego w locie wzdłuż zadanej trajektorii, *Materiały XIII Konferencji „Mechanika w lotnictwie”*, PTMTS, Warszawa (zgłoszony do druku)
4. BRAMSKI S., GRAFFSTEIN J., 1993, Cyfrowe modelowanie turbulencji atmosfery, *Materiały II Konferencji „Technika satelitarna i symulacyjna w lotnictwie”*, Dęblin

5. DĄBROWSKI W., GRAFFSTEIN J., MASŁOWSKI P., POPOWSKI S., 2003, Identyfikacja liniowego, nielokalnego modelu dynamiki ruchu, *Materiały IX Krajowej konferencji naukowo-dydaktycznej –Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania*, Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia
6. GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2001, Możliwości uproszczeń układu automatycznego sterowania małym samolotem bezpilotowym, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika*, **56**, 2, Rzeszów
7. GRAFFSTEIN J., 2004, Wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu, *Materiały XI Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie”*, PTMTS, Warszawa
8. GRAFFSTEIN J., Wpływ dynamiki pomiaru prędkości kątowej na ruch automatycznie sterowanego obiektu, *Monografia Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności*, Gdynia
9. KACZOREK T., 1981, *Teoria sterowania*, T. 1, 2, PWN, Warszawa
10. MARYNIAK J., 1992, Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu, *Mechanika w Lotnictwie*, PTMTS, Warszawa

Influence of characteristics and motion of an object on parameters of flight stabilizing system

Abstract

A control law of automatic flight stabilisation during the execution of a desired manoeuvre should depend on conditions in which the manoeuvre is carried out and changes of the object's behaviour. In the paper a control law synthesis method based on the integral - quadratic performance index is proposed. The analysis presents the effect on changes of feedback gain values caused by object properties and parameters characterising its motion. The changes of feedback parameters in an automatic system stabilising a flight are described by functions of a proposed form. Also a supplementary discussion is presented focused on the way that the model uncertainty determines the values of stabilisation parameters. Some discussed examples of simulation results illustrate the impact of considered effects and atmosphere turbulence on the flight trajectory.

ODPOWIEDŹ SAMOLOTÓW O RÓŻNYCH CHARAKTERYSTYKACH MASOWO-GEOMETRYCZNYCH NA TURBULENCJE ATMOSFERY

GRZEGORZ KOWALECZKO
JAROSŁAW KRZONKALLA
MIROSLAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: g.kowaleczko@chello.pl

Praca dotyczy zagadnień dynamiki lotu samolotu w warunkach turbulencji atmosferycznej. Zastosowano podobne opisy ruchu dla małego i dużego samolotu oraz podobny model turbulencji. Przeprowadzono analizę różnic w ich odpowiedzi na wymuszenie stochastyczne.

1. Wstęp

W analizach z zakresu dynamiki lotu statków powietrznych zazwyczaj zakłada się, że lot odbywa się w spokojnej, nieruchomej atmosferze. W rzeczywistości turbulencje mogą w istotny sposób wpływać na obciążenia aerodynamiczne samolotu, zmieniając siły i momenty aerodynamiczne. Turbulencje takie są zmienne i mają charakter stochastyczny. W ogólnym przypadku dotyczy to zarówno ich zmienności w funkcji czasu, jak i przy przejściu od jednego punktu przestrzeni do innego. Jednym z parametrów charakteryzujących turbulencje wiatru jest skala turbulencji. Jest to średni rozmiar fluktuacji podmuchu, który można traktować jako odległość, na której podmuchy są ze sobą skorelowane. Skala ta jest różna. Pomiary pokazują, że zmienia się ona w przedziale od 25 m do 190 m. Z tego powodu przy większych rozmiarach samolotu turbulencje mogą powodować znaczne różnice w opływie różnych części samolotu. Dotyczy to w szczególności skrzydeł – podmuchy zmieniają w różnym zakresie kąty natarcia w poszczególnych przekrojach. W wyniku tego powstające siły aerodynamiczne są różne dla prawej i lewej połowki skrzydła. Oznacza to, że nawet jeżeli samolot wykonuje pierwotnie lot w płaszczyźnie symetrii, to

symetria ta zostaje zaburzona. Istotnym, ze względów wytrzymałościowych, jest też rozkład obciążeń aerodynamicznych wzdłuż skrzydła.

W pracy przedstawione zostaną wyniki modelowania zachowania się samolotu w trakcie lotu w burzliwej atmosferze. Symulacje dotyczyły ruchu przestrzennego, który opisano wykorzystując model obiektu o sześciu stopniach swobody. Z powodów omówionych powyżej, w przypadku samolotu transportowego uwzględniono zmienność rozkładu wiatru wzdłuż rozpiętości skrzydła. Wymagało to zastosowania numerycznego całkowania odpowiednich wyrażeń wzdłuż rozpiętości. Stochastyczną strukturę pola wiatru odtworzono, wykorzystując model Shinozukiego, który pozwala na efektywną symulację procesów stochastycznych. Moc widmową podmuchu określono stosując spektrum Drydena.

2. Model ruchu samolotu

W analizie przyjęto, że ruch samolotu opisany jest układem równań różniczkowych zwyczajnych. Dokładny opis tego układu znaleźć można w [1]. W niniejszej pracy przedstawiona zostanie jedyna końcowa ich postać. Są to: — dla składowych u , v , w prędkości bezwzględnej V_O samolotu w układzie związanym z samolotem $Oxyz$

$$\begin{aligned}\dot{u} &= \frac{\left(\frac{F_x^*}{m} + rv - qw\right)\left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) + \left(\frac{F_z^*}{m} + qu - pv\right)\frac{F_x^w}{m}}{\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right)\left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) - \frac{F_z^u}{m}\frac{F_x^w}{m}} \\ \dot{v} &= \frac{F_y}{m} + pw - ru \\ \dot{w} &= \frac{\left(\frac{F_z^*}{m} + qu - pv\right)\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right) + \left(\frac{F_x^*}{m} + rv - qw\right)\frac{F_z^u}{m}}{\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right)\left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) - \frac{F_z^u}{m}\frac{F_x^w}{m}}\end{aligned}\quad (2.1)$$

— dla składowych prędkości kątowej Ω samolotu w układzie $Oxyz$: p – przechylenie, q – pochylenie, r – odchylenie

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{1}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \{ [L + (I_Y - I_Z)qr + I_{XZ}pq]I_Z + \\ &\quad + [N + J\omega q + (I_X - I_Y)pq - I_{XZ}qr]I_{XZ} \} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_Y} [M - J\omega r + (I_Z - I_X)rp + I_{XZ}(r^2 - p^2)]\end{aligned}\quad (2.2)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_X I_Z - I_{XZ}^2} \{ [L + (I_Y - I_Z)qr + I_{XZ}pq] I_{XZ} + \\ + [N + J\omega q + (I_X - I_Y)pq - I_{XZ}qr] I_X \}$$

— dla kątów określających przestrzenną konfigurację samolotu: Φ – kąta przechylenia samolotu, Θ – kąta pochylenia samolotu, Ψ – kąta odchylenia samolotu

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= p + (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \operatorname{tg} \Theta \\ \dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \frac{1}{\cos \Theta} \end{aligned} \quad (2.3)$$

— dla współrzędnych x_g, y_g, z_g określających położenie środka masy samolotu w układzie związanym z Ziemią $O_g x_g y_g z_g$

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= V [\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \cos \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi)] \\ \dot{y}_g &= V [\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \sin \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi)] \\ \dot{z}_g &= V [-\cos \alpha \cos \beta \sin \Theta + \sin \beta \sin \Phi \cos \Theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \Phi \cos \Theta] \end{aligned} \quad (2.4)$$

W równaniach (2.1) m jest masą samolotu, zaś w równaniach (2.2) występują składowe tensora momentów bezwładności samolotu:

$$\hat{\mathbf{I}} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Występujące po prawej stronie równań (2.1) wielkości są odpowiednio równe:

$$\begin{aligned} F_x^* &= P + (L_{s/g})_{13}mg - (L_{s/a})_{11}P_{xa} + (L_{s/a})_{12}P_{ya} - (L_{s/a})_{13}P_{za}^* \\ F_x^{\dot{u}} &= -(L_{s/a})_{13}P_{za}^{\dot{u}} & F_x^{\dot{w}} &= -(L_{s/a})_{13}P_{za}^{\dot{w}} \\ F_y &= (L_{s/g})_{23}mg - (L_{s/a})_{21}P_{xa} + (L_{s/a})_{22}P_{ya} \\ F_z^* &= (L_{s/g})_{33}mg - (L_{s/a})_{31}P_{xa} + (L_{s/a})_{32}P_{ya} - (L_{s/a})_{33}P_{za}^* \\ F_z^{\dot{u}} &= -(L_{s/a})_{33}P_{za}^{\dot{u}} & F_z^{\dot{w}} &= -(L_{s/a})_{33}P_{za}^{\dot{w}} \end{aligned} \quad (2.6)$$

gdzie: P – ciąg, g – przyspieszenie ziemskie, P_{xa}, P_{ya} – siły aerodynamiczne (oporu i boczna). Zastosowano tu też oznaczenia:

$$P_{za}^* = \left(C_{za \text{ stat}}(\alpha) + \frac{\partial C_{za}}{\partial q} q + \frac{\partial C_{za}}{\partial \delta_H} \delta_H \right) \frac{\rho V_*^2}{2} S \quad (2.7)$$

$$P_{za}^u = - \frac{\partial C_{za}}{\partial \dot{\alpha}} \frac{w_*}{u_*^2 + w_*^2} \frac{\rho V_*^2}{2} S \quad P_{za}^w = \frac{\partial C_{za}}{\partial \dot{\alpha}} \frac{u_*}{u_*^2 + w_*^2} \frac{\rho V_*^2}{2} S$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, S – pole powierzchni skrzydła, V_* – długość wektora prędkości samolotu względem powietrza, który w układzie samolotowym ma składowe: $u_* = u - u_w$, $v_* = v - v_w$, $w_* = w - w_w$ (indeks w oznacza wiatr).

$(L_{s/a})_{ij}$, $(L_{s/g})_{ij}$ są elementami macierzy transformacji między układami współrzędnych:

$$\begin{aligned} \mathbf{L}_{s/g} &= \\ &= \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi + \cos \Psi \cos \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.8)$$

$$\mathbf{L}_{s/a} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix}$$

Kąty natarcia i ślizgu są odpowiednio równe:

$$\alpha = \arctg \frac{w_*}{u_*} \quad \beta = \arcsin \frac{v_*}{\sqrt{u_*^2 + v_*^2 + w_*^2}} \quad (2.9)$$

W równaniach (2.2) J jest momentem bezwładności wirujących z prędkością kątową ω elementów samolotu. L , M , N są momentami aerodynamicznymi działającymi na samolot:

$$L = C_l \frac{\rho V_*^2}{2} S l \quad M = C_m \frac{\rho V_*^2}{2} S b_a \quad N = C_n \frac{\rho V_*^2}{2} S l \quad (2.10)$$

gdzie: C_l , C_m , C_n – współczynniki momentów, l – rozpiętość skrzydła, b_a – średnia cięciwa aerodynamiczna.

3. Siły aerodynamiczne

3.1. Siły i momenty aerodynamiczne samolotu

W przypadku samolotu małego siły i momenty aerodynamiczne obliczane były poprzez określenie współczynników aerodynamicznych sił i momentów

dotyczących całego płatowca. Zastosowano tu metodykę pokazaną np. w pracach [2, 3]. Natomiast w przypadku samolotu o dużych rozmiarach w wyrażeniach tych pomijano wszystkie składniki dotyczące skrzydła, dla którego zastosowano metodę pasową. Oznacza to, że siły i momenty przedstawiono w postaci sum:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_k + \mathbf{R}_{sk} + \mathbf{R}_H + \mathbf{R}_V \quad (3.1)$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_k + \mathbf{M}_{sk} + \mathbf{M}_H + \mathbf{M}_V$$

gdzie poszczególne indeksy oznaczają: k – kadłub, sk – skrzydło, H – usterzenie poziome, V – usterzenie pionowe.

Składniki dotyczące skrzydła obliczano poprzez numeryczne całkowanie sił i momentów powstających na poszczególnych „pasach” skrzydła. Będzie to opisane poniżej.

3.2. Siły i momenty aerodynamiczne od skrzydła

Dla każdego profilu skrzydła określa się lokalny układ współrzędnych $P_{\rho\kappa\tau}$. W tym celu dla tego profilu wyznacza się punkt P leżący na 1/4 cięciwy. Punkt ten ma w układzie związanym z samolotem $Oxyz$ współrzędne (x_P, y_P, z_P) . Punkty P kolejnych profili skrzydła skośnego wyznaczają linię 1/4 cięciw. Przyjmując y_P za współrzędną niezależną, można dwie pozostałe współrzędne tego punktu zapisać jako $x_P(y_P)$ oraz $z_P(y_P)$. W ogólnym przypadku linia 1/4 cięciw jest krzywą. Oś P_ρ pokrywa się z cięciwą i jest skierowana w kierunku noska profilu¹. Płaszczyzna $P_{\rho\tau}$ jest płaszczyzną profilu. Oś P_κ jest prostopadła do płaszczyzny $P_{\rho\tau}$ i skierowana w kierunku końca skrzydła.

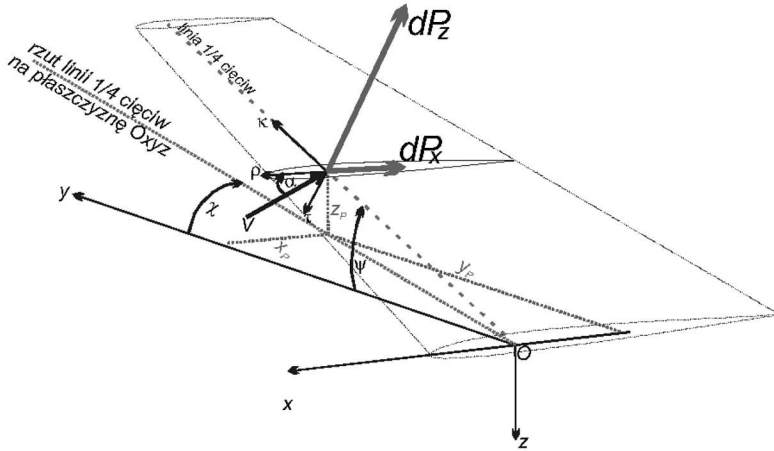
Zakładając, że samolot ma skrzydło o stałym skosie χ oraz wzniosie ψ , położenie punktu P w układzie związanym z samolotem można opisać zależnościami:

$$x_P = y_P \operatorname{tg} \chi \quad z_P = y_P \operatorname{tg} \psi \quad (3.2)$$

Macierz przejścia $\mathbf{L}_{p/s}$ z układu $Oxyz$ do układu $P_{\rho\kappa\tau}$ otrzymuje się, dokonując obrotu wokół osi Ox o kąt wzniosu ψ . Wektor, który w układzie $Oxyz$ ma składowe $[x, y, z]^\top$, w układzie $P_{\rho\kappa\tau}$ będzie miał składowe $[\rho, \kappa, \tau]^\top$. Zachodzi następujący związek:

$$\begin{bmatrix} \rho \\ \kappa \\ \tau \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{p/s} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

¹Jeżeli skrzydło nie ma skręcenia geometrycznego i kąta zaklinowania, to oś P_{x_P} jest równoległa do osi podłużnej samolotu Ox .



Rys. 1. Układy współrzędnych i siły na profilu skrzydła

gdzie macierz przejścia $\mathbf{L}_{p/s}$ jest równa:

$$\mathbf{L}_{p/s} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \psi & -\sin \psi \\ 0 & \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

Prędkość bezwzględna punktu P względem układu inercyjnego $O_g x_g y_g z_g$ jest równa:

$$\mathbf{V}_P = \mathbf{V}_O + \mathbf{V}_\Omega \quad (3.5)$$

gdzie $\mathbf{V}_O$ jest prędkością punktu O (środka masy samolotu i początku układu współrzędnych $Oxyz$) i w tym układzie $\mathbf{V}_O = [u, v, w]^T$; $\mathbf{V}_\Omega$ jest prędkością wynikającą z ruchu obrotowego układu $Oxyz$ z prędkością kątową Ω i jest ona określona wyrażeniem:

$$\mathbf{V}_\Omega = \Omega \times \mathbf{r}_P \quad (3.6)$$

Jeżeli prędkość kątowa Ω ma w układzie $Oxyz$ składowe $[p, q, r]^T$, to uwzględniając, że wektor $\mathbf{r}_P = [x_P, y_P, z_P]^T$ określa położenie punktu P w układzie $Oxyz$, otrzymuje się:

$$(V_\Omega)_x = qz_P - ry_P \quad (V_\Omega)_y = rx_P - pz_P \quad (V_\Omega)_z = py_P - qx_P \quad (3.7)$$

Aby obliczyć siły i momenty aerodynamiczne wytwarzane przez profil skrzydła należy określić jego prędkość względem powietrza $\mathbf{V}_{P*}$. Prędkość ta jest równa różnicy pomiędzy prędkością bezwzględną punktu P oznaczoną $\mathbf{V}_P$ i prędkością wiatru $\mathbf{V}_w$:

$$\mathbf{V}_{P*} = \mathbf{V}_P - \mathbf{V}_w \quad (3.8)$$

Zatem, uwzględniając zależność (3.5), otrzymuje się:

$$\mathbf{V}_{P*} = \mathbf{V}_O + \mathbf{V}_\Omega - \mathbf{V}_w \quad (3.9)$$

W celu obliczenia obciążeń aerodynamicznych konieczne jest określenie ich składowych w układzie związanym z profilem $P_{\rho\kappa\tau}$. W stosunku do wektorów $\mathbf{V}_O$ i $\mathbf{V}_\Omega$ należy wykorzystać macierz przejścia $\mathbf{L}_{p/s}$. Natomiast, w stosunku do wektora prędkości wiatru $\mathbf{V}_w$ konieczne jest przeliczenie jego składowych z układu związanego z Ziemią $O_gx_gy_gz_g$ do układu związanego z samolotem i dalej do układu $P_{\rho\kappa\tau}$. Dzieje się tak dlatego, że wektor ten jest zwykle określany w układzie inercyjnym: $\mathbf{V}_w = [u_{wg}, v_{wg}, w_{wg}]^\top$. Przeliczenia te można symbolicznie zapisać w postaci:

$$(\mathbf{V}_{P*})_{P_{\rho\kappa\tau}} = \mathbf{L}_{p/s}(\mathbf{V}_O + \mathbf{V}_\Omega)_{Oxyz} - \mathbf{L}_{p/s}\mathbf{L}_{s/g}(\mathbf{V}_w)_{O_gx_gy_gz_g} \quad (3.10)$$

Ostatecznie składowe wektora prędkości profilu względem opływającego go powietrza wyliczone w układzie $P_{\rho\kappa\tau}$ są równe:

$$\begin{bmatrix} u_{P*} \\ v_{P*} \\ w_{P*} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{p/s} \begin{bmatrix} u + (V_\Omega)_x - u_w \\ v + (V_\Omega)_y - v_w \\ w + (V_\Omega)_z - w_w \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

gdzie $[u_w, v_w, w_w]^\top$ jest wektorem prędkości wiatru w układzie $Oxyz$:

$$\begin{bmatrix} u_w \\ v_w \\ w_w \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/g} \begin{bmatrix} u_{wg} \\ v_{wg} \\ w_{wg} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Znajomość składowych prędkości profilu względem powietrza u_{P*} , v_{P*} , w_{P*} pozwala obliczyć kąt natarcia α_P profilu pokazany na rysunku 1. Jest on równy:

$$\alpha_P = \arctg \frac{w_{P*}}{u_{P*}} \quad (3.13)$$

Siły aerodynamiczne powstające na elemencie skrzydła o długości $d\kappa$ zawierające rozpatrywany profil są odpowiednio równe²:

$$\begin{aligned} dR_p = -dP_x &= -C_x(\alpha_P) \frac{\rho V_{P*}^2}{2} dS = -C_x(\alpha_P) \frac{\rho V_{P*}^2}{2} b(y_P) d\kappa \\ dR_\tau = -dP_z &= -C_z(\alpha_P) \frac{\rho V_{P*}^2}{2} dS = -C_z(\alpha_P) \frac{\rho V_{P*}^2}{2} b(y_P) d\kappa \end{aligned} \quad (3.14)$$

²Zakłada się, zgodnie z teorią płaskich przepływów, że w kierunku prostopadłym do płaszczyzny profilu siła aerodynamiczna nie powstaje, tzn. $dR_\kappa = 0$.

gdzie: dP_x – siła oporu (wzdłuż cięciwy), dP_z – siła normalna do cięciwy, dS – powierzchnia elementu skrzydła, $b(y_P)$ – cięciwa bieżąca skrzydła, V_{P*} – długość wektora prędkości profilu skrzydła względem powietrza, $V_{P*} = \sqrt{u_{P*}^2 + v_{P*}^2 + w_{P*}^2}$.

Współczynniki sił dla profilu skrzydła C_x , C_z odnoszą się do układu związanego z profilem. Obliczyć je można, znając współczynniki siły oporu C_{xa} i siły nośne C_{za} w układzie związanym z przepływem:

$$C_x = C_{xa} \cos \alpha_P - C_{za} \sin \alpha_P \quad C_z = C_{za} \cos \alpha_P + C_{xa} \sin \alpha_P \quad (3.15)$$

Siły określone zależnościami (3.14) należy transformować do układu związanego z samolotem, wykorzystując macierz $\mathbf{L}_{s/p} = \mathbf{L}_{p/s}^{-1}$:

$$d\mathbf{R}_{sk} = \begin{bmatrix} dR_x \\ dR_y \\ dR_z \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/p} \begin{bmatrix} dR_\rho \\ 0 \\ dR_\tau \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

Siły te generują jednocześnie momenty względem osi układu związanego z samolotem. Momenty te oblicza się z iloczynu wektorowego:

$$d\mathbf{M}_{sk} = \mathbf{r}_P \times d\mathbf{R}_{sk} \quad (3.17)$$

Uwzględniając, że $\mathbf{r}_P = [x_P, y_P, z_P]^\top$, otrzymuje się:

$$dL_{sk} = -dR_z y_P \quad dM_{sk} = dR_z x_P - dR_x z_P \quad dN_{sk} = dR_x y_P \quad (3.18)$$

Zgodnie z (3.3), przy uwzględnieniu (3.4), zachodzi związek:

$$d\kappa = (\cos \psi - \sin \psi \operatorname{tg} \psi) dy \quad (3.19)$$

który bierze się pod uwagę, obliczając wyrażenia (3.14).

Ostatecznie siły i momenty aerodynamiczne generowane przez skrzydło oblicza się, całkując wyrażenia (3.16) i (3.18) w każdym kroku całkowania równań ruchu:

$$\begin{aligned} R_{x sk} &= \int dR_x & R_{y sk} &= \int dR_y & R_{z sk} &= \int dR_z \\ L_{sk} &= \int L_{sk} & M_{sk} &= \int dM_{sk} & N_{sk} &= \int dN_{sk} \end{aligned} \quad (3.20)$$

4. Modelowanie pola wiatru

W symulacjach, do modelowania pola wiatru, zastosowano zaproponowaną przez Shinozukiego [4, 5] metodę pozwalającą na komputerowe generowanie

procesów stochastycznych, których spektrum mocy jest jednoznacznie określone. W przypadku samolotu o małych rozmiarach obliczano wektor wiatru w punkcie odpowiadającym położeniu środka masy samolotu. Dalej uwzględniano go przy obliczaniu kąta natarcia samolotu. Wykorzystano jednowymiarowe spektrum mocy Drydena, zależne od współrzędnej x_g . Metoda wyliczania składowych wiatru opisana jest w [6]. Natomiast, przy analizie dynamiki samolotu dużego konieczne było uwzględnienie zmienności turbulencji nie tylko wzdłuż trasy lotu (współrzędna x_g), ale również w kierunku poprzecznym (współrzędna y_g). Dlatego zastosowano dwuwymiarowe spektrum mocy Drydena zależne od obu współrzędnych. Sposób modelowania przedstawiony został w pracy [1].

5. Wyniki symulacji

Jak wspomniano powyżej, obliczenia prowadzono dla samolotów różniących się zasadniczo charakterystykami masowo-geometrycznymi. Były to samolot bezpilotowy HOB-bit oraz samolot transportowy Bryza. Samoloty te pokazano na rysunkach 2 i 3, zaś ich niektóre dane podane są w tabeli 1.



Rys. 2. Samolot HOB-bit



Rys. 3. Samolot M-28 Bryza

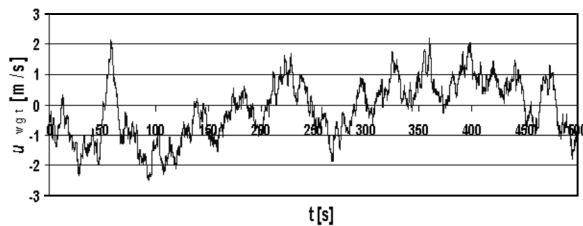
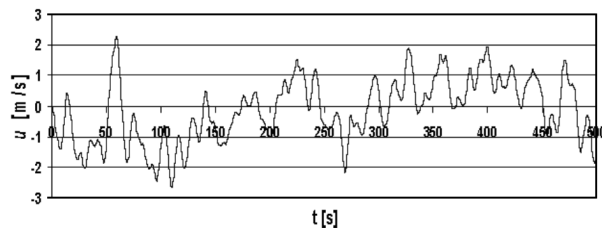
Tabela 1. Podstawowe dane samolotów

Dane	Samolot	
	HOB-bit	M-28 Bryza
masa m	4 kg	6500 kg
moment bezwładności I_x	0,245 kg m ²	9833 kg m ²
moment bezwładności I_y	0,14 kg m ²	103487 kg m ²
moment bezwładności I_z	0,367 kg m ²	12644 kg m ²
moment bezwładności I_{xz}	-0,04 kg m ²	983 kg m ²
powierzchnia skrzydła S	0,417 kg m ²	39,72 kg m ²
średnia cięciwa aerod. b_a	0,25 m	1,886 m
rozpiętość skrzydła l	1,7 m	22,06 m

Dla obu samolotów przeprowadzono cały cykl symulacji, otrzymując przebiegi parametrów lotu w funkcji czasu.

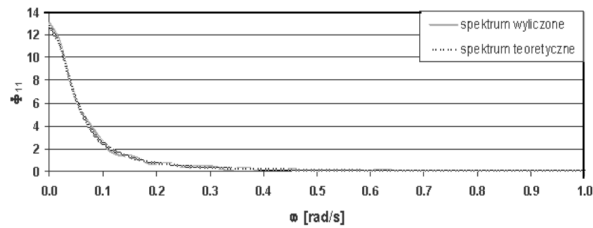
5.1. Samolot HOB-bit

Dla samolotu HOB-bit charakterystycznym było, że profil zmian prędkości liniowych jest zgodny z profilem zmian turbulencji atmosferycznych. Ilustrują to rysunki 4 i 5.

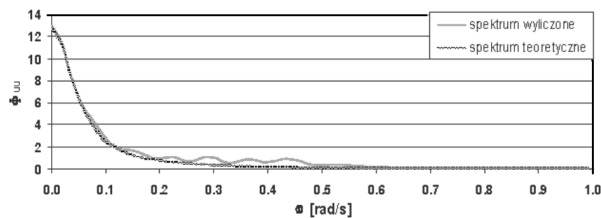
Rys. 4. Składowa wiatru u_w Rys. 5. Składowa podłużna prędkości samolotu u

Widać pokrywanie się przebiegu składowej prędkości samolotu $u(t)$ z odpowiadającą mu składową wiatru $u_w(t)$. Samolot „filtruje” jedynie turbulencje o największych częstościach – przebiegi $u(t)$ są częściowo wygładzone. Konse-

kwencją tego jest zgodność gęstości widmowych obu przebiegów, co pokazano na rysunkach 6 i 7. Dodatkowo na rysunkach tych pokazano teoretyczną gęstość widmową podmuchu wynikającą z zastosowanego modelu turbulencji.

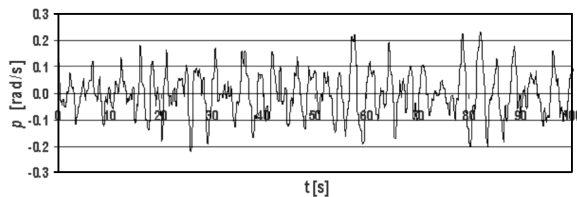


Rys. 6. Gęstość widmowa składowej wiatru u_w

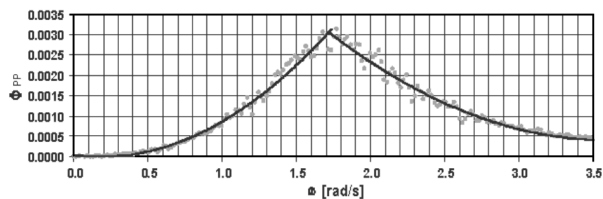


Rys. 7. Gęstość widmowa składowej podłużnej prędkości samolotu u

W odniesieniu do prędkości kątowych samolotu oraz kątów zaobserwowano, że gęstości widmowe tych parametrów wykazują charakterystyczne maksimum. Odpowiada ono częstości ruchów własnych samolotu. Przykładowy przebieg prędkości kątowej przechylenia $p(t)$ oraz jej gęstości widmowej pokazano na rysunkach 8 i 9.



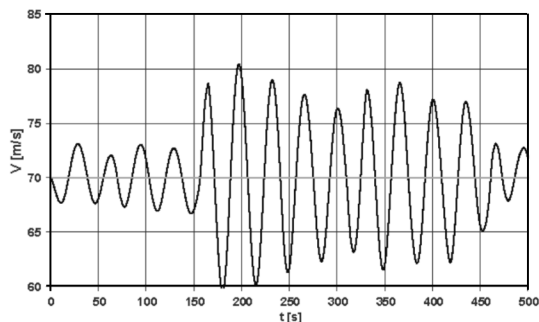
Rys. 8. Prędkość kątowa przechylenia samolotu



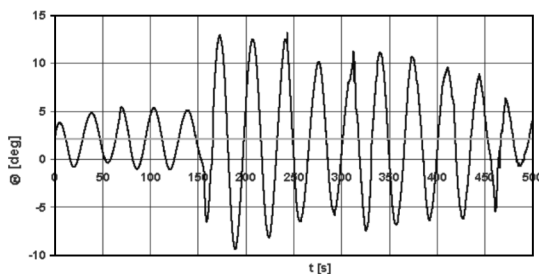
Rys. 9. Gęstość widmowa prędkości kątowej przechylenia samolotu

5.2. Samolot M-28 Bryza

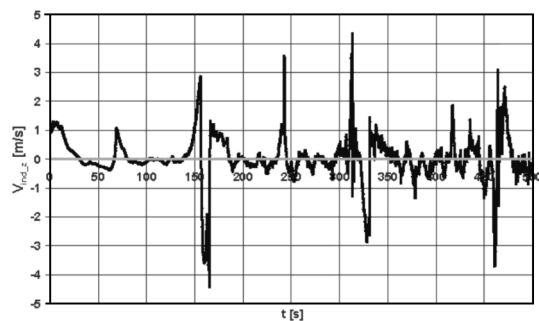
Samolot Bryza zachowywał się odmiennie niż omówiony wcześniej samolot HOB-bit. W warunkach turbulencji wszystkie parametry tego samolotu zmieniały się w sposób wynikający z dotyczących go charakterystycznych ruchów własnych – zarówno podłużnych, jak i bocznych. Szczególnie widoczne tu były oscylacje związane z długookresowym ruchem podłużnym. Pokazano to na rysunkach 10 i 11.



Rys. 10. Składowa podłużna prędkości samolotu u

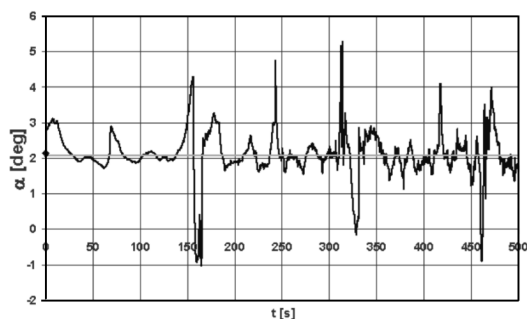


Rys. 11. Kąt pochylenia samolotu

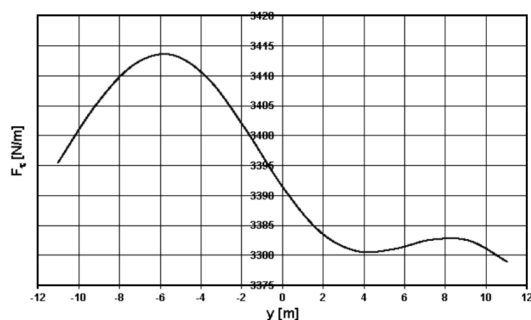


Rys. 12. Składowa wiatru w_w

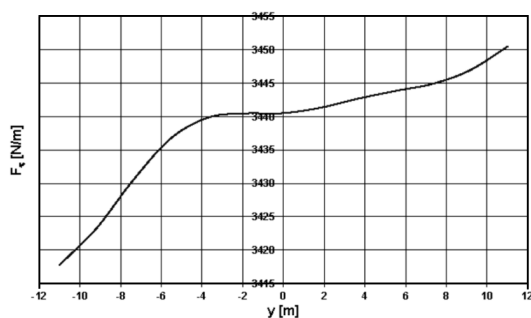
Obliczany, również dla środka masy samolotu, kąt natarcia zmieniał się zgodnie ze zmianami odpowiedniej składowej prędkości wiatru. Ilustrują to rysunki 12 i 13.



Rys. 13. Kąt natarcia samolotu



Rys. 14. Obciążenie prostopadłe do skrzydła



Rys. 15. Obciążenie styczne do skrzydła

Zastosowana do analizy dynamiki samolotu Bryza metoda całkowania sił wzdłuż skrzydła umożliwia otrzymanie zmian obciążeń aerodynamicznych wzdłuż rozpiętości. Wynik takie można rejestrować dla dowolnej fazy lotu.

Przykładowe przebiegi obciążenia prostopadłego i stycznego do skrzydła pokazano na rysunkach 14 i 15.

6. Wnioski

Wstępne wyniki badań wskazują na przydatność zastosowanej metody symulacji turbulencji atmosferycznych do analizy zagadnień dynamiki lotu samolotów. Jest to metoda efektywna, ale wymagająca dużej mocy obliczeniowej i długotrwałych obliczeń. Dotyczy to w szczególności przypadku obliczania sił aerodynamicznych poprzez całkowanie odpowiednich wyrażeń wzdłuż skrzydła. Uzyskane dotychczas wyniki pokazują, że reakcja samolotu na turbulencje może być zasadniczo różna, w zależności od jego charakterystyk masowo-geometrycznych. Samolot mały i lekki jest wrażliwy na podmuchy, reaguje na nie bezzwłocznie. W związku z tym, jeżeli będzie wyposażony w odpowiednie urządzenia rejestrujące, można go wykorzystać jako swoisty „detektor” turbulencji atmosferycznych. Analiza zapisów pozwalałaby na określenie charakterystyk takich turbulencji traktowanych jako procesy stochastyczne. Z kolei samolot o dużych rozmiarach i masie wykonuje lot zgodny ze swoimi charakterystykami dynamicznymi.

Zastosowana metoda pasowa wyznaczania obciążeń umożliwia określenie ich zmienności wzdłuż skrzydła, co może być istotne przy analizach z zakresu wytrzymałości konstrukcji.

Bibliografia

1. KOWALECZKO G., MNITOWSKI S., NOWAKOWSKI M., 2006, Lot samolotu w stochastycznym polu wiatru, *Mechanika w Lotnictwie, ML-XII 2006*, pod red. J. Maryniaka, Wyd. PTMTS
2. KOWALECZKO G., 2003, *Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Wydawnictwo WAT, Warszawa
3. OSTOŚLAWSKIJ N.W., 1957, *Aerodinamika samoleta*, Oborongizdat, Moskwa
4. SHINOZUKA M., 1971, Simulation of multivariate and multidimensional random processes, *Journal of the Acoustical Society of America*, **49**
5. SHINOZUKA M., JAN C.-M., 1972, Digital simulation of random processes and its applications, *Journal of Sound and Vibration*, **25**, 1

6. MNITOWSKI S., 2006, *Modelowanie lotu samolotu w burzliwej atmosferze*, rozprawa doktorska, WAT

Praca została wykonana w ramach grantu KBN nr ON509 015334

Response of aircraft with various mass and geometric characteristics to atmospheric turbulence

Abstract

In typical analyses of the aircraft flight dynamics it is assumed that the flight is performed in calm, motionless atmosphere. In reality, turbulences have a substantial impact on aerodynamic loadings. Turbulences change aerodynamic forces and moments. They have a stochastic character.

The results of modelling of aircraft behaviour during a flight will be shown in the report. Simulations concerned spatial motion. A 6-DOF model of an aircraft was applied. For a transport aircraft, changeability of the wind gust along the wing was taken into account.

Aerodynamic forces and moments generated by the wing were calculated by numerical integration of suitable formulas along the wing. It was done for all subsequent time steps. The stochastic structure of wind was reconstructed using a model proposed by Shinozuka. The model is an effective tool enabling simulation of stochastic processes. A power spectral density was determined applying the Dryden formulas.

The analysis was performed for two different aircrafts: a small one and much bigger transport plane. Parameters describing the wind field were similar. It made it possible to differentiate between the turbulence effects on planes of different types.

Rozdział III

Aerodynamika statków powietrznych

OBLICZENIOWA ANALIZA NOŚNOŚCI MAKSYMALNEJ SKRZYDŁA SAMOŁOTU

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

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

W pracy zaprezentowano podstawy oraz przykłady zastosowań prostej metody określenia maksymalnej nośności skrzydła opartej na analizie różnicy ciśnienia między noskiem i spływem (ang. *pressure difference rule*). Jej zasadniczą zaletą są niskie koszty określenia $C_{z_{max}}$, jak i stosunkowo duża dokładność i uniwersalność. Jak ilustrują przykłady, metoda pozwala nie tylko skutecznie określić $C_{z_{max}}$ złożonego układu aerodynamicznego (również z uwzględnieniem efektów interferencji aerodynamicznej), lecz jest bardzo użyteczna w procesie projektowania aerodynamicznego, pozwalając określić geometrię spełniającą stawiane wymagania odnośnie maksymalnej siły nośnej.

1. Wstęp

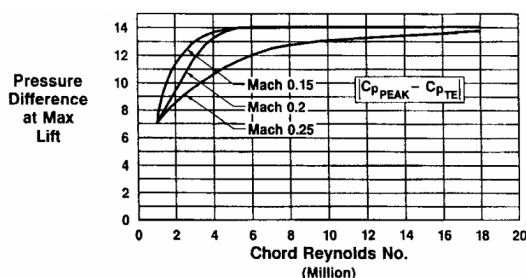
Poprawne określenie maksymalnej nośności samolotu, a w efekcie tak ważnego parametru jak np. prędkość przeciągnięcia jest zagadnieniem stosunkowo złożonym i obarczonym sporym marginesem błędu. W większości przypadków minimalna prędkość samolotu jest narzucona przepisami, a spełnienia tego wymogu musi być dowiedzione w trakcie badań w locie. W efekcie, o sukcesie i kosztach finalnych przedsięwzięcia w znacznej mierze decyduje prawidłowe określenie parametrów mających wpływ na nośność i przebieg przeciągnięcia (powierzchnia nośna, zastosowane profile, obrys, skręcenia, mechanizacja) już na etapie projektu wstępnego. Zmiana tych parametrów po stwierdzeniu niespełnienia wymogu prędkości minimalnej jest bardzo kosztowna i wymaga zmian w istniejącej konstrukcji. Należy również zauważyć, że bardzo istotny wpływ na maksymalną nośność układu samolotu wywiera interferencja aerodynamiczna pomiędzy jego elementami, głównie między skrzydłem i kadłubem. Sprawa staje się jeszcze bardziej złożona, jeżeli projekt nie jest oparty

o znane i przebadane w tunelu aerodynamicznym profile. Współczesne metody obliczeniowe pozwalają na stosunkowo dokładne określenie maksymalnej nośności ($C_{z_{max}}$) profilu charakteryzującego się oderwaniem turbulentnej warstwy przyściennej rozpoczynającej się przy krawędzi spływu. Sytuacja staje się znacznie trudniejsza, jeżeli mamy do czynienia z przeciągnięciem związanym z pękaniem krótkiego pęcherza laminarnego – chociaż istnieją dość skuteczne empiryczne/półempiryczne korelacje określające moment takiego oderwania. Zagadnieniem znacznie bardziej złożonym jest poprawne określenie w oparciu o metody obliczeniowe nośności maksymalnej złożonego, trójwymiarowego układu. Jedną z najprostszych i najtańszych metod, która znalazła zastosowanie do określania nośności maksymalnej pełnych, złożonych układów samolotu (w tym z klapami szczelinowymi/slotami na części rozpiętości) oparta jest o tzw. regułę różnic ciśnienia (ang. *pressure difference rule*) [1]. Bazuje ona na spostrzeżeniu, że kształt rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy przy dużych kątach natarcia stosunkowo słabo zależy od kształtu profilu. Oznacza to, że można określić wartość maksymalnej różnicy ciśnień między krawędzią spływu oraz ciśnieniem minimalnym (na nosku), które warstwa przyścienna jest w stanie pokonać dla określonej wartości liczby Reynoldsa i liczby Macha. Metoda ta, z uwagi na wyjątkową prostotę oraz skuteczność, zaimplementowana została w programie opartym o metodę panelową wysokiego rzędu opracowanym przez autora.

2. Geneza oraz podstawy metody

Jedną z najprostszych metod oceny maksymalnej nośności skrzydła bez mechanizacji jest określenie wartości siły nośnej skrzydła, przy której maksymalne podciśnienie na nosku profilu wynosi $C_p = -13$ [2]. Odpowiada to krytycznym warunkom przepływu (osiągnięcie lokalnie przepływu naddźwiękowego) przy prędkości lotu ok. 250 km/h. Bardziej szczegółowa analiza pokazuje, że wzrost ciśnienia, jaki warstwa przyścienna może pokonać, zależy od kształtu rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy, liczby Reynoldsa oraz liczby Macha. Przy dużych kątach natarcia okazuje się, że rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy jest stosunkowo mało zależny od geometrii profilu. Sugeruje to możliwość znalezienia korelacji między liczbą Reynoldsa i liczbą Macha a wzrostem ciśnienia, który warstwa przyścienna jest w stanie pokonać bez oderwania. Przekroczenie tej wielkości skutkuje oderwaniem. Metodę bazującą na takiej idei zaproponowali Valarezo i Chin [1], przy czym rozwinęli ją na znacznie bardziej złożone przypadki układów wieloelementowych. Jak zauważyli, kształt

rozkładów ciśnienia na elementach układu nośnego (slot, profil główny, kłapa szczelinowa) jest zbliżony do siebie w warunkach maksymalnej siły nośnej. Bazując na bardzo bogatej bazie wyników badań tunelowych, określili korelacje pomiędzy maksymalną różnicą współczynników ciśnienia między krawędzią spływu (elementu) i wartością minimalną na nosku a liczbą Macha przepływu niezaburzonego oraz liczbą Reynoldsa (odniesioną do lokalnej cięciwy elementu profilu, np. cięciwy kłapy). Okazało się, że istnieje stosunkowo dobra korelacja pomiędzy tymi parametrami w warunkach odpowiadających maksymalnej sile nośnej skrzydła (bądź złożonego układu aerodynamicznego) i to nawet, jeżeli rozkład ciśnienia określony zostaje w oparciu o rozwiązanie przepływu nielepkiego. Wartości różnicy ciśnień określone przez Valarezo i Chin [1] dla maksymalnej nośności pokazuje rys. 1



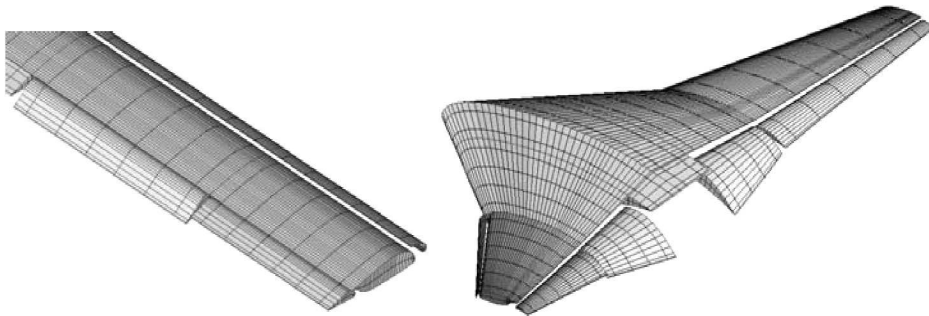
Rys. 1. Wartość różnicy ciśnień na cięciwie elementu płata odpowiadającej warunkom maksymalnej siły nośnej [1]

Liczne przykłady wykorzystania tej metody do określenia $C_{z_{max}}$ i analizy wpływu warunków opływu oraz geometrii skrzydła na jego nośność pokazują, że taka metoda jest zaskakująco dokładna [3] i pomimo swojej prostoty konkurencyjna w stosunku do zaawansowanych i bardzo kosztownych metod bazujących na rozwiązaniu równań Naviera-Stokesa. Biorąc powyższe pod uwagę, metoda została zaimplementowana do posiadanej metody panelowej [4].

3. Zastosowanie

Adaptacja programu w celu wykorzystania metody różnic ciśnienia do analizy nośności maksymalnej objęła z jednej strony automatyczne określanie krytycznych obszarów skrzydła i wartości różnic, a z drugiej strony możliwość generacji siatki skrzydła wieloelementowego (z kłapami i slotami). Rysunek 2

przedstawia przykład siatki skrzydła z wychylonymi klapami dwuszcelinowymi i slotami.

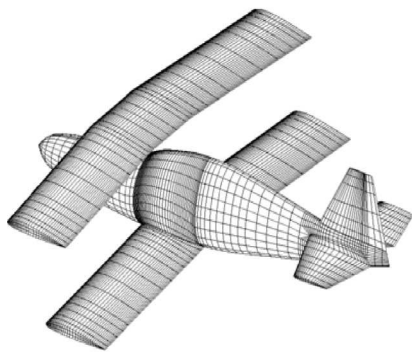


Rys. 2. Przykład siatki obliczeniowej skrzydła z wychylonymi klapami szczelinowymi i slotami

Omawiana metoda była wielokrotnie wykorzystywana do analizy nośności i projektowania skrzydeł spełniających narzucone wymagania odnośnie maksymalnej wartości siły nośnej spełniając pokładane nadzieje oraz wykazując się dużą elastycznością zastosowań.

3.1. Projekt skrzydła i analiza nośności maksymalnej dwupłata

Rysunek 3 przedstawia samolot w układzie dwupłata, którego projekt aerodynamiczny, obejmujący również uzyskanie wymaganych wartości prędkości minimalnej, przeprowadzony został w oparciu o omawianą metodę.

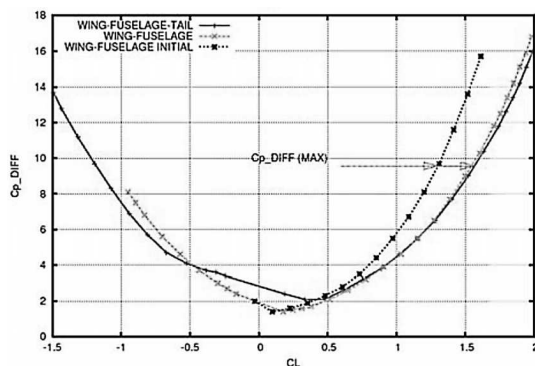


Rys. 3. Geometria siatki obliczeniowej układu dwupłata

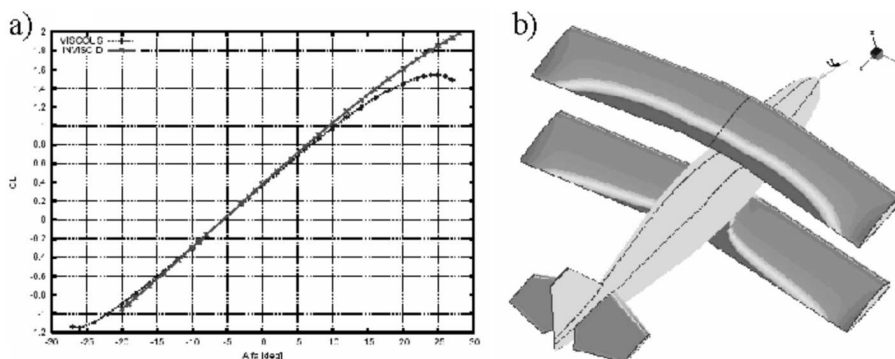
Ponieważ była to modyfikacja istniejącej konstrukcji, określenie maksymalnej nośności oparto w wartość różnicy ciśnień, nie korzystając z rys. 1, lecz z wartości określonej dla istniejącego samolotu. Analizie podlegały zarówno kształt profili płatów, jak i kąty zaklinowania skrzydeł oraz ich wzajem-

nego usytuowania (uwzględniając interferencję między płatami). Celem było uzyskanie ogólnie poprawnych własności aerodynamicznych, a w szczególności maksymalizacja współczynników siły nośnej.

Rysunek 4 przedstawia zależność współczynnika siły nośnej samolotu w wersji wyjściowej oraz po modyfikacji aerodynamiki skrzydła z zaznaczeniem wartości $C_{p_{diff}}$ odpowiadającej nośności samolotu określonej w badaniach w locie oraz oczekiwanej nośności samolotu zmodyfikowanego. Oczekiwany przyrost sięga wartości 0.3.



Rys. 4. Zależność maksymalnej różnicy ciśnień na skrzydłach od współczynnika siły nośnej



Rys. 5. Charakterystyka siły nośnej w przepływie nielepkim i z silnym oddziaływaniem przepływ nielepki-warstwa przyścienna (a) oraz wyznaczony rozwój oderwania (b)

Analizę opływu tego samolotu wykonano również w oparciu o tzw. silne oddziaływanie warstwa przyścienna-przepływ nielepki. Metoda taka pozwala również na analizę przepływu z oderwaniem warstwy przyściennej. Wynik ta-

kiej analizy przedstawia rys. 5a. Należy zwrócić uwagę na stosunkowo dobrą zgodność obu metod, określając wartość Cz_{max} na blisko 1.6. Na kolejnym rysunku (rys. 5b) zaznaczono oczekiwaną progresję oderwania warstwy przysiennej na obu płatach (kąt natarcia $\alpha = 20^\circ$).

3.2. Projekt skrzydła samolotu AT-4

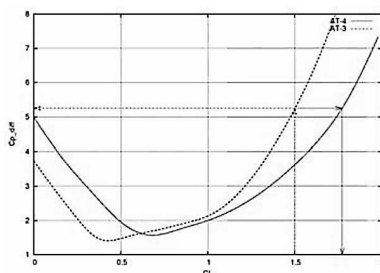
Samolot Aero AT-4 stanowi wersję rozwojową samolotu Aero AT-3 (certyfikowanego w kategorii VLA), która została opracowana według nowych przepisów amerykańskich LSA (ang. *Light Sport Aircraft*). Przepisy te bardzo rygorystycznie określają prędkość minimalną bez wychylonych klap. W przypadku tego samolotu wymóg ten sprowadzał się do konieczności uzyskania w nowym samolocie tej samej prędkości przeciągnięcia, co w AT-3, lecz bez wychylania posiadanych klap krokodylowych i przy nieco zwiększonej masie startowej. Konieczne przy tym było spełnienie tego warunku przy możliwie najmniejszych zmianach konstrukcyjnych, a więc i zmianach geometrii skrzydła.

Samolot AT-3 posiada prostokątne skrzydło ze zmodyfikowanym profilem NACA 4415. Analiza opływu pokazuje, że skrzydło posiada bardzo nierównomierny rozkład nośności i ciśnień, wynikający zarówno z obrysu i małego wydłużenia, jak i wyjątkowo silnej interferencji aerodynamicznej kadłuba. Wstępna analiza pokazała konieczność powiększenia powierzchni skrzydła, jednak w celu niedopuszczenia do wzrostu masy konstrukcji zmiany te musiały być zminimalizowane. W celu zwiększenia maksymalnego współczynnika siły nośnej skrzydła zastosowano szereg zmian w jego aerodynamice:

- zastosowano niepłaskie końcówki płata pozwalające na wyrównanie rozkładu obciążenia na końcu, zwiększając tym siłę nośną przy dodatkowym zmniejszeniu oporu indukowanego, poprawiając opływ przy dużych kątach natarcia i zwiększając skuteczność lotek;
- zmieniono obrys płata w obszarze przykadłubowym w celu wyrównania rozkładu współczynnika siły nośnej przy kadłubie (efekty interferencji) oraz zmniejszając maksymalne podciśnienia na nosku i wynikowe różnice ciśnienia w przekrojach płata;
- zmodyfikowano kształt profilu w obszarze zewnętrznym (opuszczenie noska) oraz przykadłubowym (geometria „filletu”).

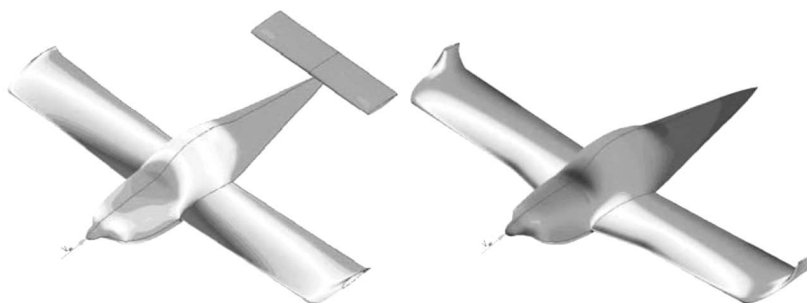
Modyfikacja profilu objęła tylko obszar kesonu przed dźwigarem (ok. 20% cięciwy). Podstawowym kryterium tych modyfikacji było zwiększenie siły nośnej, przy której różnica ciśnień między noskiem i spływem osiągała wartość odpowiadającą warunkom przeciągnięcia dla samolotu wyjściowego (AT-3). Oczekiwana zależność maksymalnej różnicy ciśnień na skrzydle od wartości

współczynnika siły nośnej dla obu samolotów przedstawia rys. 6. Jak widać, oczekiwany przyrost Cz_{max} jest bardzo znaczący. Przedstawione wyniki dotyczą samolotu bez usterzenia poziomego. Wartość Cz_{max} dla samolotu z usterzeniem wychylonym w celu zapewnienia równowagi podłużnej jest niestety nieco mniejsza. Powierzchnia nośna była dobrana tak, aby przy spodziewanej wartości Cz_{max} uzyskać wymaganą prędkość przeciągnięcia.



Rys. 6. Zależność Cp_{diff} od współczynnika siły nośnej dla AT-3 i AT-4

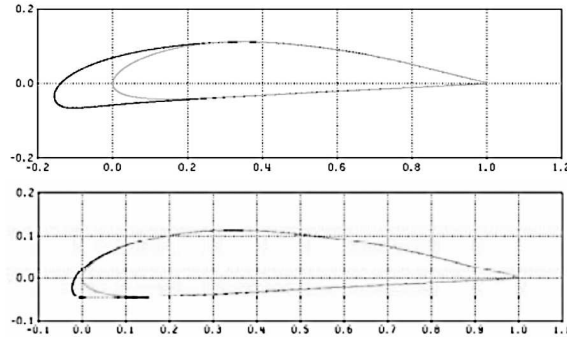
Aby nie dopuścić do nadmiernego powiększenia skrzydła, jego powierzchnia określona została bez jakiegokolwiek zapasu, w celu skompensowania ewentualnego błędu określenia Cz_{max} . Rysunek 7 przedstawia rozkład ciśnień na samolocie AT-3 i AT-4. Jak widać, wyjściowy samolot charakteryzuje się bardzo dużymi podciśnieniami na nosku skrzydła w obszarze przykadłubowym. Samolot AT-4 ma bardzo wyrównany rozkład ciśnień na dużej części rozpiętości.



Rys. 7. Rozkładu ciśnień na samolocie AT-3 i AT-4

Badania w locie w pełni potwierdziły zaplanowane osiągi, w szczególności uzyskana prędkość przeciągnięcia odpowiada dokładnie wartości wymaganej, przebieg przeciągnięcia jest bardzo łagodny, a samolot zachowuje pełną sterowność (skuteczność lotek) i nie wykazuje tendencji do niesymetrii i zwalania się na skrzydło. Stanowi to najlepszą rekomendację zarówno zastosowanej

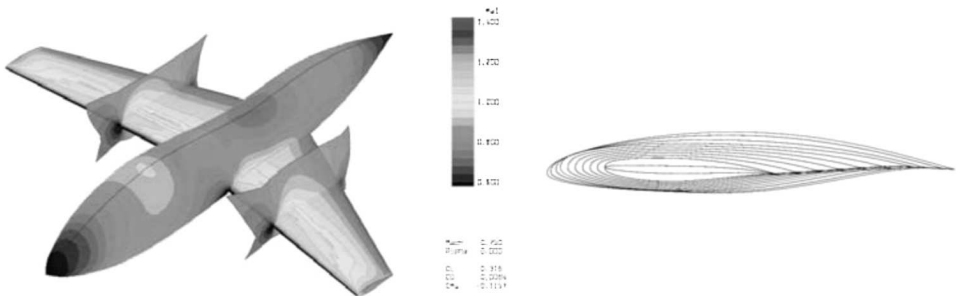
metody oceny nośności, jak i całej procedury 3-wymiarowego projektowania aerodynamicznego.



Rys. 8. Geometria profili skrzydła samolotów AT-3 i AT-4

3.3. Projekt samolotu Taxi-Jet

Na rys. 9 przedstawiono widok rozkładu liczb Macha na powierzchni projektowanego przydźwięgowego samolotu dyspozycyjnego Taxi-Jet, charakteryzującego się ujemnym skosem oraz nadkrytycznym przepływem bez fali uderzeniowej. Ujemny skos, stosunkowo duża średnica kadłuba oraz małe promienie noska nadkrytycznego skrzydła w pobliżu kadłuba powodują powstanie bardzo dużych podciśnień oraz oderwanie w obszarze przykadłubowym, czego efektem jest znaczne ograniczenie $C_{z_{max}}$.



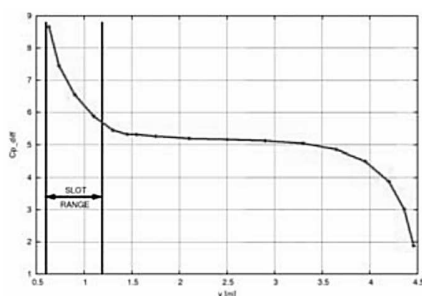
Rys. 9. Rozkład liczb Macha w warunkach obliczeniowych i kształt profili skrzydła samolotu Taxi-Jet

Efekt ten widoczny jest na rys. 10, przedstawiającym wizualizację przepływu. Rysunek 11 przedstawia rozkład $C_{p_{diff}}$ wzdłuż rozpiętości.

Jak widać, krytycznym obszarem, który inicjuje oderwanie, jest ok. 60 cm rozpiętości w bezpośredniej bliskości kadłuba. Jako antidotum zastosowano



Rys. 10. Wizualizacja opływu samolotu Taxi-Jet z widocznym oderwaniem w przykadłubowej części skrzydła



Rys. 11. Rozkład $C_{p, diff}$ wzdłuż rozpiętości skrzydła samolotu Taxi-Jet

w tym obszarze slot, którego efektem jest drastyczna redukcja różnic ciśnień, zapobiegając oderwaniu. Rysunek 12 przedstawia obraz przepływu w warunkach dużej siły nośnej, wychylonych klapach (przykadłubowych) i szczątkowym slotcie. Jak widać, oderwanie zostało zlikwidowane, a maksymalny współczynnik siły nośnej dla rzeczywistych liczników Reynoldsa i warunkach równowagi podłużnej zostało określone na 2.2



Rys. 12. Wizualizacja opływu samolotu Taxi-Jet z klapami i slotem przykadłubowym

4. Podsumowanie

W referacie przedstawiono zastosowanie reguły różnicy ciśnień do analizy i projektowania aerodynamicznego układów spełniających określone wymagania odnośnie nośności maksymalnej i prędkości przeciągnięcia. Prezentowana metoda, pomimo swojej prostoty oraz niewielkich kosztów, wykazuje się dużą skutecznością i uniwersalnością.

Stosowana była wielokrotnie z pełnym sukcesem do problemów realnego projektowania aerodynamicznego złożonych obiektów, obejmując również układy wieloelementowe. Przedstawione w pracy przykłady w pełni potwierdzają jej użyteczność.

Bibliografia

1. VALAREZO W.O., CHIN V.D., 1994, Method for the prediction of wing maximum lift, *Journal of Aircraft*, **31**, 1
2. SMITH A.M.O., 1975, High-lift aerodynamics, *Journal of Aircraft*, **12**, 6
3. VAN DAM C.P., 2002, The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes, *Progress in Aerospace Sciences*, **38**
4. KUBRYŃSKI 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**, Vieweg

Computational analysis of the wing maximum lift

Abstract

The paper describes examples of application of a simple method for estimation of the maximum lift coefficient of a wing. It is based on the "pressure difference rule" of Valarezo and Chin. The method is especially useful in designing aircraft configurations that fulfill specified requirements regarding CL_{max} , stall speed and stall characteristics. The presented results fully confirm efficiency of the method.

BADANIA POWIERZCHNI NOŚNYCH W WARUNKACH ATMOSFERY SWOBODNEJ

PIOTR SIERPUTOWSKI

GRZEGORZ SOBIERAJ

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki lotniczej i Mechaniki Stosowanej

e-mail: piotr@meil.pw.edu.pl; sob@meil.pw.edu.pl

W pracy przedstawiono wyniki badania powierzchni nośnych statków powietrznych w warunkach atmosfery swobodnej wykonane z zastosowaniem kamery termograficznej w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej.

1. Wprowadzenie

1.1. Cel badań

W Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej realizowany jest program latającego laboratorium aerodynamicznego przy wykorzystaniu skonstruowanych w instytucie szybowców PW-5 (rys. 1). Celem programu jest badanie powierzchni nośnych statków powietrznych w warunkach atmosfery swobodnej. W związku z tym zaistniała potrzeba znalezienia narzędzia pomiarowego, które nadawałoby się do badań w locie. Biorąc pod uwagę obiecujące wyniki badań z zastosowaniem termografii uzyskane przez inne ośrodki naukowe na świecie [1], podjęto podobną próbę w naszym instytucie. Przyjęto dodatkowo założenie, iż **metoda ta powinna umożliwiać pomiary w czasie rzeczywistym oraz ewentualnie mogła być zastosowana na rzeczywistych statkach powietrznych.**

1.2. Istota pomiaru

Do pomiarów zastosowano kamerę termograficzną oraz ciekłe kryształy. W pomiarze wykorzystuje się różnice we współczynniku wymiany ciepła dla przepływu laminarnego, turbulentnego i w obszarze pęcherza oderwania laminarnego – struktur przepływu występujących na powierzchniach nośnych.



Rys. 1.

W celu uzyskania kontrastu temperaturowego między powierzchnią profilu a opływającym powietrzem, powierzchnię profilu pokryto cienką warstwą grafitu spełniającą rolę elementu grzejnego, podgrzewającego powierzchnię profilu do zadanej temperatury. W warunkach przepływu temperatura powierzchni zmieniała się w zależności od prędkości przepływu niezakłóconego i rodzaju przepływu w warstwie przyściennej. W miejscu występowania pęcherza oderwania laminarnego temperatura powierzchni jest najwyższa, a w miejscu przyklejenia turbulentnego najniższa. Według tej zasady jest możliwa identyfikacja rodzaju przepływu w warstwie przyściennej wzdłuż profilu.

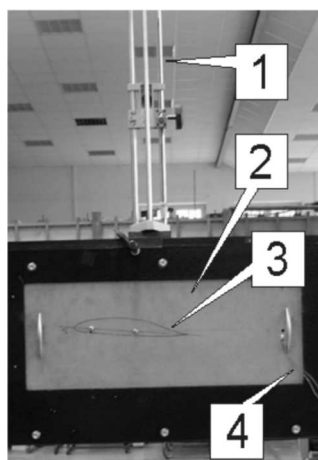
1.3. Technika pomiarowa

W pomiarach wykorzystywano kamerę termograficzną firmy CEDIP: kamera długofalowa JADE UC o matrycy 320×240 detektorów mikrobolometrycznych o czułości $0.08^\circ \div 30^\circ\text{C}$ oraz ciekłe kryształy firmy HELLCREST o parametrach: początek zmiany koloru 30°C , początek koloru czerwonego – $30,2^\circ\text{C}$, zielonego – $30,8^\circ\text{C}$, niebieskiego – $35,4^\circ\text{C}$, zakres pomiarowy – 6°C .

2. Wyniki pomiarów

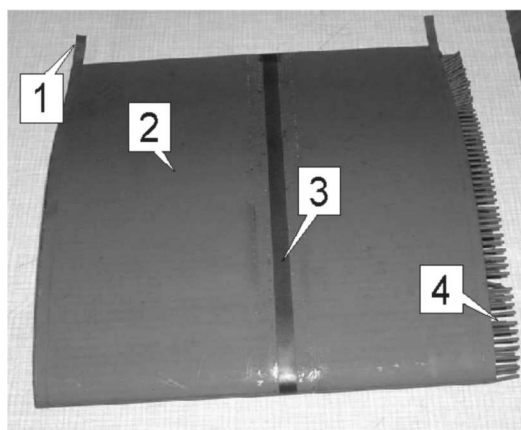
2.1. Badania w tunelu aerodynamicznym

W celu ułatwienia interpretacji termogramów, zastosowano specjalny profil o geometrii zapewniającej generowanie stabilnego pęcherza oderwania laminarnego. Profil o wymiarach 300×300 mm umieszczono w osi przestrzeni pomiarowej (rys. 2). Prędkość przepływu zmieniano od 5 do 25 m/s.



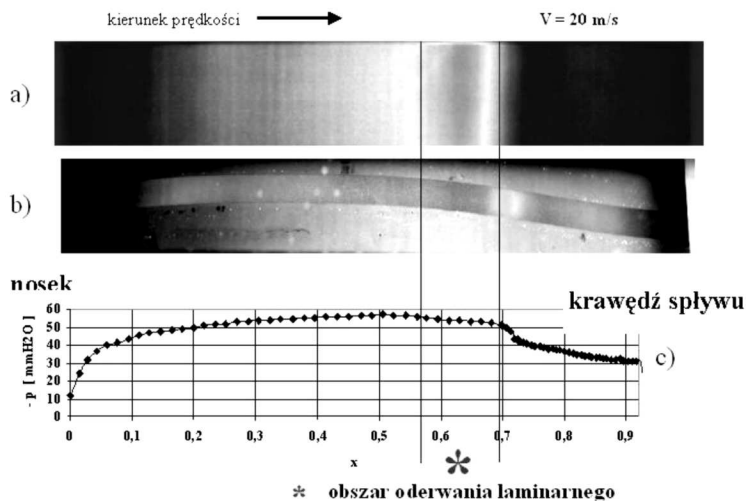
Rys. 2. 1 – statyw kamery telewizyjnej zapewniający odpowiednie pole widzenia kamery; 2 – wymienne okno przestrzeni pomiarowej; 3 – umiejscowienie badanego profilu lotniczego; 4 – kable zasilające powierzchnię grzewczą na profilu lotniczym

Profil pokryty był warstwą grafitu spełniającą rolę elementu grzejnego. W osi profilu naniesiono pasek ciekłych kryształów o szerokości 1 cm (rys. 3). Drenaż profilu umożliwił pomiary rozkładu ciśnień wzdłuż profilu na jego powierzchni. Obserwowano od góry wycinek profilu zawierający nosek i krawędź spływu.



Rys. 3. Widok profilu z drenażem; 1 – doprowadzenie zasilania do warstwy grzewczej; 2 – profil drewniany pokryty warstwą grafitu; 3 – naniesiony pasek warstwy ciekłych kryształów; 4 – rurki miedziane wyprowadzające ciśnienie z punktów pomiarowych na powierzchni profilu do komputerowego systemu pomiarowego

W termografii pole temperatur wizualizowane jest paletą barw. Ze względów edycyjnych termogramy możemy przedstawić jedynie w odcieniach szarości, co nieco pogarsza jakość i możliwości interpretacyjne zdjęć, szczególnie wykonanych metodą ciekłokrystaliczną.



Rys. 4. Przykładowy termogram opływu profilu lotniczego; (a) termogram wykonany kamerą, (b) przy pomocy ciekłych kryształów

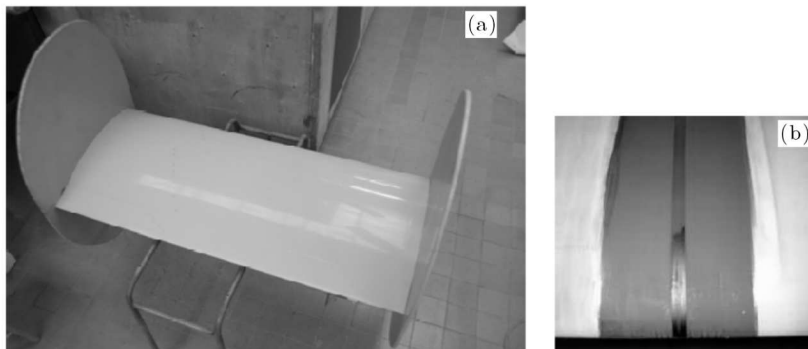
Na zdjęciu (rys. 4) przedstawiono przykładowy termogram opływu profilu lotniczego wykonanego w tunelu aerodynamicznym, (a) termogram wykonany kamerą, (b) przy pomocy ciekłych kryształów. Zdjęcia porównano z rozkładem ciśnienia wzdłuż profilu. Zmiana odcienia szarości od jasnego do ciemnego odpowiada wzrostowi temperatury. Ciemny prążek na obu termogramach wskazuje położenie pęcherza oderwania laminarnego – obszar o najwyższej temperaturze na powierzchni profilu.

2.2. Badania w strumieniu swobodnym

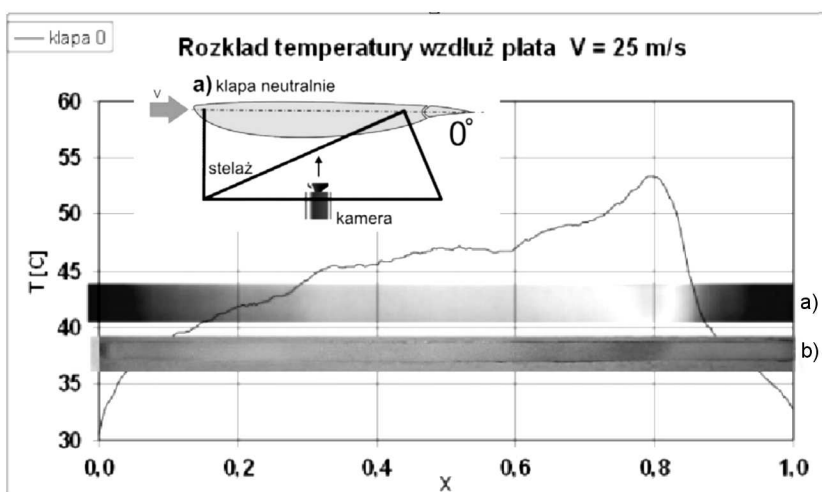
Po kalibracji metody w tunelu aerodynamicznym przeprowadzono badania w strumieniu swobodnym. Badania te miały na celu sprawdzenie działania aparatury w warunkach terenowych. Pomiary wykonano przy użyciu wycinka płyta rzeczywistego (rys. 5a), na który w jego środku naniesiono warstwę grafitu o szerokości 20 cm i pasek ciekłych kryształów o szerokości 1 cm (rys. 5b).

Na rysunku 6 przedstawiono przykładowe termogramy (a) wykonane kamerą termograficzną i (b) przy pomocy ciekłych kryształów. Przy braku kolorów, dla ułatwienia interpretacji termogramów na zdjęcia nałożono rozkład

temperatury wzdłuż płata. Na rysunku pokazano również schemat pokazujący położenie kamery.



Rys. 5. (a) Widok badanego wycinka skrzydła (skala 1:1) mocowanego do stelaża; (b) widok naniesionej warstwy grafitu i paska ciekłych kryształów



Rys. 6. Termogramy wykonane kamerą (a), przy pomocy ciekłych kryształów (b) oraz rozkład temperatury wzdłuż płata

3. Wnioski

- Termografia w podczerwieni przy wykorzystaniu kamery termograficznej jest bardzo czułą metodą pozwalającą na identyfikację niewielkich zmian w strukturze przepływu. Bardzo dobrze nadaje się do badań profili rzeczywistych przy wykorzystaniu latającego laboratorium w warun-

kach atmosfery swobodnej. Wadą tej metody jest konieczność stosowania specjalnych okienek wziernikowych przepuszczających promieniowanie podczerwone, co może być pewnym utrudnieniem np. w wypadku wykonywania zdjęć z kabiny statku powietrznego.

- Zaletą ciekłokrystalicznego badania rozkładu temperatury jest możliwość wykonywania zdjęć zwykłym aparatem fotograficznym, technika ta nie wymaga też stosowania specjalnych okien przepuszczających promieniowanie podczerwone. Wadą tej metody jest jednorazowa aplikacja drogiego czynnika.
- Obie metody nadają się do pomiarów w czasie rzeczywistym, szczególnie do identyfikacji miejsca przyklejenia turbulentnej warstwy przyściennej, w którym następuje wyraźne obniżenie temperatury powierzchni płata.

Bibliografia

1. MONTELPARE S., RICCI R., 2004, A thermographic method to evaluate the local boundary layer separation phenomena on erodynamic bodies operating at low Reynolds number, *Internat. J. Therm. Sci.* , **43**, 315-329

Airfoil investigation in free air atmospheric flow

Abstract

Noninvasive techniques such as thermography can aid the investigation of the boundary layer flows, especially in cases when traditional techniques cannot be used (e.g. in flight experiments). The paper presents applications of the infrared and liquid-crystal thermography in different wind-tunnel tests carried out at the Institute of Aeronautics and Applied Mechanics of Warsaw University of Technology.

EKSPERYMENTALNE BADANIA STEROWANIA PRZEPŁYWEM PRZY UŻYCIU SAMOZASILAJĄCYCH SIĘ STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW

ANDRZEJ KRZYSIAK

Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: andkrzys@ilot.edu.pl

W pracy zaprezentowano nową oryginalną koncepcję sterowania przepływem przy wykorzystaniu urządzenia, któremu nadano nazwę samozasilające się strumieniowe generatory wirów. W porównaniu do bardziej konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, nowe rozwiązanie charakteryzuje się tym, że strumieniowe generatory wirów nie są zasilane powietrzem ze sprężarki lecz wykorzystuje się naturalny przepływ powietrza pomiędzy otworami umieszczonymi w dolnej noskowej części profilu w obszarze występowania nadciśnienia (gdy profil usytuowany jest pod pewnym kątem natarcia względem przepływu niezakłóconego) a dyszami generatorów znajdującymi się na górnej powierzchni profilu.

W artykule omówiono wyniki eksperymentalnych badań podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012 wyposażonego zarówno w konwencjonalne strumieniowe generatory wirów, jak i proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Badania wykonywane były w dwóch tunelach Instytutu Lotnictwa: w tunelu aerodynamicznym małych prędkości T-1 (na profilu o cięciwie $c = 0.5\text{ m}$) oraz w trisonicznym tunelu aerodynamicznym N-3 (na profilu o cięciwie $c = 0.18\text{ m}$) w zakresie liczb Macha $M = 0.1 \div 0.85$, co odpowiada liczbom Reynoldsa $Re = 0.6 \div 2.6 \cdot 10^6$.

Wykaz oznaczeń

a	–	długość otworu dyszy, [mm]
b	–	szerokość otworu dyszy, [mm]
c	–	cięciwa profilu, [m]
d	–	rozpiętość modelu, [m]
C_m	–	współczynnik momentu

C_x	–	współczynnik oporu
C_z	–	współczynnik siły nośnej
$C_{z_{max}}$	–	maksymalna wartość współczynnika siły nośnej
M	–	liczba Macha przepływu niezakłóconego
Q_m	–	wydatek powietrza wypływający z dyszy, [kg/s]
Re	–	liczba Reynoldsa przepływu niezakłóconego
V_j	–	prędkość wypływu powietrza z dyszy, [m/s]
V_R	–	stosunek prędkości wypływu powietrza z dyszy do prędkości przepływu niezakłóconego (V_j/V_∞)
V_∞	–	prędkość przepływu niezakłóconego, [m/s]
x	–	odległość od krawędzi natarcia mierzona wzdłuż cięciwy, [m]
z	–	rozstaw dysz, [m]
α	–	kąt natarcia profilu, [deg]
α_{kr}	–	krytyczny kąt natarcia profilu, [deg]
α_m	–	ustawiany kąt natarcia, [deg]
α_S	–	kąt skosu strumienia w tunelu $\varnothing 1.5$ m, [deg]
Φ	–	kąt pochylenia strumienia powietrza wylatującego z dysz, [deg]
Ψ	–	kąt przekoszenia strumienia powietrza wylatującego z dysz, [deg]

1. Wstęp

Istnieje szereg urządzeń umożliwiających „poprawienie” aerodynamiki obiektów latających. Wśród nich są różnego rodzaju generatory wirów umieszczane bezpośrednio na powierzchni zewnętrznej tych obiektów lub blisko tej powierzchni. Podstawowym zadaniem takich generatorów jest wytworzenie wirów na opływanych powierzchniach, które „doenergetyzowują” warstwę przyścienną, opóźniając jej oderwanie lub w przypadku silników poprawiają efektywność spalania paliwa, podnosząc tym samym moc silnika.

Spośród kilku rodzajów generatorów wirów najczęściej stosowane w praktyce są skrzydełkowe generatory wirów (ang. *vane generators*). Są to prostokątne, trapezowe lub trójkątne blaszki mocowane z reguły prostopadłe do opływanych powierzchni o wysokości przewyższającej grubość warstwy przyściennej. Generatory te mocowane są przeważnie w jednej linii wzdłuż rozpiętości skrzydła lub usterzenia, sekwencyjnie w równej odległości od siebie. Tego typu generatory można dość często zobaczyć na skrzydłach samolotów, zarówno cywilnych jak i wojskowych. Na rys. 1 i 2 przedstawiono dwa podstawowe typy generatorów skrzydełkowych wytwarzające wiry współrotacyjne (rys. 1) oraz kontrrotacyjne (rys. 2) umieszczone na skrzydłach samolotów Harrier oraz Cessna.



Rys. 1. Współrotacyjne skrzydełkowe generatory wirów umieszczone na skrzydle samolotu Harrier

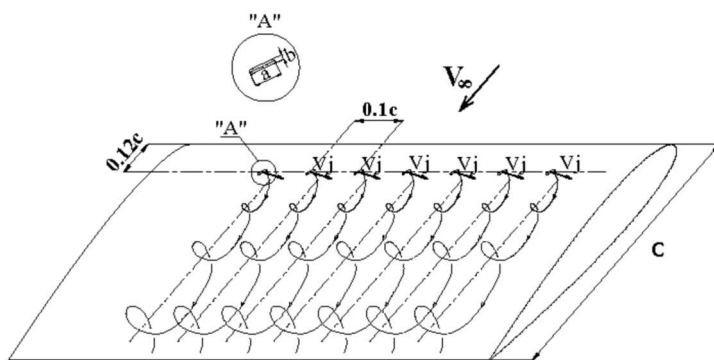


Rys. 2. Kontrrotacyjne skrzydełkowe generatory wirów umieszczone na skrzydle samolotu Cessna

Zasadniczą wadą skrzydełkowych generatorów wirów jest brak możliwości sterowania tymi generatorami, jak również pewien wzrost oporu związany z ich obecnością.

Innym rodzajem generatorów wirów są strumieniowe generatory wirów (ang. *air-jet vortex generators*, AJVGs). Tego typu generatory wirów zostały zaproponowane po raz pierwszy przez Wallis'a w roku 1952 jako alternatywa dla tradycyjnych „skrzydełkowych” generatorów wirów [1-3]. Podstawową zaletą tych generatorów, w porównaniu do generatorów tradycyjnych, jest możliwość sterowania ich działaniem. Strumieniowe generatory wirów wytwarzają

małe strumienie powietrza wychodzące z górnej powierzchni profilu i odpowiednio ustawione względem przepływu na profilu. Wzajemne oddziaływanie pomiędzy tymi strumieniami powietrza a przepływem na profilu, generuje dobrze zorganizowane struktury wirowe (rys. 3 – model badany w tunelach Instytutu Lotnictwa), które są w stanie przeciwstawić się niekorzystnemu gradientowi ciśnienia pojawiającemu się na górnej powierzchni przy wyższych kątach natarcia. W rezultacie mamy do czynienia z opóźnieniem oderwania przepływu. Ten korzystny efekt może być wykorzystany do poprawy aerodynamiki wielu obiektów i urządzeń, takich jak: łopaty śmigłowców, skrzydła samolotów (w tym ich urządzenia hipernośne), łopatki silników turbinowych itp. Zasadniczą trudnością w praktycznym zastosowaniu strumieniowych generatorów wirów jest konieczność wykonania instalacji zasilającej dysze powietrzem.

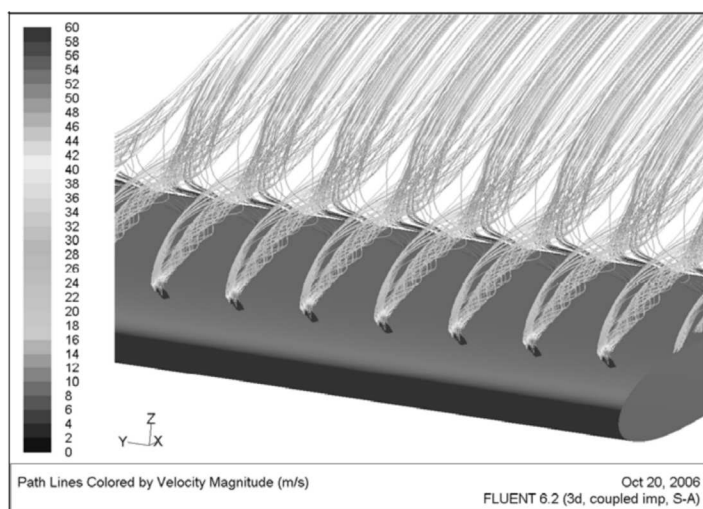


Rys. 3. Generowanie wirów na profilu przez strumieniowe generatory wirów

Na rys. 4 przedstawiono numeryczną symulację wirów wytwarzanych przez strumieniowe generatory wirów wykonaną w Instytucie Lotnictwa przy wykorzystaniu programu Fluent.

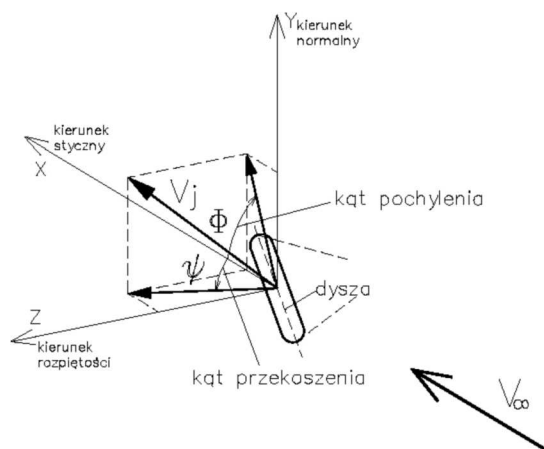
Jak wykazały badania prowadzone w wielu laboratoriach na świecie [4-10], skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów uzależniona jest od prawidłowego ich zaprojektowania, czyli właściwego doboru najważniejszych jego parametrów, takich jak:

- kąty przekoszenia i pochylenia strumienia względem przepływu niezakłóconego,
- wymiary dysz oraz ich usytuowanie na profilu,
- stosunek prędkości strumienia do prędkości przepływu niezakłóconego,
- wydatek powietrza przepływający przez dyszę,
- liczba Reynoldsa strumienia powietrza wypływającego z dyszy.



Rys. 4. Numeryczna symulacja linii prądu wypływających z dysz strumieniowych generatorów wirów dla $M = 0.05$, $\alpha = 14.5^\circ$ oraz $V_j/V_\infty \approx 6$

Badania te wykazały między innymi, iż najwyższą skuteczność strumieniowe generatory wirów uzyskują dla kątów przekoszenia z zakresu $45^\circ \div 90^\circ$ oraz kątów pochylenia $0^\circ \div 45^\circ$. Definicję powyższych kątów przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Geometria strumienia wylatującego z dyszy

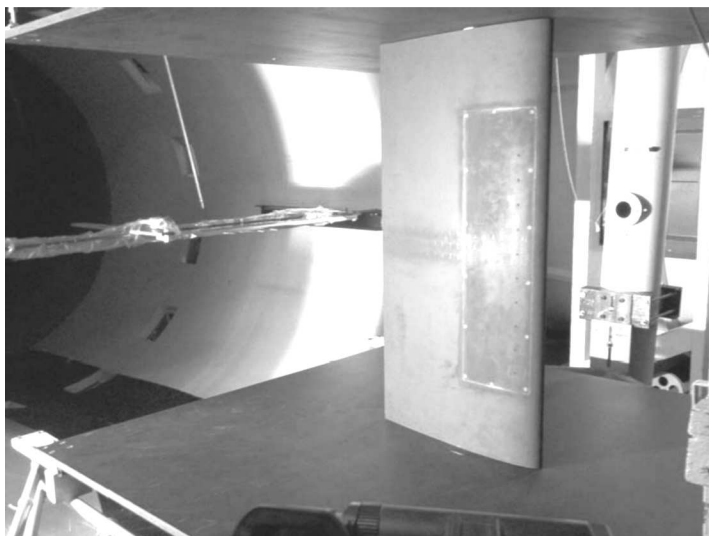
W Instytucie Lotnictwa w ramach realizacji projektu badawczego 4 T12C 008 27 pt. „Eksperymentalne i numeryczne badania aktywnego sterowania opływem profilu poprzez zastosowanie strumieniowych generatorów wi-

ów” opracowano nową koncepcję generatorów wirów, którym nadano nazwę samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Istota wynalazku polega na zasilaniu dysz generatorów powietrzem chwytanym otworami wlotowymi umieszczonymi na dolnej powierzchni profilu, w jego części noskowej. Niezbędny do wytworzenia wirów powietrznych, strumień powietrza (wypływający przez dyszę), uzyskuje się dzięki występującej na wyższych kątach natarcia różnicy ciśnień pomiędzy górną i dolną powierzchnią profilu. Szczegółowszy opis nowej koncepcji generatorów wirów zamieszczono w rozdziale 3.5.

2. Technika badań

2.1. Tunel małych prędkości $\varnothing 1.5$ m

Tunel aerodynamiczny T-1, w którym prowadzone były badania strumieniowych generatorów wirów, jest tunelem małych prędkości ciągłego działania o otwartej przestrzeni pomiarowej (średnica 1.5 m, długość 2 m). Maksymalna prędkość powietrza w tunelu wynosi 40 m/s, a minimalna 15 m/s. Model profi-



Rys. 6. Model profilu NACA 0012 w tunelu małych prędkości T-1

lu NACA 0012 umieszczony był w tunelu w pozycji pionowej (rys. 6) pomiędzy dwoma płytami brzegowymi, w których umieszczone były łożyska kulkowe, dające możliwość zmiany kąta natarcia w zakresie $\alpha \in (-45^\circ, 45^\circ)$. Zmierzony

kąt skosu strumienia wynosił $\alpha_s = -2.27^\circ$, a rzeczywisty kąt natarcia, po obliczeniu poprawek tunelowych, obliczany był z wzoru

$$\alpha = \alpha_m - \alpha_s - 5.61^0 C_z \quad (2.1)$$

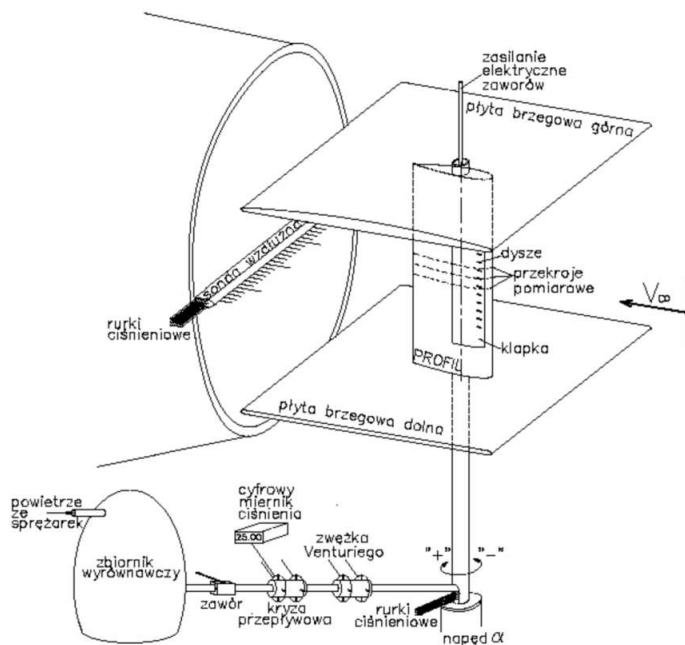
Za modelem w odległości 528 mm umieszczono wzdłużną sondę umożliwiającą pomiary rozkładu ciśnienia spiętrzenia oraz ciśnienia statycznego w śladzie za modelem.

2.2. Model profilu NACA 0012 badany w tunelu małych prędkości $\varnothing 1.5$ m

Badany model profilu NACA 0012 był modelem laminatowym, dwudźwigarowym z odejmowaną górną pokrywą i wolną przestrzenią w środku modelu. Ciężarówka modelu wynosiła $c = 0.5$ m, a rozpiętość $d = 1$ m. Dokładność wykonania powierzchni zewnętrznej profilu wynosiła ± 0.05 mm. Na górnej pokrywie modelu w odległości 60 mm od krawędzi natarcia (tj. na 12% ciężarówki) umieszczono w równych odległościach od siebie (roztaw $z = 55$ mm) 10 dysz strumieniowych generatorów wirów jednakowo usytuowanych względem kierunku przepływu niezakłóconego. Wykonane z mosiądzu dysze miały wymiary $a = 5.6$ mm i $b = 1.1$ mm (wariant 1) lub $a = 7.2$ mm i $b = 1.2$ mm (wariant 2). Na omawianym modelu profilu NACA 0012 wykonane zostały badania zarówno konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, jak i proponowanych samozasilających strumieniowych generatorów wirów. Do badań obydwu rodzajów generatorów wirów wykorzystano te same dysze. Konwencjonalne strumieniowe generatory wirów zasilane były powietrzem z dwóch sprężarek (o łącznym maksymalnym wydatku powietrza 600 l/min), poprzez zbiornik wyrównawczy, zawór regulacyjny, kryzę przepływową, zwężkę Venturiego oraz zawory elektromagnetyczne. Schemat zasilania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów powietrzem przedstawiono na rys. 7.

Zawór regulacyjny służył do zmiany ciśnienia zasilającego, którego wartość była odczytywana na cyfrowym mierniku ciśnienia. Kryza przepływowa oraz zwężka Venturiego służyły do pomiaru całkowitego wydatku powietrza przepływającego przez dyszę. We wnętrzu modelu znajdowało się 10 zaworów elektromagnetycznych umożliwiających wymuszenie pulsacyjnego wypływu strumieni powietrza z dysz generatorów wirów.

Na powierzchni górnej i dolnej badanego modelu wzdłuż ciężarówki profilu wykonano otworki pomiarowe mierzące rozkład ciśnienia na modelu. Otworki pomiarowe rozmieszczone były w trzech rzędach (odległych od siebie o 27.5 mm) w środkowej części rozpiętości modelu (rys. 7), po 48 otworków w każdym rzędzie. Środkowy rząd otworków usytuowany był w tej samej płaszczyźnie przekroju modelu, w której umieszczona była jedna z dysz generatorów wirów.



Rys. 7. Schemat zasilania konwencjonalnych generatorów wirów powietrzem

Wartości wszystkich ciśnień, tj. ciśnień z profilu, z sondy wzdluznej oraz ciśnień statycznego i spiętrzenia przepływu niezakłóconego, mierzone były przez czujniki Druck'a (o zakresie pomiarowym do 14.85 cala H_2O), umieszczone w mechanicznym przełączniku ciśnień firmy Scanivalve. Uzyskane rozkłady ciśnienia na profilu oraz w jego śladzie pozwoliły na określenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA0012, tj. współczynników siły nośnej, siły oporu oraz momentu.

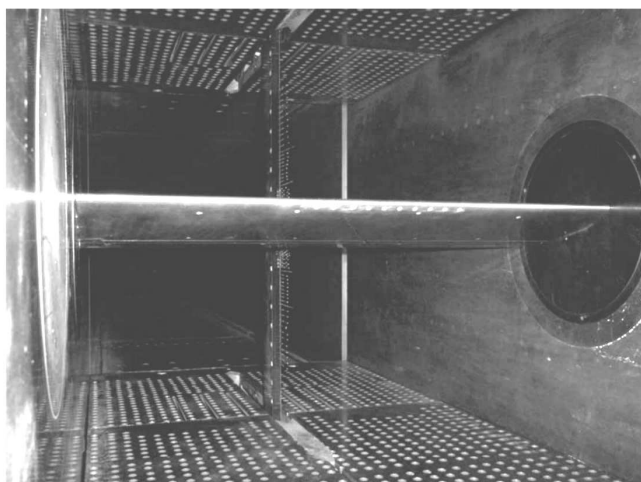
2.3. Tunel dużych prędkości N-3

Tunel dużych prędkości N-3 jest tunelem typu wydmuchowego z częściową recykulacją przepływu. Tunel N-3 jest tunelem trisonicznym operującym w zakresie poddźwiękowych, okołodźwiękowych, jak i naddźwiękowych prędkości, co odpowiada liczbom Macha $M = 0.2 \div 1.2$, 1.5 oraz 2.3. Zamknięta komora pomiarowa, o wymiarach $0.6 \times 0.6 m^2$, w zakresie poddźwiękowych i okołodźwiękowych prędkości wyposażana jest w perforowaną górną i dolną ścianę tunelu, natomiast w zakresie prędkości naddźwiękowych stosuje się ściany nieperforowane. Ściany boczne tunelu wyposażane są w dwa podwójne okna. Boczne okna tunelu mogą służyć do mocowania modelu na wadze

bocznej lub w mechanizmie zmiany kąta natarcia. Kontrolowany przez mini-komputer układ zmiany kąta natarcia modelu w komorze pomiarowej tunelu umożliwia zmianę tego kąta w zakresie 20° z dokładnością do 0.01° . Pomiary ciśnienie statycznego i całkowitego przepływu niezakłóconego dokonywane są przez dwa niezależne układy czujników pomiarowych „Solatron” i „Sonix” o zakresach pomiarowych 1.3 bara (ciśnienie statyczne) oraz 2.6 barów (ciśnienie dynamiczne) i dokładności pomiaru 0.02% zakresu pomiarowego. Czas trwania jednego testu badawczego w tunelu dużych prędkości N-3 uzależniony jest od warunków badań (między innymi liczby Macha oraz liczby Reynolds’a) i przeciętnie wynosi od 3 minut w zakresie prędkości naddźwiękowych i 5 minut w zakresie transonicznym do 15 minut w zakresie poddźwiękowym.

2.4. Model profilu NACA 0012 do badań w tunelu dużych prędkości N-3

W tunelu dużych prędkości N-3 wykonane zostały badania modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Badany model profilu był modelem: dzielonym (z odejmowaną górną pokrywą), wydrążonym w środku, wykonanym całkowicie z metalu, o cięciwie $c = 180$ mm i rozpiętości $d = 600$ mm. Ze względu na wykorzystywanie tego modelu do wcześniejszych badań dynamicznych (profil + klapka), końcowe 22.6% cięciwy profilu stanowiła klapka zamocowana na łożyskach, umieszczonych w czterech konsolach części głównej tego profilu. W obecnych badaniach klapka została unieruchomiona w położeniu nie wychylonym, a szczelina pomiędzy klapką a częścią główną profilu zaklejona. Na rys. 8 przedstawiono model profilu NACA 0012 w komorze pomiarowej tunelu dużych prędkości N-3.



Rys. 8. Model profilu NACA 0012 w tunelu dużych prędkości N-3

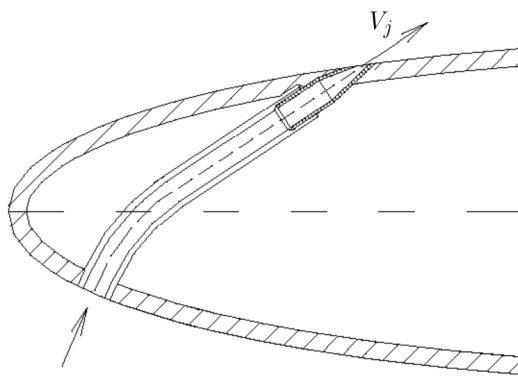
Główna część profilu oraz klapka, wyposażone były w otworki pomiarowe. W sumie na profilu znajdowało się 47 punktów pomiarowych, podłączonych do dwóch pierwszych sekcji mechanicznego skanera ciśnienia „Scanivalve”. Na pozostałych dwóch sekcjach tego skanera podłączono 61 punktów pomiarowych ze 115-punktowej sondy oporu umieszczonej za modelem w odległości 180 mm. Mechaniczny skaner ciśnienia „Scanivalve” wyposażony był w cztery czujniki ciśnienia „Druck” o zakresie pomiarowym 15 psid (trzy czujniki) oraz 5 psid (jeden czujnik) i dokładności pomiaru 0.1% zakresu.

Na górnej powierzchni model profilu NACA 0012 znajdowała się odejmowana pokrywa, do której wklejone było 10 dysz strumieniowych generatorów wirów jednakowo usytuowanych względem kierunku przepływu niezakłóconego. Podobnie, jak w przypadku modelu profilu NACA 0012 badanego w tunelu małych prędkości T-1, usytuowanie dysz na profilu zrealizowane zostało na podstawie rekomendacji zaczerpniętych z literatury [11]. Wykonane z mosiądzu dysze (o wymiarach $a = 3$ mm i $b = 0.6$ mm) umieszczone były w jednym rzędzie w jednakowej odległości od siebie ($z = 19.8$ mm, tj. $z/c = 0.11$) oraz od krawędzi natarcia modelu profilu ($x = 21.6$ mm, tj. $x/c = 0.12$), kąt przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz wynosił $\Psi = 60^\circ$, a kąt ich pochylenia $\Phi = 30^\circ$.

2.5. Koncepcja samozasilających się strumieniowych generatorów wirów

Konwencjonalne strumieniowe generatory wirów, pomimo niewątpliwych zalet, nie znalazły się, jak dotychczas, w powszechnym użyciu w technice lotniczej. Główną przyczyną jest konieczność zasilania tych generatorów sprężonym powietrzem z zewnętrznego źródła, a tym samym umieszczenie wewnątrz obiektu dodatkowej instalacji pneumatycznej. Dlatego też w pracy [12] zaproponowano inne, prostsze rozwiązanie polegające na zasilaniu strumieniowych generatorów wirów powietrzem chwytanym w dolnej noskowej części profilu (rys. 9).

Chwyatanie powietrza oraz jego przepływ poprzez przewód pneumatyczny i dyszę były możliwe dzięki różnicy ciśnień występującej pomiędzy obszarem nadciśnienia, który pojawia się przy wyższych kątach natarcia w części noskowej dolnej powierzchni profilu oraz obszarem podciśnienia na górnej części tego profilu w miejscu usytuowania dysz generatorów. Celem optymalnego wykorzystania wspomnianego nadciśnienia osie otworów wlotowych przecinały kontur dolnej powierzchni profilu w punktach spiętrzenia przepływu (dla okołokrytycznych kątów natarcia) i były ustawione równolegle do kierunku napływu.



Rys. 9. Samozasilające się strumieniowe generatory wirów

W efekcie wspomnianej różnicy ciśnień, występującej pomiędzy dolną i górną powierzchnią profilu na wyższych kątach natarcia, następowało wymuszenie przepływu powietrza przez przewód łączący wlot powietrza (znajdujący się na dolnej powierzchni profilu) z dyszą (znajdującą się na górnej powierzchni profilu) i wypływ strumienia powietrza z pewną prędkością przez dyszę. Strumienie powietrza wypływające z dysz, podobnie jak w przypadku konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, mieszając się z powietrzem opływającym profil, tworzyły na górnej powierzchni profilu dobrze zorganizowane struktury wirowe, które były w stanie przeciwstawić się niekorzystnemu gradientowi ciśnienia pojawiającemu się przy wyższych kątach natarcia. W rezultacie mieliśmy do czynienia z opóźnieniem oderwania przepływu oraz z towarzyszącym mu wzrostem krytycznego kąta natarcia i wzrostem wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej. Warto zauważyć, że w zakresie niższych kątów natarcia, gdy różnica ciśnień pomiędzy dolną a górną powierzchnią profilu jest niewielka, samozasilające się strumieniowe generatory wirów pozostają nieaktywne.

3. Wyniki badań

3.1. Warunki badań

Omawiane w niniejszym artykule eksperymentalne badania charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w strumieniowe generatory wirów wykonane zostały w następujących warunkach (tabela 1 i 2).

Tabela 1. Warunki badań konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów w tunelu małych prędkości T-1

Liczba Macha	$M = 0.05, 0.075, 0.1$
Liczba Reynoldsa	$Re = 0.6 \cdot 10^6$ ($M = 0.05$) $Re = 1.1 \cdot 10^6$ ($M = 0.1$)
Wymiary dysz	5.6 mm × 1.1 mm (wariant 1) 7.2 mm × 1.2 mm (wariant 2)
Kąty natarcia profilu*	$\alpha = -2.7^\circ \div 21.7^\circ$
Kąty przekoszenia	$\Psi = 30^\circ, 60^\circ, 75^\circ$
Kąty pochylenia	$\Phi = 20^\circ, 30^\circ$
Rozstaw dysz	$z = 27.5, 55$ mm
Wydatek powietrza wypływającego przez dyszę	$Q_m = 10^{-4} \div 10^{-3}$ kg/s
V_R	1.2 ÷ 4.6

* z uwzględnieniem poprawek interferencyjnych

Tabela 2. Warunki badań samozasilających się strumieniowych generatorów wirów w tunelach małych i dużych prędkości

Liczba Macha	$M = 0.05 \div 0.85$
Liczba Reynoldsa	$Re = 0.6 \cdot 10^6$ ($M = 0.05$) $Re = 2.6 \cdot 10^6$ ($M = 0.85$)
Wymiary dysz: tunel małych prędkości T-1 tunel dużych prędkości N-3	7.2 mm × 1.2 mm 3 mm × 0.6 mm
Kąty natarcia profilu*	$\alpha = -2.7^\circ \div 21.7^\circ$
Kąty przekoszenia	$\Psi = 60^\circ$
Kąty pochylenia	$\Phi = 30^\circ$
Rozstaw dysz: tunel małych prędkości T-1 tunel dużych prędkości N-3	$z_d = 55$ mm $z_d = 19.8$ mm
Wydatek powietrza wypływającego przez dyszę**	$Q_m = 2.1 \times 10^{-4}$ kg/s
V_R^{**}	1.6

* z uwzględnieniem poprawek interferencyjnych

** obliczenia numeryczne dla $M = 0.05$ oraz $\alpha = 14^\circ$

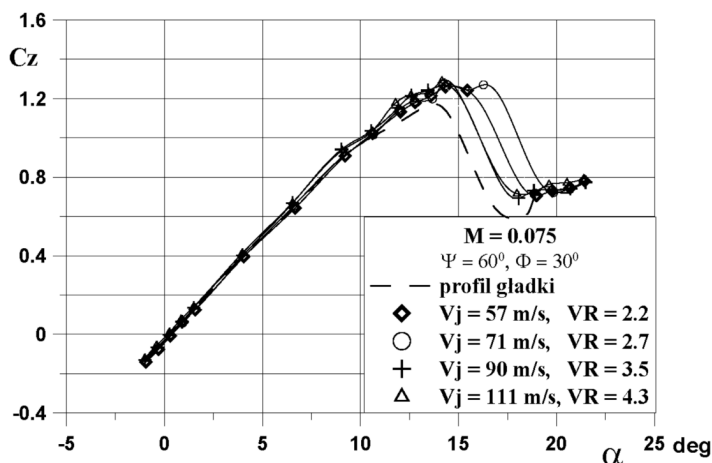
3.2. Przykładowe wyniki badań konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów

Eksperymentalne badania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów przeprowadzone zostały w tunelu małych prędkości T-1 w zakresie liczb

Macha $M = 0.05 \div 0.1$. Na rysunkach 10, 11 i 12 przedstawiono przykładowe wyniki badań wpływu szeregu wybranych parametrów charakteryzujących strumieniowe generatory wirów, takich jak:

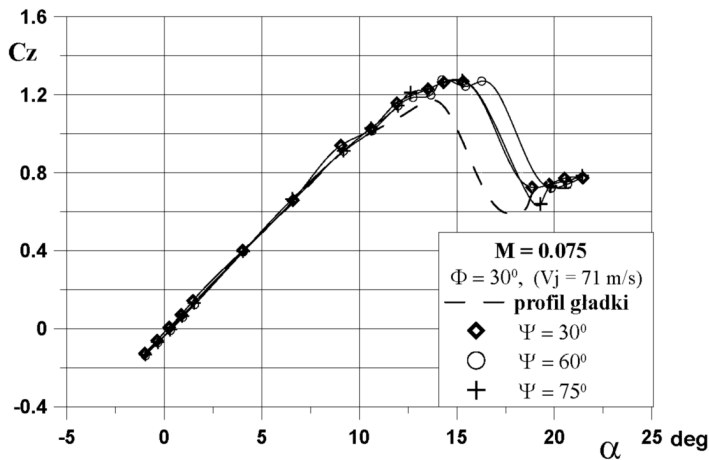
- prędkość strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów V_j ,
- kąt przekoszenia strumieni powietrza,
- kąt pochylenia strumieni powietrza

na zależność współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia dla $M = 0.075$.

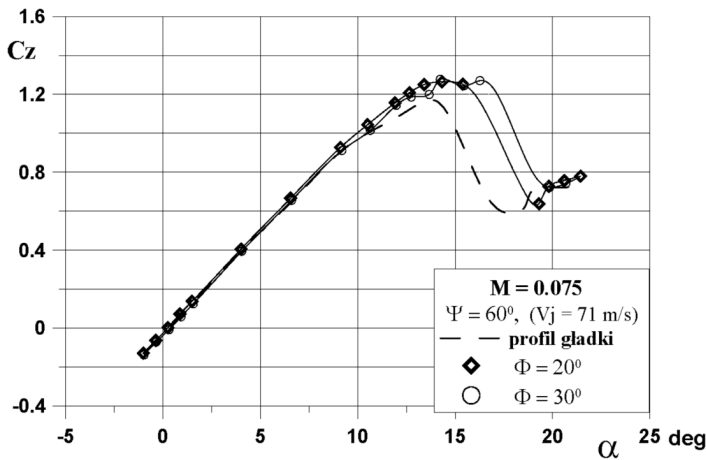


Rys. 10. Wpływ prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

Analiza przedstawionych powyżej wyników badań prowadzi do wniosku, że poprzez zastosowanie na profilu konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów można opóźnić oderwanie przepływu na profilu i w rezultacie podwyższyć wartość maksymalną współczynnika siły nośnej oraz wartość krytycznego kąta natarcia. Skuteczność działania tych generatorów zależna jest jednak od prawidłowego doboru ich parametrów. I tak, przeprowadzone badania wykazały, że w zakresie badanych liczb Macha najwyższą efektywność działania konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów uzyskano dla względnych prędkości strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów wynoszących $V_R = 2.7$, kąta przekoszenia strumieni $\Psi = 60^\circ$ oraz kąta ich pochylenia $\Psi = 30^\circ$. I tak przykładowo, dla powyższych wartości tych parametrów oraz $M = 0.075$ zastosowanie na profilu konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów powoduje wzrost wartości



Rys. 11. Wpływ kąta przekoszenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys. 12. Wpływ kąta pochylenia strumieni powietrza wylatujących z dysz strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

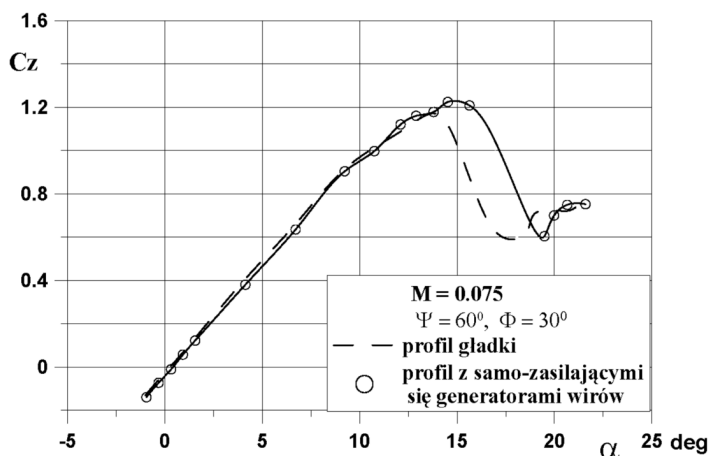
współczynnika maksymalnej siły nośnej o $\Delta C_z \approx 0.1$ oraz wzrost wartości krytycznego kąta natarcia o $\Delta \alpha \approx 3^\circ$ w porównaniu do profilu gładkiego.

3.3. Wyniki badań samozasilających się strumieniowych generatorów wirów

Eksperymentalne badania modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w samozasilające się strumieniowe generatory wirów przeprowadzone zostały w dwóch tunelach Instytutu Lotnictwa, a mianowicie w tunelu małych pręd-

kości T-1 w zakresie liczb Macha $M = 0.05 \div 0.1$ oraz w tunelu dużych prędkości N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0.2 \div 0.85$. Badania te wykonane zostały dla zoptymalizowanych, na podstawie wcześniejszych prac eksperymentalnych (rozdz. 4.2), położeń strumieni wypływających z dysz generatorów względem przepływu niezakłóconego, a określonych poprzez kąt przekoszenia strumieni $\Psi = 60^\circ$ oraz kąt pochylenia strumieni $\Phi = 30^\circ$.

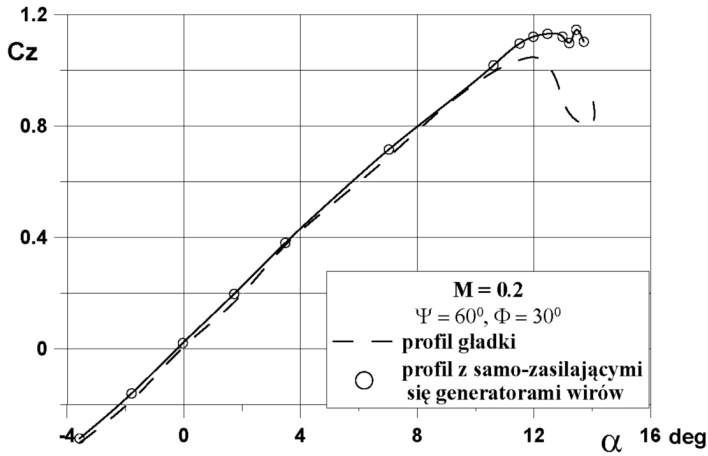
Na rysunkach 13 ÷ 16 przedstawiono wpływ zastosowania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik siły nośnej w funkcji kąta natarcia.



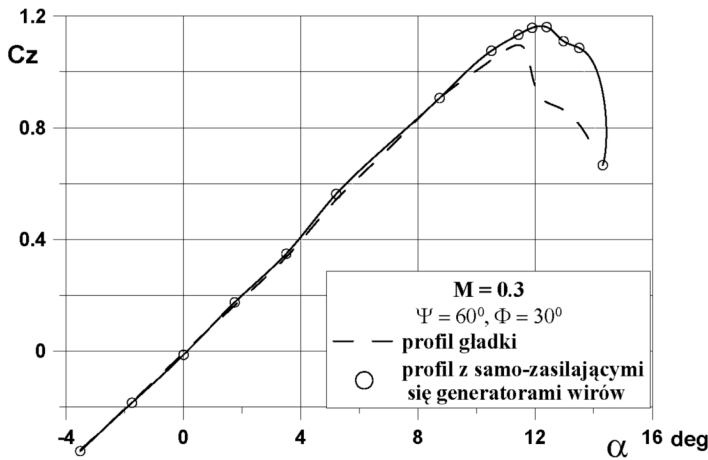
Rys. 13. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

Obserwowany wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej związany z zastosowaniem na profilu NACA 0012 samozasilających się strumieniowych generatorów wirów wynika ze wzrostu podciśnienia na górnej powierzchni profilu w obszarze okółkrytycznych kątach natarcia, rys. 17.

Analiza przedstawionych powyżej zależności prowadzi do wniosku, że w badanym zakresie liczb Macha zastosowanie na profilu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów może być równie korzystne, jak zastosowanie konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, a przy tym technicznie znacznie prostsze w realizacji. Przeprowadzone badania wykazały bowiem, że poprzez zastosowanie na profilu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów można uzyskać wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz wzrost krytycznego kąta natarcia w szerokim zakresie liczb Macha (w badanym przypadku od $M = 0.05$ aż do $M = 0.4$). I tak przykładowo, dla $M = 0.2$ uzyskano wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej



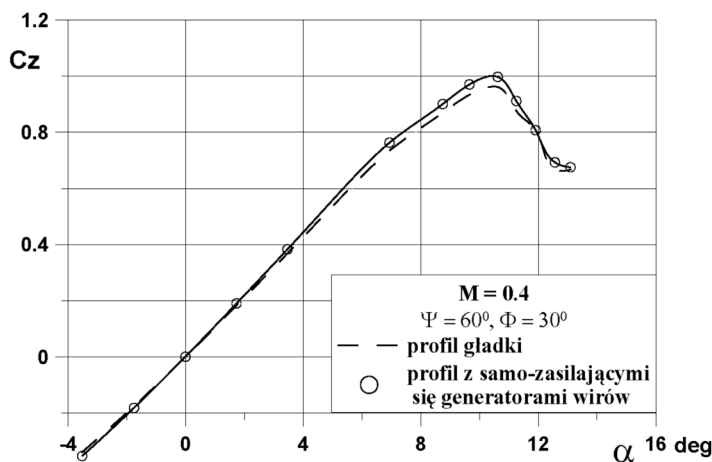
Rys. 14. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.2$



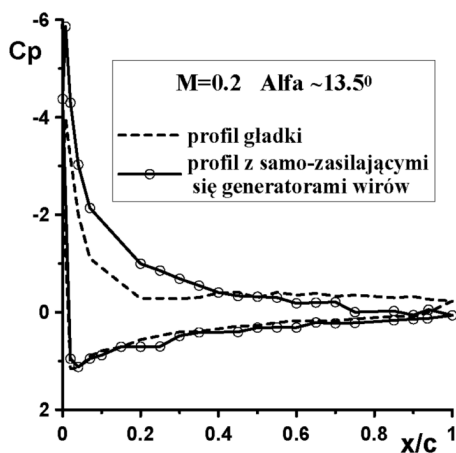
Rys. 15. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.3$

o $\Delta C_{z_{max}} \approx 0.12$ oraz wzrost krytycznego kąta natarcia o $\Delta \alpha \approx 1.5^\circ$. W zakresie wyższych liczb Macha, tj. dla $M = 0.5 \div 0.85$, stwierdzono istotny spadek skuteczności działania samozasilających się strumieniowych generatorów wirów.

W porównaniu do konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów, ze względu na niższą prędkość strumieni wylatujących z dysz generatorów wirów, samozasilające się strumieniowe generatory wirów charakteryzują się nie-



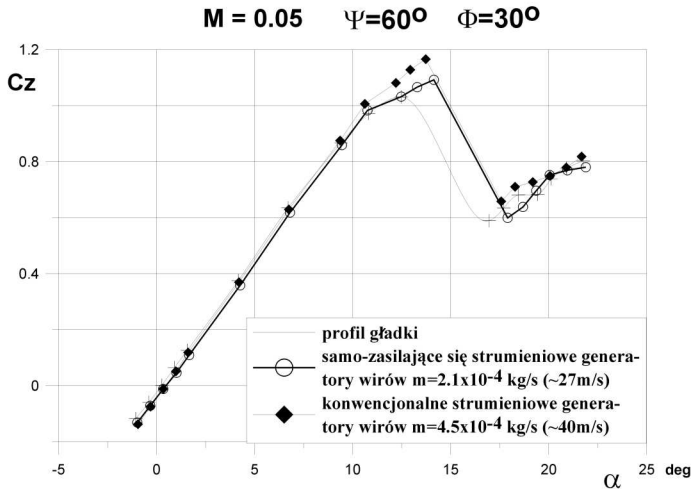
Rys. 16. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.4$



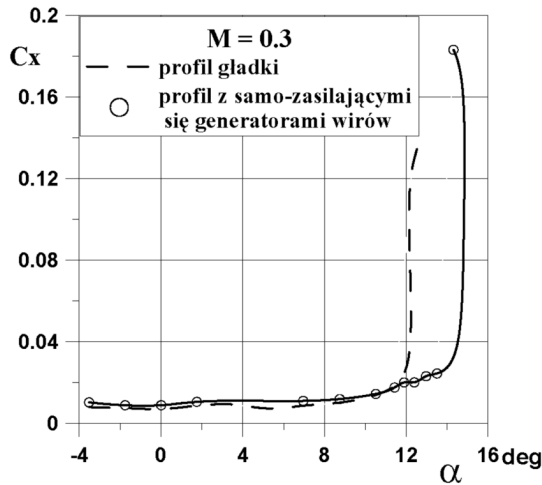
Rys. 17. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na rozkład ciśnienia wzdłuż cięciwy profilu NACA 0012 dla $M = 0.4$ oraz $\alpha = 13.5^\circ$

co niższą maksymalną do uzyskania skutecznością działania (mierzoną wzrostem wartości współczynnika $C_{z_{max}}$ oraz α_{kr}), co przedstawiono na rys. 18.

Przeprowadzone badania wykazały, że w zakresie niższych liczb Macha, tj. dla $M \leq 0.3$ oraz podkrytycznych kątów natarcia zastosowanie na profilu NACA 0012 samozasilających się strumieniowych generatorów wirów powoduje jedynie niewielki wzrost współczynnika siły oporu o $\Delta C_x = 0.001 \div 0.015$, rys. 19.

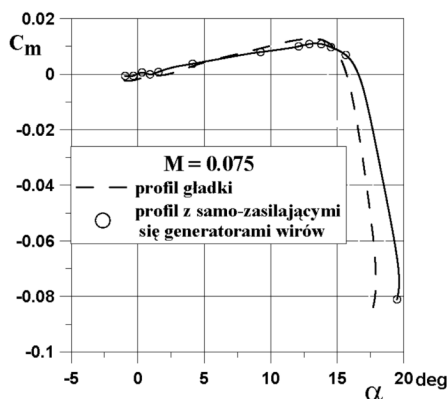


Rys. 18. Porównanie skuteczności działania konwencjonalnych oraz samozasilających się strumieniowych generatorów wirów dla $M = 0.05$, $\Psi = 60^\circ$ oraz $\Phi = 30^\circ$



Rys. 19. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik siły oporu dla $M = 0.3$

Na rys. 20 przedstawiono wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik momentu dla $M = 0.075$. Jak można stwierdzić na podstawie analizy wyników badań, tworzenie się wirów na górnej powierzchni profilu w efekcie działania generatorów powoduje lekkie zmniejszenie wartości pochodnej $\partial C_m / \partial \alpha$, podobnie jak to miało miejsce w przypadku konwencjonalnych strumieniowych generatorów wirów.



Rys. 20. Wpływ samozasilających się strumieniowych generatorów wirów na współczynnik momentu dla $M = 0.075$

4. Wnioski

W pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012 wyposażonego zarówno w konwencjonalne, jak i proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów. Uzyskane wyniki badań pokazały, że poprzez zastosowanie na profilu strumieniowych generatorów wirów (zarówno konwencjonalnych, jak i samozasilających się) można opóźnić oderwanie przepływu, a w konsekwencji uzyskać wzrost wartości krytycznego kąta natarcia oraz wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej. Skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów, mierzona wzrostem wartości krytycznego kąta natarcia oraz wzrostem współczynnika maksymalnej siły nośnej, uzależniona jest od prawidłowego doboru parametrów konstrukcyjnych tych generatorów. Badania potwierdziły, że najwyższą skuteczność działania uzyskuje się dla kąta przekoszenia strumienia $\Psi = 60^\circ$ oraz kąta jego pochylenia $\Phi = 30^\circ$.

Eksperymentalne badania modelu profilu NACA 0012 wyposażonego w strumieniowe generatory wirów udowodniły, że proponowane samozasilające się strumieniowe generatory wirów mogą być alternatywą dla konwencjonalnych (tj. zasilanych powietrzem z zewnętrznego źródła) strumieniowych generatorów wirów. Wspomniane samozasilające się strumieniowe generatory wirów zasilane są powietrzem z obszaru nadciśnienia występującego przy wyższych kątach natarcia na dolnej powierzchni profilu (w obszarze noska profilu). Jakkolwiek efektywność działania samozasilających się strumieniowych

generatorów wirów jest nieco niższa niż konwencjonalnych, korzyści z ich zastosowania są niewątpliwe, w szczególności biorąc pod uwagę prostotę ich wykonania.

Bibliografia

1. WALLIS R.A., 1952, The use of air jets for boundary layer control, *Technical Note ARL AERO Note*, **110**, Australia
2. WALLIS R.A., 1960, A preliminary note on a modified type of air jet for boundary layer control, *Report ARC CP*, **513**
3. WALLIS R.A., STUART C.M., 1962, On the control of shock-induced boundary layer separation with discrete air jets, *Report ARC CP*, **595**
4. ZHANG S., LI F., 1987, Experiments about the air jet vortex, *Proceedings of 8th Institute of Aeronautics and Astronautics*, Cincinnati, Ohio, 513-516
5. JOHNSTON J., NISHI M., 1989, Vortex generator jets – a means for passive and active control of boundary layer separation, *Paper AIAA-89-0564*
6. SELBY G., 1990, Experimental parametric study of jet vortex generators for flow separation control, *Final report NASA CR*, **187836**
7. SELBY G., LIN J.C., HOWARD F.G., 1992, Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators, *Experimental in Fluids*, **12**, 394-400
8. COMPTON D.A., JOHNSTON J.P., 1991, Streamwise vortex production by pitched and skewed jets in a turbulent boundary layer, *Paper AIAA-91-0038*
9. PEARCEY H.H., 1961, *Shock Induced Separation and Prevention by Design and Boundary Layer Control*, Pergamon Press, Oxford
10. PEARCEY H.H., RAO K., SYKES D.M., 1993, Inclined airjets used as vortex generators to suppress shock-induced separation, *AGARD Fluid Dynamics Symposium*, Winchester, UK
11. BRAY T.P., GARRY K.P., 1999, Optimisation of air-jet vortex generators with respect to system design parameters, *The Aeronautical Journal*, **102**, 1013, 475-479
12. KRZYSIAK A., 2007, Eksperymentalne i numeryczne badania aktywnego sterowania opływem profilu poprzez zastosowanie strumieniowych generatorów wirów, *Sprawozdanie wew. Instytutu Lotnictwa*, **101/BA/07/P**, Warszawa

Experimental investigation of flow control using self-supplying air jet vortex generators

Abstract

To control a flow, the air jet vortex generators (AJVGS) were originally proposed by Wallis in 1952 as an alternative to traditional vane generators. In this concept the interaction between the air jets and freestream flow forms well organised vertical structures. They are capable of withstanding adverse pressure gradients that appear on the upper surface on higher angles of attack. As a result, we deal with delay of flow separation. The main benefit of using the air jet vortex generators relies on their control ability and significantly less increase of the drag caused by their presence in comparison with traditional generators.

In spite of unquestionable advantages, the air jet vortex generators, till now are not in wide usage in aviation. The main reason of this is connected with the necessity of using an additional air supplying system. Therefore, in the present work, a simpler solution was proposed in which the air jet vortex generators were supplied with the air caught from the lower airfoil surface in the nose region.

Experimental tests of basic aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil equipped with air jet vortex generators were carried out in Low Speed Wind Tunnel T-1 at the Institute of Aviation (using a model of the airfoil with 0.5 m chord) as well as in High Speed Wind Tunnel (using the airfoil model with 0.18 m chord) in the range of Mach numbers $M = 0.1 \div 0.85$ and Reynolds numbers $Re = 0.6 \div 2.6 \cdot 10^6$.

Rozdział IV

Entomopery, mikrosamoloty

MODELING AND SIMULATION OF FLAPPING WINGS MICRO-AERIAL-VEHICLES FLIGHT DYNAMICS

ANDRZEJ JAROSZEWICZ

Wrocław University of Technology, Department of Aerospace Engineering, Wrocław, Poland
e-mail: andrzej.jaroszewicz@pwr.wroc.pl

JERZY MARYNIAK

Art Force Academy, Dęblin, Poland

JÓZEF PIETRUCHA

MARIA ZŁOCKA

Warsaw University of Technology, Institute of Applied Mechanics and Aviation Technology,
Warsaw, Poland

KRZYSZTOF SIBILSKI

Air Force Institute of Technology, Warsaw, Poland
e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

The objective of this paper is to present possibilities of transferring to flapping wings micro aerial vehicle (FMAV) flight dynamics methods applied to flexible structure control in aeronautics. Two important aspects of the problem are considered: structure modelling and modern control methods. The old Wright Brothers' idea of wing twisting to achieve a specified roll rate is examined in a new arena of FMAV manoeuvres. Therefore, we present key aspects of the active flexible wing technique. Equations of motion for flexible FMAV wings, coupled to a rigid supported "fuselage" are developed, and some results of simulations are presented.

1. Introduction

The development of small autonomous flying vehicles is motivated by a need for intelligent reconnaissance robots, capable of discreetly penetrating confined spaces and maneuvering in them without the assistance of a human telepilot. Without pilot and only equipment on board, unmanned aerial vehicles may be much smaller than "normal" aircraft. This induces interest to the concept of *micro air vehicles* (MAV or μ AV or micro-flyer) with wingspan of

15 cm or less. Such aircraft are considered to be efficient and inexpensive tools for collecting information in dangerous or hostile environments. For instance, equipped with a sensory device, such an aircraft could be used to detect the presence of poisonous gases in an environmental disaster area or if equipped with a camera, it could be used in a short endurance reconnaissance mission of interest to the military. In either case, the focus is on reducing the size of such aircraft as much as possible.

The MAV is of comparable size of birds and insects. It stimulates interest of designing the flapping wing for MAV as an attractive alternative for fixed or rotating wing configurations. The current research on animal-like MAV resulted in the new term *animalopter*, describing similarity of MAV to real animal. An *animalopter* means the animal-like flying objects with moving wings. An animal (i.e. bird, bat or/and insect) wing is a multifunctional device providing lift, propulsion and flight control and performing complex motion relative to the "aircraft" body, which shows the analogy to helicopter rotor [25].

In the background of preparing this paper lies our believe that transferring ideas from the more matured discipline like aircraft technology to emerging animal technology should be beneficial for the later one and vice-versa. One integrated idea, of special interest to both disciplines, is the *active flexible wing* concept. This concept represents a return to the Wright Brothers' idea of wing warping or twisting by combining wing structures and flight controls to perform the desired manoeuvres.

Whether cruising through an open field or circling garbage, flies impress us with their remarkable aerodynamic manoeuvrability. How is this sophisticated flight control achieved? Like all well-controlled locomotory systems, flies must rapidly integrate incoming sensory information and appropriately modify their motor output.

It is well known that the dynamics of flapping wings MAV over the flight envelope is highly nonlinear. The character of the loads acting on the vehicle – particularly the aerodynamics – vary substantially over the angle of attack operating range (which may nowadays include poststall incidences). The control of this type of plant can be achieved adequately via a variety of approaches, provided that the parameters of the controller (the gains in particular) are scheduled with flight condition. The nonlinearity of the system makes it difficult to implement a strategy of interpolating between gains derived from a few choice trim points. This is because the plant and the controller interact such that it is not clear precisely what the closed loop trim points are in wide flight regions, because aerodynamic loads often become asymmetric and where inertial coupling is significant.

The primarily goal of our work is to developed the software simulation for flapping wings micro aerial vehicle. This simulator is an end-to-end tool composed from several modular blocks, which model: wings aerodynamics, the body motion, and control algorithms.

2. The main issues

2.1. Animal flight vs aircraft flight

There is some subtle but important difference between animal and aircraft models. In biological flight the wings not only move forward relative to the air, they also flap up and down, plunge, and sweep. Conventional airplanes with fixed wings are in comparison very simple. The forward motion relative to the air causes the wings to produce the lift. Animals do not, in general, have rotating parts that describe a full circular motion. To attain the appropriate effective angle of attack throughout the entire wing-stroke, the wings must constantly twist.

2.2. Mission performance constraints

Results of some optimisation studies show that the vehicle size is highly sensitive to the minimum required turning radius because vehicles that must turn tightly require lower wing loading, which implies greater size for a fixed total mass.

The missions requires the vehicle to fly a distance of approximately 1000 m from the launch site to capture a clear image of a 1.5-m-size target on the ground, and to deliver that image to the launch site in less than 45 min. However, the mission profile includes not only cruse to target, and return to launch site, but also dive and climb over the target. The MAV in the vicinity of the target must make several shallow dives and climb to view and transmit a clear image of the target before return and landing. Therefore the MAV must be able to efficiently and safely navigate in 3-dimensional space among obstacles (e.g. trees) to a target location.

2.3. Features of airfoil for animals

The typical airfoils for birds and bats are thin and cambered, which means that these generate very little leading-edge suction. Cruising birds and bats

fly with their flapping axes aligned close to horizontal. This could produce an interesting dilemma for the upstroke.

Insects have low-aspect-ratio wings, which are not suitable for cruising flight. During the downstroke, the insect generates mainly a vertical force. The acceleration of the insect's body during the first half of the downstroke is especially large, and this acceleration is mainly caused by a large unsteady pressure drag action on the wings. During the upstroke the insect generates mainly a horizontal force. The change of direction of the forces during the down-and-up-strokes is controlled by variation in the inclination of the stroke plane.

2.4. Aerodynamic phenomena

As the size of an aircraft is reduced the need of efficiency in terms of lift and propulsion generation becomes more evident. Reducing the size of lifting surfaces and keeping the flight speed around 15 m/s makes the aerodynamic phenomena different from those found in normal size aircraft, mainly due to very low Reynolds number of the flow.

Moreover, animalopter maneuvering in this regime are subject to nonlinear, unsteady aerodynamic loads [3, 4, 10-12, 50]. The nonlinearities and unsteadiness are due mainly to the large regions of 3-D separated flow and concentrated vortex flows that occur at large angles of attack. Accurate prediction of these nonlinear, unsteady airloads is of great importance in the analysis of an animalopter flight motion and in the design of its flight control system.

Prediction of the unsteady airloads is complicated by the fact that the instantaneous flowfield surrounding a maneuvering body, and thus the loading, is not determined solely by the instantaneous values of the motion variables, such as the angles of attack and sideslip, and, particularly in our study, by the deforming flexible wings parameters. In general, the instantaneous state of the flowfield depends on the time-history of motion, that is, on all the states taken by the flowfield during the maneuver prior to the instant in question.

2.5. Beam or plate model of flapping wings

During designing of animalopters, various configurations must be evaluated to determine the characteristics of the configuration that will meet all requirements of vehicle performance and costs.

A problem generated by model of a plate arises. For plates made from composites, the number of layers and the fiber orientation may be assumed arbitrary, which vary the amount of coupling between and twisting. In classical

plate theory these significant effects are not accounted for either in deflection equations or in boundary conditions.

2.6. Control problems

The co-evolution of form and function is the way all living organisms evolved in nature. In nature's example is to be followed, the form and function of autonomous agents be co-evolved in similar manner [27].

Design of an animalopter wing requires solving various problems:

1. Controllability of the flight in adverse conditions: icing, rain, wind.
2. How to build simpler control systems using "active materials"?
3. Whether the well-known methods for aircraft flight control and stabilisation may be adapted to animalopter?

During flight the aircraft is expected to encounter turbulent winds up to 10 m/s, perform tight turns near buildings, and climb repeatedly to 100 m. The aircraft must be stable enough to serve as a live airborne video platform and must be easy enough to fly so that an individual with minimal training can operate it.

2.7. How to describe animalopter manoeuvres?

As can be seen in Sec. 5.2 "Systems of coordinates", attitude angles, which represent the instantaneous flight attitude of an animalopter are included. The most common angles are, of course, Euler ones. The three Euler angles Φ , Θ and Ψ , used in flight mechanics are called "roll angle (bank angle)", "pitch angle", and "yaw angle (heading angle)", respectively.

On the other hand, the terms *rolling*, *pitching*, and *yawing* mean the angular motions about the animalopter-fixed axes. These motions are usually described by the angular velocity components P , Q , and R , respectively. Then, by how many degrees of angle does a manoeuvring animalopter rotate about each axis from one moment to another? These rotation angles are not equal to the variations of Euler angles during that time! In the fact, the Euler angles are kinds of rotation angles. However, those define a special rotation sequence and not, in general, the rotation angles of the actual rotation sequence at that time.

For another problem, when we consider two flight attitudes that are described by Euler angles Φ , Θ and Ψ , how do we compare the two attitudes? Are those attitudes near or far? How is the relative attitude viewed from one

attitude to another? These questions may occur to anyone who tries to treat large maneuvers more precisely. But the problem with angles is not as easy to handle as problems with other physical quantities [3, 5].

2.8. Degrees of freedom

Not only at first sight, the study of animalopter flight dynamics and control may seem very complicated, since each wing possesses degrees of freedom in addition to those of the "fuselage". Detailed analyses of kinematics are central to an integrated understanding of animal flight. Four degrees of freedom in each wing are used to achieve flight in the Nature: flapping, lagging, feathering, and spanning.

Flapping is a rotation of animal wing about longitudinal axis of the animal body (this axis lies in the direction of flight velocity), i.e. this is "up and down" motion. Lagging is a rotation about a "vertical" axis; this is the "forward and backward" wing motion backward parallel to the body. Feathering is an angular movement about the wing longitudinal axis (which may pass through the wing centre of gravity) which tilts the wing to change its angle of attack. Spanning is an expanding and contracting of the wingspan. Not all flying animals perform all of these motions. For instance insects with low wing flap frequencies about 20 Hz (17-25 Hz) generally have very restricted lagging capabilities. Unlike birds, most insects do not use the spanning technique.

Insects such as alderfly (*Apatele alni*) and mayfly (*Ephemera*) have fixed stroke planes with respect to their bodies. Thus, flapping flight is possible with only two degrees of freedom: flapping and feathering. In the simplest physical models heaving and pitching represent these degrees of freedom.

The motion of each bird wing may be decomposed into flapping, lagging, feathering (the rigid body motions) and also into more complex deflections of the surface from the base shape (vibration modes).

3. Description of control problem

3.1. Aeroelastic nature of control problem

Very recently, it has been recognised that flapping wing propulsion can be more efficient than conventional propellers if applied to MAVs, because of the very low Reynolds numbers encountered on such vehicles. Flapping flight is more complicated than flight with fixed or rotating wings. The key

to understand the mechanisms of flapping flight is the adequate physical and mathematical modeling.

The wing shape can be controlled by the deflection of the piezo-ceramic bender the applied DC voltage. Simultaneously, the flexible wing exposed to the airflow will also deform under the resultant aerodynamic force acting on its upper and lower surfaces. The wings can therefore be modelled as a uniform cantilever composite beam subjected to two types of loads: aerodynamic pressure, and bending moment generated by piezo-electric action. The problem is thus "aero-elastic" in nature.

From the point of view of mechanical phenomena involved, loads causing motion of the structure are: aerodynamic (A), inertial (I) (gravity included), and elastic (E) (Fig. 1 left). These loads act on both aeronautical and animalopter structures, so mathematical models considered in both fields may be similar. The interaction between an aircraft's structural dynamics, aerodynamics, and automatic flight control system has emerged as an important design consideration. This interaction is called aeroservoelasticity and is illustrated by Fig. 1 right.

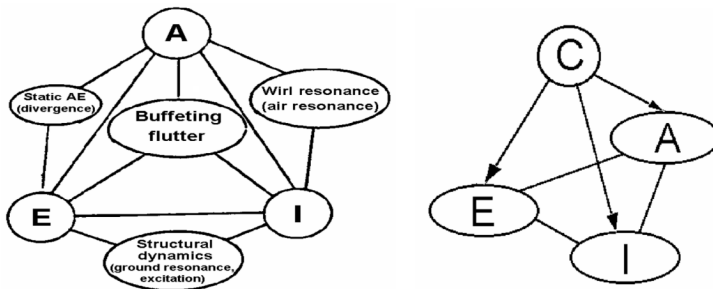


Fig. 1. Aeroelastic phenomena (left) and aeroservoelastic tetrahedron (right)

Both branches of knowledge (aeronautics and zoology) have been developing separately, with almost no information transfer between them. As there are some points of common interest (structure modelling, loads, methods of control) it seems useful to look at modelling of animalopter dynamics from the point of view of aeronautics to define places, where "technology transfer" is possible.

This is for instance an aeroelastic tailoring, which, with structure optimisation, develops recently very intensively. The active methods, which emerged recently, are based on application of integrated active/sensor "smart" elements [33].

3.2. Biological inspiration of MAV design

Before dealing with the flight dynamics and the control problem analytically, let us consider the physical effects of wing motions on the animalopter.

To investigate how birds with different morphology change their wing and body movements while flying at a range of speeds. Tobalske and Dial [45] analysed high-speed video tapes of black-billed magpies (*Pica pica*) flying at speeds of 4-14 m/s and pigeons (*Columba livia*) flying at 6-20 m/s in a wind tunnel.

Many flying machines from self-inflating parawings to birds are using lifting surfaces that significantly deform. With the right choice of materials, prestress, and unstrained shape, an aerodynamically effective equilibrium configuration can often be achieved to improve the flight performance.

Wings of insects may have various shapes, but their internal structure is similar for the majority of species. Usually the insect wing is composed of two membranes. It is a sandwich structure with two layers made from chitin of the thickness of micrometer order. The fibres going along the span fold the surface. These fibres, concentrated mainly in the vicinity of leading edge, act as stiffening elements and may form various patterns. For instance the fibres in dragonfly wing go mainly along the span and are inter-connected with small cross-fibres (similar to ribs in aircraft structure). These ribs are more densely grouped close to wing leading edge (Fig. 2).

The stiffness and the shape of an insect wing are variable and may be controlled. At the rest the wing is flat, but it changes the shape during flight.

The insect body has the muscles providing the forces to power the wings and performing variation of wing shape. The skin of the body forms a closed box, within which the "bearings" for wing roots are placed.

The fields of Biology that use principles of Structural Engineering and Fluid Mechanics to draw structure – function relationships are Functional Morphology or Biomechanics. These disciplines are of particular use to Bio-nics engineers, because the behavior and performance of natural structures can be characterized with methods and units that are directly applicable to mechanical analogs. The result of precise spatial and temporal regulation is a complex exoskeleton that is tagmatized into functional zones. Limbs consist of tough, rigid tubes made of molecular plywood, connected by complex joints made of hard junctures separated by rubbery membrane. The most elaborate example of an arthropod joint is the wing hinge, the morphological centerpiece of flight behavior.

Although most biological structures are not intelligent by human standards, they nevertheless outperform most bricks and I-beams. A good exam-

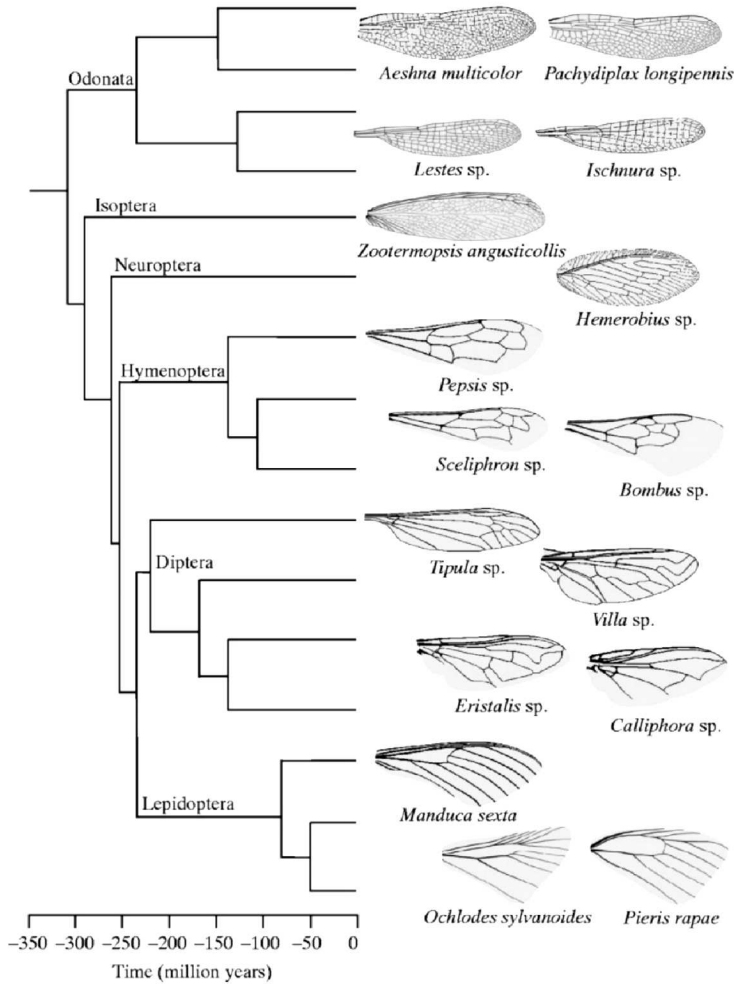


Fig. 2. The structure of an insects wings. Veins are drawn at actual thickness; wings are not shown to scale. Genus and species names (when known) are shown under each wing, and orders are listed at their branching points (cf. Dudley [10])

ple is the insect wing. The wing is the structure with membranous cuticle stretched between veins in the wing. Unlike an aircraft wing, it is neither streamlined nor smooth. Folds facilitate deformation during flight. Veins increase the mechanical rigidity of the wing (alternate in concave and convex patterns). Radial vein is the longitudinal rotational axis of the wing, about which occur pronation and supination.

The success of insect-scale BMAVs depends on exploitation of unsteady aerodynamic mechanisms (in particular, delayed stall, rotational lift, and wake capture) which have only recently been elucidated by Dickinson et al [7, 8]. There has been some success with computational methods to estimate forces generated by flapping wings [9, 10, 29, 32, 36] but both the models and algorithms need to be improved in order to get better agreement with experimental values. The only reliable means to determine the forces generated by the flapping wing is to measure them directly.

We can stated, that wings of an animalopter are a multifunctional devicesd, which create not only the aerodynamic lift, but also thrust, and, last but not least, can control the flight. Because of the complex equipment mounted on the animalopter, we can be stated, that the animalopter is a *flying micro-electro-mechanical robot*. We are dealing with an *entomopter*, if it is an artificial insect, or an ornitopter, if we are dealing with an artificial bird.

Animalopter is of dimensions similar to the dimensions of a small bird (or a bat) and a large insect. The thing that distinguishes animalopter from an ordinary radio-controlled small aeroplane are air operations, usually beyond the operator's sight range and on *small* Reynolds numbers (of the order of ten to a hundred thousand). The data of how the motion of wings and the body change during flight is interesting not only *per se*, but also in order to understand the mechanisms, which take place during flight and their mathematical modelling.

If one wanted to search for analogies with artificial objects, then because of the complex motion in relation to the body, animalopter is more similar to a helicopter than to an aeroplane. Therefore many concepts stemming from helicopter flight mechanics found use in flight biomechanics, of course after taking into account animalopters' specificity.

Bird's wing anatomy is quite well known and described. Feathers create a lifting surface with a highly complex structure and shape, which causes the entire wing to become a lifting surface of elastic and permeable profile, with numerous vortex diffusers, such as down and elastic feather radiuses. Moreover appropriate motions of the wings enable a change of their span, lift and sweep during flight, and motions of muscles and tendons inside the wings enable among others a change of camber of a wing profile. Analogously to insects, birds are also able to actively control the flight. Thanks to appropriate wing motions and arrangement of feathers they control the flow around the wings. The aim of this action, as in the case of insects, is minimalising of power needed for flight, reaching maximal velocity or maneouvability, or fulfilling the requirements of flight in special conditions.

3.3. Flapping wings degrees of freedom

Insect wing motion appear to be not simply up and down. It is much more complex. Such complex motion can be considered as being composed of three different rotations: flapping, lagging, feathering, and spanning. Flapping is a rotary motion of the wing around the longitudinal axis of the animal/pter (this axis overlaps with the direction of flight velocity). Thus "up and down" motion is realised. Lagging is a rotary wing motion around the "vertical" axis, i.e. it describes "forward and backward" motion. Feathering is a rotary motion around longitudinal wing axis. During that motion changes of attack angle of the wing occur.

Detailed analyses of kinematics are central to an integrated understanding of animal flight [1-5, 8-10, 25-28, 32, 35, 37, 39, 45, 48-50]. Concluding, four degrees of freedom in each wing are used to achieve flight in the Nature: flapping, lagging, feathering, and spanning. This requires a universal joint similar the shoulder in a human. A good model of such joint is the articulated rotor hub. Flapping is a rotation of a wing about longitudinal axis of the body (this axis lies in the direction of flight velocity), i.e. "up and down" motion. Lagging is a rotation about a "vertical" axis, this is the "forward and backward" wing motion. Feathering is an angular movement about the wing longitudinal axis (which may pass through the wing centre of gravity). During the feathering motion the wing changes its angle of attack.

Concluding, insects wing kinematics are essentially spherical, while the trace of the wing tip is usually photographed from the insect's side. The result is an orthogonal projection of the spherical trace on to the plane of the animal's longitudinal symmetry. The resulting planar figure for a hovering insect's wing is always closed. As far as can be discerned from the available (noisy) data, e.g. for flies, the actual shape may be a figure-of-eight or a banana shape, but can be irregular and sometimes the trace has no self-intersections.

There are two phases in each half-cycle of the wing beat: translational (wing moving forwards or backwards) and rotational (at the end of each stroke). In order to clearly investigate the distinct aerodynamic contributions of each phase, the angle of attack should be constant during translation and rotate through at least 90° during the flip-over. Thus, theoretically attractive kinematics should entail an intermittent rotational motion with reversal. A more subtle aspect is the plunging (up-down) component of flapping. Every time a hovering wing starts (or stops) it sheds a starting (stopping) vortex which is then convected according to the airflow evolution. Despite the convection, such a vortex may persist in the vicinity of its original shedding

point when the wing revisits that point in the next half-cycle. Then the wing and the vortex will collide and the flow structure is impaired. However, if the wing plunges up and down while moving forwards and backwards, it may be able to avoid hitting the vortex when revisiting the shedding point. In other words, figure-of-eight kinematics with the width of the 'eight' corresponding to the extent of plunging can plausibly be advantageous for aerodynamic reasons. Hence the focus of this work has been idealized wing tip kinematics of that type, so that the results are practical to implement, but scientifically relevant both for engineers and biologists.

4. Presentation of key aspects of controller design

4.1. Model of slender body for shape control

Aeronautical and animalopter structures are continuous systems with spatially distributed dynamic properties. General mathematical model of such structures has the form of boundary value problem:

$$\begin{aligned} Aw &= F & w &\in \Omega \\ B_j w \Big|_{\partial\Omega} &= g_j & j &= 1, \dots, s \end{aligned} \quad (4.1)$$

where: A – nonlinear, nonsteady differential operator, w – state variable, F – external loads, B_j – boundary value operator, g_j – functions defining the boundary conditions.

Such a general description is useful for problem formulation but it must be precised and simplified for obtaining useful results.

The standard model for elongated structures (such as airplane or animal wings) is a one dimension beam, described in the lack of damping by partial differential equation:

$$\mu(x) \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI(x) \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right] = P_z(x, t) \quad (4.2)$$

where $w(x, t)$ – beam deflection, μ – mass distribution along the span, $EI(x)$ – bending stiffness distribution along the beam span, $P_z(x, t)$ – external load distribution, t – time, x – spatial variable.

To complete the model the boundary conditions must be added to (4.2). For a cantilever model they take the form:

$$\begin{aligned} w(0, t) &= 0 & \frac{\partial w(0, t)}{\partial x} &= 0 \\ \frac{\partial^2 w(l, t)}{\partial x^2} &= 0 & \frac{\partial^3 w(l, t)}{\partial x^3} &= 0 \end{aligned} \quad (4.3)$$

where l is the beam length.

As the control theory for continuous systems is not sufficiently developed for direct applications, a discretization for continuous models is applied, usually by using the Galerkin method. In this method, the resulting aeroelastic displacements at any time are expressed as a function of a finite set of selected modes:

$$w(x, t) = \sum_{i=1}^N \varphi_i(x) q_i(t) \quad (4.4)$$

where: $\varphi_i(x)$ – coupled mode shapes for all deformations beam eigenmodes, $q_i(t)$ – normal coordinates.

After discretization the final matrix form of the aeroelastic equations of motion is

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{F}(t) \quad (4.5)$$

where: $\mathbf{M}$ – matrix of generalised masses:

$$M_j = \int_0^l \varphi_j^2 \mu \, dx \quad (4.6)$$

$\mathbf{K}$ – matrix of generalised stiffness:

$$K_j = M_j \omega_j^2 \quad (4.7)$$

and $\mathbf{F}$ – vector of generalised forces:

$$F_j(t) = \int_0^l P_z(x, t) \varphi_j \, dx \quad (4.8)$$

This technique may be applied to more complex systems.

4.2. Control system design

The active control approach in this study is based on the deterministic linear optimal regulator problem. Results for this full state feedback controller are used as baseline against which other controllers are evaluated [33].

We present first the standard feedback design methodology. For control application the system (4.5) is transformed to a system of linear, first order differential equations in state and control variables:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (4.9)$$

where $\mathbf{x}_{(n \times 1)}$ – vector of state variables, $\mathbf{u}_{(r \times 1)}$ – vector of control variables, $\mathbf{y}_{(m \times 1)}$ – the vector of system outputs, and $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ and $\mathbf{C}$ are state, control and outputs constant matrices of appropriate dimensions.

The objective is now to find control vector $\mathbf{u}$ that is the control input to the FMAV wings. Control system design is described as minimisation of *performance index* (called sometimes the *quadratic cost function*) in the form:

$$I = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^{\top} \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^{\top} \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (4.10)$$

where $\mathbf{Q}_{(n \times n)}$ is non-negative and $\mathbf{R}_{(m \times m)}$ is positive definite symmetric weighting matrix.

Applying calculus of variations for minimisation of performance index (4.10), the feedback control law is obtained in the form:

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^{\top} \mathbf{S} \mathbf{x}(t) \quad (4.11)$$

A constant, positive-definite symmetric matrix $\mathbf{S}$ in the feedback gain matrix is obtained as a solution of matrix algebraic Riccati equation:

$$\mathbf{S} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^{\top} \mathbf{S} - \mathbf{S} \mathbf{A} - \mathbf{A}^{\top} \mathbf{S} - \mathbf{C}^{\top} \mathbf{Q} \mathbf{C} = \mathbf{0} \quad (4.12)$$

Generally solution of Eq. (4.12) requires sophisticated numerical methods.

The resulting closed-loop dynamics equation is then defined as:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{L} \mathbf{x} \quad \mathbf{L} = \mathbf{A} + \mathbf{B} \mathbf{F} \quad (4.13)$$

where the feedback control matrix has the form:

$$\mathbf{F} = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^{\top} \mathbf{S} \quad (4.14)$$

For a controllable system such a solution yields to a stable closed-loop system, i.e. the eigenvalues $\lambda_j(\mathbf{L})$, $j = 1, \dots, n$ of $\mathbf{L}$, and

$$\operatorname{Re}\lambda_j(\mathbf{L}) < 0 \quad (4.15)$$

lie in left-half plane of the complex plane.

This method is referred as the *linear regulator problem*. By this method systems may be stabilised in the range of parameters essential for the system application.

Based upon the assumption of a model with "fixed" C_m , it is possible to devise a set of the angle of attack α , the sideslip-angle β .

Let us assume that at initial time, prior to the beginning of a manoeuvre, the wind reference frame coincides with the local horizontal reference frame. This situation may correspond to a steady-state level flight.

We want to guide the animalopter from a given initial state to a given terminal state in minimum time.

4.3. Control via smart structure technology – MAVs vs. insects

Recent application of piezoelectric (PZT) materials for structural vibration suppression has added new dimensions to the control system. Because of the direct and converse effects of PZT materials, the dream of a smart structure, which is defined as a structure with the integrated sensor/actuator system, is beginning to be realized. Emerging "smart structure technology" is widely investigated for application to enhance rotorcraft performance [25]. Application of smart structures to shape control for adapting rotor behavior to surrounding conditions and to a flight regime is a new concept giving prospect of combination into one mechanism primary and additional controls of a helicopter rotor. Changing of the blade cross section shape using different active materials is considered. The idea of controlling blade shape can be put into practice by using of smart composite in the form of either fibers or rods embedded inside the blades. Active composites are offered now by some manufacturers and are being used to change the blade structure.

The facts described above form the background for undertaking the study in which a model of elastic blade is modified by application of actively controlled elements or fibers.

In the field of biomechanics, the flight performance of insects has been studied extensively. The studies show that not only do some insects actively generate torsional motion, but also they passively change the torsional angle of their wings by inertial and aerodynamic forces resulting from the beating

motion. Such passive changes in the torsional angle and wing shape are important in the flight of insects. For example bumblebee wings do not make simple up and down movements, but in the course of each cycle also move backwards and forwards to some extent. The plane in which the wings vibrate relative to the bumblebee's body is called the stroke plane. During the beating motion, the forewing and hindwing of a bumblebee are in the same plane, so that the wing moves as a single wing. It is possible to measure the flapping angle, lag angle and torsional angle of this single wing, and it is possible digitizing the distorted projected lines on the image of the CCD camera, and got the spatial coordinates of the wing with respect to each distorted projected line. As the flapping angle increases, the projected line spacing on the wing changes. To ensure that the torsional angle and torsional deformation measured are at the same section with respect to different flapping angle, it is possible to calculate them by using an interpolation method.

Figure 3 shows the interpolation method. Consider arc AB distorted projected line. It is possible to divide line A_1B_1 that joins leading edge A_1 and trailing edge B_1 into 12 equality parts: $D_1, D_2, \dots, D_{12}$, and then made a group of plane, each passes through D_i , $i = 1, 2, \dots, 12$, and perpendicular to line AB . These planes cross with arc AB at point $E_1, E_2, \dots, E_{12}$. Similarly, we get $M_1, M_2, \dots, M_{12}$ with respect to arc AB . To get the torsional deformation at the section AB , A is the point at leading edge and between points A_1 and A_2 , we make a plane p that passes through A , perpendicular to n leading edge and crosses with trailing edge at point B . Lines $E_1M_1, E_2M_2, \dots, E_{12}M_{12}$ cross with plane at points $N_1, N_2, \dots, N_{12}$. Then the torsional deformation can be expressed by arc $AN_1, N_1N_2, \dots, N_{12}B$ as shown in Figure 3.

4.4. Control via multiwire wing structure – flying insects morphology overview

Another approach to shape wing control, named by us "control via multiwire wing structure", is presented in Ref. [39, 48]. The chief function of the veins is to provide support for the wing and act as cantilever beams and elastically transmit force. A great variety of often-complicated venation schemes occurs in insects. However, selecting the structurally important spars and ignoring those with less obvious mechanical functions can simplify the wing design for an MAV. Such an efficient pattern is observed in flies, which are excellent flyers. The occurrence of one or more supporting veins near the leading edge of the wing allows to modify the angle of attack during flapping cycle by actively twisting the joints. This action is performed against the aerodynamic and inertial moments, and the torsional elasticity of the wing base.

anterior edge lies significantly below the plane of the rest of the wing. In front of this is a band of membrane, with a slightly thickened margin which forms the leading edge. There is no costal vein. The wing has two fully developed flexion lines, which pass from the axilla to the margin. The more anterior, a narrow band of flexible cuticle, bisects the elliptical cell, crosses its apex at a flexible section of the cross-vein-like base either of M_{2+3} or of M_3 , and runs to the outer posterior margin. This line, which originates between the bases of $R+Rs$ and CuA , allows relative pronation and supination of the anterior section of the wing, creating and eliminating camber. The second flexion line is the claval furrow, which lies in front of the more anterior anal vein, and allows the wing to be pronated and supinated relative to the narrow posterior clavus and to the hindwing. Neither of these flexion lines appears to be in a position to influence distal torsion and, as we shall see, the asymmetric twisting behaviour of the wings persists when the lines are immobilised at the axilla. Its cause must lie elsewhere. The most probable candidate appears to be the cambered cross section. The wing relief of butterflies has attracted little attention. It is most obvious in the membrane, which has deep grooves between and parallel to most of the longitudinal veins. In many – perhaps all – butterflies, however, the anterior strip of the forewing, immediately behind the leading edge, is deflected ventrally. The extent of the deflection, and the location of the posterior boundary of the strip, vary with species (Fig. 4). Of the four species studied here, the downward curve is least marked in *Pieris brassicae*, being confined to the basal area anterior to R , which forms its posterior boundary (Fig. 4D). In *Papilio polytes*, the boundary ridge follows the common stem of R and Rs , continues along Rs_1 , which lies close behind R and Sc , and runs to the wingtip along Rs_2 , which has curved anteriorly to lie adjacent to Rs_1 (Fig. 4C). The anterior strip is therefore narrow, but the camber is steep. In the Heliconiinae *Heliconius charitonia* and *Dryas julia* the posterior boundary ridge of the downwardly deflected strip follows $R+Rs$, Rs_{1+2+3} and Rs_{2+3} , and the strip is, therefore, relatively broader than in *Papilio polytes*. The anterior camber is clear in both species and particularly marked in the longer-winged *Dryas julia* (Fig. 4A,B).

The dorsoventrally asymmetric flexural rigidity of thin cambered plates, including insect wings, has already been noted in many papers (see for example Refs. [12, 13, 31, 39, 44, 46, 50]). A cantilevered plate, point-loaded through the shear centre of its cross section from the concave side, is far more rigid than if loaded from the convex side. In the former case, the force tends to increase the camber, and hence the second moment of area of the cross section and the overall rigidity of the plate. If a thin cantilevered plate is loaded at a

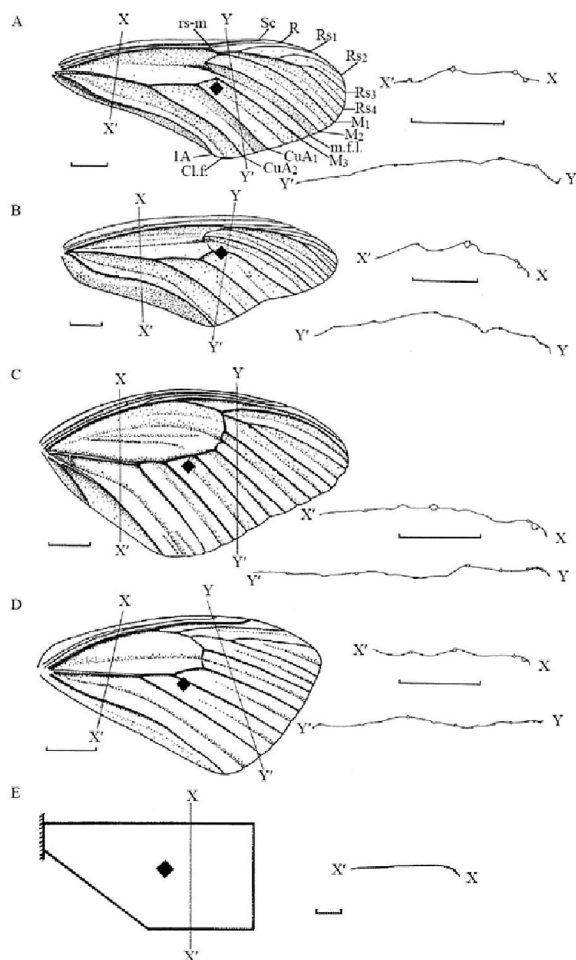


Fig. 4. (A-D) Plans and two sections of the forewings of the butterflies (A) *Heliconius charitonia*; (B) *Dryas julia*; (C) *Papilio polytes*; (D) *Pieris brassicae*; (E) plan and cross section of paper model wing. (Symbols shown in (A) means: m.f.l. – median flexion line; cl.f. – claval furrow; Sc – subcosta; R – radius; Rs_{1,2,3,4} – branches of radial sector; M_{1,2,3} – branches of media; CuA_{1,2} – branches of anterior cubitus; 1A – first anal vein. rs-m – cross-vein linking Rs and M). X-X₉, Y-Y₉ show the positions of the transverse sections so labeled. Scale bars represent 5 mm (cf. Ref. [39])

point some distance from the shear centre of its cross section, so that it is both bent and twisted, it again deforms asymmetrically according to the direction of application of the force. A point force applied to the concave side twists the

plate, but this is rapidly arrested. A similar force to the convex side, however, causes a much greater deflection: the plate twists freely and tends to flex along an oblique line running anterodistally from the base of the posterior edge. A insect (for example butterfly) forewing can be modelled in its entirety as a plate of this kind, or its ventrally curved anterior margin can be regarded as a narrow cambered plate with the rest of the wing attached along its posterior edge. If the centre of pressure lies behind the shear centre of the plate's cross section, its effect in each model will be essentially similar.

The precise distribution of forces induced in a real wing by a distributed aerodynamic load or by a point load close to the presumed centre of aerodynamic pressure is at present impossible to determine, but it seems clear that torque would be transmitted to the leading edge spar – Sc, R and the branches of Rs, and the membrane anterior to and between them – primarily by the crossvein rs-m (Fig. 4A) This would be levered up in pronation and down in supination by the applied force centred behind it. The spar, with its curved section, would deflect in much the same way as the anterior band of the uniform plate, and the wing-tip would similarly twist more easily in supination. Second, the curved plate deflects by bending as well as twisting. The leading edge spar of the real wing is stiffened by the veins, which might therefore interfere with the effect. This proves not to be the case; indeed, the veins may actually assist the mechanism.

5. MAV mathematical model

5.1. General remarks

The dynamical description of a flexible structure must accurately represent all structural characteristics by relating dynamic responses at specific locations throughout the structure to forces acting on the system. Mathematically speaking, the motion of animals with distributed elastic parts can be described by a set of ordinary differential equations for the rotational motion of a given reference frame, and a set of partial differential equations for the elastic motion relative to that frame. Such a system of differential equations is known as a *hybrid dynamical system*.

Often, in the aerospace industry, the analysis of unmanned spacecraft with flexible appendages begins with the assumption that the attitude and the vibrational motions of the spacecraft are uncoupled. Such analyses are performed for bounding the spacecraft jitter due to instrument disturbances.

For our study the motion of the animalopter will be represented in the most general way by the differential equations

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) \quad (5.1)$$

where: $\mathbf{x}$ is the state vector, $\mathbf{u}$ – control vector. For rigid MAV

$$\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi, \Psi]^\top \quad (5.2)$$

where U, V, W are the forward, side, and yawing velocities of the animalopter; P, Q, R are the angular velocities, roll, pitch, and yaw, Θ, Φ and Ψ are roll and pitch angles (Fig. 5). In Ref. [25-29] vector $\mathbf{u}$ was taken in the form $\mathbf{u} = [\delta, \gamma, \omega, \lambda]^\top$, where: γ – feathering angle of wings, δ – flapping angle of wings, ω – frequency of wing motion respect to the body, λ – phase shifting between feathering and flapping.

We propose to derive the system equations of motion by means of Lagrange's procedure

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\mathbf{q}}} - \frac{\partial T}{\partial \mathbf{q}} + \frac{\partial (U + V)}{\partial \mathbf{q}} = \mathbf{F}_q \quad (5.3)$$

where T is the kinetic energy, U is the strain energy, V is the gravitational energy, $\mathbf{F}_q$ is the vector of nonpotential external forces, and $\mathbf{q}$ is the vector of generalized coordinates.

5.2. Systems of coordinates

An important ingredient in the treatment of coupled wing/body problems is a clear definition of the coordinate systems, because various systems will be used (Fig. 5). It is worth noting that problems involving flight control systems are generally related to events which do not persist: the dynamic situation being considered rarely lasts for more than a few minutes. Consequently, a more convenient *inertial* reference frame is a tropocentric coordinate system, i.e. one whose origin is regarded as being "fixed" at the center of the Earth: the *Earth or gravitational* axis system G (not shown in Fig. 5). It is used primarily as a reference system to express gravitational effects, altitude, horizontal distance, and the MAV orientation.

The next one is the system fixed to MAV body, rotating with angular velocity $\Omega = [P, Q, R]^\top$; P, Q, R are the *roll*, *pitch*, and *yaw* angular velocities. The axes of this system are denoted as x, y, z with the versors $\mathbf{e}_x, \mathbf{e}_y, \mathbf{e}_z$. The relative position of the system xyz attached to the animal is described by Euler angles Φ, Θ and Ψ , while the relative position of the system $x_a y_a z_a$ attached

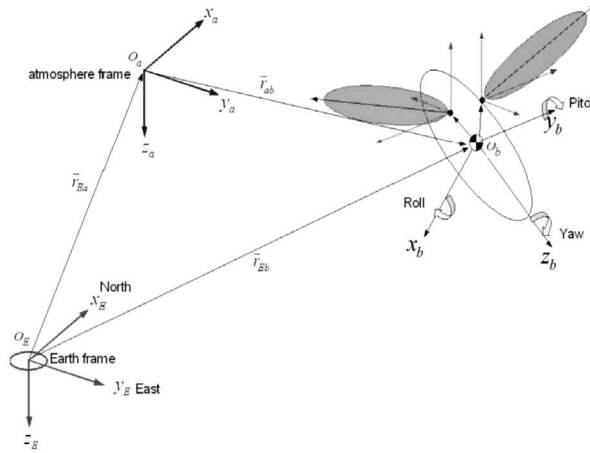


Fig. 5. System of coordinates (cf. Agrawal and Khan [1, 2])

to the airflow by the angle of attack α and slip angle β . The relationship between the Euler angles and angular velocity has the traditional form:

$$\begin{aligned} P &= \dot{\Phi} - \dot{\Psi} \sin \Theta \\ Q &= \dot{\Theta} \cos \Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \sin \Phi \\ R &= -\dot{\Theta} \sin \Phi + \dot{\Psi} \cos \Theta \cos \Phi \end{aligned} \quad (5.4)$$

Next we define a set of wing axes ξ_j , η_j and ζ_j ($j = 1, 2$), as the principal axes for the wings in the undeformed configuration with the origins at the wing roots. The sets ξ_j , η_j and ζ_j , provide the reference frames for measuring deformations whereas the set xyz is more convenient for describing the over-all motion.

5.3. Physical model of animalofter

The animalofter model used for this study includes six-degree-of-freedom "fuselage" dynamics. The wings are modeled structurally as a Bernoulli-Euler beam with inertially coupled bending and twisting motions. The essential features of this model are described below:

- The "fuselage" may assume large rigid body displacements with respect to the fixed axis system;
- The wing is cantilevered beam;
- Wing material has linear isotropy and Hooke's law is applicable;
- The curvature and deflections of the deformed wing are small;

- The wing elastic axis (E.A.) forms a straight line;
- The wing can bend in two perpendicular directions and twist around E.A.;
- The wing cross-section (airfoil) do not deform, nor warp;
- The tension loads are included.

5.4. Kinetic energy contributions

The total kinetic energy is defined by the formula:

$$T = \frac{1}{2} \iiint_{\tau} \rho \frac{d\mathbf{R}}{dt} \frac{d\mathbf{R}}{dt} d\tau \quad (5.5)$$

where ρ is the mass per unit volume, assumed invariant with respect to time, and a position vector $\mathbf{R}$ is referred to an orthogonal inertial axis system $\mathcal{J}$. When the origin of the xyz coordinate system is taken at the center of gravity of the animalopter, then we have:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_C + \mathbf{R}_l + \mathbf{r} \quad (5.6)$$

where $\mathbf{R}_C$ is the position vector to the center of gravity, $\mathbf{R}_l$ is the local position vector to the wing roots, and $\mathbf{r}$ is a position vector of a particle in the ξ_j, η_j and ζ_j ($j = 1, 2$), axis system.

Using assumption that the wing cross-section do not deform nor warp, the position vector $\mathbf{r}$ of a wingpoint after deformation is given as

$$\mathbf{r} = \mathbf{r}_0 + \mathbf{u} + \mathbf{T}\boldsymbol{\rho} \quad (5.7)$$

where:

$$\mathbf{r}_0 = [\xi_j, 0, 0]^\top \quad \mathbf{u} = [u, v, w]^\top \quad \boldsymbol{\rho} = [\xi, \eta, \zeta]^\top \quad (5.8)$$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \cos \varsigma \cos \beta & \cos \varsigma \sin \beta \sin \phi - & -\cos \varsigma \sin \beta \cos \phi - \\ & -\sin \varsigma \cos \phi & -\sin \varsigma \sin \phi \\ \sin \varsigma \cos \beta & \cos \varsigma \cos \phi + & \cos \varsigma \sin \phi - \\ & +\sin \varsigma \sin \beta \sin \phi & -\sin \varsigma \sin \beta \cos \phi \\ \sin \beta & -\cos \beta \sin \phi & \cos \beta \cos \phi \end{bmatrix}$$

The position of an arbitrary point after the wing has deformed is given by $\xi_j, \eta_j, \zeta_j, j = 1, 2$ where

$$\begin{aligned} \xi_j &= \xi - v'(\eta \cos \varphi - \zeta \sin \varphi) - w'(\eta \sin \varphi + \zeta \cos \varphi) \\ \eta_j &= v + \eta \cos \varphi - \zeta \sin \varphi \\ \zeta_j &= w + \eta \sin \varphi + \zeta \cos \varphi \end{aligned} \quad (5.9)$$

The velocity of this point of the wing with respect the inertial frame $\mathcal{J}$ is

$$\mathbf{V} = \frac{\delta \mathbf{r}}{\delta t} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r} \quad (5.10)$$

where $\delta/\delta t$ is the derivative in the rotating frame $\mathcal{R}$, and

$$\mathbf{r} = \xi_j \mathbf{i} + \eta_j \mathbf{j} + \zeta_j \mathbf{k} \quad (5.11)$$

The term $\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}$ is the velocity contributed by the rotating coordinate system. The velocity in the rotating frame $\mathcal{R}$ is:

$$\frac{\delta \mathbf{r}}{\delta t} = \dot{\xi}_j \mathbf{i} + \dot{\eta}_j \mathbf{j} + \dot{\zeta}_j \mathbf{k} \quad (5.12)$$

In view of above-mentioned, the total kinetic energy can be written as:

$$T = \frac{1}{2} m V_C^2 + T_{rot} + T_{coup} + T_{vib} \quad (5.13)$$

where m is the total mass of the animalopter

$$T_{rot} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}^\top \mathbf{J} \boldsymbol{\Omega} \quad (5.14)$$

where $\mathbf{J}$ is the inertial tensor

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_x & -D_{xy} & -D_{xz} \\ -D_{xy} & I_y & -D_{yz} \\ -D_{xz} & -D_{yz} & I_z \end{bmatrix} \quad (5.15)$$

Two additional terms T_{coup} and T_{vib} in the formula (5.13), are nontrivial one, and be specified later.

5.5. Strain energy contributions

In the presented approach, the crucial point of derivation expressions describing elastic loads is formulation of the potential energy U of system elastic deformation. The general form of the elastic energy formulae can be expressed as

$$U = \frac{1}{2} \int_{\tau} \sigma_{kl} \varepsilon_{kl} d\tau \quad k, l = 1, 2, 3 \quad (5.16)$$

where σ_{kl} and ε_{kl} are stress and strain tensor components, respectively. For slender body, such like animalopter wing, formula (5.16) can be simplified to the form:

$$U = \frac{1}{2} \int_0^b \int_A (\sigma_{11} \varepsilon_{11} + 2\sigma_{12} \varepsilon_{12} + 2\sigma_{13} \varepsilon_{13}) dA d\xi \quad (5.17)$$

where b is the wing length and A is the area of the wing cross section. Using Hooke law:

$$\sigma_{11} = E\varepsilon_{11} \quad \sigma_{12} = G\varepsilon_{12} \quad \sigma_{13} = G\varepsilon_{13} \quad (5.18)$$

where E and G are Young's modulus and shear modulus, respectively.

Formula (5.16) is transferred to the form:

$$U = \frac{1}{2} \int_0^b \int_A [E\varepsilon_{11}^2 + 2G(\varepsilon_{12}^2 + \varepsilon_{13}^2)] dA d\xi \quad (5.19)$$

An elastic axis of the undeformed wing coincides with the ξ -axis.

Using Eq. 5 taken from Ref. 10 describing the relations between displacements we can obtain the formulae:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{11} &= u' - (\eta \cos \varphi + \varsigma \sin \varphi)v'' + (\eta \sin \varphi - \varsigma \cos \varphi)w'' \\ \varepsilon_{12} &= \frac{1}{2}\varsigma \cdot \dot{\phi}' \quad \varepsilon_{13} = -\frac{1}{2}\eta \cdot \phi' \end{aligned} \quad (5.20)$$

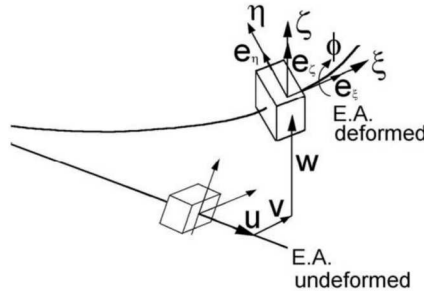


Fig. 6. Deformation of wing elastic axis (E.A.)

From (5.20)₁ the strain component u' is eliminated applying condition [4]

$$t(\xi) = \int_A \sigma_{11} dA \quad (5.21)$$

where $t(\xi)$ is the tension force in a wing section.

Introducing the Hook law (5.18) into (5.20)₁ and then (5.20)₁ into (5.21) we obtain:

$$u' = \varepsilon_T + (\eta_T \cos \varphi + \varsigma_T \sin \varphi)v'' + (-\eta_T \sin \varphi + \varsigma_T \cos \varphi)w'' \quad (5.22)$$

where

$$\begin{aligned}
\varepsilon_T &= \frac{t_a(x)}{A_E} & A_E &= \int E \, dA \\
\eta_T &= \frac{1}{A_E} \int_A E \eta \, dA & \varsigma_T &= \frac{1}{A_E} \int_A E \varsigma \, dA
\end{aligned} \tag{5.23}$$

Inserting (5.22) into (5.20)₁ we obtain:

$$\varepsilon_{11} = \varepsilon_T - [(\eta - \eta_T) \cos \varphi + (\zeta - \zeta_T) \sin \varphi] v'' - [(\eta - \eta_T) \sin \varphi - (\zeta - \zeta_T) \cos \varphi] w'' \tag{5.24}$$

Formula (5.24) expresses the strain in any point of the wing cross section.

The potential energy U is obtained from (5.17) including the strains given by (5.21) and (5.24).

To obtain the animalopter model in ordinary differential equations form, the Galerkin [11] method may be applied. Thus the elastic displacements of the wings are decomposed as:

$$\begin{aligned}
v(\xi, t) &= \sum_{i=1}^{N_v} \eta_i(\xi) q_i(t) & w(\xi, t) &= \sum_{i=1}^{N_v+N_w} \eta_i(\xi) q_i(t) \\
\phi(\xi, t) &= \sum_{i=1}^{N_v+N_w+N_\phi} \eta_i(\xi) q_i(t)
\end{aligned} \tag{5.25}$$

where N_V , N_W , and N_ϕ are numbers of modes for in-plane, out-of-plane, and feathering modes, respectively.

6. Formulation of manoeuvring dynamics and nonlinear control issues

Consider manoeuvring MAV according to the prescribed configuration vector:

$$\mathbf{x}_d = [\phi_d(t), \theta_d(t), \psi_d(t), \xi_1^d(t), \dots, \xi_k^d(t)]^\top \tag{6.1}$$

where $\phi_d(t)$, $\theta_d(t)$, $\psi_d(t)$ and $\xi_\kappa^d(t)$, $\kappa = 1, \dots, k$ are the desired attitude and elastic behaviour. Introducing the configuration error vector:

$$\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d \tag{6.2}$$

the state-space equation of motion can be presented in the terms of $\mathbf{e}$ and $\mathbf{x}_d$.

If $\phi_d(t)$, $\theta_d(t)$ and $\psi_d(t)$ are explicit prescribed function of time, a tracking problem for the animalopter will be obtained.

Quite a few reasons exist for why flapping flight could benefit greatly from an active, i.e., closed loop, control system. Open loop flow control performs well when the operating conditions are carefully restricted to the range within which the control mechanisms were designed. But outside the lab the operating environment can vary considerably from one instant to the next due to environmental factors such as a gust or wind or even due to mechanical damage to the wings themselves. Therefore, an active control system is needed to compensate for a wide range of flight conditions. Also, specifications for increased maneuverability call for an adaptive control technology that can intelligently alter the wing shape in order to generate adequate lift to meet the lowered wing loading requirement. Additionally, mechanical wings currently cannot effectively imitate the full range of motion and control displayed by natural wings and so it is no surprise that mechanical wings suffer in terms of performance compared to their biological counterparts. There are no muscles, feathers, or bone structure in mechanical wings comparable to those found in bird or bat wings. Active flow control therefore is a key component in closing the performance gap between the two without having to fully mimic the biological flapping motion, and hence reducing the mechanical complexity of the system. Essentially, satisfactory wing performance beyond the limited and narrow design range drives the demand for active flow control of flapping wings. The major challenges of animalopter control system development largely center on an appropriate control system which can properly handle the complexity of the aeroelastic problem at hand. Previous sections have described the difficulties in aeroelastic analysis of the flexible flapping wing system. In the parlance of dynamic control engineers, the "plant", i.e., the flapping wing MSV complete with sensors and actuators, is a highly nonlinear system and there seems to be no linear control law or even an appropriate linear approximation. An active wing will, by definition, have many variable parameters, e.g., camber, stiffness distribution, twist, kinematical limitations, and this leads to a large state space for optimization. For example, if only 10 actuators with 5 states apiece are on the wing, then almost 10 million combinations are possible! This staggering number of states creates quite an optimization and control problem.

This section starts with an overview of closed loop linear control schemes. Then it quickly moves to nontraditional control algorithms such as genetic algorithms and neural nets. Next, the Gur Game, a new nonlinear control algorithm, will be started. The Gur Game is especially appropriate for a distributed system of actuators operating in a nonlinear system. Some results using this new controller in flight control, are shown in Section 7.

7. Results of simulations – example of hovering flight

Exemplary simulations of hovering control are shown in Figures 7, 8 and 9. It is exempla of application of Gur Game to stabilization of entomopter hovering flight.

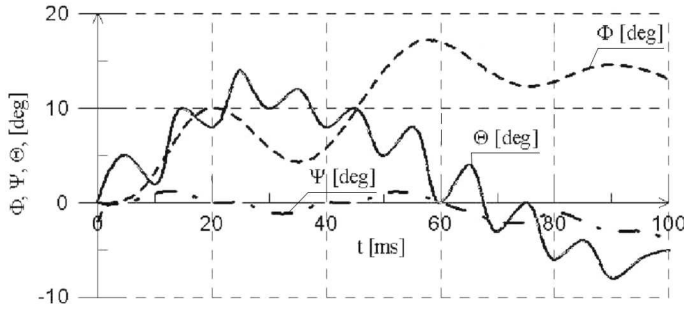


Fig. 7. Hovering stabilization. Angular position of entomopter

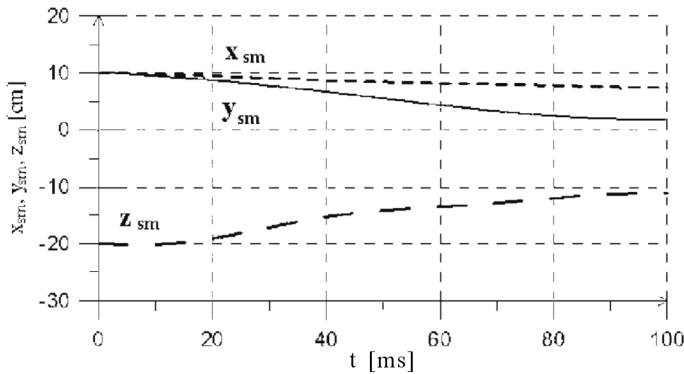


Fig. 8. Hovering stabilization. Position of centre of mass of entomopter

8. Summary

The MAVs development, apart from "theoretical" problems connected with modelling of their aerodynamics, flight and control dynamics also generates a lot of serious technical problems. One of those is the integrations of systems mounted inside of the apparatus. Because of small size of the cargo space of

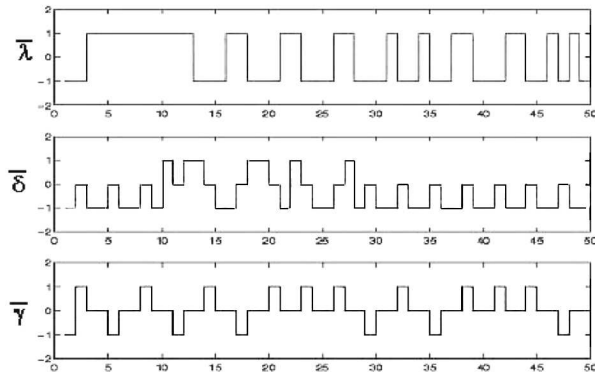


Fig. 9. Stabilization of hovering flight. Courses of control vectors (values of angles in relation to amplitudes of oscillations): $\bar{\lambda} = \lambda/\lambda_0$, $\bar{\delta} = \delta/\delta_0$, $\bar{\gamma} = \gamma/\gamma_0$

the MAV the distribution of the necessary devices, units and on-board sensors becomes an extremely serious problem. The conception used in "large" aeroplanes, consisting in filling the inside of the airframe with necessary instruments and then equipment – programme integration in this case is practically impossible.

Probably the most difficult element of the MAV to design is the system of flight control, which should be highly autonomous and should operate instantaneously. Relatively strong forces and moments caused by laminar flow (in entire flight range) act on the MAV. Moreover it is very difficult to foresee the conditions in which the flight will take place. Because of little mass and dimensions (moments of inertia) the effects of unstationariness of flow caused by gushes of the air and manoeuvres will significantly influence the aerodynamic loads of the MAV.

Acknowledgments

This work was funded by Ministry of Sciences and Higher Education of Republic of Poland as a Grant No. 4 T12C 023 30.

References

1. AGRAWAL S.K., KHAN Z. A., 2005, Force and moment characterization of flapping wings for micro air vehicle application, *American Controls Conference*, Portland, Oregon

2. AGRAWAL S.K., KHAN Z.A., 2005, Modeling and simulation of flapping wing micro air vehicles, *ASME International Design Engineering Technical Conferences*, Long Beach, California, USA
3. AZUMA A., MASATO O., KUNIO Y., 2001, Aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds Numbers, In: *Fixed and Flapping Wings Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, T.J. Mueller (Edit.), Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, 341-398
4. AZUMA A., 1998, *The Biokinetics of Flying and Swimming*, Springer Verlag, Tokyo
5. CHOROMAŃSKI P., 2006, *Modeling and simulation of flying insect space detection system - in aspect of flapping wings Micro-Aerial-Vehicle (MAV) hovering flight stabilization*, M. Sc. dissertation, Faculty of Mechanical Engineering, Białystok University of Technology, Białystok [in Polish]
6. DENG X., SCHENATO L., SASTRY S., 2002, Model identification and attitude control scheme for a micromechanical flying insect, *Proc. 7th Int. Conf. ICARCV, Singapore*, 2112-2118
7. DICKINSON M.H., 1992, Directional sensitivity and mechanical coupling dynamics of campaniform sensilla during chordwise deformations of the fly wing, *Journal of Experimental Biology*, **169**, 221-233
8. DICKINSON M.H., PALKA J., 1987, Physiological properties, time of development, and central projection are correlated in the wing mechanoreceptors of *Drosophila*, *J. Neuroscience*, **7**, 12, 4201-4208
9. DICKINSON M.H., 1990, Comparison of encoding properties of campaniform sensilla of the fly wing, *Journal of Experimental Biology*, **151**, 245-261
10. DUDLEY R., 2000, *The Biomechanics of Insect Flight: Form, Function, Evolution*, Princeton, NJ, Princeton Univ. Press
11. ELLINGTON C.P., 1984, The aerodynamics of hovering insects flight. III Kinematics, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B. Biological Sciences*, **305**, 1122, 41-78
12. ELLINGTON C.P., 1999, The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro-air-vehicles, *The Journal of Experimental Biology*, **202**, 3439-3448
13. FEARING R., ET AL., 2000, Wing transmission for a micromechanical flying insect, *Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation*, San Francisco, CA, 1509-1516
14. GESSOW A., MYERS G.C., 1985, *Aerodynamics of the Helicopter*, College Park Press
15. GNATZY W., GRÜNERT U., BENDER M., 1987, Campaniform sensilla of *Calliphora vicina* (Insecta, Diptera). I Topography, *Zoomorphology*, **106**, 5, 312-319

16. GODBILLON C., 1983, *Dynamical Systems on Surfaces*, Berlin: Springer-Verlag
17. GORAJ Z., PIETRUCHA J., 1998, Basic mathematical relations of fluid dynamics for modified panel methods, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **36**, 1, 47-66
18. GOTTLIEB D.H., 1990, Vector fields and classical theorems of topology, *Rendiconti del Seminario Matematico e Fisico di Milano*, **60**, 193-203
19. GRÜNERT U., GNATZY W., 1987, Campaniform sensilla of *Calliphora vicina* (Insecta, Diptera). II. Typology, *Zoomorphology*, **106**, 5, 320-328
20. HEGSTENBERG R., 1993, Multisensory control in insect oculomotor system, In: *Visual Motion and Its Role in the Stabilization of Gaze*, F.A. Miles and J. Wallman (Eds.), Amsterdam: Elsevier, 285-298
21. KASTBERGER R., 1990, The ocelli control the flight course in honeybees, *Physiol. Entomol.*, **15**, 337-346
22. KATZ J., PLOTKIN A., 2000, *Low-Speed Aerodynamics – from Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill
23. KEIL T.A., 1997, Functional morphology of insect mechanoreceptors, *Microscopy Res. Technique*, **39**, 6, 506-531
24. KRAPP H.G., HEGSTENBERG R., 1986, Estimation of self-motion by optic flow processing in single visual interneurons, *Nature*, **384**, 6608, 463-466
25. LASEK M., ET AL., 2001, Analogies between rotary and flapping wings from control theory point of view, *AIAA Paper no. 2001-4002*
26. LASEK M., SIBILSKI K., 2003, Analysis of flight dynamics and control of an Entomopter, *AIAA Paper no. 2003-5707*
27. LASEK M., ET AL., 2002, A study of flight dynamics and automatic control of an animalopter, *Proc. of the 23rd International Congress of Aeronautical Sciences ICAS 2002, ICAS 2002-5.5.3 CP*, Toronto
28. LASEK M., PIETRUCHA J., SIBILSKI K., 2002, Micro air vehicle manoeuvres as a control problem of flexible flapping wings, *AIAA Paper no. 2002-0526*
29. LASEK M., SIBILSKI K., 2002, Modeling and simulation of flapping wing control for a micro-electromechanical flying insect (Entomopter), *AIAA 2002-4973 CP*
30. MARUSAK A., ET AL., 2001, Mathematical modelling of flying animals as aerial robots, *7th IEEE Inter. Conf. on Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR 2001)*, Międzyzdroje, Poland
31. MOTAZED B., VOS D., DRELA M., 1998, Aerodynamics and flight control design for hovering MAVs, *Proc. American Control Conf.*, Evanston, IL, 681-683

32. PORNISIN-SISIRAK T., ET AL., 2000, MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter, *13th IEEE Inter. Conf. on Micro-Electro-Mechanical Systems (MEMS'00)*, Miyazaki, Japan
33. SASTRY S., 1999, *Nonlinear Systems: Analysis, Stability, and Control*, Springer, New York
34. SCHENATO L., 2003, *Analysis and Control of Flapping Flight: from Biological to Robotic Insects*, PhD dissertation, University of California at Berkeley
35. SCHENATO L., DENG X., SASTRY S., 2002, Hovering flight for a micromechanical flying insect: modeling and robust control synthesis, *15th IFAC World Congress Automatic Control*, Barcelona, Spain, 235-240
36. SCHENATO L., DENG X., WU W.C., SASTRY S., 2001, Virtual Insect Flight Simulator (VIFS): A software testbed of insect flight, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Seoul, South Korea, 3885-3892
37. SCHENATO L., WU W., SASTRY S., 2004, Attitude control for a micromechanical flying insect via sensor output feedback, *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, **20**, 1
38. SCHUPPE H., HENGSTENBERG R., 1993, Optical properties of the ocelli of *Calliphora erythrocephala* and their role in the dorsal light response, *J. Compar. Biol. A*, **173**, 143-149
39. SHYY W., BERG M., LJUNGQVIST D., 1999, Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*, **35**, 455-505
40. SMITH M.J.C., WILKIN P.J., WILLIAMS M.H., 1996, The advantages of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings, *Journal of Experimental Biology*, **199**, 1073-1083
41. STRAUSFELD N.J., 1976, *Atlas of an Insect Brain*, Springer-Verlag, Berlin, New York
42. TAYLOR C., 1981, Contribution of compound eyes and ocelli to steering of locusts in flight: II. Timing changes in flight motor units, *J. Experimental Biol.*, **93**, 19-31
43. TAYLOR C., 1981, Contribution of compound eyes and ocelli to steering of locusts in flight: I. Behavioral analysis, *J. Experimental Biol.*, **93**, 1-18
44. TAYLOR G.K., THOMAS A.L.R., 2003, Dynamic flight stability in the desert locust *Schistocerca gregaria*, *Journal of Experimental Biology*, **206**, 16, 2803-2829
45. TOBALSKE B.W., DIAL K.P., 1996, Flight kinematics of black-billed magpies and pigeons over a wide range of speeds, *Journal of Experimental Biology*, **199**, 263-280

46. WILLMOTT A.P., ELLINGTON C.P., 1997, The mechanics of flight in the hawkmoth *manduca sexta*. Part I. Kinematics of hovering and forward flight, *Journal of Experimental Biology*, **200**, 2705-2722
47. WU W., ET AL., 2003, Biomimetic sensor suite for flight control of a micromechanical flight insect: design and experimental results, *Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation*, **1**, Taipei, Taiwan, 1146-1151
48. YAN J., ET AL., 2001, Toward flapping wing control for a micromechanical flying insect, *Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation*, Seoul, South Korea, 3901-3908
49. ŻBIKOWSKI R., 2000, Flapping wing technology, *Proc. European Military Rotorcraft Symp.*, Shrivenham, U.K., 1-7
50. ŻBIKOWSKI R., 2002, On aerodynamic modeling of an insect-like flapping wing in hover for micro air vehicles, *Philosoph. Trans. Roy. Soc. London (Series A: Math., Physical and Eng. Scis.)*, **360**, 1791, 273-290

Modelowanie i symulacja dynamiki lotu mikrosamolotu z machającymi skrzydłami

Streszczenie

W pracy skoncentrowano się nad opisem dynamiki lotu miniaturowego latającego robota napędzanego machającymi na owadzi wzór skrzydłami. Owady reprezentowane są przez ponad 750 000 gatunków (podczas gdy na przykład ilość gatunków ssaków sięga jedynie około 4 tys.). W porównaniu z innymi zwierzętami owady charakteryzują się ogromną różnorodnością kształtów i trybów życia, jednakowoż ich podstawowa struktura jest taka sama. Elementem nośnym tej struktury jest twardy, a jednocześnie bardzo lekki zewnętrzny chitynowy pancerz (tzw. oskórek). Służy on nie tylko za zewnętrzny szkielet stanowiący równocześnie zaczep mięśni, lecz stanowi także wodoszczelną osłonę zabezpieczającą wnętrze owada przed odwodnieniem.

Skrzydła owadów mają różne kształty, jednak ich struktura jest podobna u wszystkich gatunków. Można powiedzieć, że owadzie skrzydła mają strukturę półskorupową. Pokryciem są dwie warstwy chityny o grubości rzędu kilku mikrometrów. Pokrycie to jest wzmocnione rozchodzącymi się promieniami od trzonka w otworze tułowia dźwigarami (żyłkami). W spoczynku skrzydła owada są płaskie, jednak w czasie lotu wyginają się w jedną lub drugą stronę i odkształcają się. Owady mogą mieć jedną, dwie lub trzy pary skrzydeł (diptera). Niektóre owady wyposażone w dwie pary skrzydeł mogą uruchamiać je niezależnie (np. ważki – *lastes sponsa* – mogą przestawiać w czasie lotu pary skrzydeł o 90°), ale u większości gatunków pary skrzydeł działają razem. U niektórych owadów, takich jak komar czy mucha, druga para skrzydeł przekształciła się w małe pałeczki, tzw. przezmianki, pełniące funkcję zmysłu równowagi.

Skrzydła pracują w warunkach niestacjonarności opływu (co ma znaczący wpływ na ich aerodynamiczną efektywność).

Centralnym komputerem owadów jest mózg składający się z 400 000 neuronów, przy czym 98% neuronów jest zaangażowane w przetwarzanie informacji dostarczanych przez owadzie czujniki (np. czułki, oczy). Układ sterowania lotem jest zarządzany przez mniej niż 3 000 neuronów. Ruch skrzydeł jest generowany przez około 20 różnych mięśni. Skrzydła są mocowane do kadłuba za pomocą trzech przegubów. Umożliwia to wykonywanie skomplikowanych ruchów względem kadłuba (taki mechanizm mocowania skrzydeł umożliwia przechylenie względem kadłuba wypadkowej siły aerodynamicznej i generowanie sił i momentów sterujących w sposób zbliżony do wiropłatowego).

W pracy przedstawiono modele matematyczne opisujące dynamikę lotu mikrosamolotu z odkształcalnymi machającymi skrzydłami oraz wyniki symulacyjnych badań zawisu animaloptera.

MICROELECTROMECHANICAL FLYING VEHICLES

JERZY MARYNIAK

Art Force Academy, Dęblin, Poland

KRZYSZTOF SIBILSKI

Air Force Institute of Technology and Białystok University of Technology, Chair of Robotics and Automatics, Poland

e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

Micro Air Vehicles (MAVs) are miniature airplanes constructed from state-of-the-art materials, designed to be small, light, and highly resilient. Current applications include surveillance, reconnaissance, and munitions. Many of the planes, because of their size, have unconventional designs with respect to the wings and control surfaces. Instability introduced by the small non-traditional aircraft designs must be addressed, to eliminate the need for an expert pilot for aircraft control and navigation. In this paper we present a state-of-the-art technology development focused on the technologies and components required to enable flight at small scales, including flight control, power and propulsion, navigation, multi-purpose structures, advanced communications and information systems, Micro-electro-mechanical Systems (MEMS), advanced sensors, and lightweight, efficient high-density power sources.

1. Introduction

The term "micro aerial vehicle" (MAV) can be a bit confusing, in the case this name is given a too literal interpretation. Usually it is assumed, that it is a model of an aeroplane treated as miniature, so the "micro" term regards a class of significantly small aircraft [12]. It should be emphasised, though, that microaeroplanes are not small versions of "big" aeroplanes. They should be treated an entirely new category of unmanned aerial vehicles. The definition created for the use of programmes finances by American DARPA agency states, that MAVs are flying vehicles of overall dimensions not greater than 15 cm (6 inches). Overall dimensions are understood here as wing span, height, length

or width. From this stems the fact, that the objects belonging to this class are significantly smaller than other unmanned aircraft being developed or used nowadays. In other words "microaeroplane" is a kind of flying robot, characterised by high manoeuvrability, able to carry miniaturised devices and sensors to dangerous locations. This device can perform various missions: scouting, searching, determining contamination or carrying micro explosive charges.

Although limitation of microaeroplane dimensions to 15 cm can seem too arbitrary, it stems from physical and structural solutions and first of all from little Reynolds numbers of flow around wings. The range of small Reynolds numbers in which MAVs operate means a significant difference in physical processes accompanying their flight. Physics of flight of these aircraft is closer to aerodynamics and flight dynamics of birds and large insects than to that of aeroplanes.

Despite the fact that naturalists have been studying problems of insects and birds flight for over fifty years, until now many problems concerning their flight remain unexplained.

Performance, load capacity or manoeuvrability of modern unmanned aeroplanes is far lower than the performance and "load capacity" of bees and wasps or manoeuvrability of dragonflies. Therefore it could be stated, that until the physics of phenomenon accompanying flight in small Reynolds numbers is thoroughly determined, the flight capabilities of miniature aircrafts will be limited. In other words MAVs development apart from "theoretical" problems connected with modelling of their aerodynamics, flight control and dynamics, and generate a lot of serious technical problems. One of those is the integrations of systems mounted inside of the apparatus. Because of small size of the cargo space of a microaeroplane the distribution of the necessary devices, units and on-board sensors becomes an extremely serious problem. The conception used in "large" aeroplanes, consisting in filling the inside of the airframe with necessary instruments and then equipment – programme integration in this case is practically impossible. The scale of complexity of the problem of integration of MAV systems can be better understood while studying Figure 1.

Many systems and subsystems presented in Fig. 1 belong to the group of microelectrical and microelectromechanical devices. It should be noted, that even individual modules can be of bigger volume than the available one. From the electronic point of view the core of the microaeroplane are: on-board computer and communication modules. These elements are crucial links of a chain connecting the sensors mounted on the microaeroplane and the ground station. They also play the role of controllers of modules of stabilization and control

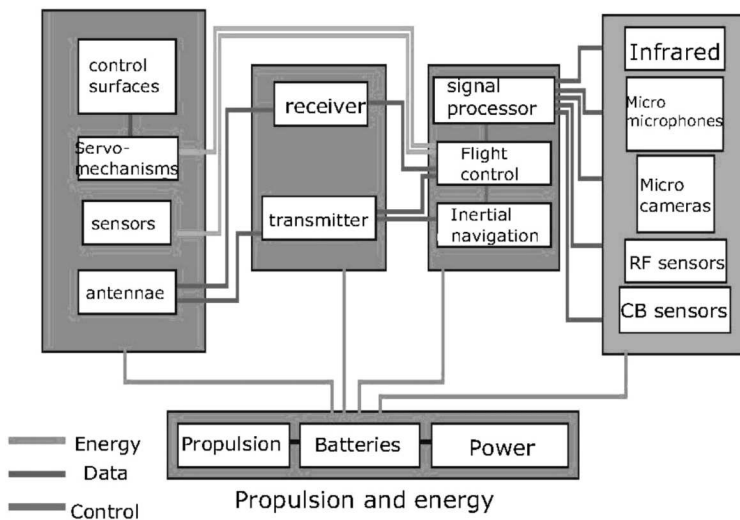


Fig. 1. Integration of MAV systems [22]

of the flight and of the MAV propulsion system. On the diagram presented in Fig. 1 the significant meaning of subsystems of power supply, energy storage and propulsion. Their role is not only providing the power necessary for performing the flight. They are also an energy source for all systems on-board of a microaeroplane. The required functionality of such aircrafts connected with small dimensions and little lift is a serious technological challenge. All systems mounted on them have to be characterised by very large scale of integration. The systems should also be multi-functional. Many of them have to comprise integral elements of airframe structure. And so e.g. the wings of microaeroplane have to be at the same time a system of antennae and be the location of sensors. The power source can be integrated with the fuselage, etc. The degree of "synergism" required when developing a microaeroplane is incomparably higher than the one obtained when designing a "conventional" aeroplane.

Probably the most difficult element of the MAV to design is the system of flight control, which should be highly autonomous and should operate instantaneously. Relatively strong forces and moments caused by laminar flow (in entire flight range) act on the microaeroplane. Moreover it is very difficult to foresee the conditions in which the flight will take place. Because of little mass and dimensions (moments of inertia) the effects of unsteady flow caused by gushes of the air and manoeuvres will significantly influence the aerodynamic loads of the microaeroplane. This is obvious because of extremely low unitary load of lifting surface of this aircraft.

The propulsion system of the microaeroplane has to be characterised by little dimensions and satisfy extremely high demand for power and energy, necessary for correct operation of systems installed on-board. Additional condition posed to the propulsion system is acoustic silencing of its operation. This is a necessary condition to ensure non-detectability of missions performed by the microaeroplane. Decrease of the necessary power can be obtained through decreasing the wing loading. This means increasing the wing surface and decreasing the mass of the microaeroplane. E.g. the famous human-powered aircraft (winner of Kramer award) Gossamer Albatross has gigantic wings (and at the same time little mass), therefore it can be propelled with seemingly insignificant power of human muscles. However, the dimensions of microaeroplanes are limited to 15 cm. Therefore, in this case, constructing "enormous" wings is impossible. The only way of increasing MAVs' wing surface is by increasing their chord, which in turn causes a decrease of their aspect ratio – and consequently problems with three-dimensional flow. The use of microelectromechanical technologies, little demand for energy of highly integrated microelectronic systems, the use of multifunctional modules – these are the ways to radically decrease the energy demand.

Another problem in need of a solution is the MAV navigation. It seems that an almost perfect solution is the use of GPS. Alternatively, in the case of indoor mission when GPS signal is too small, inertial navigation systems can be used, because of the fact that miniature accelerometer and gyroscope platforms are available nowadays. For a microaeroplane to be a fully operational reconnaissance device it needs to be able to perfectly handle avoiding obstacles and finding path in the area of its flight. Therefore a condition necessary for correct operation of a MAV is equipping it with systems of artificial intelligence. It can be stated, that a reconnaissance MAV should be autonomously acting, flying cybernetic device. It should be remembered, that direct controlling of a microaeroplane by an operator will not always ensure flight stabilization (e.g. after encountering a gush of wind) nor will it cause avoiding of a suddenly appearing obstacle. Therefore MAVs have to operate autonomously in a large portion of their flight.

Another very serious problem is the maintenance of communication between the MAV and the operator. Because of the small dimensions of a MAV the antennae of this device are small, and maintenance of a wide-enough band of data transmission (2-4 Mbit/s), necessary for transmission of image provided by a video microcamera is an extremely difficult task. Control functions require much narrower band of data transmission (of the order of 10 kbit/s). Of course compression of images allows decreasing of the wideness of the data transmission band.

MAVs should be equipped with systems of sensors necessary for performing reconnaissance and supervisory missions. The sensors can include microcameras (acting in the visible range and infrared), radio wave receivers of multiple frequencies, biochemical sensors, radiation counters, microphones, etc. These sensors should be integrated with the MAVs systems. Nowadays, miniature video cameras, weighing 1 gram and having the resolution of 1000×1000 pixels and energy consumption of the order of 25 milliwatts are available. Specialists claim, that significant decrease of mass and dimensions of such video cameras is possible, with simultaneous increase of resolution.

2. Biological inspirations of MAV design

2.1. Bionics, what it is¹

Many MAV developers have opted for fixed wing or rotary wing aircraft designs but most analysts agree that the best solutions to building smaller MAVs closer to the centimeter-scale may be inspired from nature. Through the process of evolution, organisms have experimented with form and function for at least 3 billion years before the first human manipulations of stone, bone, and antler. Although we cannot know for sure the extent to which biological models inspired our early ancestors, more recent examples of biomimetic designs are well documented. For example, birds and bats played a central role in one of the more triumphant feats of human engineering, the construction of an airplane. In the 16th century, Leonardo da Vinci sketched designs for gliding and flapping machines based on his anatomical study of birds. More than 300 years later, Otto Lilienthal built and flew gliding machines that were also patterned after birds. Lilienthal died in one of his own creations, in part because he failed to solve a difficult problem for which animals would eventually provide another critical insight: how to steer and maneuver. The wing warping mechanism that enabled Orville and Wilbur Wright to steer their airplane past the cameras and into the history books is said to have been inspired by watching buzzards soar near their Ohio home. It is perhaps not surprising that early aeronautical engineers were inspired by Nature given that the performance gap was so large and obvious. Because birds can fly and we cannot, only the most foolhardy or arrogant individual would design a flying craft without some reference to natural analogs. Most engineering projects, however, take place successfully without any explicit reference to Nature, in large part because natural analogs do not exist for most mechanical devices.

¹This paragraph is summary of paper by prof. Dickinson (1999) [7]

One would need to search far and wide for a natural analog of a toaster. Nevertheless, in recent years there seems to be growing interest on the part of engineers to borrow design concepts from Nature. The discipline has grown to the point that books, articles, conference sessions, and university programs labeled Bionics or Biomimetics are quite common. In the case of aerodynamics, biomimetic approaches appeal to roboticists, because the performance gap between mechanical devices and their natural analogs is so large. One reason for the growing interest in Bionics is that fabrication methods are much more sophisticated than they used to be. Because of innovations in Materials Science, Electrical Engineering, Chemistry, and Molecular Genetics, it is possible to plan and construct complicated structures at the molecular or near molecular level. Examples include buckyballs, nanotubes, and the myriad of microelectromechanical devices (MEMs) constructed with technology derived from the silicon chip industry. Integrated circuits themselves play a role in Bionics projects aimed at constructing smart materials or mimicking the movement, behavior, and cognition of animals. In short, biological structures are complicated, and we are only now beginning to possess a sophisticated enough tool kit to mimic the salient features of that complexity.

Another reason for the increasing popularity of Bionics is simply that we know much more about how plants and animals work than we used to. The overwhelming success of Biology, practiced at the cellular and subcellular levels, has overshadowed many substantial advances in our knowledge of processes that operate at higher levels of biological complexity. Taking examples from studies on animal locomotion, biologists now understand how basilisk lizards walk on water, how penguins minimize drag, and how insects manage to remain airborne, phenomena that, until recently, were poorly understood. The solutions to such puzzles do not impact the world of Science as does, say, sequencing the human genome. They do, however, identify specific structure – function relationships, and, as such, can provide assistance to engineers faced with analogous problems. The fields of Biology that use principles of Structural Engineering and Fluid Mechanics to draw structure – function relationships are Functional Morphology or Biomechanics. These disciplines are of particular use to Bionics engineers, because the behavior and performance of natural structures can be characterized with methods and units that are directly applicable to mechanical analogs. The result of precise spatial and temporal regulation is a complex exoskeleton that is tagmatized into functional zones. Limbs consist of tough, rigid tubes made of molecular plywood, connected by complex joints made of hard junctures separated by rubbery membrane. The most elaborate example of an arthropod joint is the wing hinge, the morphological centerpiece of flight behavior (see Fig. 2).

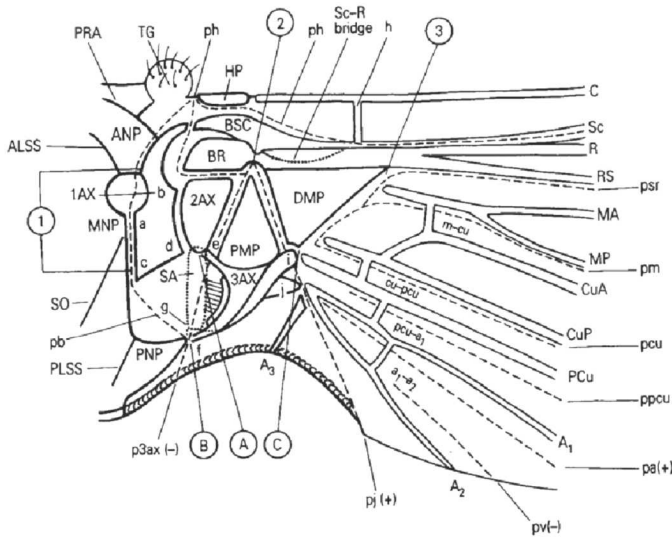


Fig. 2. Insect Axillary Apparatus. Region at the base of the wing containing all the intricate mechanical components. First axillary sclerite (1AX), articulates with the anterior notal process and forms the horizontal hinge. Second axillary sclerite (2AX) articulates with an extension of the thoracic wall. The 2AX is responsible for the pleural wing process (PWP), and support the radial vein, (main mechanical axis for the wing). Third axillary sclerite (3AX) is responsible for wing flexing, and play role of the vertical hinge

Figure 2 shows hinges system of flying insects. The horizontal hinge ① occurs near the base of the wing next to the first axillary sclerite. This hinge allow the wing to flap up and down. The vertical hinge ② is located at the base of the radial vein near the second axillary sclerite (2AX), and is responsible for the lagging motions of wing. The torsional hinge ③ appear to be more complicated interaction of sclerite and deformable folds.

The hinge consists of a complex interconnected tangle of five hard sclerotized elements, imbedded within thinner, more elastic cuticle, and bordered by the thick side walls of the thorax. In most insects, the muscles that actually power the wings are not attached to the hinge. Instead, flight muscles cause small strains within the walls of the thorax, which the hinge then amplifies into large oscillations of the wing. Small control muscles attached directly to the hinge enable the insect to alter wing motion during steering maneuvers. The indirect muscles do not directly effect wing. They are attach to the tergum, and distort the thoracic box when contracted. This distortion transmits forces to the wing. There are two bundles of indirect muscles: dorsolongitudinal (DLM), and dorsoventral (DVM). The dorsolongitudinal muscles span the

length of the tergum, the dorsoventral muscles extend from the tergum to the sternum. The direct muscles connect directly from the pleuron (thoracic wall) to individual sclerites located at the base of the wing. The subalar and basalar muscles have ligament attachments to the subalar and basalar sclerites. Resilin is a highly elastic material and forms the ligaments connecting flight muscles to wing apparatus, and it is 100 times greater energy storage capabilities than muscle. There are other muscles that are directly inserted into the first and third axillary sclerite (see Fig. 3).

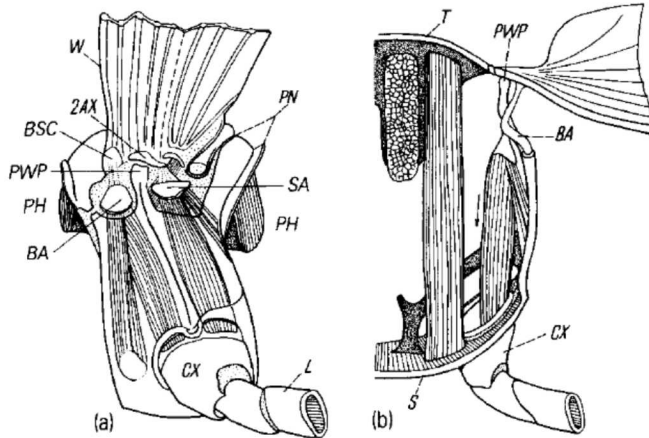


Fig. 3. The direct flight muscles within the wing bearing segment: (a) lateral view; (b) crosssectional view

Although the material properties of the elements within the hinge are indeed remarkable, it is the structural complexity as much as the material properties that endow the wing hinge with its astonishing characteristics. Sometimes it is not the actual morphology that endows a biological structure with its functional properties, but the intelligence with which it is used. Intelligence does not necessarily imply cognition; it may simply reflect the ability to use a structure in an efficient and flexible manner.

Although most biological structures are not intelligent by human standards, they nevertheless outperform most bricks and I-beams. A good example is the insect wing (Fig. 4). The wing is the structure with membranous cuticle stretched between veins in the wing. Unlike an aircraft wing, it is neither streamlined nor smooth. Folds facilitate deformation during flight. Veins increase the mechanical rigidity of the wing (alternate in concave and convex patterns). Radial vein is the longitudinal rotational axis of the wing, about which occur pronation and supination.

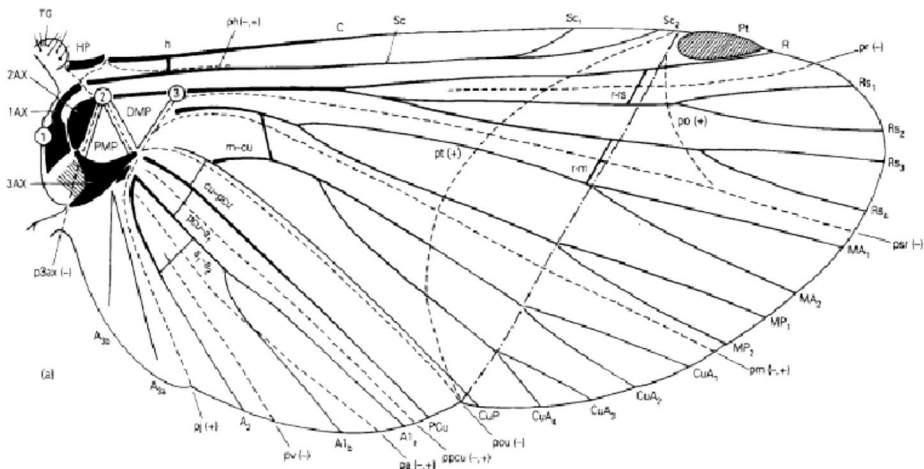


Fig. 4. The insect wing layout

Engineers and biologists have long struggled to explain how a bumblebee (or any insect) remains in the air by flapping its wings. Conventional steady-state aerodynamic theory is based on rigid wings moving at a uniform speed. Such theory cannot account for the force required to keep an insect in the air. The solution to this paradox resides not in the intrinsic properties of wings, but rather in the way that insects use them. By flapping the wings back and forth, insects take advantage of the unsteady mechanisms that produce forces above and beyond those possible under steady-state conditions. Several research groups are actively attempting to construct miniature flying devices patterned after insects. Their challenge is not simply to replicate an insect wing, but to create a mechanism that flaps it just as effectively. Intelligent structures do not always function the same way; they adapt to local functional requirements. Even the simplest plants and animals sense their world, integrate information, and act accordingly. Feedback-control mechanisms are extremely important features that endow organisms with flexibility and robustness. Even plants, which lack a nervous system, can nevertheless grow leaves and branches toward light, roots toward water, or spatially regulate growth so as to minimize mechanical stress. The functions of biological structures cannot be fully understood or accurately mimicked without taking this complex dynamic feedback into account. Of all the properties of biological entities (with the possible exception of self-replication), it is their intelligence and flexibility that is perhaps the most difficult to duplicate in an artificial device. The next decade should be exciting for the field of Bionics. Just as biologists are discovering the structural and physiological mechanisms that underlie the functional

properties of plants and animals, engineers are beginning to develop a fabrication tool kit that is sophisticated enough to capture their salient features. As the performance gap between biological structures and our mechanical analogs shortens, engineers may feel increasingly encouraged to seek and adopt design concepts from Nature. Although the devices they construct may at first appear alien, their origins in the organic world may endow them with an odd familiarity.

As it was discussed, biological flying insects use flapping wings to attain amazing capabilities for hovering and maneuvering. Most of the recent work on Biological Micro Aerial Vehicles (BMAVs) has been on the scale of avian flight which is quite different from insect flight. Notable examples in this list include the Caltech RTCLA Omithopter (Pornsir-Sirirak *et al.* [30]), the Delf University of Technology (R. Ruijsink) [www.delffly.nl], the Georgia Tech Entomopter (Michelson) [23, 24], the Arizona University (Shkakaryev) [18], the France ROBUR project [6, 19]. The UC Berkeley developed the Micromechanical Flying Insect (MFI) project. This BMAV distinguishes itself with a wingspan of only 25 mm, almost an order of magnitude smaller than all the others (this translates into roughly three orders of magnitude difference in mass). The work on the MFI has been documented in a number of areas including design and fabrication, actuator development, thorax dynamics, sensing, and aerodynamic simulation [13, 32-34, 46, 47].

The success of insect-scale BMAVs depends on exploitation of unsteady aerodynamic mechanisms (in particular, delayed stall, rotational lift, and wake capture) which have only recently been elucidated by Dickinson *et al.* [7, 8]. There has been some success with computational methods to estimate forces generated by flapping wings [9, 10, 29, 32, 36] but both the models and algorithms need to be improved in order to get better agreement with experimental values. The only reliable means to determine the forces generated by the flapping wing is to measure them directly.

Current works on MAV with flapping wings required introduction of a new notion, animalopter. Animalopter means a flying object constructed by man, which flies in a way similar to natural animalopters (i.e. like natural creatures: birds, insects and bats), i.e. by moving wings. For this reason we shall avoid the name microaeroplane, which as a rule means a device with immobile wings. Therefore we are dealing with an *entomopter*, if it is an artificial insect, or an *ornitopter*, if we are dealing with an artificial bird.

Wings of an animalopter are a multifunctional device, which create not only the aerodynamic lift, but also thrust, and, last but not least, can control the flight. Because of the complex equipment mounted on the animalopter,

it can be stated, that the animalopter is a *flying micro-electro-mechanical robot*.

Animalopter is of dimensions similar to the dimensions of a small bird (or a bat) and a large insect. The thing that distinguishes animalopter from an ordinary radio-controlled small aeroplane are air operations, usually beyond the operator's sight range and on *small* Reynolds numbers (of the order of ten to a hundred thousand). The data of how the motion of wings and the body change during flight is interesting not only *per se*, but also in order to understand the mechanisms, which take place during flight and their mathematical modelling.

If one wanted to search for analogies with artificial objects, then because of the complex motion in relation to the body, animalopter is more similar to a helicopter than to an aeroplane. Therefore many concepts stemming from helicopter flight mechanics found use in flight biomechanics, of course after taking into account animalopters' specificity.

Bird's wing anatomy is quite well known and described. Feathers create a lifting surface with a highly complex structure and shape, which causes the entire wing to become a lifting surface of elastic and permeable profile, with numerous vortex diffusers, such as down and elastic feather radiuses. Moreover appropriate motions of the wings enable a change of their span, lift and sweep during flight, and motions of muscles and tendons inside the wings enable among others a change of camber of a wing profile. Analogously to insects, birds are also able to actively control the flight. Thanks to appropriate wing motions and arrangement of feathers they control the flow around the wings. The aim of this action, as in the case of insects, is minimising of power needed for flight, reaching maximal velocity or manoeuvrability, or fulfilling the requirements of flight in special conditions.

2.2. Flapping wings degrees of freedom

Insect wing motion appear to be not simply up and down. It is much more complex (see Fig. 5). Figure 5 shows insect's wing tip trajectory. Such complex motion can be considered as being composed of three different rotations: flapping, lagging, feathering, and spanning. Flapping is a rotary motion of the wing around the longitudinal axis of the animalopter (this axis overlaps with the direction of flight velocity). Thus "up and down" motion is realised. Lagging is a rotary wing motion around the "vertical" axis, i.e. it describes "forward and backward" motion. Feathering is a rotary motion around longitudinal wing axis. During that motion changes of attack angle of the wing occur.

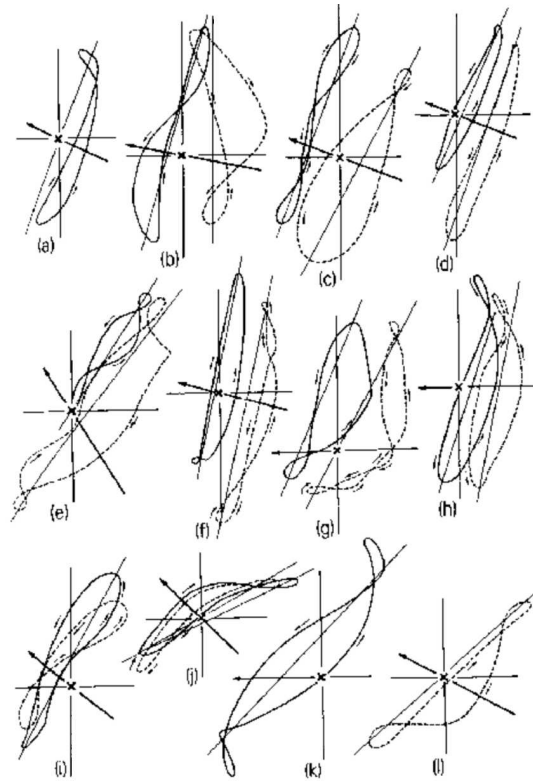


Fig. 5. Wingtip trajectories

Detailed analyses of kinematics are central to an integrated understanding of animal flight [1, 2, 8-10, 17, 20, 21, 25-28, 32, 35, 37-40]. Concluding, four degrees of freedom in each wing are used to achieve flight in the Nature: flapping, lagging, feathering, and spanning. This requires a universal joint similar the shoulder in a human. A good model of such joint is the articulated rotor hub (Fig. 7). *Flapping* is a rotation of a wing about longitudinal axis of the body (this axis lies in the direction of flight velocity), i.e. "up and down" motion. *Lagging* is a rotation about a "vertical" axis, this is the "forward and backward" wing motion. *Feathering* is an angular movement about the wing longitudinal axis (which may pass through the wing center of gravity). During the feathering motion the wing changes its angle of attack.

Similar to insets, the motion of a bird wing may be decomposed into: *flapping*, *lagging*, *feathering* (the rigid body motions) and also into more complex deflections of the surface from the base shape (*vibration modes*).

Insects with wing beat frequencies about 20 Hz generally have very restricted lagging capabilities. Insects such as alderfly (*Apatele alni*) and mayfly

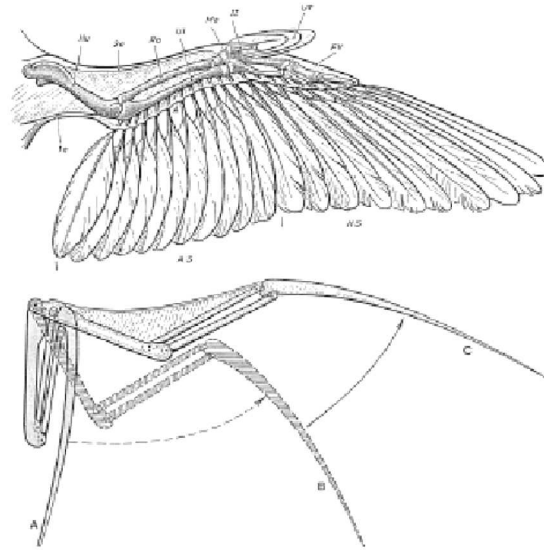


Fig. 6. Bird wing hinges anatomy, and wing folding

(*Ephemera*) have fixed stroke planes with respect to their bodies. Thus, flapping flight is possible with only two degrees of freedom: flapping and feathering. In the simplest physical models heaving and pitching represent these degrees of freedom. Spanning is an expanding and contracting of the wingspan. Not all flying animals implement all of these motions. Unlike birds, most insects do not use the spanning technique.

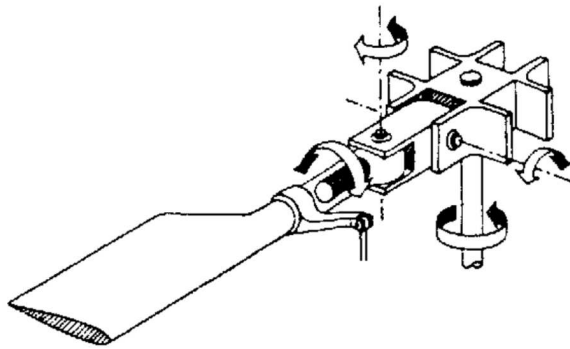


Fig. 7. Articulated joints of a helicopter main rotor

Spanning is a motion, which causes changes of wing aspect ratio. Not all animalopters use these motions. Unlike the birds, most insects do not use this technique. A significant question arises: which of these motions should be taken into account to obtain adequate description?

During level flight a bird has to flap its wings to generate aerodynamic lift and thrust to overcome terrestrial gravity force and drag. Instantaneous forces on the wings change during the cycle because of the changes of wing shape, deformability of joints, attack angle, turning of the wings, rotary velocity of the wings, elastic properties, flight velocity etc. A key issue here is the understanding of how complex motions of so complicated object generate aerodynamic forces. No wonder, that aerodynamics of flapping wings is thought to be the most difficult field of aeroplane and helicopter aerodynamics. The issue is further complicated by the fact, that this is an aerodynamics of small Reynolds numbers. It also needs to be emphasized, that conventional flight mechanics can only be a guide and not an authority while analysing animalopters' flight dynamics. It is enough to realise, that the moments of inertia of movable parts change, and, moreover, the changes are different on each wing. Geometric parameters also undergo changes, e.g. wing aspect ratio. Stabilization of motion is a serious problem. A way to understand animalopters' motion is a thorough kinematic, which is connected with the choice of levels of freedom. An extremely serious problem is controlling such an object. This is caused by the fact, that wings do not have typical control surfaces, like ailerons (not to be confused with a kind of feathers!). Influencing the motion is possible only by changes of amplitudes and frequencies of flapping and turning the wings. It has been observed, though, that anima lots are capable of performing incredible acrobatic manoeuvres, which would not be possible without appropriate "control devices". Knowledge on this topic is in the process of being gathered.

Insects fly by oscillating (plunging) and rotating (pitching) their wings through large angles, while sweeping them forwards and backwards. The wing-beat cycle (typical frequency range: 5-200 Hz) can be divided into two phases: downstroke and upstroke (see Fig. 8a). At the beginning of downstroke, the wing (as seen from the front of the insect) is in the uppermost and rearmost position with the leading edge pointing forward. The wing is then pushed downwards (plunged) and forwards (swept) continuously and rotated (pitched) at the end of the downstroke, when the wing is twisted rapidly, so that the leading edge points backwards, and the upstroke begins. During the upstroke, the wing is pushed upwards and backwards and at the highest point the wing is twisted again, so that the leading edge points forward and the next downstroke begins.

Insect wing flapping occurs in a stroke plane that generally remains at the same orientation to the body. The actual angle corresponding to the orientation is an interesting design parameter, (see Fig. 8b, and 8c). In hover the downstroke and upstroke are equal, resulting in the wing tip approximately

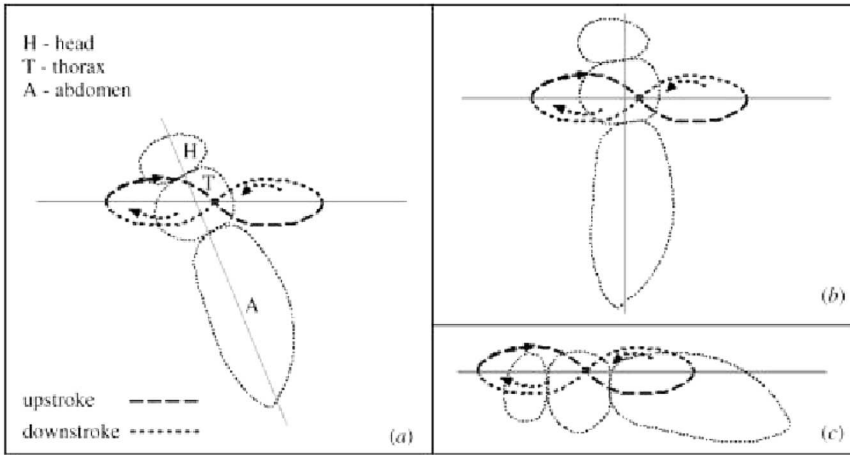


Fig. 8. Generic kinematics of insect in hover: the wing tip traces a 'figure-of eight', when seen from the insect side. The angle between the insect body axis (green) and the stroke plane (red) is constant. Typically, (a) the angle is steep; (b) one extreme: the angle is $\pi/2$; (c) the other extreme: the angle is zero (see Żbikowski and Galiński [48])

tracing a figure-of-eight (as seen from the insect's side). However, the figure-of-eight is not necessarily generic, as other, less regular, closed curves with more than one or no self-intersections are also observed [48]. For two-winged flies (Diptera) a 'banana' shape seems to be common. However, even for Diptera the kinematics in hover can be more complicated, so we settled on the figure-of-eight as 'commonly occurring' for reference purposes.

Since each half-cycle starts from rest and comes to a stop, the velocity distribution of the flapping is non-uniform, making the resulting airflow complex. It is also unsteady, i.e. the aerodynamic force varies in amplitude and direction during each wingbeat cycle. The variability of the force is compounded by the strong influence of the viscosity of air (owing to the small scale) and significant interaction of the wing with its wake (owing to hover). Finally, it is worth mentioning that the thorax-wing system in true flies (Diptera) is resonant, which contributes to the efficiency of propulsion. This feature was not implemented in the presented mechanism, but it is considered for a future design in the form of electro-mechanical resonance [48].

2.3. Insect wing kinematics and propulsion

Insect wing kinematics are essentially spherical, while the trace of the wing tip is usually photographed from the insect's side. The result is an orthogonal

projection of the spherical trace on to the plane of the animal's longitudinal symmetry. The resulting planar figure for a hovering insect's wing is always closed. As far as can be discerned from the available (noisy) data, e.g. for flies, the actual shape may be a figure-of-eight or a banana shape, but can be irregular and sometimes the trace has no self-intersections. Owing to the inherent experimental difficulties, the kinematic and aerodynamic data from free-flying insects are sparse and uncertain, and it is not clear what aerodynamic consequences different wing motions have, despite notable progress (e.g. Dickinson *et al.* [8]; Dickinson [7]). Since acquiring the necessary kinematic and dynamic data remains a challenge, a synthetic, controlled study of insect-like flapping is not only of engineering value, but also of biological relevance.

There are two phases in each half-cycle of the wing beat: translational (wing moving forwards or backwards) and rotational (at the end of each stroke). In order to clearly investigate the distinct aerodynamic contributions of each phase, the angle of attack should be constant during translation and rotate through at least 90 during the flip-over. Thus, theoretically attractive kinematics should entail an intermittent rotational motion with reversal. A more subtle aspect is the plunging (up-down) component of flapping. Every time a hovering wing starts (or stops) it sheds a starting (stopping) vortex (Żbikowski [47]) which is then convected according to the airflow evolution. Despite the convection, such a vortex may persist in the vicinity of its original shedding point when the wing revisits that point in the next half-cycle. Then the wing and the vortex will collide and the flow structure is impaired. However, if the wing plunges up and down while moving forwards and backwards, it may be able to avoid hitting the vortex when revisiting the shedding point. In other words, figure-of-eight kinematics with the width of the 'eight' corresponding to the extent of plunging can plausibly be advantageous for aerodynamic reasons. Hence the focus of this work has been idealized wing tip kinematics of that type, so that the results are practical to implement, but scientifically relevant both for engineers and biologists.

Żbikowski and Galiński proposed to implement wing tip kinematics as a spherical, symmetric, self-intersecting curve, which would admit a convenient mathematical description and a simple engineering realization. They considers two options: a) Bernoulli's lemniscate and b) spherical Lissajous curves [48] – see Fig. 9.

A spherical figure-of-eight together with decoupled pitching is easily obtainable if each of them have a common apex and if both Scotch yokes are orthogonal. This combination allows the creation of Lissajous' curves if yokes are driven by sinusoidal inputs, one twice as fast as the other. As a result,

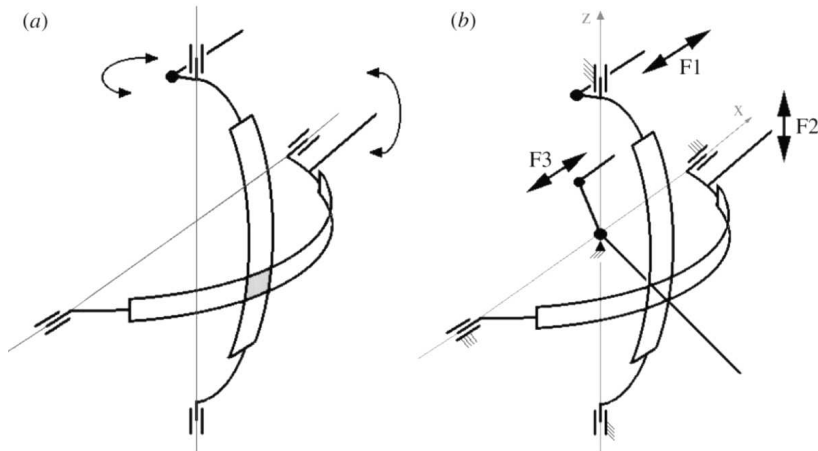


Fig. 9. Spherical double Scotch yoke: (a) kinematic diagram; (b) concept of the associated flapping mechanism (cf. Żbikowski and Galiński [48])

a smooth figure-of-eight motion can be obtained, without any excessive accelerations, thus decreasing dynamic loads. The first step was to propose a planar mechanism capable of converting rotary input into reciprocal motion of the figure-of-eight type. This was done by combining orthogonally two Scotch yokes, so that Lissajous curves were generated. The drawbacks of the planar double Scotch yoke, can be avoided if the yokes are made spherical and their translation is exchanged with their rotation. In this configuration, both ends of each yoke are rotated about the same axis, see Fig. 9a. The figure-of-eight generated is then spherical by default, significantly simplifying wing articulation, see Fig. 9b [48].

A practical realization of spherical double Scotch yoke realized by Dr Żbikowski and Dr Galiński (Cranfield University and Warsaw University of Technology) is shown in Fig. 10, and 11. Axle E1 (Fig. 10) is attached to frame component A5a by two plates A5b (Fig. 10), so that a mode of slide bearing is created. The axle is equipped with two universal joints for wing articulation and a lever for pitch control. Wings can be attached to the tubes at both axle ends. Yokes C1 and B1 are also attached to frame component A9, so that their axes cross in the centre of the universal joint. The mechanism contains two universal joints and two sets of yokes, to which two wings are to be attached. Universal joints cannot have a common centre, since the lever and attachment bearings have to be located between them.

The kinematics of an insect-like flapping wing for MAVs requires three-dimensional motion which is essentially spherical in character. Spherical double

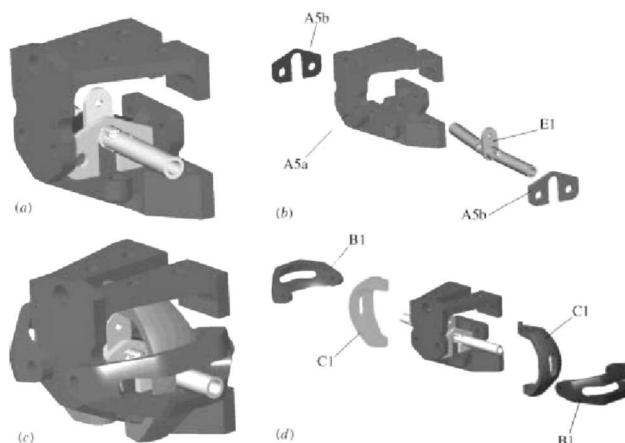


Fig. 10. Practical realization of spherical double Scotch yoke (Żbikowski and Galiński [48])

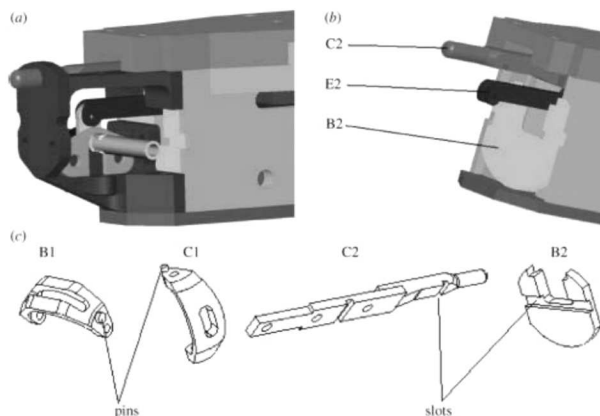


Fig. 11. Details of the driving components [48]

Scotch yoke is a relatively simple mechanism, complying with this requirement and realizing the required figure-of-eight as a spherical Lissajous' curve.

The spherical double Scotch yoke mechanism on the MAV scale was designed, manufactured, assembled and tested. It was found to be quite reliable and met its specifications, performing satisfactorily in tests and generating useful data for further aeromechanical studies. The few problems discovered in the course of the testing are minor and can be resolved by viable modifications.

The exploded view of the complete mechanism are presented in Fig.12, and a photograph of the assembled mechanism is given in Fig.13.

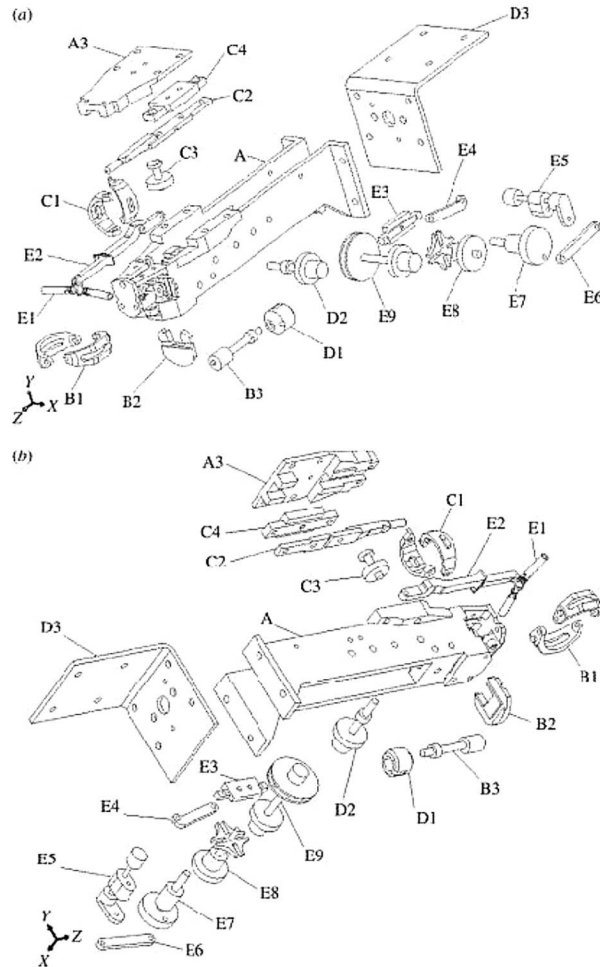


Fig. 12. The exploded view of the complete mechanics [48]

Figure 14 shows another example of mechanical design of flapping wings propulsion. This mechanism contains two rod-crank parallel mechanisms. It is characterized by minimum energetic consumption for a sinusoidal movement. Other kinematics are possible. Propulsion system 4 brushless motors (30 W, 100 g), 0-5 Hz. Symmetrical movements – dihedral ± 50 deg, twist ± 30 deg.

Dipteran insects drive their wing using indirect flight muscles attached to the exoskeleton dorsally and a deformable section of the exoskeleton called the scutum ventrally. Muscle activation works to depress the scutum while the pleural wing process is attached to the interface of the scutum and exoskeleton. This structure, shown in Fig. 3, is actuated by two sets of muscles: the

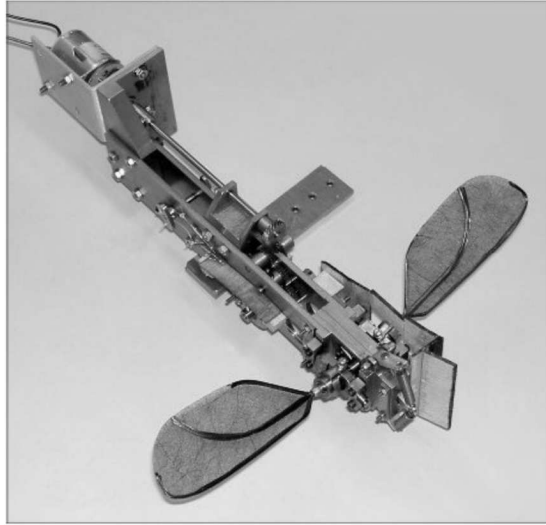


Fig. 13. General view of the Dr. Żbikowski complete mechanism [48]

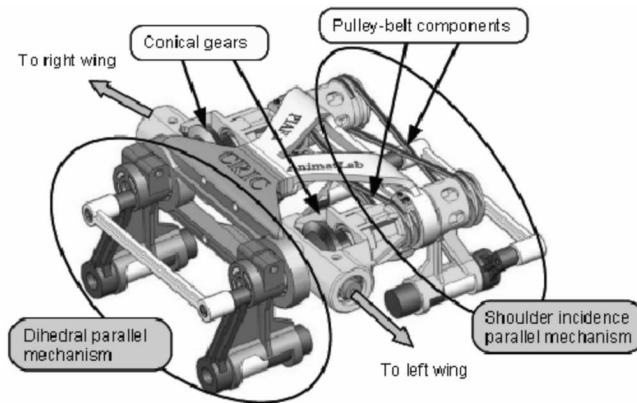


Fig. 14. ROBUR wing propulsion gearbox

dorsoventral and dorsolongitudinal muscles. The dorsoventral muscles act to depress the scutum and thus generate the 'up-stroke'. The dorsolongitudinal muscle acts to shorten the thorax and return the scutum to its relaxed state and thus generates the 'down-stroke'.

Kinematically, the structure in Fig. 15 is essentially a four-bar with a prismatic joint at the input. What is presented here is nearly identical: linear actuator motion is coupled to the wing hinge via a simple transmission which acts to convert this motion to a large flapping rotation at the wing hinge. Thus

all the actuator power is used to drive the wings through as large a wing stroke as possible. Additionally, the wings are allowed to rotate along an axis parallel to the span-wise direction. This rotation is passive, but is key to generating lift.

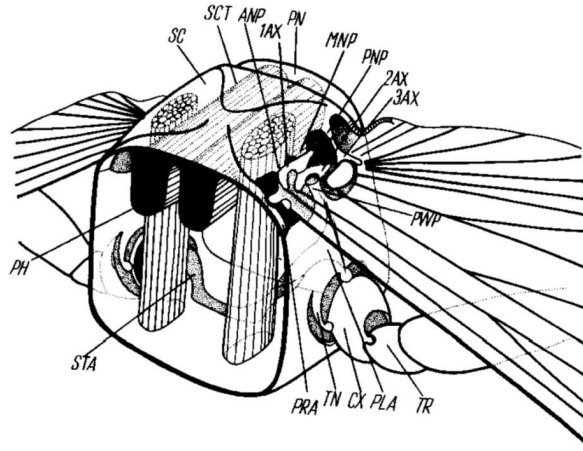


Fig. 15. Simplified diagram of Dipteran wing transmission

A transmission mechanism is used to transform small actuator motions to large angular wing displacements and to impedance-match the actuator to the load (work done on the surrounding air). There are numerous reasons a large wing stroke is desired: for a given operating frequency a larger stroke amplitude will result in larger instantaneous wing velocities. Also, a larger stroke allows vortices to fully form and stabilize before the stroke reversal. At a 'macro' scale, this would be accomplished with a gear system. At the scale of an insect, it is not feasible to produce gears with the necessary efficiency, thus an alternative solution is presented here that is based on low-loss flexure joints.

Significant advances in mesoscale prototyping are enabling rigid, articulated, and actuated microrobotic structures. The robot fly designed by prof. Wood's team can be a good example of an elegant manufacturing paradigm, employed for the creation of a biologically inspired flapping-wing micro air vehicle with similar dimensions to Dipteran insects. Prof Wood designed a novel wing transmission system which contains one actuated and two passive degrees of freedom. The design and fabrication are detailed and the performance of the resulting structure is elucidated highlighting two key metrics: the wing trajectory and the thrust generated. Construction of the transmission is an exceedingly crucial step. The kinematics and dynamics of the transmission

depend strongly upon the concise geometry of each link and flexure. The assumption that it is possible to use a pseudo-rigid-body technique assumes that all joints are properly aligned. To put this in perspective, the smallest link in the transmission system is $300\text{ }\mu\text{m}$ in length and the flexure lengths are $80\text{ }\mu\text{m}$. Alignment is controlled by the precision stages of the laser-micromachining system. Fig. 16 shows the resulting transmission system which converts a small linear motion to large angular wing strokes.

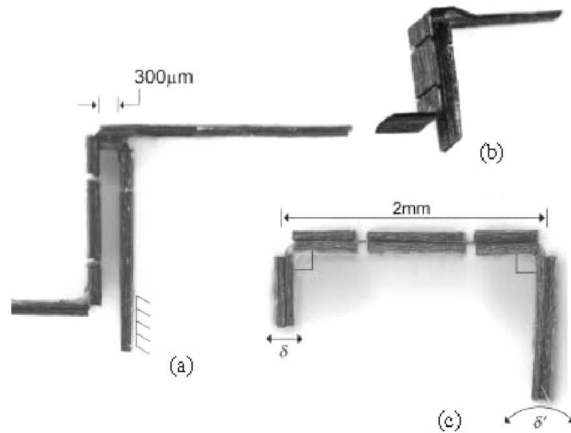


Fig. 16. Designed by prof. Wood MAV transmission system, top view (a) and isometric view (b). The slider-crank for coupling actuator motion to the prismatic input of the transmission is shown in (c) (cf. [44])

The actuators are constructed using the SCM process. In this case, some of the laminae are piezoelectric, thus resulting in bending moments upon the application of an electric field. Fig. 16 shows a completed microactuator.

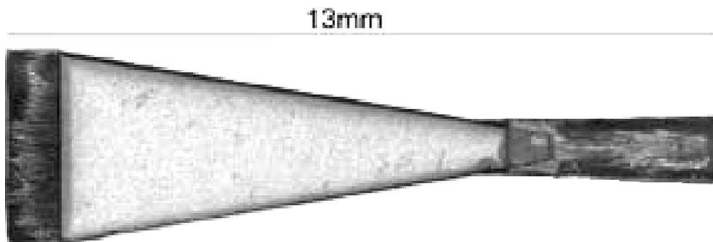


Fig. 17. High energy density piezoelectric bending cantilever [43, 44]

The actuator, wings, and transmission are assembled together onto an acrylic fixture that is created with a three dimensional printer. Care is given to the strength of the mounts so that a solid mechanical ground is established. Detail of the completed structure is shown in Fig. 18.

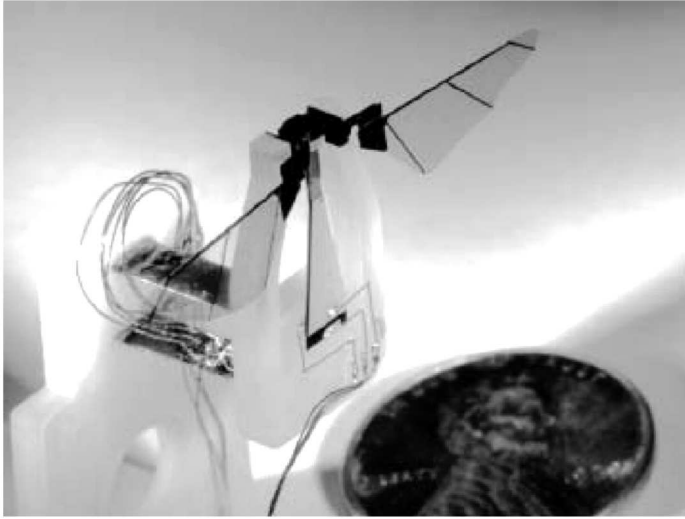


Fig. 18. Completed MAV test fixture mounted to a high sensitivity force transducer (cf. [42-44])

2.4. Development of the wing trajectory

The actuated DOF is driven through as large a motion as possible. This is done open-loop with a sinusoidal drive at the resonant frequency. The measured resonant frequency is 110Hz, resulting in an actuator power density of approximately 165 W/kg (comparable to good macro-scale DC motors). This is lower than the predicted resonant frequency of 170 Hz, most likely due to unmodeled offsets in how the wing is mounted to the transmission. Fig. 18 details the wing motion that this structure can achieve. Note that this motion is qualitatively identical to hovering Dipteran insects. C. Wing force Because of the small force magnitude and high operating frequency, measuring the thrust produced by the wings in real time (with sub-period temporal resolution) is not trivial. A custom sensor was created specifically to measure this force. The design attempts to reconcile two opposing traits: high bandwidth and high sensitivity. To quantify this, the bandwidth of the sensor is desired to be at least $5\times$ the wing drive frequency with a resolution of less than 1% of the weight of the structure. For the details of the design, the reader is directed to [17]. The sensor itself is a parallel cantilever constructed from spring steel with semiconductor strain gages. The completed sensor has a resonant frequency of 400 Hz (with the structure attached; slightly lower than desired), and a resolution of approximately $10\mu\text{N}$. The structure is fitted to the distal end of the sensor and the device is actuated, starting from rest. The average lift is measured by averaging 50 wing beats after 50 wing beats are elapsed to

allow stable periodic vortex formation. The average lift was collected from 10 trials giving an average of 1.14 ± 0.23 mN. This would be sufficient to lift a fly weighing over 100 mg.

The Harvard Microrobotics lab has recently demonstrated the first step towards recreating these evolutionary wonders with the world's first demonstration of an at-scale robotic insect capable of generating sufficient thrust to takeoff (with external power). The mechanics and aerodynamics of this device are quite similar to Dipteran insects. Biologists have recently quantified the complex nonlinear temporal phenomena that give insects their outstanding capabilities. Periodic wing motions consisting of a large stroke and pronation and supination about an axis parallel to the span-wise direction are characteristic of most hovering Dipteran insects. Previous microrobot designs have attempted to concisely control each wing trajectory in these two dimensions. The robot that is shown here has three degrees-of-freedom, only one of which is actuated. Here, a central power actuator drives the wing with as large a stroke as possible and passive dynamics allow the wing to rotate using flexural elements with joint stops to avoid over-rotation. There are four primary components to the mechanical system: the actuator (or 'flight muscle'), transmission (or 'thorax'), airframe (or 'exoskeleton') and the wings. Each is constructed using a mesoscale manufacturing paradigm called Smart Composite Microstructures. This entails the use of laminated laser-micromachined materials stacked to achieve a desired compliance profile. This prototyping method is inexpensive, conceptually simple, and fast: for example, all components of the fly can be created in less than one week. Additionally, the resulting structures perform favorably when compared to alternative devices: flexure joints have almost no loss, ultra-high modulus links have higher stiffness-to-weight than any other material, and the piezoelectric actuators have similar power density to the best DC motors at any scale. After integration, the fly is fixed to guide wires that restrict the motion so that the fly can only move vertically. The wings are then driven open loop to achieve a large angular displacement. This is done at resonance to further amplify the wing motion. The wings exhibit a trajectory nearly identical to biological counterparts. Finally, this 60 mg, 3 cm wingspan system is allowed to freely move in the vertical direction demonstrating thrust that accelerates the fly upwards. Bench-top thrust measurements show that this robotic fly has a thrust-to-weight ratio of approximately two. These results unequivocally confirm the feasibility of insect-sized MAVs. The remaining challenges involve the development of microelectronics appropriate for power conversion, sensing, communication, and control along with the choice of an appropriate power source.

3. Structural systems of flapping wings MAV

Unlike flying machines, insects can quietly fly in all directions. They show a very useful feature: even if they hit an obstacle (e.g. a wall) they can bounce off it and continue flying and in the worst case to crawl away into safety. Therefore constructors of microaeroplanes watch the structure of insects closely. An authoritative comparative quantity is also the number of kilograms lifted by a unit of engine power. This quantity is called power load. For aeroplanes it is 900 W/kg, for birds over 80 W/kg, while for insects maximum 70 W/kg. It can be noted, therefore, that the use of power in Nature is more than 10 times better than in man-made flying machines (compare [4.5, 4.108, 4.110]). Because of small dimensions of MAV cargo space the distribution of necessary devices, units and on-board sensors become a very serious problem. The conception used in "large" unmanned aircrafts consisting in "filling" the inside of the airframe with necessary instruments and next their equipment – programme integration into one system in this case is practically impossible to use.

Initial aerodynamic data have been gathered and more tests, both for force measurement and flow visualization, are planned. The new data will allow a quantifiable study of the aeromechanics of insect-like flapping at the MAV scale. It will also generate information of value for the analysis of insect flight, where similar experiments are difficult to perform. Finally, the progress in understanding of the aeromechanics of insect-like flapping wings will be used to gain additional insights into the flight of real insects. Thus, an engineering study inspired by nature will contribute to a better understanding of nature which, in turn, can be used to further progress the engineering design. This fruitful cycle seems to be a good and practical example of the real value of the interface between engineering and biology.

Adult insects consist of three main parts: a head, a thorax, and an abdomen. The propelling system of the insect is the thorax. It consists of three segments connected by flexible joints. Three pairs of legs and one or two pairs of wings are connected to the segments. The abdomen also consists of segments. It contains the following systems: digestive, urinary, circulatory (including the heart), a large part of the respiratory system and the reproductive system. Most of the blood is situated in special chambers, creating a bath for the internal organs, and blood does not distribute oxygen, but only purifies the organism and carries fuel, hormones and nutrient media for the tissues. Air gets inside the insect through special openings and is distributed throughout the body by a system of tracheas. The flow of the air is enforced by contracting

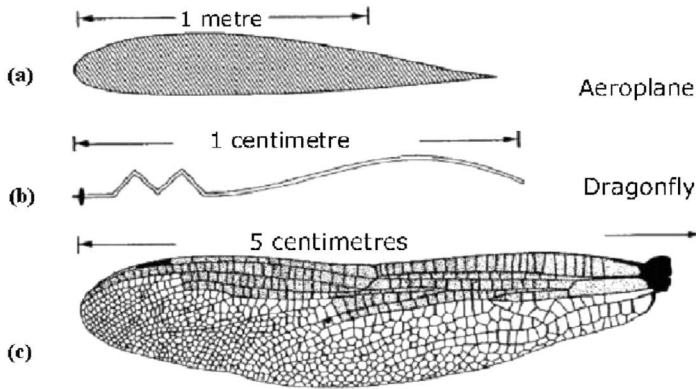


Fig. 19. Comparison of aircraft and dragonfly wing cross-section (airfoil) (a) aircraft airfoil, (b) dragonfly wing cross-section, (c) dragonfly wing shape

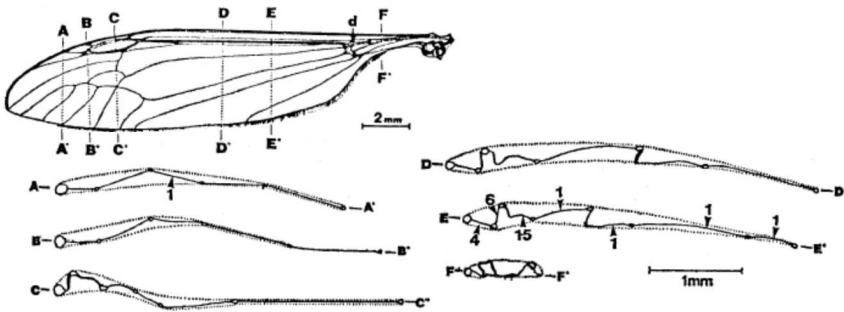


Fig. 20. Folds created on cross-section of a wing generate vortices causing, transformation of wing plate into effective airfoil

and expanding special bellows located in the abdomen, and the flow of the air is faster when the insect is flying.

The wings of insects are of different shapes, but their structure is similar with all species. It can be stated, that wings of insects have semi-shell structure. The covering are two layers of chitin, thickness of the order of a few micrometers. This covering is enforced by spars (fibres) radiating from the shank in the hole of the body. In the state of rest the wings of an insect are flat. However during a flight they bend one way or the other and deform (Figs. 19 and 20). Insects can have two pairs of wings or one pair of wings (*diptera*). Some insects equipped with two pairs of wings can set them in motion independently (e.g. dragonflies – *lastes sponsa* – can dislocate pairs of wings during flight by 90°). However, with most species the pairs of wings work together. With some insects, such as the fly or mosquito, the second

pair of wings transformed into little sticks – so called halteres, which act as a balancing system. The wings work in conditions of unsteady of flow (which has a significant influence on their aerodynamic effectiveness).

4. MEMS based insect cyborg flight control

Insects are characterised by incredible resistance to unfavourable environmental conditions. Probably thanks to that around 750 000 species of insects survived to our times (whereas e.g. the number of species of mammals reaches only around 4000). Compared with other animals the insects are characterised by a great diversity of shapes and ways of life, however their basic structure is the same. A lifting element of this structure is a hard and at the same time very light external chitin armour (cuticle). It serves not only as an exoskeleton being at the same time attachment place for the muscles, but also as waterproof covering protecting the intestines of the insect from dehydration.

The central computer of insects is their brain, consisting of 400 000 neurons, 98% of which is engaged in transforming information brought by the insect's sensors (e.g. eyes, ocelli, halteres, antennae). The flight control system is governed by less than 3000 neurons. The motion of the wings is generated by around 20 different muscles. The wings are attached to the fuselage with the use of three joints. This enables performing complicated motions in relation to the fuselage (such mechanism of mounting the wings enables banking in relation to the fuselage of the resultant aerodynamic force and generating controlling forces and moments in a way similar to rotorcrafts – compare [1, 2, 25-28]. Progress in biology, and computer sciences allow to find alternative solution of flapping wings MAV design.

The paper [3] reports the first direct control of insect flight by manipulating the wing motion via microprobes and electronics introduced through the Early Metamorphosis Insertion Technology (EMIT). EMIT is a novel hybrid biology pathway for autonomous centimeter-scale robots that forms intimate electronic-tissue interfaces by placing electronics in the pupal stage of insect metamorphosis. This new technology may enable insect cyborgs by realizing a reliable control interface between inserted microsystems and insect physiology. This paper presented design rules on the flexibility of the inserted microsystem and the investigation towards tissuemicroprobe biological and electrical compatibility.

In the case of flight muscle actuation, the main flight powering muscles are located in the dorsal-thorax of the *Manduca sexta* (Fig. 21) where electronic

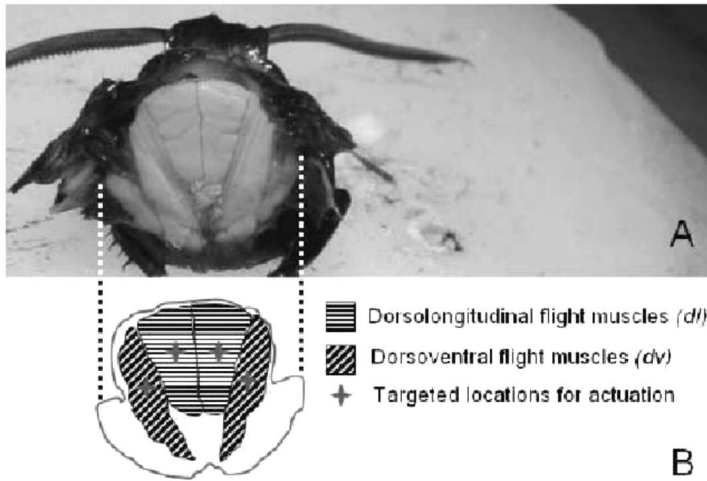


Fig. 21. Cross-section (A) and illustrated diagram (B) of the flight muscles powering the up- and down-stroke of *Manduca sexta* wings (cf. [5])

implants can be located. The dorsoventral and dorsolongitudinal muscle groups move the wings by changing the conformation of the thorax, which supplies the mechanical power for up- and downstrokes. The alternating relaxation and contraction of these muscles create the alternating up- and down-strokes hence the flight. Therefore, the designed probe should target actuating these muscle groups.

The aimed experimental protocols consist of tethered setups where insect flight muscle is actuated through the flexible wires, as well as non-tethered setups where there are no attached wires and free-flight of insect can be realized. We designed and manufactured a flexible probe that can work with both setups (Fig. 22B). The microsystem for autonomous control of the probe electronics can be seen in the same figure and consists of three parts: power, probe and control layers. The power layer (Fig. 22D) is comprised of two coin batteries and a slide-switch positioned on a printed circuit board (PCB). Each battery has an energy capacity of 8 mAh and weighs 120 mg. Conductive adhesive was used to attach the batteries to the platform. The control layer (Fig. 22A) is an $8 \times 8 \text{ mm}^2$ PCB holding the microcontroller (Atmel Tiny13V) and an LED. The microcontroller was electrically connected to the PCB via flip-chip bonding. Wire-bonding was used to connect the PCB to the probe layer. The microfabricated silicon probe is sandwiched between these two layers (Fig. 22G). The overall system has dimensions of $8 \times 7 \text{ mm}^2$ and total mass of 500 milligrams. The flexible probe can also be used in tethered setups by

utilizing a FFC/FPC connector. All-silicon rigid probes, which provide higher stiffness for narrower cross-section enabling higher density probing, were also fabricated and tested (Figure 22C).

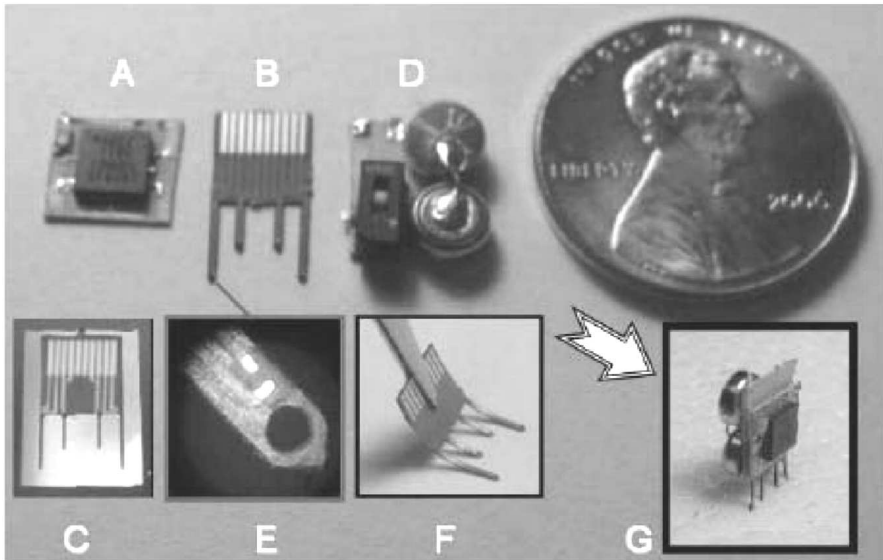


Fig. 22. The microsystem including microprocessor (A), flexible probe (B), silicon probe (C) and battery unit for power (D), the close-up view of the tip in (E) with the hole for muscle growth, the flexibility of the probe (F) and the assembled system G) (cf. [5])

5. Conclusions

It should be emphasized, that despite the extraordinary requirements posed for the systems of microaeroplanes, everything points to the fact that modern developments of microelectronics and microelectromechanics already allow constructing a fully-functional miniature aircraft. Also the contemporary knowledge in the field of aerodynamics of little Reynolds numbers (got, among others, thanks to researchers dealing with the problems of flight of birds and insects) allows designing its shape and assessing its dynamic properties. Therefore, it should be expected, that the first generation of microaeroplanes.

Therefore, it should be expected, that the first generation of microaeroplanes will be supplied to military units shortly.

References

1. AZUMA A., MASATO O., KUNIO Y., 2001, Aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds Numbers, *Fixed and Flapping Wings Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications*, Edit. T.J. Mueller, Progress in Astronautics and Aeornautics, AIAA, Reston, Va., 341-398
2. AZUMA A., 1998, *The Biokinetics of Flying and Swimming*, Springer Verlag, Tokyo
3. BOLSMAN C.T., BJORN P., GOOSEN H.F.L., SCHMIDT R.H.M, KEULEN F. VAN, 2007, The use of resonant structures for miniaturizing FMAVs, *3rd US-European Competition and Workshop on Micro Air Vehicle Systems (MAV07)*
4. BERGOU A.J., SHENG XU, WANG Z.J., 2007, Passive wing pitch reversal in insect flight, *J. Fluid Mech.*, **591**, 321-337
5. BOZKURT A., GILMOUR R., STERN D., LAL A., 2008, MEMS based bioelectronic neuromuscular interfaces for insect cyborg flight control, *MEMS 2008*, Tucson, AZ, USA, 160-163
6. DONCIEUX S., MOURET J.-B., MURATET L., MEYER J.-A., 2006, The ROBUBUR project: towards an autonomous flapping-wing animat, *Proceedings of the 5th European MAV conference and Competition*, Braunschweig
7. DICKINSON M.H., 1999, Bionics: Biological insight into mechanical design, *Proceedings of the National Academy of Sciences*, **96**, 25, 14208-14209
8. DICKINSON M.H., LEHMANN F.O., SANE S.P., 1998, Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight, *Science*, **284**, 1954-1960
9. ELLINGTON C.P., 1984, The aerodynamics of hovering insects flight. III Kinematics, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B. Biological Sciences*, **305**, 1122, 41-78
10. ELLINGTON C.P., 1999, The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro-air-vehicles, *The Journal of Experimental Biology*, **202**, 3439-3448
11. GRASMEYER J.M., KEENNON M.T., 2001, Development of the black window micro air vehicle, *AIAA-2001-0127 CP*
12. HEWISH M., 1999, A bird in the hand, *Janes International Defense Review*, **11**
13. HICKS R., RAIS-ROHANI M., 1999, Multidisciplinary design and prototype development of a micro air vehicle, *J. of Aircraft*, **36**, 1, 227-234
14. JOON-HYUK PARK, KWANG-JOON YOON, HOON-CHEOL PARK, 2008, Development of bio-mimetic composite wing structures and experimental study on flapping characteristics, *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*, December 15-8, 2007, Sanya, China, 25-30

15. KARPELSON M., WEI G.-Y. WEI, WOOD R.J., 2008, A review of actuation and power electronics options for flapping-wing robotic insects, *2008 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Pasadena, CA, USA, 779-786
16. KROO I., KUNZ P., 2000, Development of the mesicopter: a miniature autonomous rotorcraft, *Proceedings of the American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference*, San Francisco, CA
17. MADEJSKI J., 1991, *Napędy owadzie i ptasie, Dodatek do książki: Traktat o śmigłach*, Wyd. PAN, Warszawa
18. MALLADI B., KRASHANITSA R., SILIN D., SHKARAYEV S., 2007, Dynamic model and system identification procedure for autonomous ornithopter, *Proceedings of the 3rd US-European MAV conference and Competition*, Toulouse
19. MARGERIE E. DE, MOURET J.-B., DONCIEUX S., MEYER J.-A., RAVASI T., MARTINELLI P., GRAND C., 2007, Flapping-wing flight in bird-sized UAVs for the Robur project: from an evolutionary optimization to a flapping-wing mechanism, *Proceedings of the 3rd US-European MAV conference and Competition*, Toulouse
20. MARUSAK A., PIETRUCHA J., SIBILSKI K., ZŁOCKA M., 2001, Mathematical modelling of flying animals as aerial robots, *7th IEEE Inter. Conf. on Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR 2001)*, Międzyzdroje, Poland
21. MAXWORTHY T., 1979, Experiments on the Weis-Fogh mechanism of lift generation by insects in hovering flight. Part I. Dynamics of the "fling", *J. Fluid Mech.*, **93**, 1, 47-63
22. MCMICHAEL J.M., FRANCIS M.S., 1997, Micro air vehicles – toward a new dimension in flight, *Proceedings of the 23th Annual AUVSI Conference*
23. MICHELSON R.C., HELMICK D., REECE S., AMARENA C., *A reciprocating chemical muscle (RCM) for Micro Air Vehicle "Entomopter" flight*, http://avdil.gtri.gatech.edu/RCM/RCM/Entomopter/AUVSI-7/_EntomopterPaper.htm
24. MICHELSON R.C., *Micro Air Vehicle "Entomopter" Project*, <http://avdil.gtri.gatech.edu/RCM/RCM/Entomopter/EntomopterProject.html>
25. NARKIEWICZ J., PIETRUCHA J., SIBILSKI K., 2000, Can modern rotorcraft aeromechanics help to design entomopter propulsion?, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **163**
26. PIETRUCHA J., SIBILSKI K., 2003, Od stworzeń latających do miniaturowych statków powietrznych, *NIT – Nauka, Innowacje, Technika*, **1**
27. PIETRUCHA J., PONIŹNIK Z., 2004, Kto jest mistrzem latania? Wykorzystanie energii w naturze, *NIT – Nauka, Innowacje, Technika*, **3**

28. PIETRUCHA J., SIBILSKI K., ZŁOCKA M., 2000, Modelling of aerodynamic forces on flapping wings – questions and results, *Proc. of 4th Inter. Seminary on RRDPAE-2000*, Warsaw
29. PLATZER M.F. ET AL., 1993, Aerodynamic analysis of flapping wing propulsion, *AIAA 93-0484CP*
30. PORNSIN-SISIRAK T., ET AL., 2000, MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter, *13th IEEE Inter. Conf. On Micro Electro Mechanical Systems (MEMS'00)*, Miyazaki, Japan
31. PRIYADARSHI A.K., GUPTA S.K., GOUKER R., KREBS F., SHROEDER M., WARTH S., 2007, Manufacturing multi-material articulated plastic products using in-mold assembly, *International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, **32**, 3/4, 250-365
32. SANE S.P., 2003, The aerodynamics of insect flight, *The Journal of Experimental Biology*, **206**, 4191-4208
33. SCHENATO L., DENG X., WU W.C., SASTRY S., 2001, Virtual insect flight simulator (VIFS): A software testbed of insect flight, *IEEE International Conference on Robotics and Automation*
34. SHYY W., BERG M., LJUNGQVIST D., 1999, Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*, **35**, 455-505
35. SIBILSKI K., 2004, Dynamics of flapping wings micro-air-vehicle, *Acta Polytechnica*, **44**, 2
36. SINGH B., RAMASAMY M., CHOPRA I., LEISHMAN J.G., 2004, Insect-based flapping wings for micro hovering air vehicles: experimental investigations, *Proceedings of the American Helicopter Society International Specialists Meeting on Unmanned Rotorcraft*, Arizona
37. SMITH M.J.C., WILKIN P.J., WILLIAMS M.H., 1996, The advantages of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings, *Journal of Experimental Biology*, **199**, 1073-1083
38. SUNANDA S., KAWACHI K., WATANABE I., AZUMA A., 1993, Performance of a butterfly in take-off flight, *J. of Experimental Biology*, **183**, 249-277
39. TOBALSKE B.W., DIAL K.P., 1996, Flight kinematics of black-billed magpies and pigeons over a wide range of speeds, *Journal of Experimental Biology*, **199**, 263-280
40. WEIS-FOGH T., 1973, Quick estimates of flight fitness in hovering animals including novel mechanism for lift production, *J. of Experimental Biology*, **59**, 169-230
41. WILLMOTT A.P., ELLINGTON C.P., 1997, The mechanics of flight in the hawk-moth *manduca sexta*. Part I. Kinematics of hovering and forward flight, *Journal of Experimental Biology*, **200**, 2705-2722

42. WOOD R., 2008, Fly, robot fly, *IEEE Spectrum*, 25-29
43. WOOD R.J., 2008, The first takeoff of a biologically inspired at-scale robotic insect, *IEEE Transactions on Robotics*, **24**, 2, 341-347
44. VÖRSMANN P., 2003, MAV state-of-the-art and technology drivers, *Proceedings of the MAV-Workshop*, Elmau
45. XINYAN DENG, SCHENATO L.S., SHANKAR SASTRY S.S., 2006, Flapping flight for biomimetic robotic insects: Part II – flight control design, *IEEE Transactions on Robotics*, **22**, 4, 789-803
46. ZAEEM A.K., AGRAWAL S.K., 2005, Force and moment characterization of flapping wings for micro air vehicle application, *American Control Conference*, Portland, OR, USA, WeC11.4
47. ŻBIKOWSKI R., 2003, Flapping wing MAVs, *By-invitation-only workshop on Micro Aerial Vehicles – Unmet Technological Requirements*, DLR Institut für Aeroelastik, Göttingen/Germany, Elmau Castle/Germany
48. ŻBIKOWSKI R., GALIŃSKI C., 2005, Insect-like flapping wing mechanism based on a double spherical Scotch yoke, *J. Royal Soc Interface*, **2**, 3, 223-235

Mikroelektromechaniczne latające maszyny

Streszczenie

Praca stanowi przegląd najnowszych technologii i badań związanych z rozwojem miniaturowych, autonomicznych obiektów latających – tzw. mikrosamolotów. Małe rozmiary mikrosamolotów wiążą się z niewielką objętością ich przestrzeni ładunkowej. Wśród prac nad miniaturowymi obiektami latającymi na szczególną uwagę zasługują obiekty z machającymi skrzydłami, czyli tzw. animaloptery. Animalopter oznacza zbudowany przez człowieka obiekt, latający na sposób ptaka, owada lub nietoperza – tzn., latając porusza skrzydłami. Skrzydła animaloptera są urządzeniem wielofunkcyjnym, wytwarzającym nie tylko siłę nośną, ale także ciąg i – co niemniej ważne – potrafią sterować. Ze względu na skomplikowaną aparaturę ułożoną na animalopterze, można też powiedzieć, że animalopter jest latającym mikroelektromechanicznym robotem. Animalopter ma wymiary porównywalne z wymiarami małego ptaka (lub nietoperza) i dużego owada. To co wyróżnia animaloptera od zwykłego samolocika sterowanego radiem, to operacje powietrzne, zwykle poza zasięgiem wzroku operatora i na małych liczbach Reynoldsa (rzędu dziesięć do stu tysięcy). Dane o tym, jak ruch skrzydeł i korpusu zmieniają się w czasie lotu, jest interesujące nie tylko *per se*, ale także dla zrozumienia mechanizmów, które zachodzą w czasie lotu i ich modelowania matematycznego. Gdyby się chciało szukać analogii z obiektami sztucznymi, to ze względu na złożony ruch względem korpusu, animalopter podobny jest bardziej

do śmigłowca, a nie do samolotu. Dlatego też wiele koncepcji wywodzących się z mechaniki lotu śmigłowców znalazło zastosowanie w biomechanice lotu, oczywiście po uwzględnieniu specyfiki animalotów.

Rozwój mikrosamolotów, obok problemów „teoretycznych” związanych z modelowaniem ich aerodynamiki, dynamiki lotu i sterowania, generuje także mnóstwo poważnych problemów technicznych. Jednym z nich jest integracja systemów montowanych wewnątrz aparatu. Ze względu na małe rozmiary przestrzeni ładunkowej mikrosamolotu rozmieszczenie niezbędnych przyrządów, agregatów i czujników pokładowych staje się niezwykle poważnym problemem. Stosowana w „dużych” bezpilotowych statkach powietrznych koncepcja „wypełniania” wnętrza płatowca niezbędnymi instrumentami, a następnie ich integracji sprzętowo-programowej w jeden system, jest w tym przypadku praktycznie niemożliwa do zastosowania. Należy przy tym podkreślić, że nawet poszczególne moduły mogą mieć większą objętość od objętości dostępnej. Z elektronicznego punktu widzenia rdzeniem mikrosamolotu są: pokładowy komputer i moduły łączności. Elementy te są zasadniczymi ogniwami łańcucha łączącego montowane na mikrosamolocie czujniki ze stacją naziemną. Spełniają także rolę sterowników modułów stabilizacji i sterowania lotem i napędem. Wszystkie montowane na mikrosamolocie systemy muszą odznaczać się bardzo wysoką skalą integracji. Wskazane jest także by systemy te były multi-funkcjonalne. Wiele z nich musi stanowić integralne elementy struktury płatowca. I tak np.: skrzydła mikrosamolotu mogą stanowić równocześnie zespół anten i być miejscem rozmieszczenia czujników, źródło energii może być zintegrowane z kadłubem itd. Stopień „synergizmu” wymagany przy konstruowaniu mikrosamolotu jest nieporównywalnie wyższy niż osiągany w procesie projektowania „konwencjonalnego” samolotu.

Należy podkreślić, że mimo niezwykle wysokich wymagań stawianym systemom i układom mikrosamolotów, wszystko wskazuje na to, że współczesne osiągnięcia mikroelektroniki i mikroelektromechaniki pozwalają już na zbudowanie w pełni funkcjonalnego miniaturowego statku latającego.

MODELOWANIE ODDZIAŁYWANIA WIRÓW ZASKRZYDŁOWYCH NA SAMOŁOT

BOGUSŁAW CZECHOWICZ
GRZEGORZ KOWALECZKO
MIROSLAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: g.kowaleczko@chello.pl

W pracy przedstawiona została metoda modelowania wirów zaskrzydłowych wytwarzanych przez samoloty. Omówiony został sposób uwzględnienia ich wpływu na samolot przelatujący przez taki ślad wirowy. Pokazane zostały przykładowe wyniki numerycznej symulacji lotu samolotu, na który oddziałuje ślad wirowy innego samolotu.

1. Wstęp

Wiry zaskrzydłowe są nieodłącznym „produktem ubocznym” generowanym przez skrzydło o skończonej rozpiętości. Wiry takie mogą utrzymywać się w przestrzeni przez pewien czas w znacznej odległości za samolotem, który je wytworzył (rys. 1). Stanowią one potencjalne zagrożenie dla innych samolotów, które przelatując przez ślad wirowy, mogą doznawać znacznych zaburzeń równowagi, przede wszystkim w kanale przechylania [1]. Stopień oddziaływania wirów na samolot zależy zarówno od ich cyrkulacji oraz geometrii, jak i od położenia trajektorii lotu samolotu względem śladu wirowego.

Przełot samolotu przez ślad wirowy może wiązać się z gwałtownym zaburzeniem lotu, prowadząc do sytuacji groźnych z punktu widzenia bezpieczeństwa lotów. Tego typu sytuacje stanowią znaczący problem w obszarach o intensywnym ruchu lotniczym, w szczególności w pobliżu dużych lotnisk [2]. Przykładem może być katastrofa samoloty B737-300 w rejonie lotniska Pittsburgh w USA 8 września 1994 roku [3].

Również istnienie korytarzy powietrznych, które wymuszają loty w określonym obszarze przestrzeni, wiąże się z możliwością „wejścia” samolotu w ślad



Rys. 1. Ślad wirowy generowany przez samolot

wirowy. Z tego powodu przepisy ograniczają minimalną odległość pomiędzy dwoma samolotami poruszającymi się po zbliżonej trasie lotu. Dystans zależy zarówno od masy samolotu będącego źródłem wirów, jak i masy samolotu, na którego wiry oddziałują [4]. Mieści się on w granicach od 3 do 6 mil (4.83-9.66 km).

2. Prędkość indukowana przez wiry

Przekroje skrzydła samolotu, który przelatuje przez ślad wirowy, są poddawane różnemu oddziaływaniu w zależności od ich położenia względem wiru. Wyróżnia się tu dwa obszary – tzw. rdzeń wiru oraz obszar dalszy poza rdzeniem. Różnią się one prędkością indukowaną wytwarzaną przez wir w rozpatrywanym przekroju skrzydła. Prędkość ta ma zaś bezpośredni wpływ na kąt natarcia w tym przekroju, a więc na siły aerodynamiczne.

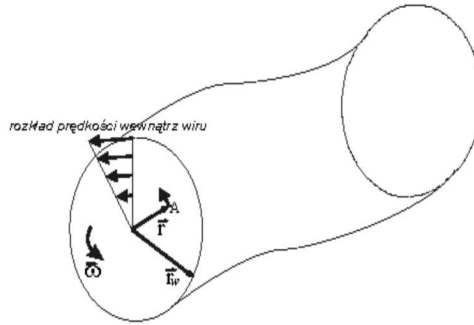
2.1. Prędkość indukowana wewnątrz rdzenia wiru

W obliczeniach przyjęto, zgodnie z modelem Rankine’a, że wewnętrzny obszar wiru nazywany rdzeniem wiruje jak ciało sztywne ze stałą prędkością kątową ω (rys. 2). Założono się, że promień rdzenia r_w równy jest około 10% rozpiętości skrzydła samolotu [5], który wytworzył ślad wirowy. Wewnątrz rdzenia wiru prędkość zmienia się według formuły:

$$\mathbf{v}_{ind-A} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} = \frac{\Gamma_w}{2\pi r_w^2} \mathbf{1} \times \mathbf{r} \quad (2.1)$$

gdzie: Γ_w – cyrkulacja wiru; $\mathbf{1}$ – wektor jednostkowy pokrywający się z osią wiru, $\mathbf{r}$ – odległość rozpatrywanego punktu A od osi wiru. Z zależności (2.1) wynika, że zachodzi związek:

$$\omega = \frac{\Gamma_w}{2\pi r_w^2} \quad (2.2)$$



Rys. 2. Schemat do wyznaczania prędkości indukowanej wewnątrz wiru

2.2. Prędkość indukowana poza rdzeniem wiru

Prędkość indukowana przez włókno wirowe w punkcie A leżącym poza rdzeniem wiru może być obliczona z wykorzystaniem prawa Biota-Savart'a. Załóżmy, że wir L ma zmienną wzdłuż długości cyrkulację (rys. 3). Jego element położony w punkcie B o długości dl ma cyrkulację Γ_w . Element ten generuje w punkcie A prędkość indukowaną $d\mathbf{v}_{ind_A}$

$$d\mathbf{v}_{ind_A} = \frac{\Gamma_w}{4\pi r^3} dl \times \mathbf{r} \quad (2.3)$$

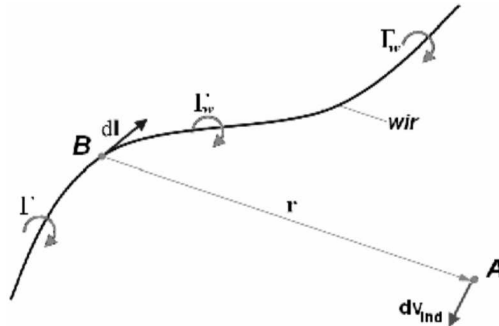
Całkowitą prędkość w tym punkcie uzyskuje się przeprowadzając całkowanie wyrażenia (2.3) wzdłuż wiru:

$$\mathbf{v}_{ind_A} = \frac{1}{4\pi} \int_L \Gamma_w \frac{dl \times \mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} \quad (2.4)$$

3. Modele śladu wirowego

Istotnym problemem przy rozpatrywaniu śladu wirowego generowanego przez samolot jest określenie jego kształtu w przestrzeni. Wiadomym jest,

że taki ślad podlega ewolucji w wyniku zarówno wzajemnego oddziaływania wirów na siebie, jak i w rezultacie wpływu wiatru [6]. Jednocześnie intensywność śladu, mierzona wartością cyrkulacji, maleje wraz z upływem czasu. Poniżej przedstawione zostaną trzy opisy matematyczne śladu wirowego, które stosować można w zależności od zakładanego „rozmycia” wirów. W każdym przypadku geometria śladu wirowego została opisana w układzie związanym z Ziemią $Ox_gy_gz_g$, w którym płaszczyzna Ox_gy_g jest lokalną płaszczyzną Ziemi, zaś oś Oz_g skierowana jest zgodnie z wektorem siły ciężkości (rys. 4).



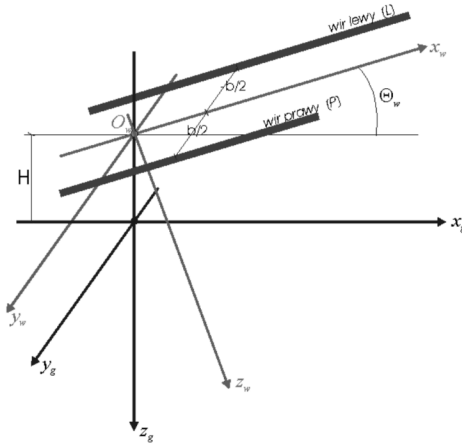
Rys. 3. Schemat do wyznaczania prędkości indukowanej na zewnątrz wiru

3.1. Pole prędkości indukowanej przez wiry prostoliniowe

Założono, że skrzydło samolotu generuje w przestrzeni dwa równoległe wiry. Wiry te położone są od siebie w odległości b równej rozpiętości skrzydła samolotu, który je wytworzył. Wiry mają, w symetrycznych względem siebie punktach, taką samą co do bezwzględnej wartości, ale różniącą się znakiem cyrkulację Γ . W analizie przyjęto, że wiry te wyznaczają płaszczyznę nachyloną pod kątem Θ_w do płaszczyzny Ox_gy_g (rys. 4). Rzuty każdego z wirów na tę płaszczyznę są równoległe do osi Ox_g i są położone symetrycznie względem tej osi.

W celu uproszczenia obliczeń wprowadzono dodatkowy układ współrzędnych $O_wx_wy_wz_w$ związany z wirami, który zdefiniowany jest następująco:

- oś O_wx_w jest równoległa do pary wirów i leży w połowie odległości między nimi;
- punkt O_w leży na przecięciu osi O_wx_w z płaszczyzną Oy_gz_g ;
- oś O_wy_w leży w płaszczyźnie wirów i skierowana jest w prawo (kierunek prawego skrzydła samolotu, który wygenerował wiry);
- oś O_wz_w jest prostopadła do płaszczyzny wirów i skierowana w dół.



Rys. 4. Para wirów prostoliniowych

Relację pomiędzy współrzędnymi tego samego punktu w dwóch układach współrzędnych (ziemskim – $Ox_gy_gz_g$ i związanym z wirami – $O_wx_wy_wz_w$) określają związki:

$$\begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -H \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{g/w} \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \Theta_w & 0 & \sin \Theta_w \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \Theta_w & 0 & \cos \Theta_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$\begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{g/w}^{-1} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g + H \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{w/g} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g + H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_w & 0 & -\sin \Theta_w \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta_w & 0 & \cos \Theta_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_g \\ y_g \\ z_g + H \end{bmatrix}$$

Współrzędne (x_{wL}, y_{wL}, z_{wL}) lub (x_{wP}, y_{wP}, z_{wP}) wyznaczają położenie punktu B z rysunku 3 w układzie $O_wx_wy_wz_w$. Są one odpowiednio równe:

— dla wiru lewego:

$$x_{wL} = x_w \quad y_{wL} = -\frac{b}{2} \quad z_{wL} = 0 \quad (3.2)$$

— dla wiru prawego:

$$x_{wP} = x_w \quad y_{wP} = +\frac{b}{2} \quad z_{wP} = 0 \quad (3.3)$$

Dalej, zgodnie z rysunkiem 4, oznaczane one będą jako (x_w, y_w, z_w) .

Położenie punktu B w układzie ziemskim $Ox_gy_gz_g$ można zapisać również w następujący sposób:

— dla wiru lewego:

$$z_{gL} = -(H + x_g \operatorname{tg} \Theta_w) \quad y_{gL} = -\frac{b}{2} \quad (3.4)$$

— dla wiru prawego:

$$z_{gP} = -(H + x_g \operatorname{tg} \Theta_w) \quad y_{gP} = \frac{b}{2} \quad (3.5)$$

Z zależności (3.2) i (3.3) wynika, że składowe poszczególnych wektorów występujących w wyrażeniu (2.4) można przedstawić w układzie związanym z wirami następująco:

— wektor elementarny wiru:

$$d\mathbf{l} = [dx_w, 0, 0]^\top \quad (3.6)$$

— wektor wzajemnego położenia punktów A i B :

$$\mathbf{r} = [x_A - x_w, y_A - y_w, z_A - z_w]^\top \quad (3.7)$$

x_A, y_A, z_A określają położenie punktu A (rys. 2 i 3) w układzie $O_w x_w y_w z_w$.

Na podstawie (2.4) poszczególne składowe (w układzie $O_w x_w y_w z_w$) wektora prędkości indukowanej przez wir **poza rdzeniem wiru** są równe:

$$\mathbf{v}_{ind_A} = \begin{bmatrix} v_{ind_A_x_w} \\ v_{ind_A_y_w} \\ v_{ind_A_z_w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{(z_A - z_w) dx_w}{[(x_A - x_w)^2 + (y_A - y_w)^2 + (z_A - z_w)^2]^{\frac{3}{2}}} \\ \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{(y_A - y_w) dx_w}{[(x_A - x_w)^2 + (y_A - y_w)^2 + (z_A - z_w)^2]^{\frac{3}{2}}} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Jeżeli cyrkulacja wiru jest stała, to całki występujące w (3.8) można, uwzględniając wyrażenia (3.2) lub (3.3), obliczyć analitycznie. Wprowadzimy dla uproszczenia następujące oznaczenia:

$$\mathcal{A}^+ = \left(y_A + \frac{b}{2}\right)^2 + z_A^2 \quad \mathcal{A}^- = \left(y_A - \frac{b}{2}\right)^2 + z_A^2 \quad (3.9)$$

I tak:

— dla wiru lewego:

$$v_{ind_A_L_y_w} = -\frac{1}{2\pi} \Gamma_L \frac{z_A}{\mathcal{A}^+} \quad v_{ind_A_L_z_w} = \frac{1}{2\pi} \Gamma_L \frac{y_A + \frac{b}{2}}{\mathcal{A}^+} \quad (3.10)$$

— dla wiru prawego:

$$v_{ind_A_P_y_w} = -\frac{1}{2\pi}\Gamma_P\frac{z_A}{\mathcal{A}^-} \quad v_{ind_A_P_z_w} = \frac{1}{2\pi}\Gamma_P\frac{y_A - \frac{b}{2}}{\mathcal{A}^-} \quad (3.11)$$

Jeżeli punkt A leży wewnątrz rdzenia wiru, to składowe prędkości indukowanej przez ten wir można obliczyć, wykorzystując zależność (2.1). Uwzględniając, że w układzie $O_w x_w y_w z_w$ wektor jednostkowy $\mathbf{1} = [1, 0, 0]^\top$ i biorąc pod uwagę, że:

$$x_A = x_w \quad (3.12)$$

otrzymuje się:

$$\mathbf{v}_{ind_A} = \begin{bmatrix} v_{ind_A_x_w} \\ v_{ind_A_y_w} \\ v_{ind_A_z_w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\frac{\Gamma_w}{2\pi r_w^2} z_A \\ \frac{\Gamma_w}{2\pi r_w^2} (y_A - y_w) \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Odpowiednio dla poszczególnych wirów jest:

— dla wiru lewego:

$$v_{ind_A_L_y_w} = -\frac{\Gamma_L}{2\pi r_w^2} z_A \quad v_{ind_A_L_z_w} = \frac{\Gamma_L}{2\pi r_w^2} \left(y_A + \frac{b}{2}\right) \quad (3.14)$$

— dla wiru prawego:

$$v_{ind_A_P_y_w} = -\frac{\Gamma_P}{2\pi r_w^2} z_A \quad v_{ind_A_P_z_w} = \frac{\Gamma_L}{2\pi r_w^2} \left(y_A - \frac{b}{2}\right) \quad (3.15)$$

Składowe prędkości indukowanej od wiru lewego i prawego sumują się:

$$v_{ind_A_y_w} = v_{ind_A_L_y_w} + v_{ind_A_P_y_w} \quad (3.16)$$

$$v_{ind_A_z_w} = v_{ind_A_L_z_w} + v_{ind_A_P_z_w}$$

W obliczeniach należy uwzględnić, że pomiędzy cyrkulacjami wirów zachodzi związek:

$$\Gamma_L = -\Gamma_P = \Gamma_w \quad (3.17)$$

Znając te składowe, można obliczyć składowe prędkości indukowanej w układzie związanym z samolotem. W tym celu zastosowane zostaną kolejne transformacje pomiędzy układami współrzędnych według schematu:

$$O_w x_w y_w z_w \xrightarrow{\mathbf{L}_{g/w}} O x_g y_g z_g \xrightarrow{\mathbf{L}_{s/g}} O x y z \quad (3.18)$$

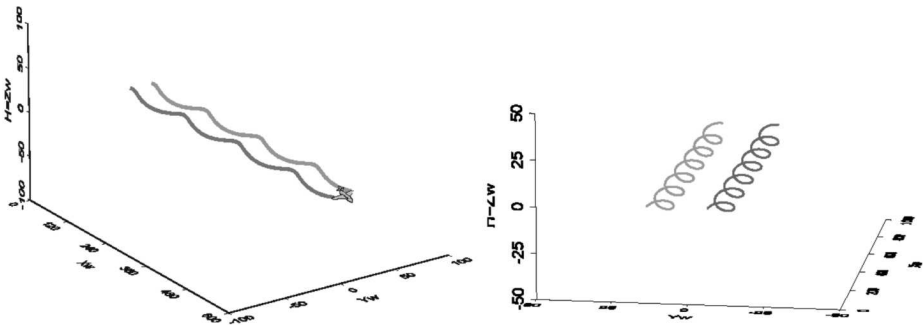
Zgodnie z nim otrzymuje się:

$$\begin{bmatrix} v_{ind_A_x} \\ v_{ind_A_y} \\ v_{ind_A_z} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/g} \mathbf{L}_{g/w} \begin{bmatrix} v_{ind_A_x_w} \\ v_{ind_A_y_w} \\ v_{ind_A_z_w} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

Macierz przejścia $\mathbf{L}_{g/w}$ zawarta jest w wyrażeniu (3.1)₁, zaś macierz $\mathbf{L}_{s/g}$ jest macierzą przejścia pomiędzy układem związanym z Ziemią i układem związanym z samolotem $Oxyz$. Macierz tą można znaleźć w literaturze z zakresu mechaniki lotu.

3.2. Pole prędkości indukowanej przez wiry faliste

Ewolucja wirów prowadzi w pierwszym etapie do zmiany ich kształtu z prostoliniowego na falisty. W związku z tym założono, że dwa równoległe wiry spływające ze skrzydła tworzą w przestrzeni dwie falujące krzywe pokazane na rys. 5.



Rys. 5. Para wirów falistych

W zdefiniowanym poprzednio układzie $O_w x_w y_w z_w$ geometrię tych wirów można opisać wyrażeniami:

— dla wiru lewego:

$$\begin{aligned} x_{wL} &= x_w & y_{wL} &= -\frac{b}{2} + A \cos(\Omega x_{wL} + \varphi_L) \\ z_{wL} &= A \sin(\Omega x_{wL} + \varphi_L) \end{aligned} \quad (3.20)$$

— dla wiru prawego:

$$\begin{aligned} x_{wP} &= x_w & y_{wP} &= \frac{b}{2} + A \cos(\Omega x_{wP} + \varphi_P) \\ z_{wP} &= A \cos(\Omega x_{wP} + \varphi_P) \end{aligned} \quad (3.21)$$

W wyrażeniach tych oznaczono:

- A – amplituda oscylacji,
- Ω – pulsacja przestrzenna wiru, która może być obliczona w oparciu o długość fali λ ; $\Omega = 2\pi/\lambda$,
- φ_L, φ_P – przesunięcia fazowe wirów.

Prędkości indukowane przez takie wiry **poza rdzeniem wiru** obliczyć można poprzez całkowanie numeryczne. W tym celu na podstawie wyrażeń (3.20) i (3.21) można określić składowe wektora elementarnego wiru. Są one równe:

$$\mathbf{l} = [dx_w, A\Omega \sin(\Omega x_w + \varphi_w)dx_w, -A\Omega \cos(\Omega x_w + \varphi_w)dx_w]^\top \quad (3.22)$$

gdzie φ_w jest przesunięciem fazowym wirów (lewego lub prawego).

Uwzględniając w (2.4) zależność (3.22), po wprowadzeniu dla uproszczenia oznaczeń:

$$\psi_L = \Omega x_w + \varphi_L \quad \psi_P = \Omega x_w + \varphi_P \quad (3.23)$$

otrzymuje się:

— dla wiru lewego:

$$\mathbf{v}_{ind_A_L\,fal} = \begin{bmatrix} (v_{ind_A_L\,x_w})_{fal} \\ (v_{ind_A_L\,y_w})_{fal} \\ (v_{ind_A_L\,z_w})_{fal} \end{bmatrix} = \quad (3.24)$$

$$= \begin{bmatrix} \frac{A\Omega}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{\sin \psi_L (z_A - A \sin \psi_L) + \cos \psi_L \left(y_A + \frac{b}{2} - A \cos \psi_L \right)}{\left[(x_A - x_w)^2 + \left(y_A + \frac{b}{2} - A \cos \psi_L \right)^2 + (z_A - A \sin \psi_L)^2 \right]^{3/2}} dx_w \\ - \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{A\Omega \cos \psi_L (x_A - x_w) + z_A - A \sin \psi_L}{\left[(x_A - x_w)^2 + \left(y_A + \frac{b}{2} - A \cos \psi_L \right)^2 + (z_A - A \sin \psi_L)^2 \right]^{3/2}} dx_w \\ \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{y_A + \frac{b}{2} - A \cos \psi_L - A\Omega \sin \psi_L (x_A - x_w)}{\left[(x_A - x_w)^2 + \left(y_A + \frac{b}{2} - A \cos \psi_L \right)^2 + (z_A - A \sin \psi_L)^2 \right]^{3/2}} dx_w \end{bmatrix}$$

— dla wiru prawego:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_{ind_A_P\,fal} &= \begin{bmatrix} (v_{ind_A_P\,x_w})_{fal} \\ (v_{ind_A_P\,y_w})_{fal} \\ (v_{ind_A_P\,z_w})_{fal} \end{bmatrix} = \\ &= \begin{bmatrix} \frac{A\Omega}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{\sin \psi_P(z_A - A \sin \psi_P) + \cos \psi_P \left(y_A - \frac{b}{2} - A \cos \psi_P\right)}{\left[(x_A - x_w)^2 + \left(y_A - \frac{b}{2} - A \cos \psi_P\right)^2 + (z_A - A \sin \psi_P)^2\right]^{3/2}} dx_w \\ -\frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{A\Omega \cos \psi_P(x_A - x_w) + z_A - A \sin \psi_P}{\left[(x_A - x_w)^2 + \left(y_A - \frac{b}{2} - A \cos \psi_P\right)^2 + (z_A - A \sin \psi_P)^2\right]^{3/2}} dx_w \\ \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{y_A - \frac{b}{2} - A \cos \psi_P - A\Omega \sin \psi_P(x_A - x_w)}{\left[(x_A - x_w)^2 + \left(y_A - \frac{b}{2} - A \cos \psi_P\right)^2 + (z_A - A \sin \psi_P)^2\right]^{3/2}} dx_w \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.25)$$

Jeżeli punkt A leży **wewnątrz rdzenia wiru**, to składowe prędkości indukowanej przez ten wir można obliczyć, wykorzystując zależność (2.1). W tym przypadku w układzie $O_w x_w y_w z_w$ wektor jednostkowy $\mathbf{1}$ pokrywający się z lokalną osią wiru ma składowe:

$$\mathbf{1} = \left[\frac{1}{\sqrt{1 + (A\Omega)^2}}, \frac{A\Omega \sin(\Omega x_w + \varphi_w)}{\sqrt{1 + (A\Omega)^2}}, \frac{-A\Omega \cos(\Omega x_w + \varphi_w)}{\sqrt{1 + (A\Omega)^2}} \right]^\top \quad (3.26)$$

Składowe prędkości indukowanej od wiru lewego i prawego sumują się, tak jak pokazano powyżej. W tym przypadku jest¹:

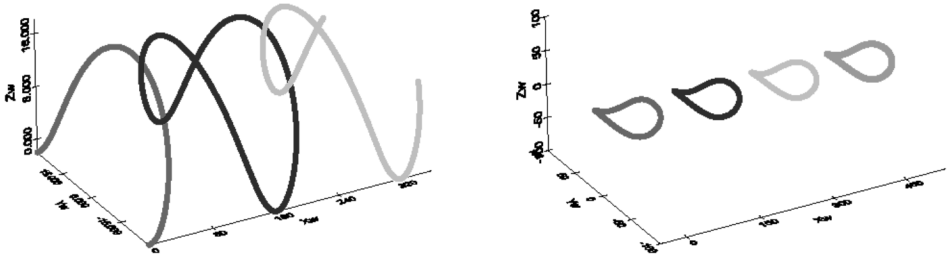
$$\begin{aligned} v_{ind_A\,x_w} &= v_{ind_A_L\,x_w} + v_{ind_A_P\,x_w} \\ v_{ind_A\,y_w} &= v_{ind_A_L\,y_w} + v_{ind_A_P\,y_w} \\ v_{ind_A\,z_w} &= v_{ind_A_L\,z_w} + v_{ind_A_P\,z_w} \end{aligned} \quad (3.27)$$

W dalszych obliczeniach należy zastosować zależności (3.17)-(3.19) pozwalające obliczyć składowe prędkości indukowanej przez wiry w układzie związanym z samolotem $Oxyz$.

3.3. Pole prędkości indukowanej przez wiry pierścieniowe

Obserwacje pokazują, że dalsza zmiana kształtu śladu wirowego polega na powstaniu tzw. wirów pierścieniowych. W celu opisu ich kształtu wykorzystano zaproponowany przez G.D. Millera model oparty na takich właśnie obserwacjach.

¹Indeks „fal” pominięto.



Rys. 6. Wiry pierścieniowe

W symulacjach założono, że wzdłuż linii prostej położone są wiry pierścieniowe pokazane na wykresach na rysunku 6. W zdefiniowanym poprzednio układzie $O_w x_w y_w z_w$ geometrię tych wirów można opisać parametrycznymi wyrażeniami:

$$\begin{aligned} x_w &= n\lambda + A \cos \mu & y_w &= B_1 \sin \mu + B_2 \sin 3\mu \\ z_{wL} &= C_1 \cos(2\mu) + C_2 \end{aligned} \quad (3.28)$$

gdzie: μ – parametr pierścieni wirowych, $\mu \in \langle 0, 2\pi \rangle$,

$n = (\dots, -2, -1, 0, 1, 2, \dots)$ oraz

$$\begin{aligned} A &= b \left[1.3 + \left(\frac{\lambda}{b/2.1} - 1.3 \right) (1 - T_v)^3 \right] \\ B_1 &= -b \left[0.95 + \left(\frac{\lambda}{b/2.1} - 1 \right) \sin \left(\frac{\pi}{5.2T_v} - 0.1 \right) \right] \\ B_2 &= -b(1 - T_v)^5 \sin(\pi T_v - 0.2) \\ C_1 &= b \cos \left(\frac{\pi}{2T_v} - \frac{\pi}{6} \right) \\ C_2 &= 0.4b \end{aligned} \quad (3.29)$$

T_v jest bezwymiarowym wskaźnikiem zagęszczenia pierścieni wirowych.

Prędkość indukowana w punkcie A oblicza się metodą całkowania numerycznego, sumując składniki od kolejnych wirów. W tym celu należy obliczyć składowe wektora elementarnego wiru. Uwzględniając zależności (3.28), są one równe:

$$d\mathbf{l} = \begin{bmatrix} dl_x \\ dl_y \\ dl_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A \sin \mu \, d\mu \\ -(B_1 \cos \mu + B_2 \cos 3\mu) \, d\mu \\ C_1 \sin 2\mu \, d\mu \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Po podstawieniu do (2.4) otrzymuje się:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{v}_{ind_A} &= \begin{bmatrix} (v_{ind_A-x_w})_{piersc} \\ (v_{ind_A-y_w})_{piersc} \\ (v_{ind_A-z_w})_{piersc} \end{bmatrix} = \\
 &= \begin{bmatrix} \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{(z_A - z_w)dl_y - (y_A - y_w)dl_z}{[(x_A - x_w)^2 + (y_A - y_w)^2 + (z_A - z_w)^2]^{3/2}} \\ \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{(x_A - x_w)dl_z - (z_A - z_w)dl_x}{[(x_A - x_w)^2 + (y_A - y_w)^2 + (z_A - z_w)^2]^{3/2}} \\ \sum_{n=-\infty}^{\infty} \frac{1}{4\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \Gamma_w \frac{(y_A - y_w)dl_x - (x_A - x_w)dl_y}{[(x_A - x_w)^2 + (y_A - y_w)^2 + (z_A - z_w)^2]^{3/2}} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{3.31}$$

3.4. Uproszczenia stosowane przy obliczaniu pole prędkości indukowanej przez wiry faliste lub pierścieniowe

Obliczenie prędkości indukowanej bezpośrednio poprzez numeryczne całkowanie wyrażeń (3.24), (3.25) lub (3.31) jest zagadnieniem złożonym i wymaga poprawnego określenia granic całkowania. Ich zwiększanie poprawia dokładność wyniku, ale prowadzi do wydłużania czasu obliczeń. Z tego powodu w analizie przyjęto, że jedynie część wiru leżąca naprzeciwko rozpatrywanego punktu ma kształt falisty lub pierścieniowy. Pozostała część wiru jest aproksymowana półprostymi. W związku z tym prędkość indukowana przez wir można obliczyć następująco:

prędkość = (prędkość od nieskończonego wiru prostego – prędkość od odcinka, dla którego uwzględniono krzywoliniowość) + prędkość od krzywoliniowej części wiru

W symulacjach założono, że długość odcinka, dla którego uwzględnia się krzywoliniowość równa jest N -krotności długości fali λ . Zatem współrzędne końców tego odcinka wynoszą odpowiednio:

$$x_p = x_A - \lambda \frac{N}{2} \quad \text{oraz} \quad x_k = x_A + \lambda \frac{N}{2} \tag{3.32}$$

W przypadku stałej cyrkulacji wzdłuż wiru prędkość od odcinka, dla którego uwzględniono krzywoliniowość, składowe prędkości indukowanej są równe:

— dla wiru lewego:

$$(v_{ind_A-L-y_w})_{odc} = -\frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{z_A}{\mathcal{A}^+} \mathcal{B}^+ \quad (v_{ind_A-L-z_w})_{odc} = \frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{y_A + \frac{b}{2}}{\mathcal{A}^+} \mathcal{B}^+ \tag{3.33}$$

— dla wiru prawego:

$$(v_{ind_A_P_y_w})_{odc} = -\frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{z_A}{\mathcal{A}^-} \mathcal{B}^- \quad (v_{ind_A_P_z_w})_{odc} = \frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{y_A - \frac{b}{2}}{\mathcal{A}^-} \mathcal{B}^- \quad (3.34)$$

gdzie $\mathcal{A}^+$ i $\mathcal{A}^-$ dane są wzorem (3.9) oraz

$$\mathcal{B}^+ = \frac{\lambda \frac{N}{2}}{\sqrt{\left(\lambda \frac{N}{2}\right)^2 + \left(y_A + \frac{b}{2}\right)^2 + z_A^2}} \quad \mathcal{B}^- = \frac{\lambda \frac{N}{2}}{\sqrt{\left(\lambda \frac{N}{2}\right)^2 + \left(y_A - \frac{b}{2}\right)^2 + z_A^2}} \quad (3.35)$$

Uwzględniając powyższe zależności, otrzymuje się końcowe wyrażenia, które w przypadku wirów falistych są równe:

— dla wiru lewego:

$$\begin{aligned} v_{ind_A_L_x_w} &= (v_{ind_A_L_x_w})_{krzyw} \\ v_{ind_A_L_y_w} &= -\frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{z_A}{\mathcal{A}^+} (1 - \mathcal{B}^+) + (v_{ind_A_L_y_w})_{krzyw} \\ v_{ind_A_L_z_w} &= \frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{y_A + \frac{b}{2}}{\mathcal{A}^+} (1 - \mathcal{B}^+) + (v_{ind_A_L_z_w})_{krzyw} \end{aligned} \quad (3.36)$$

— dla wiru prawego:

$$\begin{aligned} v_{ind_A_P_x_w} &= (v_{ind_A_P_x_w})_{krzyw} \\ v_{ind_A_P_y_w} &= -\frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{z_A}{\mathcal{A}^-} (1 - \mathcal{B}^-) + (v_{ind_A_P_y_w})_{krzyw} \\ v_{ind_A_P_z_w} &= \frac{\Gamma_L}{2\pi} \frac{y_A - \frac{b}{2}}{\mathcal{A}^-} (1 - \mathcal{B}^-) + (v_{ind_A_P_z_w})_{krzyw} \end{aligned} \quad (3.37)$$

Występujące w wyrażeniach (3.36) i (3.37) składowe od części krzywoliniowej wirów oblicza się w oparciu o formuły (3.24) i (3.25) lub (3.31), wykonując całkowanie w granicach określonych przez (3.32).

4. Opis procedury symulacji ruchu samolotu

W celu symulacji lotu samolotu, na który oddziałują wiry zaskrzydłowe, zastosowano klasyczny opis ruchu bazujący na rozwiązaniu układu dwunastu nieliniowych równań różniczkowych zwyczajnych. Model ten opisany jest szerzej w pracy [7]. Został on zmodyfikowany w zakresie obliczeń dotyczących wyznaczania sił i momentów aerodynamicznych:

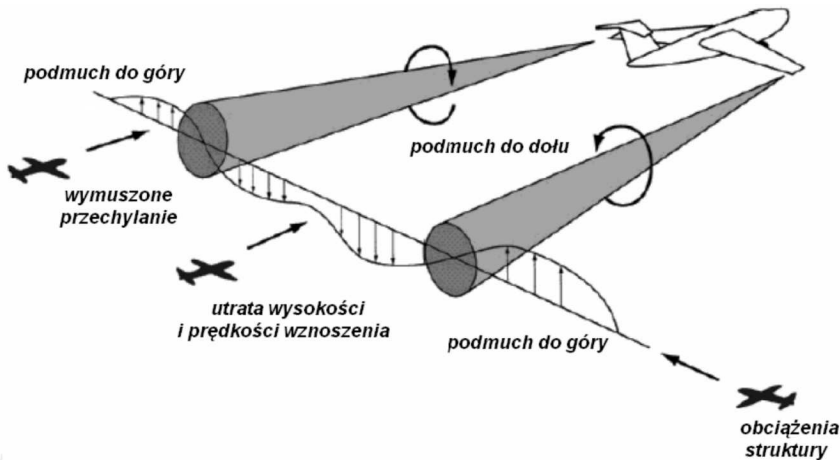
$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_k + \mathbf{R}_{sk} + \mathbf{R}_H + \mathbf{R}_V$$

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_k + \mathbf{M}_{sk} + \mathbf{M}_H + \mathbf{M}_V$$
(4.1)

gdzie poszczególne indeksy oznaczają: k – kadłub, sk – skrzydło, H – usterzenie poziome, V – usterzenie pionowe.

W tym celu spośród nich wyodrębniono siły i momenty wytwarzane przez skrzydło. Wyznaczano je metodą pasową, obliczając w poszczególnych przekrojach skrzydła kolejno: składowe prędkości powietrza z uwzględnieniem oddziaływania wirów, kąt natarcia, elementarne siły i momenty aerodynamiczne. Na koniec przeprowadzano całkowanie otrzymanych wartości wzdłuż skrzydła.

Opisaną powyżej procedurę stosowano w każdej kolejnej chwili lotu. Umożliwiło to określenie odpowiedzi samolotu na oddziaływanie śladu wirowego. Schematycznie oddziaływanie to pokazano na rysunku 7.



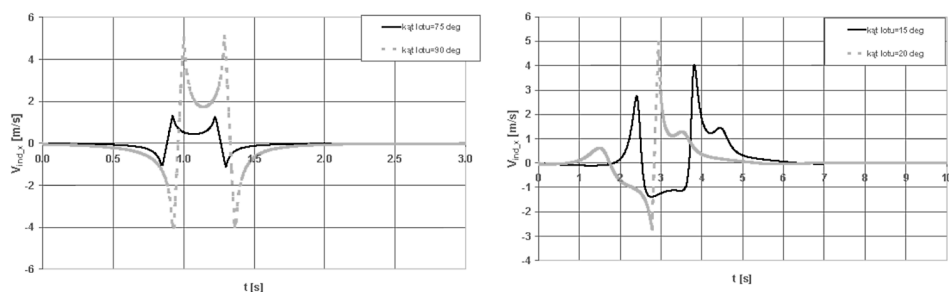
Rys. 7. Schemat oddziaływania wirów zaskrzydłowych na samolot

5. Przykładowe wyniki symulacji

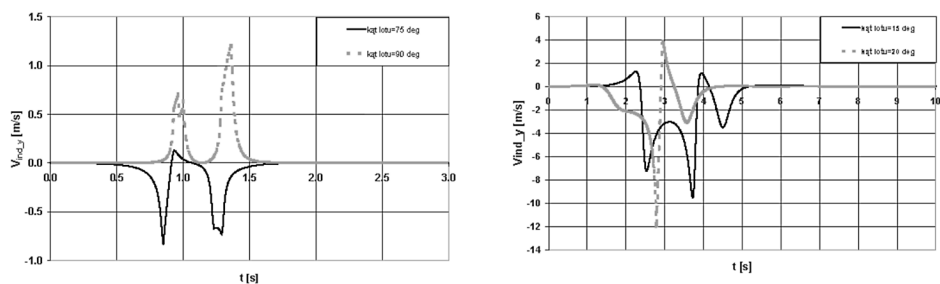
Poniżej pokazane zostaną przykładowe wyniki, które otrzymano dla przypadku oddziaływania wirów falistych na samolot. Założono, że wiry te leżą w płaszczyźnie poziomej. Również samolot, który wlatuje w strefę wirów, wykonuje lot prostoliniowy w tej samej płaszczyźnie. Przeprowadzono obliczenia, zmieniając kąt pomiędzy początkową trajektorią lotu samolotu i śladem wirowym. Wykorzystano dane samolotu Bryza. Założono, że ślad wirowy generowany jest przez samolot Boeing 737.

Na rysunkach 8÷10 pokazano jak zmieniają się składowe prędkości indukowanej przy przelocie przez ślad wirowy pod kątami 90° i 75° (lot *prostopadły*) oraz 15° i 20° (lot *styczny*).

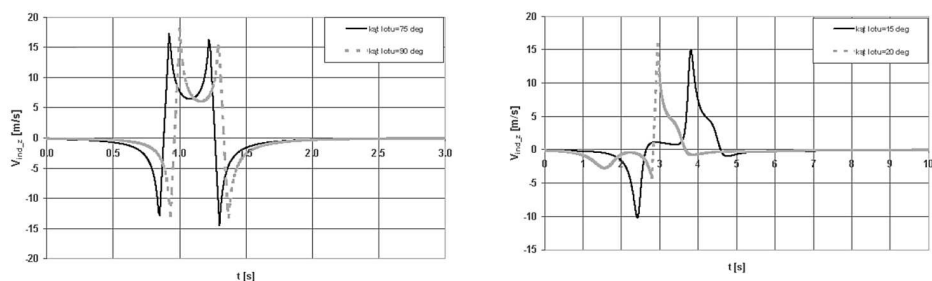
Pokazane przebiegi dotyczą środka masy samolotu. Przebiegi składowych v_{ind_x} i v_{ind_z} przy kątach 90° i 75° wynikają z superpozycji prędkości indukowanych przez dwa sąsiadujące ze sobą wiry. Ze względu na ich falistość pojawia się też niezerowa składowa v_{ind_y} . Przy locie pod kątami 15° i 20° składowe prędkości indukowanej zmieniają się zasadniczo, co wynika ze znacznych zmian trajektorii lotu samolotu w stosunku do śladu wirowego.



Rys. 8. Składowa v_{ind_A-x} prędkości indukowanej

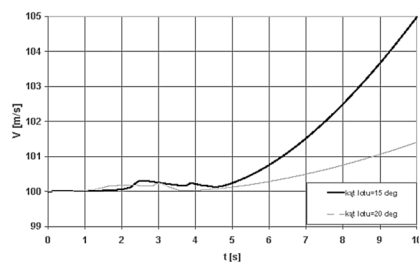
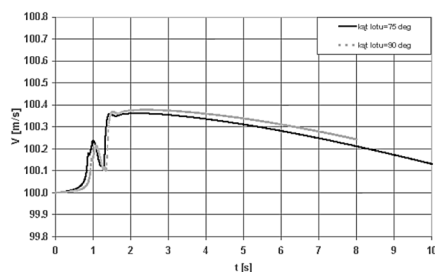


Rys. 9. Składowa v_{ind_A-y} prędkości indukowanej

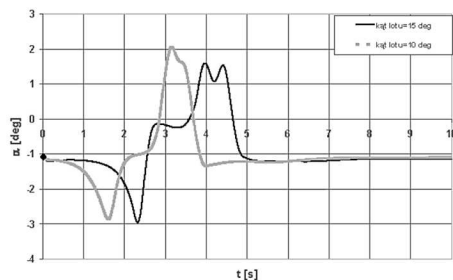
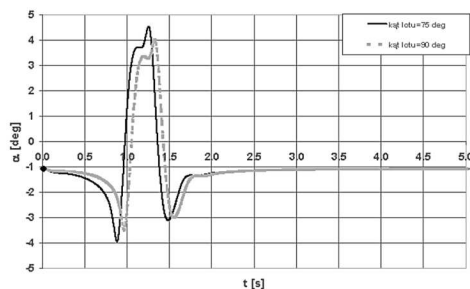


Rys. 10. Składowa v_{ind_A-z} prędkości indukowanej

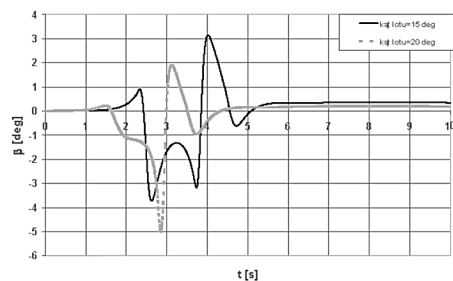
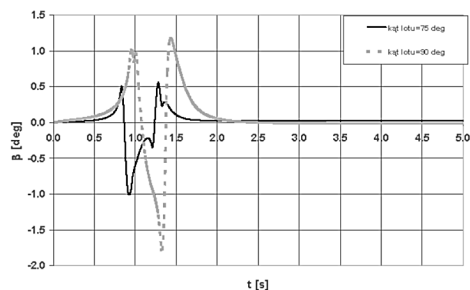
Z rysunku 11 wynika, że w przypadku lotu prostopadłego do śladu wirowego prędkość lotu samolotu ulega niewielkim zaburzeniom. Natomiast lot pod małym kątem wiąże się z dużą i narastającą zmianą prędkości. Lot prostopadły powoduje z kolei większe zaburzenia kąta natarcia (rys. 12). Zmiany te zachodzą w ciągu około dwóch sekund.



Rys. 11. Zmiana prędkości lotu samolotu



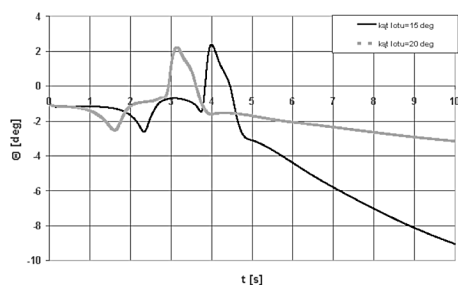
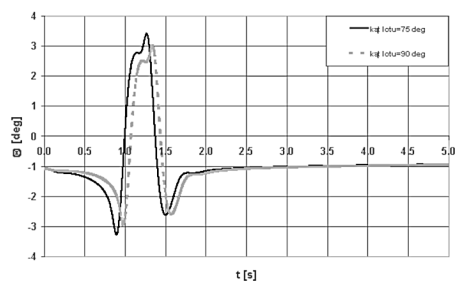
Rys. 12. Zmiana kąta natarcia samolotu



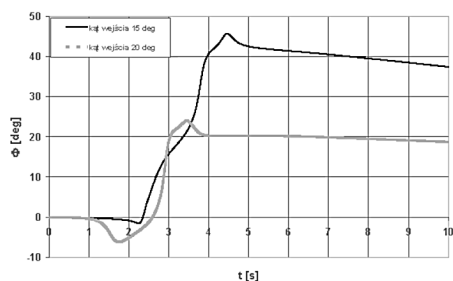
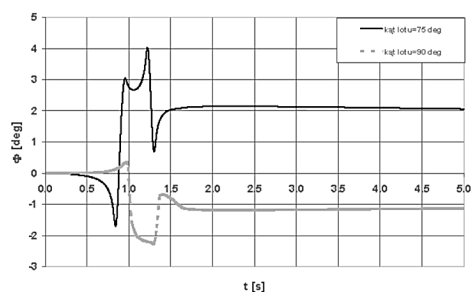
Rys. 13. Zmiana kąta ślizgu samolotu

W przypadku lotu stycznego dużym zmianom ulega kąt ślizgu (rys. 13). Samolot doznaje ślizgu zarówno na lewe, jak i prawe skrzydło w ciągu około trzech sekund. Skutkiem zmiany kąta natarcia jest zmiana kąta pochylenia samolotu (rys. 14). Dla lotu poziomego zmiany te są podobne. Natomiast dla

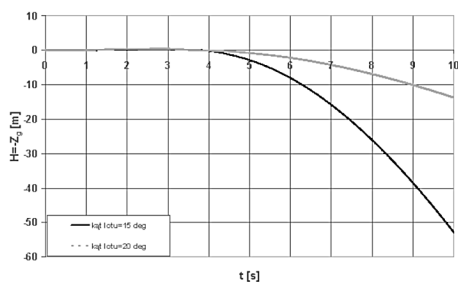
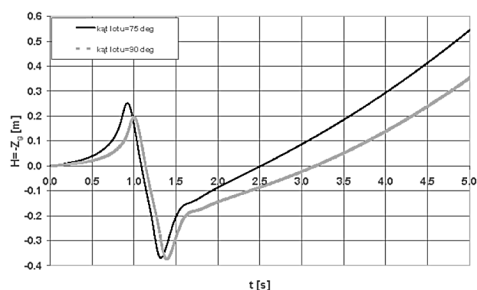
lotu stycznego, przy kącie 15° obserwuje się pogłębiające się pochylenie samolotu. Związane jest to ze znacznym przechyleniem samolotu (rys. 15), które osiąga w ciągu trzech sekund 45° . Narusza to równowagę sił, co prowadzi do obniżenia wysokości lotu (rys. 16). Należy zwrócić uwagę na fakt, że przy locie prostym, zarówno kąt przechylenia, jak i wysokość lotu zmienia się nieznacznie.



Rys. 14. Zmiana kąta pochylenia samolotu



Rys. 15. Zmiana kąta przechylenia samolotu



Rys. 16. Zmiana wysokości lotu

6. Wnioski

W pracy przedstawiono sposób modelowania oddziaływania wirów zaskrzydłowych na samolot wlatujący w obszar ich oddziaływania.

Przykładowe wyniki potwierdzają istotny wpływ tych wirów na dynamikę samolotu, na który oddziałują. Mają one bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo lotu.

Dalsze badania będą dotyczyły wyznaczenia warunków, przy których przełot przez wiry będzie można uznać za bezpieczny. W szczególności określone zostaną bezpieczne kąty przelotu przez ścieżkę wirową. Analizie poddany zostanie też wpływ cyrkulacji wirów na reakcję samolotu. Stosując odpowiednie modele rozpraszania energii wirów, pozwoli to na ocenę, po jakim czasie możliwy jest bezpieczny przełot przez wiry wygenerowane przez konkretny samolot.

Bibliografia

1. McMILLAN O.J., SCHWIND R.G., NIELSEN J.N., DILLENIUS M.F., 2000, Rolling moments in a trailing vortex flowfield, *Journal of Aircraft*, **15**, 5
2. ROSSOW V.J., JAMES K.D., 1978, Overview of wake-vortex hazards during cruise, *Journal of Aircraft*, **37**, 6
3. PARKS E.K., BATCH R.E., SHIN J.H., 1998, Reconstruction of the 1994 Pittsburgh airplane accident using a computer simulation, *Journal of Aircraft*, **25**, 5
4. LUCKNER R., HOHNE G., FUHRMANN M., 2003, Hazard criteria for wake vortex encounters during approach, *Proceedings of Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress*, Munchen, 17-20 November
5. LOUCHEL R.E., CROUCH J.D., 2005, Flight-simulator study of airplane encounters with perturbed trailing vortices, *Journal of Aircraft*, **42**, 4
6. TOMBACH I., 1973, Observations of atmospheric effects on vortex wake behaviour, *Journal of Aircraft*, **10**, 11
7. KOWALECZKO G., MNITOWSKI S., NOWAKOWSKI M., 2006, Lot samolotu w stochastycznym polu wiatru, W: *Mechanika w Lotnictwie ML-XII 2006*, J. Maryniak (red.), PTMTS

Modelling of trailing vortices effect on passing aircraft

Abstract

Trailing vortices are an unavoidable byproduct of finite-span lifting wings. These vortices can persist for several minutes, which translates to many miles behind the generating airplane. Airplane trailing vortices are a potential safety issue for passing airplanes, which may experience hazardous rolling motion if the vortices are encountered. The level of vortices effect on the following aircraft depends on their circulation and geometry as well as on the position of aircraft trajectory in relation to the vortices. This paper presents both a mathematical model of trailing vortices and a method of modelling their effect on the following aircraft. Exemplary results of simulation are shown.

STABILIZACJA RUCHU PROGRAMOWEGO W LOCIE WZDŁUŻ ZADANEJ TRAJEKTORII

WOJCIECH BLAJER

Politechnika Radomska

e-mail: w.blajer@pr.radom.pl

JERZY GRAFFSTEIN

MARIUSZ KRAWCZYK

Institut Lotnictwa

e-mail: jgraff@ilot.edu.pl, krawczyk@ilot.edu.pl

W pracy zaproponowano sposób zmniejszenia wrażliwości sterowania programowego lotem samolotu w obecności zakłóceń zewnętrznych. Zagadnienie polega najpierw na sformułowaniu więzów programowych dla obiektu nieliniowego, a następnie na wyznaczeniu sterowania realizującego zadany program ruchu. Sterowanie tego typu ma charakter sterowania nominalnego, które w warunkach lotu rzeczywistego wymaga współpracy z układem automatycznej stabilizacji. Zaproponowano i opisano sposób działania układu takiego typu, wraz z przyjętymi prawami sterowania i współczynnikami wzmocnień. Zamieszczony przykład symulacji lotu wzdłuż zadanej trajektorii ilustruje wrażliwość wyliczonego sterowania na zaburzenia atmosfery.

1. Wprowadzenie

W szeregu zagadnień dotyczących planowania lotów czy misji samolotów (pilotowanych przez człowieka, jak również bezpilotowych) istotnym problemem jest możliwość, z jednej strony, kształtowania w szerokim zakresie przebiegu trajektorii ruchu obiektu, a z drugiej strony, możliwość wyznaczenia zmiennych stanu i sterowań niezbędnych dla realizacji zadanej trajektorii. Propozycją rozwiązania tego problemu jest opisany w pracy automatycznie stabilizowany ruch programowy.

2. Ruch programowy

Punktem wyjściowym dla ruchu programowego są następujące cztery zależności opisujące więzy nałożone na ruch samolotu: trajektoria przestrzenna, położenie kątowe samolotu względem tejże trajektorii oraz żądane zmiany prędkości lotu. Tak zdefiniowane więzy programowe można zapisać w następującej formie (patrz również [4], [5]):

$$\mathbf{r} = \hat{\mathbf{r}}(s) = \begin{bmatrix} \hat{x}(s) \\ \hat{y}(s) \\ \hat{z}(s) \end{bmatrix} \quad s = \tilde{s}(t) \quad (2.1)$$

$$\beta = \tilde{\beta}(s) \quad \text{lub} \quad \varphi = \tilde{\varphi}(s)$$

gdzie: s jest parametrem naturalnym, równym bieżącej długości łuku toru, a oznaczenie $(\cdot)$ odnosi się do wielkości programowych.

Opisana trajektoria $(2.1)_1$ jest równoważna dwóm więzom nałożonym na położenie przestrzenne samolotu traktowanego jako punkt materialny. Kolejno uwzględniona jest jedna z dwóch zależności na położenie kątowe płatowca, $(2.1)_3$ lub $(2.1)_4$. Pierwsza, $\tilde{\beta}(s) = 0$, wybierana częściej, stosowana jest dla modelowania manewrów charakteryzujących się zakrętami skoordynowanymi. Druga, $\varphi = \tilde{\varphi}(s)$, znajduje zastosowanie w modelowaniu niektórych figur akrobacji lotniczej, jak becška szybka lub sterowana. Wreszcie ostatnie, naturalne więzy nałożone na prędkość lotu $V = \tilde{V}(s)$, są transformowane do postaci $(2.1)_2$, czyli $s = \tilde{s}(t)$.

Jak wiadomo z [3]-[5], realizacja więzów $(2.1)_1$ jest styczna, co oznacza, że dysponowane sterowania nie wpływają bezpośrednio na równowagę sił na kierunkach ortogonalnych do trajektorii. Zamiast tego, konieczny bilans sił jest realizowany poprzez odpowiednie zmiany położenia kąowego samolotu względem trajektorii. Stanowi to dwa dodatkowe więzy nałożone na położenie kątowe płatowca realizowane przez odpowiednie wychylenia powierzchni sterowych. Zjawisko to, nazywane „podwojeniem więzów”, powoduje, że ruch samolotu o sześciu stopniach swobody opisany czterema więzami programowymi jest w istocie ruchem zupełnym. Wyjaśnia to także pozorny paradoks, że po nałożeniu czterech więzów na układ o sześciu stopniach swobody, możemy tym układem sterować przy użyciu jedynie czterech zmiennych sterujących – siły ciągu oraz wychyleń sterów wysokości, kierunku i lotek, $\mathbf{u} = [T, \delta_H, \delta_V, \delta_L]^\top \equiv [T, \boldsymbol{\delta}^\top]^\top$. W procesie wyznaczania wektora sterowania $\mathbf{u}$, wyliczane są także następujące zmienne stanu: prędkości kątowe samolotu, $\mathbf{z} = [p, q, r]^\top$, kąt natarcia i ślizgu oraz kąty opisujące położenie

kątowe samolotu względem trajektorii, $\mathbf{y} = [\alpha, \beta, \phi, \gamma, \chi]^\top$. Równania ruchu programowego stanowią następujący układ dwunastu równań algebraiczno-różniczkowych, opisanych szczegółowo w [4] i [5]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{z}} &= \mathbf{E}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \delta, T) & \mathbf{z} &= \mathbf{F}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}}) \\ \mathbf{0} &= \mathbf{G}(\mathbf{y}, \mathbf{t}) & \mathbf{0} &= \mathbf{H}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \mathbf{T}, \mathbf{t})\end{aligned}\quad (2.2)$$

Trzy pierwsze równania z (2.2) o postaci symbolicznej $\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{E}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \delta, T)$ stanowią opis dynamiki ruchów obrotowych samolotu w układzie osi (B) związanych z obiektem, [4] i [6], które można zapisać w formie

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_B^{(B)} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_B^{(B)} \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_B^{(B)} = \mathbf{N}^{(B)} \quad (2.3)$$

gdzie macierz składowych prędkości kątowych i macierz momentów bezwładności samolotu wynoszą odpowiednio:

$$\boldsymbol{\omega}_B^{(B)} = \mathbf{z} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad \tilde{\boldsymbol{\omega}}_B^{(B)} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix}$$

a $\mathbf{N}^{(B)}$ zawiera składowe w układzie (B) wypadkowego momentu sił zewnętrznych działających na samolot – sił aerodynamicznych, siły ciężkości oraz ciągu układu napędowego i dodatkowo oddziaływania giroskopowego. Ten ostatni występuje tylko wtedy, gdy w samolocie znajdują się elementy wykonujące ruch obrotowy.

Kolejno $\mathbf{z} = \mathbf{F}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}})$ w (2.2) reprezentuje trzy związki kinematyczne ruchu obrotowego, a $\mathbf{0} = \mathbf{G}(\mathbf{y}, \mathbf{t})$ trzy równania algebraiczne wynikające z nałożonych więzów położenia samolotu dla przyjętej trajektorii lotu samolotu (2.1)₁, które można zapisać jako ([4, 6])

$$\begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{x}'(s) \\ \hat{y}'(s) \\ \hat{z}'(s) \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Równanie to wyraża warunek styczności wektora prędkości liniowej $\mathbf{v} = \dot{\hat{\mathbf{r}}}(s)$ do postulowanej trajektorii. Ostatnie trzy równania algebraiczne z (2.2),

$\mathbf{0} = \mathbf{H}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \mathbf{T}, \mathbf{t})$, stanowiące opis dynamiki ruchów postępowych w układzie aerodynamicznym (A) ([4, 6]), można zapisać w formie

$$m\dot{\mathbf{v}}^{(A)} + m\tilde{\boldsymbol{\omega}}_A^{(A)}\mathbf{v}^{(A)} = \mathbf{F}^{(A)} \quad (2.6)$$

gdzie macierz składowych prędkości kątowych w układzie (A) :

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}}_A^{(A)} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

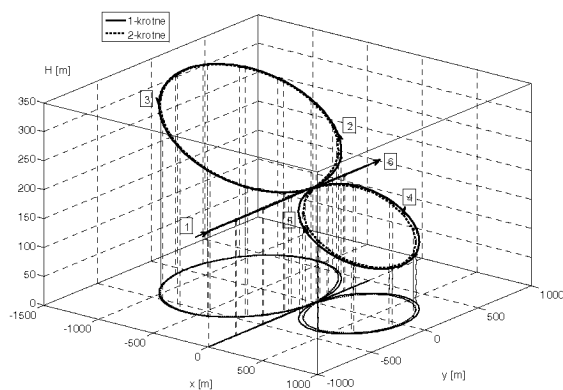
m – całkowita masa samolotu, a $\mathbf{F}^{(A)}$ – wektor wypadkowy wszystkich sił zewnętrznych w układzie (A) oddziałujących na samolot [14].

Rozwiązanie równań (2.2) pozwala na wyznaczenie zarówno przebiegu wektora sterowania obiektem o znanych własnościach dynamicznych w ruchu po zaplanowanej trajektorii lotu, jak też przebiegu wektora zmiennych stanu wraz z wektorem jego położenia kąтового.

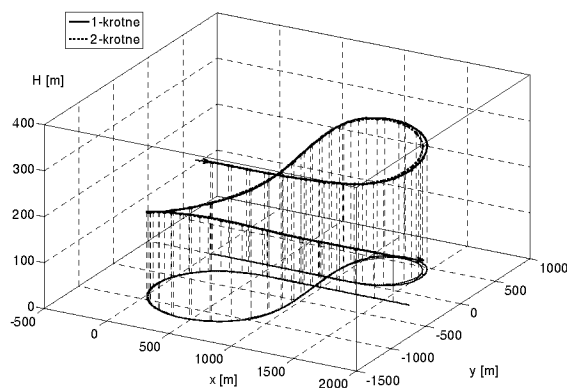
3. Interpretacja trajektorii w ruchu programowym

W pracy zdecydowano, że dowolnie przyjętej trajektorii zostanie nadana interpretacja matematyczna w formie wielomianowych funkcji sklejanych. Każdy odcinek pomiędzy kolejnymi arbitralnie przyjętymi punktami drogi opisują funkcje sklepane oddzielnie dla każdej współrzędnej. Autorzy referatu analizowali wcześniej funkcje trzeciego stopnia, czwartego i piątego stopnia [3]. W dalszych rozważaniach wybrano odmienny wariant polegający na zastosowaniu dwukrotnego wygładzania za pomocą funkcji sklepanej trzeciego rzędu. Przykładem wyników tych rozwiązań są wykresy na rys. 1 i 2, na których krzywe narysowane liniami przerywanymi reprezentują wynik dwukrotnego wygładzania, a linią ciągłą – jednokrotne wygładzanie.

Na rys. 1 pokazano przykład jednej z kilku rozważanych trajektorii. Samolot wykonuje tzw. ósemkę z jednoczesną zmianą wysokości lotu. Kierunek lotu jest zgodny z narysowanymi strzałkami. Początek trasy opisany numerem 1 stanowi odcinek prostoliniowy. Następnie wykonywany jest większy okrąg o promieniu 600 m (nr 2 i 3). W kolejnej fazie realizowany jest lot po mniejszym okręgu o promieniu 400 m (nr 4 i 5), a na końcu prostoliniowy odcinek (nr 6).



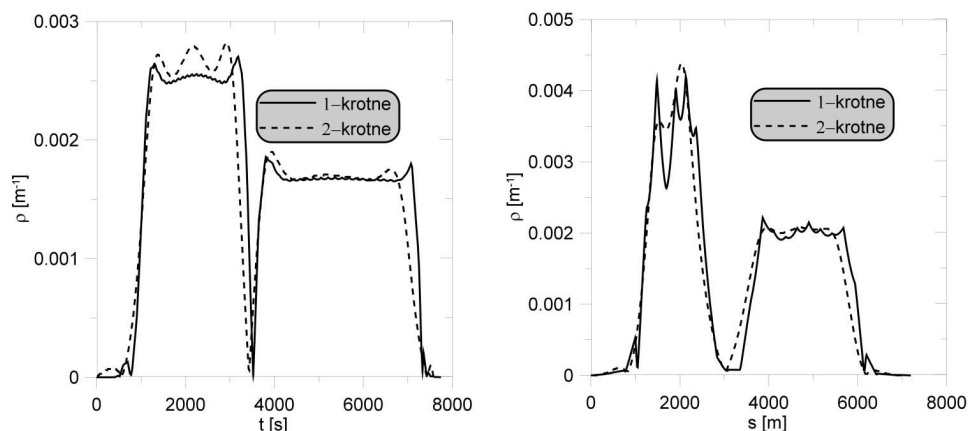
Rys. 1. Przebieg trajektorii lotu samolotu – przykład 1



Rys. 2. Przebieg trajektorii lotu samolotu – przykład 2

Na rys. 2 przedstawiono propozycję kształtu innej trajektorii zbudowanej na początku z odcinka prostoliniowego, następnie z dwóch zakrętów w przeciwnych kierunkach (każdy ze zmianą kąta odchylenia o 270°) przy dwukrotnej zmianie wysokości (o ok. 200 m) i na końcu odcinka prostoliniowego. Trajektoria ta zostanie omówiona w dalszej części pracy przy okazji przykładu zachowania się modelowanego matematycznie samolotu realizującego stabilizowany lot zgodnie z obliczeniami ruchu programowego.

Obie prezentowane wyżej trajektorie charakteryzowały się podanymi na wykresach (rys.3) zmianami krzywizny trajektorii dla dwukrotnego splajnu (krzywa narysowana linią przerywaną). Potwierdza to zalety przyjętej metody – w porównaniu z jednokrotną funkcją obserwujemy łagodniejsze zmiany krzywizny, szczególnie wyraźnie widoczne w przypadku drugiej trajektorii.



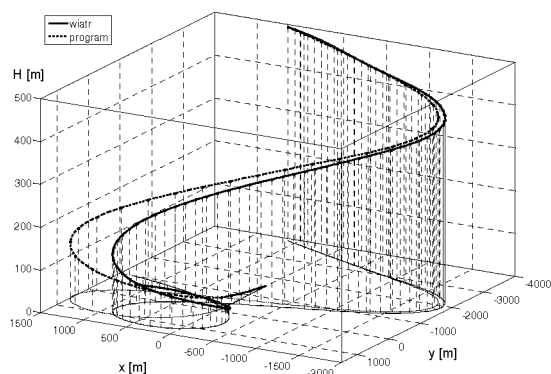
Rys. 3. Zmiany krzywizny trajektorii lotu

4. Struktura stabilizacji ruchu programowego

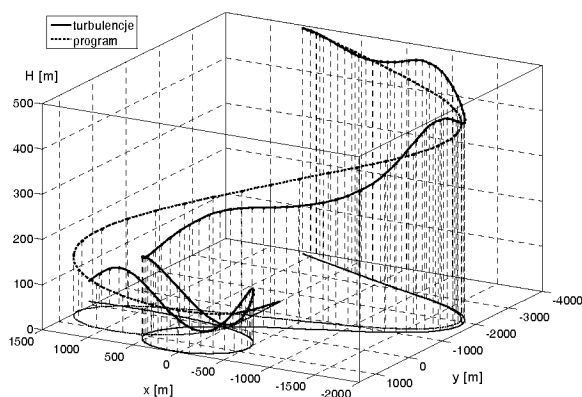
Symulacja ruchu programowego umożliwia wyliczenie wszystkich nominalnych wartości parametrów stanu oraz sterowań koniecznych do realizacji lotu wzdłuż przyjętej trajektorii ruchu zdefiniowanej jako ciąg kolejnych punktów drogi. Oznacza to teoretycznie uzyskania takiego sterowania, które umożliwi każde dowolnie przyjęte kątowe i liniowe usytuowanie samolotu w przestrzeni dla dowolnie wybranej chwili czasu. Jedynym nałożonym ograniczeniem fizycznym jest realizowalność tego sterowania z punktu widzenia dynamiki obiektu.

W praktycznym zastosowaniu, dla automatyzacji lotu samolotu przed jego startem, wykonane obliczenia pozwolą na zbudowanie programu lotu w postaci bazy danych nazwanej dalej generatorem ruchu programowego. W szczególnych sytuacjach program ruchu mógłby umożliwić wykonanie całego lotu. Realne warunki, w jakich odbywa się ruch samolotu i między innymi niedokładności obliczeniowe powodują, że korzystanie wyłącznie z ruchu programowego jest przyczyną narastającego w czasie błędu położenia obiektu względem zakładanej trajektorii.

Przykładem oddziaływania pojedynczego podmuchu wiatru jest przebieg trajektorii założonej i kształt toru zaburzonego przedstawiony na rys. 4. Mimo stosunkowo krótkiego czasu trwania zakłócenia, w końcowej fazie lotu zamodelowany samolot przyjmuje zupełnie inne położenia niż zadane. Ze względu na inny charakter oddziaływania poprzedniego zakłócenia w porównaniu z turbulencją uzyskujemy odmienny efekt – już po przebyciu pierwszych kilkunastu procent trasy (rys. 5) następuje wyraźne odejście od zadanej trajektorii, dodat-



Rys. 4. Trajektoria lotu samolotu – podmuch wiatru



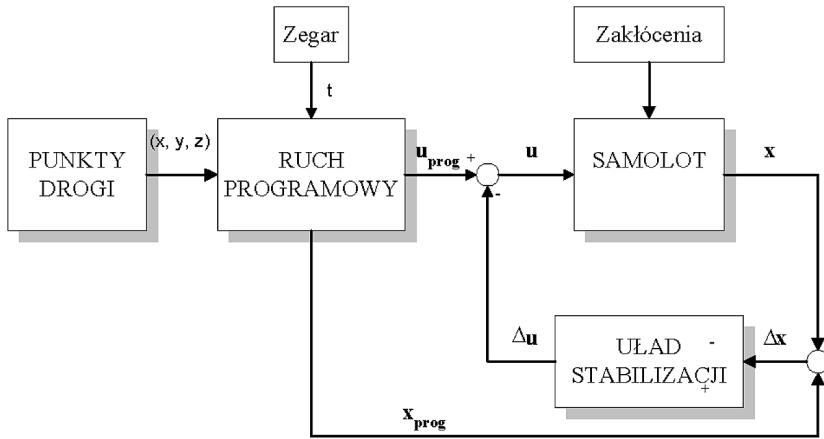
Rys. 5. Trajektoria lotu – turbulencje

kowo znacznie zwiększa się różnica pomiędzy końcowymi położeniami. Analiza występujących zjawisk pozwala na wskazanie istotnych czynników powodujących powstawanie błędów, a mianowicie:

- możliwość występowania przypadkowych zaburzeń ruchu samolotu typu podmuchów wiatru czy turbulencji,
- uproszczenia modelu dynamiki obiektu wpływające na niedokładności wyznaczonego ruchu programowego,
- niedokładności parametrycznej identyfikacji obiektu, w tym danych masowych, współczynników i pochodnych aerodynamicznych itd.,
- niedokładności i zaburzenia działania systemu napędowego i wykonawczego,
- błędy numeryczne obliczeń programu ruchu,

- niedokładności wyznaczenia warunków początkowych lotu samolotu,
- niestateczność ruchu samolotu.

Wymienione wyżej czynniki stanowią przesłankę wyboru pokazanej na rys.6 struktury sterowania [13]. Uczestniczy w niej automatyczne sterowanie stabilizujące ruch po zadanej trajektorii realizowanej zgodnie ze zmieniającymi się dostarczającymi przez generator ruchu programowego. Wyliczone w nim zmienne wynikają z żadanego ciągu punktów drogi opisanych trzema linowymi współrzędnymi przestrzennymi (x, y, z) oraz zadanej, linowej prędkości lotu samolotu.



Rys. 6. Schemat koncepcji programowego sterowania ze stabilizacją

Idea współdziałania pokazanego automatycznego sterowania polega na synchronicznym odczycie (taktowanym zegarem) parametrów stanu $\mathbf{x}_{prog}$ i sterowań programowych (nominalnych) $\mathbf{u}_{prog}$ z generatora programu ruchu. Sterowanie programowe jest modyfikowane poprzez układ stabilizujący wokół zadanej trajektorii, zgodnie z wyliczonym uchybem pomiędzy parametrami programowymi $\mathbf{x}_{prog}$, a rzeczywistymi $\mathbf{x}$. Stąd całkowita wartość sterowania wyliczana jest zgodnie z formułą:

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}_{prog} + \mathbf{K}_{WS}(\mathbf{x} - \mathbf{x}_{prog}) \quad (4.1)$$

gdzie: $\mathbf{K}_{WS}$ – macierz współczynników wzmocnień o postaci:

$$\mathbf{K}_{WS} = \begin{bmatrix} K_U^H & 0 & K_W^H & 0 & K_Q^H & 0 & K_x^H & 0 & K_z^H & 0 & K_\Theta^H & 0 \\ 0 & K_V^V & K_W^V & K_P^V & 0 & K_R^V & 0 & K_y^V & 0 & K_\Phi^V & 0 & K_\Psi^V \\ 0 & K_V^L & K_W^L & K_P^L & 0 & K_R^L & 0 & K_y^L & 0 & K_\Phi^L & 0 & K_\Psi^L \\ K_U^T & 0 & K_W^T & 0 & K_Q^T & 0 & K_x^T & 0 & K_z^T & K_\Phi^T & K_\Theta^T & K_\Psi^T \end{bmatrix}$$

5. Prawa sterowania i współczynniki wzmocnienia

Ogólna postać zlinearyzowanego modelu dynamiki samolotu wokół wybranego stanu równowagi najczęściej podawana jest w formie

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (5.1)$$

gdzie:

- $\mathbf{A}$ – macierz stanu,
- $\mathbf{B}$ – macierz sterowań,
- $\mathbf{x}$ – wektor zmiennych stanu, $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, z_1, \Phi, \Theta, \Psi]^\top$,
- $\mathbf{u}$ – wektor sterowań, $\mathbf{u} = [\delta_L, \delta_H, \delta_L, \delta_T]^\top$.

Przeprowadzono linearyzację, modelu nieliniowego [8], [9] wokół stanu ustalonego dla następujących zmiennych: prędkości lotu $V_0 = 60 \text{ m/s}$ i wysokości $H = 500 \text{ m}$ i otrzymano:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.0261 & 0 & 0.1153 & 0 & -0.9079 & 0 & 10^{-4} & 0 & 9.809 & 0 \\ 0 & -0.1972 & 0 & 0.8175 & 0 & -59.43 & 0 & 9.809 & 0 & 0 \\ -0.2968 & 0 & -1.952 & 0 & 58.61 & 0 & 9 \cdot 10^{-4} & 0 & 0.152 & 0 \\ 0 & -0.1564 & 0 & -7.108 & 0 & 2.536 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0036 & 0 & -0.231 & 0 & -3.643 & 0 & 10^{-5} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2228 & 0 & -0.2728 & 0 & -0.8935 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0155 & 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -60.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0.0155 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.0023 & 0 & -0.1454 & 0 & -0.4885 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.058 & 0 & 0.04 & 0 & -0.0931 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.4549 & 0 & -0.0194 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.01 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Następnie, dla tak zlinearyzowanego modelu, rozwiązano algebraiczne równanie Riccatiego ([1, 8, 12]):

$$\mathbf{P}\mathbf{A} + \mathbf{A}^\top \mathbf{P} - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}_1^{-1} \mathbf{B}^\top \mathbf{P} + \mathbf{Q}_1 = \mathbf{0} \quad (5.3)$$

polegające na minimalizacji kwadratowego wskaźnika jakości:

$$J_S = \int_{t=0}^{t=t_K} (\mathbf{x}^\top \mathbf{Q}_1 \mathbf{x} + \mathbf{u}^\top \mathbf{R}_1 \mathbf{u}) dt \quad (5.4)$$

gdzie $\mathbf{Q}_1$ i $\mathbf{R}_1$ stanowią dodatnio określone macierze odzwierciedlające udział w procesie optymalizacji wielkości uchybu i ilości energii wydatkowanej w procesie sterowania. Elementy diagonalnej macierzy wagowej $\mathbf{Q}_1$ i $\mathbf{R}_1$ wyliczane są według [9].

Wyliczona z równania (5.3) symetryczna macierz $\mathbf{P}$ pozwoliła na wyznaczenie współczynników $\mathbf{K}_{WS}$ z zależności ([1, 8, 12]):

$$\mathbf{K}_{WS} = \mathbf{R}_1^{-1} \mathbf{B}^\top \mathbf{P} \quad (5.5)$$

Automatyczne sterowanie stabilizujące wokół zadanej trajektorii realizowane jest w czterech kanałach (pochylenia, odchylenia, przechylenia i prędkości) według poniższych praw sterowania ([9, 14]):

$$\begin{aligned} \delta_H &= K_\Theta^H(\Theta_z - \Theta) + K_Q^H(Q_z - Q) + K_W^H(W_z - W) + K_{z1}^H(z_{1z} - z_1) + \\ &\quad + K_U^H(U_z - U) \\ \delta_V &= K_\Phi^V(\Phi_z - \Phi) + K_P^V(P_z - P) + K_V^V(V_z - V) + K_\Psi^V(\Psi_z - \Psi) + \\ &\quad + K_R^V(R_z - R) \\ \delta_L &= K_\Phi^L(\Phi_z - \Phi) + K_P^L(P_z - P) + K_V^L(V_z - V) + K_\Psi^L(\Psi_z - \Psi) + \\ &\quad + K_R^L(R_z - R) \\ \delta_T &= K_\Theta^T(\Theta_z - \Theta) + K_Q^T(Q_z - Q) + K_W^T(W_z - W) + K_{z1}^T(z_{1z} - z_1) + \\ &\quad + K_U^T(U_z - U) \end{aligned} \quad (5.6)$$

Współczynniki wzmocnień praw sterowania obliczono dla zlinearyzowanego modelu samego samolotu, ponieważ dodatkowe uwzględnienie modelu pomiaru zmiennych stanu i układów wykonawczych zgodnie z [10] i [11] nie wpływa w znacznym stopniu na wartości wspomnianych współczynników. Wykorzystując całkowo-kwadratowy wskaźnik jakości (5.4) otrzymano współczynniki wzmocnień zamieszczone w tabeli 1.

6. Model podmuchu wiatru i turbulencji

W pracy przedstawiono skutek działania na ruch samolotu dwóch typów zakłóceń zewnętrznych: pojedynczy podmuch wiatru i turbulencje. W pierwszym przypadku, dla początkowej fazy manewru (tzn. po 1 s od startu) na obiekt oddziaływał podmuch wiatru o zmiennej prędkości w czasie (rys. 7)

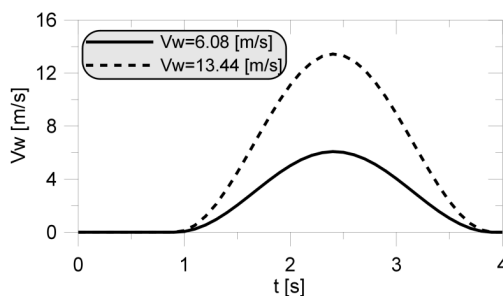
Tabela 1. Współczynniki wzmocnień

$K_U^H \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_W^H \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_Q^H \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{rad}}{\text{m}} \right]$	$K_{z1}^H \left[\frac{\text{deg}}{\text{m}} \right]$	$K_\Theta^H \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
0.339	0.1402	-1.4297	0.091	-13.546
$K_V^V \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_P^V \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{rad}}{\text{m}} \right]$	$K_R^V \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{rad}}{\text{m}} \right]$	$K_\Phi^V \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$	$K_\Psi^V \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
0.0442	0.0789	-2.3667	0.0995	-0.2416
$K_V^L \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_P^L \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{rad}}{\text{m}} \right]$	$K_R^L \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{rad}}{\text{m}} \right]$	$K_\Phi^L \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$	$K_\Psi^L \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
0.0692	0.6716	-0.5480	4.6841	2.4883
$K_U^T \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_W^T \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_Q^T \left[\frac{\text{deg}\cdot\text{rad}}{\text{m}} \right]$	$K_{z1}^T \left[\frac{\text{deg}}{\text{m}} \right]$	$K_\Theta^T \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
452.1	23.5	-177.1	-3.9	-140.1

i stałym kierunku. Przebieg prędkości podmuchu wiatru opisuje zależność ([7, 13]) przy $t_k = T$:

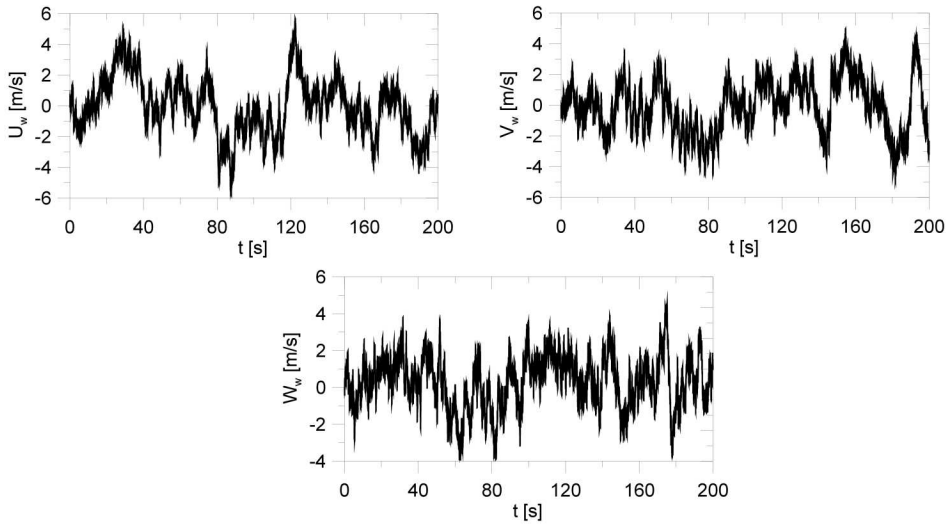
$$w = \begin{cases} 0 & \text{dla } t < t_0 \text{ i } t > t_k \\ w_0 \left(1 - t \cos \frac{2\pi}{T} \right) & \text{dla } t \in \langle t_0, t_k \rangle \end{cases}$$

gdzie: w_0 [m/s] – amplituda podmuchu wiatru oraz $T = d_m/V_0$ – stała czasowa przebiegu, dla której d_m stanowi stały parametr geometryczny obiektu.



Rys. 7. Przykładowy przebieg prędkości podmuchu wiatru

W dalszej części pracy posłużono się modelem turbulencji wg Von Karmana [2, 6, 7, 11, 13, 16], który można sprowadzić do pokazanego niżej schematu działań. W oparciu o przyjęte warunki pogodowe oraz wysokość i prędkość lotu rozpatrywanego obiektu wyliczane są niezbędne wielkości do symulacji skła-



Rys. 8. Składowe prędkości turbulencji

dowych prędkości turbulencji (rys.8). Wyróżniki skali podmuchu względem terenu dla wysokości:

- $H < 762$ m: $L_w = H$, $L_u = L_v = 83.4\sqrt[3]{H}$
- $H > 762$ m: $L_w = L_u = L_v = 762$.

Dla pogody burzowej przy dowolnej wysokości wyróżniki skali są stałe i wynoszą: $L_u = L_v = L_w = 762$. W przypadku pogody bezchmurnego nieba średnia kwadratowa prędkość podmuchów podłużnych, poprzecznych i pionowych przyjmują wartości ([6, 7]):

$$\sigma_w = 2.0842 - 0.000450172H + 1.58628 \cdot 10^{-7}H^2 - 2.62549 \cdot 10^{-11}H^3 + 1.58067 \cdot 10^{-15}H^4 \quad (6.1)$$

$$\sigma_u = \sigma_w \sqrt[3]{\frac{L_u}{L_w}} \quad \sigma_v = \sigma_w \sqrt[3]{\frac{L_v}{L_w}}$$

W przypadku pogody burzowej niezależnie od wysokości przyjmuje się natężenie podmuchów jednakowe we wszystkich kierunkach o wartości $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w = 6.4$.

Względne gęstości widmowe podmuchów podłużnych, poprzecznych i pionowych ([6, 11, 16]):

$$\begin{aligned}\Phi_u &= \frac{\frac{2L_u}{\pi}}{[1 + (1.339L_v\Omega)^2]^{\frac{5}{6}}} & \Phi_v &= \frac{\left(\frac{L_v}{\pi}\right)\left[1 + \frac{8}{3}(1.339L_v\Omega)^2\right]}{[1 + (1.339L_v\Omega)^2]^{\frac{11}{6}}} \\ \Phi_w &= \frac{\left(\frac{L_w}{\pi}\right)\left[1 + \frac{8}{3}(1.339L_w\Omega)^2\right]}{[1 + (1.339L_w\Omega)^2]^{\frac{11}{6}}}\end{aligned}\quad (6.2)$$

Wariancja sygnału sinusoidalnego σ_i^2 stanowi $0.5A_i^2$ średnio kwadratowego podmuchu fali sinusoidalnej $A_i = 1.4142\sigma_i$.

Częstość kołowa (czasowa) zależy od przestrzennej częstotliwości podmuchów Ω i prędkości lotu V według zależności: $\omega = V_0\Omega$. Sumaryczne wartości chwilowe trzech składowych prędkości turbulencji przestrzennej w funkcji położenia i czasu pokazane na rys. 8 przyjmują wartości:

— podmuchy podłużne [m/sek]

$$u(t) = \sigma_u \sum_{i=1}^{i=n} [A_{ui} \sin(\Omega_{zi}x_i + \phi_{ui})] \quad (6.3)$$

— podmuchy boczne [m/sek]

$$v(t) = \sigma_v \sum_{i=1}^{i=n} [A_{vi} \sin(\Omega_{zi}y_i + \phi_{vi})] \quad (6.4)$$

— podmuchy pionowe [m/sek]

$$w(t) = \sigma_w \sum_{i=1}^{i=n} [A_{wi} \sin(\Omega_{zi}z_i + \phi_{wi})] \quad (6.5)$$

Przesunięcia fazowe ϕ_{ui} , ϕ_{vi} , ϕ_{wi} są różne dla poszczególnych składowych turbulencji ([2, 6]) i wyznaczane są zwykle z generatora liczb przypadkowych.

7. Wyniki eksperymentów symulacyjnych

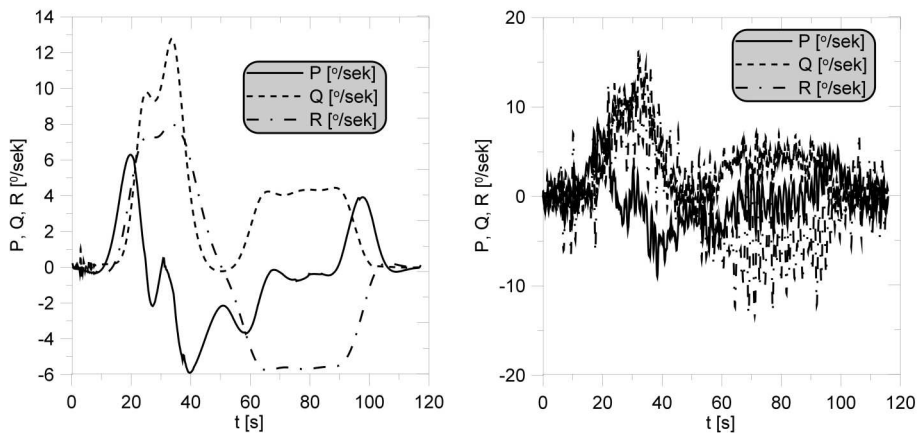
Przyjęty do symulacji samolot miał masę $m = 1050$ kg i rozpiętość skrzydeł $b = 8.95$ m oraz średnią cięciwę aerodynamiczną $c_a = 1.14$ m. W początkowej fazie samolot poruszał się lotem ustalonym z prędkością $V_0 = 60$ m/s

na wysokości $H = 500$ m. Symulacja cyfrowa polegała na rozwiązaniu równań różniczkowych [9] za pomocą standardowej procedury wykorzystującej metodę Rungego-Kutty czwartego stopnia. Stabilne numerycznie rozwiązania uzyskano przy kroku całkowania nie większym niż 0.01 s.

Przyjęta arbitralnie trajektoria lotu (rys. 2) pozwoliła na wyliczenie więzów położenia liniowego (2.1)₁, przyjęto także więz położenia kąтового (2.1)₃ w formie $\beta = \beta(t) = 0$ i prędkościowy (2.1)₂ jako $V_0(t) = \text{const}$.

Rozwiązanie równań (2.2) pozwoliło wyliczyć wartości wszystkich zmiennych sterujących, jakie są konieczne do zrealizowania przyjętej na trajektorii oraz wartości zmiennych stanu, jakie wystąpią w trakcie tego ruchu.

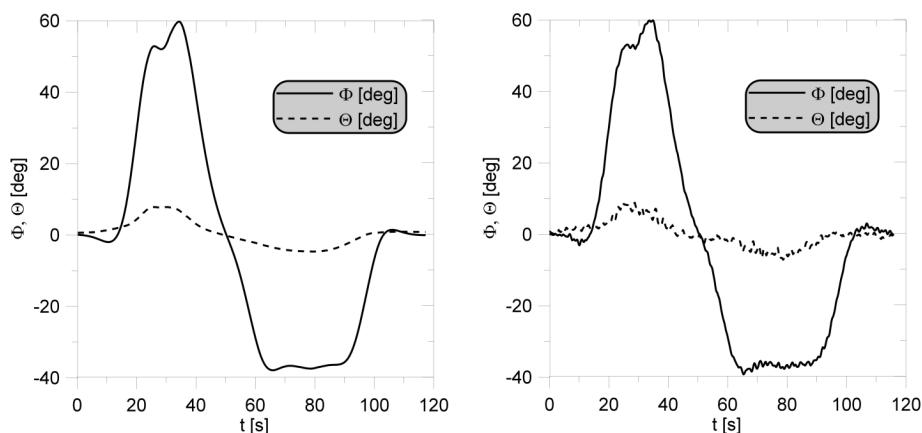
Wszystkie te wielkości zgodnie ze schematem (rys. 6) wykorzystano jako wartości zadane w symulacji numerycznej stabilizowanego lotu, podczas którego wprowadzano zakłócenia opisane w rozdziale 6.



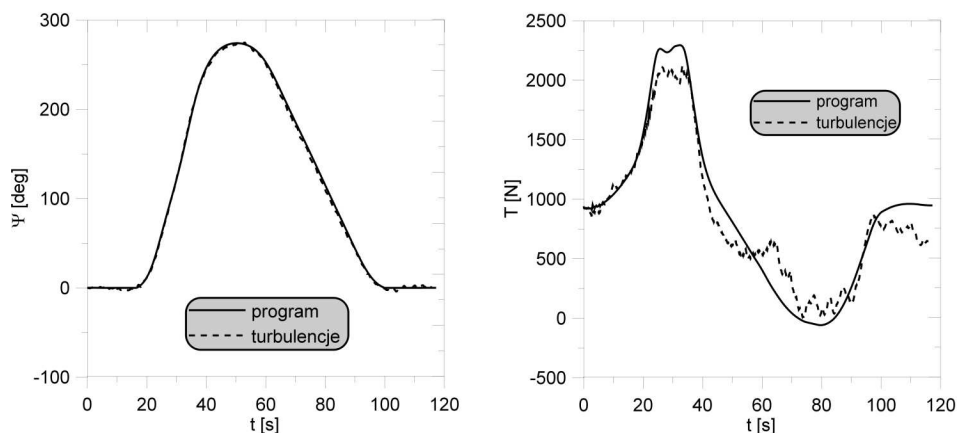
Rys. 9. Prędkości kątowe samolotu

Wyliczone dla całego manewru programowe prędkości kątowe samolotu pokazano na pierwszym wykresie (rys. 9), a przebiegi prędkości kątowych odnotowane w symulowanym locie i w turbulentnej atmosferze przedstawia sąsiedni wykres (rys. 9). Możemy na nim zaobserwować silne oddziaływanie zakłóceń powodujących dodatkowo wzrost maksymalnych wartości. Przyrost dla prędkości kątowej przechylenia wynosi ok. $3^\circ/\text{s}$, a dla prędkości odchylenia $7^\circ/\text{s}$.

Pokazane na rys. 10 zmiany kątów przechylenia i pochylenia miały bardziej gładki przebieg w porównaniu z prędkościami kątowymi. Charakter ich przebiegu świadczy o mniejszej wrażliwości na zakłócenia. Znaczna wartość kąta przechylenia samolotu dochodząca do 60° wskazuje na intensywność zaproponowanego manewru.

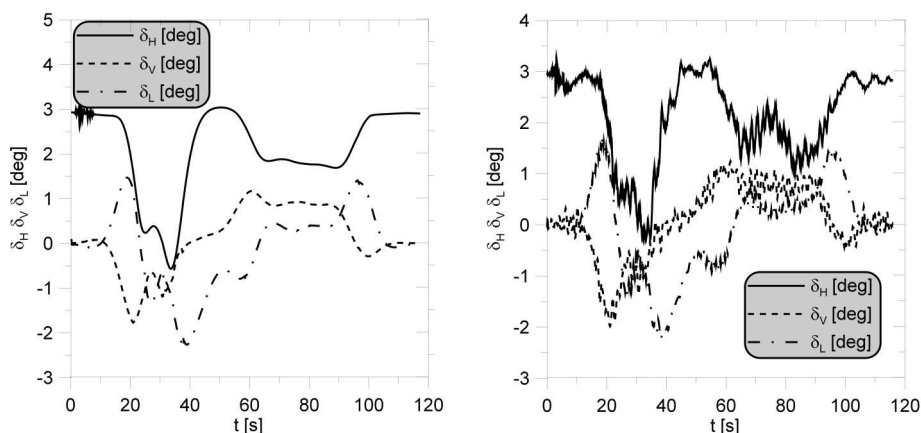


Rys. 10. Kąt przechylenia i pochylenia samolotu

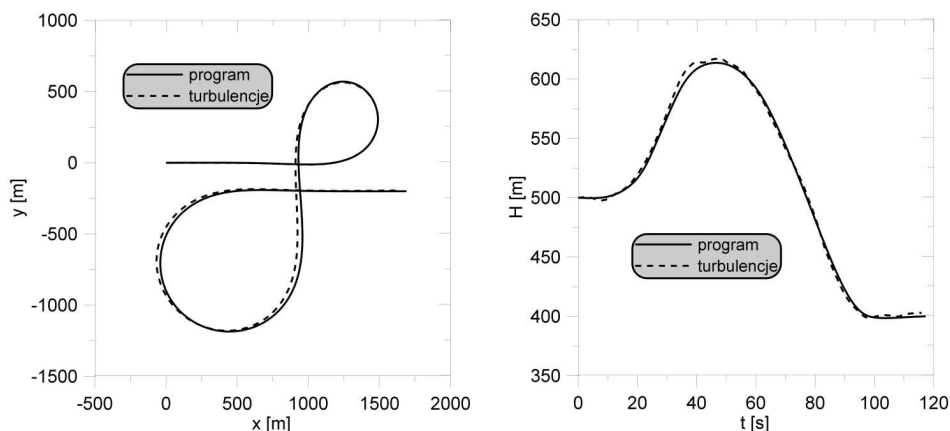


Rys. 11. Kąt odchylenia samolotu i ciąg układu napędowego

Kąt odchylenia samolotu istotny w procesie utrzymywania obiektu wzdłuż zadanej trajektorii zachowywał swoją wartość w bliskim otoczeniu wartości programowej (rys. 11). Wyliczony ciąg niezbędny do wykonania manewru wraz z jego składową stabilizującą przebieg lotu zmieniał swoje wartości w szerokim zakresie (rys. 11). Położenia sterów programowe i ze stabilizacją (pokazane na rys. 12) utrzymywane były w stosunkowo niskich zakresach. Na charakter przebiegu wychylenia powierzchni sterowych, podobnie jak dla ciągu, istotny wpływ miała frakcja stabilizująca, która aktywnie przeciwdziałała niekorzystnym wpływom zewnętrznym zakłóceń.



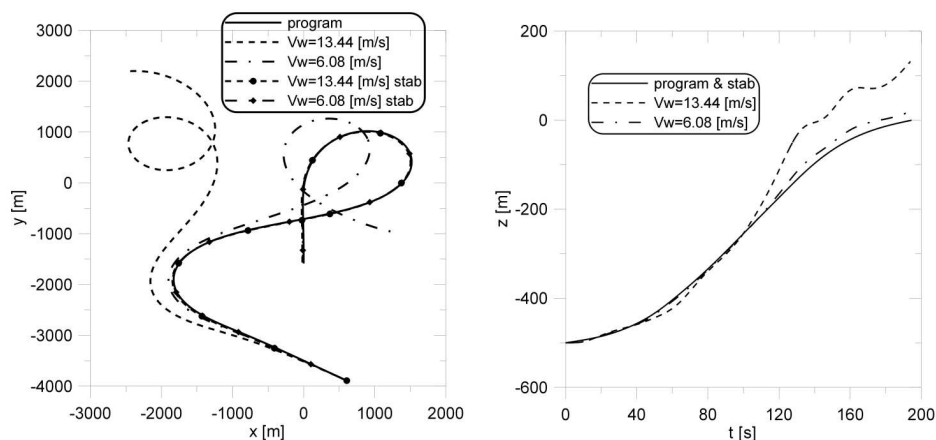
Rys. 12. Położenia powierzchni sterowych samolotu



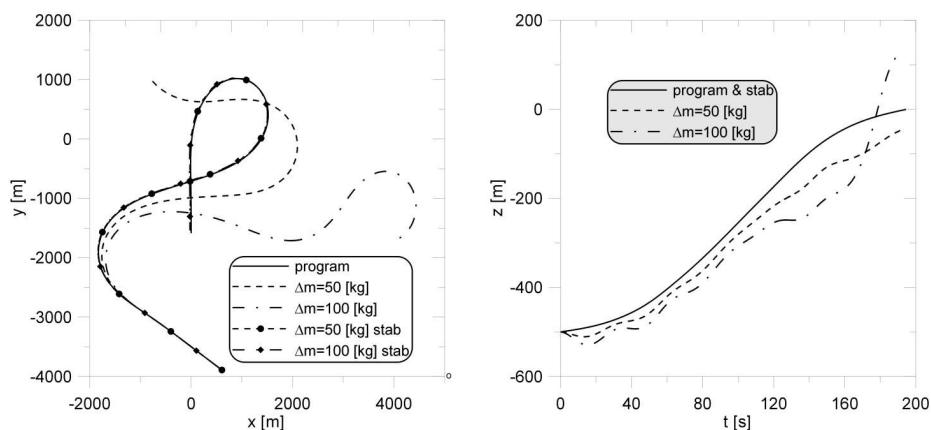
Rys. 13. Trajektoria w płaszczyźnie poziomej i wysokość lotu

Opisane wyżej działanie automatycznego sterowania umożliwiło uzyskanie pokazanych na rys. 13 przebiegów trajektorii w płaszczyźnie poziomej i wysokości lotu – nie odbiegały one istotnie od wartości zadanych.

Badanie wpływu pojedynczego podmuchu wiatru o różnych prędkościach i kierunkach na przebieg bez stabilizacji i stabilizowany ruch programowy pokazano na rys. 14. Skutki działania zakłóceń ruchu programowego wynikające z wprowadzenia innej masy samolotu do obliczeń ruchu programowego i innej w symulowanym locie prezentują wykresy na rys. 15. Badania przeprowadzono dla dwóch sytuacji tzn. przy różnicy 50 kg oraz 100 kg. Funkcjonowanie automatycznego sterowania stabilizującego pomimo występowania obu typów



Rys. 14. Trajektoria w płaszczyźnie poziomej i wysokość lotu



Rys. 15. Trajektoria w płaszczyźnie poziomej i wysokość lotu

zakłóceń (podmuch wiatru i niezgodność mas) pozwoliło na precyzyjną realizację zaplanowanej trajektorii.

8. Wnioski

W oparciu o analizę wyników uzyskanych w symulacji cyfrowej ruchu samolotu wzdłuż zadanej trajektorii można wyciągnąć następujące wnioski:

- Dwukrotne użycie funkcji sklejaney poprawia gładkość krzywizny toru i tym samym korzystnie wpływa na przebieg trajektorii. Zagadnieniem

do rozwiązania pozostaje opracowanie metody automatycznego wyznaczania punktów drogi oraz określenie współczynników wagowych wpływających na przebieg funkcji sklepanych.

- Zastosowanie ruchu programowego z automatyczną stabilizacją w trakcie występowania zakłóceń umożliwia utrzymywanie samolotu w bliskim otoczeniu zadanej trajektorii i zachowanie zmiennych stanu na poziomie bliskim wartościom zadanym.
- Uzyskano pozytywny wynik symulacji wstępnie weryfikującej zaprezentowany przykład ruchu programowego.
- Przedstawiona metoda pozwala na uzyskanie dobrej dokładności odwzorowania zadanej trajektorii.

Rozwiązanie równań (2.2) z nałożonymi więzami ruchu (2.1) wynikającymi z przyjętej trajektorii lotu pozwala na precyzyjne kształtowanie elementów wektora zmiennych stanu i wektora zmiennych sterujących w całym przedziale czasu trwania lotu. Omówiona metoda pozwala również na generowanie manewrów o większej intensywności w porównaniu z najczęściej spotykanymi dla rozważanej w przykładzie klasy samolotu (między innymi wyższe wartości kąta przechylenia obiektu). Przedstawione w pracy przykłady potwierdziły skuteczność zaproponowanej metody zarówno w sytuacjach pojawienia się krótkotrwałych zakłóceń, jak również takich, które występowały nieprzerwanie w czasie trwania całego manewru.

Podziękowanie:

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2007-2008 – projekt nr T12C 06230.

Bibliografia

1. ATHANS M., FALB P., 1969, *Sterowanie optymalne, wstęp do teorii i jej zastosowania*, WNT, Warszawa
2. BAARSPUL M., 1990, Review of flight simulation techniques, *Progress in Aerospace Sciences*, **27**, 1, Pergamon Press
3. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2000, Zastosowanie splajnów 4 rzędu w projektowaniu trajektorii lotu bezpilotowych statków latających, *Materiały IV Konferencji metody i technika badań statków powietrznych w locie*, Mrągowo, 1-9

4. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2007, Computational framework for the inverse simulation of aircraft in predetermined trajectory flight, *Multibody Dynamics 2007, ECCOMAS*, Mediolan, 1-18
5. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2008, Inverse simulation study of aircraft in prescribed trajectory flight, *International Review of Mechanical Engineering*, **1**, 1, Praise Worthy Prize, Naples, 16-25
6. BRAMSKI S., GRAFFSTEIN J., 1992, Wybrane modele środowiska nawigacyjnego samolotu, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **128**, 1, Warszawa, 16-36
7. BRAMSKI S., GRAFFSTEIN J., 1993, Cyfrowe modelowanie turbulencji atmosfery, *Materiały II konferencji „Technika satelitarna i symulacyjna w lotnictwie”*, Dąblin
8. GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2001, Możliwości uproszczeń układu automatycznego sterowania małym samolotem bezpilotowym, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika*, **56**, 2, Rzeszów
9. GRAFFSTEIN J., 2008, Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu, *Materiały XIII Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie”*, PTMTS, Warszawa, zgłoszony do druku
10. GRAFFSTEIN J., 2004, Wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu, *Materiały XI Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie”*, PTMTS, Warszawa
11. GRAFFSTEIN J., 2005, Wpływ dynamiki pomiaru prędkości kątowej na ruch automatycznie sterowanego obiektu, *Monografia Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności*, Gdynia
12. KACZOREK T., 1981, *Teoria sterowania*, t. 1, 2, PWN, Warszawa
13. MCLEAN D., 1990, *Automatic flight control systems*, Prentice Hall Int., London
14. MARYNIAK J., 1992, Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu, *Mechanika w Lotnictwie*, PTMTS, Warszawa
15. MILAM M.B., MUSHAMBI K., MURRAY R.M., 2000, A new computational approach to real-time trajectory generation for constrained mechanical systems, *Proceedings of The 39th IEEE Conference on Decision and Control*, Sydney
16. Military Standard Flying Qualities of Piloted Aircraft, MIL-STD-1797, 1990

Stabilisation of pre-programmed flight along a desired trajectory

Abstract

In this paper, a solution to the problem of reducing the aircraft prescribed trajectory control sensitivity to external disturbances is proposed. The problem consists in formulation of program constraints for a nonlinear object and then determination of control signals required for realisation of the desired program of motion. The nominal

(open-loop) control obtained this way needs then an automatic stabilisation in real flight conditions. The proposed solution to the control laws that include appropriate gain coefficients is then described. The reported examples of flight simulation illustrate diminished computed control signal sensitivity to atmospheric turbulence. The simulation results prove thus that the method is useful and effective for the determination of flight trajectories for a wide range of manoeuvres and for the design of the required flight control algorithms.

Spis treści

Rozdział I – *Dynamika obiektów – badania, fizyka zjawisk* 5

Markiewicz W., Jóźko M., Nowakowski M. – *Perspektywy rozwoju cyfrowych systemów rejestracji i uniwersalnego systemu deszyfracji parametrów lotu „obiektywna analiza zapisów” (OAZ)* 7

Bęczkowski G., Nowakowski M., Rymaszewski S.,
Ułanowicz L. – *Badania w locie doposażonego śmigłowca Mi-17-1V* . 17

Rodzewicz M., Czerwiński G., Kubica B.J. – *Spektrum obciążeń - archiwizacja, analiza i odtwarzanie sekwencji zdarzeń* 43

Rozdział II – *Symulatory i stateczność samolotów* 57

Gajda J. – *Najnowsze tendencje w zastosowaniu symulatorów do zaawansowanego szkolenia pilotów* 59

Gajda J. – *Modelowanie systemów i instalacji pokładowych samolotów w symulatorach lotu* 81

Gajda J. – *Zastosowanie symulatorów do treningu pilotażu w warunkach dezorientacji przestrzennej* 95

Graffstein J. – *Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu* 109

Kowaleczko G., Krzonkalla J., Nowakowski M. – *Odpowiedź samolotów o różnych charakterystykach masowo-geometrycznych na turbulencje atmosfery* 127

Rozdział III – Aerodynamika statków powietrznych	143
Kubryński K. – <i>Obliczeniowa analiza nośności maksymalnej skrzydła samolotu</i>	145
Sierputowski P. , Sobieraj G. – <i>Badania powierzchni nośnych w warunkach atmosfery swobodnej</i>	155
Krzysiak A. – <i>Eksperymentalne badania sterowania przepływem przy użyciu samozasilających się strumieniowych generatorów wirów</i>	161
 Rozdział IV – Entomopery, mikrosamoloty	 183
Jaroszewicz A., Maryniak J., Pietrucha J., Złocka M., Sibilski K. – <i>Modeling and simulation of flapping wings micro-aerial-vehicles flight dynamics</i>	185
Maryniak J., Sibilski K. – <i>Microelectromechanical flying vehicles</i> .	219
Czechowicz B., Kowaleczko G., Nowakowski M. – <i>Modelowanie oddziaływania wirów zaskrzydłowych na samolot</i>	253
Blajer W., Graffstein J., Krawczyk M. – <i>Stabilizacja ruchu programowego w locie wzdłuż zadanej trajektorii</i>	273

