

**POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ**

**MECHANIKA
W LOTNICTWIE**

ML-XII 2006

TOM I



Warszawa 2006

Wydawnictwo dofinansowali:

Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

POLSKIE LINIE LOTNICZE



Polskie Linie Lotnicze LOT S.A.



Agencja Rozwoju Przemysłu S.A.



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki
Stosowanej Politechniki Warszawskiej



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych



Wydział Mechatroniki Wojskowej
Akademii Technicznej

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XII 2006

TOM I

pod redakcją Jerzego Maryniaka



Warszawa 2006

Konferencja pod patronatem
Polskich Linii Lotniczych LOT S.A.
Agencji Rozwoju Przemysłu S.A.

Organizatorzy

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Wydział Mechatroniki Wojskowej Akademii Technicznej
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

Patronat medialny

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

Komitet Naukowy

Jerzy Maryniak (PW) - przewodniczący * Krzysztof Arczewski (PW) *
Wojciech Blajer (PRad) * Józef Gacek (WAT) * Wiktor Gambin (PW) *
Jacek Goszczyński (Korp. Polskie Stocznie) * Zygmunt Kitowski (AMW) *
Tomasz Korza (MNI) * Ryszard Kostrow (WITU) * Józef Kubik (UKW) *
Aleksander Olejnik (WAT) * Marek Orkisz (PRz) * Krzysztof Sibilski
(ITWL) * Piotr Sierputowski (PW) * Ryszard Szczepanik (ITWL) *
Gwidon Szefer (PK) * Stanisław Żurkowski (GKBWL)

ISBN 83-902194-6-8

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej,
Warszawa 2006

Nakład: 150 egz.

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

Szanowni Czytelnicy

Z prawdziwą przyjemnością oddajemy do rąk Czytelników ósmą, po raz pierwszy dwutomową, pozycję z serii „Mechanika w Lotnictwie” zawierającą prace wygłoszone na XII Ogólnopolskiej / III Międzynarodowej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” ML-XII 2006, która odbyła się w dniach 5-8 czerwca 2006 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 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

SYSTEM REJESTRACJI I PRZEKAZYWANIA PARAMETRÓW STATKU POWIETRZNEGO

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI, MACIEJ JÓŻKO, SŁAWOMIR KRAJNIEWSKI,
RYSZARD KUDELSKI, STEFAN LAMPARSKI*, JERZY MANEROWSKI,
MARIUSZ PILECKI**, WOJCIECH PUCHALSKI,
STANISŁAW RYMASZEWSKI, RYSZARD SZCZEPANIK

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: wojciech.puchalski@itwl.pl

**RADMOR S.A.*

***PPHU „SPLIT”*

1. Wstęp

W procesie szkolenia lotniczego najistotniejszym zadaniem jest realizacja programu szkolenia przy zachowaniu wysokiego poziomu bezpieczeństwa lotów. Z praktyki wiadomo, że niezawodność złożonego układu jest uzależniona od niezawodności jego najbardziej zawodnego elementu. Taki złożony układ stanowią dwa zasadnicze elementy, jakimi są człowiek – pilot oraz maszyna – statek powietrzny. Prawdopodobieństwo, iż w takim układzie nastąpią sytuacje awaryjne zależy od:

- wyszkolenia pilota,
- sprawności technicznej statku powietrznego.

Dlatego też istotne jest prowadzenie odpowiednich analiz w czasie umożliwiających wczesne przewidywanie wystąpienia niebezpiecznych zdarzeń. Stosowane obecnie w Siłach Powietrznych RP rejestratory umożliwiają prowadzenie analiz parametrów lotu statku powietrznego oraz pracy zespołu napędowego, jego układów i instalacji po zakończeniu lotu. Brak bieżącej informacji o stanie statku powietrznego oraz jego położeniu nie pozwala na efektywne wspieranie przez obsługę naziemną działań pilota, co mogłoby zdecydowanie wpłynąć na poprawę bezpieczeństwa latania, w szczególności na etapie szkolenia.



2. Opis systemu

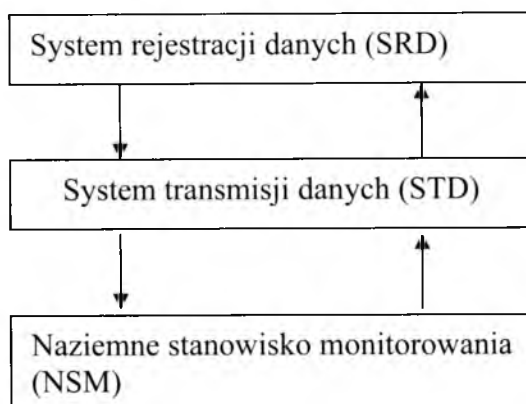
Prezentowany system został zaprojektowany dla samolotu PZL-130 TC1 ORLIK. Zbudowano go zgodnie ze schematem ideowym przedstawionym na rys. 1 i składa się z następujących elementów:

- systemu rejestracji danych (SRD);
- systemu transmisji danych na ziemię (STD);
- naziemnego stanowiska monitorowania (NSM) parametrów stanu statku powietrznego.

System rejestracji danych (SRD) obsługuje proces pozyskiwania danych na pokładzie statku powietrznego oraz odpowiednie przygotowanie danych do zapisu i przesyłania ich do naziemnego stanowiska monitorowania (NSM).

System transmisji danych (STD) na ziemię opracowano w oparciu o radiostację pokładową statku powietrznego. Umożliwia on transmisję rejestrowanych na pokładzie statku powietrznego parametrów na ziemię, ich odbiór na ziemi oraz poprzez port szeregowy RS przesłanie do naziemnego stanowiska monitorowania (NSM).

Naziemne stanowisko monitorowania (NSM) statku powietrznego przeznaczone jest do wizualizacji trasy lotu na mapie we współrzędnych geograficznych oraz rejestrowanych na pokładzie statku powietrznego parametrów i transmitowanych na ziemię w czasie rzeczywistym.

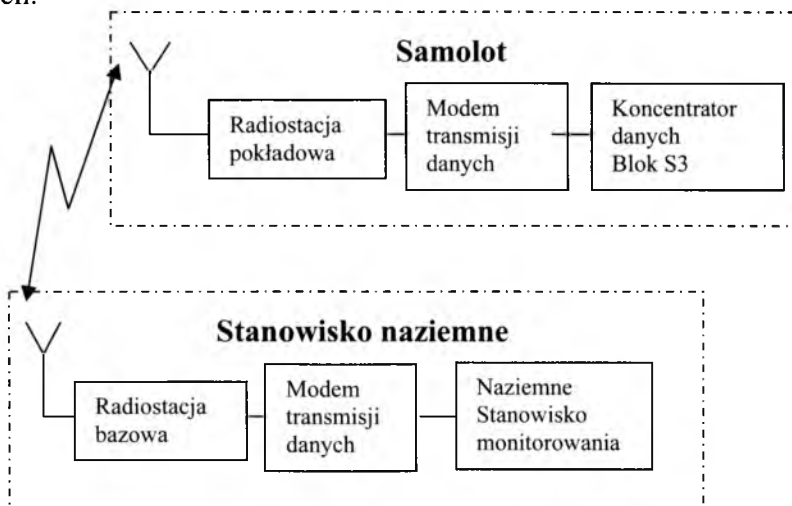


Rys. 1. Schemat systemu monitorowania parametrów stanu statku powietrznego w czasie rzeczywistym

2.1. Opis systemu transmisji danych na ziemię

System transmisji danych (STD) zgodnie ze schematem zamieszczonym na rys. 2 składa się z dwóch modułów: naziemnego i pokładowego umieszczonego na pokładzie statku powietrznego. Z kolei każdy z nich składa się z części radiowej i modemu transmisji danych.

Jako część radiowa została użyta komunikacyjna radiostacja lotnicza z odpowiednimi modyfikacjami dostosowującymi ją do transmisji danych.



Rys. 2. Schemat systemu transmisji danych

Modyfikacja polegała na wykonaniu:

- odpowiedniego złącza we/wyj dla sygnałów z modem transmisji danych;
- układu przełączającego radiostację w tryb pracy z transmisją danych;
- układu blokującego sygnał z mikrofonu w sytuacji włączenia nadawania przez modem transmisji danych;
- układu do pracy z modulacją częstotliwości;

Modem transmisji danych składa się z:

- modulatora /demodulatora FSK;
- procesora sterującego;
- bufora danych.
- układów optoizolacji.

Praca systemu inicjowana jest ze stanowiska naziemnego poprzez wysłanie sekwencji zapytania składającej się z dziesięciu bajtów z komputera PC interfejsem RS 232 do modemu transmisji danych. W modemie następuje przekształcenie sygnału cyfrowego w sygnał FSK umożliwiający zmodulowanie nadajnika radiostacji bazowej w modulacji AM lub FM.

Po automatycznym wprowadzeniu nadajnika w stan nadawania sygnał zostaje przesłany do odbiornika w radiostacji pokładowej badanego samolotu. Z odbiornika zdemodulowany sygnał FSK zostaje przesłany do modemu transmisji danych gdzie z powrotem zostaje przekształcony w sygnał cyfrowy. Następnie poprzez układ optoizolacji zostaje przesłany do koncentratora danych (blok S3). W bloku S3 następuje identyfikacja sygnału i wysłanie w odpowiedzi zwrotnej paczki 100 bajtowej z informacją o stanie technicznym samolotu. Sygnał odpowiedzi przebiega w analogiczny sposób jak zapytania przez układy modemu i radiostacji w odwrotnym kierunku.

Przełączanie trybów pracy w nadawaniu i odbiorze następuje automatycznie z zachowaniem odpowiednich zależności czasowych potrzebnych do ustabilizowania pracy poszczególnych układów (czas przejścia z nadawania w odbiór wynosi minimum 30 ms, czas przejścia z odbioru na nadawanie wynosi minimum 200ms). Czas przebiegu jednej sekwencji zapytania i odpowiedzi wynosi ok. 1.5 sekundy.

W momencie braku odpowiedzi z samolotu układ naziemny wysyła następne zapytanie po ok.5 sekundach.

2.2. Opis naziemnego stanowiska monitorowania

Naziemne stanowisko monitorowania (NSM) parametrów stanu statku powietrznego składa się z następujących modułów:

- komputer klasy PC;
- monitor generacji trasy lotu oraz w postaci cyfrowej rejestrowanych parametrów;
- monitor wizualizacji kabiny statku powietrznego z animacją przyrządów.

Zadaniem komputera naziemnego stanowiska monitorowania jest przetworzenie odebranej informacji oraz przygotowanie jej dla zobrazowania graficznego. Jako system operacyjny zastosowano *Windows 2000*

Professional, natomiast procedury realizujące funkcje systemu monitorowania opracowano w oparciu o *Borland C⁺⁺ Builder 6.0*.

Monitor generacji trasy lotu umożliwia zobrazowanie graficzne trasy lotu we współrzędnych prostokątnych na mapie. Trzy sylwetki samolotu obrazują jego bieżące położenie w przestrzeni. Ponadto w postaci cyfrowej zobrazowane są zarejestrowane i przesłane na ziemię parametry. Istnieje możliwość wyboru parametrów niezbędnych do analizy. Jako informacje dodatkowe generowane są bieżące współrzędne geograficzne i czas lotu oraz data lotu.

Zadaniem monitora wizualizacji kabiny statku powietrznego jest zobrazowanie rejestrowanych parametrów na animowanych przyrządach w kabinie.

3. Opis działania systemu

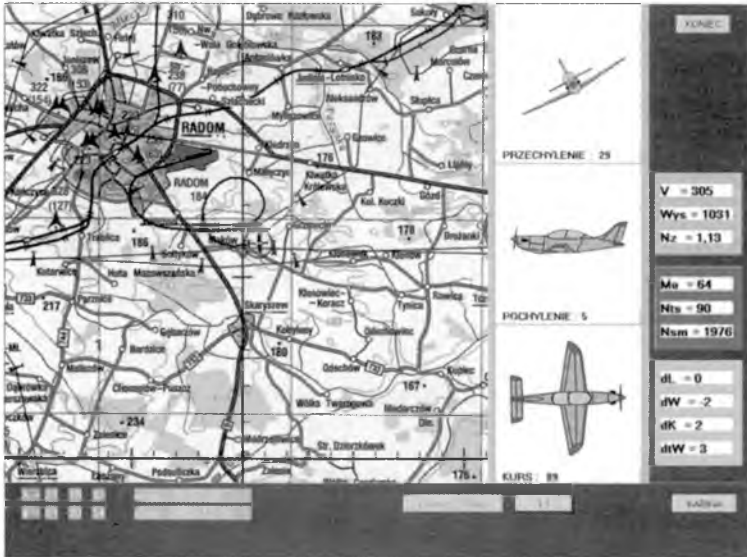
Po uruchomieniu aplikacji na ekranie monitora pokazuje się uproszczona mapa Polski. Ma to na celu wybór arkusza mapy odpowiedniego dla zaplanowanego do realizacji lotu statku powietrznego. Po dokonaniu wyboru arkusza mapy na jednym monitorze ukazują się szczegóły dotyczące danego arkusza (rys. 3), natomiast na drugim zobrazowanie kabiny statku powietrznego (rys. 4). Po starcie samolotu sylwetka samolotu na mapie pokazuje jego bieżące położenie natomiast linia za sylwetką obrazuje zrealizowaną trasę lotu. Sylwetki samolotu z prawej strony arkusza mapy obrazują odpowiednio bieżące: przechylenie, pochylenie i kurs samolotu.

Z kolei animowane przyrządy na ekranie zobrazowania kabiny informują na bieżąco o aktualnej sytuacji w kabinie samolotu. Ponadto dla poprawienia czytelności przyrządów przewidziano możliwość powiększenia danego przyrządu w dowolnej chwili.

W systemie oprócz analizy parametrów w czasie rzeczywistym realizowana jest również archiwizacja informacji. Umożliwia to odtworzenie zrealizowanego lotu lub jego poszczególnych etapów oraz analizę zarejestrowanych parametrów w dowolnej chwili po zakończeniu lotu. Przykładową trasę zrealizowanego lotu pokazano na rys. 3.

Testy systemu podczas lotu statku powietrznego, wykazały sprawność funkcjonalną systemu. Poszczególne moduły systemu (system rejestracji danych, system transmisji oraz naziemne stanowisko monitorowania)

działały poprawnie. Zgodnie z założeniami do budowy systemu możliwe było zobrazowanie i analiza parametrów w czasie rzeczywistym.



Rys. 3. Widok ekranu zobrazowania trasy lotu



Rys. 4. Widok ekranu zobrazowania kabiny samolotu

W trakcie dalszych prac rozwojowych systemu przewiduje się możliwość zaimplementowania systemu do innych statków powietrznych eksploatowanych Sił Powietrznych RP oraz wzbogacenie jego możliwości o następujące funkcje:

- możliwość jednoczesnego śledzenia kilku statków powietrznych,
- możliwość automatycznej analizy rejestrowanych parametrów w oparciu o procedury optymalizacyjne,
- automatyczne diagnozowanie stanu technicznego wybranych zespołów i układów statku powietrznego,
- automatyczną sygnalizację niebezpiecznych stanów lotu,
- rejestrację obrazu video oraz jego transmisję na ziemię w czasie rzeczywistym,
- transmisję danych na ziemię w postaci niejawnej.

4. Podsumowanie

W opinii autorów opracowany system stanowi bardzo dobre narzędzie diagnostyczne, w istotny sposób umożliwiające podwyższenie bezpieczeństwa latania i eksploatacji statków powietrznych.

Przyjęta modułowa budowa prezentowanego systemu umożliwia jego łatwą modyfikację oraz rozszerzanie funkcji realizowanych przez system w zależności od zapotrzebowania użytkownika.

Wprowadzenie systemu na wyposażenie Sił Powietrznych RP umożliwi poprawę bezpieczeństwa latania i podwyższenie poziomu wyszkolenia personelu latającego.

W wersji rozwojowej możliwe jest wykorzystanie systemu do patrolowania wyznaczonych obszarów (służby leśne, straż pożarna, straż graniczna itp.)

Zakres zastosowania systemu może być również rozszerzony na lotnictwo cywilne.

A SYSTEM FOR REGISTRATION AND TRANSMISSION OF THE AIRCRAFT FLIGHT PARAMETERS

A system for registering and transmitting the aircraft flight parameters to the ground station has been presented in the paper. The system was developed at the Air Force Institute of Technology. It allows for the on-line analysis of flight

parameters and their visualization with no ground station support required. The system presents the flight path on the raster map background. The flight parameters and some aircraft parameters are presented as well, in the graphical or numerical form, or on the cockpit background.

BADANIA W LOCIE ŚMIGŁOWCA SW-4

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI, GRZEGORZ KOWALECZKO, JAROSŁAW
KRZONKALLA, MIROŚLAW NOWAKOWSKI, STANISŁAW RYMASZEWSKI
LESZEK UŁANOWICZ, FRANCISZEK ZGRZYWA

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

Przedmiotem artykułu jest problematyka przeprowadzonych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych badań w locie lekkiego śmigłowca SW-4. W artykule przedstawiono metodologię realizacji poszczególnych prób badawczych oraz obróbki wyników tych prób dla potrzeb wyznaczenia poszukiwanych charakterystyk osiągowych oraz własności lotnych badanego śmigłowca. Omawiane badania zilustrowano uzyskanymi 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. Z racji tego, że śmigłowiec SW-4 jest przewidziany do wprowadzenia na wyposażenie lotnictwa Sił Zbrojnych RP, ITWL przeprowadził kompleksowe badania śmigłowca, których jednym z podstawowych elementów były badania w locie.

W wyniku przeprowadzonych badań przyszły użytkownik otrzymał rzetelną pełną informację dotyczącą walorów użytkowych statku powietrznego.

2. Obiekt badań

Obiekt badań – śmigłowiec SW-4 – jest lekkim, wielozadaniowym śmigłowcem o konstrukcji aluminiowo-kompozytowej, zbudowanym w układzie klasycznym z pojedynczym trójkopatowym wirnikiem nośnym i dwukopatowym śmigłem ogonowym. Źródło napędu stanowi

jeden silnik turbinowy Rolls-Royce Allison 250-C20R/2. Śmigłowiec przystosowany jest do transportu 5 osób (wraz z pilotem) lub 323kg ładunku w kabinie. Producentem śmigłowca są zakłady WSK PZL-Świdnik S.A.

W podlegającej badaniom wersji szkolno-treningowej, śmigłowiec wyposażony był w dodatkowy komplet sterownic, umożliwiający sterowanie z prawego fotela.

3. Cel i zakres badań

Celem badań w locie było określenie charakterystyk osiągowych i własności lotnych śmigłowca SW-4 oraz ocena zgodności uzyskanych wyników badań z wymaganiami i przepisami zawartymi w:

- Założeniach Taktyczno-Technicznych na lekki śmigłowiec SW-4 na potrzeby SZ RP;
- Joint Aircraft Requirement Part 27 (Wspólne Przepisy Lotnicze JAR-27).

W oparciu o Założenia Taktyczno-Techniczne oceniano spełnianie przez badany śmigłowiec wymaganych przez SZ RP parametrów osiągowych tj:

- prędkość wznoszenia oraz pułap praktyczny;
- prędkości: maksymalna, ekonomiczna i optymalna;
- zasięg i długotrwałość lotu w zadanych konfiguracjach;

oraz przydatność śmigłowca do szkolenia pilotów.

Natomiast badania własności lotnych w zakresie:

- stateczności podłużnej i kierunkowej śmigłowca;
- sterowności i manewrowości śmigłowca;
- warunków realizacji startów i lądowań;
- stanów autorotacji;

realizowano i oceniano zgodnie z przepisami normatywnymi zawartymi w JAR-27.

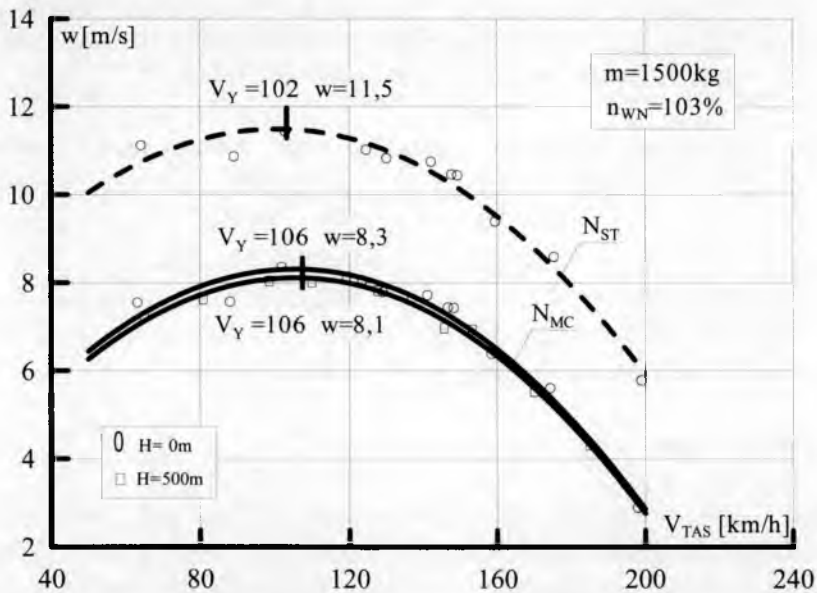
4. Badania charakterystyk osiągowych

4.1. Biegunowe wznoszenia

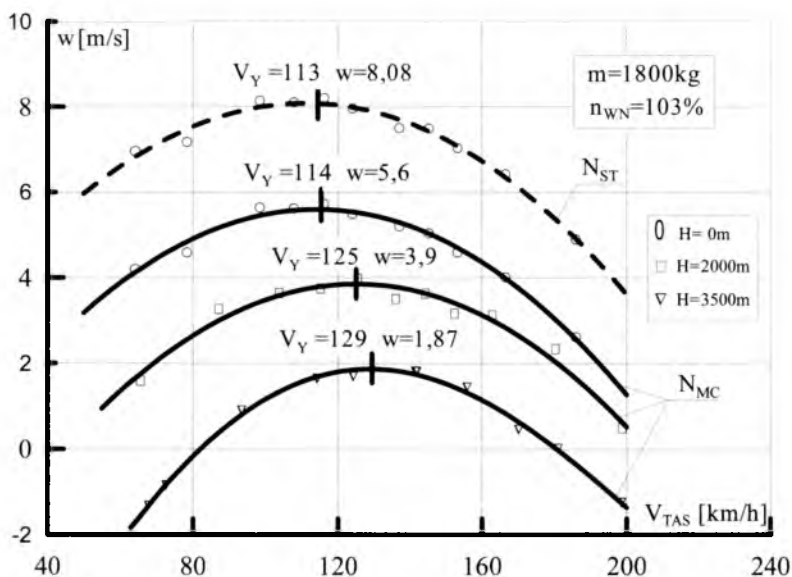
Jednym z ważniejszych etapów badań w locie były badania na określenie biegunowych wznoszenia, umożliwiających z kolei wyznaczenie maksymalnych pionowych prędkości wznoszenia w śmigłowca i odpowiadających im prędkości najlepszego wznoszenia V_Y . Badania

w omawianym zakresie przeprowadzono na kilku wysokościach, dla mas śmigłowca 1500 kg i 1800 kg, na zakresie mocy maksymalnej ciągłej N_{MC} , a na małej wysokości także na mocy startowej N_{ST} . Badania polegały na realizacji cykli ustalonych wznoszeń dla danej wysokości w zakresie prędkości od około 60 km/h do bliskich maksymalnym z dyskretyzacją prób co kilkadziesiąt km/h. Parametry prób badawczych rejestrowano za pomocą systemu badawczego ACRA KAM500. Szczegółową metodologię prowadzenia badań zawarto w [1, 2].

Uzyskane na podstawie obróbki zarejestrowanych danych przykładowe wyniki omawianych badań dla mas śmigłowca 1500 kg oraz 1800 kg przedstawiono w postaci graficznej odpowiednio na rys. 1 i 2. Symbolami punktowymi oznaczono sprowadzone do zadanej masy i warunków Atmosfery Wzorcowej wartości pionowych prędkości wznoszenia w dla danej prędkości i wysokości lotu. Z kolei linie na rysunkach stanowią poszukiwane biegunowe wznoszenia będące aproksymacją powyższych danych.



Rys. 1. Zależność prędkości wznoszenia w śmigłowca od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} , wysokości barometrycznej wznoszenia H i zakresu pracy zespołu napędowego dla masy $m = 1500$ kg



Rys. 2. Zależność prędkości wznoszenia w śmigłowca od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} , wysokości barometrycznej wznoszenia H i zakresu pracy zespołu napędowego dla masy $m = 1800$ kg

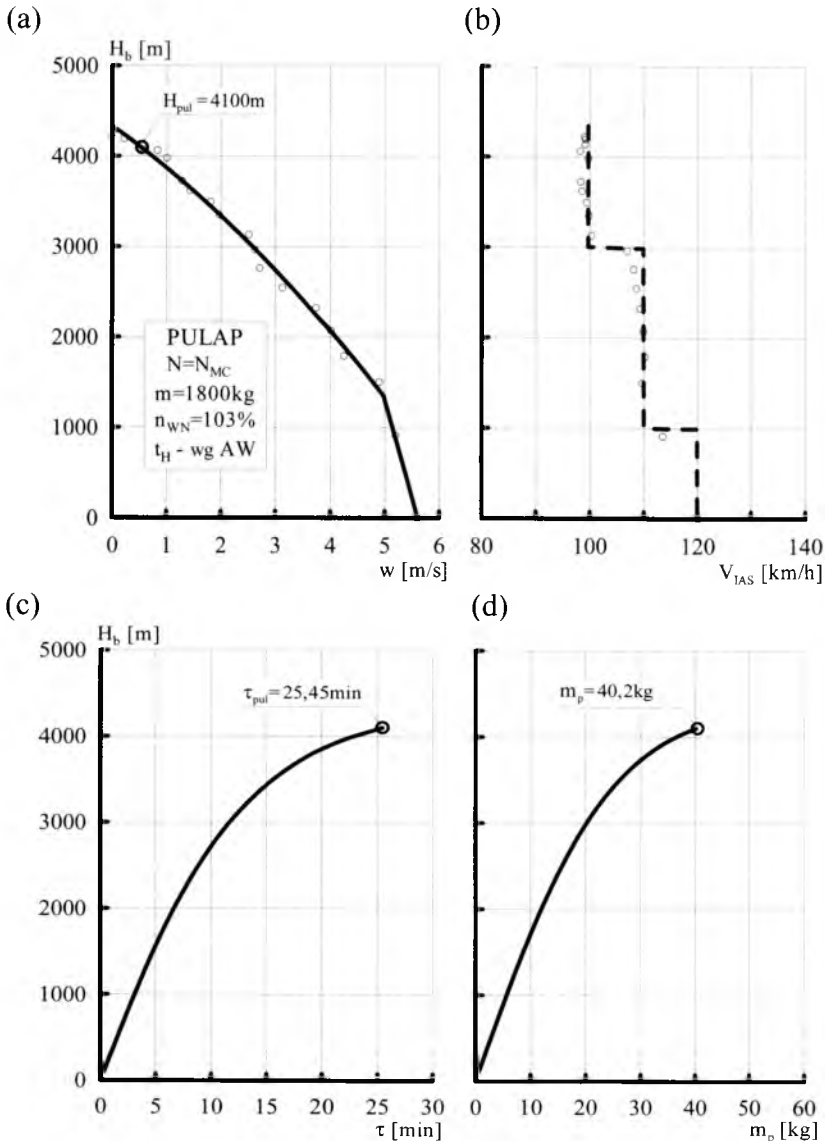
Jak wynika z rysunków dla $H=0$ m maksymalne prędkości wznoszenia na zakresie startowym N_{ST} wynoszą dla masy śmigłowca 1500 kg – $11,5$ m/s, a dla masy 1800 kg – $8,08$ m/s, zaś rzeczywiste prędkości najlepszego wznoszenia V_Y odpowiednio 102 km/h i 113 km/h. Dla porównania na wysokości $H=3,5$ km, mocy maksymalnej ciągłej N_{MC} oraz $m=1800$ kg maksymalna prędkość wznoszenia $w=1,87$ m/s i jest osiągnięta dla prędkości lotu $V_Y=129$ km/h.

4.2. Pułap praktyczny

Dla celów wyznaczenia charakterystyk pułapu praktycznego śmigłowca przeprowadzono jeden lot badawczy. Wznoszenie na pułap realizowano dla masy startowej $m = 1800$ kg na zakresie maksymalnym ciągłym N_{MC} do wysokości odpowiadającej prędkości wznoszenia $0,5$ m/s, starając się utrzymać zadany, optymalny profil prędkościowo-wysokościowy lotu, określony na podstawie badania wznoszeń.

Po wykonanym locie dokonano weryfikacji jego poprawności oceniając zgodność uzyskanych prędkości przyrządowych V_{IAS} lotu

z założonymi, jak to pokazano odpowiednio w postaci symboli punktowych oraz linii na rys. 3(b).



Rys. 3. Zależności prędkości wznoszenia w (a), prędkości najlepszego wznoszenia V_{γ} (b), czasu wznoszenia τ (c) oraz masyowego zużycia paliwa m_p (d) od wysokości barometrycznej lotu H_b podczas wznoszenia śmigłowca o masie $m = 1800\text{kg}$ na pułap praktyczny w warunkach Atmosfery Wzorcowej na zakresie mocy maksymalnej ciągłej N_{MC}

Dalsza procedura wyznaczania na podstawie zarejestrowanych danych pomiarowych charakterystyk wznoszenia na pułap przebiegała w opisany poniżej sposób. Po pierwsze, dla każdego jednogodzinowego odcinka lotu wyznaczono jego średnie wysokości barometryczne H_b oraz średnie wartości prędkości wznoszenia na tym odcinku, które następnie sprowadzono do warunków Atmosfery Wzorcowej i masy $m = 1800$ kg i zaproksymowano odpowiednią krzywą, otrzymując w rezultacie charakterystykę $w = f(H_b)$. Odczytując z niej wysokość lotu odpowiadającą prędkości wznoszenia $w = 0,5$ m/s określono, zgodnie z definicją, pułap praktyczny śmigłowca równy 4100 m. Wyniki tego etapu badań przedstawiono na rys. 3(a). Z kolei całkując numerycznie otrzymaną funkcję $w = f(H_b)$ wyznaczono pokazaną na rys. 3(c) charakterystykę czasu wznoszenia śmigłowca w funkcji wysokości barometrycznej $\tau = f(H_b)$ i określono czas lotu na pułap $\tau_{pul} = 25,45$ min. Ostatecznie, wykorzystując wyznaczone z rejestracji masowe wartości zużycia paliwa Q sprowadzone do warunków Atmosfery Wzorcowej oraz wyznaczone czasy τ określono charakterystykę $m_p = f(H_b)$ zużywanego podczas wznoszenia na mocy N_{MC} paliwa i masę paliwa potrzebną do wejścia na pułap $m_p = 40,2$ kg. Powyższe wyniki zamieszczono na rys. 3(d).

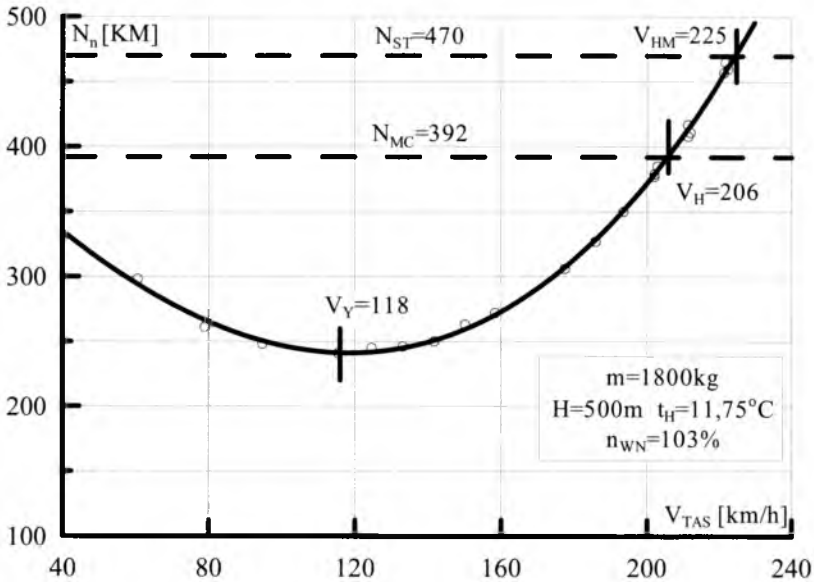
4.3. Prędkości maksymalne

Badania prędkości maksymalnych śmigłowca SW-4 przeprowadzono na kilku wysokościach lotu dla mas śmigłowca możliwie bliskich 1500 kg oraz 1800 kg. Badania polegały na realizacji cykli ustalonych lotów poziomych na każdej z wysokości badawczych w zakresie prędkości od około 60 km/h do prędkości maksymalnych z dyskretyzacją prób badawczych co kilkadziesiąt km/h. Następnie na podstawie zarejestrowanych danych pomiarowych wyznaczono opowiadające warunkom Atmosfery Wzorcowej oraz przyjętym masom obliczeniowym moce niezbędne N_n do lotu śmigłowca na określonej wysokości i z daną prędkością rzeczywistą V_{TAS} .

Przykładowe wyniki badań odpowiadające masie śmigłowca $m = 1800$ kg oraz wysokości barometrycznej lotu równej 500 m przedstawiono na rys. 4, natomiast wysokości 2500 m na rys. 5. Symbolami punktowymi na rysunkach oznaczono wyliczone wartości mocy niezbędnej N_n , natomiast linie ciągłe stanowią aproksymację tych wyników. Ponadto liniami przerywanymi zaznaczono wartości mocy

rozporządzalnych odpowiadających danej wysokości i zakresowi mocy maksymalnej ciągłej N_{MC} oraz zakresowi mocy startowej N_{ST} śmigłowca. Uzyskane punkty przecięcia mocy niezbędnych i rozporządzalnych, zgodnie z przyjętą metodologią badań, wyznaczają odpowiednio:

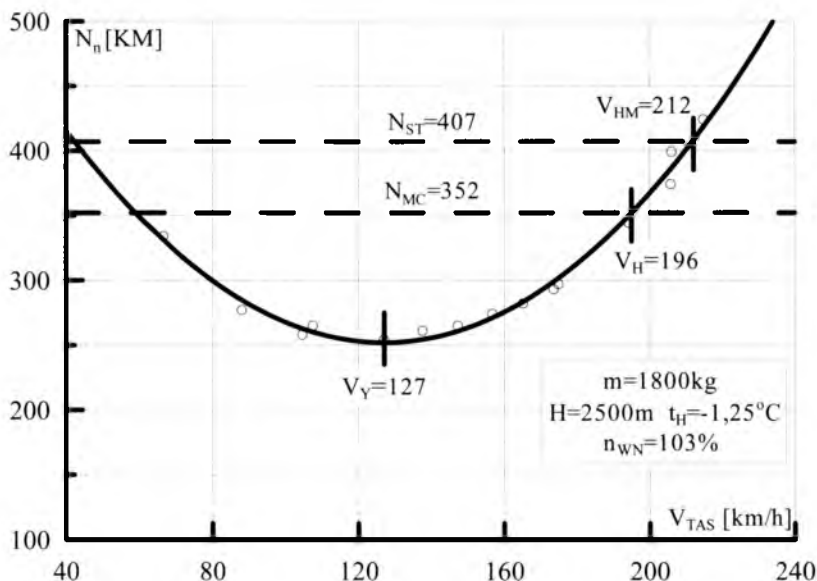
- maksymalną prędkość lotu poziomego śmigłowca V_H na zakresie mocy maksymalnej ciągłej;
- maksymalną prędkość lotu poziomego śmigłowca V_{HM} na zakresie mocy startowej.



Rys. 4. Zależności mocy niezbędnej do lotu poziomego N_n od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} śmigłowca o masie $m = 1800$ kg na wysokości $H = 500$ m w warunkach Atmosfery Wzorcowej

Jak wynika z rys. 4 poszukiwane w badaniach prędkości maksymalne śmigłowca SW-4 o masie 1800 kg dla wysokości $H = 500$ m są równe $V_H = 206$ km/h i $V_{HM} = 225$ km/h, zaś dla wysokości 2500 m (rys. 5) wynoszą odpowiednio 196 km/h oraz 212 km/h. Dodatkowo na rysunkach zaznaczono wartości prędkości lotu, dla których różnice mocy rozporządzalnej i niezbędnej są największe i które, zgodnie z teorią, powinny odpowiadać prędkościom najlepszego wznoszenia V_Y . Dodajmy, że wyznaczone tą metodą prędkości najlepszego wznoszenia

są praktycznie identyczne z otrzymanymi z badań biegunowych wznoszenia, co potwierdza poprawność przeprowadzonych badań.



Rys. 5. Zależności mocy niezbędnej do lotu poziomego N_n od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} śmigłowca o masie $m = 1800 \text{ kg}$ na wysokości $H = 2500 \text{ m}$ w warunkach Atmosfery Wzorcowej

4.3. Zużycia paliwa. Prędkości ekonomiczne i optymalne

Badania zużycia paliwa śmigłowca SW-4, umożliwiające wyznaczenie optymalnych parametrów lotu na zasięg i długotrwałość i w rezultacie maksymalnych zasięgów i długotrwałości lotu prowadzono jednocześnie z omówionymi powyżej badaniami maksymalnych prędkości lotu. Mianowicie, wykorzystując zarejestrowane parametry tych prób, w tym rzeczywiste wydatki paliwa, wyznaczono godzinowe zużycia paliwa Q śmigłowca odpowiadające zadanej wysokości badawczej i realizowanym prędkościom lotu poziomego dla warunków Atmosfery Wzorcowej i przyjętych mas obliczeniowych 1500 i 1800 kg. Ostatecznie, opierając się na ogólnie znanej zależności

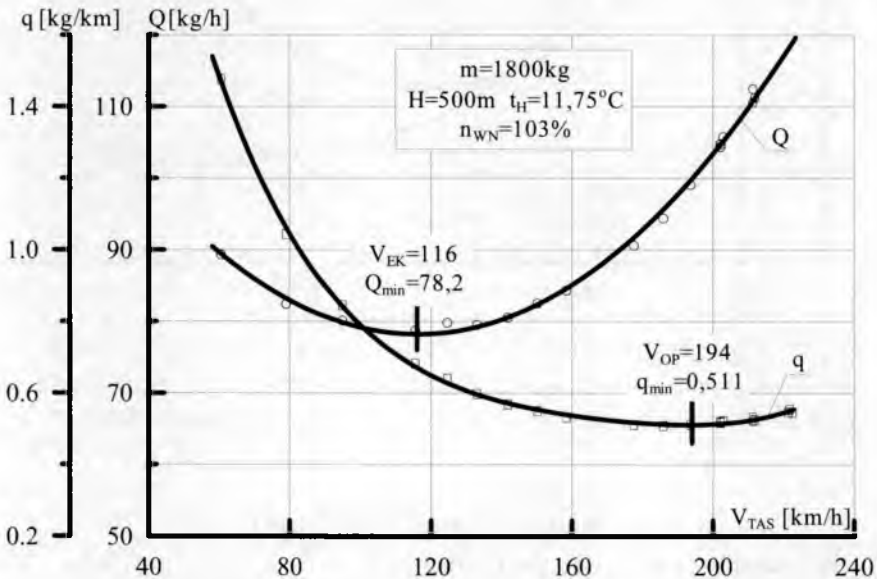
$$q = Q/V_{TAS},$$

obliczono kilometrowe zużycia paliwa q badanego śmigłowca.

Uzyskane wartości godzinowych Q i kilometrowych q zużycia zilustrowano graficznie w postaci symboli punktowych dla masy

$m=1800\text{ kg}$ i wysokości $H=500\text{ m}$ na rys. 6, natomiast dla wysokości barometrycznej lotu $H=2500\text{ m}$ na rys. 7. Linie ciągłe na rysunkach, stanowiące aproksymację uzyskanych wyników, pozwoliły z kolei na określenie:

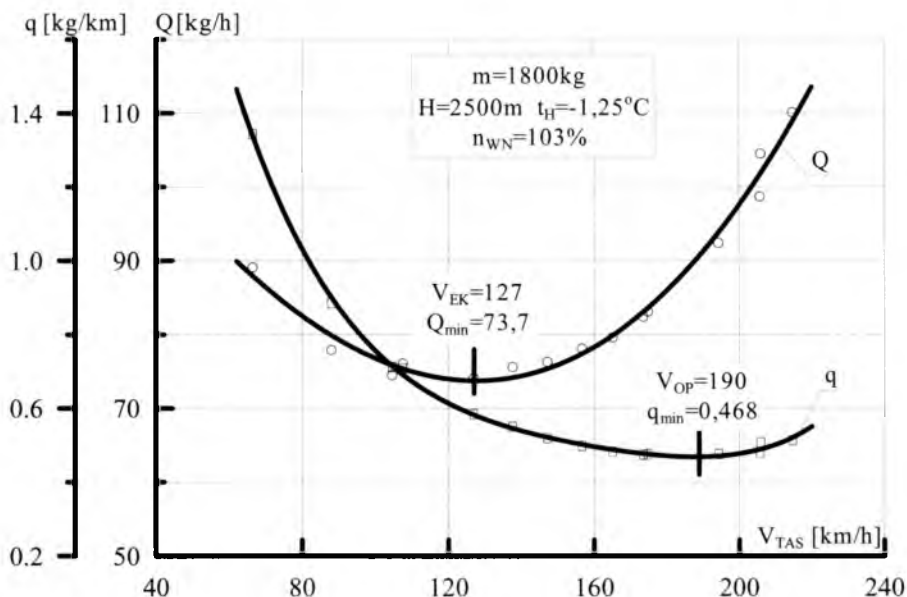
- minimalnego godzinowego zużycia paliwa Q_{\min} dla danej wysokości lotu;
- odpowiadającej temu zużyciu prędkości lotu śmigłowca nazywanej prędkością ekonomiczną V_{EK} ;
- minimalnego kilometrowego zużycia paliwa q_{\min} dla danej wysokości lotu;
- odpowiadającej temu zużyciu prędkości lotu śmigłowca nazywanej prędkością optymalną V_{OP} lub przelotową.



Rys. 6. Zależności godzinowego Q i kilometrowego q zużycia paliwa od rzeczywistej prędkości V_{TAS} lotu poziomego śmigłowca o masie $m=1800\text{ kg}$ na wysokości barometrycznej $H=500\text{ m}$ w warunkach Atmosfery Wzorcowej

Zgodnie z rys. 7 powyższe parametry wynoszą: $Q_{\min}=73,7\text{ kg/h}$ dla $V_{EK}=127\text{ km/h}$ i $q_{\min}=0,468\text{ kg/km}$ dla $V_{PO}=190\text{ km/h}$. Jak ustalono w badaniach, dla masy $m=1800\text{ kg}$ podane zużycia minimalne są najmniejsze w całym zakresie eksploatacyjnych wysokości lotu, zatem wysokość $H=2500\text{ m}$ i podane prędkości lotu odpowiadają parametrom lotu odpowiednio na maksymalną długość i maksymalny zasięg.

Dodajmy, że wraz ze zmniejszaniem masy śmigłowca optymalna wysokość przelotowa wzrasta, osiągając dla $m=1500\text{ kg}$ wartość $H \approx 3000\text{ m}$, zaś wartości minimalnych zużycy paliwa maleją o 12-14%.



Rys. 7. Zależności godzinowego Q i kilometrowego q zużycia paliwa od rzeczywistej prędkości V_{TAS} lotu poziomego śmigłowca o masie $m=1800\text{ kg}$ na wysokości barometrycznej $H=2500\text{ m}$ w warunkach Atmosfery Wzorcowej

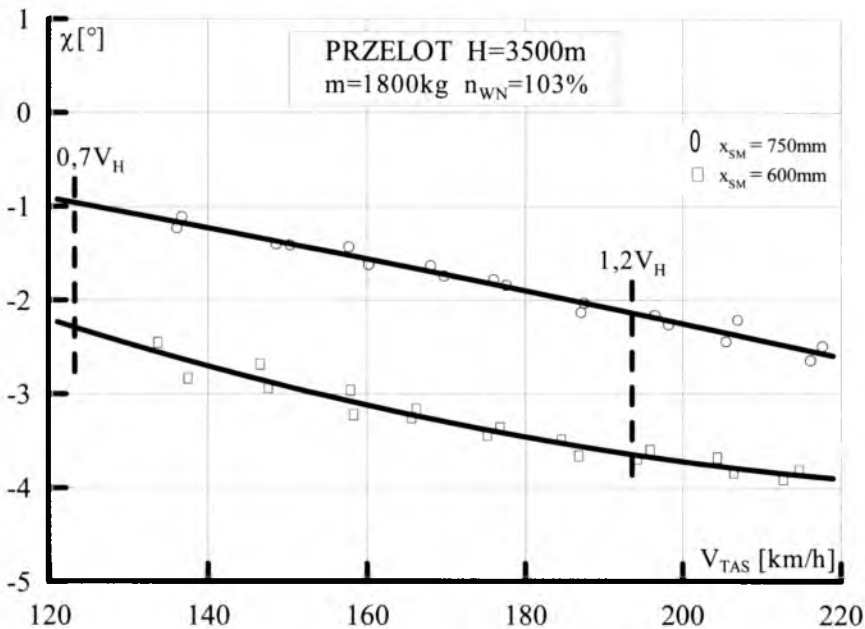
5. Badania własności lotnych

5.1. Stateczność statyczna podłużna

Badania stateczności statycznej podłużnej śmigłowca przeprowadzono, zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-27, dla przelotu, wznoszenia, opadania autorotacyjnego oraz lotów z małymi prędkościami do tyłu i do przodu z wpływem ziemi. Dla każdego z wymienionych stanów lotu wykonano cykl prób badawczych z prędkościami lotu zmieniającymi się co kilkadziesiąt km/h w wymaganym przepisami zakresie prędkości oraz dla odpowiednich mocy zespołu napędowego i prędkości wyważenia. Badania realizowano dla masy śmigłowca możliwie bliskiej $m=1800\text{ kg}$, skrajnie przedniego $x_{SM}=750\text{ mm}$ oraz

tylnego $x_{SM} = 600$ mm położenia środka masy, na wysokościach barometrycznych $H = 500$ m i $H = 3500$ m (3000 m dla autorotacji), zaś dla lotów z wpływem ziemi na wysokości geometrycznej $H \approx 3$ m. Szczegółowo metodologię prowadzenia omawianych badań podano w [1, 2].

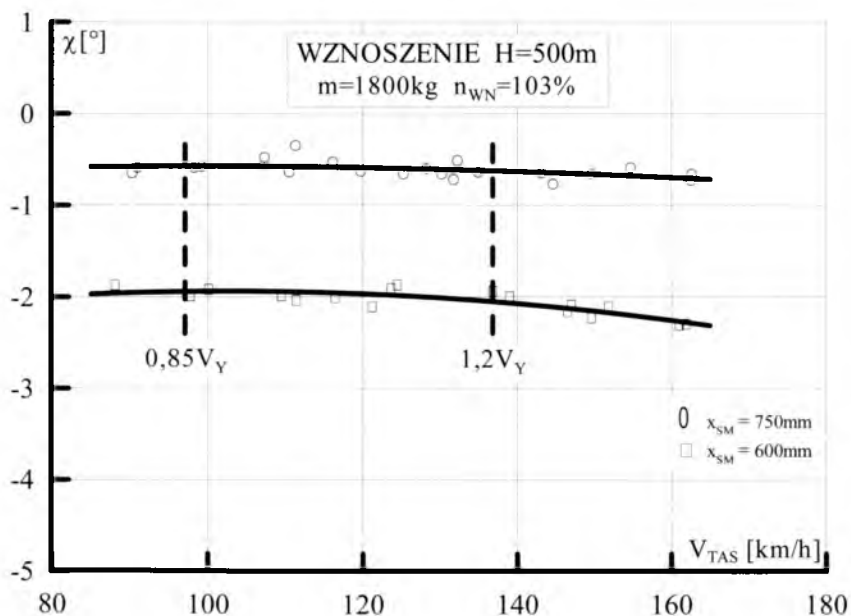
Po przeprowadzonych próbach badawczych, dla każdej pozytywnie zweryfikowanej próby określono średnią wartość kąta pochylenia tarczy sterującej χ i średnią prędkość rzeczywistą V_{TAS} próby, a następnie wyznaczono krzywe równowagi podłużnej śmigłowca, będące podstawą oceny jego stateczności statycznej podłużnej. Otrzymane w przedstawiony wyżej sposób przykładowe wyniki badań pokazano w postaci graficznej na rys. 8÷11.



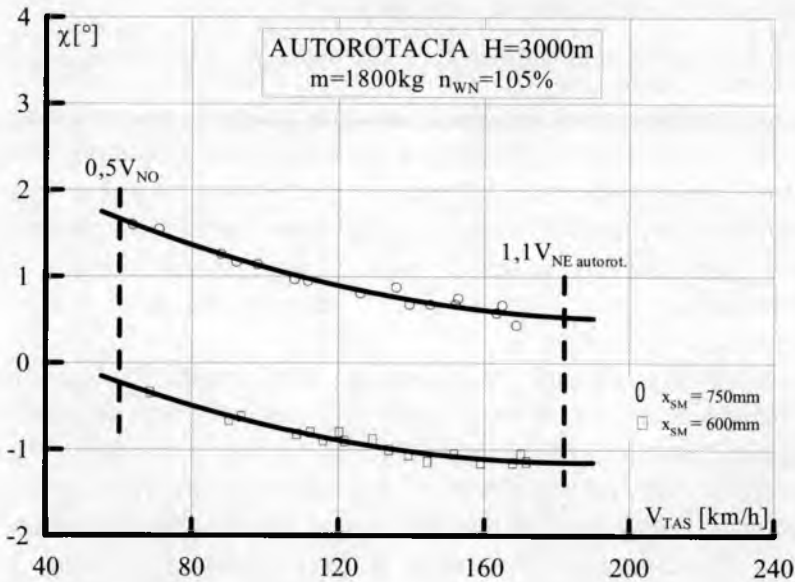
Rys. 8. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} i wyważenia podłużnego x_{SM} śmigłowca o masie $m = 1800$ kg dla przelotu na wysokości $H = 3500$ m

Symbole punktowe na rysunkach reprezentują wyznaczone z rejestracji parametrów prób wartości kątów pochylenia tarczy sterującej χ śmigłowca, odpowiadające danemu stanowi lotu, położeniu środka masy,

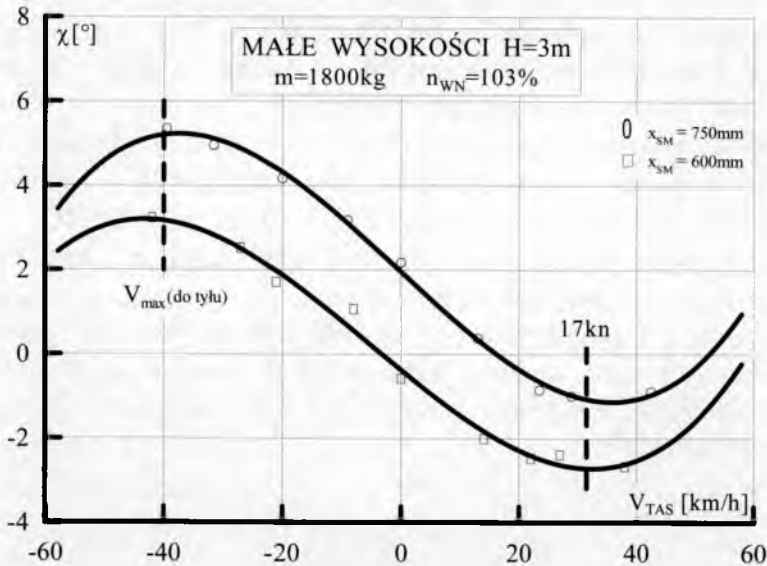
wysokości i prędkości lotu. Z kolei wyznaczone metodą aproksymacji powyższych punktów linie ciągłe, przedstawiają poszukiwane w badaniach krzywe równowagi podłużnej śmigłowca $\chi = f(V_{TAS})$. Na rysunkach zaznaczono także liniami przerywanymi określone przepisami zakresy badawcze. Jak wynika z przedstawionych przebiegów, ich pochodne $\partial\chi/\partial V_{TAS} < 0$ dla prędkości lotu odpowiadających wymaganym zakresom. Oznacza to, zgodnie z przyjętą przez autorów konwencją znaków, że do osiągnięcia prędkości większej od danej prędkości wyważenia konieczne jest zwiększenie kąta pochylenia tarczy sterującej do przodu równoznaczne z przemieszczaniem sterownicy sterowania podłużnego do przodu i na odwrót. Powyższe zachowanie badanego śmigłowca oznacza na mocy przepisów, że jest on stateczny statycznie podłużnie.



Rys. 9. Zależność kąta pochylenia tarczy sterującej χ od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} i wyważenia podłużnego x_{SM} śmigłowca o masie $m = 1800$ kg dla wznoszenia na wysokości $H = 500$ m



Rys. 10. Zależność kąta pochylecia tarczy sterującej χ od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} i wyważenia podłużnego x_{SM} śmigłowca o $m = 1800$ kg dla opadania autorotacyjnego na $H = 3000$ m

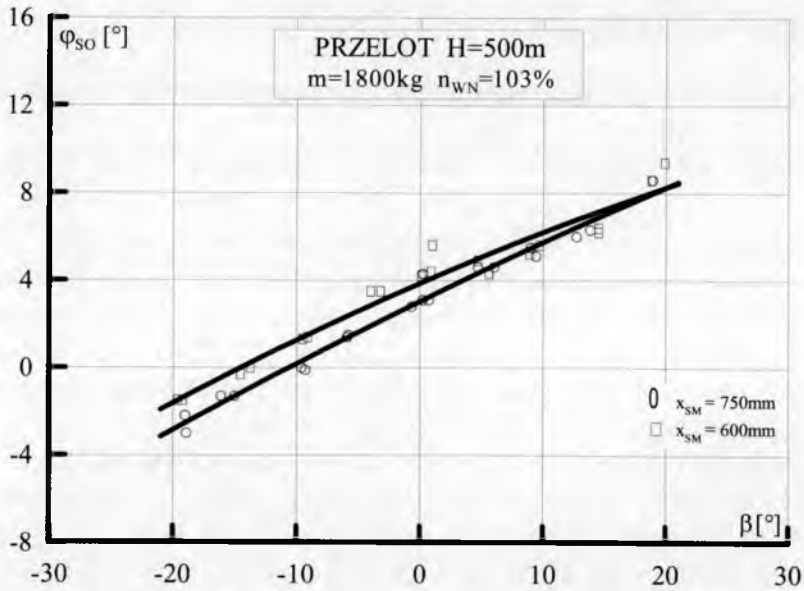


Rys. 11. Zależność kąta pochylecia tarczy sterującej χ od rzeczywistej prędkości lotu V_{TAS} i wyważenia podłużnego x_{SM} śmigłowca o $m = 1800$ kg w lotach do przodu i do tyłu z wpływem ziemi

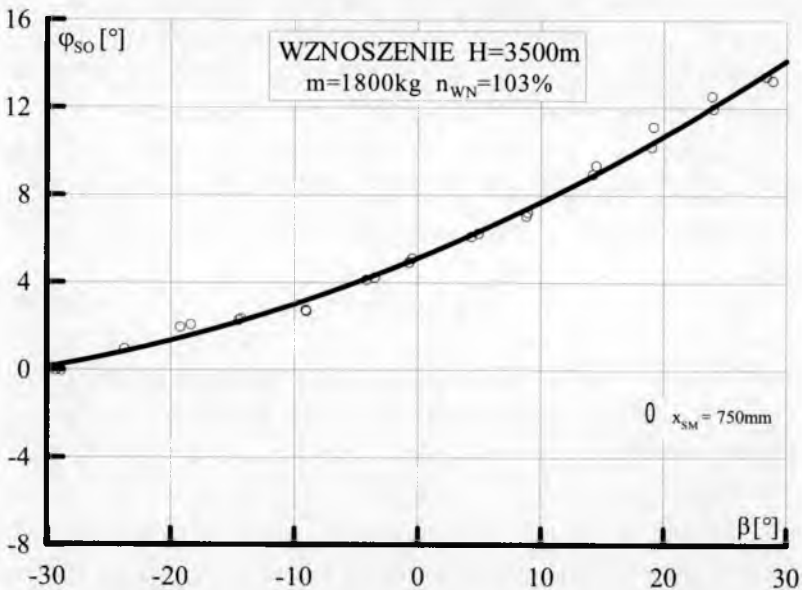
5.2. Stateczność statyczna kierunkowa

Stateczność statyczną kierunkową śmigłowca badano zgodnie z przepisami dla przelotu i wznoszenia. Badania polegały na realizacji cykli przelotów i wznoszeń z wymaganymi dla danego stanu lotu prędkościami i mocami oraz z ustalonymi, stopniowo wzrastającymi w każdej próbie cyklu wartościami kątów ślizgu β . Omawiane badania przeprowadzono dla masy $m \approx 1800$ kg, położenia środka masy równych $x_{SM} = 750$ mm i $x_{SM} = 600$ mm, na wysokościach barometrycznych $H = 500$ m i $H = 3500$ m.

Po wykonanych lotach, na podstawie zarejestrowanych parametrów prób badawczych, określono średnie wartości kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} oraz kąta ślizgu β w każdej prawidłowej próbie, a następnie na ich podstawie wyznaczono krzywe równowagi kierunkowej śmigłowca, umożliwiającą ocenę jego stateczności statycznej kierunkowej. Otrzymane w przedstawiony powyżej sposób przykładowe wyniki badań pokazano w postaci graficznej na rys. 12 i 13. Symbolami punktowymi na rysunkach zobrazowano wyznaczone z rejestracji prób wartości kątów skoku śmigła ogonowego φ_{SO} śmigłowca, odpowiadające danemu stanowi lotu, położeniu środka masy, wysokości lotu oraz wartości kąta ślizgu β . Z kolei otrzymane metodą aproksymacji powyższych punktów linie ciągłe są poszukiwanymi w omawianych badaniach krzywymi równowagi kierunkowej śmigłowca $\varphi_{SO} = f(\beta)$. Jak łatwo widać, zamieszczone na rysunkach przebiegi krzywych równowagi uzyskanych z badań są dla wymaganego przepisami zakresu kątów ślizgu $\beta = -10^\circ \div 10^\circ$ istotnie bliskie liniowym. Oznacza to, że równomiernemu zwiększaniu kąta skoku śmigła ogonowego φ_{SO} (wychylenia sterownicy sterowania kierunkowego) względem stanu wyważonego odpowiada praktycznie równomierna zmiana wartości kąta ślizgu β śmigłowca. Tym samym badany śmigłowiec spełnia przepisy JAR-27 odnośnie stateczności statycznej kierunkowej.



Rys. 12. Zależność kąta skoku śmigła ogonowego ϕ_{SO} od kąta ślizgu β i wyważenia podłużnego x_{SM} śmigłowca o masie $m = 1800$ kg dla przelotu na wysokości $H = 500$ m



Rys. 13. Zależność kąta skoku śmigła ogonowego ϕ_{SO} od kąta ślizgu β śmigłowca o masie $m = 1800$ kg dla wznoszenia na wysokości $H = 3500$ m

5.3. Sterowność i manewrowość

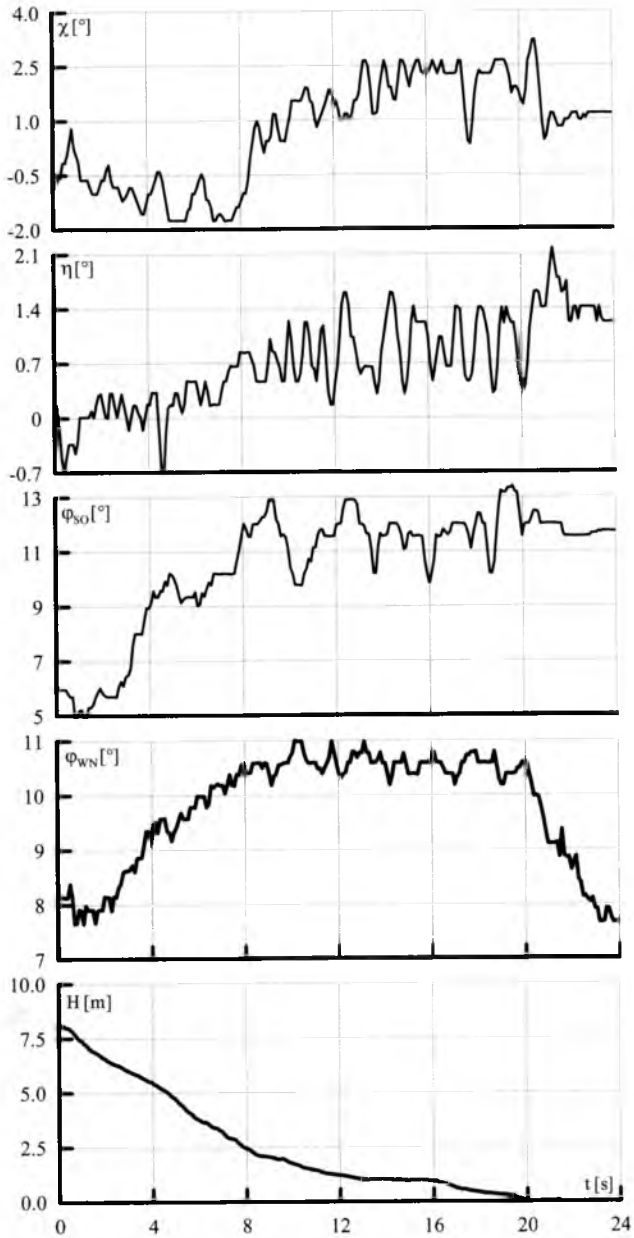
Badania w zakresie sterowności i manewrowości realizowano, zgodnie z wymaganiami przepisów JAR-27, dla wszystkich przewidywanych w eksploatacji badanego śmigłowca stanów lotu. Ze względów praktycznych możliwą część tych badań, dotyczącą oceny sterowności i manewrowości śmigłowca w takich stanach lotu jak typowe starty i lądowania, wznoszenia i opadania czy przeloty, dokonano w oparciu o dane i opinie pilotów uzyskane z lotów realizowanych dla potrzeb innych badań. Tym niemniej zasadniczą ilościową i jakościową ocenę rozpatrywanych własności lotnych przeprowadzono na podstawie lotów badawczych, w których programy lotu [2] i uwaga pilotów doświadczalnych poświęcone były wyłącznie badaniom sterowności i manewrowości. Wspomniane loty obejmowały swoim zakresem następujące próby badawcze:

- zakręty z przechyleniami do $\pm 45^\circ$ w locie poziomym, na wznoszeniu i w autorotacji, z różnymi prędkościami lotu, na małych $H = 500 \div 1000$ m oraz dużych $H = 3000 \div 3500$ m wysokościach i z dwoma położeniami podłużnymi x_{SM} środka masy śmigłowca;
- przemieszczenia wzdłużne i boczne śmigłowca w zakresie dopuszczalnych prędkości lotu na wysokościach geometrycznych $H \approx 3$ m (z wpływem ziemi) i $H \approx 10$ m (bez wpływ ziemi) dla różnych położen podłużnych x_{SM} i bocznych y_{SM} środka masy;
- loty manewrowe, w tym w turbulentnej atmosferze, z maksymalną dopuszczalną prędkością lotu V_{NE} na wysokościach $H = 500 \div 1000$ m i $H = 3000 \div 3500$ m z dwoma położeniami podłużnymi x_{SM} środka masy;
- starty i lądowania z różnymi podłużnymi x_{SM} i bocznymi y_{SM} położeniami środka masy oraz z różnymi kierunkami i prędkościami wiatru, w tym starty i lądowania z lądowiska nachylonego pod kątem 5° z ustawieniem śmigłowca do stoku przodem, tyłem, prawym i lewym bokiem;
- lądowania autorotacyjne.

Po wykonanych lotach wyznaczone z rejestracji prób badawczych wyniki ilościowe poddano szczegółowej i wieloetapowej analizie. We wstępnym etapie, na podstawie zobrazowań istotnych parametrów lotu śmigłowca, w tym oczywiście kątów wychyleń organów sterowania w formie przebiegów czasowych, dokonano weryfikacji poprawności

wykonania poszczególnych prób badawczych i przeprowadzono ocenę realizowanych w nich zakresów sterowań oraz dynamiki procesów sterowania i zachowań śmigłowca. Przykład takiego zobrazowania reprezentują przedstawione na rys.14 przebiegi czasowe kolejno kątów pochylenia χ i przechylenia η tarczy sterujące, kątów skoku śmigła ogonowego φ_{SO} i wirnika nośnego φ_{WN} oraz wysokości geometrycznej lotu H (celem określenia momentu lądowania) zarejestrowane podczas lądowania śmigłowca na prawy stok lewym bokiem z lewym wiatrem o prędkości 7 m/s. W następnej kolejności dla wybranych stanów lotu wyznaczono krzywe równowagi kątów wychyleń organów sterowania śmigłowca w funkcji charakterystycznego dla danego manewru parametru lotu np. kąta przechylenia w przypadku zakrętów, czy prędkości lotu dla przemieszczeń wzdłużnych i bocznych. Pozwoliło to na łatwą analizę, dla jakich położań środka masy i parametrów lotu (przechyleń, prędkości, wysokości) występują ekstremalne dla danego stanu lotu wychylenia organów sterowania (minimalne zapasy sterowania), warunkujące końcową ocenę wyników badań sterowności śmigłowca. Ponadto, dla potrzeb wspomnianej oceny końcowej, wyniki ilościowe badań przedstawiono dla poszczególnych stanów lotu w postaci tabelarycznej. W opracowanych tabelach zamieszczono minimalne i maksymalne wartości kątów wychyleń poszczególnych organów sterowania uzyskane w trakcie poszczególnych prób badawczych, tak jak to przedstawiono przykładowo w tabeli 1 dla przemieszczeń wzdłużnych i bocznych śmigłowca przy ziemi. Dla celów oceny minimalnych zapasów sterowania w tabelach podano ponadto uwarunkowane konstrukcyjnie graniczne wartości kątów wychyleń organów sterowania, zaś kursywą wyróżniono ekstremalne wartości sterowań dla danego stanu lotu.

Podsumowując, na podstawie wykonanych prób badawczych ustalono, że we wszystkich przewidywanych eksploatacyjnie stanach lotu, nawet w przypadku najbardziej niekorzystnych dla danego manewru położań środka masy i warunków otoczenia (prędkość i kierunek wiatru, turbulencja itp), badany śmigłowiec dysponuje wystarczającymi zapasami sterowania. W konsekwencji, na podstawie powyższego wniosku oraz opinii pilotów doświadczalnych realizujących badania potwierdzono odpowiednią sterowność śmigłowca.



Rys. 14. Przebiegi czasowe kątów: pochylenia χ i przechylenia η tarczy sterującej, skoku śmigła ogonowego φ_{SO} i wirnika nośnego φ_{WN} oraz wysokości lotu H podczas lądowania śmigłowca ($m = 1800$ kg, $x_{SM} = 750$ mm, $y_{SM} = 60$ mm) na prawy stok lewym bokiem z lewym wiatrem 7 m/s

Tabela 1. Minimalne i maksymalne wartości kątów wychyleń organów sterowania śmigłowca uzyskane podczas badań przemieszczeń wzdłużnych i bocznych śmigłowca przy ziemi

H [m]	x_{SM} [mm]	y_{SM} [mm]	Stan lotu	Wychylenia organów sterowania							
				$\chi[^{\circ}]$		$\eta[^{\circ}]$		$\varphi_{SO}[^{\circ}]$		$\varphi_{WN}[^{\circ}]$	
				min	max	min	max	min	max	min	max
3	750	+60	lewo-prawo	0,2	3,7	-1,1	2,1	4,0	14,6	10,1	10,8
10				-0,1	3,5	-1,0	2,2	5,5	14,3	9,0	10,9
3	750	-60	lewo-prawo	2,3	4,4	-2,0	1,1	4,5	14,0	9,0	11,1
10				2,3	4,5	-1,8	1,2	8,3	16,2	9,2	10,9
3	750	+60	przód-tył	-1,3	4,7	0,0	1,3	7,1	11,0	9,1	10,9
10				-1,2	5,3	0,0	1,8	7,2	11,7	9,2	11,0
3	750	-60	przód-tył	-1,0	5,7	-1,3	0,7	6,9	11,6	9,2	10,9
10				-0,7	5,9	-1,8	0,4	4,7	11,4	9,0	10,9
3	600	0	lewo-prawo	-2,8	1,8	-2,4	0,6	2,5	12,6	9,4	11,1
10				-3,0	-0,6	-2,4	0,5	1,0	11,9	9,5	11,0
3	600	0	przód-tył	-2,6	3,3	-1,4	0,2	4,6	10,8	8,8	10,9
10				-2,5	3,1	-1,3	0,3	4,0	11,4	8,7	11,1
Graniczne wychylenia organów sterowania:				-8	8	-5	5	-10	20	-0,5	17,5

Ocenę własności manewrowych śmigłowca dokonano w głównej mierze na podstawie szczegółowych uwag, opinii i ocen personelu lotnego, a zatem miała ona zasadniczo charakter jakościowy. Po pierwsze, zgodnie z wyrażonymi opiniami ustalono, 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 stwierdzono, że manewrowanie śmigłowcem w zakresie przewidzianych eksploatacyjnie stanów lotu nie stwarza istotnych trudności absorbujących nadmiernie uwagi pilota, nie wymaga ponadprzeciętnych umiejętności pilota i w efekcie zapewnia odpowiednie zapasy bezpieczeństwa. Uwzględniając powyższe oceniono, iż śmigłowiec posiada zadawalające własności manewrowe.

Reasumując, na podstawie wyników ilościowych i jakościowych z przeprowadzonych lotów badawczych dowiedziono, że śmigłowiec SW-4 spełnia wymagania przepisów JAR-27 odnośnie sterowności i manewrowości, zaś zachowanie śmigłowca w rozpatrywanych aspektach umożliwia z pewnością wykorzystanie go w procesie szkolenia personelu lotnego.

6. Podsumowanie

W ramach badań w locie śmigłowca SW-4 wykonano 90 lotów badawczych. Na ich podstawie określono wszystkie wymagane zarówno przepisami, jak też przez potencjalnego użytkownika charakterystyki osiągowo i własności lotne badanego śmigłowca. Szczegółowe wyniki badań lotnych wraz z oceną spełnienia przez śmigłowiec wymagań przedstawiono w protokołach [3, 4] i sprawozdaniu [5] z badań.

Bibliografia

1. Praca zbiorowa, *Zbiór metodyk do badań kwalifikacyjnych w locie prototypu lekkiego śmigłowca SW-4. Część I*, BT ITWL nr. 1970/50, Warszawa 2005.
2. Praca zbiorowa, *Programy lotów próbných do badań kwalifikacyjnych w locie prototypu lekkiego śmigłowca SW-4*, BT ITWL nr. 1992/50, Warszawa 2005.
3. Praca zbiorowa, *Zbiór protokołóv badań kwalifikacyjnych w locie prototypu lekkiego śmigłowca SW-4 dla potrzeb SZ RP. Część I*, BT ITWL nr. 2121/50, Warszawa 2005.
4. Praca zbiorowa, *Zbiór protokołóv badań kwalifikacyjnych w locie prototypu lekkiego śmigłowca SW-4 dla potrzeb SZ RP. Część II*, BT ITWL nr. 2122/50, Warszawa 2005.

5. Praca zbiorowa, *Sprawozdanie nr 4/36/2005 z pracy pt.: Badania naziemne i w locie prototypu lekkiego śmigłowca SW-4 na rzecz Komisji Badań Kwalifikacyjnych powołanej decyzją nr 4 Dyrektora Departamentu Polityki Zbrojeniowej MON z dnia 19.01.2005r.*, BT ITWL nr. 2088/50, Warszawa 2005.

IN-FLIGHT TESTS OF THE SW-4 HELICOPTER

The paper presents a method for investigations into the helicopter performance and flying qualities. The testing procedures were developed at the Air Force Institute of Technology (ITWL). Sample results of the in-flight tests made on the light SW-4 helicopter are shown. Basing on these results the helicopter flying qualities were determined, which are shown in several figures.

MODELOWANIE RUCHU STEROWANEGO PODUSZKOWCA

WOJCIECH BLAJER

Instytut Mechaniki Stosowanej, Politechnika Radomska
e-mail: w.blajer@pr.radom.pl

W pracy opisano model matematyczny poduszkowca sterowanego za pomocą zmian wartości i kierunku siły ciągu. Wykazano, że sterowanie takie uniemożliwia ścisłą realizację ruchu wzdłuż zadanej trajektorii. Dobierając *a priori* odpowiednie sterowanie przeprowadzono następnie symulacje numeryczne ruchu poduszkowca podczas wykonywania manewrów zakreću o 90° i 180° . Potwierdzono obserwowane w praktyce trudności w manewrowaniu pojazdem.

1. Wstęp

Poduszkowce należą klasy sterowanych układów mechanicznych, w których liczba m parametrów sterowania jest mniejsza od liczby n stopni swobody (ang.: *underactuated systems* [1]), $m < n$. Przykładami takich układów są również samoloty, statki i łodzie motorowe, dźwignice, manipulatory odkształcalne, wahadła odwrócone [2]. Sterowanie układami tego typu tak, by realizowały one zadane manewry jest zadaniem trudnym i niejednoznacznym. Dotyczy to między innymi rozwiązania zadania symulacji dynamicznej odwrotnej, w którym ruch układu programowany jest za pomocą m więzów *programowych* [2,3] (*serwo-więzów* [4]), zadania określanego jako *ruch programowy niezupełny*.

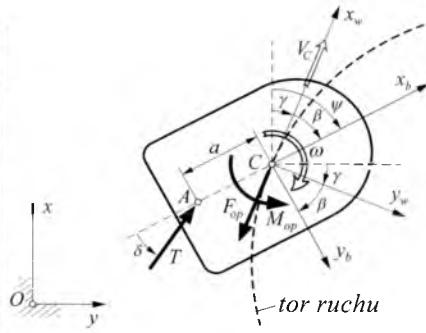
Istnienie rozwiązania dla zadania ruchu programowego niezupełnego, czyli sterowalność układu w zadanym ruchu programowym, jest ściśle związane z pojęciem określanym w literaturze anglojęzycznej jako *differential flatness* [5] – cechą układu sterowanego w zadanym ruchu

programowym polegającą na tym, że zarówno stan układu jak i jego sterowanie dają się jednoznacznie wyrazić za pomocą narzuconych charakterystyk ruchu i ich pochodnych względem czasu. Układy posiadające tę cechę określane są mianem *flat systems*, a rząd pochodnych charakterystyk ruchu, czyli liczba kroków różniczkowania więzów programowych wymagana dla wyznaczenia stanu ruchu i sterowania układem, stanowi o złożoności problemu i trudności syntezy sterowania programowego (w pracy [2] zaproponowano alternatywny algorytm rozwiązania tego zadania, zmniejszający wymaganą liczbę kroków różniczkowania więzów programowych o dwa).

W niniejszej pracy rozważane jest zagadnienie sterowania poduszkowcem realizującego zadane manewry zakrętu. Jak zostanie pokazane, dla poduszkowca sterowanego za pomocą wektorowanej siły ciągu, zadanie to nie da się rozwiązać w oparciu o narzuconą trajektorię ruchu. Wyjaśnione będą fizyczne przyczyny braku rozwiązania tak postawionego zadania ruchu programowego niezupełnego, uniemożliwiające zastosowanie algorytmów zaproponowanych w pracy [2] – podejścia mającego zastosowanie tylko dla *flat systems* (układem takim nie jest poduszkowiec sterowany w opisany wyżej sposób). Wszystko to czyni, że sterowanie poduszkowcem jest zadaniem szczególnie złożonym, niemożliwym do określenia analitycznego. Symulacje numeryczne zadanych manewry zakrętów, realizowane są więc w pracy poprzez dobór sterowania metodą prób i błędów. Wyniki symulacji potwierdzają trudności realizacji manewrów poduszkowcem [6], wymagające dużych umiejętności i doświadczenia kierującego pojazdem.

2. Model matematyczny

Poduszkowiec pokazany na rys. 1 zamodelowano jako układ o $n = 3$ stopniach swobody, sterowany za pomocą $m = 2$ ($m < n$) parametrów: wartości siły ciągu T oraz kąta δ zmiany jej kierunku względem osi podłużnej Ox_b . Położenie poduszkowca względem układu inercjalnego Oxy określone jest przez $\mathbf{q} = [x_c \ y_c \ \psi]^T$, współrzędne środka masy C oraz kąt obrotu osi podłużnej. Dynamiczne równania ruchu sformułowane mogą być natomiast alternatywnie w układzie inercjalnym Oxy , układzie własnym $Cx_b y_b$ oraz układzie związanym z torem $Cx_w y_w$ (rys. 1).



Rys. 1. Poduszkowiec PRP-560 *Ranger* i jego model symulacyjny

Przykładowo, z wykorzystaniem tego ostatniego układu, równania ruchu poduszkowca mają postać:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_C &= v_C \cos \gamma \\
 \dot{y}_C &= v_C \sin \gamma \\
 \dot{\psi} &= \omega \\
 m \dot{v}_C &= -F_{op} + T \cos(\psi - \delta - \gamma) \\
 m v_C \dot{\gamma} &= -T \sin(\psi - \delta - \gamma) \\
 J_C \dot{\omega} &= -M_{op} + T a \sin \delta
 \end{aligned} \tag{1}$$

gdzie v_C jest prędkością poduszkowca, γ jest kątem wektora prędkości względem osi Ox , m oraz J_C oznaczają masę i masowy moment bezwładności poduszkowca względem C , a jest odległością punktu A przyłożenia siły ciągu T od środka masy C , natomiast F_{op} i M_{op} są siłą oporu (skierowaną przeciwnie do prędkości) i momentem oporu poduszkowca. Symboliczna postać tych $2n = 6$ równań ruchu jest następująca

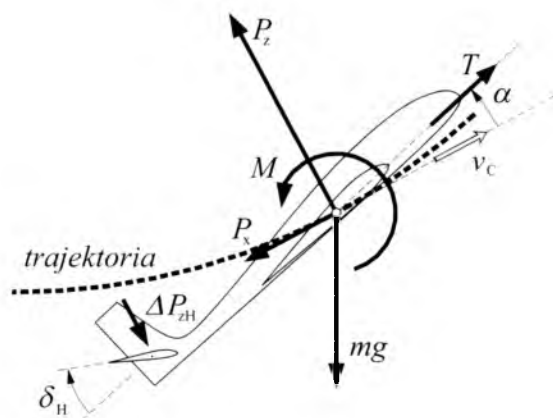
$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}(\mathbf{y}, \mathbf{u}) \tag{2}$$

gdzie $\mathbf{y} = [x_C \ y_C \ \psi \ v_C \ \gamma \ \omega]^T$ jest wektorem stanu, a $\mathbf{u} = [T \ \delta]^T$ jest wektorem sterowania.

3. Manewrowanie poduszkowcem

Pojęciowo najprostszym sposobem modelowania manewrów poduszkowca wydaje się narzucenie żądanej trajektorii ruchu i poszukiwanie

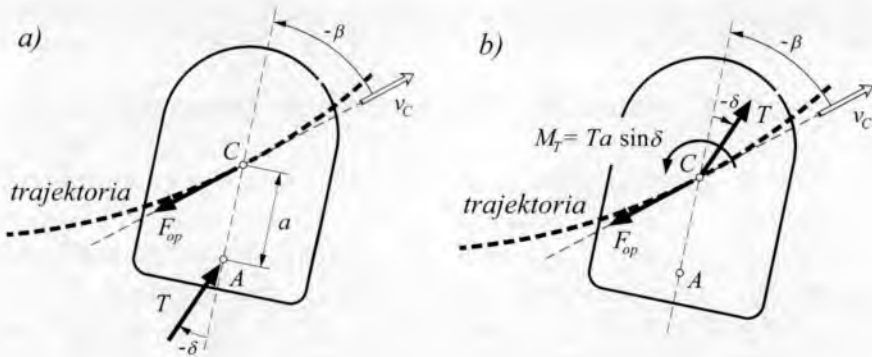
sterowania wymaganego dla realizacji tak postawionego zadania symulacji dynamicznej odwrotnej (ruchu programowego niezupełnego). Podejście takie, stosowane z powodzeniem na przykład dla syntezy sterowania samolotem w ruchu wzdłuż zadanej trajektorii [7], nie sprawdza się jednak w przypadku poduszkowca. Dla wyjaśnienia różnic pomiędzy dynamiką sterowanego ruchu samolotu i sterowanego ruchu poduszkowca, zauważmy, że lot samolotu wzdłuż zadanej trajektorii (rys. 2) jest możliwy dzięki skoordynowanym wychyleniom steru wysokości δ_H . Wywołane tym zmiany aerodynamicznego momentu pochylającego M powodują następnie odpowiednie zmiany kąta natarcia α , generujące z kolei siłę nośną P_z wymaganą dla bilansu sił czynnych i bezwładności na kierunku normalnym do trajektorii w locie po torze zakrzywionym. Samolot w locie wzdłuż zadanej trajektorii spełnia warunek *differential flatness*, co umożliwi wyznaczenie jego sterowania w locie manewrowym [7].



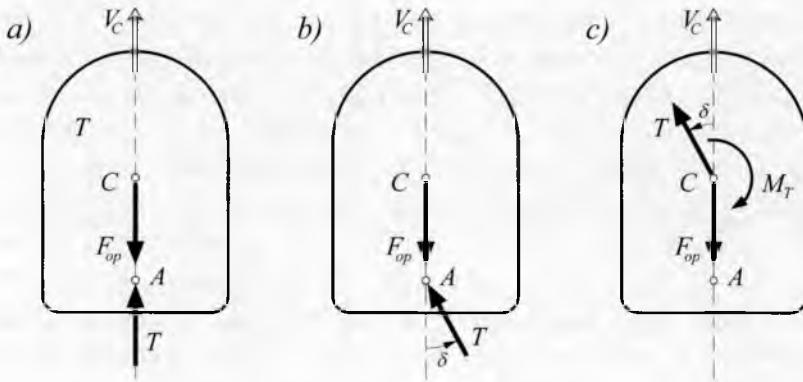
Rys. 2. Sterowany ruch samolotu wzdłuż zadanej trajektorii

Dynamika ruchu manewrowego poduszkowca jest zdecydowanie odmienna. Siłą wymuszającą zakrzywienie toru, równoważącą siłę odśrodkową bezwładności, jest rzut siły ciągu na kierunek normalny do trajektorii, $T \sin(\psi - \delta - \gamma) = T \sin(\beta - \delta)$ (rys. 2), a nie dodatkowa siła nośna zależna od konfiguracji katowej obiektu jak w przypadku samolotu. Dla realizacji ruchu po torze zakrzywionym, wymagane będzie więc odpowiednio duże T oraz duży kąt dryfu β . Zauważmy ponadto, że ruch na kierunku stycznym do toru (regulacja prędkości ruchu) realizowany jest przez drugi rzut siły ciągu, $T \cos(\psi - \delta - \gamma) = T \cos(\beta - \delta)$, podczas gdy

dla samolotu prędkość regulowana jest niezależnie przez siłę ciągu. Sterowania ruchem samolotu i poduszkiowca, są więc odmienne, a realizacja ruchu poduszkiowca wzdłuż zadanej trajektorii jest niemożliwa.



Rys. 3. Ruch manewrowy poduszkiowca



Rys. 4. Wejście poduszkiowca w zakręt w prawo

Niemożność realizacji ruchu poduszkiowca wzdłuż zadanej trajektorii wyjaśnić można jeszcze inaczej. Załóżmy, że poduszkiowiec porusza się ruchem prostoliniowym ustalonym, $T = F_{op}$ (rys. 3a), a jego zamiarem jest skręt w prawo. Manewr skrętu wymaga odchylenia siły ciągu o pewien kąt δ (rys. 3b) celem spowodowania obrotu pojazdu w prawo. Efektem tego sterowania, oprócz momentu M_T wywołującego obrót jest składowa $T \sin \delta$ siły ciągu powodująca początkowy dryf pojazdu w lewo – efekt przeciwny do zamierzonego. Zakrzywienie trajektorii w prawo będzie możliwe dopiero po pewnym czasie, gdy nastąpi

odpowiednio duży obrót pojazdu w prawo (przewyższający kąt δ). Efekt jest jednak zawsze taki, że każdy skręt czy pogłębienie zakrętu wymaga odpowiedniej zmiany kąta δ kierunku siły ciągu, a w efekcie początkowo przeciwny do zamierzonego skrętu dryf pojazdu. Sterowanie ściśle wzdłuż trajektorii o zmiennej krzywiznie, nie jest więc możliwe.

4. Symulacje ruchu sterowanego poduszkowca

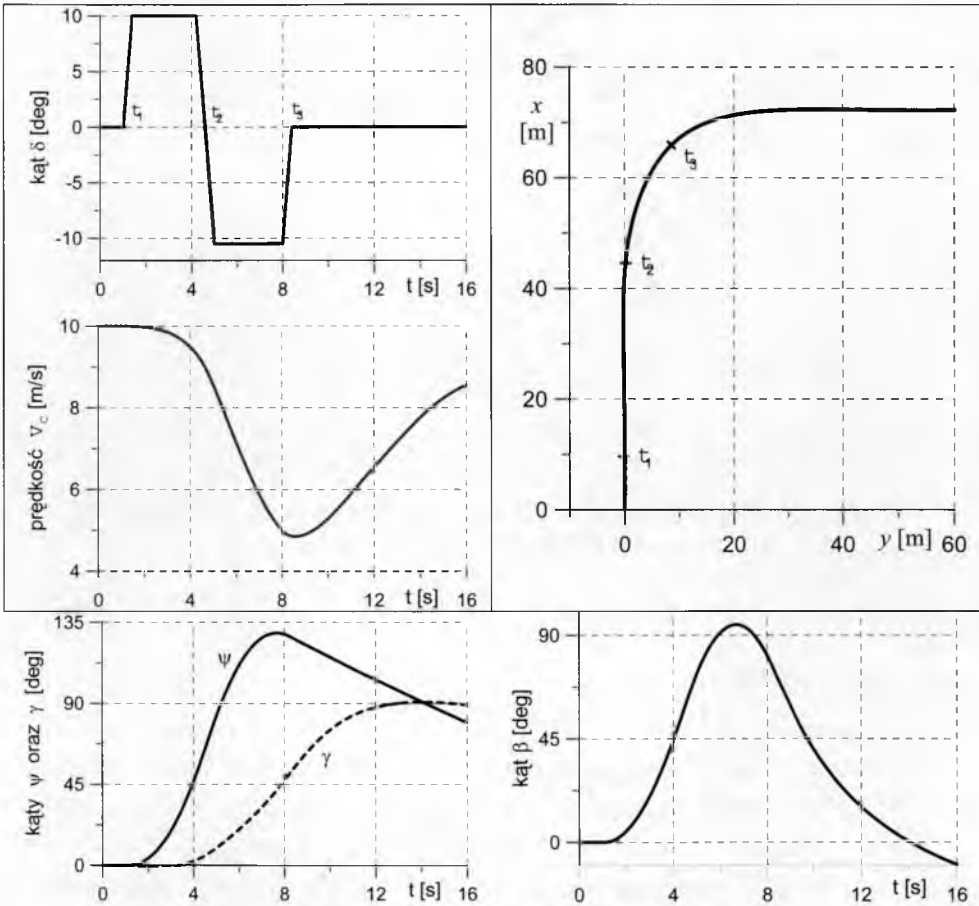
Symulacje przeprowadzono dla danych masowo-geometrycznych poduszkowca *RPR-560 Ranger*: $m = 1450$ kg, $J_C = 5970$ kg m², $a = 3.5$ m. Siłę oporu i moment oporu poduszkowca zamodelowano wzorami $F_{op} = (20 + 10|\sin\beta|)v_C^2 + 60$ (dla v_C podstawianego w [m/s] wynik otrzymywany jest w [N]) oraz $M_{op} = 100\omega$ (dla ω podstawianego w [1/s] wynik otrzymywany jest w [Nm]). Ponieważ te ostatnie nie są ściśle, wyniki symulacji należy traktować raczej jako jakościowe. Początkowym stanem ruchu był ślizg ustalony (bez prędkości kątowej) na kierunku osi Ox z prędkością $v_C = 10$ m/s. Sterowanie (tylko zmiany δ) potrzebne dla wykonania zakrętów dobierano metodą prób i błędów.

Symulacje przeprowadzono dla danych masowo-geometrycznych poduszkowca *RPR-560 Ranger*: $m = 1450$ kg, $J_C = 5970$ kg m², $a = 3.5$ m. Siłę oporu i moment oporu poduszkowca zamodelowano wzorami $F_{op} = (20 + 10|\sin\beta|)v_C^2 + 60$ (dla v_C podstawianego w [m/s] wynik otrzymywany jest w [N]) oraz $M_{op} = 100\omega$ (dla ω podstawianego w [1/s] wynik otrzymywany jest w [Nm]). Ponieważ te ostatnie nie są ściśle, wyniki symulacji należy traktować raczej jako jakościowe. Początkowym stanem ruchu był ślizg ustalony (bez prędkości kątowej) na kierunku osi Ox z prędkością $v_C = 10$ m/s. Sterowanie (tylko zmiany δ) potrzebne dla wykonania zakrętów dobierano metodą prób i błędów.

4.1. Zakręt o 90°

Dobre sterowanie poduszkowcem oraz jego efekt w postaci zrealizowanej trajektorii ruchu przedstawione są na rys. 5. Jak widać zamodelowany poduszkowiec dość poprawnie wykonał zakręt o 90°. Możliwe było to jednak dopiero po wielokrotnym „poprawianiu” modelu sterowania. Istotną obserwacją jest, że wychylenie δ siły ciągu w prawo w czasie od t_1 do t_2 , potrzebne dla zainicjowania obrotu pojazdu w prawo, bardzo szybko skontrowane musi być wychyleniem siły ciągu w drugą stronę, w czasie od t_2 do t_3 , celem skoordynowanego przejścia

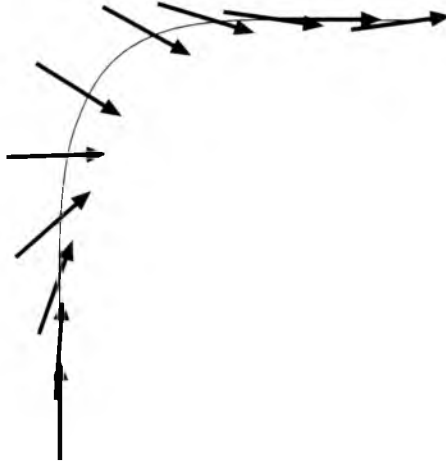
do ślizgu w prawo po skręcie. Spóźnienie tego przeciwnego manewru wychylenia wektora siły ciągu skutkuje „niekontrolowanym” obrotem pojazdu wokół osi pionowej lub ślizgiem tyłem do kierunku ruchu.



Rys. 5. Manewr zakrętu o 90°

Zauważmy, że duża część zakrętu wykonywana jest bezwładnościowo (bez sterowania). Manewr nie kończy się też ruchem prostoliniowym (bez obrotu). Osiągnięcie takiego stanu wymagałoby kolejnych „korekt” polegających na odpowiednio wczesnych zmianach kierunku wektora siły ciągu. Inną ciekawą obserwacją są relatywnie duże kąty dryfu β podczas wykonywania zakrętu, osiągające 90° – pojazd ustawia się

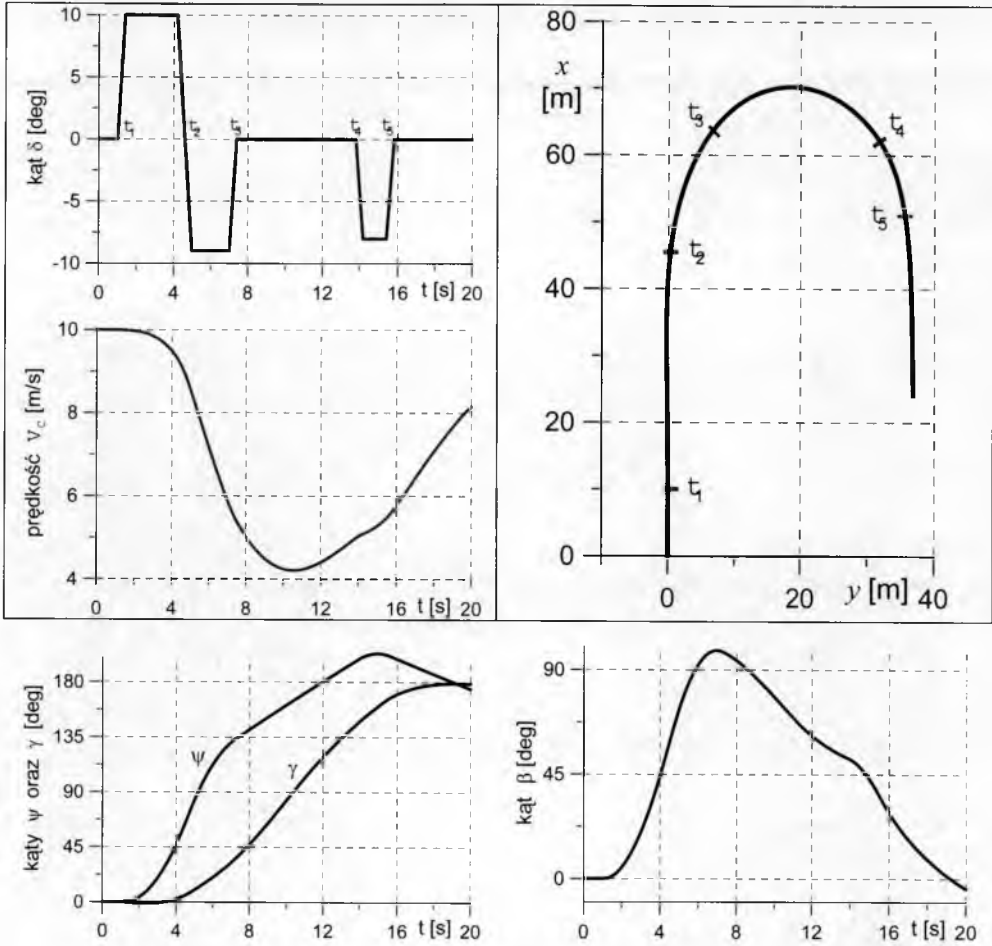
bokiem do kierunku ruchu tak, by siła ciągu umożliwiła zakrzywienie toru ruchu. Symbolicznie pokazano to na rys. 6, gdzie poduszkowiec symbolizowany jest strzałką o ostrzu w kierunku przodu pojazdu.



Rys. 6. Ilustracja konfiguracji kątowej poduszkowca względem realizowanej trajektorii podczas zakrętu o 90°

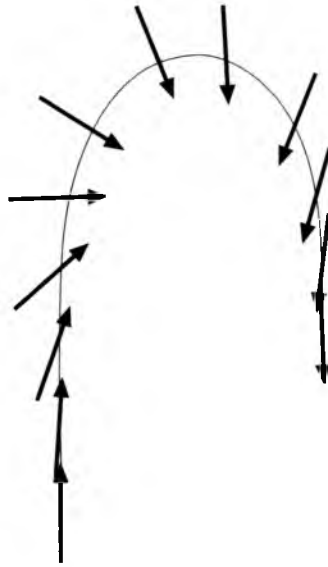
4.2. Zakręt o 180°

Dobre sterowanie poduszkowcem oraz jego ruch w trakcie zakrętu o 180° przedstawia rys. 7. O ile sterowanie podczas wprowadzenia w zakręt, od czasu t_1 do t_2 , jest identyczne jak podczas manewru zakrętu o 90° , w dalszej części ruchu wymagane są dwie „kontry” wychYLENIA wektora siły ciągu, pierwsza w czasie od t_2 do t_3 dla spowolnienia obrotu pojazdu i druga, w czasie od t_4 do t_5 , celem zatrzymania tego obrotu. Jak poprzednio, duża część zakrętu wykonywana jest bezwładnościowo (bez sterowania). W trakcie ruchu po torze zakrzywionym pojazd ustawia się też bokiem do kierunku ruchu, co symbolicznie zilustrowane jest na rys. 8.

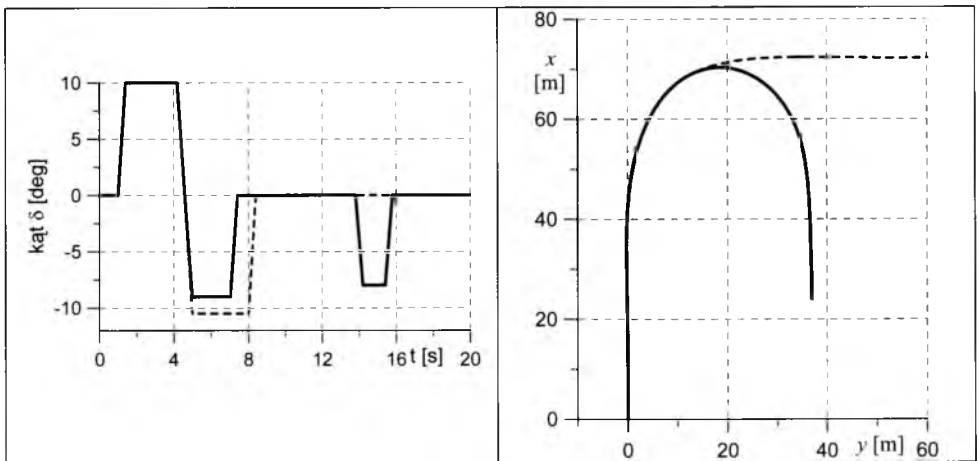


Rys. 7. Manewr zakrętu o 180°

Na rys. 9 pokazano też, że różnice w sterowaniu w fazie ruchu do czasu t_3 prawie się nie różnią dla obu symulowanych manewrów zakrętu. Niewielkie zmiany w sterowaniu poduszkiowcem mogą zatem istotnie zmienić postać realizowanego manewru, co potwierdza obserwowane w praktyce trudności w manewrowaniu pojazdem.



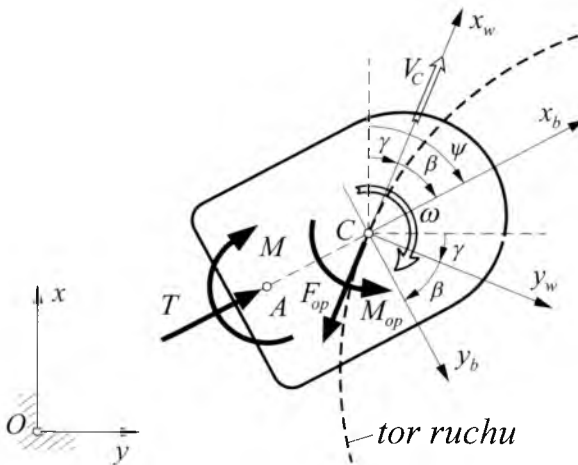
Rys. 8. Ilustracja konfiguracji kątowej poduszkowca względem realizowanej trajektorii podczas zakrętu o 180°



Rys. 9. Porównanie sterowania dla manewrów zakrętów o 180° (linia ciągła) i o 90° (linia przerywana)

5. Inny model sterowania poduszkiowcem

Rozważany wcześniej model poduszkiowca, wzorowany na *RPR-560 Ranger*, sterowany był poprzez zmianę wartości i kierunku wektora ciągu. Jak uzasadniono to w rozdziale 3 i potwierdzono poprzez symulacje numeryczne, manewrowanie poduszkiowcem sterowanym w ten sposób w celu ścisłej realizacji zadanej trajektorii ruchu jest niemożliwe – każda próba zmiany krzywizny toru lotu powoduje w pierwszym momencie dryf pojazdu w stronę przeciwną do zamierzonego. Sytuacja będzie zgoła odmienna dla nieco innego modelu sterowania, mianowicie przy założeniu, że możliwe jest generowanie zmiennej wartości siły ciągu T skierowanej stale wzdłuż osi podłużnej pojazdu Cx_b , oraz niezależnie momentu sterującego M (rys. 10), $\mathbf{u} = [T \ M]^T$. Efekt taki można uzyskać na przykład przez umiejscowienie dwu wentylatorów napędzających, symetrycznie po obu stronach osi Cx_b w odległości b , o zmiennych (sterowanych) wartościach ciągów T_1 i T_2 stale skierowanych na kierunku osi Cx_b . Dobierając T_1 i T_2 , czyli wartości sił ciągu silnika lewego i prawego patrząc ku przodowi pojazdu, można dowolnie regulować $T = T_1 + T_2$ oraz $M = (T_1 - T_2)b$. Dla takiego modelu poduszkiowca, sterowanie obrotem pojazdu (wywołane M) nie będzie powodować niezamierzonego przeciwnego dryfu tak jak dla przypadku sterowania omówionego poprzednio, a ścisła realizacja zadanej trajektorii będzie możliwa.



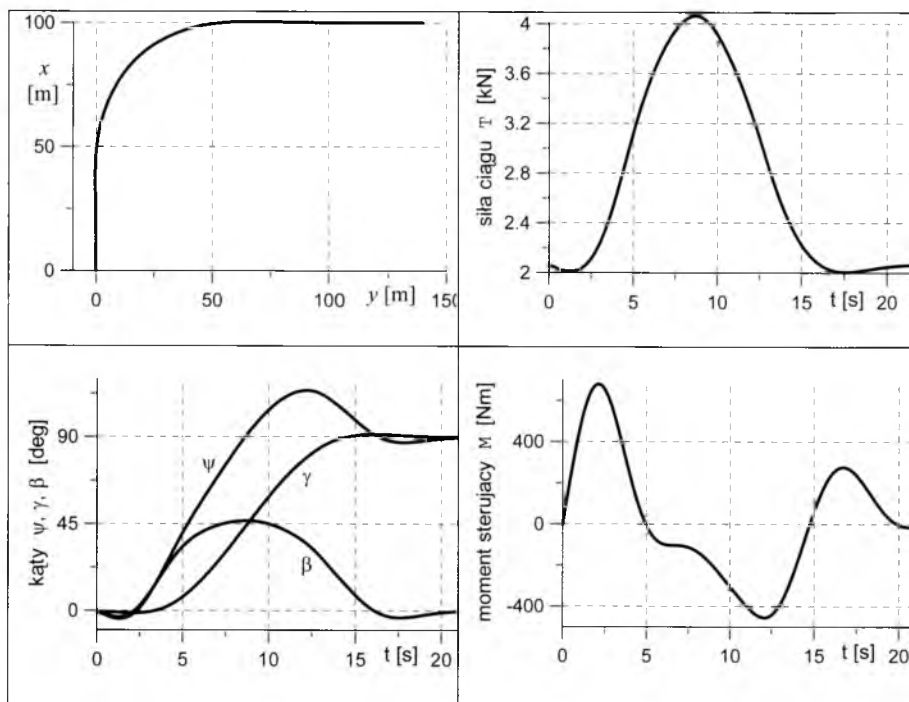
Rys. 10. Model poduszkiowca sterowany za pomocą niezależnych siły ciągu T oraz momentu M

Równania ruchu dla nowego modelu sterowania, z wykorzystaniem równań dynamicznych w układzie osi $Cx_w y_w$, przyjmą postać

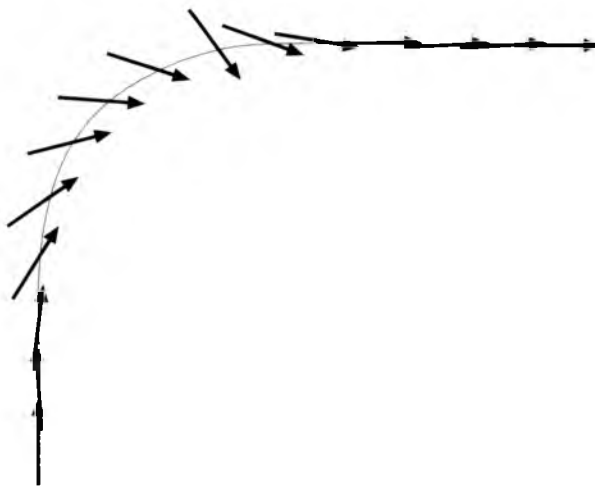
$$\begin{aligned}
 \dot{x}_C &= v_C \cos \gamma \\
 \dot{y}_C &= v_C \sin \gamma \\
 \dot{\psi} &= \omega \\
 m \dot{v}_C &= -F_{op} + T \cos(\psi - \gamma) \\
 m v_C \dot{\gamma} &= -T \sin(\psi - \gamma) \\
 J_C \dot{\omega} &= -M_{op} + M
 \end{aligned} \tag{3}$$

których postać symboliczna jest identyczna jak w równaniu (2). Równania te zastosowano w procedurze rozwiązania ruchu programowego niezupełnego (symulacji dynamicznej odwrotnej) opisaną w pracy [2]. Program ruchu zamodelowano przy tym w postaci zadanej trajektorii ruchu pojazdu oraz stałej prędkości ruchu $v_C = 10$ m/s (dwa warunki więzów programowych). Trajektorię szkicowano przy tym najpierw za pomocą sekwencji punktów na płaszczyźnie ruchu, a następnie aproksymowano za pomocą funkcji sklepanych trzeciego stopnia. Stosowana procedura generowania zadanej trajektorii ruchu, zastosowana m.in. w pracy [7] dla modelowania ruchu samolotu wzdłuż zadanej trajektorii, nie będzie tutaj omawiana szczegółowo. Efekt tego modelowania dla zakrętu o 90° oraz otrzymane przebiegi parametrów ruchu i sterowania poduszkowcem, który realizuje ten zadany ruch programowy pokazane są na rys. 11.

Na rys. 12 zilustrowano następnie kątową konfigurację pojazdu względem zadanej trajektorii. Podobnie jak poprzednio, ruch po torze zakrzywionym wymaga dużego dryfu bocznego poduszkowca. Kąt $\beta = \psi - \gamma$ nie przekracza jednak w tym wypadku 45° . Wynika to m.in. z większych wartości siły ciągu T wymaganych dla realizacji ruchu ze stałą prędkością, których składowa rzutuje się na kierunek ortogonalny do toru.



Rys. 11. Zakręt o 90° – symulacja ruchu ze stałą prędkością wzdłuż zadanej trajektorii



Rys. 12. Ilustracja konfiguracji katowej poduszkiowca względem zadanej trajektorii

6. Podsumowanie i wnioski

Sterowanie poduszkowcami podczas wykonywania określonych manewrów jest zadaniem trudnym, w praktyce wymagającym dużych umiejętności i doświadczenia. Z matematycznego punktu widzenia podstawową tego przyczyną jest to, że pojazdy te są układami „*underactuated*” [1] (o liczbie kanałów sterowania mniejszej od liczby stopni swobody). Sterowanie takimi układami tak, by realizowały zadane manewry jest ciągle niedostatecznie poznane i opisane matematycznie. Poduszkowce sterowane przez wektorowanie siły ciągu nie spełniają dodatkowo cechy określanej jako „*differentia flatness*” dla ruchu wzdłuż zadanej trajektorii, co powoduje, że ścisła realizacja trajektorii krzywoliniowej jest w praktyce niemożliwa. Stwierdzenia te uzasadniono w pracy zarówno od strony własności fizycznych sterowanego poduszkowca jak i poprzez symulacje numeryczne.

Wyniki symulacji numerycznych potwierdziły, że manewry sterowania w celu zmiany kierunku ruchu poduszkowca wykonywane muszą być z dużym wyprzedzeniem. Moment sterujący (w wyniku zmiany kierunku siły ciągu) jest, bowiem relatywnie niewielki w odniesieniu do dużej bezwładności pojazdu i manewr obrotu wymaga znacznego czasu. Podobnie zatrzymanie obrotu pojazdu wymaga odpowiedniego manewru kierunkiem siły ciągu z dużym wyprzedzeniem w czasie. Niemożliwe do realizacji są ponadto duże krzywizny toru, wymuszane za pomocą siły ciągu odpowiednio obróconego względem tego toru poduszkowca (ruch „bokiem” do kierunku prędkości, z kątem dryfu rzędu 90°). Możliwe do osiągnięcia wartości siły ciągu są bowiem zwykle niewystarczające. Ciasne zakręty wymagają istotnego zmniejszenia prędkości ruchu w celu obniżenia poziomu odśrodkowych sił bezwładności.

Opisane wyżej trudności w manewrowaniu poduszkowcem powodują, że zamiast skrętów po torze zakrzywionym częściej stosuje się najpierw wyhamowywanie prędkości w ruchu zbliżonym do prostoliniowego. Jest to możliwe przez obrót pojazdu o kąt 180° w stosunku do kierunku ruchu. Dopiero po zatrzymaniu pojazdu (lub znacznym zmniejszeniu prędkości) odbywa się nakierowanie poduszkowca na właściwy kierunek i rozpoczyna rozpędzanie poduszkowca na tym nowym kierunku. Takie manewry zmiany kierunku ruchu nie są jednak płynne i wydłużają czas ich wykonywania.

Podsumowując, sterowanie poduszkiowcem w ruchu manewrowym jest zagadnieniem złożonym i matematycznie źle uwarunkowanym. Metody symulacji dynamicznej odwrotnej, stosowane z powodzeniem dla syntezy sterowania szeregu innych układów „*underactuated*” [2], zawodzą dla poduszkiowców. Ta ostatnia uwaga nie dotyczy wersji sterowania omówionej w rozdziale 5. Ten sposób sterowania ma jednak charakter rozważań na razie raczej teoretycznych.

Bibliografia

1. Spong M.W., *Underactuated mechanical system*, in Control Problems in Robotics and Automation, B. Siciliano and K.P. Valavanis (eds), Lecture Notes in Control and Information Sciences, **230**, Springer-Verlag, London, UK, 1997
2. Blajer W., Kołodziejczyk K., *A geometric approach to solving problems of control constraints: theory and a DAE framework*, Multibody System Dynamics, **11**, 2004, 343-364
3. Gutowski R., *Mechanika analityczna*, PWN Warszawa, 1971
4. Kirgetov V.I., *The motion of controlled mechanical systems with prescribed constraints (servo-constraints)*, Journal of Applied Mathematics and Mechanics, **30**, 1967, 465-477
5. Fliess M., Marquez R., *Continuous-time linear predictive control and flatness: a module-theoretic setting with examples*, International Journal of Control, **73**, 2000, 606-623
6. Dąbrowski W., Graffstein J., Masłowski P., Popowski S., *On dynamics of hovercraft motion on ice*, Prace Instytutu Lotnictwa, **176**, 2004, 26-30
7. Blajer W., Graffstein J., Krawczyk M., *Prediction of the dynamic characteristics and control of aircraft in prescribed trajectory flight*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, **39**, 2001, 79-103

MOTION MODELLING OF A HOVERCRAFT UNDER CONTROL

A mathematical model of a hovercraft has been developed, in which the vehicle is subject to a control performed by means of changes introduced into the thrust vector magnitude and its orientation relative the

axis of symmetry. It was proved that it is impossible for the hovercraft to follow precisely the predetermined trajectory. Then, using some specific control inputs selected using the trial-and-error method, the right turn and a U-turn maneuvers were simulated. Some difficulties in hovercraft maneuvering observed in practice were verified.

Podziękowanie

Publikacja jest wynikiem pracy naukowej finansowanej ze środków na naukę w latach 2006 - 2008 jako projekt badawczy Nr **4 T12C 062 30**.

AERODYNAMIKA SKRZYDŁA O SKOŃCZONEJ ROZPIĘTOŚCI – ZJAWISKA, WŁASNOŚCI, PROJEKTOWANIE

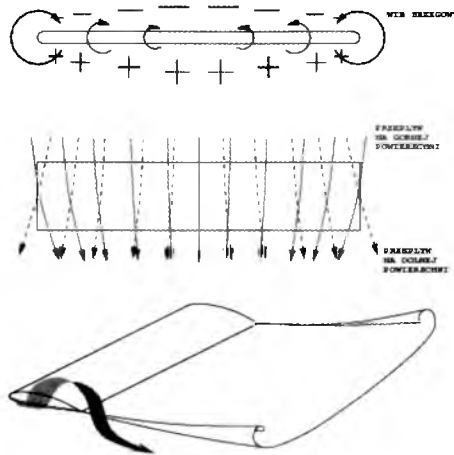
KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

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

W pracy przedstawiono krótkie rozważania na temat aerodynamiki skrzydła o skończonej rozpiętości. W szczególności dotyczy to analizy siły nośnej i oporu wynikającego z występowania siły nośnej, zarówno dla skrzydła płaskiego jak i układu niepłaskiego. Drugi wariant oferuje możliwość pewnego obniżenia oporu. Omówiono pewne niezgodności powszechnie stosowanej teorii linii nośnej (bądź teorii powierzchni nośnej) z wynikami eksperymentalnymi bądź opartymi o bardziej zaawansowane metody analizy opływu. Podano również pewne reguły efektywnego projektowania takich płatów.

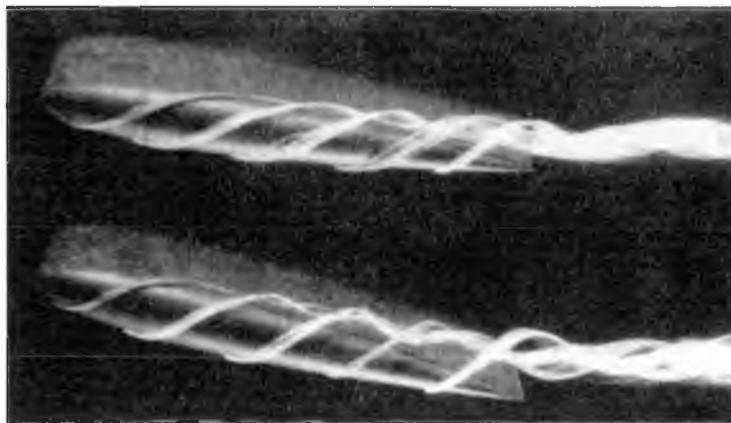
1. Wprowadzenie

Najbardziej znaną i najczęściej stosowaną metodą analizy własności skrzydła o skończonej rozpiętości jest teoria linii nośnej, bądź w bardziej wyrafinowanej postaci teoria powierzchni nośnej. Ma ona jednak szereg ograniczeń i wręcz niezgodności z obserwowanymi wynikami eksperymentalnymi. Podstawowym jej założeniem jest możliwość stosowania modelu przepływu potencjalnego oraz formowanie śladu wirowego wynikającego z oderwania występującego na ostrej krawędzi spływu profilu płata. Fizycznie oznacza to możliwość wyrównywania ciśnień poprzez poprzeczny opływ końcówki skrzydła i generowania śladu wirowego o maksymalnej intensywności na końcówce. Model takiego opływu można podsumować szkicem zamieszczonym na rys. 1. Na ogół zakłada się dodatkowo możliwość modelowania śladu wirowego płaską powierzchnią równoległą do kierunku prędkości niezaburzonej.



Rys. 1. Szkic przedstawiający klasyczny model opływu skrzydła o skończonej rozpiętości

Model taki pozwala na opracowanie stosunkowo prostych metod analizy charakterystyk aerodynamicznych skrzydła o skończonej rozpiętości, włączając w to możliwość wyznaczenia rozkładu siły nośnej oraz globalnych wartości siły nośnej i siły oporu. Model taki był jednak poważnie krytykowany już w momencie jego powstania (Baristow, 1915, patrz [1]) z powodu jego niezgodności w obserwacjami eksperymentalnymi. Rzeczywisty obraz opływu oraz rozkłady obciążenia stosunkowo znacznie odbiegały od wyznaczonych przez opracowane metody analityczne, bazujące na powyższym modelu. Dotyczyło to w szczególności końcówki skrzydła, gdzie obserwowano oderwanie na krawędzi bocznej, którego efekt silnie zależał od kształtu końcówki. W efekcie ślad wirowy nie rozpoczyna się na krawędzi spływu, lecz przede wszystkim (bo o największej intensywności) na krawędzi bocznej, jest silnie zdeformowany w tym obszarze i silnie oddziałuje z górną powierzchnią płata: rys. 2. Wpływa to znacząco zarówno na rozkład siły nośnej i oporu w tym obszarze, jak również na finalny opór płata. Niestety klasyczna teoria skrzydła o skończonej rozpiętości całkowicie ignoruje zarówno wpływ kształtu końcówki na charakterystyki aerodynamiczne, jak i zjawiska tam występujące. W późniejszym okresie rozwoju aerodynamiki krytyka taka praktycznie zanikła, co wynikało ze stosunkowo dużej (generalnie) zgodności finalnych wartości siły nośnej i siły oporu indukowanego z wartościami obserwowanymi.

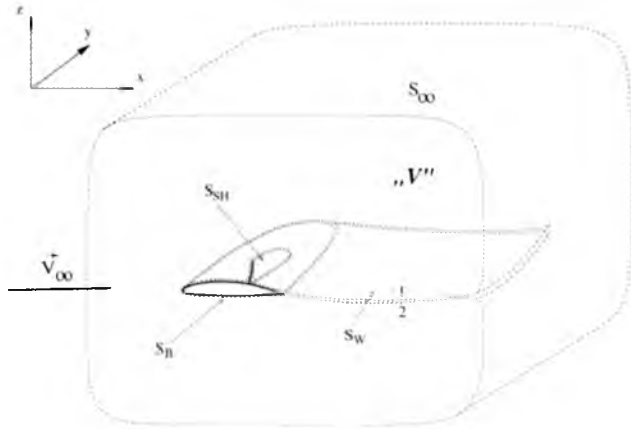


Rys. 2. Rzeczywisty obraz opływu końcówki płata

Pewne korekty (np. wynikające z kształtu zakończenia płata: ścięty, zaokrąglony, itp.) wprowadzono na zasadzie poprawek quasi-eksperymentalnych. Taki prosty model obliczeniowy pozwalał również na bardziej spektakularne zastosowania, np. na określenie warunków minimalizacji oporu indukowanego zarówno dla płatów płaskich jak i układów niepłaskich (np. dwupłat, wznios lub zagięte końcówki). Warunki minimalizacji wynikające z takiego podejścia były powszechnie akceptowane i stosowane praktycznie. Jednak badania eksperymentalne w tunelach aerodynamicznych, bądź badania w locie, nie zawsze potwierdzają słuszność takiego podejścia. Np. teoria linii nośnej wskazuje, że najmniejszy opór indukowany ma skrzydło o obrysie eliptycznym. Wnioski wynikające z systematycznych badań tunelowych płatów o umiarkowanych wydłużeniach wskazują jednak, że „*płat eleptyczny nie posiada żadnej fundamentalnej przewagi nad płatem prostokątnym*” [2]. Jest to w całkowitej sprzeczności z teorią. Istnieją jednak również spostrzeżenia [3] (badania w locie szybowców i modyfikacja obrysu końcówki), które sugerują bardzo istotny wpływ obrysu na charakterystyki aerodynamiczne płata – wręcz znacznie większy niż wynika to z klasycznej teorii skrzydła o skończonej rozpiętości, a na dodatek niezgodny z tą teorią. Ostatnie wnioski były na tyle sugestywne i obserwowane również przez innych badaczy i konstruktorów, że pewne rozwiązania weszły do kanonów projektowania kształtów skrzydeł szybowców wyczynowych.

2. Modele obliczeniowe analizy płata skończonego i ich zastosowanie

Wyznaczenie sił działających na skrzydło o skończonej rozpiętości opływane strumieniem płynu można być przeprowadzona bazując na analizie objętości kontrolnej jak na rys. 3.



Rys. 3. Objętość kontrolna do analizy sił działających na płat w przepływie

Zakładając, że na płyn w objętości V nie działają siły zewnętrzne możemy, stosując zasadę zachowania pędu (z uwzględnieniem udziału naprężeń stycznych), zapisać następujące równanie:

$$\oiint_{S_{\infty} + S_B + S_W + S_{SH}} [p \cdot \bar{n} - \bar{\tau} \cdot \bar{n} + (\rho \bar{V} \cdot \bar{n}) \bar{V}] dS = 0 \quad (1)$$

które można przedstawić w postaci sumy całek po poszczególnych powierzchniach:

$$\oiint_{S_B} [p \cdot \bar{n} - \bar{\tau} \cdot \bar{n} + (\rho \bar{V} \cdot \bar{n}) \bar{V}] dS + \iint_{S_W} [\dots] dS + \iint_{S_{SH}} [\dots] dS + \oiint_{S_{\infty}} [\dots] dS = 0 \quad (2)$$

Jest oczywistym, że pierwsza całka, liczona po powierzchni opływanej bryły jest wypadkową siłą R , z jaką płyn oddziałuje na tą bryłę. Zarówno powierzchnia śladu za bryłą (skrzydłem) jak i powierzchnia fali uderzeniowej są nieobciążone (nie są powierzchniami sztywnymi i nie mogą przenosić obciążenia), wobec czego powyższe całki po tych powierzchniach muszą się zerować i można je usunąć z powyższego równania (metody obliczeniowe aerodynamiki niestety nie

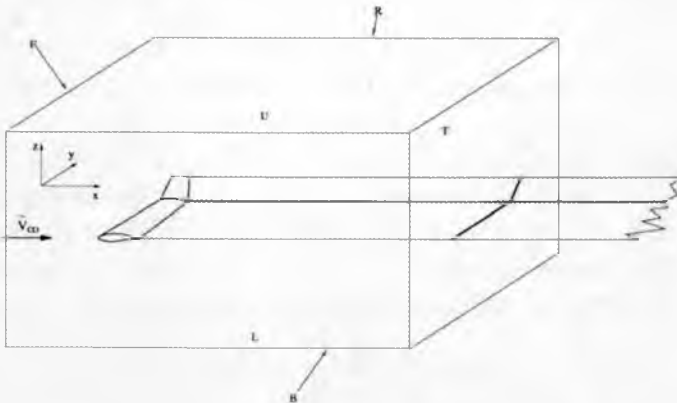
zawsze spełniają ten warunek). Zakładając, że powierzchnia S_∞ jest odsunięta daleko od bryły opływanej oraz, że powierzchni bryły jest nieprzenikliwa można, uwzględniając skutki tych założeń, doprowadzić równanie (2) do postaci:

$$\bar{R} = \iint_{S_b} [\rho \cdot \bar{n} - \bar{\tau} \cdot \bar{n}] dS = - \iint_{S_\infty} [\rho \cdot \bar{n} + (\rho \bar{V} \cdot \bar{n}) \bar{V}] dS \quad (3)$$

Powyższe wyrażenie wskazuje na dwie możliwe drogi określenia wypadkowej siły aerodynamicznej działającej na opływane ciało:

- poprzez wyznaczenie naprężeń normalnych i stycznych na powierzchni opływanej bryły, a następnie scałkowanie ich w celu określenia wypadkowej siły (jednym ze sposobów takiego „całkowania” jest bezpośredni pomiar siły np. wagą aerodynamiczną w tunelu aerodynamicznym) – jest to tzw. metoda bliskiego pola
- poprzez scałkowanie strumienia pędu na zewnętrznej granicy obszaru przepływu (inaczej: poprzez określenie zmiany lub straty pędu) – jest to tzw. metoda dalekiego pola

Jeżeli pominięte wcześniej całki po powierzchniach śladu wirowego oraz fali uderzeniowej są rzeczywiście równe zero, to obie metody są (matematycznie) równoważne. Praktyczna implementacja obu metod, zwłaszcza w odniesieniu do metod obliczeniowych aerodynamiki, może niestety prowadzić do istotnie różnej jakości wyników, a czasem wręcz do braku zgodności obu metod.



Rys. 4. Prostokątny obszar kontrolny do analizy sił działających na skrzydło

Upraszczając geometrię obszaru kontrolnego (rys. 4) i rozpatrując jedynie przepływ nieściśliwy można, bez istotnego ograniczania ogólności rozważań, sprowadzić drugą całkę w wyrażeniu (3) do równoważnej postaci (odpowiednio siła nośna i siła oporu):

$$L = - \iint_{S_T} [\rho_\infty (U_\infty + u)w] dS \quad (4a)$$

$$D = \iint_{S_T} \left[(P - P_\infty) + \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2 - u^2) \right] dS \quad (4b)$$

gdzie: $P = p + \rho_\infty \bar{V}^2 / 2$ oznacza ciśnienie całkowite (spiętrzenia). Płaszczyzna T , rozciągająca się daleko za płatem (formalnie w nieskończoności) i nazywana jest płaszczyzną Trefftza.

Jeżeli założymy, że ciśnienie całkowite (tj. stała Bernouli'ego) jest stałe w całym obszarze przepływu, to nie występuje strata ciśnienia całkowitego i wyrażenie na opór uprości się do bardziej znanej postaci, słusznej przy założeniu przepływu potencjalnego:

$$D = \iint_{S_T} \frac{\rho}{2} (v^2 + w^2 - u^2) dS \quad (5)$$

Pominięty na mocy powyższego założenia człon interpretowany jest jako opór profilowy, chociaż częściowo musi się on zawierać również w pozostałych członach równania. Jeżeli założyć brak oporu profilowego skrzydła, to w płaszczyźnie Trefftza z założenia jedynymi zaburzeniami prędkości są te, które wynikają z oddziaływania śladu wirowego. Wynika stąd, że wyrażony we wzorze (5) opór może być spowodowany jedynie z generacji siły nośnej. Jeżeli przyjąć, że ślad wirowy rozciągający się za płatem jest równoległy do prędkości niezaburzonej, to składowa prędkości zaburzeń u na kierunek osi x zeruje się. Powyższe założenie jest równoważne warunkowi małego obciążenia płata, co implikuje małe wartości prędkości indukowanych przez płat i ślad wirowy (w stosunku do prędkości niezaburzonej) i w efekcie brak deformacji śladu. Wyrażenie (5) przyjmie wówczas uproszczoną postać:

$$D = \iint_{S_T} \frac{\rho}{2} (v^2 + w^2) dS \quad (6)$$

która często przedstawiana jest jako definicja oporu indukowanego skrzydła. Warto zauważyć, że wyrażenie to przedstawia sobą energię

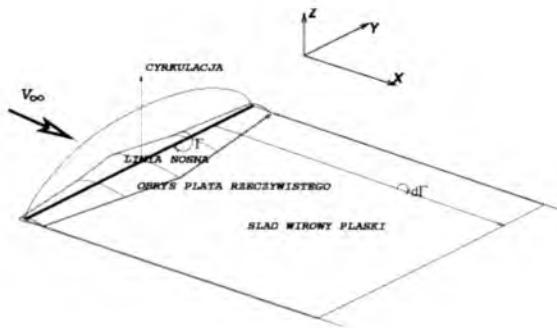
kinetyczną płynu wynikającą z nadania mu prędkości poprzecznych (normalnych do prędkości niezaburzonej) przy jednostkowym przemieszczeniu skrzydła bądź strumienia względem skrzydła. Oznacza to, że straty przepływowe powodujące opór indukowany wynikają wyłącznie z nieodwracalnego oddania energii (mechanicznej) do przepływu poprzecznego.

Stosując tożsamości Greena i posługując się cyrkulacją prędkości w przekrojach płata można powyższe całki powierzchniowe sprowadzić do równoważnych postaci całek krzywoliniowych po konturze przecięcia śladu wirowego z płaszczyzną Trefftza:

$$L = \rho U_{\infty} \int_{\text{ŚLAD}} \Gamma_{(l)} dy \quad (7a)$$

$$D = -\frac{\rho}{2} \int_{\text{ŚLAD}} \Gamma_{(l)} w_{n(l)} dl \quad (7b)$$

Najprostszym modelem obliczeniowym płata skończonego, bazującego na modelu przepływu potencjalnego i metodzie bliskiego pola jest ten, przedstawiony schematycznie na rys. 5.



Rys. 5. Model płata stosowany w teorii linii nośnej

Prowadzi on bezpośrednio do teorii linii nośnej. Podstawowym jej założeniem jest mała wartość cięciwy w stosunku do wymiarów poprzecznych (rozpiętości) i możliwość traktowania przepływu w przekrojach skrzydła jako quasi-dwuwymiarowy. Wyznaczając efektywną redukcję kąta natarcia w przekroju y wynikającą z prędkości indukowanych przez wirowość unoszoną w śladzie i uwzględniając

związek między cyrkulacją i siłą nośną określony wzorem Żukowskiego można uzyskać następujące wyrażenie (możliwe są inne jego postacie):

$$C_z(y) = \left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right)_{\infty} \cdot \left[\alpha_0(y) - \frac{1}{8\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{d(C_z \cdot c) / d\eta}{y - \eta} d\eta \right] \quad (8)$$

z którego wyznaczamy rozkład obciążenia i (uwzględniając wzór Żukowskiego) rozkład oporu oraz globalne wartości tych sił. Zostają one przedstawione bardzo zwięzłymi i co z tego wynika użytecznymi praktycznie wyrażeniami. Przyjmują one postać (odpowiednio nachylenie charakterystyki siły nośnej i opór indukowany skrzydła o skończonej rozpiętości):

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = \frac{\left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right)_{\infty}}{1 + \left(\frac{dC_z}{d\alpha} \right)_{\infty} / \pi\Lambda(1 + \tau)} \quad (9a)$$

$$C_{x_i} = \frac{C_z^2}{\pi\Lambda} (1 + \delta) \quad (9b)$$

gdzie τ i δ wynikają z rozkładu cyrkulacji (obciążenia).

Charakterystyczną cechą wyznaczonych w ten sposób rozkładów jest zerowanie obciążenia na końcówce skrzydła (dokładnie: eliptyczny charakter rozkładu w pobliżu końcówki).

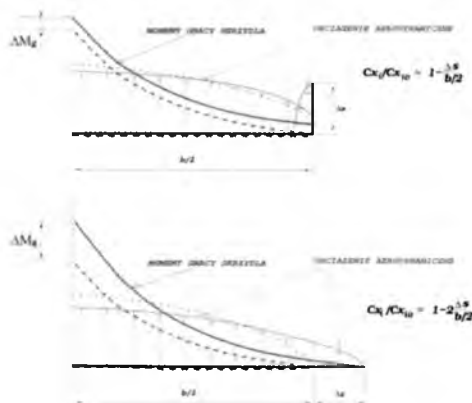
Teoria linii nośnej odnosi się jedynie do płaskiego skrzydła bez skosu. Możliwe jest oczywiście stosunkowo proste rozwinięcie tej teorii na bardziej złożone przypadki niepłaskie i uwzględniające skos, jednak ich rozwiązanie musi się raczej sprowadzić do przybliżonych metod numerycznych. Pomijając jednak bezpośrednią analizę opływu (metodę bliskiego pola), a ograniczając się do analizy w płaszczyźnie Trefftza można uzyskać zamknięte i użyteczne praktycznie warunki minimalizacji oporu indukowanego [4], również dla skrzydeł niepłaskich (np. z płytami brzegowymi lub zagiętymi końcówkami – wingletami) lub układu płatów (włączając w to dwupłat lub układ skrzydło-usterzenie klasyczne lub kaczka). Ogólny warunek minimalizacji oporu wywodzący się z wzorów (7) wyraża się treścią trzeciego twierdzenia Munka.

$$w_n \sim \cos \Theta \quad (10)$$

- Opór indukowany płata (bądź układu płatów) osiąga minimum dla takiego rozkładu cyrkulacji wzdłuż jego rozpiętości, dla którego w płaszczyźnie Trefftza składowa prędkości indukowanej normalna do śladu jest proporcjonalna do lokalnego kąta wzniosu.

3. Niepłaskie układy aerodynamiczne. Idea wingletów

Zastosowanie niepłaskiego układu aerodynamicznego pozwala zredukować opór indukowany w stosunku do skrzydła płaskiego. Spostrzeżenie to zaowocowało koncepcją płyt brzegowych i wingletów [5] („rozpraszaczy wirów brzegowych”) oraz metodyką ich projektowania opartą na warunku (10). Projektowanie wingletów nie jest jednak zagadnieniem czysto aerodynamicznym. Jak pokazano na rys. 6 zastosowanie wingleta w postaci końcówki zagiętej do góry pod kątem 90% pozwala (przy optymalnym rozkładzie obciążenia) na redukcję oporu indukowanego w przybliżeniu w stosunku $C_{xi}/C_{xi_0} = 1 - 2h/b$. Jednocześnie zwiększenie rozpiętości skrzydła o wymiar h pozwala na dwukrotnie większą redukcję oporu. Winglet pozwala jednak uzyskać mniejsze momenty gnące i masę konstrukcji przy takiej samej redukcji oporu [6], którą uzyskujemy poprzez zwiększenie rozpiętości. Jego projektowanie jest, więc typowym problemem interdyscyplinarnym. Jednocześnie zastosowanie wingletów nie zawsze potwierdzało ich przewidywaną skuteczność, a często wręcz prowadziło do pogorszenia charakterystyk i wzrostu oporu [7].



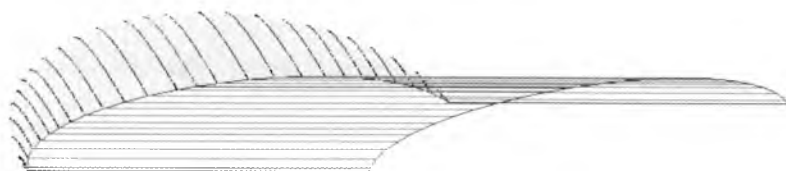
Rys. 6. Idea zmniejszenia oporu indukowanego zagięciem końcówki płata (wingletem)

Przyczyny należy się doszukiwać w zwiększonym oporze profilowym (tarcia) spowodowanym zwiększoną powierzchnią omywaną oraz silną niekorzystną interferencją aerodynamiczną w narożu między skrzydłem i wingletem. Jest to widoczne na rys. 7 w postaci obszaru o niekorzystnie zmienionych rozkładach ciśnień (zwiększonych maksymalnych podciśnieniach i dodatnich gradientach ciśnienia w części spływowej).



Rys. 7. Rozkład ciśnień w narożu między skrzydłem i wingletem.

Należy jeszcze wspomnieć o innej koncepcji redukcji oporu indukowanego i to dla płaskiego skrzydła. Klasyczna teoria przewiduje, że dla skrzydła płaskiego minimalny opór uzyskuje się przy eliptycznym rozkładzie obciążenia. Zakładając płaskie skrzydło, jednak uwzględniając niezerową wartość kąta natarcia można doprowadzić do powstania niepłaskiego śladu wirowego, a co za tym idzie analiza sił w płaszczyźnie Trefftza może wykazać opór indukowany mniejszy, niż dla płaskiego skrzydła z płaskim śladem. Najbardziej znanym przykładem takiego rozwiązania, wielokrotnie analizowanego zarówno obliczeniowo jak i eksperymentalnie jest skrzydło o kształcie sierpowym, ze skośną do tyłu krawędzią spływu w obszarze końcówki [8, 9]. Przestrzenna deformacja śladu dla takiego skrzydła wzrasta wraz ze wzrostem kątem natarcia, a tym samym powinno wzrastać jego wydłużenie efektywne. Należy dodać, że badania tunelowe częściowo potwierdzają możliwość zmniejszenia oporu przy wykorzystaniu tej idei, jednak redukcja oporu jest znacznie mniejsza od przewidywanej teoretycznie. Należy jednak wspomnieć o innych niekorzystnych zjawiskach, pogarszających warunki opływu takiego skrzydła, zwłaszcza niekorzystne zmiany w rozkładach ciśnienia w przekrojach końcowych, prowadzące do wzrostu oporu profilowego i oderwania. Istotny wpływ może mieć również deformacja śladu na skutek prędkości indukowanych przez płat i ślad.



Rys. 8. Płaskie skrzydło sierpowe (*crescent wing*) z niepłaskim śladem wirowym

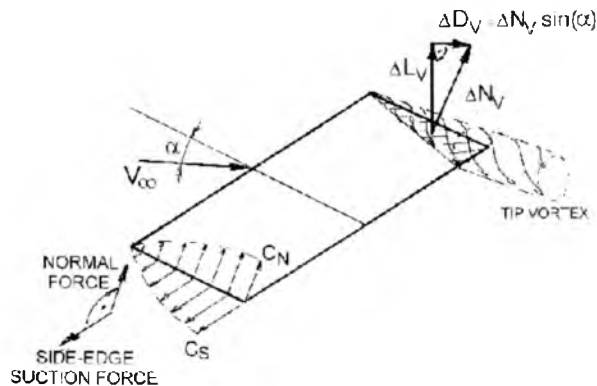
4. Nieliniowe zjawiska przepływowe i ich wpływ na charakterystyki skrzydła

Pominięcie strat ciśnienia całkowitego za płatem w wyrażeniu (4b) pozwala uzyskać proste, a przy dodatkowych założeniach upraszczających jawne wyrażenia (9) na siłę nośną i oporu. Jednak już w okresie międzywojennym zaobserwowano, że założenie to nie jest zgodne z rzeczywistością. W rdzeniu wiru formującego się na brzegu śladu wirowego (wir brzegowy) występuje znaczący spadek ciśnienia całkowitego. Znajac rozkład ciśnienia całkowitego w wirze Hoerner [2] oszacował opór wynikający z tego faktu. Okazało się, że ten dodatkowy składnik oporu (określony przez niego jako opór szkodliwy końcówki) zależy silnie od kształtu końcówki płata i jest proporcjonalny do trzeciej potęgi współczynnika siły nośnej. Największą wartość składnik ten uzyskuje dla prosto ściętej końcówki płata prostokątnego i osiąga 2÷3% wartości klasycznego oporu indukowanego. Należy jednak odnotować, że te same badania wskazują, że całkowity opór zależny od siły nośnej dla takiego płata nie jest większy niż opór płata eliptycznego, a mniejszy niż opór płata prostokątnego z zaokrągloną końcówką. Wyniki te wydają się, więc pozostawać we wzajemnej sprzeczności. Interesujące są również spostrzeżenia poczynione przy okazji modyfikacji skrzydeł szybowca ASW-12 i przeprowadzanych badań w locie [3]. Ich podsumowanie brzmi:

- 1) opór skrzydła zależy znacznie bardziej od obrysu lata, niż wynika to z klasycznej teorii płata skończonego, przy czym najlepsze wyniki uzyskuje się dla bardzo małych cięciw końcowych (znacznie poniżej tych, wynikających z teorii),
- 2) winglety mogą „drastycznie” poprawić własności i to bez względu na ich wysokość,
- 3) końcówka płata powinna mieć lekki skos do tyłu.

Wnioski te pozostają w częściowym konflikcie z wnioskami Hoermera, lecz należy zauważyć, że sformułowane zostały dla płatów o znacznie większym wydłużeniu niż w pierwszym przypadku.

Wyjaśnienie powyższych „paradoksów” zachowania się skrzydła i generowanych charakterystyk niewątpliwie nie jest możliwe w oparciu o model przepływu potencjalnego. W rzeczywistości następuje zarówno silna deformacja śladu wirowego, który generowany jest nie tylko na krawędzi spływu, lecz również na krawędziach bocznych płata, a pewnych przypadkach nawet na krawędzi natarcia (zwłaszcza w pobliżu skośnej końcówki). Ślad wirowy i formujący się za płatem skoncentrowany wir brzegowy również nie może być traktowany jako cienka powierzchnia nieciągłości. Występuje również silne bezpośrednie oddziaływanie wiru brzegowego z górną powierzchnią skrzydła, powodujące generowanie dodatkowych podciśnień w tym rejonie, a w efekcie dodatkowych składników siły nośnej i siły oporu. Najprostszą analogią do rzeczywistego opływu końcówki skrzydła i generowanych zjawisk może być opływ skrzydła smukłego (w tym skrzydeł pasmowych) i nieliniowe charakterystyki aerodynamiczne takiego układu. Rys. 9 przedstawia model skrzydła smukłego z uwzględnieniem oddziaływania wiru brzegowego [10, 11]. Wir ten generuje duże podciśniecia na końcówce skrzydła, powodując powstanie zarówno dodatkowej siły nośnej (tzw. wirowej) jak i dodatkowego oporu (wynikającego z faktu, że wypadkowa siła ciśnieniowa jest prostopadła do powierzchni płata. W oparciu o tzw. analogię Polhamusa, można stosunkowo prosto wyznaczyć zarówno dodatkowy składnik siły nośnej, jak i oporu.



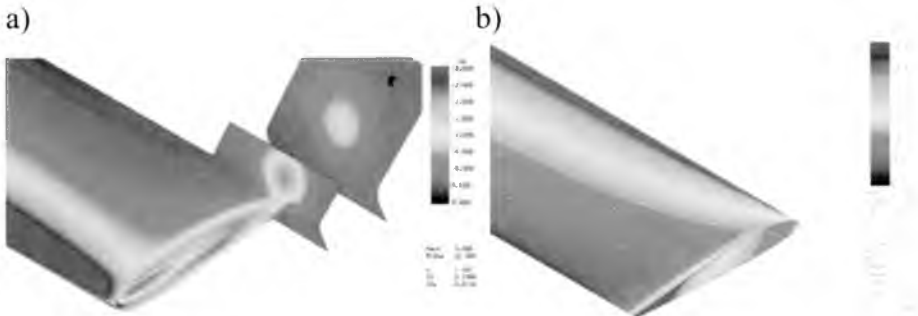
Rys. 9. Oddziaływanie wiru brzegowego z powierzchnią i analogia podsysania Polhamusa

Należy zaznaczyć, że dodatkowy składnik siły nośnej jest proporcjonalny do kwadratu kąta natarcia. Będzie on znaczący jedynie dla skrzydeł o bardzo małym wydłużeniu i będzie malał ze wzrostem wydłużenia. Dodatkowy składnik oporu będzie proporcjonalny do kąta natarcia w trzeciej potęgze (i tym samym proporcjonalny do trzeciej potęgi współczynnika siły nośnej), co znakomicie współgra z wynikami analizy danych eksperymentalnych Hoernera. Należy się również spodziewać znacznego przesunięcia środka parcia wzdłuż rozpiętości i znaczącego wzrostu momentu gnącego, co również potwierdzają badania eksperymentalne [11].

5. Analiza opływu skrzydła w oparciu o równania Eulera

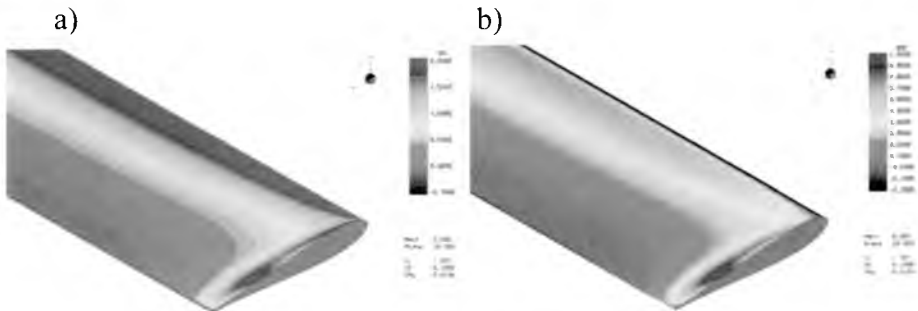
Oddziaływanie wiru brzegowego z powierzchnią zasadniczo nie może być analizowane na bazie przepływu nielepkiego. Wynika to zarówno z oderwania przepływu na końcówce płata prowadzącego do generowania wiru brzegowego, jak i wpływu dyssypacji na charakterystyki przepływów wirowych. Z drugiej strony uwzględnienie lepkości praktycznie uniemożliwia wydzielenie składników oporu wynikających bezpośrednio z generowania siły nośnej (tradycyjnie określanego oporem indukowanym, chociaż w rozpatrywanym przypadku należy uogólnić jego sens). Korzystając z pewnych własności numerycznych metod rozwiązywania równań Eulera, mianowicie dyssypacji numerycznej, której efekt działania jest zbliżony do lepkości fizycznej, można się jednak pokusić o rozwiązanie pewnych szczególnych przypadków opływu skrzydła o skończonej rozpiętości. Dotyczy to skrzydeł z ostrymi krawędziami spływu i krawędziami brzegu, na których lepkość numeryczna wymusza „nielepkie” oderwanie, którego własności niewiele odbiegają od zjawiska fizycznego. Prezentowane niżej wyniki uzyskane zostały w oparciu o równania Eulera dla przepływu nieściśliwego i metodę sztucznej ściśliwości. W celu zmniejszenia skutków dyssypacji numerycznej zastosowano schemat trzeciego rzędu dokładności, uwzględniający niejednorodność siatki. Warto zaznaczyć, że dostępne programy komercyjne mają dokładność drugiego rzędu i dyssypację na tyle dużą, że nie zapewniają poprawności rozwiązania przepływów wirowych. Na rysunku 10a przedstawiono rozkład ciśnień dla równań Eulera na skrzydle prostokątnym o wydłużeniu 5.17 przy kącie natarcia 20° . Dla porównania rysunek 10b przedstawia ten sam przypadek

otrzymany metodą panelową (przepływ potencjalny). Jak widać rozkład ciśnień na końcówce jest zasadniczo różny dla obu modeli przepływu. Generacja wiru brzegowego na krawędzi bocznej i jego oddziaływanie z górną powierzchnią płata powoduje powstanie silnego obszaru podciśnień przy końcówce. Powoduje to zarówno powstanie dodatkowej siły nośnej jak i siły oporu w tym obszarze.



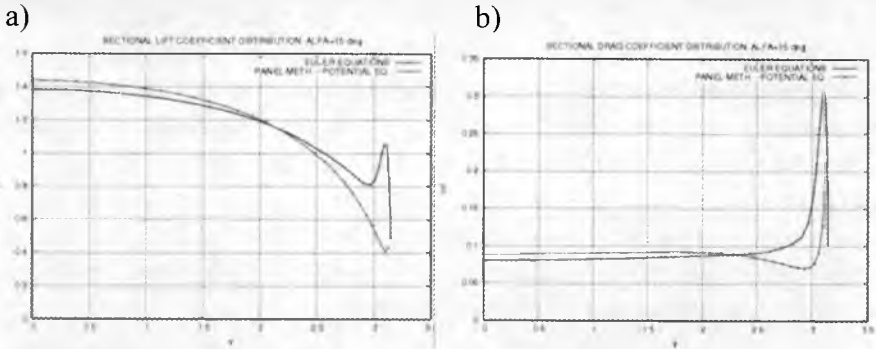
Rys. 10. Rozkład ciśnienia na płacie prostokątnym, a) równania Eulera, b) przepływ potencjalny.

Rys. 11 przedstawia odpowiednio intensywność generowania siły nośnej (a) i siły oporu (b), przedstawione jako iloczyn lokalnego współczynnika ciśnienia i składowej wektora normalnego do powierzchni odpowiednio na kierunku siły nośnej (prostopadle do prędkości niezaburzonej) i na kierunku oporu (wzdłuż prędkości niezaburzonej). Jak widać oddziaływanie wiru brzegowego powoduje intensywną generację na końcówce obu składowych sił.



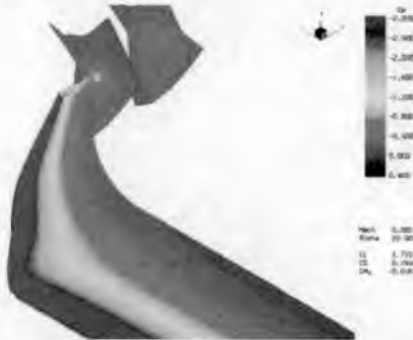
Rys. 11. Rozkład intensywności generowania siły nośnej (a) i siły oporu (b) na płacie prostokątnym (równania Eulera)

Kolejne dwa wykresy pokazują rozkład siły nośnej i siły oporu wzdłuż rozpiętości skrzydła wyznaczony z równań Eulera i równań przepływu potencjalnego. Jak widać różnice jakościowe jak i ilościowe, są znaczne.



Rys. 12. Rozkład siły nośnej i siły oporu wzdłuż rozpiętości w oparciu o równania Eulera i dla przepływu potencjalnego

Interesujące jest porównanie rozwiązań przepływu w oparciu o równania Eulera (polowe) i potencjalne (metoda panelowa) dla układu skrzydła niepłaskiego (z wingletami). Rozkład ciśnień na takim płacie jak również w przekrojach za płatem obliczone metodą Eulera przedstawia rysunek 13.

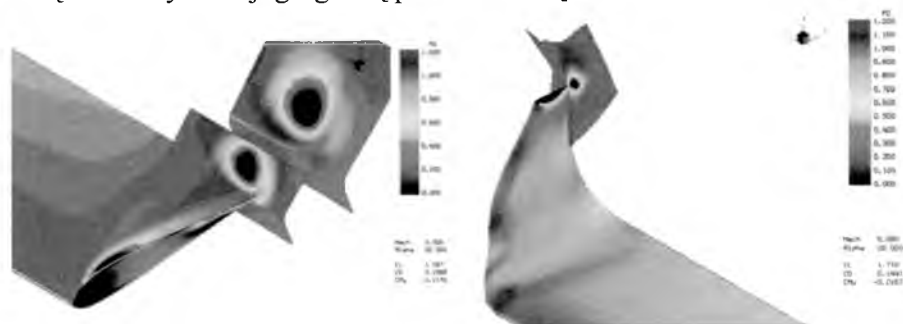


Rys. 13. Rozkład ciśnień na skrzydle z zagiętą końcówką (wingletem) – rozwiązanie Eulera

Obraz opływu i rozkłady ciśnienia wyznaczone metodą panelową zasadniczo nie różnią się od powyższych. Wynika to z bardzo małego obszaru oddziaływania wiru brzegowego z końcówki wingleta z jego powierzchnią. Ponadto kąt ustawienia powierzchni wingleta w stosunku

do kierunku prędkości niezaburzonej nie ulega zmianie przy zmianie kąta natarcia – efektem tego jest usunięcie mechanizmu generacji oporu szkodliwego końcówki (rys. 9) i w efekcie niemal całkowita eliminacja tej składowej oporu. Można stąd wnioskować, że zastosowanie końcówki typu winglet pozwala uzyskać pewną dodatkową redukcję oporu występującego na płaskim skrzydle o dużej cięciwie końcówki (brzegu).

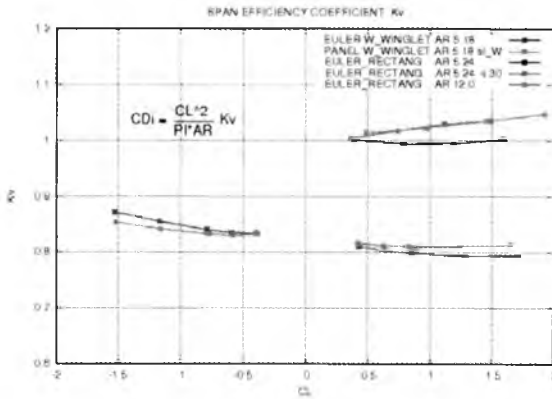
Interesujące może być również porównanie obrazu straty ciśnienia całkowitego za skrzydłem, będącego źródłem oporu szkodliwego końcówki (Hoerner). Przedstawia to rys. 14. Jak widać, strata ciśnienia całkowitego jest znacznie większa za płaskim skrzydłem prostokątnym, co sugeruje, że źródłem oporu szkodliwego końcówki jest rzeczywiście bezpośrednie oddziaływanie wiru wynikającego z oderwania na bocznej krawędzi skrzydła z jego górną powierzchnią.



Rys. 14. Strata ciśnienia całkowitego za skrzydłem płaskim i końcówką typu winglet

Przeprowadzone analizy opływu w oparciu o równania Eulera objęły zarówno wcześniej przedstawione skrzydła, jak i dodatkowo płat skośny (skos 30°) o tym samym wydłużeniu oraz skrzydło o wydłużeniu 12. Obliczenia objęły zakres kątów natarcia do 20° , a dla skrzydła z wingletem od -20° do $+20^{\circ}$ (równoważne analizie skrzydła z wingletem odchylonym do dołu lub do góry). Wyrażając opór wynikający z generowania siły nośnej w postaci $C_{xv} = K_v C_z^2 / (\pi A)$, gdzie K_v można nazwać wskaźnikiem jakości dla oporu wirowego (zależnego od siły nośnej). Klasyczna teoria linii nośnej przewiduje minimalną wartość tego parametru na 1 dla przypadku eliptycznego rozkładu obciążenia. Uzyskany przebieg tego parametru przedstawia rys. 15. Sprawą dyskusyjną może być dokładność absolutna wyznaczenia tego parametru, natomiast interesujące jest porównanie różnic w jego

przebiegu dla różnych płatów. Ponieważ zastosowano siatki strukturalne z prawie tą samą ilością i wielkością elementów, przy stosunkowo dużej rozdzielczości siatki (ok. 1mln elementów) oraz schemacie trzeciego rzędu można oczekiwać, że dokładność jest stosunkowo wysoka.



Rys. 15. Przebiegi wskaźnika jakości dla oporu wirowego

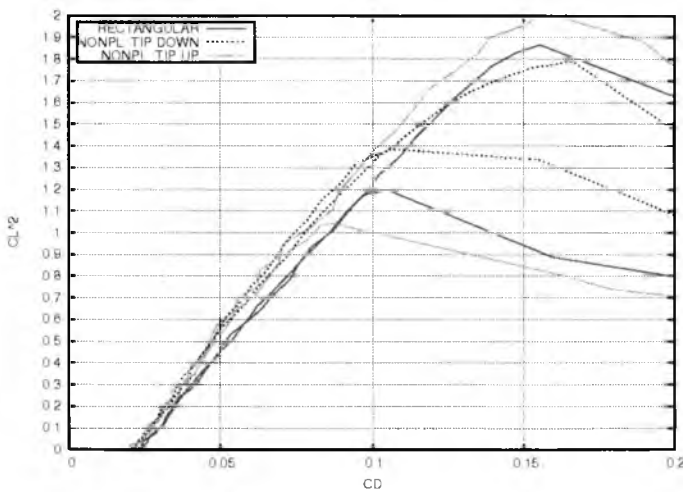
Dla skrzydła z wingletem przedstawiono dodatkowo przebieg współczynnika K_v uzyskanego metodą panelową. Jak widać dla płata prostokątnego o małym wydłużeniu K_v osiąga wartość bliską (lub nawet poniżej) jedności, z lokalnym minimum dla $C_z \approx 1$ i powolnym wzrostem dla większych nośności. W przypadku płata skośnego o tym samym wydłużeniu oraz płata prostokątnego o dużym wydłużeniu przebieg tego parametru jest nieco inny: opór wirowy wraz ze zwiększaniem kąta natarcia wzrasta coraz szybciej (innymi słowy pojawia się człon proporcjonalny do trzeciej potęgi siły nośnej). Przepływ potencjalny daje oczywiście stałą wartość tego parametru, przy czym metoda panelowa (w pełni trójwymiarowa) prowadzi do mniejszych wartości niż teoria linii nośnej. Najbardziej interesujący jest przebieg tego parametru dla układu niepłaskiego. Zarówno metoda Eulera jak i metoda panelowa (ze śladem równoległym do prędkości niezaburzonej – warunek zgodności metod bliskiego i dalekiego pola) dają nieliniowy przebieg tego parametru. Winglet odchylony do góry ma większą skuteczność niż skierowany do dołu (i większą niż przewiduje klasyczna teoria układu niepłaskiego – rys. 6) oraz dodatkowo jego efektywność wzrasta ze wzrostem siły nośnej. Dla wingleta skierowanego do dołu skutek jest odwrotny. Warto zauważyć, że wyniki uzyskane dla skrzydła z wingletem w oparciu

o metodę Eulera oraz o przepływ potencjalny są bardzo zbliżone. Wyjaśnienie powyższych przebiegów (zakładając ich poprawność) wydaje się stosunkowo oczywiste. Oderwanie i generacja śladu wirowego na krawędzi bocznej skrzydła oraz krawędzi spływu powoduje powstanie niepłaskiego śladu wirowego za płatem (widoczne to jest na rys. 2 i 14, a przez analogię również wynika z rys. 8). W rzeczywistości względne przewyższenie wiru brzegowego ponad płat rośnie najszybciej przy małych kątach natarcia. Sugerowana przez J. Weber [1] wartość tego przewyższenia wynosi:

$$h/b = \sqrt{\alpha} \cdot c/b = \sqrt{\alpha} / A \quad (11)$$

i sugeruje, że klasyczny opór indukowany dla pojawiającego się niepłaskiego śladu wirowego za skrzydłem będzie wzrastał coraz wolniej w miarę zwiększania kąta natarcia. Dodatkowo można oczekiwać, że bardziej przestrzenna geometria śladu (i tym samym większa redukcja klasycznego oporu indukowanego) będzie miała miejsce dla płatów o małym wydłużeniu! Ze wzrostem kąta natarcia pojawia się coraz silniejszy wir brzegowy, a co za tym idzie pojawia się dodatkowy wypór wirowy na końcówce płata oraz opór szkodliwy końcówki (wzrastający z trzecią potęgą kąta natarcia i tym samym powodujący liniowy wzrost współczynnika K_v). Pojawienie się dodatkowego wyporu wirowego (niezwiązanego ze wzrostem cyrkulacji w śladzie (i tym samym ze wzrostem oporu indukowanego) częściowo kompensuje powstawanie oporu szkodliwego końcówki, ale jego udział w sile nośnej skrzydła szybko maleje ze wzrostem wydłużenia. Stąd silniejszy efekt redukcji współczynnika K_v dla małych wydłużeń skrzydła. Wzrost wydłużenia płata powoduje zmniejszenie przyrostu siły nośnej od wyporu wirowego oraz mniejszą przestrzenną deformację śladu (zgodnie z wyrażeniem (11)), a tym samym mniejszą redukcję oporu indukowanego. Udział oporu szkodliwego końcówki w oporze całkowitym skrzydła pozostaje jednak niezmienny (wzrost wydłużenia powoduje spadek oporu szkodliwego i klasycznego oporu indukowanego w tym samym stopniu). Wynika stąd dość zaskakujący i paradoksalny wniosek, że wbrew intuicji wpływ efektów nieliniowych (zjawisk związanych z opływem końcówki) na globalne charakterystyki skrzydła jest większy dla skrzydeł o dużym wydłużeniu! Dla skrzydeł o małym wydłużeniu poszczególne efekty wzajemnie częściowo się znoszą. Zastosowanie skosu skrzydła powoduje przesunięcie obciążenia w kierunku końcówki, a co za tym idzie wzmocnienie efektów nieliniowych. Jednocześnie ślad wirowy za

skrzydłem powstający na skośnej krawędzi spływu i krawędzi bocznej stają się przestrzennie mniej rozseparowane. Prowadzi to sumarycznie do szybszego wzrostu oporu wirowego. Wy tłumaczenie zmienności K_v dla skrzydła z wingletem jest również dość oczywiste. Ze wzrostem siły nośnej następuje wzrost prędkości przepływu nad płatem i redukcja prędkości poniżej niego. Winglet umieszczony nad skrzydłem doznaje w efekcie coraz szybszego wzrostu obciążenia przy zwiększaniu kąta natarcia. Dla analizowanego przypadku powoduje to (a szereg podobnych analiz sugeruje, że jest to regułą) poprawę rozkładu obciążenia (zbliżenie do rozkładu optymalnego). W przypadku wingleta skierowanego do dołu efekt jest odwrotny. Inny efekt to przestrzenna deformacja śladu wirowego, przy czym w przypadku końcówki odchylonej do góry ślad staje się bardziej przestrzenny [12, 13] (co prowadzi do spadku oporu indukowanego) i *vice versa*. Jednocześnie odchylenie końcówek do góry (lub do dołu) pozwala na eliminację efektów nieliniowych wynikających z bezpośredniego oddziaływania wiru brzegowego z powierzchnią płata.



Rys. 16. Charakterystyka oporu w funkcji kwadratu siły nośnej z badań tunelowych ($Re=0.35 \text{ mln}$)

Rysunek 16 przedstawia wyniki badań tunelowych skrzydła płaskiego oraz skrzydła z końcówkami odchylonymi do góry oraz do dołu. Na osi pionowej występuje C_z^2 natomiast na poziomej C_x . Nachylenie przedstawionych przebiegów jest, więc proporcjonalne do wartości K_v . Wyniki te potwierdzają charakter i tendencje uzyskane

w obliczeniach, chociaż redukcja oporu wynikająca z zastosowania wingletów jest nieco mniejsza niż wynikająca z analizy przepływu nielepkiego. Warto odnotowania jest również niewielki wzrost nośności maksymalnej skrzydła z wingletem skierowanym do góry, co wynika z bardziej równomiernego rozkładu obciążenia.

W podsumowaniu można stwierdzić, że powyższe wyniki i rozważania wskazują, że wbrew intuicji i powszechnie głoszonej opinii zastosowanie wingletów jest znacznie bardziej efektywne i celowe dla płatów o dużym wydłużeniu niż dla wydłużeń małych! Istotnym z punktu widzenia praktycznych zastosowań jest również wniosek, że metody oparte na modelu przepływu potencjalnego są znacznie bardziej odpowiednie do analizy (i projektowania) niepłaskich układów aerodynamicznych, w których z założenia zostają osłabione zjawiska i efekty o charakterze nieliniowym. Analiza opływu skrzydeł płaskich w zasadzie wymaga zastosowania bardziej wyrafinowanych metod obliczeniowych.

6. Projektowanie aerodynamiczne skrzydła o skończonej rozpiętości

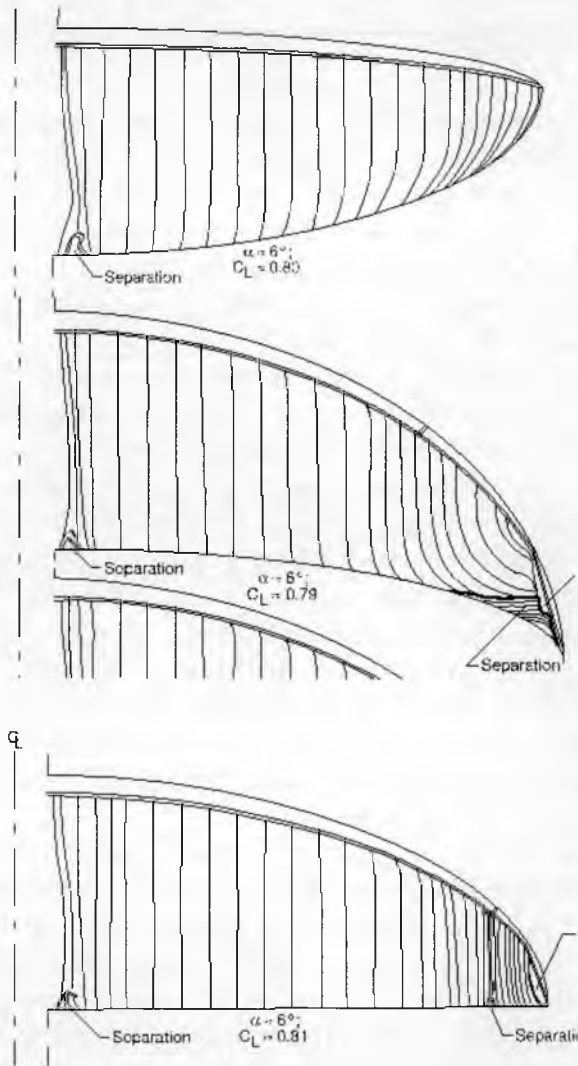
Celem projektowania aerodynamicznego jest określenie takiego kształtu zewnętrznej powierzchni obiektu (skrzydła), która zapewni optymalne spełnienie stawianych wymagań, a więc: mały opór w całym zakresie eksploatacji, dużą nośność maksymalną, właściwy przebieg przeciągnięcia, skuteczność powierzchni sterowych, odpowiednie charakterystyki buffetingu, itd. Nie wchodząc w filozofię procesu projektowania, które z założenia jest procesem iteracyjnym i interdyscyplinarnym, można zaproponować schematycznie zasadnicze etapy projektowania aerodynamicznego skrzydła z wingletami (z ograniczeniem do prędkości podkrytycznych).

Całkowity opór skrzydła z wingletem (pomijając efekty nieliniowe) można wyrazić jako sumę oporu profilowego skrzydła, oporu profilowego wingleta i oporu indukowanego [14]:

$$C_x(C_z) = C_{x_{SKRZ}}(C_z) + \frac{\Delta S_{WINGL}}{S_{SKRZ}} C_{x_{WINGL}}(C_z) + \frac{C_z^2}{\pi \Lambda} K_v \quad (12)$$

Celem projektowania będzie minimalizacja oporu profilowego skrzydła i wingleta oraz oporu indukowanego. Należy jednak pamiętać, że opór profilowy skrzydła nie jest tożsamy z oporem profilu 2-wymiarowego.

Wynika to z efektów 3-wymiarowych przy opływie ostatecznego układu (zwłaszcza uwzględniając również kadłub). Rysunek 17 przedstawia obraz wizualizacji olejowej opływu skrzydeł o różnym obrysie.



Rys. 17. Obraz wizualizacji opływu skrzydeł o różnych obrysach [9]

Płat eliptyczny przy większych kątach natarcia charakteryzuje się występowaniem poprzecznych gradientów ciśnienia i w efekcie do spływania warstwy przyściennej wzdłuż rozpiętości. Powoduje to oczywiście pogorszenie do pewnego stopnia warunków opływu i finalnych

charakterystyk, w tym skuteczności lotek. Skrzydło sierpowe, podobnie jak skośne charakteryzuje się podobnymi (spływanie warstwy przyściennej odbywa się w przeciwną stronę), lecz jeszcze silniejszymi efektami, które mogą prowadzić nawet do problemów ze statecznością podłużną. Najbardziej obiecujący jest obrys (c) charakteryzujący się prostą krawędzią spływu i brakiem poprzecznych gradientów ciśnienia w obszarze, że warstwa przyścienne jest najsłabsza i najbardziej podatna na takie zjawiska. Widoczne jest jednak oderwanie na mocno skośnej krawędzi natarcia przy końcówce, mogące prowadzić do wzrostu oporu. Zastosowanie wingleta o mniejszym kącie skosu krawędzi natarcia pozwala (o ile zapewnimy zerowy gradient ciśnienia wzdłuż rozpiętości w pobliżu naroża) umożliwić uzyskanie praktycznie idealnego, 2-wymiarowego charakteru opływu skrzydła.

Optymalny rozkład obciążenia można określić korzystając z twierdzenia Munka, a optymalny obrys dzieląc optymalne obciążenie przez optymalny dla profilu skrzydła współczynnik siły nośnej (przy projektowaniu wielopunktowym jest to zwykle stała wartość C_z przekroju na całej rozpiętości skrzydła poza wingletem). Znając rozkład cięciw można wyznaczyć powierzchnię omywaną wynikającą z zastosowania wingleta, a dobierając parametry geometryczne (np. promień przejścia skrzydło-winglet) zminimalizować powierzchnię omywaną skrzydła¹⁴. W efekcie możemy w kolejnych iteracjach projektowania określić obrys (a w praktycznym rozwiązaniu równocześnie zaprojektować profile aerodynamiczne przekrojów skrzydła optymalnie wpisujące się w wymagania skrzydła), który umożliwi minimalizację wszystkich składników wyrażenia (12).

Złożenie optymalnego obrysu z optymalnymi profilami prowadzi niestety do nieoptymalnego skrzydła z powodu występowania niekorzystnej interferencji aerodynamicznej ze skutkami jak np. na rys. 7. Można je skutecznie usunąć stosując metody optymalizacyjne bądź metody odwrotne. W efekcie modyfikacja geometrii pozwala wyeliminować niekorzystną interferencję (rys. 18) i uzyskać planowane charakterystyki aerodynamiczne. Szczegóły przedstawione są w pracach [14, 15].

Efektom proponowanej procedury projektowania jest skrzydło, które powinno optymalnie spełniać wymagania. W rzeczywistości należy uwzględnić dodatkowe aspekty, jak np. zapewnienie właściwej progresji oderwania i zapewnienie odpowiednich własności pilotażowych w ekstremalnych warunkach lotu. Na ogół można tego dokonać bez istotnych kosztów w osiągnięciach.



Rys. 18. Rozkład ciśnień w narożu skrzydło-winglet z rys.7 po projektowaniu szczegółowym metodą odwrotną

Opisana procedura projektowania stosowana była między innymi w modyfikacji skrzydeł samolotów PZL-130 Orlik TC2 i PZL-104 Wilga 2000 oraz przy projektowaniu skrzydeł do szybowca wyczynowego Diana-2 oraz (w TU Delft) przy projektowaniu szeregu szybowców wyczynowych produkcji niemieckiej [16]. Uzyskane efekty wydają się w pełni potwierdzać założenia i oczekiwania. Przykładowo końcówka



Rys. 19. Samolot PZL-104 Wilga 2000 ze zmienioną końcówką płata

skrzydła samolotu Wilga 2000 ma wysokość ok. 300mm ponad górną powierzchnię płata. Teoretyczna redukcja oporu indukowanego wynosi 6%, jednak uwzględniając przewidywane efekty nieliniowe, wyjątkowo

silne przy dużych współczynnikach siły nośnej osiągalnych na tym samolocie pozwala oczekiwać znacznie większej redukcji oporu, przynajmniej przy mniejszych prędkościach. Modernizacja samolotu objęła również inne elementy, natomiast uzyskany wzrost prędkości wznoszenia ponad 30% przy niezmienionej mocy silnika pozwala przypuszczać, że również efekt modyfikacji skrzydła jest znaczący.



Rys. 20. Szybowiec wyczynowy Diana-2 zaprojektowany zgodnie z przedstawioną metodologią.

Bibliografia

1. Kuchemann D., *The Aerodynamic Design of Aircraft*, Pergamon, 1978
2. Hoerner S.F., *Fluid Dynamic Drag*, Washington, 1958
3. Schuemann W., *A New Wing Planform with Improved Low-Speed Performance – Soaring*, **47**, 2, 1983
4. Munk M.M., *The Minimum Induced Drag of Airfoils*, NACA R 121, 1921
5. Whitcomb R.T., *A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing Tip Mounted Winglets*, NASA TN D-8260, July 1976
6. Blackwell J.A., *Numerical Method to Calculate the Induced Drag or Optimum Loading for Arbitrary Non-Planar Aircraft*, NASA SP-405, 1976

7. Naik D.A., Ostowari C., *Effect of Nonplanar Outboard Wing Forms on Wing*, Journal of Aircraft, **27**, 2, 1990
8. Smith S., Kroo I.M., *Computation of Induced Drag for Elliptical and Crescent-Shaped Wings*, Journal of Aircraft, **30**, 4, 1993
9. Mineck R.E., Vijgen P.M.H.W., *Wind-Tunnel Investigation of Aerodynamic Efficiency of Three Planar Elliptical Wing With Curvature of Quarter-Chord Line*, NASA TP 3359, 1993
10. Polhamus E.C., *A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Base on the Leading Edge Suction Analogy*, NASA TN D-3767
11. Lamar J.E., *The Use And Characteristics of Vortical Flows Near a Generating Aerodynamic Surface: a Perspective*, Prog. Aerospace Sci., **37**, 1998
12. Maughmer M.D., Kunz P.J., *Sailplane Winglets Design*, Technical Soaring, **22**, 4, 1998
13. Maughmer M.D., *Design of Winglets for High Performance Sailplanes* Journal of Aircraft, **40**, 6, 2003
14. Kubrynski K., *Wing-Winglet Design Methodology for Low Speed Applications*, AIAA Pap. 03-0215, 41 Aerospace Science Meeting, Reno, 2003
15. Kubrynski K., *Subsonic Aerodynamic Design Via Optimization* in: Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies - Inverse Design and Optimization, Ed.K. Fuji, G.S. Dulikravich, Notes on Numerical Fluid Mechanics, **68**, 1999, Vieweg
16. Boermans L.M.M, Kubrynski K., Nicolosi F., *Wing-Fuselage Design of High-Performance Sailplanes – Boundary Layer Separation in Aircraft Aerodynamics*, ed. Henkes R.A.W.M., Bakker P.G. – Delft 1997 (także: ICAS 98-2.9.2)

AERODYNAMICS OF A FINITE SPAN WING – PHENOMENA, PROPERTIES, DESIGN PROCESS

The paper presents some investigations into aerodynamics of a finite span wing, particularly in view of the lift and lift-induced drag for both: planar and non-planar configurations. Some discrepancies between the classical theory and experimental results are discussed. The design procedure of the optimum wing of finite span is also discussed.

CO MA WSPÓLNEGO WEJŚCIE RAKIETY W GĘSTE WARSTWY ATMOSFERY Z CHEMIOTERAPIĄ RAKA?

RYSZARD MAROŃSKI

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

W pracy pokazano, że zagadnienia sterowania optymalnego sformułowane w różnych dyscyplinach wiedzy: dynamice lotu samolotów i raket oraz medycynie, są bardzo podobne. Rozważono dwa zagadnienia: minimalizacji ilości ciepła przekazywanego jednostce powierzchni korpusu rakiety w czasie manewru wejścia w atmosferę Ziemi oraz minimalizacji ilości cytostatyka skumulowanego w organizmie chorego.

1. Wstęp

Celem pracy jest pokazanie, że pewna nieklasyczna metoda sterowania optymalnego, metoda ekstremalizacji całek krzywoliniowych za pomocą twierdzenia Greena, opracowana przez Mielego w końcu lat pięćdziesiątych ubiegłego wieku oraz stosowana do rozwiązania wielu zagadnień z zakresu dynamiki lotu, z powodzeniem może być wykorzystana w medycynie. Pokazano, że zagadnienia wywodzące się z różnych dziedzin wiedzy mają w istocie bardzo wiele punktów wspólnych, począwszy od sformułowania problemów, poprzez metodę rozwiązania, skończywszy na podobieństwach rozwiązań optymalnych. Rozważono dwa zagadnienia: wejście rakiety w gęste warstwy atmosfery oraz chemioterapię nowotworów. Z uwagi na to, że skupiono się na przedstawieniu tendencji, w pracy ograniczono się do modeli najprostszych dostępnych w literaturze przedmiotu.

2. Minimalizacja nagrzewania korpusu rakiety przy wejściu w gęste warstwy atmosfery

Zagadnienie sformułowane jest w następujący sposób (porównaj Miele, 1962). Rakieta bez wykorzystania napędu wchodzi w gęste warstwy atmosfery. Prędkość wejścia v_A musi zostać zredukowana do znanej wartości v_B , przy czym strata wysokości ($h_B - h_A$) jest również znana. Do hamowania rakiety wykorzystywane są hamulce aerodynamiczne.

Założenia upraszczające są najczęściej następujące:

- Nie uwzględnia się krzywizny Ziemi oraz jej ruchu obrotowego.
- Trajektorię lotu rakiety jest prosta pionowa (znane są uogólnienia zagadnienia na przypadek innych trajektorii (Beiner, 1987)).
- Prędkość rakiety znacznie przekracza prędkość dźwięku.
- Rakieta jest traktowana jak punkt materialny.

Przy podanych założeniach równanie ruchu rakiety wynikające z drugiej zasady Newtona jest następujące:

$$\frac{dv}{dh} = \frac{0.5 \rho S C_x v}{m} - \frac{g}{v}, \quad (1)$$

gdzie: v – prędkość rakiety, h – wysokość lotu, ρ – gęstość powietrza, S – pole powierzchni odniesienia, g – przyspieszenie ziemskie, m – masa rakiety, C_x – współczynnik oporu aerodynamicznego. Współczynnik ten jest traktowany jak zmienna sterująca i może on być wybrany dowolnie z przedziału:

$$(C_x)_{\min} \leq C_x(h) \leq (C_x)_{\max}. \quad (2)$$

Wielkości $(C_x)_{\min}$ i $(C_x)_{\max}$ odpowiadają położeniom hamulców aerodynamicznych – złożonym i maksymalnie otwartym.

Rozwiązanie równania (1) powinno spełniać warunki brzegowe:

$$v(h_A) = v_A, \quad v(h_B) = v_B, \quad (3)$$

gdzie: v_A , v_B są danymi prędkościami na zadanych wysokościach: początkowej h_A i końcowej h_B .

Proces nagrzewania korpusu rakiety opisuje następujące równanie różniczkowe (porównaj: Miele, 1962; Beiner, 1987)

$$\frac{dH}{dt} = K \rho v^3, \quad (4)$$

gdzie H – ilość ciepła przekazywana jednostce powierzchni korpusu rakiety, K – stała dodatnia zależna od rodzaju rakiety, t – czas. Równanie to jest równoważne całce

$$H_B = - K \int_A^B \rho(h) v^2 dh \rightarrow \text{MIN} . \quad (5)$$

Granice całkowania A i B odpowiadają punktowi początkowemu i końcowemu trajektorii. Funkcjonał (5) zawiera niewiadomą funkcję - zależną od wysokości lotu prędkość rakiety $v(h)$, która to prędkość podlega wyznaczeniu.

Zadanie polega na takim wyznaczeniu zmiennej sterującej $C_X(h)$ z przedziału (2), aby funkcyjnał (5) przyjął wartość minimalną przy spełnionym zagadnieniu brzegowym (1), (3).

3. Minimalizacja skumulowanego efektu toksycznego chemioterapii

Najprostszy model pozwalający na wyznaczenie optymalnej strategii chemioterapii raka bazuje na tak zwanym wykładniczym modelu wzrostu komórek. Podstawowe założenia upraszczające są następujące:

- Strumień komórek (liczba dzielących się komórek w jednostce czasu) jest proporcjonalny do liczby komórek w populacji.
- Każda komórka-matka dzieli się na dwie komórki-córki.
- Cytostatyk zabija tylko komórki-córki tuż po podziale – nie niszczy komórek-matek.

Dynamika wzrostu komórek nowotworowych w obecności cytostatyka jest reprezentowana przez równanie stanu (porównaj: Swan, 1990; Świernak i Duda, 1992; Świerniak, Polański i Duda, 1992; Świerniak i in., 1994; Maroński, 2003; Maroński, 2006)

$$\frac{dN}{dt} = \alpha N (2u - 1) , \quad (6)$$

gdzie $N(t)$ – liczba komórek nowotworowych, t – czas, $\alpha(t)$ – znana funkcja opisująca szybkość wzrostu komórek (intrinsic rate), $u(t)$ – zmienna sterująca reprezentująca prawdopodobieństwo przeżycia komórek-córek tuż po podziale. Zmienną tę należy dowolnie wybrać z przedziału

$$0 \leq u(t) \leq 1 . \quad (7)$$

Wartość $u(t)=0$ oznacza, że wszystkie komórki-córki giną, czyli dostarczono maksymalną dawkę leku. Wartość $u(t)=1$ oznacza, że wszystkie przeżywają, czyli lek nie jest podawany. W tym ostatnim przypadku równanie (6) opisuje dobrze znany z biologii wykładniczy model wzrostu komórek (Smith, 1974).

Zakładamy, że na początku terapii liczba komórek nowotworowych N_A jest znana i w zadanym czasie terapii (t_B-t_A) ma zostać zredukowana do mniejszej zadanej liczby N_B , zatem warunki brzegowe dla równania (6) są następujące:

$$N(t_A) = N_A, \quad N(t_B) = N_B. \quad (8)$$

Skumulowany efekt toksyczny stosowania leku reprezentuje funkcjonal

$$J_B = \int_A^B [1 - u(t)] dt \rightarrow \text{MIN}, \quad (9)$$

który jest minimalizowany. Istotnie, gdy lek nie jest podawany, $u(t)=1$, całka (9) przyjmuje wartość $J_B=0$, gdy dawka leku jest maksymalna, $u(t)=0$, wartość całki (9) jest maksymalna.

Zagadnienie polega na takim wyznaczeniu zmiennej sterującej $u(t)$ z przedziału (7), aby funkcjonal (9) przyjął wartość minimalną przy spełnionym zagadnieniu brzegowym (6), (8).

4. Metoda rozwiązania

Do rozwiązania obu sformułowanych zagadnień można wykorzystać metodę ekstremalizacji całek krzywoliniowych za pomocą twierdzenia Greena. Metoda ta została opracowana przez Mielego (1962) i wykorzystana do rozwiązania wielu zagadnień z dynamiki lotu samolotów i raket na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych ubiegłego wieku. Metoda ta może być zastosowana dla zagadnień liniowych ze względu na sterowanie, co zachodzi w rozważanych przypadkach.

W przypadku minimalizacji nagrzewania korpusu rakiety funkcjonal (5) możemy uważać za całkę krzywoliniową zależną od dwóch zmiennych: prędkości i wysokości lotu (v, h),

$$H_B = \int_A^B 0 dv + [-K \rho(h) v^2] dh. \quad (10)$$

Podobnie minimalizacja efektu toksycznego oddziaływania leku na komórki zdrowe polega na minimalizacji całki krzywoliniowej zależnej od dwóch zmiennych: czasu i liczby komórek nowotworowych (t, N),

$$J_B = \int_A^B 0.5 dt + \left[-\frac{1}{2\alpha(t)N} \right] dN. \quad (11)$$

Całkę (11) otrzymujemy z funkcjonału (9) eliminując sterowanie $u(t)$. W tym celu wykorzystujemy równanie stanu (6). Dalej metoda polega na wyznaczeniu funkcji fundamentalnych rozwiązań ω i badaniu ich znaków we wnętrzu zbiorów rozwiązań dopuszczalnych. W pierwszym przypadku

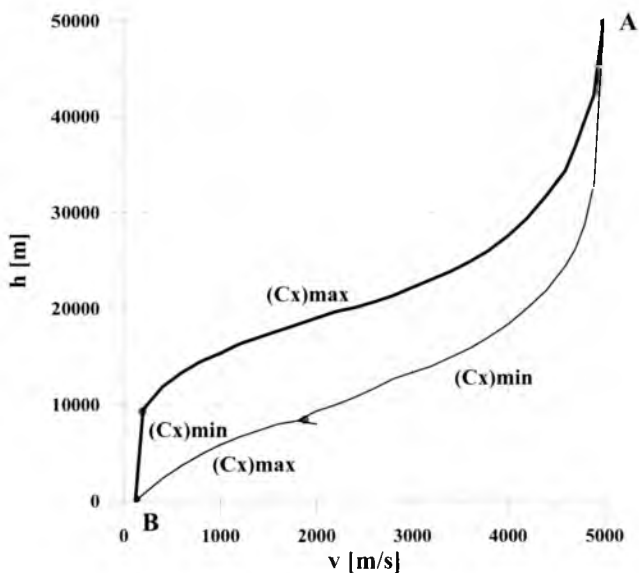
$$\omega(v, h) = -2K\rho(h)v, \quad (12)$$

w drugim zaś

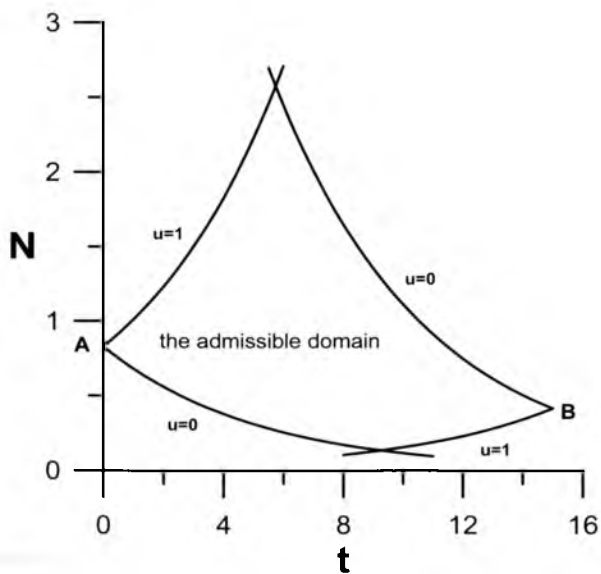
$$\omega(t, N) = \frac{1}{2\alpha^2 N} \frac{d\alpha}{dt}. \quad (13)$$

Z równości (12) wynika, że $\omega(v, h) < 0$ i znak funkcji fundamentalnej nie zależy od prędkości v i wysokości lotu h . W drugim przypadku znak funkcji fundamentalnej zależy od charakteru zmienności funkcji $\alpha(t)$. Dla ustalenia uwagi przyjmijmy, że $\alpha(t)$ maleje monotonicznie, czyli $d\alpha/dt < 0$, wówczas również $\omega(t, N) < 0$ bez względu na chwilę czasu t i liczbę komórek nowotworowych N . Przypadek ten odpowiada sytuacji, gdy średni czas podziału komórek rośnie, zatem dzielą się one coraz wolniej. Inne przypadki omówiono w pracach Marońskiego (2003, 2006).

Z zastosowanej metody wynika, że w obu przypadkach rozwiązania na płaszczyznach (v, h) i (t, N) znajdują się na prawych brzegach zbiorów rozwiązań dopuszczalnych patrząc z punktu początkowego A w kierunku punktu końcowego B . Zbiory rozwiązań dopuszczalnych otrzymuje się całkując równania stanu (1) oraz (6) dla $C_X = (C_X)_{\min}$ lub $C_X = (C_X)_{\max}$, oraz $u=0$ lub $u=1$, zgodnie z naturalnym upływem zmiennych niezależnych i wstecz (porównaj Miele, 1962). Przecięcia krzywych (punkty o nieciągłej pochodnej) wyznaczają punkty przełączenia sterowań.



Rys. 1. Rozwiązanie minimalizujące ilość ciepła doprowadzanego do korpusu rakiety (górna krzywa)



Rys. 2. Rozwiązanie minimalizujące skumulowany negatywny efekt stosowania cytostatyka (dolna krzywa)

5. Podsumowanie

Praca zawiera porównanie dwóch zagadnień sterowania optymalnego: jedno dotyczy minimalizacji nagrzewania korpusu rakiety w czasie manewru wejścia w gęste warstwy atmosfery, drugie minimalizacji skumulowanego toksycznego efektu chemioterapii. Oba zagadnienia mają na celu ograniczenie procesów destrukcji. W obu następuje zmniejszenie zmiennej stanu z zadanych wartości początkowych do zadanych wartości końcowych. Są to odpowiednio: prędkość lotu i liczba komórek nowotworowych. Oba zagadnienia są liniowe ze względu na sterowania: współczynnik oporu aerodynamicznego $C_x(h)$ i prawdopodobieństwo przeżycia komórek-córek $u(t)$. Oba zagadnienia można rozwiązać metodą Mielego. Rozwiązania optymalne występują na brzegach zbiorów rozwiązań dopuszczalnych na płaszczyznach (v, h) i (t, N) . W obu nie występują tak zwane łuki osobliwe. W przypadku ruchu rakiety optymalna strategia polega najpierw na maksymalnym hamowaniu, a potem na locie ze schowanymi powierzchniami hamującymi. Podobnie w przypadku chemioterapii – najpierw należy zastosować maksymalną dawkę leku, a potem przerwać podawanie leku. Trzeba jednak dodać, że sytuacja taka zachodzi dla modelu wykładniczego z monotonicznie malejącą funkcją $\alpha(t)$. Dla $\alpha(t)=\text{const.}$ lub dla funkcji $\alpha(t)$ monotonicznie rosnącej, rozwiązania optymalne są inne (porównaj: Maroński, 2006). Tylko przypadek rozważany w niniejszej pracy jest zgodny z praktyką kliniczną.

Bibliografia

1. Beiner L., *Fixed-range optimal re-entry manoeuvres with bounded lift control*, Z. Flugwiss. Weltraumforsch, **11**, 161-166, 1987
2. Kimmel M., Świerniak A., *O pewnym zadaniu sterowania optymalnego związanym z optymalną chemioterapią białaczek*, Zeszyty Naukowe Politechniki Śląskiej, Automatyka, **65**, 120-130, 1983
3. Maroński R., *„Strange” solutions of optimal control problem in cancer chemotherapy*, Acta of Bioengineering and Biomechanics, **6**, Suppl. 1, 105-109, 2003
4. Maroński R., *Optimal strategy in cancer chemotherapy for exponential model of cell population growth*, Materiały Międzynarodowej Konferencji “BIOMECHANICS’2006”, Zakopane 2006 (przyjęto do publikacji)

5. Miele A., *Extremization of linear integrals by Green's theorem*. In: Leitmann George (ed.) *Optimization techniques with application to aerospace systems*, New York, London, Academic Press, 69-98, 1962
6. Smith J.M., *Models in ecology*, Cambridge University Press, 1974, p. 25 (wydanie rosyjskie)
7. Swan G.W., *Role of optimal control theory in cancer chemotherapy*, *Mathematical Biosciences*, **101**, 2, 237-284, 1990
8. Świerniak A.; Duda Z., *Some control problems related to optimal chemotherapy – singular solutions*, *Applied Mathematics and Computer Sciences*, **2**, 2, 293-302, 1992
9. Świerniak A., Polański A., Duda Z., *“Strange” phenomena in simulation of optimal control problems arising in cancer chemotherapy*, *Proceedings of the 8th Prague Symposium “Computer Simulation in Biology, Ecology and Medicine”*, Nov. 9-11, 58-62, 1992
10. Świerniak A., Duda Z., Polański A., *Symulacyjne badanie wybranych modeli sterowania cyklem komórkowym*, *Prace VIII Sympozjum “Symulacja Procesów Dynamicznych SPD-8”*, Polana Chochołowska, 13-17 czerwca 1994

ON CONNECTIONS BETWEEN THE MISSILE ATMOSPHERIC RE-ENTRY AND CANCER CHEMOTHERAPY

The goal of the paper is to show that some optimal control problems formulated in different branches of knowledge: dynamics of atmospheric flight and medicine, are very similar. Two problems were considered: minimization of the heat transferred from the boundary layer to the rocket skin during the re-entry manoeuvre and minimization of the negative cumulative effect of the drug during cancer chemotherapy.

Rozdział II

*Sterowanie obiektów
Latających*

WPLYW LICZBY REYNOLDSA I PARAMETRÓW GEOMETRYCZNYCH NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE PROFILU ZE SLOTEM-DEFLEKTOREM

ROBERT JÓZWIAK
KRZYSZTOF KUBRYŃSKI
PIOTR SIERPUTPWSKI

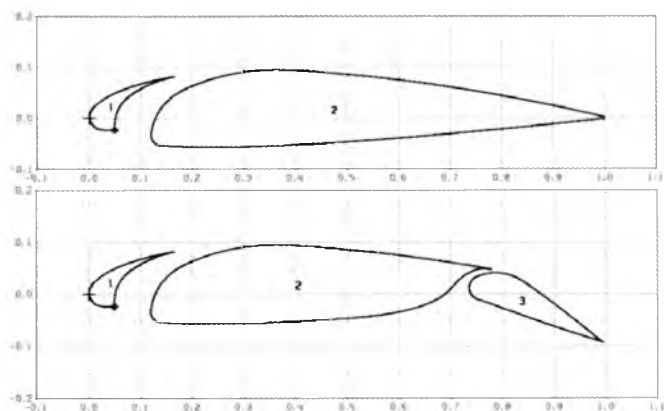
*Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: kkubryn@meil.pw.edu.pl*

W pracy przedstawiono koncepcję slotu, który podobnie jak stały slot klasyczny, steruje rozwojem warstwy przyściennej przy dużych kątach natarcia – jednak działając z nieco innym efektem. W szczególności nie powoduje gwałtownego wzrostu oporu przy mniejszych kątach natarcia, a w szeregu sytuacji wręcz zaobserwowano jego spadek.

1. Wprowadzenie

Klasyczny slot stanowi popularny i efektywny sposób sterowania opływem wokół profilu przy dużych kątach natarcia, prowadząc do przesunięcia przeciagnięcia na większe kąty natarcia oraz zwiększenia maksymalnej siły nośnej. Jest on ulokowany przy krawędzi natarcia profilu głównego i przy występowaniu na nim dodatniej cyrkulacji (i siły nośnej) powoduje redukcję prędkości i maksymalnych podciśnień na nosku profilu. Prowadzi to w konsekwencji do obniżenia gradientów ciśnienia i zapobiega oderwaniu. Slot taki działa właściwie i poprawia charakterystyki profilu przy dużych kątach natarcia, jednak powoduje znaczący wzrost oporu przy mniejszych wartościach współczynników siły nośnej, typowych dla warunków przelotowych. W celu niedopuszczeniu do takiej sytuacji stosuje się sloty wysuwane lub automatyczne,

które są schowane w warunkach przelotowych. Z drugiej strony na niektórych lekkich i stosunkowo prostych samolotach typu STOL oraz rolniczych wciąż stosuje się sloty stałe w celu poprawy charakterystyk lądowania oraz aby zabezpieczyć przed przeciągnięciem w typowych warunkach lotu na małej wysokości, z małą prędkością i przy silnej turbulencji atmosferycznej. Przykładem mogą być samoloty PZL-104 Wilga i PZL-106 Kruk. Rozwiązanie takie stosowane jest z uwagi na jego prostotę i lekkość, lecz przy większych prędkościach przelotowych powoduje silne oderwanie na zawietrznej stronie slotu i znaczny opór. Typowa geometria skrzydła ze stałym slotem pokazana jest na rys. 1 (PZL-104 Wilga) w konfiguracji przelotowej i do lądowania.



Rys. 1. Układ skrzydło – slot stały – klapa szczelinowa

Widać wyraźnie, że slot, optymalizowany w badaniach tunelowych dla warunków dużej siły nośnej jest nieodpowiedni dla małych kątów natarcia. Narzucającą się metodą obejścia tego problemu jest ukształtowanie slotu tak, aby zapobiec oderwaniu przepływu przy małych kątach natarcia, ale aby wciąż sterował on w sposób właściwy przepływem przy dużych kątach natarcia. Początkową ideą rozwiązania tego problemu było zastosowanie dodatkowego cienkiego profilu (w pobliżu noska profilu głównego), prawdopodobnie obracanego, który byłby ustawiony w przybliżeniu wzdłuż linii prądu profilu głównego przy dużych prędkościach, ale który wciąż produkowałby wystarczającą cyrkulację do kontroli oderwania przy małych prędkościach. Jego idea przedstawiona jest na rys. 2. Oczekiwany wzrost oporu przy małych kątach natarcia powinien być w przybliżeniu równy oporowi tarcia dodatkowego profilu slotu, a więc przy względnej cięciwie slotu rzędu 15% nie powinien

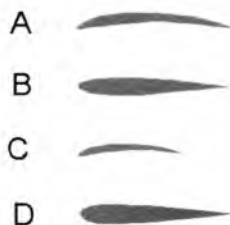
przekroczyć ok. 20% oporu profilu wyjściowego. Ze względu na różnice geometryczne rozważanego slotu i slotu klasycznego jak i omówione dalej różnice w jego zachowaniu i charakterystykach w dalszym ciągu będzie on określany jako slot-deflektor.



Rys. 2. Idea obrotowego slotu do sterowania opływem profilu

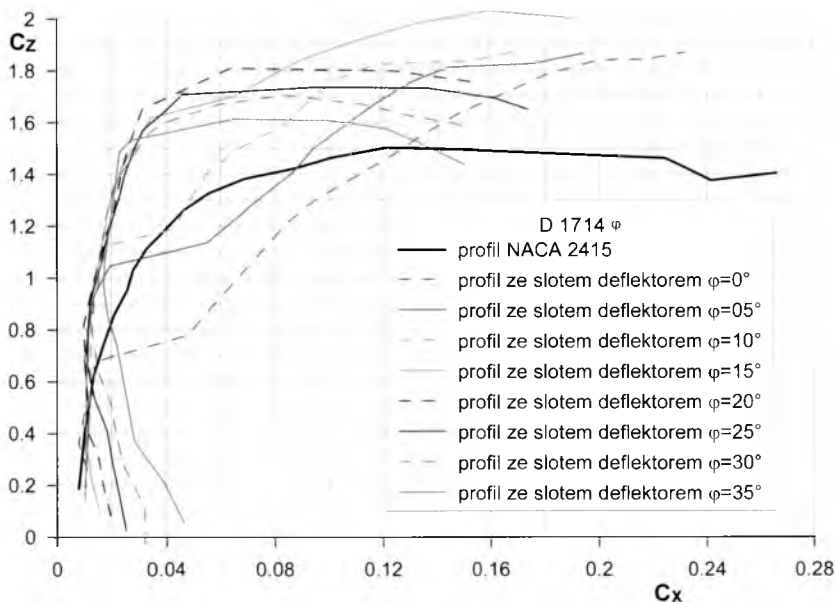
2. Badania tunelowe

W celu weryfikacji idei obrotowego slotu-deflektora wykonano modele aerodynamiczne do badań wagowych w tunelu o otwartej przestrzeni pomiarowej oraz badań ciśnieniowych w tunelu małej turbulencji. Wstępne wyniki badań (przy liczbie Reynoldsa 0.84 mln) wskazały na dość zaskakujące własności. Cienki, symetryczny profil (10% grubość i 10% względna cięciwa) pozwolił na znaczącą (zależnie od pozycji i kąta ustawienia) poprawę charakterystyk w porównaniu do wyjściowego profilu NACA 2415 przy dużych kątach natarcia, lecz jednocześnie opór produkowany przez dodanie nowego elementu okazał się bardzo mały – również przy kątach natarcia bliskich zeru. Nawet więcej: dla pewnych konfiguracji opór układu był mniejszy niż dla profilu izolowanego, również przy relatywnie małych wartościach współczynnika siły nośnej. Badano szereg slotów różniących się geometrią (rys. 3), lecz symetryczny z maksymalną grubością w 20% jego cięciwy i małym kątem splywu (zaprojektowany obliczeniowo) dawał najbardziej interesujące wyniki.



Rys. 3. Sloty badane z profilem głównym NACA-2415

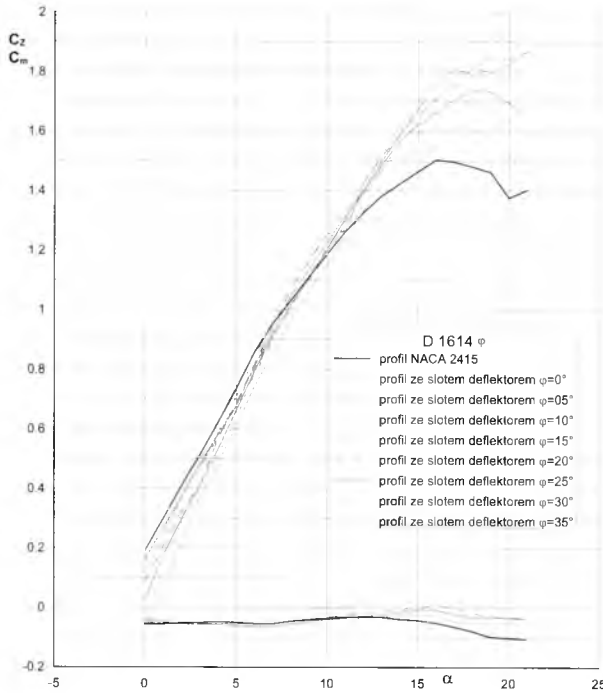
Na rys. 4 pokazano charakterystyki aerodynamiczne uzyskane w tunelu małej turbulencji dla powyższego slotu-deflektora przy różnych położeniach i kątach jego ustawienia. Należy zauważyć trzy efekty: pojawiania się siodła o małym oporze w pewnym zakresie współczynników siły nośnej (charakterystyka podobna jak dla klasycznych profili laminarnych), wyraźna poprawa nośności profilu ze slotem oraz zmniejszenie oporu zarówno w zakresie małych współczynników siły nośnej (0.3÷0.5) jak i dla większych (powyżej 0.8) - w zależności od ustawienia slotu. Występuje też bardzo istotny wzrost maksymalnej doskonałości aerodynamicznej profilu ze slotem-deflektorem.



Rys. 4. Charakterystyka oporu profilu izolowanego oraz układu profil-slot deflektor

Na rysunku 5 przedstawiono uzyskane charakterystyki siły nośnej i momentu aerodynamicznego. Jak widać Uzyskano wzrost maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej z ok. 1.5 do ok. 2.0 oraz o ok. 5° wzrost krytycznych kątów natarcia. Bardzo zbliżone wyniki uzyskano w trakcie badań wagowych w tunelu z otwartą przestrzenią pomiarową. Interesująca jest bardziej szczegółowa analiza rozkładów ciśnienia na profilu i slotie oraz zasady jego pracy. Powszechnie stosowaną zasadą projektowania aerodynamicznego układów profili wieloelementowych

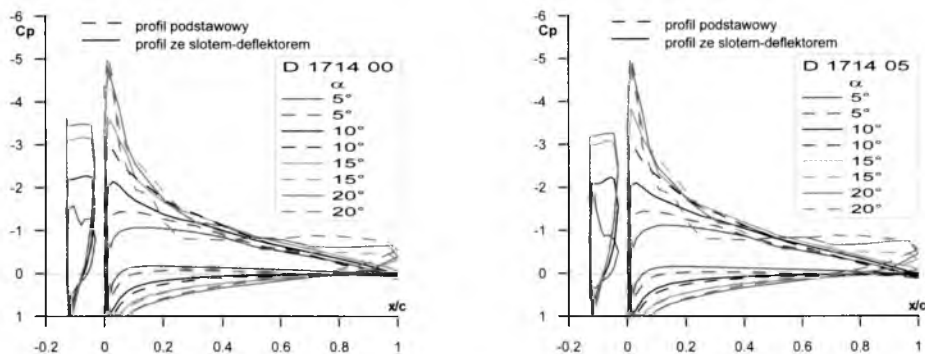
jest zapewnienie takich warunków opływu, aby nie dopuścić do oderwania warstwy przyściennej na pierwszych elementach układu [1].



Rys. 5. Charakterystyka siły nośnej profilu izolowanego oraz układu profil-slot deflektor

Oznacza to, że oderwanie powinno się najpierw pojawiać na elemencie końcowym (w przypadku profil-slot oderwanie powinno się rozpoczynać od krawędzi spływu profilu głównego). Zapewnia to pełną kontrolę rozkładów prędkości i ciśnień (a więc i poprawność opływu) na noskach kolejnych elementów. Oderwanie przepływu na rozpatrywanym układzie profil – slot (cienki i symetryczny) rozpoczyna się na krawędzi natarcia slotu – rys. 6, jednak wciąż skutecznie steruje on opływem noska profilu głównego i zapobiega oderwaniu na nim. Jak widać na całej górnej powierzchni slotu mamy wyrównane wartości podciśnień, sugerujące oderwanie od samego noska (czyli oderwanie typu długiego pęcherza laminarnego), które pojawia się przy kącie natarcia ok. 10° . Jednak doskonale widoczne jest również, że maksymalne podciśniecia na nosku profilu głównego są wyraźnie zredukowane w stosunku do

występujących na profilu izolowanym, jak również, że następuje likwidacja ($\alpha=15^\circ$) lub osłabienie ($\alpha=20^\circ$) oderwania. Warto odnotowania jest dość niespodziewane działanie slotu: ze wzrostem kąta natarcia siła nośna i cyrkulacja na slotcie wciąż rosną, pomimo pełnego oderwania na górnej jego powierzchni (inaczej, niż w przypadku oderwania na profilu izolowanym).



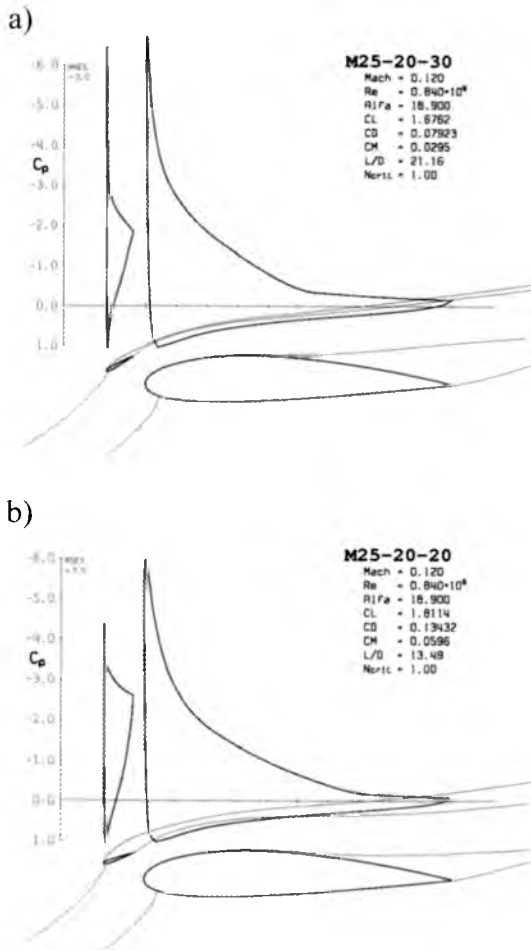
Rys. 6. Rozkłady ciśnienia na badanym układzie skrzydło – slot-deflektor ($Re=8.4 \cdot 10^5$)

3. Badania analityczne (obliczeniowe)

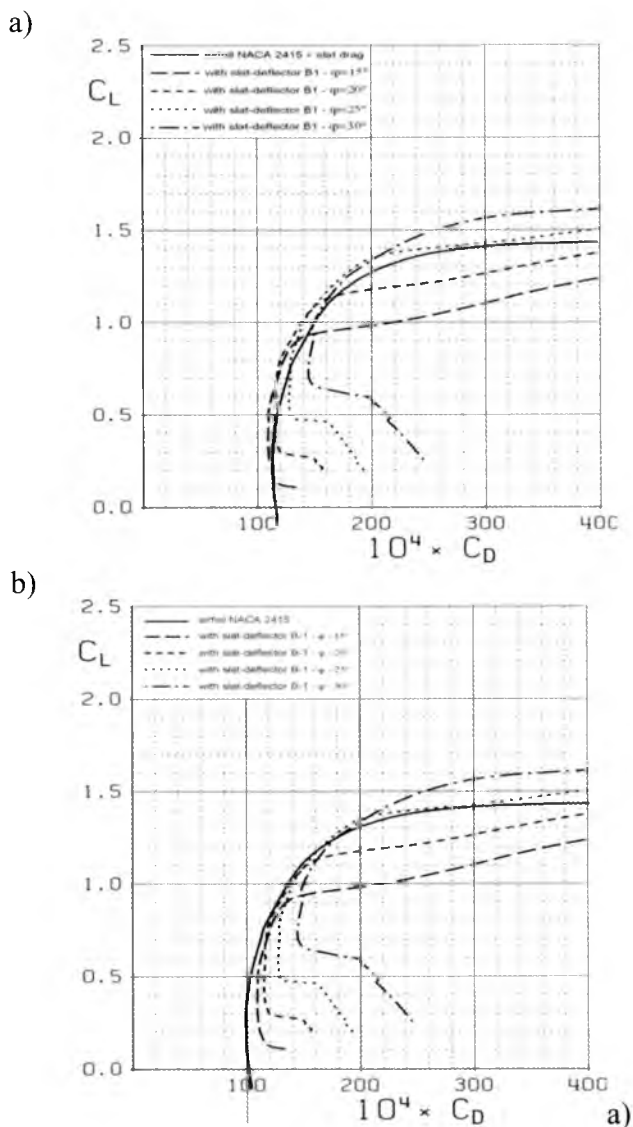
Wyniki pomiarów sił w tunelu aerodynamicznym zaprezentowane wyżej zostały również potwierdzone wynikami obliczeniowymi. Do analizy opływu profili wieloelementowych stosowano program MSES [2], pozwalający na uwzględnienie silnego oddziaływania przepływu nielepki - warstwa przyścienna, włączając w to oderwanie. W przypadku cienkiego profilu slotu zwiększenie kąta jego ustawienia (w stosunku do przepływu) powoduje zintensyfikowanie oderwania, lecz prowadzi do wzrostu obciążenia slotu i ograniczenia oderwania na profilu głównym – rys. 7. Obliczeniowe charakterystyki oporu dla warunków opływu równoważnych badaniom tunelowym odbiegają jednak nieco od charakterystyk eksperymentalnych. Wg. obliczeń dodanie slotu powoduje wzrost oporu układu – jednak jest on mniejszy niż można było oczekiwać. Rys. 8a przedstawia obliczeniową charakterystykę oporu profilu izolowanego oraz układu profil – slot-deflektor. Rys. 8b przedstawia tę samą charakterystykę układu, lecz porównywany jest z oporem profilu powiększonym o minimalny opór izolowanego slotu.

Jak widać opór powyższego układu jest mniejszy niż suma oporów jego elementów. Sugeruje to ewidentne występowanie korzystnej interferencji aerodynamicznej między elementami. Oczywiście opór gwałtownie wzrasta przy kątach natarcia, przy których pojawia się oderwanie na słocie (pomimo poprawnego opływu profilu głównego).

Jeszcze ciekawszy obliczeniowo jest przypadek dużych liczb Reynoldsa, zbliżonych do wartości występujących w locie samolotu klasy Wilgi.

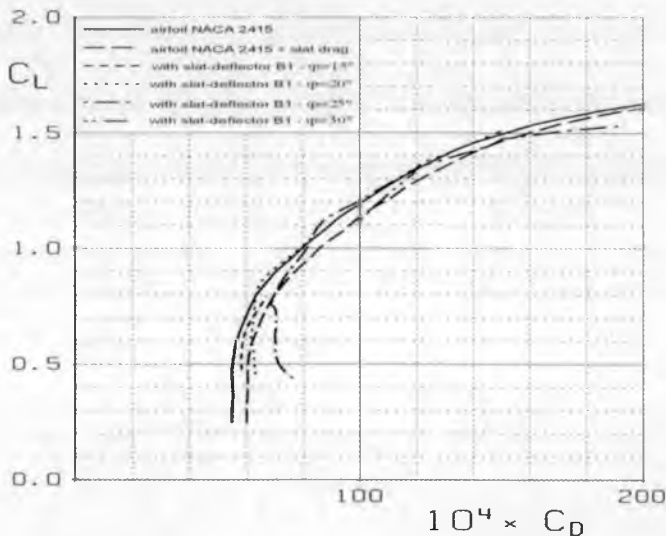


Rys. 7. Obliczeniowy obraz opływu układu profil – slot-deflektor, kąt ustawienia slotu: a) -30° , b) -20°



Rys. 8. Obliczeniowa charakterystyka oporu układu profil – slot deflektor, porównane z: a) profilem izolowanym, b) profilem + opór min. slota.

Wyniki takiej analizy przedstawia rys. 9. Jak widać opór pewnych konfiguracji nie tylko jest mniejszy od oporu elementów izolowanych, ale dla pewnych kątów ustawienia slotu pojawia się zmniejszenie oporu poniżej oporu profilu zasadniczego. Występuje to dla C_z powyżej 0.75.

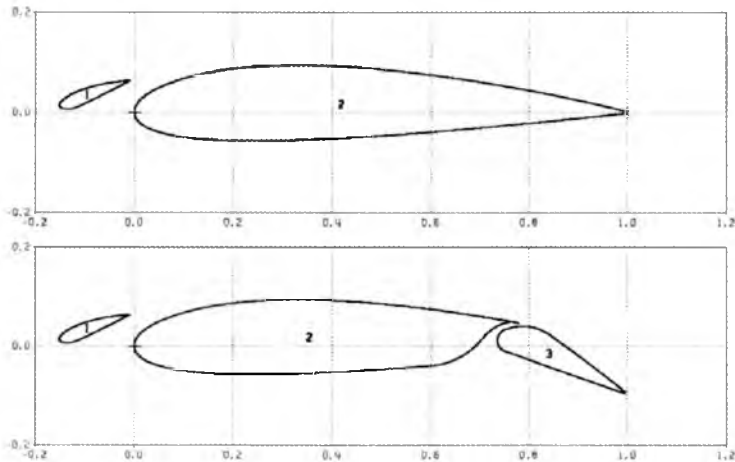


Rys. 9. Obliczeniowy opór układu cienki slot-deflektor – profil główny,
 $Re = 4.0 \cdot 10^6 / \text{SQRT}(C_z)$

4. Obliczeniowa optymalizacja układu profil – slot-deflektor

Pomimo, że wyniki obliczeniowe odbiegają od wyników badań tunelowych zaobserwowano pewne podobieństwo zjawisk i przebiegu charakterystyk uzyskiwanych obu metodami. Dodatkowo określono pewne prawidłowości i zjawiska, które jak się wydaje prowadzą do zaobserwowanego efektu występowania korzystnej interferencji między slotem-deflektorem i profilem³. Zaowocowało to opracowaniem obliczeniowej metodyki projektowania aerodynamicznego takiego układu z zastosowaniem pakietu programów MSES (w tym LINDOP – optymalizacyjnego). Podejście takie zastosowano między innymi do zaprojektowania cienkiego slotu, którego wyniki badań zaprezentowano w poprzednim rozdziale. Taką samą metodę zastosowano do opracowania optymalnego slotu-deflektora do skrzydła samolotu Wilga. Analiza obliczeniowa pracy takiego układu przy rzeczywistych liczbach Reynoldsa sugeruje, że można jeszcze nieco zmodyfikować ideę takiego rozwiązania. Stosując slot o większej cięciwie i grubości ok. 20% można (na podstawie obliczeń) oczekiwać, że ulegnie zmianie typ oderwania na slotcie, zapewniając jednocześnie lepsze parametry konstrukcyjne

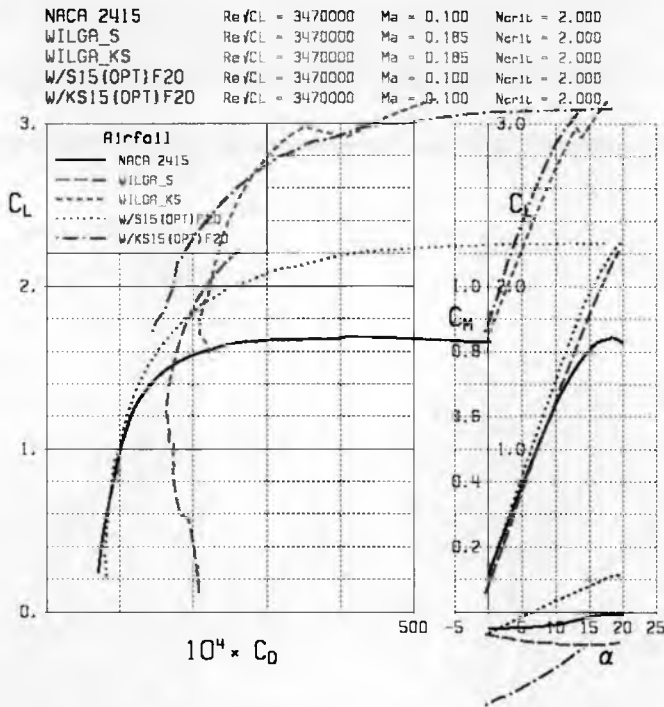
i wytrzymałościowe. W efekcie można zaprojektować slot-deflektor znacznie mniej wrażliwy na kąty napływu strug (lub, co jest do pewnego stopnia równoważne, na kąty ustawienia slotu). W efekcie można pokusić się o zaprojektowanie stałego slotu tego typu (bez konieczności zmiany kąta ustawienia w locie), który będzie pracował poprawnie zarówno przy dużych kątach natarcia, jak i w warunkach przelotu z większymi prędkościami. Rys. 10 pokazuje geometrię zaprojektowanego (zoptymalizowanego) układu slot-deflektor – profil – kłapa szczelinowa.



Rys. 10. Geometria układu slot-deflektor – profil – kłapa szczelinowa uzyskane na drodze optymalizacji.

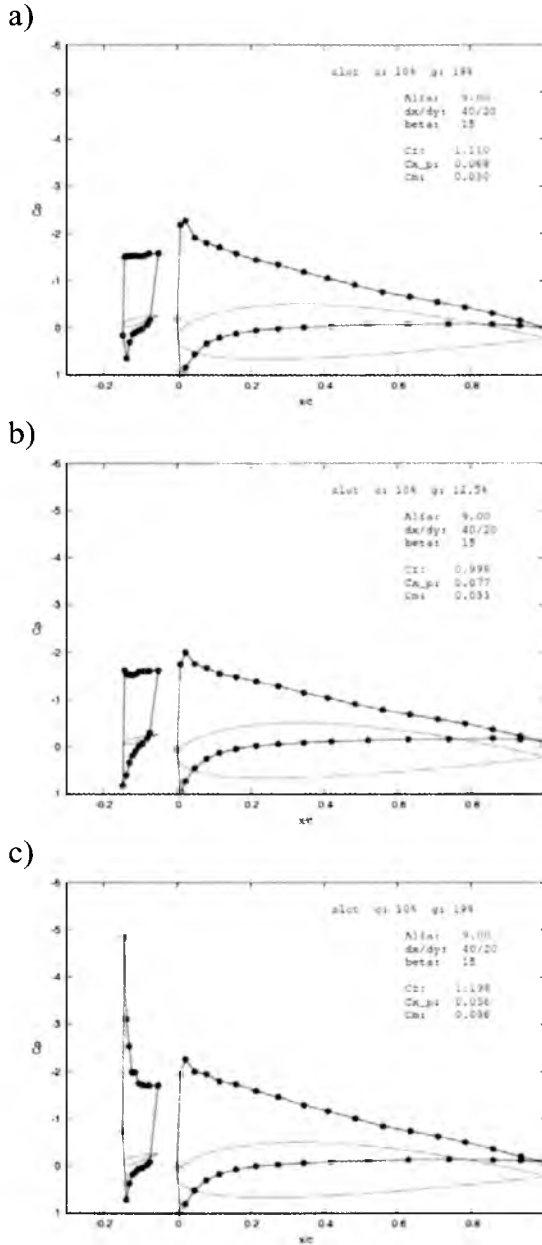
Na rysunku 11 pokazano obliczone charakterystyki aerodynamiczne oraz charakterystyki uzyskane dla układu oryginalnego (rys. 1). Jak widać można się spodziewać znacznej poprawy własności przy dużych prędkościach, przy zachowaniu pożądanych własności w zakresie dużych kątów natarcia. W obliczeniach założono wymuszoną turbulizację przepływu w 7% cięciwy oraz zastosowano bardzo niską wartość krytycznego współczynnika amplifikacji N_{CR} w celu zasymulowania niskiej jakości powierzchni płata. Opór skrzydła ze slotem w konfiguracji ze schowaną kłapą tylną jest nie gorszy od oporu profilu izolowanego.

Oznaczenia na rysunku: WILGA_S i WILGA_KS oznaczają oryginalny układ profil-slot i profil-slot-kłapa., W/S15(OPT)F20 i W/KS15(OPT)F20 oznaczają optymalizowany układ slot-deflektor – profil oraz slot-deflektor – profil – kłapa.



Rys. 11. Obliczeniowa charakterystyka układu wyjściowego (rys. 1) oraz układu optymalizowanego (rys. 10) dla rzeczywistych liczb Reynoldsa

Wykresy na rysunku 12 przedstawiają rozkłady ciśnienia na układzie slot-deflektor (o względnej ciężkości 10%) profil przy kącie natarcia 9° . Wykres 12a uzyskany został dla slotu grubego (19%) przy liczbie Reynoldsa 0.84 mln. Wykres 12b dotyczy opływu układu ze slotem cienkim (12.5%) lecz przy większej liczbie Reynoldsa (2.2 mln.). W obu przypadkach widać, że na całej górnej powierzchni slotu występuje pełne oderwanie. Rozpoczyna się ono na nosku slotu, co wskazuje, że jest to oderwanie warstwy laminarnej (z formowaniem długiego pęcherza laminarnego). Wykres 12c uzyskany został dla tej samej geometrii jak na rys. 12a (gruby slot), lecz przy liczbie Reynoldsa 2.2 mln. Jak widać obraz przepływu uległ zupełnej zmianie. Na nosku slotu występują bardzo duże podciśnienia, które wskazują na brak oderwania, lub co najmniej, że słabe oderwanie pojawia się dopiero w tylnej części slotu. Potwierdza to w pełni wcześniejsze wnioski wywodzące się z analizy obliczeniowej. We wszystkich trzech przypadkach przepływ wokół profilu głównego jest prawidłowy i całkowicie pozbawiony oderwania.



Rys. 12. Rozkłady ciśnienia na profilu i słocie-deflektorze:

- a) gruby slot , liczba $Re\ 0.84 \cdot 10^6$
- b) cienki slot , liczba $Re\ 2.20 \cdot 10^6$
- c) gruby slot , liczba $Re\ 2.20 \cdot 10^6$

5. Podsumowanie

Wyniki obliczeniowej analizy i projektowania układu slot-deflektor – profil oraz wyniki badań tunelowych w zakresie większych liczb Reynoldsa w pełni potwierdzają, że zaproponowane rozwiązanie układu płata wieloelementowego może być bardzo interesującą alternatywą dla schematu profilu ze slotem stałym. Jednocześnie przy rzeczywistych wartościach liczb Reynoldsa, typowych dla samolotów turystycznych i rolniczych, możliwe jest zaprojektowanie efektywnego układu z grubym, nieruchomym (nieobrotowym) slotem deflektorem. Ostatnia uwaga jest również istotna z punktu widzenia konstrukcji i wytrzymałości płata.

Bibliografia

1. Smith A.M.O., *High-Lift Aerodynamics*, Journal of Aircraft, **12**, 6, 1975
2. Drela M., *Newton Solution of Coupled Viscous/Inviscid Multielement Airfoil Flow*, AIAA Paper, 90-1470, 1990
3. Józwiak R., Kubryński K., Sierputowski P., *Analiza turbulencji w warstwie przyściennej na profilu za opływanym ruchomym slotem*, PTMTS, Mechanika w Lotnictwie, ML-XI 2004

THE INFLUENCE REYNOLDS NUMER AND GEOMETRICAL PARAMETERS UPON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN AIRFOIL WITH A SLAT-DEFLECTOR

A classical leading edge slat is a common method for the flow control over an airfoil at high angles of attack by means of increasing max. lift and critical angles of attack. The main drawback of the fixed slat consists in excessive drag at lower lift coefficients typical for a cruise. In the paper a new idea of slat, called the slat-deflector is presented. The proposed slat reveals the same efficiency at high angles of attack, but produces much lower drag under cruise conditions (sometimes even below the magnitude for an isolated airfoil). \

ZMIANY RUCHU AUTOMATYCZNIE STEROWANEGO OBIEKTU WYWOŁANE WYBRANYMI ZAKŁÓCENIAMI

JERZY GRAFFSTEIN

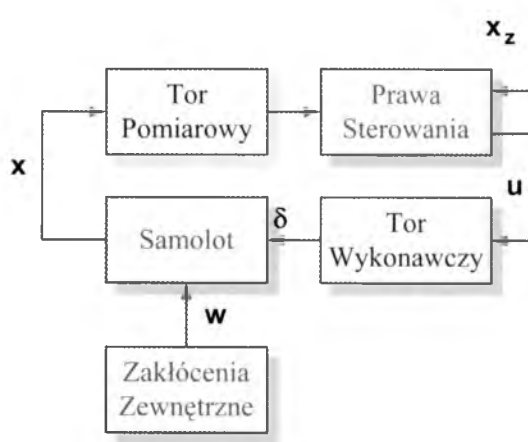
Institut Lotnictwa

e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

Sposób przyjętego sterowania oraz metoda pomiarów w procesie automatycznej realizacji prostych manewrów określa rodzaje i zakresy występujących oddziaływań. W proponowanym rozwiązaniu rozważano wpływ wybranych urządzeń pomiarowych, układów wykonawczych oraz zaburzenia atmosfery. Przedstawiono matematyczny model badanego obiektu, elementów toru pomiarowego i wykonawczego oraz współczynniki wzmocnień w przyjętych prawach sterowania. Zamieszczono przykłady wyników symulacji ilustrujących wpływ omawianych oddziaływań na przebieg ruchu samolotu w trakcie wybranego manewru.

1. Wprowadzenie

Na przebieg ruchu obiektu w określonym środowisku wpływają czynniki charakterystyczne dla otoczenia. W ruchu automatycznie sterowanego samolotu istotne znaczenie posiadają, zatem nie tylko dynamika obiektu i prawa sterowania, ale różnego rodzaju zakłócenia. Wstępnie można je sklasyfikować jako zewnętrzne np. pochodzące od podmuchów wiatru i turbulencji (prędkość w) oraz wewnętrzne wywołane istnieniem różnego rodzaju urządzeń np. wykonawczych, pomiarowych i przeliczających. Wyznaczone w torze pomiarowym (schemat blokowy na rys. 1) parametry stanu i porównane z wartościami zadanymi x_z umożliwiają wyliczenie poprzez prawa sterowania sygnałów sterujących u stanowiących (po wcześniejszym przetworzeniu) wymuszenia układów wykonawczych. Zadaniem tych ostatnich jest przemieszczenie powierzchni sterowych do żądanego położenia kąowego δ



Rys. 1. Czynniki oddziaływujące na automatycznie sterowany

2. Matematyczny model dynamiki toru pomiaru prędkości kątowej

Poniżej przedstawiono modele urządzeń toru pomiaru prędkości kątowej [5], [6], [8] i [10] w układzie współrzędnych związanych z samolotem. Model dynamiki pomiaru prędkości kątowej P , Q , R :

$$\begin{aligned} \dot{P}_{pG} &= -192.9P_{pG} - 18769P_G + 18769P \\ \dot{P}_G &= P_{pG} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{Q}_{pG} &= -220.1Q_{pG} - 24649Q_G + 24649Q \\ \dot{Q}_G &= Q_{pG} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \dot{R}_{pG} &= -192.9R_{pG} - 18769R_G + 18769R \\ \dot{R}_G &= R_{pG} \end{aligned} \quad (3)$$

Modele filtru pierwszego stopnia pomiaru prędkości kątowej P , Q , R :

$$\dot{P}_{F1} = -200P_{F1} + 200P_G \quad (4)$$

$$\dot{Q}_{F1} = -200Q_{F1} + 200Q_G \quad (5)$$

$$\dot{R}_{F1} = -200R_{F1} + 200R_G \quad (6)$$

Modele filtru drugiego stopnia pomiaru prędkości kątowej P , Q , R :

$$\dot{P}_{pF2} = -142.15P_{pF2} - 10106.5P_{F2} + P_{psF1} + 14.276P_{pF1} + 10106.5P_{F1}, \quad (7)$$

$$\dot{P}_{F2} = P_{pF2}, \quad \dot{P}_{F1} = P_{pF1}, \quad \dot{P}_{psF1} = P_{psF1}$$

$$\dot{Q}_{pF2} = -68Q_{pF2} - 4624Q_{F2} + Q_{psF1} + 13.6Q_{pF1} + 4624Q_{F1}, \quad (8)$$

$$\dot{Q}_{F2} = Q_{pF2}, \quad \dot{Q}_{F1} = Q_{pF1}, \quad \dot{Q}_{psF1} = Q_{psF1}$$

$$\dot{R}_{pF2} = -14R_{pF2} - 4900R_{F2} + R_{psF1} + 14R_{pF1} + 4900R_{F1}, \quad (9)$$

$$\dot{R}_{F2} = R_{pF2}, \quad \dot{R}_{F1} = R_{pF1}, \quad \dot{R}_{psF1} = R_{psF1}$$

Model dynamiki przelicznika prędkości kątowej P , Q , R :

$$\dot{P}_M = -161.3P_M - P_{pF2} + 161.3P_{F2} \quad (10)$$

$$\dot{Q}_M = -161.3Q_M - Q_{pF2} + 161.3Q_{F2} \quad (11)$$

$$\dot{R}_M = -161.3R_M - R_{pF2} + 161.3R_{F2} \quad (12)$$

3. Matematyczny model dynamiki toru układu wykonawczego

Zgodnie z [4], [6], [8], [10] elementy toru układu wykonawczego opisywane są liniowymi równaniami różniczkowymi. Model dynamiki filtru pierwszego stopnia w układzie sterowania ma postać:

$$\dot{u}_{HpF1} = -22.62u_{HpF1} - 358.7u_{HF1} + 0.2u_H + 13.04u_{Hp} + 354.3u_H, \quad (13)$$

$$\dot{u}_{HF1} = u_{HpF1}, \quad \dot{u}_H = u_{Hp}, \quad \dot{u}_{Hp} = u_{Hps}$$

$$\dot{u}_{VpF1} = -22.62u_{VpF1} - 358.7u_{VF1} + 0.312u_V + 16.17u_{Vp} + 356.2u_V, \quad (14)$$

$$\dot{u}_{VF1} = u_{VpF1}, \quad \dot{u}_V = u_{Vp}, \quad \dot{u}_{Vp} = u_{Vps}$$

$$\dot{u}_{LpF1} = -22.62u_{LpF1} - 358.7u_{LF1} + 0.2u_L + 13.04u_{Lp} + 354.3u_L, \quad (15)$$

$$\dot{u}_{LF1} = u_{LpF1}, \quad \dot{u}_L = u_{Lp}, \quad \dot{u}_{Lp} = u_{Lps}$$

Model dynamiki filtru drugiego stopnia w układzie sterowania:

$$\dot{u}_{HF2} = -27.3\delta_{HF2} - 0.2473u_{HpF1} + 27.3u_{HF1}, \quad (16)$$

$$\dot{u}_{HF1} = u_{HpF1}$$

$$\dot{u}_{VF2} = -27.3\delta_{VF2} - 0.2473u_{VpF1} + 27.3u_{VF1}, \quad (17)$$

$$\dot{u}_{VF1} = u_{VpF1}$$

$$\dot{u}_{LF2} = -27.3\delta_{LF2} - 0.2473u_{LpF1} + 27.3u_{LF1}, \quad (18)$$

$$\dot{u}_{LF1} = u_{LpF1}$$

Model dynamiki przetwornika cyfrowo-analogowego układzie sterowania:

$$\dot{u}_{HC} = -239.8u_{HC} - 0.5u_{HpF2} + 239.8u_{HF2} \quad (19)$$

$$\dot{u}_{VC} = -239.8u_{VC} - 0.5u_{VpF2} + 239.8u_{VF2} \quad (20)$$

$$\dot{u}_{LC} = -239.8u_{LC} - 0.5u_{LpF2} + 239.8u_{LF2} \quad (21)$$

Model dynamiki układu wykonawczego:

$$\dot{\gamma}_H = -144.8\gamma_H + 144.8u_{HC}, \quad (22)$$

$$\dot{x}_{SH} = -20.2x_{SH} + 20.2\gamma_H, \quad (23)$$

$$\dot{\delta}_{Hp} = -1080\delta_{Hp} - 5097.96\delta_H + 5097.96x_{SH}, \quad (24)$$

$$\dot{\delta}_H = \delta_{Hp}$$

$$\dot{\gamma}_V = -144.8\gamma_V + 144.8u_{VC}, \quad (25)$$

$$\dot{x}_{SV} = -20.2x_{SV} + 20.2\gamma_V, \quad (26)$$

$$\dot{\delta}_{Vp} = -1080\delta_{Vp} - 5097.96\delta_V + 5097.96x_{SV}, \quad (27)$$

$$\dot{\delta}_V = \delta_{Vp}$$

$$\dot{\gamma}_L = -144.8\gamma_L + 144.8u_{LC}, \quad (28)$$

$$\dot{x}_{SL} = -20.2x_{SL} + 20.2\gamma_L, \quad (29)$$

$$\dot{\delta}_{Lp} = -1080\delta_{Lp} - 5097.96\delta_L + 5097.96x_{SL}, \quad (30)$$

$$\dot{\delta}_L = \delta_{Lp}$$

Istotnym uzupełnieniem opisu ruchu układów wykonawczych są ograniczenia nałożone na położenia kątowe powierzchni sterowych,

które dla rozważanego samolotu zawierały się w następujących przedziałach:

$$-25^{\circ} \leq \delta_H \leq 25^{\circ}, \quad -30^{\circ} \leq \delta_V \leq 30^{\circ}, \quad -21.5^{\circ} \leq \delta_L \leq 21.5^{\circ}, \quad (31)$$

a także ograniczenia prędkości kątowych, których wartości bezwzględne nie przekraczały poniższych wartości:

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_H \leq 60 \frac{0}{\text{sek}}, \quad \dot{\delta}_V \leq 120 \frac{0}{\text{sek}}, \quad \dot{\delta}_L \leq 80 \frac{0}{\text{sek}}. \quad (32) \\ -150 \frac{0}{\text{sek}} \leq P_G \leq 150 \frac{0}{\text{sek}}, \quad -80 \frac{0}{\text{sek}} \leq Q_G \leq 80 \frac{0}{\text{sek}}, \\ -150 \frac{0}{\text{sek}} \leq R_G \leq 150 \frac{0}{\text{sek}} \quad (33) \end{aligned}$$

Charakterystyczne są różne zakresy kątów obrotu powierzchni sterowych, ich prędkości, a także nie identyczne zakresy pomiarowe prędkości kątowych.

4. Matematyczny model samolotu i prawa sterowania

Model dynamiki samolotu w układzie osi związanych opisują nieliniowe równania [4], [5], [7] i [9] o następującej postaci:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q}_1 - \mathbf{K}_1 \mathbf{x} + \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q}_2 \delta, \quad (34)$$

gdzie: \mathbf{M} – macierz bezwładności, \mathbf{K} – macierz sztywności,

\mathbf{Q}_1 , \mathbf{Q}_2 – macierz zewnętrznych sił i momentów sił pochodzące od grawitacji aerodynamiki i układu napędowego przyjmujące formę (35):

$$\mathbf{Q}_1 = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix}, \quad \mathbf{x} = \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix}, \quad \dot{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{K}_1 = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{Q}_2 = \begin{bmatrix} 0 & X_{\delta_H} & 0 \\ Y_{\delta_L} & 0 & Y_{\delta_V} \\ 0 & Z_{\delta_H} & 0 \\ L_{\delta_L} & 0 & L_{\delta_V} \\ 0 & M_{\delta_H} & 0 \\ N_{\delta_V} & 0 & N_{\delta_V} \end{bmatrix}, \mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_x & S_y & J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -J_{xy} & J_y & 0 \\ -S_y & S_x & 0 & -J_{xz} & J_{zy} & J_z \end{bmatrix}$$

oraz równania związków kinematycznych (36):

$$\dot{x}_1 = U \cos \Theta \cos \Psi - V (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + W (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi),$$

$$\dot{y}_1 = U \cos \Theta \sin \Psi + V (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + W (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi)$$

$$\dot{z}_1 = -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta,$$

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta + R \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta,$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (36)$$

$$\dot{\Psi} = Q \sin \Phi \operatorname{sec} \Theta + R \cos \Phi \operatorname{sec} \Theta.$$

Wektor stanu zaproponowanego modelu matematycznego zawiera 69 zmienne:

$$\mathbf{x} = [\ddot{u}_H, \ddot{u}_V, \ddot{u}_L, \dot{u}_H, \dot{u}_V, \dot{u}_L, u_H, u_V, u_L, \dot{u}_{HF1}, \dot{u}_{VF1}, \dot{u}_{LF1}, u_{HF1}, u_{VF1}, u_{LF1}, \\ u_{HF2}, u_{VF2}, u_{LF2}, u_{HC}, u_{VC}, u_{LC}, \gamma_H, \gamma_V, \gamma_L, x_{SH}, x_{SV}, x_{SL}, \dot{\delta}_H, \dot{\delta}_V, \dot{\delta}_L, \\ \delta_H, \delta_V, \delta_L, U, V, W, P, Q, R, x_1, y_1, z_1, \Phi, \Theta, \Psi, \dot{P}_G, \dot{Q}_G, \dot{R}_G, P_G, Q_G, \\ R_G, \ddot{P}_{F1}, \ddot{Q}_{F1}, \ddot{R}_{F1}, \dot{P}_{F1}, \dot{Q}_{F1}, \dot{R}_{F1}, P_{F1}, Q_{F1}, R_{F1}, \dot{P}_{F2}, \dot{Q}_{F2}, \dot{R}_{F2}, \\ P_{F2}, Q_{F2}, R_{F2}, P_M, Q_M, R_M]^T$$

$[\gamma_H, \gamma_V, \gamma_L, x_{SH}, x_{SV}, x_{SL}, \dot{\delta}_H, \dot{\delta}_V, \dot{\delta}_L, \delta_H, \delta_V, \delta_L]^T$ – zmienne stanu modelu układów wykonawczych,

$[\ddot{u}_H, \ddot{u}_V, \ddot{u}_L, \dot{u}_H, \dot{u}_V, \dot{u}_L, u_H, u_V, u_L, \dot{u}_{HF1}, \dot{u}_{VF1}, \dot{u}_{LF1}, u_{HF1}, u_{VF1}, u_{LF1}, u_{HF2}, u_{VF2}, u_{LF2}]^T$ – zmienne

stanu filtrów sygnałów dla serwomechanizmów, $[u_{HC}, u_{VC}, u_{LC}]^T$

– zmienne stanu modelu przetwornika cyfrowo-analogowego,

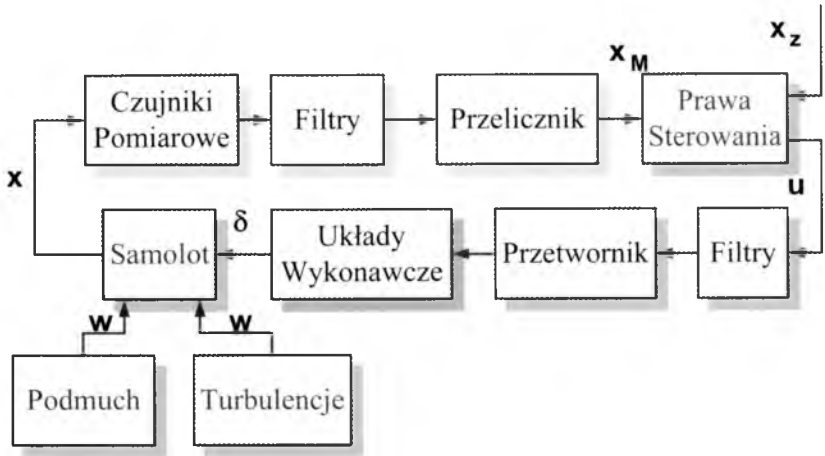
zmienne stanu modelu samolotu: $[U, V, W, P, Q, R, x_1, y_1, z_1, \Phi, \Theta, \Psi]^T$

gdzie: $V_0 = [U, V, W]^T$ – prędkość liniowa podłużna, poprzeczna, pionowa samolotu względem Ziemi, $\Omega_0 = [P, Q, R]^T$ – prędkość kątowna przechylenia, pochylenia, odchylenia samolotu, $[x_1, y_1, z_1]^T$ – położenie liniowe samolotu względem Ziemi, $[\Phi, \Theta, \Psi]^T$ – położenie kątowne samolotu: przechylenie, pochylenie, odchylenie $\delta = [\delta_L, \delta_H, \delta_L]^T$ – kątowne położenia powierzchni steru wysokości, steru kierunku, lotek, $[\dot{P}_G, \dot{Q}_G, \dot{R}_G, P_G, Q_G, R_G]^T$ – zmienne stanu modelu pomiaru prędkości kątownej samolotu, $[\ddot{P}_{F1}, \ddot{Q}_{F1}, \ddot{R}_{F1}, \dot{P}_{F1}, \dot{Q}_{F1}, \dot{R}_{F1}, P_{F1}, Q_{F1}, R_{F1}, \dot{P}_{F2}, \dot{Q}_{F2}, \dot{R}_{F2}, P_{F2}, Q_{F2}, R_{F2}]^T$ – zmienne stanu filtrów pomiaru, $[P_M, Q_M, R_M]^T$ – zmienne stanu pokładowego przelicznika.

Stosowanie podanego opisu matematycznego jest poprawne pod warunkiem przyjęcia założeń upraszczających między innymi: samolot traktowany jest jako bryła sztywne, powierzchnie sterowe są nieważkie itp.

5. Przebieg symulacji

Symulacje numeryczne modelu samolotu oraz toru pomiarowego i wykonawczego przeprowadzono według przedstawionego na rys. 2 schematu blokowego, w którym uwzględniono wspomniane modele (1) do (30) i (34) do (36) oraz ograniczenia (31) do (33). Oddzielnie badano wpływ zakłócenia w postaci pojedynczego podmuchu i oddzielnie turbulencji. Na początku manewru (po 1s) obiekt był poddany zakłóceniu odpowiadającemu podmuchiowi wiatru o zmiennej prędkości w czasie i stałym kierunku, który w początkowej chwili względem osi podłużnej samolotu stanowił $\Psi_w = 45^\circ$. Przebieg prędkości podmuchu wiatru opisuje zależność $w = w_0(1 - \cos(\pi x_1 / d_m))$ gdzie: $w_0 = 6.72$ m/s wartość chwilowej prędkości wiatru, d_m wielkość geometryczna stanowiąca krotność rozpiętości skrzydeł samolotu ($d_m \leq 10b$). Turbulencja powietrza opisana modelem Karmana [1], [2] charakteryzująca się nieskorelowanymi przebiegami dla trzech składowych prędkości była wprowadzana po 1s od rozpoczęcia manewru i trwała 5s.



Rys. 2. Schemat blokowy struktury numerycznej symulacji

W postępowaniu z pozostałymi fragmentami modelu zarówno toru pomiarowego, jak i sterowania przyjęto zasadę badania wpływu wszystkich razem a następnie usuwano niektóre z nich obserwując zmiany przebiegu ruchu samolotu. Przyjęty do symulacji samolot miał masę $m=8890$ kg i rozpiętość skrzydeł $b=9.14$ m. W początkowej fazie samolot poruszał się lotem ustalonym z prędkością $V_0=90$ m/s na wysokości $H=200$ m a następnie wykonywał prosty manewr zakrętu z arbitralnie zadaną zmianą kąta odchylenia o wartość 90^0 . Symulacja cyfrowa polegała na rozwiązaniu równań różniczkowych (1) do (30) oraz (34) do (36) za pomocą standardowej procedury wykorzystującej metodę Runge-Kutty czwartego stopnia. Stabilne numerycznie rozwiązania uzyskano przy kroku całkowania nie większym niż 0.005s, mimo że symulacja cyfrowa samego samolotu nie uwzględniająca modeli serwomechanizmów dawała zadawalające wyniki dla wartości 0.01s. Automatyczne sterowanie realizowane było w trzech kanałach: pochylania, odchylenia i przechylenia wg praw [4], [5] i [7]:

$$u_H = K_{\Theta}^H (\Theta_M - \Theta_z) + K_Q^H (Q_M - Q_z) + K_W^H (W_M - W_z) + K_z^H (z_{1M} + (37) \\ - z_{1z}) + K_U^H (U_M - U_z),$$

$$u_V = K_{\Phi}^V (\Phi_M - \Phi_z) + K_P^V (P_M - P_z) + K_V^V (V_M - V_z) + K_{\Psi}^V (\Psi_M - \Psi_z) \\ + K_R^V (R_M - R_z) \quad (38)$$

$$u_L = K_{\Phi}^L(\Phi_M - \Phi_z) + K_P^L(P_M - P_z) + K_V^L(V_M - V_z) + K_{\Psi}^L(\Psi_M - \Psi_z) + K_R^L(R_M - R_z) \quad (39)$$

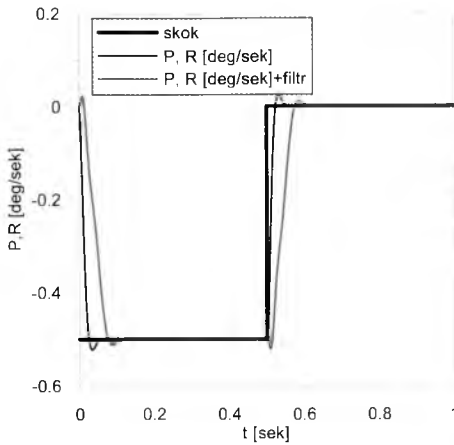
Współczynniki wzmocnień praw sterowania obliczono dla zlinearyzowanego modelu samego samolotu, ponieważ dodatkowe uwzględnienie modelu pomiaru prędkości kątowej i układów wykonawczych zgodnie z [4] i [5] tylko w niewielkim stopniu wpływa na wartość wspomnianych współczynników. Wykorzystując całkowo-kwadratowy wskaźnik jakości otrzymano współczynniki wzmocnień zamieszczone w tabeli 1:

Tabela 1

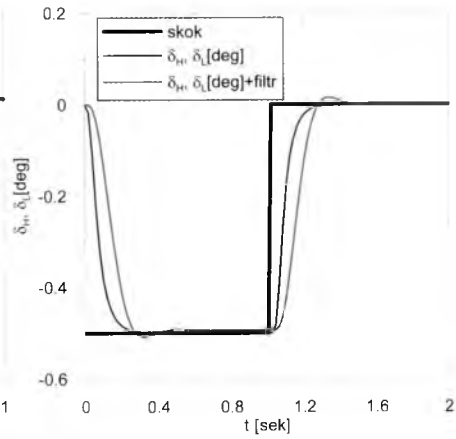
$K_U^H \left[\frac{^0 \text{sek}}{m} \right]$	$K_W^H \left[\frac{^0 \text{sek}}{m} \right]$	$K_Q^H \left[\frac{^0 \text{sek}}{\text{rad}} \right]$	$K_H^H \left[\frac{^0}{m} \right]$	$K_{\Theta}^H \left[\frac{^0}{\text{rad}} \right]$
-0.6262	0.0576	0.7974	0.0128	6.1373
$K_V^V \left[\frac{^0 \text{sek}}{m} \right]$	$K_P^V \left[\frac{^0 \text{sek}}{\text{rad}} \right]$	$K_R^V \left[\frac{^0 \text{sek}}{\text{rad}} \right]$	$K_{\Phi}^V \left[\frac{^0}{\text{rad}} \right]$	$K_{\Psi}^V \left[\frac{^0}{\text{rad}} \right]$
-0.0454	-0.0151	0.4239	0.2590	0.5642
$K_V^L \left[\frac{^0 \text{sek}}{m} \right]$	$K_P^L \left[\frac{^0 \text{sek}}{\text{rad}} \right]$	$K_R^L \left[\frac{^0 \text{sek}}{\text{rad}} \right]$	$K_{\Phi}^L \left[\frac{^0}{\text{rad}} \right]$	$K_{\Psi}^L \left[\frac{^0}{\text{rad}} \right]$
0.0384	0.0377	0.0921	1.5822	2.4355

6. Wyniki eksperymentów symulacyjnych

Przykładowa odpowiedź samego modelu pomiaru na sygnał skokowy dla prędkości kątowej przechylenia i odchylenia ilustruje wykres na rys. 3. Pokazano na nim także odpowiedź modelu pomiaru z filtracją dla wspomnianych torów. Maksymalne opóźnienie układu z filtrem wynosi ok. 0.15s.

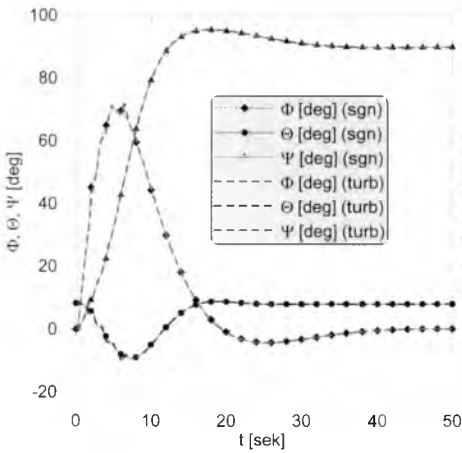


Rys. 3. Reakcja modelu pomiaru na wymuszenie skokowe

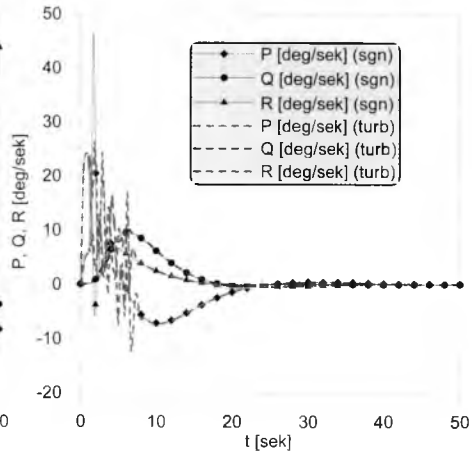


Rys. 4. Reakcja układu wykonawczego na wymuszenie skokowe

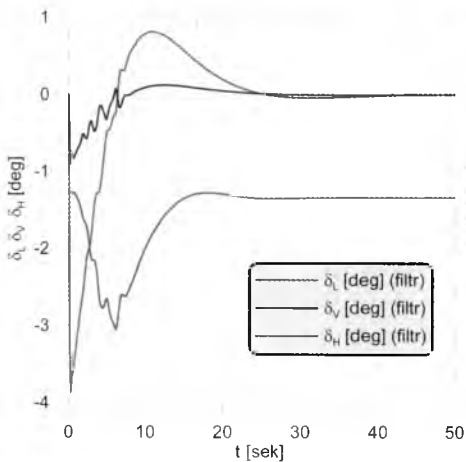
Odpowiedzi modeli na sygnał skokowy samych układów wykonawczych oraz dodatkowo z wprowadzoną filtracją dla steru wysokości i lotek przedstawia rys. 4. Maksymalny czas opóźnienia reakcji układu wykonawczego z filtracją wynosił ok. 0.4s. W dalszej części pracy zostaną zaprezentowane wybrane wyniki symulacji komputerowej ruchu automatycznie sterowanego samolotu uwzględnieniem modeli urządzeń toru pomiarowego i toru wykonawczego. Oscylacyjne zmiany prędkości kątowej samolotu obserwowane w początkowej fazie manewru zakrętu potwierdzają znaczny wpływ turbulencji i podmuchu wiatru. Największym zmianom pod wpływem zewnętrznych zaburzeń ulega prędkość kątowa przechylenia (rys. 6), której maksymalna wartość osiąga 47deg/s. Pomimo zakłóceń obiekt zgodnie z pokazanym przebiegiem położenia kątowego (rys. 5) bez większych trudności uzyskuje po ok. 40s. założone położenie kątowe osiągając żadaną zmianę kąta odchylenia o 90^0 . Po tym czasie samolot powraca do prostoliniowego, ustalonego lotu.



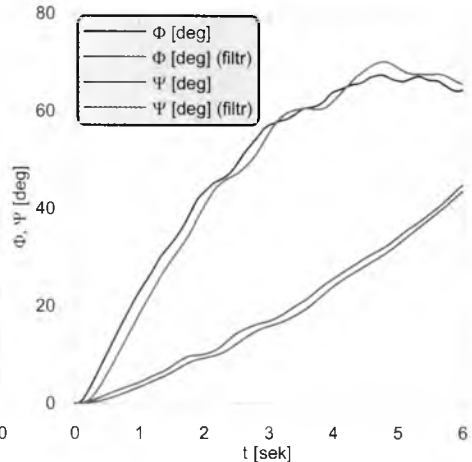
Rys. 5. Położenie kątowne samolotu podczas manewru



Rys. 6. Prędkości kątowne samolotu podczas manewru



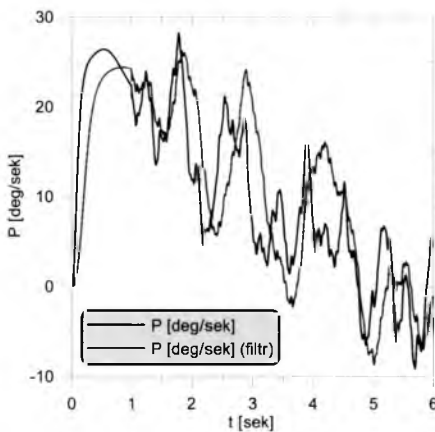
Rys. 7. Położenie powierzchni sterowych samolotu podczas manewru



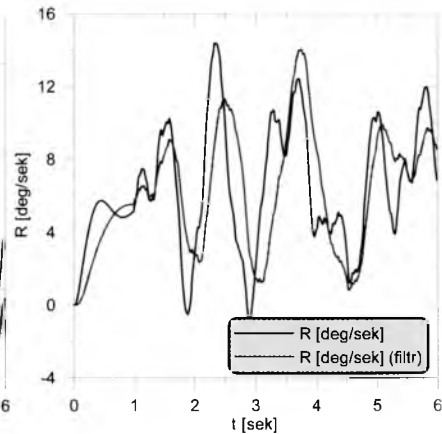
Rys. 8. Kąt przechylenia i pochylenia samolotu

Zmiany położenia kątownego powierzchni sterowych zgodnie z podanymi prawami sterowania stabilizują ruch samolotu w manewrze zakrętu. Lokalne zafalowania (rys. 7) wywołane zostały turbulencją atmosfery. Na wykresie (rys. 8) zawierającym wartości kąty przechylenia i odchylenia samolotu obserwujemy nieznaczne opóźnienie reakcji kątów położenia w przypadku zastosowania wspomnianych filtrów, które z oczywistych powodów nie wpłynęły na wygładzenie zmian tych kątów.

Wyraźna reakcja samolotu na turbulencje manifestuje się gwałtownymi zmianami prędkości kątowej przechylenia i odchylenia. Poza efektem opóźnienia reakcji na zakłócenie można zauważyć również wygładzające działanie filtracji (rys. 9 i rys. 10) polegające na zmniejszeniu maksymalnych wartości amplitudy oscylacji.



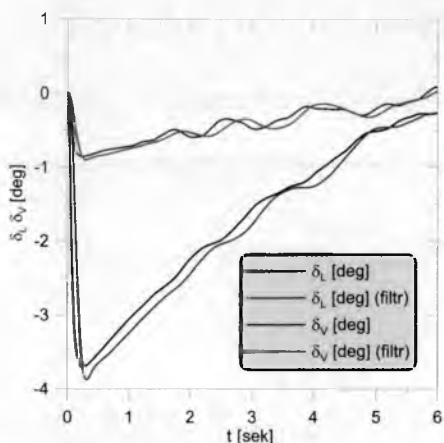
Rys. 9. Prędkość kątowa przechylenia samolotu



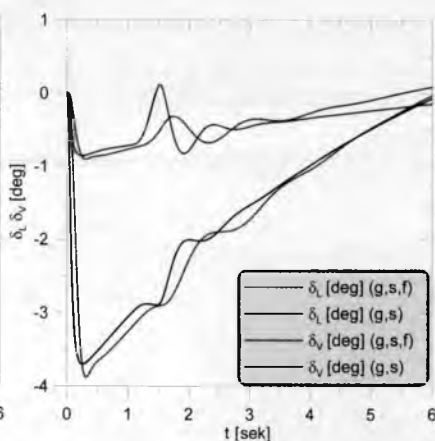
Rys. 10. Prędkość kątowa odchylenia samolotu

Pełniejszą analizę wpływu poszczególnych urządzeń uzyskamy wprowadzając różne zaburzenia atmosfery. Na pokazanym wykresie (rys. 11) zmiany położenia powierzchni steru kierunku i lotek w trakcie trwania turbulencji mają podobny przebieg zarówno z filtracją jak i bez niej. Na wykresie (rys. 12) w sposób niebudzący wątpliwości widoczny jest tłumiący efekt filtracji oscylacji położenia powierzchni sterowych w obecności pojedynczego podmuchu wiatru. Dla steru kierunku otrzymujemy dwukrotne tłumienie sygnału.

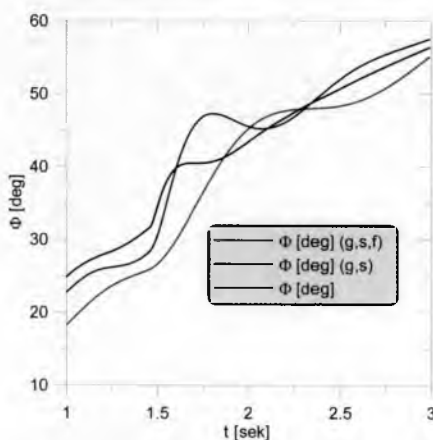
Dokładniejsza analiza skutków działania różnego rodzaju zakłóceń wymaga rozróżnienia wpływu toru pomiaru i wykonawczego a z drugiej strony wpływ samej filtracji w obecności pojedynczego podmuchu wiatru. Uwzględnienie modeli urządzeń pokładowych spowodowało opóźnienie w granicach ok. 0.3-0.5s (rys. 13 i rys. 14) dla kątów przechylenia i odchylenia w stosunku do reakcji samego samolotu. Wzrosła także wrażliwość na zaburzenie. Dla kąta przechylenia nawet dwukrotnie. Filtracja zgodnie z oczekiwaniami powoduje opóźnienie o kolejne ok. 0.5s i wytłumienie zaburzenia kąta przechylenia i odchylenia.



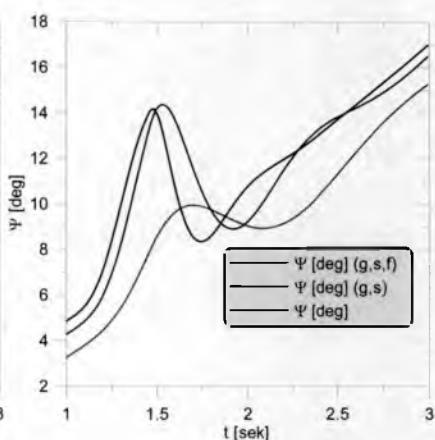
Rys. 11. Położenie powierzchni steru kierunku i lotek



Rys. 12. Położenie powierzchni steru kierunku i lotek



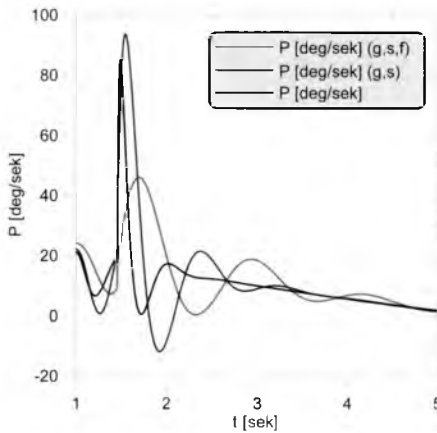
Rys. 13. Kąt przechylenia samolotu



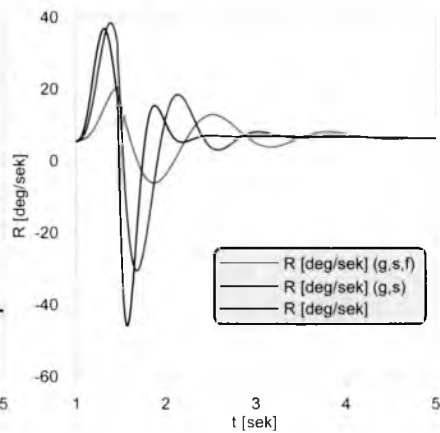
Rys. 14. Kąt odchylenia samolotu

Efekt działania filtracji zgodnie z przewidywaniami najsilniej wystąpił (rys. 15 i rys. 16) dla prędkości kątowych przechylenia i odchylenia. Ponad dwukrotne zmniejszenie maksymalnej wartości prędkości odchylenia od stanu odniesienia odbyło się kosztem znacznego wydłużenia czasu powrotu do tego stanu średnio o ok. 1.5s w stosunku do układów nie filtrowanych i ok. 2.5s w stosunku do samolotu pozbawionego jakichkolwiek urządzeń. Jednoznacznie niekorzystną rolę dla pokazanych przebiegów prędkości kątowych odgrywają elementy

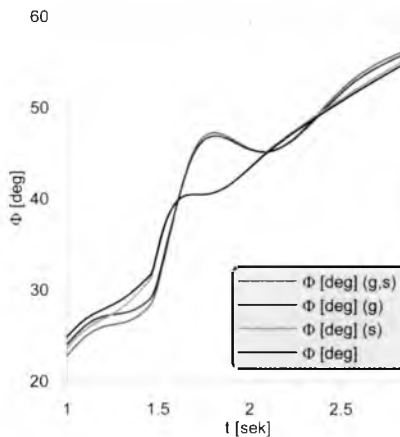
sprzętowe w torze wykonawczym. Manifestuje się to nie tylko wydłużeniem czasu regulacji, ale przede wszystkim dla prędkości kątowej przechylenia kilkudziesięciu procentowym wzrostem maksymalnej wartości.



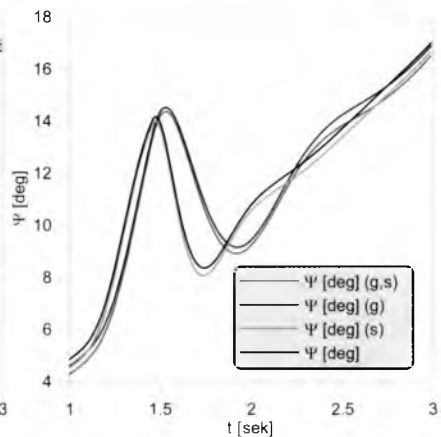
Rys. 15. Prędkość kątowa przechylenia samolotu



Rys. 16. Prędkość kątowa odchylenia samolotu



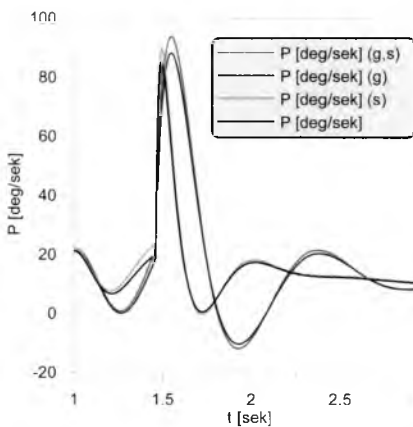
Rys. 17. Kąt przechylenia samolotu



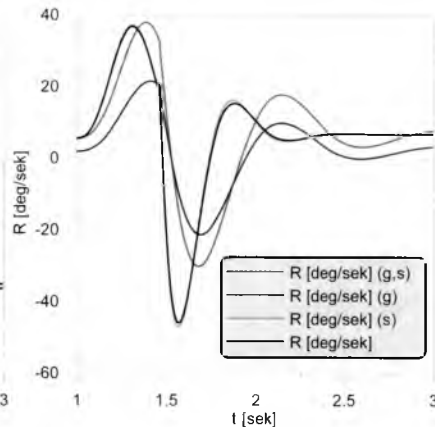
Rys. 18. Kąt odchylenia samolotu

Kolejne wykresy (rys. 17, 18, 19, 20) są ilustracją wyników następnego etapu prac opierającego się na bardziej szczegółowej analizie. Polegała ona na badaniu oddzielnie wpływ czujników pomiaru prędkości

kątowej ('g'), układu wykonawczego ('s') oraz jednoczesnego ich oddziaływania ('g,s') w obecności podmuchu wiatru. Wymienione elementy wprowadzają w różnym stopniu spowolnienie reakcji kątów przechylenia i odchylenia. W rozpatrywanym przypadku dominującą rolę zarówno pod względem opóźnienia jak i zmiany maksymalnej wartości kątów samolotu (rys. 17 i rys. 18) odgrywają czujniki pomiarowe prędkości kątowej.



Rys. 19. Prędkość kątowa przechylenia samolotu



Rys. 20. Prędkość kątowa odchylenia samolotu

Podobną tendencję wpływu czujników pomiarowych obserwujemy dla prędkości kątowych przechylenia i odchylenia (rys. 19 i rys. 20). Wyraźne opóźnienie ok. 0.5s spowodowane pomiarem obserwowane jest dla obu prędkości kątowych. Następuje także wydłużenie czasu osiągnięcia stanu odniesienia o ok. 1.5s. Wzrasta wartość maksymalna reakcji prędkości kątowej przechylania na zakłócenie. Zachowanie się prędkości kątowej przechylania samolotu odzwierciedla dodawanie kolejnych pokładowych urządzeń. Samolot pozbawiony jakichkolwiek urządzeń określał stan odniesienia. Układ wykonawczy wnosił nieznaczny wzrost amplitudy reakcji. Opóźnienie było efektem działania przede wszystkim urządzenia pomiarowego. Wyraźny wzrost wartości maksymalnej sygnału i opóźnienie pochodzą jednocześnie od układu wykonawczego i pomiarowego.

Na wykresie prędkości kątowej odchylenia (rys. 20) widać, że pomimo małego wpływu samego układu wykonawczego jego oddziały-

wanie wspólnie z urządzeniem pomiarowym jest znacznie silniejsze niż samego pomiaru.

7. Wnioski

W oparciu o analizę wyników uzyskanych z symulacji cyfrowej samolotu oraz toru pomiaru i toru wykonawczego można wyciągnąć następujące wnioski stanowiące istotne wskazówki przy projektowaniu automatycznego sterowania.

1. Zasymulowany samolot z uwzględnieniem oddziaływania układów wykonawczych i pomiaru wykonał poprawnie manewr zakrętu pomimo obecności zakłócenia typu podmuch wiatru lub turbulencje.
2. Największy efekt oddziaływania zakłóceń obserwuje się w zmianach prędkości kątovej przechylania i odchylania.
3. W znacznie mniejszym stopniu ujawnia się wpływ zaburzeń w przebiegu kątowego położenia samolotu.
4. Zmiany ruchu samolotu wywołane elementami toru pomiaru i sterowania ujawniały się tylko podczas trwania zewnętrznego zakłócenia i krótko po jego zaniku.
5. Filtracja sygnałów pomiarowych i dla układów wykonawczych powoduje z jednej strony opóźnienia reakcji i wydłuża czas regulacji a z drugiej zmniejsza maksymalną wartość zaburzenia.

Bibliografia

1. Bramski S., Graffstein J., *Wybrane modele środowiska nawigacyjnego samolotu*, Prace Instytut Lotnictwa, **1**, Warszawa, 1992
2. Bramski S., Graffstein J., *Cyfrowe modelowanie turbulencji atmosfery*, Materiały II Konferencji „Technika satelitarna i symulacyjna w lotnictwie”, Dęblin, 1993
3. Graffstein J., Maryniak J., *Analiza dynamiki ruchu powierzchni sterowych małego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 2000
4. J.Graffstein, *Wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu*, Materiały XI Ogólnopolskiej Konferencji Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 2004

5. Graffstein J., *Wpływ dynamiki pomiaru prędkości kątowej na ruch automatycznie sterowanego obiektu*, Monografia Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności, Gdynia 2005
6. McLean D., *Automatic flight control systems*, Prentice Hall Int., London 1990
7. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 1992
8. Stepaniak M., *Multiple model adaptive control of the Vista F-16*, NASA-AFIT/GE/ENG/95D-26, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio 1995
9. Stevens B., Lewis F., *Aircraft control and simulation*, John Wiley and Sons, Inc, New York. 1992
10. Smith J., Montgomery T., *Biomechanically induced and controller coupled oscillations experienced on the F-16XL aircraft during rolling maneuvers*, NASA - 4752, DrydenFlight Research Center Edwards, California 1996

SOME SELECTED DISTURBANCE-AFFECTED CHANGES IN MOTION OF AN OBJECT UNDER AUTOMATIC CONTROL

Motion of the object in specified surroundings is affected by characteristic factors of the environment. The methods used for control and measurement in automatic performance of simple manoeuvres define kinds and scales of the impacts appearing. Deviations and time lags for selected measuring devices and actuators, as well as the influence of atmospheric disturbances have been introduced into the proposed solution. Sources of disturbances for particular elements of the control process are discussed separately. Mathematical models of the considered object and control system are presented as well as the computation procedure for control law parameters. Some simulation results illustrate the influence of discussed impacts on the airplane motion during a selected manoeuvre.

DYNAMIKA SAMOLOTU BEZPILOTOWEGO HOB-BIT Z AUTONOMICZNYM UKŁADEM STEROWANIA

BOGUSŁAW CZECHOWICZ

JAROSŁAW HAJDUK

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

GRZEGORZ KOWALECZKO

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych/Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: gkowaleczko@wat.edu.pl

LESZEK LOROCH

MIROŚLAW NOWAKOWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

W pracy przedstawiono wyniki teoretycznej analizy dynamicznych właściwości samolotu bezpilotowego HOB-bit klasy Mini wyposażonego w system automatycznego sterowania lotem. Badania wykonano poprzez numeryczną symulację przestrzennego ruchu samolotu. Ocenie podlegała wielkość tłumienia ruchów własnych oraz ich okresy. Rezultaty porównano z danymi zarejestrowanymi w czasie lotu. Przeprowadzono również obliczenia pokazujące, jaki wpływ na dynamikę ruchu i trajektorię lotu mają zmiany współczynników wzmocnienia w prawach sterowania autopilota.

1. Wstęp

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych opracowany został bezpilotowy samolot klasy mini, który przeznaczony jest do realizacji zadań rozpoznawczych. W związku z tym będzie on wykonywał loty autonomiczne na znaczne odległości bez udziału operatora. Loty takie, realizowane w różnych warunkach pogodowych stwarzają liczne problemy dotyczące precyzji wykonywania manewrów. Dotyczy to w szczególności lotu po zadanej trasie według określonych przed lotem

punktów bazowych. Dlatego ważne jest wyposażenie samolotu w automatyczny układ sterowania zapewniający realizację zaplanowanych zadań.

Jednym z elementów prac związanych z realizowanym tematem była ocena stateczności dynamicznej samolotu oraz układu samolot-układ sterowania. W tym celu opracowano program komputerowy do numerycznych symulacji lotu samolotu. Bazowano na obliczonych teoretycznie charakterystykach aerodynamicznych i dynamicznych samolotu. W oprogramowaniu uwzględniono prawa sterowania rzeczywiście zabudowanego na samolocie układu automatycznego sterowania. Przeprowadzono szereg obliczeń, które pozwoliły ocenić możliwość skutecznego wykonania manewrów.

Samolot HOB-bit wyposażony w dwa śmigła napędzane silnikami elektrycznymi zbudowany został w układzie klasycznym - rys.1. Sterowanie odbywa się poprzez wychylenie steru kierunku oraz steru wysokości – w celu uproszczenia konstrukcji zrezygnowano z lotek. Rozpiętość skrzydła wynosi 1.7 m, długość kadłuba - 1.14 m, cięciwa skrzydła - 0.25 m, masa startowa - od 3.5 do 5 kg. Zmierzone w lotach osiągi wynoszą: prędkość lotu do 90 km/h, czas lotu do 90 min, promień operowania do 20 km.



Rys. 1. Widok samolotu mini BSP HOB-bit

2. Model matematyczny ruchu samolotu

W obliczeniach przyjęto, że:

1. Samolot jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody o stałej masie i momentach bezwładności oraz niezmiennym położeniu środka masy.
2. Organy sterowania są sztywne i nieważkie. W układzie sterowania nie występuje tarcie.
3. Na samolot nie oddziałują zakłócenia zewnętrzne.
4. Samolot ma płaszczyznę symetrii, która jest jednocześnie płaszczyzną symetrii geometrycznej, masowej i aerodynamicznej.

Uwzględniając powyższe założenia ruch przestrzenny samolotu można opisać układem dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych pierwszego rzędu. Wchodzące w skład tego układu równania równowagi sił i momentów w postaci ogólnej mają postać:

$$m \frac{dV}{dt} = \sum_i F_i \quad (1)$$

$$\frac{dK}{dt} = \sum_i M_i \quad (2)$$

gdzie: m - masa samolotu;

V - wektor prędkości środka masy samolotu;

$\sum_i F_i$ - wektor sił zewnętrznych działających na samolot;

K - moment pędu względem wybranego punktu odniesienia;

$\sum_i M_i$ - moment sił zewnętrznych działających na samolot.

Pozostałe sześć równań to związki kinematyczne pozwalające wyznaczyć zmiany w czasie kątów określających przestrzenne położenie samolotu (pochylenie, przechylenie i odchylenie) – rys. 2 oraz trajektorię środka masy samolotu.

W analizie wykorzystano układy współrzędnych zgodne z Polską Normą:

Układ osi przepływu $Ox_a y_a z_a$.

Początek układu znajduje się w środku masy samolotu. Oś oporu Ox_a jest równoległa do kierunku przepływu powietrza i skierowana zgodnie z kierunkiem wektora prędkości samolotu. Oś siły nośnej Oz_a leży

w płaszczyźnie symetrii samolotu i skierowana jest w kierunku dolnej części kadłuba. Oś siły bocznej Oy_a jest prostopadła do płaszczyzny $Ox_a z_a$ i ma dodatni zwrot w kierunku prawego skrzydła.

Układ związany z samolotem $Oxyz$

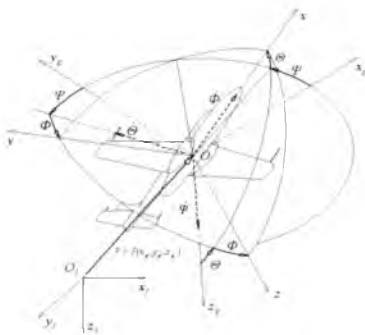
Początek układu osi przyjmuje się w środku masy samolotu. Oś podłużna Ox skierowana jest do przodu zgodnie z kierunkiem głównej osi bezwładności samolotu. Oś normalna Oz leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i skierowana jest ku dołowi samolotu. Oś poprzeczna Oy , jest prostopadła do płaszczyzny symetrii samolotu, skierowana jest w kierunku prawego skrzydła.

Układ osi związany z Ziemią (inercjalny) $O_1x_1y_1z_1$

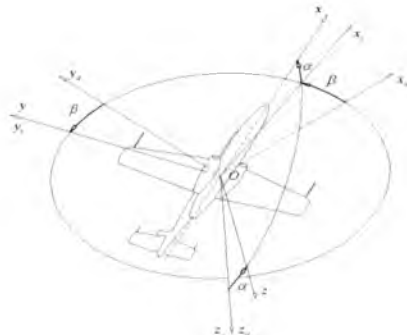
Początkiem układu współrzędnych może być dowolny punkt na powierzchni Ziemi (przyjmuje się zwykle punkt startu samolotu). Oś Oz_1 skierowana jest wzdłuż promienia w kierunku do środka Ziemi. Oś Ox_1 leży w płaszczyźnie poziomej normalnej do osi pionowej. Dodatni zwrot osi Ox_1 jest dowolny i zależy od rodzaju zadania. Oś boczna Oy_1 leży również w płaszczyźnie poziomej i jest prostopadła do płaszczyzny Ox_1z_1 , tworząc układ prawoskrętny.

Układ grawitacyjny $Ox_gy_gz_g$

Osie układu grawitacyjnego są równoległe do osi układu związanego z Ziemią. Początek układu umieszczony jest w środku masy samolotu.



Rys. 2. Wzajemne położenie $Oxyz$ i $Ox_gy_gz_g$



Rys. 3. Wzajemne położenie układów $Oxyz$ i $Ox_a y_a z_a$

Wzajemne położenie układów osi współrzędnych opisane są następującymi kątami:

- kąt natarcia α - kąt między osią Ox , a płaszczyzną $Ox_a y_a$ równy kątowi między osią Oz , a osią Oz_a ;
- kąt ślizgu β - kąt między płaszczyzną Oxz , a osią Ox_a równy kątowi między osią Oy , a osią Oy_a ;
- kąt przechylenia samolotu Φ - kąt zawarty między osią Oz i krawędzią płaszczyzn Oxz_g i Oyz ;
- kąt pochylenia samolotu Θ - kąt zawarty między osią Ox i lokalną płaszczyzną poziomą $Ox_g y_g$;
- kąt odchylenia samolotu Ψ - kąt zawarty między rzutem osi Ox na płaszczyznę poziomą $Ox_g y_g$ i osią Ox_g ;

Jeżeli równania równowagi sił (1) zapisać w układzie związanym z przepływem $Ox_a y_a z_a$, zaś równania równowagi momentów sił (2) w układzie związanym z samolotem $Oxyz$, to ostatecznie otrzymuje się układ równań (3), który stanowił podstawę do symulacji:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m} (X_s \cos \beta + Y_s \sin \beta) \\ \dot{\alpha} &= \frac{1}{\cos \beta - \frac{Z_s^a}{mV}} \left[\frac{Z_{s1}}{mV} + q \cos \beta - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \sin \beta \right] \\ \dot{\beta} &= \frac{1}{mV} (Y_s \cos \beta - X_s \sin \beta) + p \sin \alpha - r \cos \alpha \\ p &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz} pq] I_z + \\ &\quad + [N + J\omega q + (I_x - I_y) pq - I_{xz} qr] I_{xz} \} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} [M - J\omega r + (I_z - I_x)rp + I_{xz} (r^2 - p^2)] \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz} pq] I_{xz} + \\ &\quad + [N + J\omega q + (I_x - I_y) pq - I_{xz} qr] I_x \} \\ \dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Phi} &= p + (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \operatorname{tg} \Theta \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned}\dot{\Psi} &= (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \frac{1}{\cos \Theta} \\ \dot{x}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \cos \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi)] \\ \dot{y}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \sin \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi)] \\ \dot{z}_g &= V[-\cos \alpha \cos \beta \sin \Theta + \sin \beta \sin \Phi \cos \Theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \Phi \cos \Theta]\end{aligned}$$

Układ równań (3) pozwala obliczyć zmiany w dziedzinie czasu wektora parametrów lotu ($V, \alpha, \beta, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g$) gdzie:

V – prędkość lotu,

α – kąt natarcia,

β – kąt ślizgu,

p, q, r – prędkości kątowe: przechylenia, pochylenia i odchylenia,

Φ, Θ, Ψ – kąty przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu,

x_g, y_g, z_g – współrzędne środka masy samolotu w układzie $O_1x_1y_1z_1$

Występujące po prawych stronach układu równań (3) siły są sumą sił aerodynamicznych, masowych i sił generowanych przez układ napędowy. Są one odpowiednio równe:

$$\begin{aligned}X_S &= (T \cos \psi_T - mg \sin \Theta) \cos \alpha - (T \sin \psi_T - mg \cos \Theta \cos \Phi) \sin \alpha - C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S \\ Y_S &= mg \cos \Theta \sin \Phi + C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S \\ Z_S &= -(T \cos \psi_T - mg \sin \Theta) \sin \alpha - (T \sin \psi_T - mg \cos \Theta \cos \Phi) \cos \alpha - C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S\end{aligned}\quad (4)$$

gdzie:

T – ciąg od układu napędowego,

ψ_T – kąt zamocowania silników,

C_{xa}, C_{ya}, C_{za} – współczynniki sił aerodynamicznych,

S – powierzchnia skrzydła.

Momenty sił określone są wzorami:

$$L = C_l \frac{\rho V^2}{2} S l, \quad M = C_m \frac{\rho V^2}{2} S b_A, \quad N = C_n \frac{\rho V^2}{2} S l \quad (5)$$

gdzie:

l – rozpiętość skrzydła, b_A – średnia cięciwa aerodynamiczna.

W drugim z równań układu (3) uwzględniono, że siła nośna zależy między innymi od prędkości zmiany kąta natarcia, tzn.:

$$C_{za} = C_{za1} + C_{za}^{\alpha} \dot{\alpha} \quad (6)$$

gdzie:

C_{za1} – część współczynnika C_{za} niezależna od $\dot{\alpha}$;

$C_{za}^{\alpha} \dot{\alpha} = \frac{\partial C_{za}}{\partial \dot{\alpha}} \dot{\alpha}$ – część współczynnika C_{za} zależna od $\dot{\alpha}$.

W ten sposób siła Z_{S1} jest równa:

$$Z_{S1} = -(T \cos \psi_T - mg \sin \Theta) \sin \alpha - (T \sin \psi_T - mg \cos \Theta \cos \Phi) \cos \alpha - C_{za1} \frac{\rho V^2}{2} S$$

zaś:
$$Z_S^{\alpha} \dot{\alpha} = C_{za}^{\alpha} \frac{\rho V^2}{2} S \dot{\alpha}$$

Współczynniki sił i momentów aerodynamicznych, a w szczególności pochodne dynamiczne, obliczono stosując metody zaczerpnięte z [1] ÷ [6]. Końcową postać wyrażen znaleźć można w [7].

3. Prawa sterowania autopilota

Samolot HOB-bit wyposażony został w układ automatycznego sterowania. Jego zadaniem było sterowanie samolotem w sposób umożliwiający realizację lotu po zadanej trasie. Trasa określana była poprzez wprowadzenie do pamięci układu współrzędnych „punktów zwrotnych”. W oparciu o znajomość bieżących współrzędnych samolotu oraz współrzędnych „punktów zwrotnych” autopilot wyliczał azymut lotu zapewniający osiągnięcie kolejnego „punktu zwrotnego”. Przykład zaplanowanej trasy lotu samolotu podczas jednej z prób pokazano na rysunku 4, zaś zdjęcie z realizacji tego lotu na rysunku 5.



Rys. 4. Zaplanowana trasa lotu samolotu HOB-bit



Rys. 5. Zdjęcie wykonane w czasie lotu

Ze względu na wyposażenie samolotu jedynie w ster wysokości i ster kierunku sterowanie odbywało się tylko w tych dwóch kanałach według następujących praw:

- w kanale odchylenia:

$$\delta_V(t) = k_\Psi [\Psi_{zad} - \Psi_I(t)] + k_{d\Psi/dt} \left[\left(\frac{d\Psi}{dt} \right)_{zad} - \left(\frac{d\Psi}{dt} \right)_I \right] \quad (7)$$

- w kanale pochylania:

$$\delta_H(t) = k_H \delta_V(t) \quad (8)$$

Wzór (7) pokazuje, że autopilot dobierał wychylenie steru proporcjonalnie do różnicy pomiędzy:

- azymutem zadany Ψ_{zad} i azymutem w danej chwili lotu $\Psi_I(t)$;
- zadaną prędkością zmiany azymutu $\left(\frac{d\Psi}{dt} \right)_{zad}$ i prędkością w danej chwili lotu $\left(\frac{d\Psi}{dt} \right)_I$.

Natomiast ster wysokości /wyrażenie (8)/ wychylał się proporcjonalnie do wychylenia steru kierunku. Jego zadaniem było zapobieganie utracie wysokości lotu w czasie wykonywania zakrętów.

4. Wyniki symulacji

4.1. Analiza ruchów własnych samolotu

W obliczeniach założono, że początkowym stanem lotu jest ustalony lot poziomy. Przyjęto, że na samolot działa krótkotrwałe zaburzenie polegające na impulsowym wychyleniu steru kierunku lub wysokości. Otrzymano przebiegi w funkcji czasu parametrów lotu, które pokazano na rysunkach 6÷16. Mają one każdorazowo charakter tłumionych oscylacji. Na ich podstawie oszacowano okresy drgań oraz tłumienie. Okresy odczytano bezpośrednio z poszczególnych przebiegów. Aby obliczyć tłumienie założono, że przebiegi mają postać funkcyjną:

$$f(t) = A e^{-nt} e^{j\omega t}$$

i biorąc wartości parametrów dla czasu $t=T$ oraz $t=kT$ otrzymano zależność na współczynnik tłumienia:

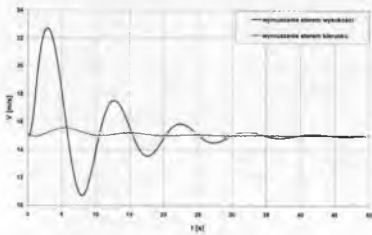
$$n = -\frac{1}{kT} \ln \left(\frac{f(kT)}{f(t)} \right)$$

Wyniki zebrano w tabeli 1.

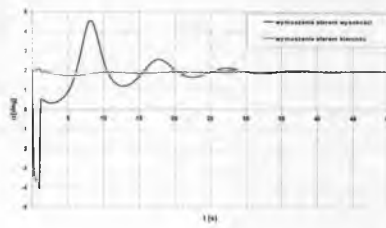
Tabela 1. Okresy oraz tłumienie ruchów własnych

Parametr	Okres wahań [s]	Tłumienie
Prędkość lotu V	9.47	0.1352
Kąt natarcia α	9.62	0.0898
Kąt pochylenia samolotu Θ	9.59	0.1319
Prędkość kątowna pochylenia q	9.86	0.1440
Wysokości lotu $H=-z_G$	9.705	0.1397
Kąt ślizgu β	1.64	0.6101
Prędkość kątowna przechylenia p	1.61	0.6101
Prędkość kątowna odchylenia r	1.625	0.6103

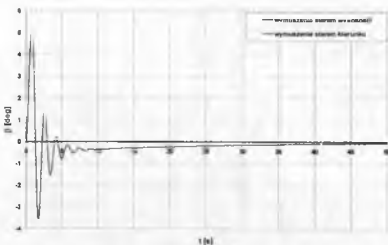
Należy podkreślić, że wykresy pokazane na rysunkach 6÷16 w przypadku ruchu podłużnego przedstawiają jedynie ruchy długookresowe (fugoidalne) samolotu. W praktyce nie obserwuje się krótkookresowych ruchów podłużnych, które charakteryzują się bardzo dużym tłumieniem.



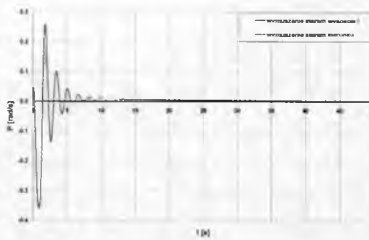
Rys. 6. Zmiana prędkości lotu po wychylenie steru



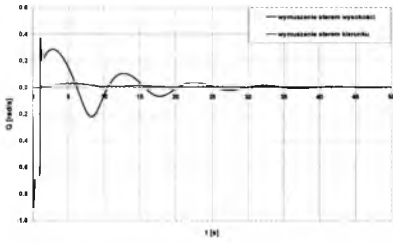
Rys. 7. Zmiana kąta natarcia po wychylenie steru



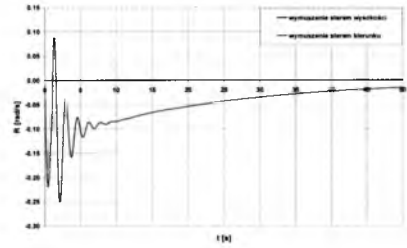
Rys. 8. Zmiana kąta ślizgu po wychylenie steru



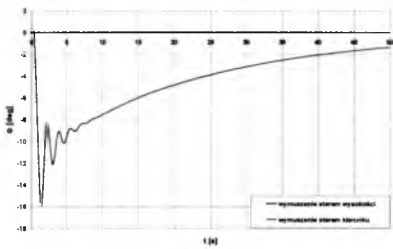
Rys. 9. Zmiana prędkości kątownej przechylenia po wychylenie steru



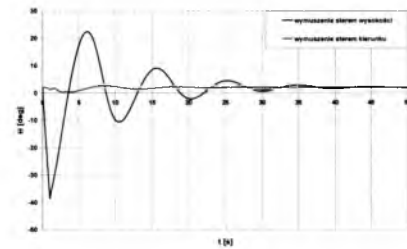
Rys. 10. Zmiana prędkości kątowej pochylania po wychylenie steru



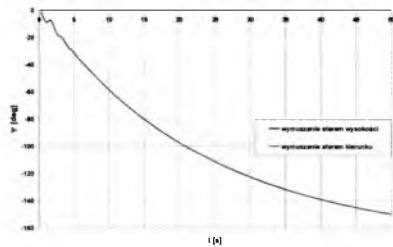
Rys. 11. Zmiana prędkości kątowej odchylenia po wychylenie steru



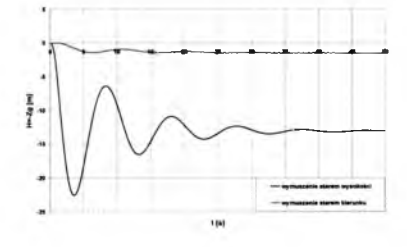
Rys. 12. Zmiana kąta przechylenia po wychylenie steru



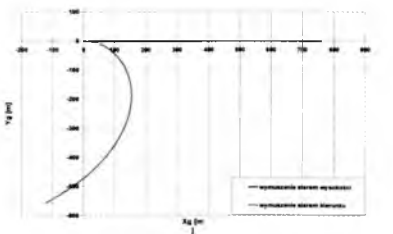
Rys. 13. Zmiana kąta pochylenia po wychylenie steru



Rys. 14. Zmiana kąta odchylenia po wychylenie steru



Rys. 15. Zmiana wysokości lotu po wychylenie steru



Rys. 16. Rzut trajektorii lotu na płaszczyznę $O_1x_1y_1$

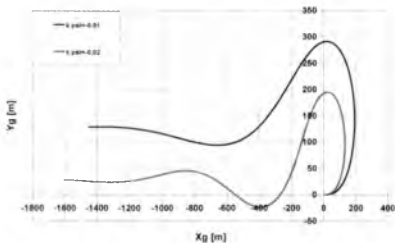
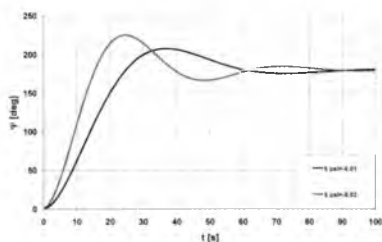
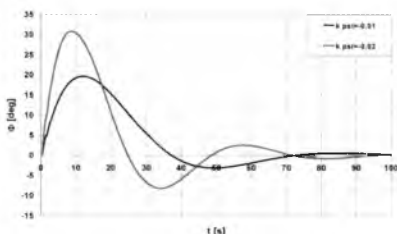
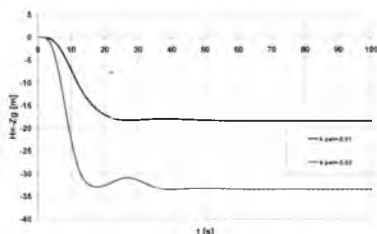
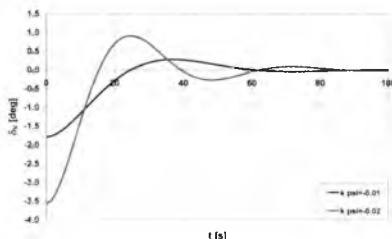
Dla ruchu bocznego, pojawiającego się po impulsowym wychyleniu steru kierunku, obserwuje się oscylacje, które zanikają po około pięciu okresach. Są to oscylacje dotyczące głównie kąta ślizgu rys. 8, które odpowiadają holendrowaniu samolotu. Po ich ustaniu samolot pozostaje w przechyleniu (rys.12), które jest dalej samoczynnie likwidowane. Oznacza to, że samolot pozostaje stateczny w ruchu spiralnym.

4.2. Lot samolotu sterowanego automatycznie

W obliczeniach dotyczących lotu samolotu sterowanego przez zabudowanego na pokładzie autopilota wykorzystano układ równań (3), w którym uwzględniono sygnały sterujące (7) i (8). Podstawowym problemem było wstępne określenie występujących w prawach sterowania współczynników wzmocnienia. Wyznaczenie ich właściwych wartości już na etapie symulacji daje możliwość rezygnacji z wielu lotów próbnych oraz zwiększa bezpieczeństwo samolotu w czasie takich lotów zmniejszając zagrożenie różnego rodzaju przesterowaniami. Na rys. 17÷27 pokazano wyniki takich symulacji przy założeniu, że samolot ma wykonać zakręt o 180° . Oznacza to, że w prawie sterowania (7) założono $\Psi_{zad}=180^{\circ}$. Jednocześnie przyjęto, że autopilot reaguje na bieżącą prędkość zmiany azymutu tzn. $\left(\frac{d\Psi}{dt}\right)_{zad} = 0$.

4.2.1. Wpływ współczynnika wzmocnienia k_{Ψ}

W toku obliczeń ustalono, że jeżeli niezerowy jest jedynie współczynnik wzmocnienia k_{Ψ} , zaś pozostałe są równe zero, to samolot wykonuje zakręt po trasach podobnych do pokazanych na rys. 17. Promień zakrętu jest tym większy im mniejsza jest bezwzględna wartość współczynnika k_{Ψ} . Pojawia się przesterowanie (rys. 21) i azymut osiąga większe wartości od założonej Ψ_{zad} – rys. 18. W czasie manewru samolot przechyla się (rys. 19) zależnie od wartości k_{Ψ} . Jednocześnie następuje utrata wysokości (rys. 20). Manewr wykonywany jest mało precyzyjnie. Aby zwiększyć dokładność osiągnięcia zadanego azymutu (bez przesterowań) należy zmniejszać bezwzględną wartość współczynnika k_{Ψ} , co z kolei powoduje wzrost promienia zakrętu.

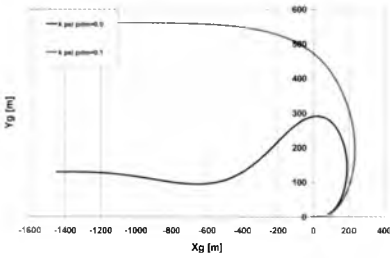
Rys. 17. Rzut trajektorii lotu na płaszczyznę $O_1x_1y_1$ Rys. 18. Zmiana kąta odchylenia toru lotu $\Psi(t)$ Rys. 19. Zmiana kąta przechylenia $\Phi(t)$ Rys. 20. Zmiana wysokości lotu $H(t)$ Rys. 21. Zmiana kąta wychylenie steru kierunku $\delta_v(t)$

4.2.2. Wpływ współczynnika wzmocnienia $k_{d\Psi/dt}$

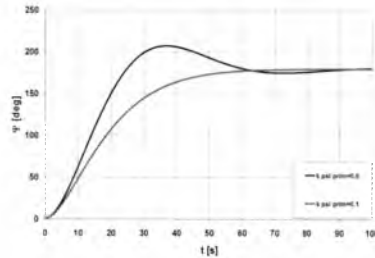
Dalsze obliczenia miały na celu określenie wpływu wartości współczynnika wzmocnienia $k_{d\Psi/dt}$ na wykonanie zakrętu. Okazało się, że jego bezwzględna wartość powinna być około 10-krotnie większa od bezwzględnej wartości współczynnika k_Ψ . Pozwala to na płynne wykonanie zakrętu bez przesterowania rys. 26 i asymptotyczne osiągnięcie założonego azymutu końcowego rys. 23. Rośnie jednak zasadniczo promień zakrętu rys. 22.

Rysunki 22÷26 przedstawiają wykonanie manewru dla współczynnika $k_\Psi = -0.01$. Porównano przypadki $k_{d\Psi/dt} = 0$ oraz $k_{d\Psi/dt} = 0.1$. Widać, że

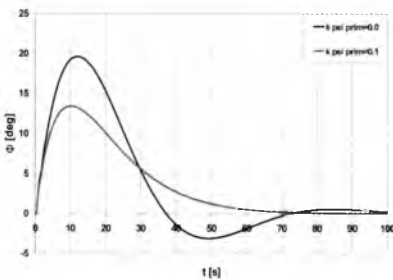
zwiększenie współczynnika $k_d \Psi / dt$ powoduje, iż zakręt jest wykonywany z mniejszym przechyleniem (rys. 24) i mniejszą utratą wysokości – rys. 25.



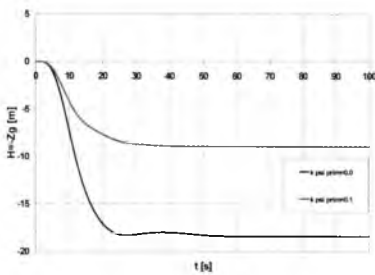
Rys. 22. Rzut trajektorii lotu na płaszczyznę $O_1x_1y_1$



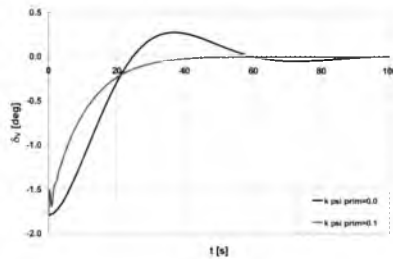
Rys. 23. Zmiana kąta odchylenia toru lotu $\Psi(t)$



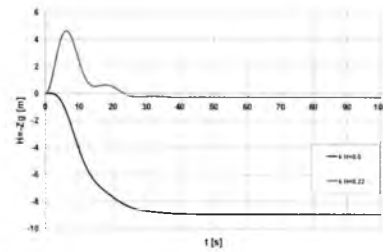
Rys. 24. Zmiana kąta przechylenia $\Phi(t)$



Rys. 25. Zmiana wysokości lotu $H(t)$



Rys. 26. Zmiana kąta wychylenie steru kierunku $\delta_v(t)$



Rys. 27. Zmiana wysokości lotu $H(t)$

4.2.3. Wpływ współczynnika wzmocnienia k_H

Ostatnim etapem symulacji było dobranie takiej wartości występującego we wzorze (8) współczynnika k_H , aby samolot nie tracił wysokości podczas wykonywania zakrętu. Analizowano różne warianty ustalając wartości k_H , zapewniające utrzymanie wysokości lotu w trakcie manewru. Na rys. 27 pokazano wynik symulacji otrzymany dla

przypadku: $k_{\Psi}=-0.01$, $k_{d\Psi/dt} =0.1$. Przyjmując wartość $k_H=0.22$ można zapewnić, że samolot utrzyma wysokość lotu.

4. Wnioski

Na podstawie przeprowadzonych badań symulacyjnych oraz wielu lotów badawczych stwierdzić można, że:

- bezpilotowy samolot HOB-bit jest stateczny dynamicznie zarówno w ruchu bocznym jak i podłużnym,
- może on realizować loty bez ingerencji operatora,
- zastosowany do sterowania autopilot mimo prostoty praw sterowania zapewnia realizację lotu po trasie określonej zbiorem „punktów zwrotnych”,
- opracowany program symulacyjny umożliwia wstępne oszacowanie współczynników wzmocnienia w prawach sterowania, co obniża koszty badań samolotu i obniża zagrożenie katastrofą samolotu,
- zastosowanie metod symulacji numerycznej pozwala na szybką analizę wpływu zmian konstrukcyjnych samolotu na jego właściwości lotne.

Bibliografia

1. Etkin B., *Dynamika poleta*, Maszinostrojene, Moskwa, 1964
2. Fiszdon W., *Mechanika lotu. Cz. I*, PWN, Warszawa, 1962
3. Fiszdon W., *Mechanika lotu. Cz. II*, PWN, Warszawa, 1962
4. Goraj Z., *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Warszawa, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2001
5. Kowaleczko G., *Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Warszawa, Wydawnictwo WAT, 2003
6. Ostosławskij N.W., *Aerodinamika samoleta*, Moskwa, Oborongizdat, 1957
7. Czechowicz B., Hajduk J., Kowaleczko G., Nowakowski M., *Numeryczna analiza dynamicznych własności bezpilotowego statku powietrznego HOB-bit* - materiały II Międzynarodowej Konferencji „Naukowe Aspekty Bezzałogowych Obiektów Latających”, Kielce, 2006

**DYNAMICS OF THE UNMANNED AIR VEHICLE *HOB-BIT*
EQUIPPED WITH AN AUTONOMOUS CONTROL SYSTEM**

The paper presents results of theoretical analysis of unmanned air vehicle dynamic features. The plane named HOB-bit is a „mini” class UAV equipped with autonomous automatic control system. All the investigations were performed by means of numerical simulation of a 3D flight of the plane. Both the damping and periods of all natural modes were evaluated. The results were compared to those obtained from in-flight tests. The calculations showing the influence the changes in control law coefficients exert on the dynamics and trajectory of flight were also done.

MATHEMATICAL MODEL FOR THE AUTONOMOUS GLIDING DELIVERY SYSTEM

LESZEK LOROCH

KRZYSZTOF SIBILSKI

ANDRZEJ ZYLUK

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

For parafoil and payload aircraft, control is affected by changing the length of several rigging lines connected to the outboard side and rear of the parafoil leading to complex changes in the shape and orientation of the lifting surface. Flight mechanics of parafoil and payload aircraft most often employ a 6 or 9 DOF representation with the canopy modeled as a rigid body during flight. The effect of control inputs usually is idealized by the deflection of parafoil brakes on the left and right side of the parafoil. This work focused on description of a 9 DOF parafoil and payload aircraft simulation model.

1. Introduction

Parafoil-load-systems are unique devices for recovery, rescue and delivery of air cargo. Known since the late 60s they obtain importance for today's applications because of several reasons:

- They are cheap, or better say low-cost, compared to fixed wings.
- They are lightweight and small (when packed), crucial for aerial delivery and space recovery.
- It is possible to face wind-offsets because of their ability to glide and steer. This is a major advantage against conventional (round) parachutes.
- Precise and very soft landings are possible, which makes parafoil-load-systems applicable for sensitive instruments or injured humans.

In science and industry there are two major efforts for the enhancement of these systems made: to scale the parafoils up for higher payloads, and to add autonomy to the systems, enabling automatic guidance, navigation and control (GNC) tasks. The Air Force Institute of Technology focused on the latter task and developed an experimental vehicle for the demonstration of an autonomous landing of a parafoil-load-system. The design of a GNC-concept presupposes fundamental knowledge of the system's qualities and performance. A flight mechanical model is required which predicts the reactions to control inputs and disturbances. Primary for the development of this model are flight tests in which excitations and significant states of the system are recorded, providing data for a supplementary analysis. In this procedure the modeling of the relative motion, i.e. the movement between canopy and load, is a task of special interest. On one hand quantitative information of that motion is needed to convert data coming from sensors mounted to the load to corresponding values for the canopy. On the other hand relative motion is an integral part of the flight mechanical model itself.

Compared to conventional fixed wing aircraft configurations, parafoil and payload air vehicles are compact and lightweight before launch, exhibit relatively long endurance, fly at low speed, and impact ground with low vertical velocity. For some air vehicle missions these characteristics are quite attractive, particularly for autonomous micro aircraft with long-term sensing or sensitive equipment delivery requirements. The most common means to steer a parafoil is through deflection of right and left brakes on the parafoil. Iacomini and Cerimele [7, 8] performed a detailed study on the turn performance of the X-38 parafoil and demonstrated extraction of lateral-directional aerodynamic coefficients from flight data. This data was inserted into an 8 degree-of-freedom parafoil and payload model for flight simulation validation. They noted that under certain conditions, adverse turn rates can be experienced, which they attributed to parafoil brake reflex. Jann [24] considered turn performance of the ALEX (Autonomous Landing Experiment) parafoil to support the development of a guided parafoil and payload system. Flight test data of parafoil turning angle was fit to a first order filter driven by brake deflection angle. Slegers and Costello [14, 15] also considered turning performance of parafoil and payload systems and like Iacomini and Cerimele [7, 8] found turning performance to be a complex function of canopy curvature, rigging angle, and brake deflection. They showed right and left parafoil brake deflection exhibit two basic modes of lateral

control, namely, skid and roll steering, which generate lateral response in opposite directions. This control reversal is a complex function of rigging angle, canopy curvature, aerodynamic properties of the parafoil, as well as parafoil brake deflection magnitude and is particularly bothersome for autonomous systems that must automate control activity. While left and right parafoil brake deflection is far and away the most common method of control, other control mechanisms for parafoil and payload systems are possible. For example, a method affect turn control for a parafoil and payload system is to create an asymmetry in the suspension line lengths on both sides of the parafoil leading to a tilted canopy. Also, rigging angle has a powerful effect on the descent rate of the system. Large negative rigging angles lead to larger descent rates but are more stable at higher forward speed while rigging angles close to zero lead to lower descent rates but are less stable at high forward speed. For longitudinal control, the rigging angle can be dynamically changed in flight. While direct canopy tilt and dynamic rigging angle control appear on the surface to offer a viable control mechanism they have to date been unexplored in literature. The work reported here explores the capability of canopy tilt for lateral control and dynamic rigging angle for longitudinal control of parafoil and payload systems.

New concepts for gathering real-time battlefield information rely on autonomous parafoil and payload aircraft. Relative to other air vehicles, parafoil and payload aircraft enjoy the advantage of low speed flight, long endurance, and low ground impact velocity. Control is affected by changing the length of several of the parafoil rigging lines connected to the outboard side and rear of the parafoil lifting surface. To efficiently tailor this type of aircraft to a particular design environment, dynamic modeling and simulation is applied to an idealized representation of this complex system. Flight mechanics of parafoil and payload aircraft are typically modeled using a 6 or 9 degree-of-freedom representation. In both cases, the parafoil canopy is considered a rigid body once it is inflated. There are two methods used to represent control. Perhaps the simplest method to model control forces and moments is through the use of control derivatives with the coefficients identified from flight data. The advantage of this method lies in the simplicity of the approach. The disadvantage is that little insight is provided into design parameters that effect the control response. Another method to model the control force and moment caused by the action of changes in rigging line length on each side of the parafoil is a plain flap or parafoil brake that can be

deflected downward only. While more complicated, the advantage of this method lies in the close connection to design parameters of the parafoil. Wolf [20] and later Doherr and Schilling [2] reported on the development of dynamic models for parachute and payload aircraft, Hailiang and Zizeng [6] used a 9-degree of freedom model to study the motion of a parafoil and payload system. Iosilevskii [9] established center of gravity and lift coefficient limits for a gliding parachute. Brown [1] analyzed the effects of scale and wing loading on a parafoil using a linearized model based on computer calculated aerodynamic coefficients. More recent efforts by Zhu, Moreau, Accorsi, Leonard, and Smith [23] as well as Gupta, Xu, Zhang, Accorsi, Leonard, Benney and Stein [4] have incorporated parafoil structural dynamics into the dynamic model of a parachute and payload system. A significant amount of literature has been amassed in the area of experimental parafoil dynamics beginning with Ware and Hassell [18] who investigated ram-air parachutes in a wind tunnel by varying wing area and wing chord. More recently extensive flight tests have been reported on NASA's X-38 parafoil providing steady-state data and aerodynamics for large-scale parafoils [7, 8].

This paper describes a 9 degree-of-freedom simulation model which is allowed to predict control performance of an autonomous parafoil and payload system.

2. Mathematical model of parafoil – load system

2.1. Basic assumption

Video analysis yielded data that represent certain system qualities. A model of this system has to perform preferably the same way. Thus high demands are made against the model: it must map the real geometry very closely. All elements involved in the relative motion should also be considered in kinematic modeling [13].

On the other hand for limitation of complexity some simplifications are required:

- Combination of functionally similar bodies.
- Elimination of unnecessary degrees of freedom.
- Simplification of joints.
- Modeling restricted to rigid bodies.

The latter point needs some explanation, because it seems oversimplified to treat textile elements without any stiff components as rigid. However, harness, belts and lines are of a very flexible nature. Forces can only be

transmitted in one single direction; transmission of moments is not possible. Depending upon material, elements elongate distinctly under stress, showing highly nonlinear characteristics. Nevertheless here lines and belts are to be modeled as rigid bodies. This assumption is justified by following reasons:

- Many possible motions are restricted or prevented by combining single lines or belts to functional units (“trusses”).
- Used materials offer practically no lengthening when stressed; their modulus of elasticity is of the size of steel.
- Lift of the parafoil and weight of the capsule produce an initial tension in harness and suspension lines which is increased by maneuvering loads; sagging is not to fear.
- Mechanical constraints additionally brace the connections between canopy and capsule.

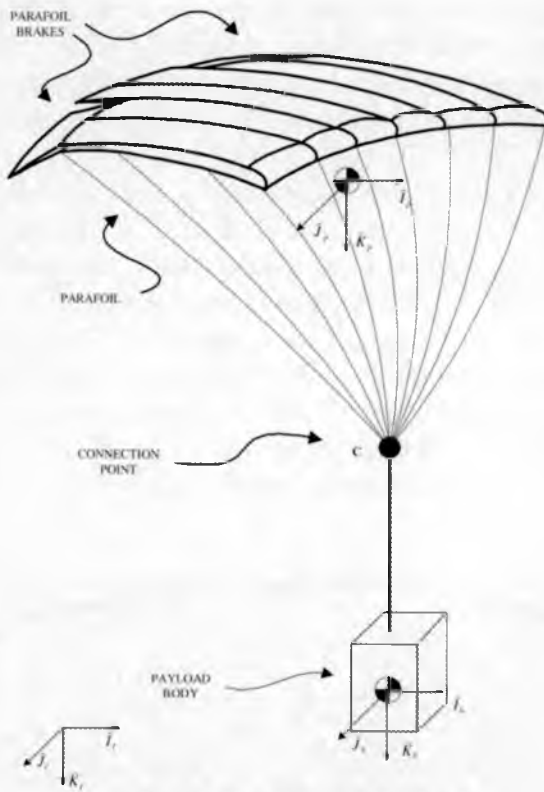


Fig. 1. Parafoil and Payload

In addition to the rigid bodies there are some other basic elements of a multi-body-model, generally referred as “couplings”. Where individual bodies interact kinematically, couplings have to be defined. For the modeling of the parafoil-load-system, following types have been used:

- Usually the participating bodies are connected by joints. These feature degrees of freedom like observed in the real system.
- Where it’s not possible to treat lines, belts or other fabrics as rigid, flexibility is modeled by the use of springs and dampers. Here this type has been used just for experimental purposes at the coupling of canopy and suspension-lines and at the slider. That kind of connection is massless.
- Some interactions between bodies can not be described appropriately by above-mentioned elements. There, a formulation of a constraint may help.

For example the shoulder strap of the harness is modeled by the condition “constant distance of two specific points”. Using all the assumptions and simplifications described in this chapter, the kinematic model has been established. In Figure 1 the main elements and functional units can be seen.

Figure 1 shows a schematic of the parafoil and payload system. With the exception of movable parafoil brakes, the parafoil canopy is considered to be a fixed shape once it has inflated. The combined system of the parafoil canopy and the payload is represented with a 9 degree-of-freedom (DOF) model, originally developed by Slegers and Costello [14]. The degrees-of-freedom include three inertial position components of the joint C as well as the three Euler orientation angles of the parafoil canopy and the payload. The canopy shape is modeled as a collection of panels oriented at fixed angle with respect to each other as shown in Figure 2.

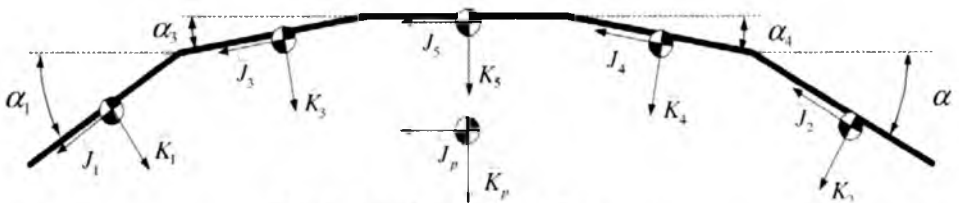


Fig. 2. Parafoil Canopy Geometry

Connected to the outboard end panels are brakes that locally deflect the canopy downward. The parafoil canopy is connected to joint C by a rigid

massless link from the mass center of the canopy. The payload is connected to joint C by a rigid massless link from the mass center of the payload. Both the parafoil and the payload are free to rotate about joint C but are constrained by the force and moment at the joint

The canopy shape is modeled as a collection of panels oriented at fixed angle with respect to each other as shown in Figure 3. Deflection of the control arms on the payload causes two on the parafoil canopy. Connected to the outboard end panels are brakes that locally deflect the canopy downward. Due to the fact that the parafoil canopy is a flexible membrane, deflection of the control arms on one side of the parafoil also creates tilt of the canopy. Both these effects combine together to form the overall turning response. The parafoil canopy is connected to joint C by a rigid massless link from the mass center of the canopy. The payload is connected to joint C by a rigid massless link from the mass center of the payload. Both the parafoil and the payload are free to rotate about joint C but are constrained by the force and moment at the joint. The combined system of the parafoil canopy and the payload are modeled with 9 degrees-of-freedom (DOF), including three inertial position components of the joint C as well as the three Euler orientation angles of the parafoil canopy and the payload. The kinematic equations for the parafoil canopy and the payload are provided in Equations 1 through 3.

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi}_b \\ \dot{\Theta}_b \\ \dot{\Psi}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi_b \tan \Theta_b & \cos \Theta_b \tan \Theta_b \\ 0 & \cos \Phi_b & -\sin \Phi_b \\ 0 & \sin \Phi_b / \cos \Theta_b & \cos \Phi_b / \cos \Theta_b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_b \\ Q_b \\ R_b \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi}_p \\ \dot{\Theta}_p \\ \dot{\Psi}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi_p \tan \Theta_p & \cos \Theta_p \tan \Theta_p \\ 0 & \cos \Phi_p & -\sin \Phi_p \\ 0 & \sin \Phi_p / \cos \Theta_p & \cos \Phi_p / \cos \Theta_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_p \\ Q_p \\ R_p \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_c & \dot{y}_c & \dot{z}_c \end{bmatrix} = \mathbf{T}_p \begin{bmatrix} u_c & v_c & w_c \end{bmatrix}^T \quad (3)$$

where matrix \mathbf{T}_p is given by Equation 6.

The equations of motion can be presented using the following matrix form [13, 14, 15]:

$$\begin{bmatrix} -m_b \mathbf{S}_C^b & 0 & m_b \mathbf{T}_b & -\mathbf{T}_b \\ 0 & -\mathbf{I}_F \mathbf{S}_C^a - m_p \mathbf{S}_C^p & \mathbf{I}_F \mathbf{T}_p + m_p \mathbf{T}_p & \mathbf{T}_p \\ \mathbf{I}_b & 0 & 0 & \mathbf{S}_C^b \mathbf{T}_b \\ 0 & \mathbf{I}_M + \mathbf{I}_p - \mathbf{S}_p^a \mathbf{I}_F \mathbf{S}_C^a & \mathbf{S}_p^a \mathbf{I}_F \mathbf{T}_p & -\mathbf{S}_C^p \mathbf{T}_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{w}} \\ \mathbf{F}_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_1 \\ \mathbf{B}_2 \\ \mathbf{B}_3 \\ \mathbf{B}_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

The matrix in Equation 4 is a block 4 x 4 matrix where each element is a 3 x 3 matrix. Rows 1-3 in Equation 4 are forces acting on the payload mass center expressed in the payload frame and rows 7-9 are the moments about the payload mass center also in the payload frame. Rows 4-6 in Equation 4 are forces acting on the parafoil mass center expressed in the parafoil frame and rows 10-12 are the moments about the parafoil mass center also in the parafoil frame. The \mathbf{S}_i^j matrices are cross product operator matrices, working on different vectors from i to j associated with the system configuration.

$$\mathbf{S}_i^j = \begin{bmatrix} 0 & -z_{ij} & y_{ij} \\ z_{ij} & 0 & -x_{ij} \\ -y_{ij} & x_{ij} & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

The matrix \mathbf{T}_b represents the transformation matrix from an inertial reference frame to the payload reference frame:

$$\mathbf{T}_b = \begin{bmatrix} c\Theta_b c\Psi_b & c\Theta_b s\Psi_b & -s\Theta_b \\ s\Phi_b s\Theta_b c\Psi_b - c\Phi_b s\Psi_b & s\Phi_b s\Theta_b s\Psi_b + c\Phi_b c\Psi_b & c\Theta_b s\Phi_b \\ c\Phi_b s\Theta_b c\Psi_b + s\Phi_b s\Psi_b & c\Phi_b s\Theta_b s\Psi_b - s\Phi_b c\Psi_b & c\Theta_b c\Phi_b \end{bmatrix} \quad (6)$$

while, \mathbf{T}_p represents the transformation matrix from an inertial reference frame to the parafoil reference frame.

$$\mathbf{T}_p = \begin{bmatrix} c\Theta_p c\Psi_p & c\Theta_p s\Psi_p & -s\Theta_p \\ s\Phi_p s\Theta_p c\Psi_p - c\Phi_p s\Psi_p & s\Phi_p s\Theta_p s\Psi_p + c\Phi_p c\Psi_p & c\Theta_p s\Phi_p \\ c\Phi_p s\Theta_p c\Psi_p + s\Phi_p s\Psi_p & c\Phi_p s\Theta_p s\Psi_p - s\Phi_p c\Psi_p & c\Theta_p c\Phi_p \end{bmatrix} \quad (7)$$

The common shorthand notation for trigonometric functions is employed where $\sin(\alpha) \equiv s\alpha$, $\cos(\alpha) \equiv c\alpha$ and $\tan(\alpha) \equiv t\alpha$. The matrices \mathbf{I}_b and \mathbf{I}_p represent the mass moment of inertia matrices of the payload

and the parafoil body with respect to their respective mass centers and the matrices \mathbf{I}_F and \mathbf{I}_M represent the apparent mass force coefficient matrix and apparent mass moment coefficient matrix respectively.

$$\mathbf{I}_F = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\mathbf{I}_M = \begin{bmatrix} I_X & 0 & -I_{XZ} \\ 0 & I_Y & 0 \\ -I_{XZ} & 0 & I_Z \end{bmatrix} \quad (9)$$

Equations 28 through 31 provide the right hand side vector of Eq. 22.

$$\mathbf{B}_1 = \mathbf{W}_b + \mathbf{F}_A^b - m_b \mathbf{S}_w^b \mathbf{S}_w^b [x_{Cb}, y_{Cb}, z_{Cb}]^T \quad (10)$$

$$\mathbf{B}_2 = \mathbf{W}_p + \mathbf{F}_A^p - \mathbf{I}_F \dot{\mathbf{T}}_p [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T - \mathbf{S}_w^p \mathbf{I}_F [u_A, v_A, w_A]^T + \\ - m_p \mathbf{S}_w^p \mathbf{S}_w^p [x_{Cp}, y_{Cp}, z_{Cp}]^T \quad (11)$$

$$\mathbf{B}_3 = \mathbf{M}_C - \mathbf{S}_w^b \mathbf{I}_b [P_b, Q_b, R_b]^T \quad (12)$$

$$\mathbf{B}_4 = \mathbf{M}_A - \mathbf{T}_p \mathbf{T}_b^T \mathbf{M}_C - \mathbf{S}_w^p (\mathbf{I}_p + \mathbf{I}_M) [P_p, Q_p, R_p]^T + \\ - \mathbf{S}_p^a \mathbf{I}_F \dot{\mathbf{T}}_p [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]^T - \mathbf{S}_p^a \mathbf{S}_w^p \mathbf{I}_F [u_A, v_A, w_A]^T \quad (13)$$

where

$$\mathbf{S}_w^b = \begin{bmatrix} 0 & -R_b & Q_b \\ R_b & 0 & -P_b \\ -Q_b & P_b & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{S}_w^p = \begin{bmatrix} 0 & -R_p & Q_p \\ R_p & 0 & -P_p \\ -Q_p & P_p & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

The weight force vectors on both the parafoil and payload in their respective body axes are given in Equations 16 and 17

$$\mathbf{W}_b = m_b g [-\sin \Theta_b \quad \sin \Phi_b \cos \Theta_b \quad \cos \Phi_b \cos \Theta_b]^T \quad (16)$$

$$\mathbf{W}_p = m_p g [-\sin \Theta_p \quad \sin \Phi_p \cos \Theta_p \quad \cos \Phi_p \cos \Theta_p]^T \quad (17)$$

Equation 36 gives aerodynamic force on the payload from drag, which acts at the center of pressure of the payload assumed to be located at the payload's center.

$$\mathbf{F}_A^b = -\frac{1}{2} \rho A_b V_b C_D^b [u_b, v_b, w_b]^T \quad (18)$$

The payload frame components of the payload's mass center velocity that appear in Equation 36 are computed using Equation 37.

$$[U_b \ V_b \ W_b]^T = \mathbf{T}_b [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T + \mathbf{S}_w^b [\rho_x^b \ \rho_y^b \ \rho_z^b]^T \quad (19)$$

The shape of the parafoil canopy is modeled by joining panels of the same cross section side by side at angles with respect to a horizontal plane. The i^{th} panel of the parafoil canopy experiences lift and drag forces that are modeled using Equations 18 and 19, where u_i, v_i, w_i are the velocity components of the center of pressure of the i -th canopy panel in the i -th canopy panel frame (Figure 3).

$$\mathbf{L}_i = \frac{1}{2} \rho A_i \sqrt{u_i^2 + w_i^2} C_{L_i} [w_i \ 0 \ -u_i]^T \quad (20)$$

$$\mathbf{D}_i = -\frac{1}{2} \rho A_i V_i C_{D_i}^p [u_i \ v_i \ w_i]^T \quad (21)$$

Equation 40 provides the total aerodynamic force on the parafoil canopy.

$$\mathbf{F}_A = \sum_{i=1}^n \mathbf{T}_i (\mathbf{L}_i + \mathbf{D}_i) \quad (22)$$

The applied moment about the parafoil's mass center contains contributions from the steady aerodynamic forces and the coupling joint's resistance to twisting. The moment due to a panel's steady aerodynamic forces is computed with a cross product between the distance vector from the mass center of the parafoil to the center of pressure of the panel and the force itself. Equation 23 gives the total moment from the steady aerodynamic forces.

$$\mathbf{M}_A = \sum_{i=1}^n \mathbf{S}_p^{CR} \mathbf{T}_i (\mathbf{L}_i + \mathbf{D}_i) \quad (23)$$

$$\mathbf{T}_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_i & -\sin \alpha_i \\ 0 & \sin \alpha_i & \cos \alpha_i \end{bmatrix} \quad (24)$$

The resistance to twisting of the coupling joint is modeled as a rotational spring and damper given by Equation 25.

$$\mathbf{M}_C = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_C(\tilde{\Psi}_p - \tilde{\Psi}_b) - C_C(\dot{\tilde{\Psi}}_p - \dot{\tilde{\Psi}}_b) \end{bmatrix} \quad (25)$$

The angles $\tilde{\Psi}_p$ and $\tilde{\Psi}_b$ are the modified Euler yaw angles of the parafoil and payload that come from a modified sequence of rotations where the Euler yaw angle is the final rotation. The Euler yaw angles $\tilde{\Psi}_p$ and $\tilde{\Psi}_b$ for the modified sequence of rotations can be related to the original Euler angles by Equations 26 and 27.

$$\tilde{\Psi}_p = \arctan\left(\frac{\sin \Phi_p \sin \Theta_p \cos \Psi_p - \cos \Phi_p \sin \Psi_p}{\cos \Theta_p \cos \Psi_p}\right) \quad (26)$$

$$\tilde{\Psi}_b = \arctan\left(\frac{\sin \Phi_b \sin \Theta_b \cos \Psi_b - \cos \Phi_b \sin \Psi_b}{\cos \Theta_b \cos \Psi_b}\right) \quad (27)$$

From the same modified sequence of rotations $\dot{\tilde{\Psi}}_p$ and $\dot{\tilde{\Psi}}_b$ are given in Equations 28 and 29.

$$\dot{\tilde{\Psi}}_p = -P_p \cos \tilde{\Psi}_p \tan \tilde{\Theta}_p + Q_p \sin \tilde{\Psi}_p \tan \tilde{\Theta}_p + R_p \quad (28)$$

$$\dot{\tilde{\Psi}}_b = -P_b \cos \tilde{\Psi}_b \tan \tilde{\Theta}_b + Q_b \sin \tilde{\Psi}_b \tan \tilde{\Theta}_b + R_b \quad (29)$$

$$\tan \tilde{\Theta}_p = \frac{\cos \Phi_p \sin \Theta_p \cos \Psi_p - \sin \Phi_p \sin \Psi_p}{\cos \Theta_p \cos \Psi_p} \cos \tilde{\Psi}_p \quad (30)$$

$$\tan \tilde{\Theta}_b = \frac{\cos \Phi_b \sin \Theta_b \cos \Psi_b - \sin \Phi_b \sin \Psi_b}{\cos \Theta_b \cos \Psi_b} \cos \tilde{\Psi}_b \quad (31)$$

Given the state vector of the system, the 12 linear equations in Equation 22 are solved using LU decomposition and the equations of motion described above are numerically integrated using a fourth order Runge-Kutta algorithm to generate the trajectory of the system from its point of release.

Fig. 3 shows results of an extensive simulation analysis of the trajectory tracking control system using the 9DOF model discussed above.

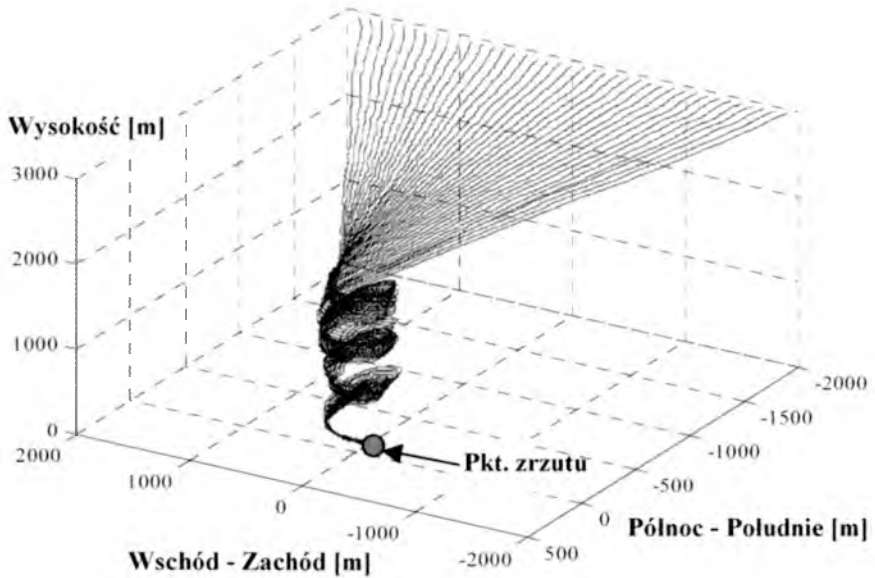


Fig. 3. Simulation results of the paraglide trajectory.

3. Conclusions

Parafoil-load-systems vary a lot in configuration and geometry. So the results of this study can not be applied to other systems, at least the multi-body-model has to be reworked due to other geometry and other terms of inertia. Since the simulation environment is designed very modular, changes can be made easily, as well as enhancements and refinements.

Dynamic simulation models for flight mechanics of parafoil and payload aircraft most often employ a 6 or 9 DOF representation. During flight, the parafoil canopy is modeled as a rigid body. The affect of control inputs is idealized by deflection of parafoil brakes on the left and right side of the parafoil. For controllable parafoil and payload aircraft a dynamic model should include the effect of right and left parafoil brake deflection and canopy tilt to replicate system turning dynamics.

Acknowledgments

The research described in this paper was supported by the Polish Ministry of Education and Sciences under grant number 0 T00B 015 30.

References

1. Brown G.J., *Parafoil Steady Turn Response to Control Input*, AIAA 93-1241CP
2. Doherr K., Schiling H., *9 DOF-simulation of Rotating Parachute Systems*, AIAA 12th. Aerodynamic Decelerator and Balloon Tech. Conf., 1991
3. Greenwood D.T., *Advanced Dynamics*, Cambridge University Press, 2003 3
4. Gupta M., et al., *Recent Advances in Structural Modeling of Parachute Dynamic*, AIAA 2001-2030 CP, AIAA 16th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, May 2001
5. Gutowski R., *Analytical Mechanics*, PWN, Warsaw, 1972
6. Hailiang M., Zizeng Q., *9-DOF Simulation of Controllable Parafoil System for Gliding and Stability*, Journal of National University of Defense Technology, **16**, 2, 49-54, 1994
7. Iacomini C.S., Cerimele C.J., *Lateral-Directional Aerodynamics from a Large Scale Parafoil Test Program*, AIAA 99-1731 CP
8. Iacomini C.S., Cerimele, C.J., *Longitudinal Aerodynamics from a Large Scale Parafoil Test Program*, AIAA 99-1732 CP
9. Iosilevskii G., *Center of Gravity and Minimal Lift Coefficient Limits of a Gliding Parachute*, Journal of Aircraft, **32**, 6, 1297-1302, 1995
10. Kaminer I.I., Yakimenko O.A., *Development of Control Algorithm for the Autonomous Gliding Delivery System*, AIAA-2003-2116 CP
11. Lavitt, M.O., *Fly-by-Wire Parafoil Can Deliver 1,100 lbs*, Aviation Week and Space Technology, **144**, 14, 64-64, 1996
12. Lissaman P.B.S., Brown G.J., *Apparent Mass Effects on Parafoil Dynamics*, AIAA 93-1236 CP
13. Lorocho L., Sibilski K., Zyluk A., *Development of mathematical model for the autonomous gliding delivery system*, Zeszyty Naukowe WITU "Problemy Techniki Uzbrojenia", Rynia, 2006
14. Slegers N., Costello M., *Comparison of Measured and Simulated Motion of a Controllable Parafoil and Payload System*, AIAA 2003-5611 CP
15. Slegers N., Costello M., *Model Predictive Control of a Parafoil and Payload System*, AIAA 2004-4822 CP
16. Strickert G., *Study on the Relative Motion of Parafoil-Load-Systems*, Aerospace Science and Technology, **8**, 479-488, 2004
17. Wailes, W., and Hairington, N., *The Guided Parafoil Airborne Delivery System Program*, Proceedings of the 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Clearwater Beach, FL, May 15-18, 1995

18. Ware G.M., Hassell Jr. J.L., *Wind-Tunnel Investigation of Ram-Air Inflated All-Flexible Wings of Aspect Ratios 1.0 to 3.0*, NASA TM SX-1923, 1969
19. Witte l., *Modellierung der Relativbewegung in einem Gleitschirm-Last-System*, IB 111-2000/43, Institute of Flight Research, DLR Braunschweig, 2000
20. Wolf D., *Dynamic Stability of Nonrigid Parachute and Payload System*, Journal of Aircraft, **8**, 8, 603-609, 1971
21. Wyllie, T., *Parachute Recovery for UAV Systems*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, **73**, 6, 542-551, 2001
22. Wytlic T., Downs, P., *Precision Parafoil Recovery - Providing Flexibility for Battlefield UAV Systems?*, Proceedings of the 14th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, San Francisco, CA, June 3-5, 1997
23. Zhu Y., Moreau M., Accorsi M., Leonard J., Smith J., *Computer Simulation of Parafoil Dynamics*, AIAA 2001-2005 CP, AIAA 16th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, May 2001

MODEL MATEMATYCZNY AUTONOMICZNIE STEROWANEGO SPADOCHRONU SZYBUJĄCEGO PRZEZNACZONEGO DO PRECYZYJNEGO PRZENOSZENIA ŁADUNKÓW

Ograniczenia narzucone przez odkształcalność (wiotkość konstrukcji paralotni), powodują, że obiekt ten jest silnie nieliniowy i nie można tu stosować klasycznego podejścia syntezy algorytmów sterowania znanych z teorii automatycznego sterowania samolotów. Ponadto, mała prędkość i niskie obciążenie jednostkowe paralotni (rzędu $2,5-6 \text{ kg/m}^2$) powodują ich niską odporność na wiatr, deszcz, podmuchy i turbulencję. Niezbędne jest zatem opracowanie odpowiedniego układu sterowania tym urządzeniem. Przedmiotem pracy jest zbudowanie modelu matematycznego układu paralotnia-ładunek traktowanego jako dynamiczny układ wieloczłonowy o 9-ciu stopniach swobody), obciążony siłami aerodynamicznymi, oraz synteza adaptacyjnego układu sterowania pozwalającego na przeciwdziałanie zakłóceń oraz na precyzyjne lądowanie w wybranym, z góry wyznaczonym punkcie.

Rozdział III

Dynamika środków bojowych

SYSTEM IDENTYFIKACJI PARAMETRYCZNEJ OBIEKTU BALISTYCZNEGO

JÓZEF GACEK

LESZEK BARANOWSKI

Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: jozef.gacek@wat.edu.pl

ROBERT DEC

3 Rejonowe Przedstawicielstwo Wojskowe, DZSZ MON
e-mail: wojsko@mesko.com.pl

W pracy przedstawiono system identyfikacji ujmujący w sposób kompleksowy całokształt zagadnień związanych z identyfikacją parametryczną obiektu balistycznego. Na potrzeby prowadzonych analiz sprecyzowano definicję identyfikacji i optymalizacji. Omówiono przestrzeń parametrów rozpatrywanego systemu identyfikacji. Przedstawiono metodykę wyznaczania ilościowej oceny jakości systemu identyfikacji. W oparciu o ilościową ocenę przedstawiono metodykę optymalizacji systemu identyfikacji.

1. Wstęp

System identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego stanowi zbiór narzędzi (sprzęt, oprogramowanie) niezbędnych do osiągnięcia celu głównego, jakim jest wyznaczenie, z jak najmniejszym błędem, wartości parametrów modelu matematycznego ruchu obiektu balistycznego (pocisku). Osiągnięcie w/w celu głównego uwarunkowane jest spełnieniem następujących celów cząstkowych:

- identyfikacja parametrów zakłóceń, parametrów systemu pomiarowego, parametrów generatora wymuszeń (działa),
- optymalizacja parametrów systemu pomiarowego, parametrów generatora wymuszeń, parametrów algorytmu identyfikacji oraz parametrów obliczeń modelu matematycznego ruchu pocisku.

Zatem zadanie główne wyznaczenia wartości parametrów modelu matematycznego ruchu obiektu balistycznego z jak najmniejszym błędem, rozdzielono na dwie grupy zadań: zadania identyfikacji parametrów oraz zadania optymalizacji parametrów.

W trakcie dalszych analiz założono, iż pod pojęciem „identyfikacja parametryczna” rozumie się zadanie minimalizacji funkcjonau wiążącego wektor pomiarów i odpowiadający mu wektor obliczeń, natomiast pod pojęciem „optymalizacja parametryczna” zadanie minimalizacji funkcjonau wiążącego ocenę błędu rozwiązania zadania identyfikacji. Podczas optymalizacji parametrów rozpatrywanego systemu zadanie identyfikacji jest zadaniem wewnętrznym zadania optymalizacji.

Zadanie optymalizacji parametrów systemu identyfikacji prowadzone jest wyłącznie w trakcie komputerowych badań symulacyjnych. Wyznaczone w ten sposób optymalne parametry systemu identyfikacji należy uwzględnić przy przeprowadzaniu badań obiektu rzeczywistego.

2. Struktura systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

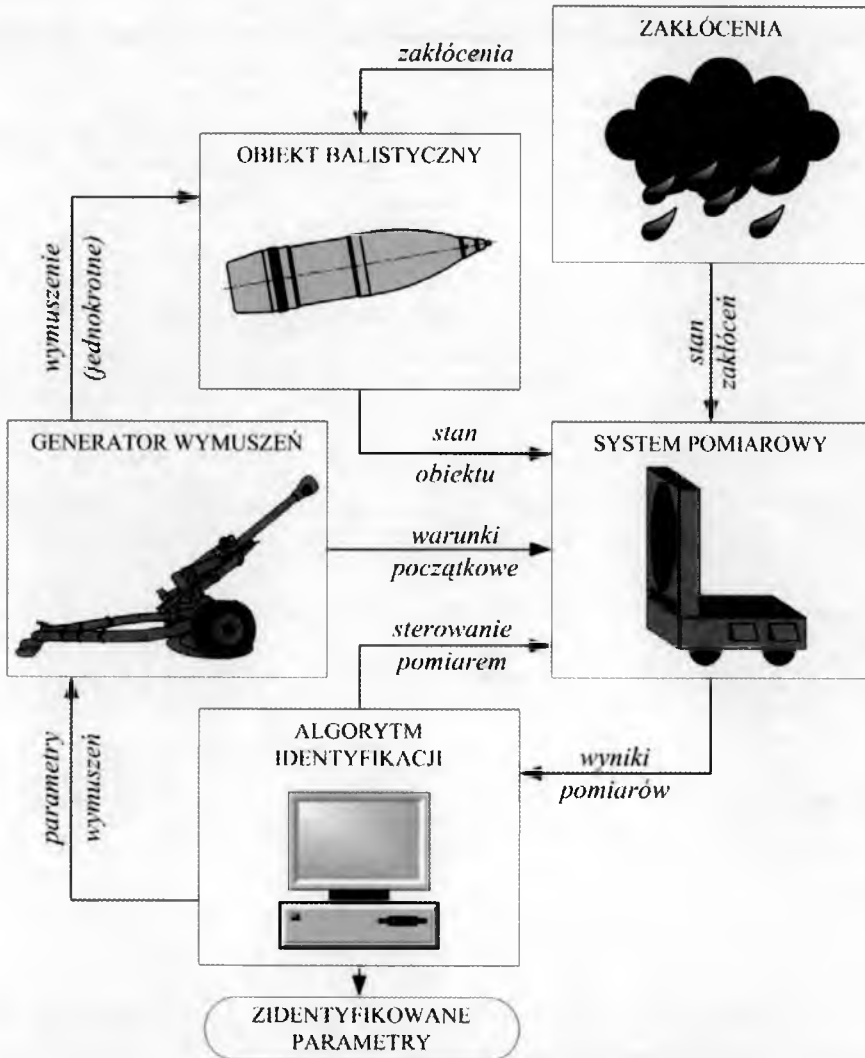
Spełnienie celu głównego jak również celów cząstkowych wymaga opracowania odpowiedniej struktury systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego. Przedstawiona w pracy struktura systemu identyfikacji ujmuje w sposób kompleksowy całokształt zagadnień związanych z identyfikacją parametryczną obiektu balistycznego. System identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego zawiera pięć podstawowych komponentów: obiekt balistyczny, zakłócenia działające na obiekt, system pomiarowy, generator wymuszeń, algorytm identyfikacji.

Wzajemne relacje pomiędzy poszczególnymi komponentami systemu przedstawiono schematycznie na rysunku 1.

Praktyczna realizacja przedstawionego systemu identyfikacji wymaga opracowania modelu matematycznego systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego. Powyższe zagadnienie zrealizowano poprzez opracowanie modeli matematycznych dla poszczególnych komponentów systemu identyfikacji. I tak opracowano następujące modele matematyczne:

- modele matematyczne ruchu obiektu balistycznego,
- modele matematyczne zakłóceń działających na obiekt,
- modele matematyczne systemu pomiarowego,

- modele matematyczne generatora wymuszeń,
- modele matematyczne algorytmu identyfikacji.

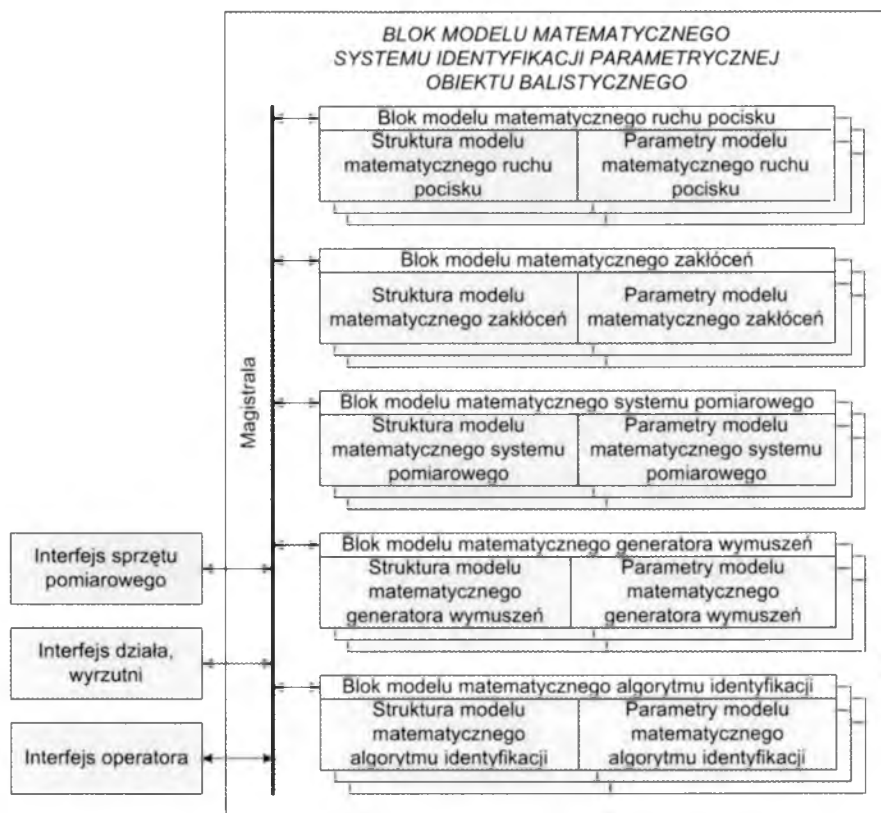


Rys. 1. Schemat blokowy systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

Poszczególne modele matematyczne opracowano w postaci zamien-
nych modułów, bloków oprogramowania. Określono protokół wymiany

danych pomiędzy poszczególnymi modułami oprogramowania, sprzętem pomiarowym oraz środkiem ogniowym (działo, wyrzutnia).

Na rys. 2 przedstawiono schemat blokowy modelu matematycznego systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego.



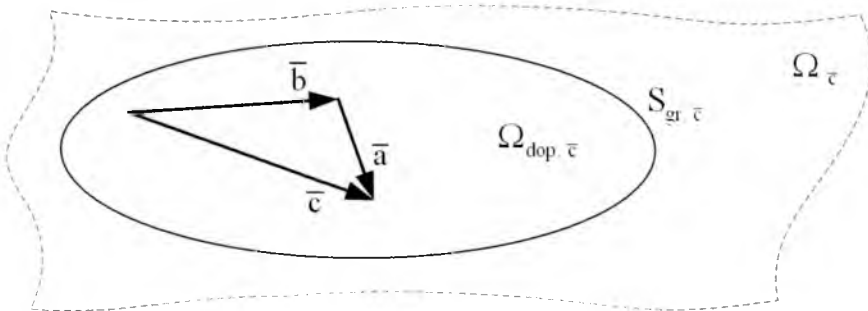
Rys. 2. Schemat blokowy modelu matematycznego systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

Ze względu na zadania realizowane przez system identyfikacji parametrycznej w opracowanych modelach matematycznych wyraźnie wyodrębniono strukturę modelu oraz parametry modelu. Transmisję danych (dane wejściowe, wyjściowe oraz parametry) pomiędzy poszczególnymi blokami oprogramowania i rzeczywistym sprzętem zrealizowano po magistrali.

3. Przestrzeń parametrów systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

Budowa systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego wymaga uprzedniego zdefiniowania przestrzeni roboczej. Dla przyjętej, znanej struktury modelu matematycznego systemu identyfikacji przestrzenią roboczą jest przestrzeń szeroko rozumianych parametrów. I tak parametrami systemu identyfikacji będą zarówno parametry algorytmu obliczeń (krok całkowania) jak i współczynniki charakterystyk pocisku czy też parametry algorytmu wykonania pomiaru lub warunki strzału.

Stan systemu identyfikacji parametrycznej określony jest przez wektor parametrów systemu identyfikacji \bar{c} wyznaczony w n -wymiarowej przestrzeni parametrów systemu identyfikacji $\Omega_{\bar{c}}$ (rysunek 3).



Rys. 3. Przestrzeń parametrów systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

Położenie wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c} ogranicza hiperpowierzchnia $S_{gr. \bar{c}}$ wyznaczona przez graniczne, dopuszczalne wartości parametrów systemu identyfikacji.

Ograniczona przestrzeń $\Omega_{dop. \bar{c}} \subset \Omega_{\bar{c}}$ wyznaczona przez $S_{gr. \bar{c}}$ stanowi zbiór dopuszczalnych wartości parametrów systemu identyfikacji.

Wektor parametrów systemu identyfikacji \bar{c} stanowi złożenie dwóch niezależnych wektorów:

- wektora znanych parametrów systemu identyfikacji \bar{b} , oraz
- wektora identyfikowanych parametrów systemu identyfikacji \bar{a} .

Wektor znanych parametrów systemu identyfikacji \bar{b} określony jest w przestrzeni dopuszczalnych wartości znanych parametrów $\Omega_{\text{dop. } \bar{b}} \subset \Omega_{\text{dop. } \bar{c}}$ wyznaczonej przez hiperpowierzchnię $S_{\text{gr. } \bar{b}}$ stanowiącą graniczne, dopuszczalne wartości znanych parametrów. Natomiast wektor identyfikowanych parametrów systemu identyfikacji \bar{a} określony jest w przestrzeni dopuszczalnych wartości parametrów wektora identyfikowanych parametrów $\Omega_{\text{dop. } \bar{a}} \subset \Omega_{\text{dop. } \bar{c}}$ wyznaczonej przez hiperpowierzchnię $S_{\text{gr. } \bar{a}}$ stanowiącą graniczne, dopuszczalne wartości identyfikowanych parametrów.

Przyjęta struktura systemu identyfikacji parametrycznej umożliwia zgrupowanie parametrów i przyporządkowanie ich do poszczególnych komponentów systemu. Na rysunku 4 przedstawiono schematycznie poszczególne wektory składowe wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c} .

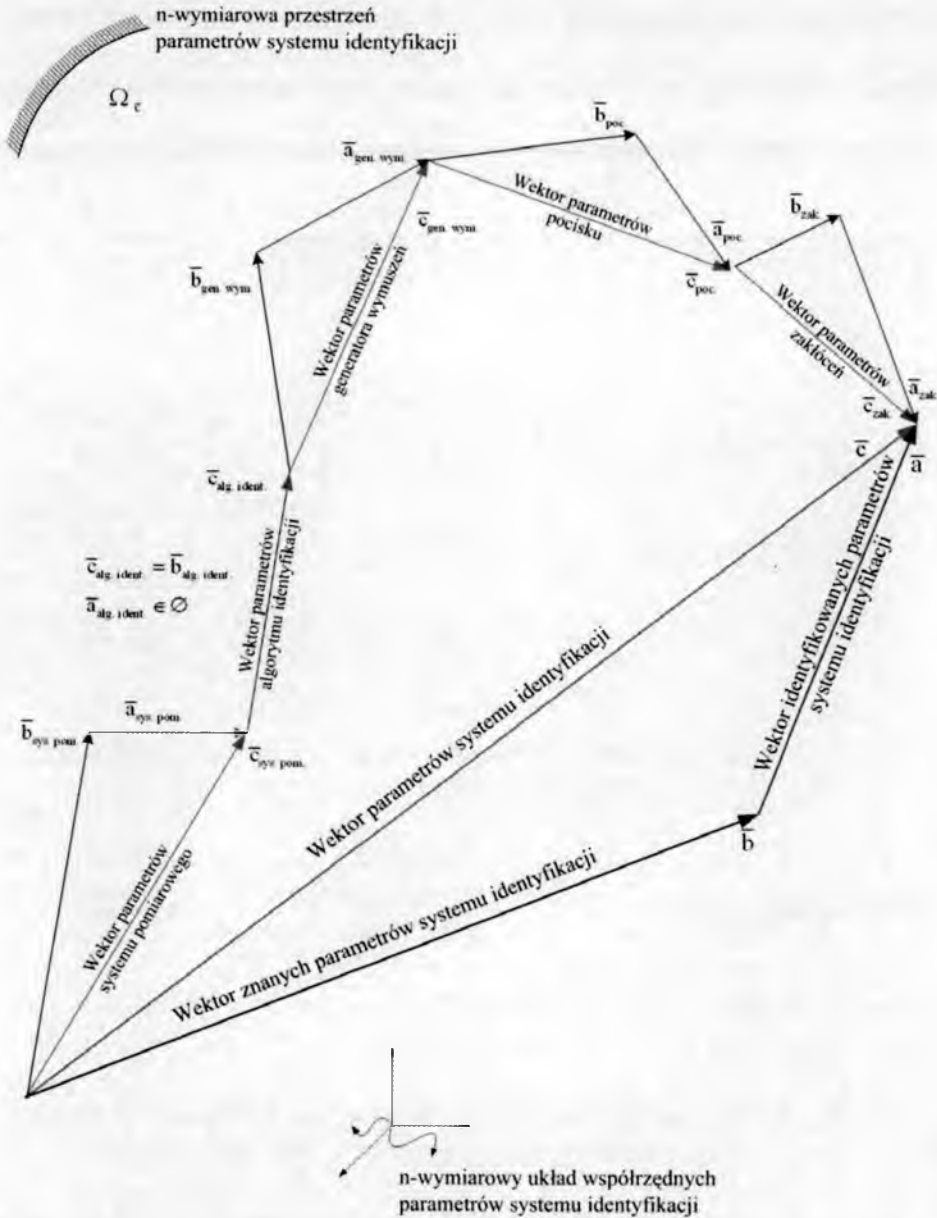
W rozpatrywanym systemie identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego, wyznaczone są parametry zgrupowane w następujące wektory składowe wektora identyfikowanych parametrów systemu identyfikacji \bar{a} :

- wektor identyfikowanych parametrów zakłóceń \bar{a}_{zak} ,
- wektor identyfikowanych parametrów pocisku \bar{a}_{poc} ,
- wektor identyfikowanych parametrów generatora wymuszeń $\bar{a}_{\text{gen. wym}}$,
- wektor identyfikowanych parametrów systemu pomiarowego $\bar{a}_{\text{sys. pom.}}$.

Wektorami składowymi wektora znanych parametrów systemu identyfikacji \bar{b} są:

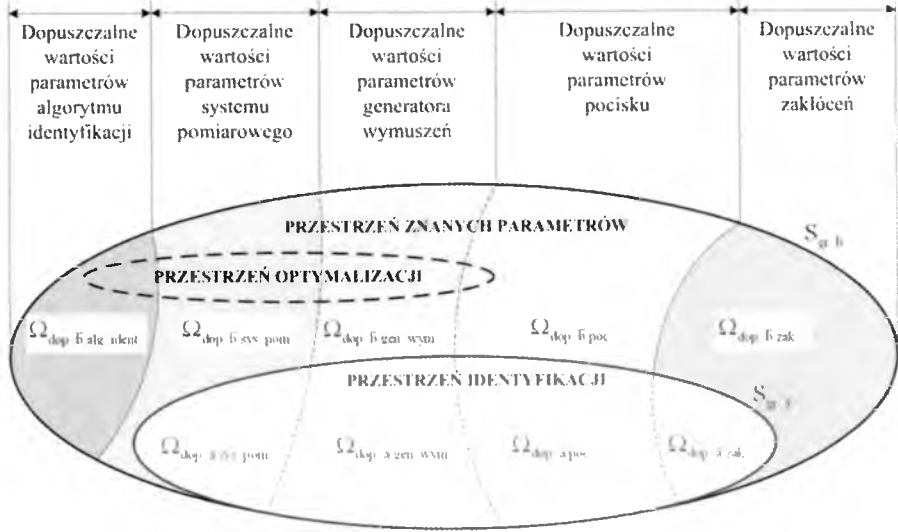
- wektor znanych parametrów zakłóceń \bar{b}_{zak} ,
- wektor znanych parametrów pocisku \bar{b}_{poc} ,
- wektor znanych parametrów generatora wymuszeń $\bar{b}_{\text{gen. wym}}$,
- wektor znanych parametrów algorytmu identyfikacji $\bar{b}_{\text{alg. ident}}$,
- wektor znanych parametrów systemu pomiarowego $\bar{b}_{\text{sys. pom.}}$.

Wartości parametrów wektorów składowych wektora znanych parametrów systemu identyfikacji \bar{b} wyznaczone są na podstawie wyników badań laboratoryjnych na modelach materialnych obiektów balistycznych bądź na podstawie obliczeń teoretycznych.

Rys. 4. Składowe wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c}

Poszczególne wektory składowe wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c} określone są w podprzestrzeniach ograniczonych hiperpo-

wierzchniami stanowiącymi graniczne, dopuszczalne wartości parametrów. Na rys. 5 przedstawiono schematycznie przestrzeń parametrów systemu identyfikacji z wydzielonymi podprzestrzeniami odpowiadającymi poszczególnym komponentom systemu identyfikacji.



Rys. 5. Wydzielone podprzestrzenie systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

Wyszczególniono podprzestrzeń znanych i identyfikowanych parametrów. Z przestrzeni znanych parametrów wyodrębniono przestrzeń parametrów optymalizowanych. Zagadnienie optymalizacji systemu identyfikacji omówiono szerzej w rozdziale 5. Aby możliwe było przeprowadzenie procesu optymalizacji systemu koniecznym jest wyznaczenie ilościowej oceny jakości systemu identyfikacji.

4. Metodyka wyznaczania ilościowej oceny jakości systemu identyfikacji parametrycznej

Ilościowa ocena jakości systemu identyfikacji parametrycznej polega na wyznaczeniu miary skalarnej błędu identyfikacji. Podstawą metody jest modelowanie systemów identyfikacji oraz badania symulacyjne prowadzone na opracowanych modelach.

W trakcie badań symulacyjnych systemów identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego rozróżnia się dwa rodzaje modeli matematycznych:

- modele matematyczne odniesienia:
 - model odniesienia obiektu balistycznego,
 - model odniesienia zakłóceń,
 - model odniesienia systemu pomiarowego,
 - model odniesienia generatora wymuszeń,
- modele matematyczne identyfikacji:
 - model identyfikacji obiektu balistycznego,
 - model identyfikacji zakłóceń,
 - model identyfikacji systemu pomiarowego,
 - model identyfikacji generatora wymuszeń.

Odpowiednie modele matematyczne odniesienia i identyfikacji są modelami identycznościowymi tzn. posiadają identyczną strukturę. Różnica występuje wyłącznie w interpretacji i wartościach parametrów.

Modelem odniesienia jest model, który w sposób formalny ujmuje całą wiedzę o badanym obiekcie posiadaną przez eksperymentatora [3]. W badaniach symulacyjnych model odniesienia zastępuje rzeczywisty obiekt pomiarów. Modelem identyfikacji jest model, w którym należy wyznaczyć nieznanne wartości parametrów wektora \bar{a} . W badaniach symulacyjnych model identyfikacji jest „dostrajany” do modelu odniesienia. Proces ten jest procesem iteracyjnym.

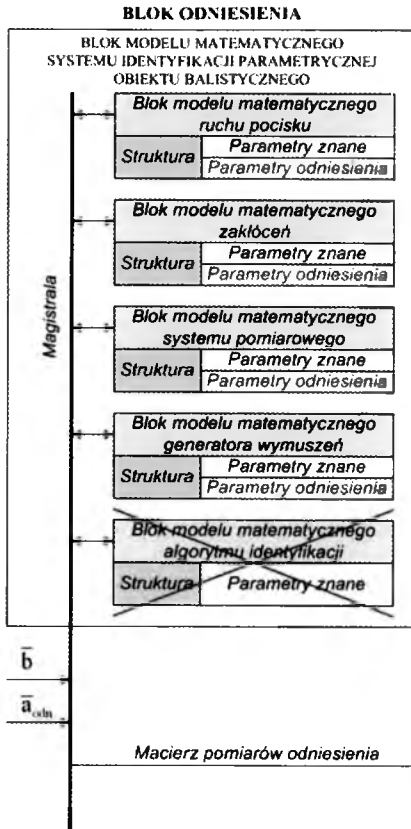
Poszczególne etapy wyznaczania oceny ilościowej systemu identyfikacji przedstawiono schematycznie na rysunku 6.

W pierwszym etapie wyznaczania oceny ilościowej należy wygenerować pomiary odniesienia. Pomiary odniesienia wyznaczone są w bloku odniesienia modelu matematycznego systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego. Danymi wejściowymi są wartości parametrów następujących wektorów:

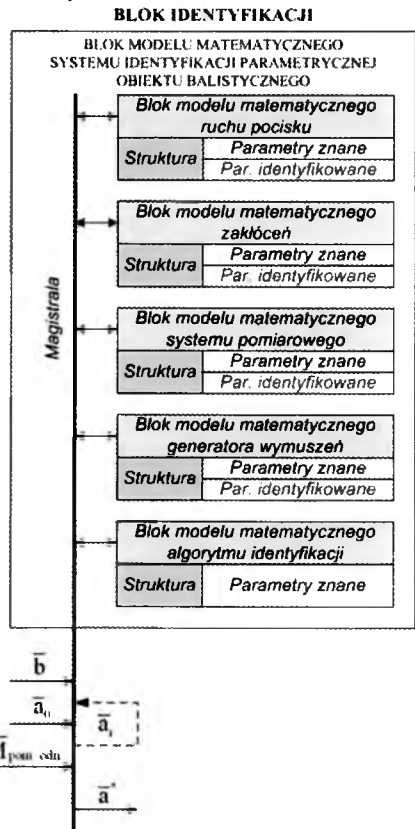
- wektora znanych parametrów systemu identyfikacji \bar{b} , oraz
- wektora odniesienia identyfikowanych parametrów \bar{a}_{odn} .

Dane zawarte w wektorach \bar{b} i \bar{a}_{odn} umożliwiają przeprowadzenie symulacji strzału, wyznaczenie parametrów lotu pocisku przy uwzględnieniu zakłóceń oraz przeprowadzenie symulacji pomiaru, czego wynikiem są pomiary odniesienia. Uzyskane w ten sposób dane pomiarowe ujęto w macierz pomiarów odniesienia $\bar{M}_{\text{pom. odn.}}$.

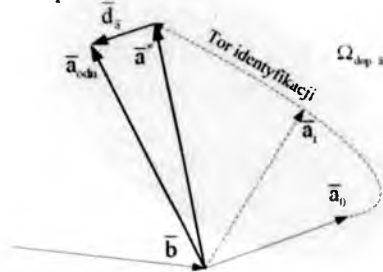
I etap



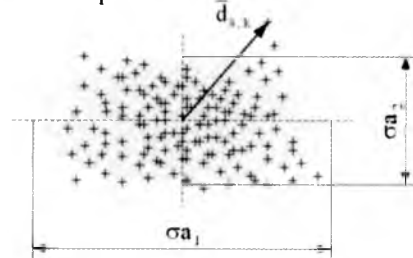
II etap



III etap



IV etap



Rys. 6. Etapy wyznaczania oceny ilościowej systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

W drugim etapie wyznacza się wartości parametrów wektora identyfikowanych parametrów systemu identyfikacji \bar{a} . W tym etapie danymi wejściowymi są:

- macierz pomiarów odniesienia $\bar{M}_{\text{pom. odn.}}$,
- wektor znanych parametrów systemu identyfikacji \bar{b} ,
- punkt startu identyfikacji \bar{a}_0 .

Identyfikacja parametrów wektora \bar{a} jest procesem iteracyjnym. Punkt startu identyfikacji \bar{a}_0 stanowi dowolny wektor o wartościach parametrów wybranych z ograniczonej przestrzeni dopuszczalnych wartości identyfikowanych parametrów $\Omega_{\text{dop. } \bar{a}}$. Należy zwrócić uwagę, że błąd identyfikacji może zależeć od wyboru punktu startu identyfikacji \bar{a}_0 . Ma to miejsce w przypadku, gdy w przestrzeni $\Omega_{\text{dop. } \bar{a}}$ istnieją rozwiązania lokalne \bar{a}^0 . Wynikiem procesu identyfikacji jest wektor zidentyfikowanych parametrów \bar{a}^* .

W trzecim etapie wyznaczane są różnice pomiędzy wartościami poszczególnych parametrów wektorów $\bar{a}_{\text{odn.}}$ i \bar{a}^* . Różnice te stanowią wartości błędów wyznaczenia poszczególnych parametrów wektora \bar{a} . Otrzymane wartości błędów wyznaczenia parametrów wektora \bar{a} ujęto w wektor błędu identyfikacji \bar{d}_a .

Rzeczywiste pomiary wykonywane są zawsze z pewnym losowym błędem. Zjawisko to uwzględniono również w systemie pomiarowym w trakcie symulacji wykonywanych pomiarów. Stąd ocena systemu identyfikacji nie może się opierać wyłącznie na wyznaczeniu, dla jednego losowego przypadku, wektora błędu identyfikacji \bar{d}_a . Losowy charakter procesu identyfikacji, spowodowany losową zmiennością wyników pomiaru, powoduje konieczność posługiwania się w ocenie błędów identyfikacji miarami statystycznymi.

W czwartym etapie wyznaczane są parametry rozkładu wielowymiarowej zmiennej losowej uzyskanej przez K-krotną realizację trzech pierwszych etapów. Rezultatem k-tej próby jest wyznaczony wektor błędu identyfikacji $\bar{d}_{\bar{a}, k}$. Miarę skalarną oceny jakości systemu identyfikacji parametrycznej wyznacza się w oparciu o funkcjonal wiążący parametry rozkładu powstałej wielowymiarowej zmiennej losowej.

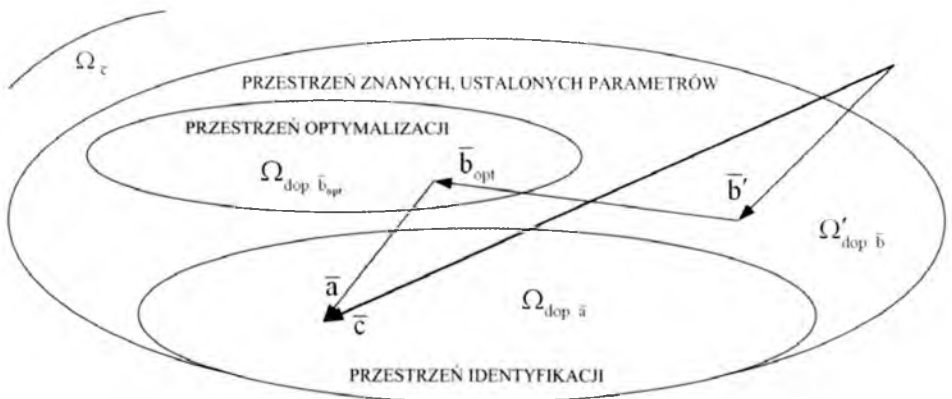
5. Optymalizacja systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego

Wyznaczenie wartości parametrów obiektu balistycznego jest w znacznym stopniu ograniczone możliwością pomiaru stanu obiektu. Koniecznym staje się, więc optymalne zarządzanie (sterowanie) dysponowanym sprzętem pomiarowym. Równie ważnym jest odpowiednie wyeksponowanie pocisku, umożliwienie pomiaru. Stąd optymalizować należy również parametry działa (generatora wymuszenia). Osobnym zagadnieniem jest optymalizacja parametrów algorytmu minimalizacji wskaźnika jakości identyfikacji, w tym parametrów obliczeń modelu matematycznego ruchu pocisku.

Stan systemu identyfikacji parametrycznej, przy wyodrębnieniu parametrów optymalizowanych, wyznaczony jest przez trzy wektory składowe wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c} :

- wektor identyfikowanych parametrów systemu identyfikacji - \bar{a} ,
- wektor znanych, ustalonych parametrów systemu identyfikacji - \bar{b}' ,
- wektor optymalizowanych parametrów systemu identyfikacji - \bar{b}_{opt} .

Na rysunku 7 przedstawiono poszczególne składowe wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c} wyznaczone w przestrzeni systemu identyfikacji parametrycznej.



Rys. 7. Składowe wektora parametrów systemu identyfikacji \bar{c} wyznaczone w przestrzeni systemu identyfikacji parametrycznej

W przestrzeni szeroko rozumianych parametrów systemu identyfikacji z przestrzeni znanych parametrów $\Omega_{\text{dop. } \bar{b}}$ wyodrębniono przestrzeń parametrów optymalizowanych $\Omega_{\text{dop. } \bar{b}_{\text{opt}}}$. Pozostałe nie optymalizowane parametry przestrzeni $\Omega_{\text{dop. } \bar{b}}$ tworzą przestrzeń $\Omega'_{\text{dop. } \bar{b}}$.

Na rysunku 8 przedstawiono ogólny schemat algorytmu optymalizacji systemu identyfikacji w oparciu o ocenę ilościową jakości systemu identyfikacji.

W algorytmie optymalizacji parametrów systemu identyfikacji wyróżnia się trzy procesy iteracyjne:

- identyfikacja parametrów wektora \bar{a} ,
- wyznaczenie K-elementowego, uporządkowanego zbioru błędów identyfikacji $D_{\bar{a}} = \{\bar{d}_{\bar{a},1}, \bar{d}_{\bar{a},2}, \dots, \bar{d}_{\bar{a},k}, \dots, \bar{d}_{\bar{a},K}\}$,
- optymalizacja parametrów wektora \bar{b}_{opt} .

Proces optymalizacji parametrów wektora \bar{b}_{opt} zawiera w sobie proces wyznaczenie zbioru błędów identyfikacji $D_{\bar{a}}$, który z kolei zawiera proces identyfikacji parametrów wektora \bar{a} .

Proces identyfikacji, w j-tym kroku realizacji algorytmu optymalizacji, polega na minimalizacji funkcjonału $F(\bar{a})$ przy stałych parametrach wektora \bar{b}_{opt} . Natomiast proces optymalizacji polega na minimalizacji funkcjonału $Q(\bar{b}_{\text{opt}})$ przy zidentyfikowanych parametrach wektora \bar{a}^* .

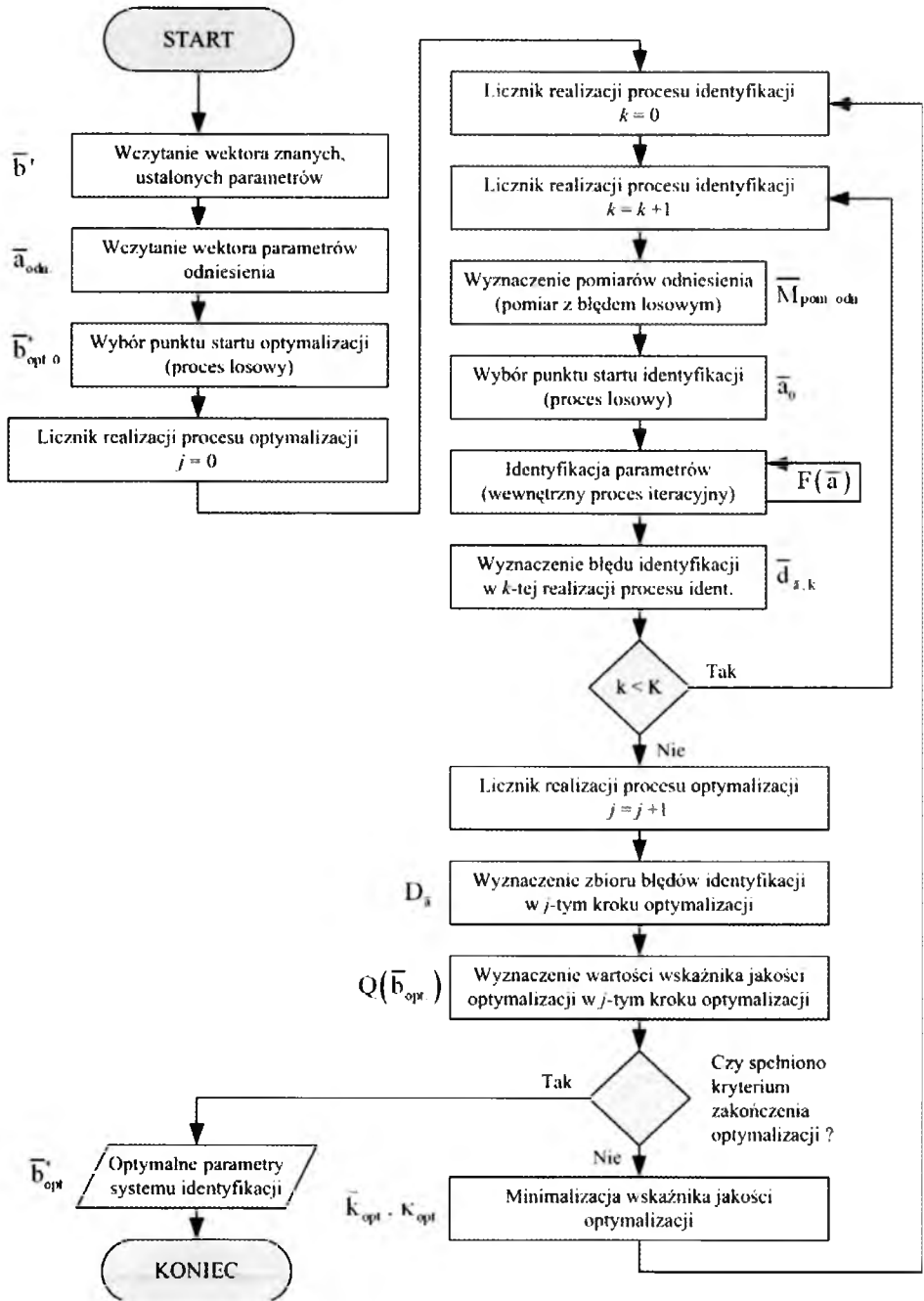
W praktyce jako wskaźnik jakości optymalizacji przyjmowano następujący funkcjonał

$$Q(\bar{b}_{\text{opt}}) = \text{sum}(\text{std}(D_{\bar{a}})) \quad (1)$$

Dla wskaźnika jakości optymalizacji opartego na ocenie ilościowej stosowane są metody minimalizacji funkcjonału identyczne jak w procesie minimalizacji wskaźnika jakości identyfikacji. W ograniczonej przestrzeni optymalizowanych parametrów $\Omega_{\text{dop. } \bar{b}_{\text{opt}}}$ wyznaczany

jest kierunek optymalizacji \bar{k}_{opt} oraz dobierany krok optymalizacji κ_{opt} .

Metody wyboru kierunku optymalizacji oraz doboru kroku optymalizacji w wybranym kierunku są typowymi metodami stosowanymi w zagadnieniach identyfikacji parametrycznej.



Rys. 8. Ogólny schemat algorytmu optymalizacji systemu identyfikacji

Przy doborze parametrów algorytmu minimalizacji należy jednak uwzględnić fakt, że wartością funkcjonału $Q(\bar{b}_{opt.})$ jest ocena błędu identyfikacji. Ocena błędu identyfikacji będzie zawsze oceną przybliżoną, wyznaczoną dla pewnego zadanego poziomu ufności. Przyjęty poziom ufności wyznacza określoną liczbę realizacji rozumianych tu jako odrębne, niezależne procesy identyfikacji parametrów wektora \bar{a} .

Przyjęta metodyka w ogólnym przypadku wymaga DUŻYCH mocy obliczeniowych. Przy dysponowanej mocy obliczeniowej możliwa liczba optymalizowanych parametrów w skończonym, realnym czasie zależy w szczególności od:

- liczby identyfikowanych parametrów wektora \bar{a} ,
- szczegółowości modelowania ruchu obiektu,
- kompilatora kodu programu.

W praktyce, dla systemu identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego, przy obecnie dysponowanych przez autorów jednostkach obliczeniowych, możliwa jest wyłącznie optymalizacja pojedynczych parametrów systemu identyfikacji. Możliwy jest również podział ogólnego zadania optymalizacji parametrów na zadania cząstkowe.

Pierwszym z cząstkowych zadań optymalizacyjnych systemu identyfikacji przeprowadzonym niezależnie jest optymalizacja parametrów obliczeń modelu matematycznego ruchu pocisku. Zadanie to obejmuje:

- wybór optymalnej metody całkowania równań ruchu,
- ustalenie optymalnych wartości parametrów wybranej metody całkowania równań ruchu,
- wybór metody interpolacji (aproksymacji, ekstrapolacji) wartości charakterystyk pocisku danych zbiorem wartości dyskretnych.

Celem tego zadania jest minimalizacja błędu obliczeń, wyznaczania parametrów stanu obiektu balistycznego. Zmniejszenie błędu wyznaczania parametrów stanu wpływa na zmniejszenie błędu identyfikacji stanowiącego główny cel optymalizacji systemu identyfikacji parametrycznej.

Drugim, niezależnym zadaniem optymalizacji jest dobór wartości parametrów bloku modelu matematycznego algorytmu identyfikacji. Zadanie to obejmuje:

- wybór optymalnej metody wyznaczania kierunku poszukiwania minimum;

- ustalenie optymalnych wartości parametrów wybranej metody wyznaczania kierunku poszukiwania minimum;
- wybór optymalnej metody minimalizacji w wyznaczonym kierunku;
- ustalenie optymalnych wartości parametrów wybranej metody minimalizacji w wyznaczonym kierunku;
- wybór optymalnej metody omijania rozwiązań lokalnych;
- ustalenie optymalnych wartości parametrów wybranej metody omijania rozwiązań lokalnych;
- wybór optymalnego kryterium (jednego lub kilku) zakończenia obliczeń;
- ustalenie optymalnych wartości parametrów wybranego kryterium zakończenia obliczeń.

Wybór metod i ustalenie parametrów algorytmu identyfikacji wpływa bezpośrednio na cel optymalizacji - zmniejszenie błędu identyfikacji.

Kolejnym, trzecim zadaniem optymalizacji systemu identyfikacji jest optymalizacja parametrów systemu pomiarowego, uzależniona od parametrów generatora wymuszeń. Dobierając odpowiednie wymuszenie optymalnie „eksponujemy” obiekt pomiarów. Optymalny dobór parametrów systemu pomiarowego uzależniony jest wyborem optymalnych parametrów generatora wymuszeń. Zadanie to, jest zatem zadaniem dwupoziomowym. Poziomem zewnętrznym jest optymalizacja parametrów systemu pomiarowego, natomiast poziomem wewnętrznym optymalizacja parametrów generatora wymuszeń. Proces optymalizacji zarówno na poziomie zewnętrznym jak i na poziomie wewnętrznym jest procesem iteracyjnym.

6. Podsumowanie

Przedstawiony w pracy system identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego był już częściowo testowany w trakcie prac nad przelicznikiem balistycznym radiolokacyjnego zestawu rozpoznania artylerii. Praktyczna realizacja zestawu wymagała określenia optymalnych parametrów radaru artyleryjskiego. Na podstawie przeprowadzonych badań symulacyjnych opracowano również wytyczne eksploatacyjne dla pododdziałów artylerii.

Obecnie system identyfikacji parametrycznej obiektu balistycznego znajduje praktyczne zastosowanie do oceny wskaźników eksploatacyjnych nowych konstrukcji dział oraz pocisków. W wielu przypadkach

wyniki przeprowadzanych badań symulacyjnych są jedyną wskazówką dla konstruktora.

Bibliografia

1. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
2. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna cz. II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1999
3. Gajda J., *Analiza błędów oraz optymalizacja parametryczna systemów pomiarowych metodami badań modelowych*, SEMINARIUM Komitet Metrologii Polskiej Akademii Nauk Sekcja Aparatury i Systemów Pomiarowych, Warszawa, 2000, http://galaxy.uci.agh.edu.pl/~zmetr/sem_jg.rtf
4. Masłowski A., *Identyfikacja modeli matematycznych dynamiki układów*. Wydawnictwa Politechniki Białostockiej, Białystok, 1995

**Praca naukowa finansowana ze środków Komitetu Badań Naukowych
w latach 2004-2006 jako projekt badawczy 0T00B00127**

PARAMETRIC IDENTIFICATION SYSTEM FOR A BALLISTIC OBJECT

On a broad basis, the paper discusses the issues concerning parametric identification system for ballistic objects in general. In the paper we have defined the problems of identification, optimization and parametric space for the considered identification system. A method for quantitative quality assessment of the parametric identification system was developed. Based on quantitative assessment the methodology for optimization of the identification system is presented as well.

MODELOWANIE NUMERYCZNE DYNAMIKI LOTU POCISKÓW STABILIZOWANYCH OBROTOWO W OPARCIU O MODELE MATEMATYCZNE O RÓŻNYM STOPNIU UPROSZCZENIA

LESZEK BARANOWSKI

Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: leszek.baranowski@wat.edu.pl

W pracy podjęto próbę dokonania analizy wpływu uproszczeń modelowych na wyniki symulacji lotu pocisków artyleryjskich stabilizowanych obrotowo, które są stateczne dynamicznie i osiowo symetryczne. Porównano wyniki obliczeń uzyskane w oparciu o trzy, różniące się stopniem uproszczenia oddziaływania aerodynamicznego, modele matematyczne ruchu 122 mm pocisku OF-462.

1. Wstęp

Jednym z najważniejszych problemów przy konstruowaniu systemów kierowania ogniem artylerii polowej jest opracowanie w miarę prostych (chodzi o szybkość uzyskania obliczeń), a przy tym dokładnych modeli symulacyjnych lotu pocisków moździerzowych, artyleryjskich i rakiętowych w rzeczywistych warunkach atmosferycznych. W państwach członkowskich NATO na potrzeby systemów kierowania ogniem artylerii oraz do zestawiania tabel strzelniczych klasycznych pocisków artyleryjskich stabilizowanych obrotowo, wykorzystywane są dwa modele matematyczne opisane w Stanagu 4355 Ed.3 [4]:

- model punktu materialnego (ang. *Point Mass Trajectory Model*),
- zmodyfikowany model punktu materialnego (ang. *Modified Point Mass Trajectory Model*).

Oba modele, dla skompensowania efektów poczynionych założeń upraszczających, zawierają pewne współczynniki korekcyjne (ang. *fitting*

factors) mające na celu dopasowanie współrzędnych punktu upadku pocisku uzyskanych w oparciu o symulacje komputerowe z wynikami strzelań poligonowych. Metodyka wyznaczania współczynników dopasowania w funkcji kąta podniesienia lufy działa QE , na podstawie strzelań poligonowych przeprowadzanych według odpowiedniego programu badawczego, zawarta jest w Stanagu 4144 Ed.2 [3]. Podstawowym, a zarazem najobszerniejszym programem badawczym jest strzelanie poligonowe dla pięciu kątów podniesienia lufy działa $QE = 350, 550, 750, 950, 1150$ mils¹, dwoma seriami, po pięć pocisków w każdej serii. Pomierzone współrzędne średnich punktów upadku pocisków są wykorzystywane do kalibracji modelu matematycznego, przy czym współczynniki dopasowania w_d w funkcji kąta QE aproksymuje się wielomianem, jeszcze do niedawna drugiego (Stanag 4355 Ed.2), a obecnie trzeciego stopnia w postaci:

$$w_d = a_0 + a_1(QE) + a_2(QE)^2 + a_3(QE)^3$$

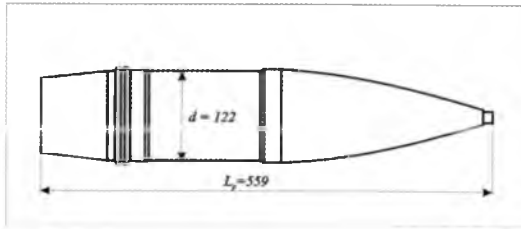
W pracy podjęto próbę oceny dokładności obliczeń trajektorii lotu pocisku w rzeczywistych warunkach atmosferycznych według obu uproszczonych modeli opisanych w Stanagu 4355 Ed.3, skalibrowanych zgodnie z metodyką opisaną w Stanagu 4144 Ed.2.

Ze względu na brak danych ze strzelań poligonowych, do weryfikacji modeli uproszczonych posłużono się wynikami obliczeń symulacji przestrzennego lotu 122 mm pocisku artyleryjskiego OF-462 (traktowanego jako wirująca dookoła osi podłużnej bryła sztywne o sześciu stopniach swobody), poddanego oddziaływaniu pełnej siły aerodynamicznej.

2. Charakterystyki modelu fizycznego pocisku testowego

Badania przeprowadzono na przykładzie symulacji strzelania pociskiem odłamkowo-burzącym OF-462 (rys. 1) ze 122 mm haubicy samobieżnej 2S1 „Goździk”.

¹ jednostka kąta stosowana w artylerii, kąt pełny $2\pi = 6400$ mils



Rys. 1. Schemat aerodynamiczny pocisku odłamkowo-burzącego OF-462

Poniżej przedstawiono podstawowe charakterystyki geometryczne i masowo-bezwładnościowe pocisku OF-462:

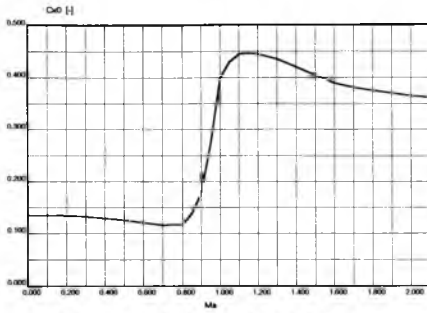
- L_p - długość pocisku = 559 mm,
- d - kaliber = 122 mm,
- λ - wydłużenie = 4,58,
- m - masa pocisku = 21,760 kg,
- I_x - biegunowy moment bezwładności = 0,0459 kgm^2 ,
- I_y - równikowy moment bezwładności = 0,4092 kgm^2 ,
- x_{sm} - położenie środka masy = 375 mm.

W tabeli 1 zestawiono wartości początkowych prędkości postępowych V_0 i obrotowych p_0 pocisku dla sześciu ładunków, na których może odbywać się strzelanie z haubicy 2S1 pociskiem OF-462.

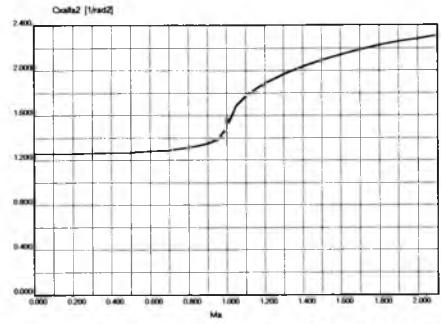
Tabela 1

Numer ładunku	ładunek pełny	ładunek zmniejszony	ładunek pierwszy	ładunek drugi	ładunek trzeci	ładunek czwarty
V_0 [m/s]	687	563	491	415	334	275
p_0 [rad/s]	1415	1160	1011	855	688	566

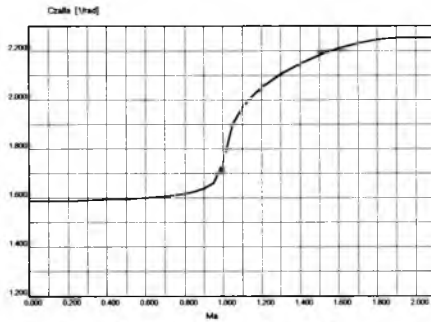
Charakterystyki aerodynamiczne pocisku OF-462 wyznaczono teoretycznie, a następnie zweryfikowano symulacyjnie w oparciu o dane zawarte w tabelach strzelniczych [5]. Przebiegi wybranych współczynników oraz pochodnych współczynników sił i momentów aerodynamicznych w funkcji liczby Macha przedstawiono na wykresach (rys. 2-7).



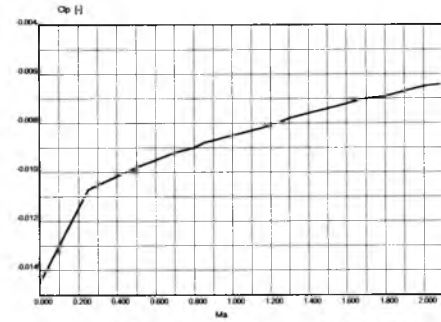
Rys. 2. Wykres $C_{x0}(Ma)$



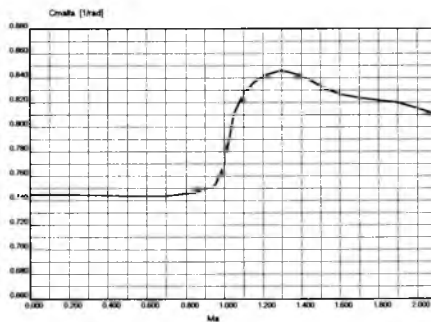
Rys. 3. Wykres $C_{xa^2}(Ma)$



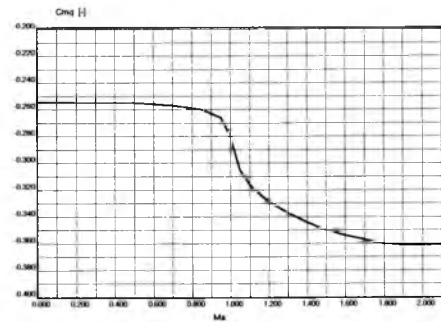
Rys. 4. Wykres $C_{z\alpha}(Ma)$



Rys. 5. Wykres $C_p^A(Ma)$



Rys. 6. Wykres $C_{m\alpha}^A(Ma)$



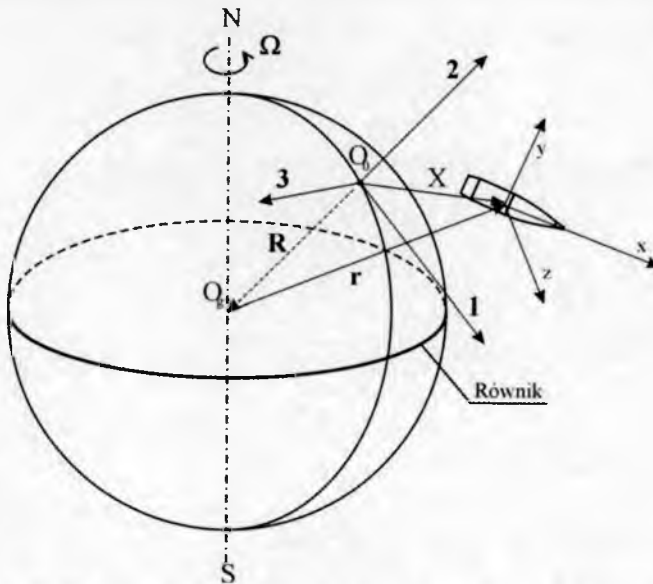
Rys. 7. Wykres $C_{mq}^A(Ma)$

3. Modele matematyczne ruchu pocisków artyleryjskich stabilizowanych obrotowo

W badaniach rozpatrzono trzy, różniące się stopniem uproszczenia oddziaływania aerodynamicznego pocisku z powietrzem, modele matematyczne ruchu pocisku testowego:

- model punktu materialnego o trzech stopniach swobody (MPM),
- zmodyfikowany model punktu materialnego o czterech stopniach swobody (ZMPM),
- model bryły sztywnej o sześciu stopniach swobody (MBSz).

Równania ruchu pocisku dla wszystkich modeli wyprowadzono w układach odniesienia (rys. 8) zgodnych ze Stanagiem 4355 Ed.3.



Rys. 8. Orientacja układów odniesienia według Stanagu 4355

3.1. Model punktu materialnego

Model punktu materialnego (MPM), opisany w Stanagu 4355 zbliżony jest do modelu znanego w krajowej literaturze jako model problemu głównego balistyki zewnętrznej, w którym pocisk rozpatrywany jest jako punkt materialny, poddany działaniu tylko jednej składowej siły aerodynamicznej a mianowicie sile oporu. Jest to model

o trzech stopniach swobody, opisywany następującym wektorowym równaniem ruchu:

$$m\ddot{\mathbf{u}} = \overline{\mathbf{DF}} + m\ddot{\mathbf{g}} + m\overline{\mathbf{\Lambda}} \quad (1)$$

gdzie:

- przyspieszenie wywołane siłą oporu aerodynamicznego

$$\frac{\overline{\mathbf{DF}}}{m} = - \left(\frac{\pi \rho i d^2}{8m} \right) C_D v \cdot \bar{\mathbf{v}},$$

$\bar{\mathbf{v}} = \mathbf{u} - \bar{\mathbf{w}}$ - wektor prędkość pocisku względem powietrza,

$\bar{\mathbf{w}}$ - wektor prędkości wiatru,

i - współczynnik dopasowania donośności,

C_D - współczynnik siły oporu, określany zależnością

$$C_D = a_0 + a_1 Ma + a_2 (Ma)^2 + a_3 (Ma)^3 + a_4 (Ma)^4,$$

$Ma = v/a$ - liczba Macha.

- przyspieszenie wywołane siłą ciężkości

$$\ddot{\mathbf{g}} = -g_0 \left(R^2 / r^3 \right) \bar{\mathbf{r}} = -g_0 \begin{bmatrix} X_1 / R \\ 1 - 2X_2 / R \\ X_3 / R \end{bmatrix}$$

$\bar{\mathbf{r}} = \bar{\mathbf{X}} - \bar{\mathbf{R}}$ - położenie pocisku względem środka masy Ziemi,

$R = 6356766$ m - promień Ziemi,

$g_0 = 9.80665[1 - 0.0026 \cos(2lat)]$ m/s² - przyspieszenie ziemskie,

lat - szerokość geograficzna.

- przyspieszenie wywołane siłą Coriolisa

$$\overline{\mathbf{\Lambda}} = -2(\bar{\boldsymbol{\omega}} \times \bar{\mathbf{u}})$$

$$\bar{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} \Omega \cos(lat) \cos(AZ) \\ \Omega \sin(lat) \\ -\Omega \cos(lat) \sin(AZ) \end{bmatrix} \quad - \text{wektor prędkość kątowej Ziemi,}$$

$\Omega = 7.292115 \cdot 10^{-5}$ rad/s - moduł prędkość kątowej Ziemi,

- prędkość pocisku względem Ziemi

$$\bar{\mathbf{u}} = \bar{\mathbf{u}}_0 + \int_0^t \bar{\mathbf{u}} dt$$

$$\bar{\mathbf{u}}_0 = \begin{bmatrix} u_0 \cos(QE) \cos(\Delta AZ) \\ u_0 \sin(QE) \\ u_0 \cos(QE) \sin(\Delta AZ) \end{bmatrix}$$

ΔAZ - kątowne odchylenie wylotu lufy w płaszczyźnie poziomej od osi \mathbf{I} mils,

- położenie pocisku w układzie ziemskim O_0I23

$$\bar{\mathbf{X}} = \bar{\mathbf{X}}_0 + \int_0^t \bar{\mathbf{u}} dt$$

$$\bar{\mathbf{X}}_0 = \begin{bmatrix} l_w \cos(QE) \cos(\Delta AZ) \\ X_{2_w} + l_w \sin(QE) \\ l_w \cos(QE) \sin(\Delta AZ) \end{bmatrix}$$

l_w - odległość od czopa zawieszenia obrotowego broni do przekroju wylotowego lufy [m],

X_{2_w} - wysokość czopa zawieszenia obrotowego broni względem poziomu morza [m].

3.2. Zmodyfikowany model punktu materialnego

Zmodyfikowany model punktu materialnego (ZMPM), znany jest również jako model o czterech stopniach swobody (3 współrzędne środka masy pocisku plus prędkość obrotowa). Jest on oparty na tradycyjnych równaniach ruchu punktu materialnego, ale wzbogaconych o siły i momenty aerodynamiczne (siłę oporu indukowanego, siłę odchylającą, siłę Magnusa) wywołane kątem nutacji α_e (*yaw of repose*), który wyznaczany jest z warunku chwilowej równowagi dynamicznej pocisku.

Model matematyczny stanowią następujące równania wektorowe [4]:

$$m\bar{\mathbf{u}} = \bar{\mathbf{D}}\mathbf{F} + \bar{\mathbf{L}}\mathbf{F} + \bar{\mathbf{M}}\mathbf{F} + m\bar{\mathbf{g}} + m\bar{\mathbf{\Lambda}} \quad (2)$$

gdzie:

- przyspieszenie wywołane siłą oporu aerodynamicznego

$$\frac{\bar{\mathbf{D}}\mathbf{F}}{m} = -\frac{\pi\rho id^2}{8m} \left(C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} (Q_D \alpha_e)^2 \right) v\bar{\mathbf{v}}$$

Q_D - współczynnik dopasowania oporu indukowanego,

C_{D_0} - współczynnik siły oporu przy zerowym kącie nutacji,

$C_{D_{\alpha^2}}$ - druga pochodna współczynnika siły oporu po kącie nutacji,

- przyspieszenie wywołane siłą nośną w płaszczyźnie oporu

$$\frac{\overline{\mathbf{LF}}}{m} = \frac{\pi \rho d^2 f_L}{8m} (C_{L_{\alpha}} + C_{L_{\alpha^3}} \alpha_e^2) v^2 \bar{\mathbf{a}}_e$$

f_L - współczynnik dopasowania odchylenia bocznego,

$C_{L_{\alpha}}, C_{L_{\alpha^3}}$ - pierwsza i trzecia pochodna współczynnika siły nośnej po kącie nutacji,

- przyspieszenie wywołane siłą Magnusa

$$\frac{\overline{\mathbf{MF}}}{m} = \frac{\pi \rho d^3 Q_M p C_{mag-f}}{8m} (\bar{\mathbf{a}}_e \times \bar{\mathbf{v}})$$

Q_M - współczynnik dopasowania siły Magnusa,

C_{mag-f} - pochodna współczynnika siły Magnusa po bezwymiarowej prędkości kątowej \bar{p} ,

- kąt nutacji

$$\bar{\mathbf{a}}_e = - \frac{8 I_x p (\bar{\mathbf{v}} \times \bar{\mathbf{u}})}{\pi \rho d^3 (C_{M_{\alpha}} + C_{M_{\alpha^3}} \alpha_e^2) v^4}$$

$$\bar{\mathbf{a}}_e(t=0) = \mathbf{0},$$

- prędkość kątowa pocisku wokół osi podłużnej

$$p = p_0 + \int_0^t \dot{p} dt$$

$$\dot{p} = \frac{\pi \rho d^4 v C_{spin}}{8 I_x} p \quad - \text{ przyspieszenie kątowe pocisku,}$$

$$p_0 = \frac{2 \pi u_0}{t_c d} \quad - \text{ prędkość kątowa pocisku przy wylocie,}$$

t_c - długość skoku gwintu na końcu lufy wyrażona w kalibrach,

C_i - pochodne współczynników sił i momentów aerodynamicznych określone są w funkcji liczby Macha następująco

$$C_i = a_{i0} + a_{i1} Ma + a_{i2} (Ma)^2 + a_{i3} (Ma)^3 + a_{i4} (Ma)^4.$$

3.3. Model bryły sztywnej

Model o sześciu stopniach swobody, w którym pocisk rozpatrywany jest jako osiowosymetryczna bryła sztywna, poddana działaniu wypadkowej siły aerodynamicznej (sile oporu, bocznej i nośnej), sile Magnusa i Coriolisa oraz wypadkowego momentu aerodynamicznego wywołanego kątem natarcia α , kątem ślizgu β oraz prędkościami kątowymi pocisku p , q , r jest opisany szczegółowo w pracy [1]. W układzie poruszającym się z pociskiem, na podstawie praw mechaniki klasycznej o zmianie pędu i krętu wektorowe równania ruchu pocisku mogą być wyrażone następująco:

$$m(\ddot{\mathbf{u}} + \ddot{\boldsymbol{\omega}}_p \times \mathbf{u}) = \bar{\mathbf{R}}^A + m\bar{\mathbf{g}} + m\bar{\boldsymbol{\Lambda}} \quad (3)$$

$$\bar{\mathbf{K}}_O + \ddot{\boldsymbol{\omega}}_p \times \bar{\mathbf{K}}_O = \bar{\mathbf{M}}_O^A \quad (4)$$

W postaci skalarnej, w układzie odniesienia pokrywającym się z centralnymi osiami bezwładności pocisku, model matematyczny stanowią:

- dynamiczne równania ruchu postępowego pocisku:

$$\frac{du_x}{dt} + qu_z - ru_y = (b_{11}P_{x_a} + b_{12}P_{y_a} + b_{13}P_{z_a})/m + a_{11}g_1 + a_{12}g_2 + a_{13}g_3 + 2\omega_z u_y - 2\omega_y u_z$$

$$\frac{du_y}{dt} + ru_x - pu_z = (b_{21}P_{x_a} + b_{22}P_{y_a} + b_{23}P_{z_a})/m + a_{21}g_1 + a_{22}g_2 + a_{23}g_3 + 2\omega_x u_z - 2\omega_z u_x$$

$$\frac{du_z}{dt} + pu_y - qu_x = (b_{31}P_{x_a} + b_{32}P_{y_a} + b_{33}P_{z_a})/m + a_{31}g_1 + a_{32}g_2 + a_{33}g_3 + 2\omega_y u_x - 2\omega_x u_y$$

- kinematyczne równania ruchu postępowego pocisku:

$$\frac{dX_1}{dt} = a_{11}u_x + a_{21}u_y + a_{31}u_z$$

$$\frac{dX_2}{dt} = a_{12}u_x + a_{22}u_y + a_{32}u_z$$

$$\frac{dX_3}{dt} = a_{13}u_x + a_{23}u_y + a_{33}u_z$$

- dynamiczne równania ruchu dookoła środka masy pocisku:

$$\frac{dp}{dt} = \left((I_y - I_z)qr + M_x \right) / I_x$$

$$\frac{dq}{dt} = \left((I_z - I_x)rp + M_y \right) / I_y$$

$$\frac{dr}{dt} = \left((I_x - I_y)pq + M_z \right) / I_z$$

- kinematyczne równania ruchu dookoła środka masy pocisku:

$$\frac{d\gamma}{dt} = p + \operatorname{tg}\psi(r \cos \gamma + q \sin \gamma)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = (r \cos \gamma + q \sin \gamma) / \cos \psi$$

$$\frac{d\psi}{dt} = q \cos \gamma - r \sin \gamma$$

- równania dodatkowe:

- na prędkość pocisku względem powietrza

$$v = \sqrt{(u_x - w_x)^2 + (u_y - w_y)^2 + (u_z - w_z)^2}$$

- na kąt natarcia i kąt ślizgu

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left(-\frac{u_y - w_y}{u_x - w_x} \right) \quad \beta = \operatorname{arcsin} \left(\frac{u_z - w_z}{v} \right)$$

gdzie:

- u_x, u_y, u_z - składowe wektora prędkości pocisku względem ziemi w układzie związanym $Oxyz$,
- w_x, w_y, w_z - składowe wektora prędkości wiatru w układzie związanym $Oxyz$,
- p, q, r - składowe wektora prędkości kątowej pocisku $\vec{\omega}_p$ w układzie związanym $Oxyz$,
- $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ - składowe wektora prędkości kątowej Ziemi w układzie związanym $Oxyz$,
- $P_{x_a}, P_{y_a}, P_{z_a}$ - kolejno: siła oporu, nośna i boczna - składowe siły aerodynamicznej \vec{R}^A w układzie przepływu $Ox_a y_a z_a$,
- M_x, M_y, M_z - składowe wypadkowego momentu aerodynamicznego \vec{M}_O^A w układzie związanym $Oxyz$,
- \vec{K}_O - wektor momentu pędu pocisku względem środka masy,

A - macierz transformacji z układu ziemskiego do układu związanego,

$$\underline{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi, & \cos \vartheta \sin \psi, & -\sin \psi, \\ -\cos \gamma \sin \vartheta + \sin \gamma \sin \psi \cos \vartheta, & \cos \gamma \cos \vartheta + \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta, & \sin \gamma \cos \psi, \\ \sin \gamma \sin \vartheta + \cos \gamma \sin \psi \cos \vartheta, & -\sin \gamma \cos \vartheta + \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta, & \cos \gamma \cos \psi, \end{bmatrix}$$

B - macierz transformacji z układu przepływu do układu związanego,

$$\underline{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta, & \sin \alpha, & -\cos \alpha \sin \beta, \\ -\sin \alpha \cos \beta, & \cos \alpha, & \sin \alpha \sin \beta, \\ \sin \beta, & 0, & \cos \beta, \end{bmatrix}.$$

4. Wyniki badań numerycznych

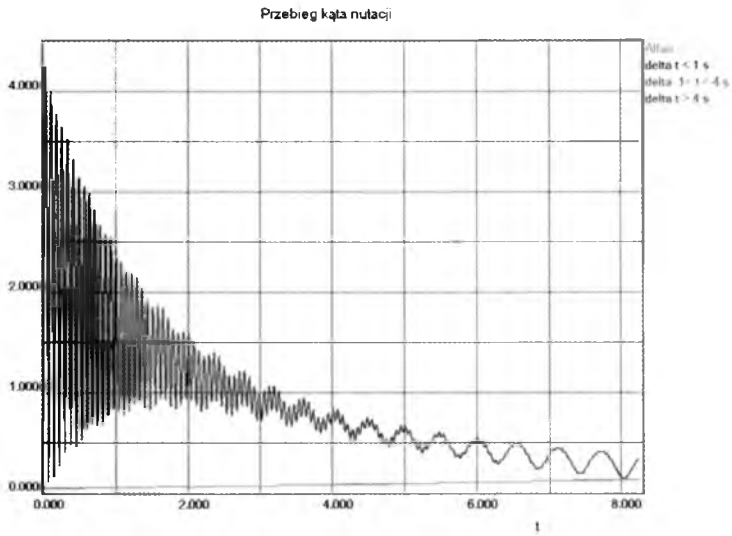
Celem określenia wpływu uproszczeń modelowych na wyniki obliczeń parametrów lotu pocisku, przeprowadzono kompleksowe badania symulacyjne według następującej metodyki:

1. Wykorzystując model MBSz obliczono współrzędne punktów upadku pocisku dla 5 kątów podniesienia lufy działa ($QE = 350, 550, 750, 950, 1150$ mils) oraz 6 prędkości początkowych z tabeli 1.
2. Współczynniki dopasowania występujące w modelach uproszczonych dobrano tak, aby uzyskać zgodność zasięgu X_1 (w przypadku modelu MPM i ZMPM) oraz zgodność odchylenia bocznego X_3 (w przypadku modelu ZMPM) z wynikami otrzymanymi dla modelu MBSz.
3. Wyznaczono postać wielomianów 2-go i 3-go stopnia aproksymujących współczynniki dopasowania (i oraz f_L) modeli uproszczonych w funkcji kąta QE , tak opracowane modele uproszczone nazwano (na potrzeby pracy) modelami skalibrowanymi.
4. Wykorzystując model MBSz oraz skalibrowane modele uproszczone przeprowadzono szereg porównawczych symulacji strzelania (dla pełnego użytkowego zakresu kątów podniesienia lufy działa

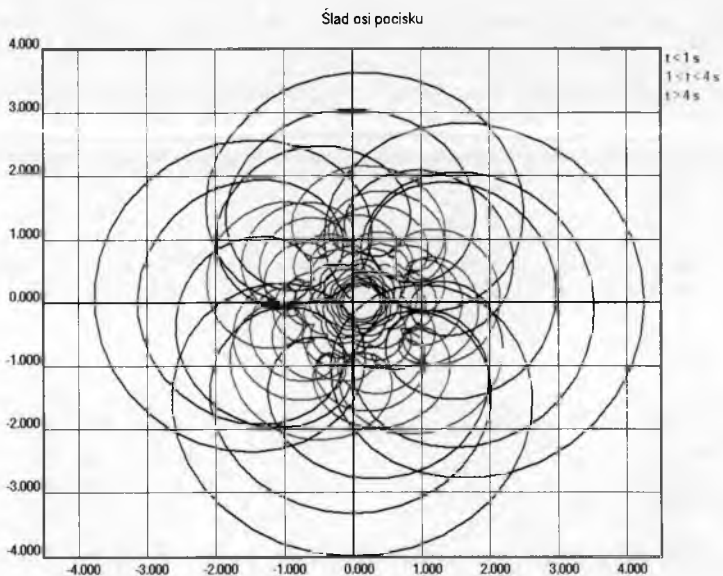
$0^\circ \leq QE \leq 80^\circ$) w warunkach normalnych (tabelarycznych) oraz w warunkach zakłóconych.

W pracy zamieszczono wybrane wyniki przeprowadzonych badań numerycznych (najczęściej dla minimalnej $V_0 = 275$ m/s oraz maksymalnej $V_0 = 687$ m/s prędkości początkowej pocisku).

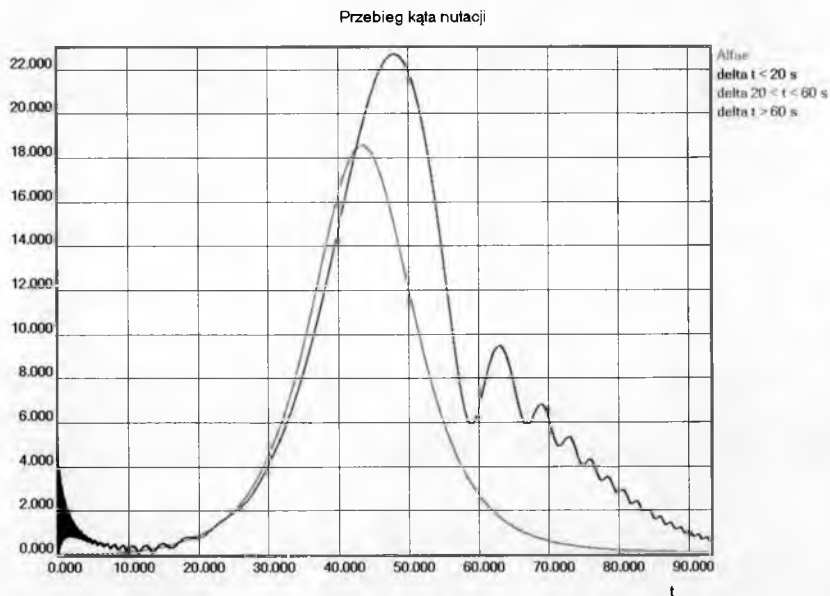
Dla zobrazowania rzeczywistego ruchu pocisku dookoła środka masy, poniżej przedstawiono wykresy śladu zataczanego, w płaszczyźnie prostopadłej do wektora prędkości, przez wierzchołek pocisku, który został wystrzelony z prędkością $V_0 = 687$ m/s torem płaskim (rys. 10) oraz torem stromym (rys. 12). Dla obu wariantów strzelania na rys. 9 oraz rys. 11 porównano przebiegi kąta nutacji δ wyliczonego z modelu MBSz (na wykresie opisany jako - delta) z kątem równowagi dynamicznej α_e wyliczonego z modelu ZMPM (na wykresie opisany jako - Alfae).



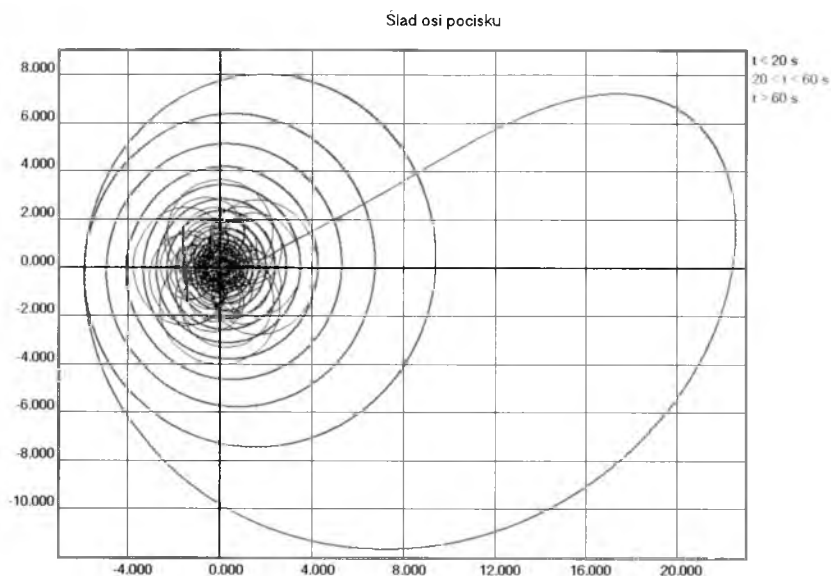
Rys. 9. Przebieg kąta nutacji w funkcji czasu lotu podczas strzelania torem płaskim $QE = 350$ mils z $V_0 = 687$ m/s



Rys. 10. Ślad zataczany przez wierzchołek pocisku podczas strzelania torem płaskim $QE = 350$ mils z $V_0 = 687$ m/s



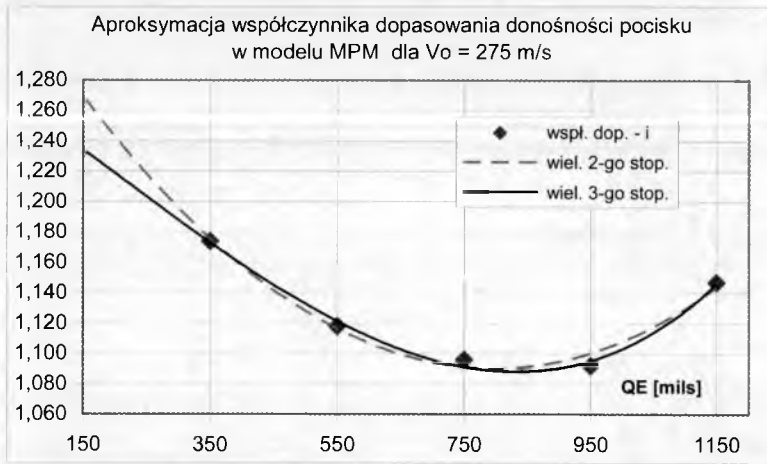
Rys. 11. Przebieg kąta nutacji w funkcji czasu lotu podczas strzelania torem stromym $QE = 1150$ mils z $V_0 = 687$ m/s



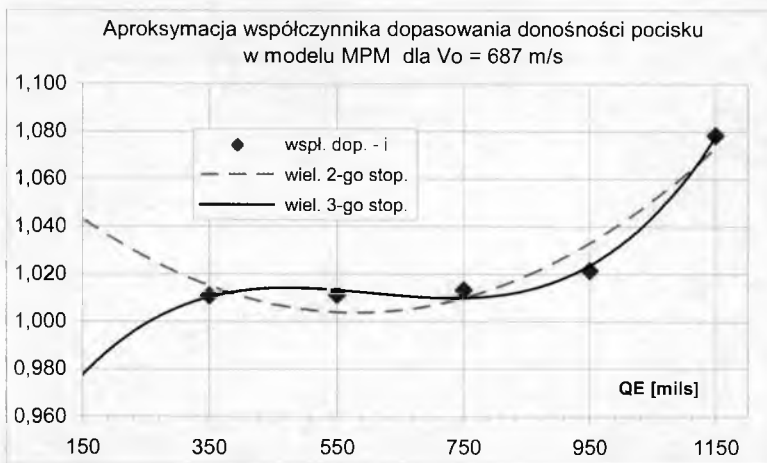
Rys. 12. Ślad zataczany przez wierzchołek pocisku podczas strzelania torem stromym $QE = 1150$ mils z $V_0 = 687$ m/s

Wyniki analiz aproksymacji wielomianami 2-go i 3-go stopnia współczynników dopasowania zasięgu i (dla obu modeli uproszczonych MPM i ZMPM) oraz współczynników dopasowania odchylenia bocznego f_L (dla modelu ZMPM) przedstawiono na kolejnych wykresach (rys. 13 ÷ 18). Rozpatrzono dwa warianty strzelań dla minimalnej $V_0 = 275$ m/s oraz maksymalnej $V_0 = 687$ m/s prędkości początkowej pocisku.

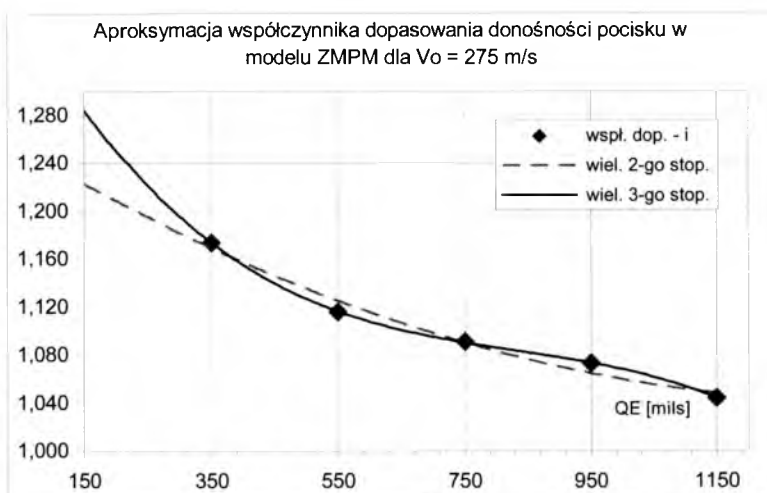
W przypadku aproksymacji współczynnika dopasowania donośności i dla danych uzyskanych przy zastosowaniu modelu MPM (rys. 13 i 14), wyraźnie widać dużą rozbieżność między aproksymacją wielomianem 2-go stopnia a wielomianem 3-go stopnia zwłaszcza przy strzelaniu z maksymalną prędkością początkową na małych kątach rzutu $QE < 300$ mils.



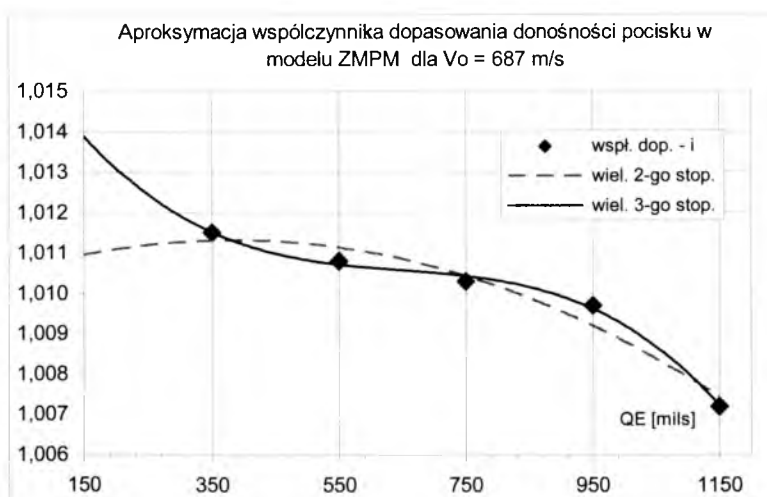
Rys. 13. Aproksymacje współczynnika dopasowania i dla wariantu strzelania z minimalną prędkością początkową $V_0 = 275$ m/s w modelu MPM



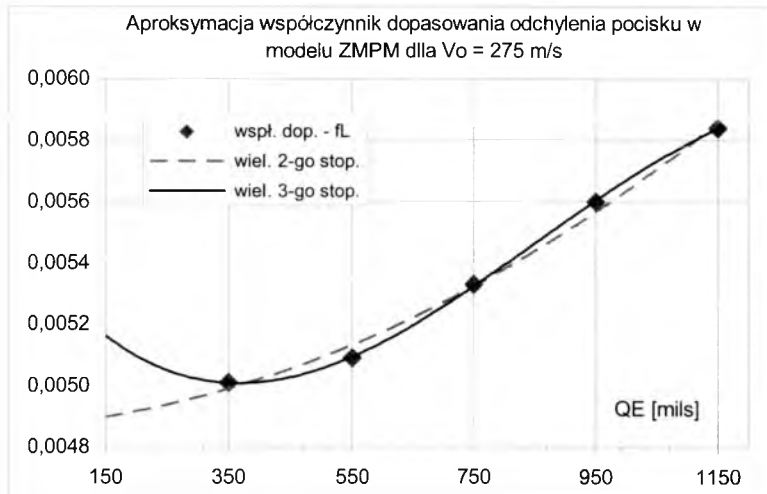
Rys. 14. Aproksymacje współczynnika dopasowania i dla wariantu strzelania z maksymalną prędkością początkową $V_0 = 687$ m/s w modelu MPM



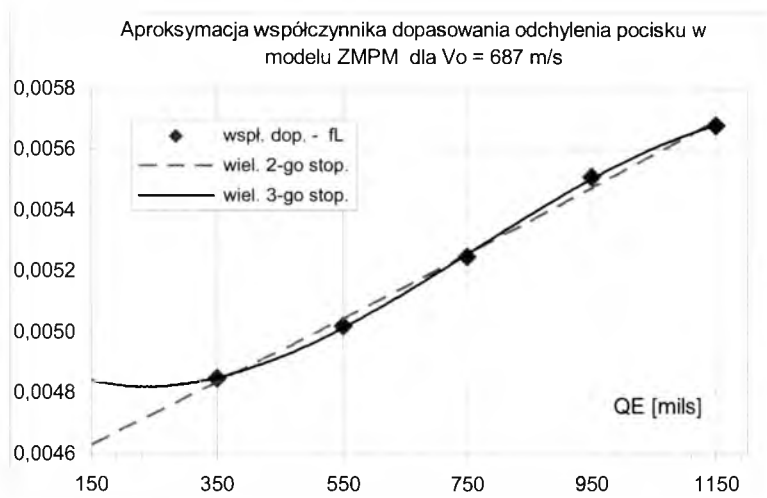
Rys. 15. Aproksymacje współczynnika dopasowania i dla wariantu strzelania z minimalną prędkością początkową $V_0 = 275$ m/s w modelu ZMPM



Rys. 16. Aproksymacje współczynnika dopasowania i dla wariantu strzelania z maksymalną prędkością początkową $V_0 = 687$ m/s w modelu ZMPM



Rys. 17. Aproksymacje współczynnika dopasowania f_L dla wariantu strzelania z minimalną prędkością początkową $V_0 = 275$ m/s w modelu ZMPM



Rys. 18. Aproksymacje współczynnika dopasowania f_L dla wariantu strzelania z maksymalną prędkością początkową $V_0 = 687$ m/s w modelu ZMPM

W przypadku aproksymacji współczynników dopasowania i oraz f_L dla danych uzyskanych przy zastosowaniu modelu ZMPM (rys. 15÷18), także widać dużą rozbieżność między aproksymacją wielomianem 2-go stopnia a wielomianem 3-go stopnia przy strzelaniu na małych kątach rzutu - $QE < 300$ mils.

Celem zobrazowania wpływu stosowanych aproksymacji wielomianowych współczynników dopasowania (i oraz f_L) na dokładność wyznaczenia punktu upadku pocisku podczas strzelania w warunkach normalnych, w tabeli 2 oraz tabeli 3 zamieszczono wyniki symulacji strzelania na kącie $QE = 150$ mils, dla którego (jak wynika z rys. 13 ÷ 18) występują największe różnice w aproksymacjach.

Tabela 2. Porównanie wyników symulacji strzelania według modeli uproszczonych dla wariantu $QE = 150$ mils, $V_0 = 275$ m/s

Typ modelu	Stopień wielom.	X_I [m]	Błąd bez. X_I [m]	Błąd wzg. X_I [%]	X_3 [mils]	Błąd bez. X_3 [mils]	Błąd wzg. X_3 [%]
MBSz	-	2195,9	0 m	0 %	2,96	0	0 %
MPM	2 stop.	2232,8	36,9 m	1,68 %	-	-	-
	3 stop.	2219,9	24,0 m	1,09 %	-	-	-
ZMPM	2 stop.	2221,7	25,8 m	1,17 %	2,62	-0,34	-11,6 %
	3 stop.	2214,5	18,6 m	0,85 %	2,73	0,22	-7,6 %

Tabela 3. Porównanie wyników symulacji strzelania według modeli uproszczonych dla wariantu $QE = 150$ mils, $V_0 = 687$ m/s

Typ modelu	Stopień wielom.	X_I [m]	Błąd bez. X_I [m]	Błąd wzg. X_I [%]	X_3 [mils]	Błąd bez. X_3 [mils]	Błąd wzg. X_3 [%]
MBSz	-	7263,8	0	0 %	4,25	0	0
MPM	2 stop.	7167,6	-96,2	-1,32 %	-	-	-
	3 stop.	7371,6	107,8	1,48 %	-	-	-
ZMPM	2 stop.	7266,6	2,8	0,04 %	4,13	-0,12	-2,8 %
	3 stop.	7257,9	-5,9	-0,08 %	4,28	0,03	0,7 %

W powyższych tabelach zastosowano następujące oznaczenia:

X_I – zasięg strzelania (donośność) w [m],

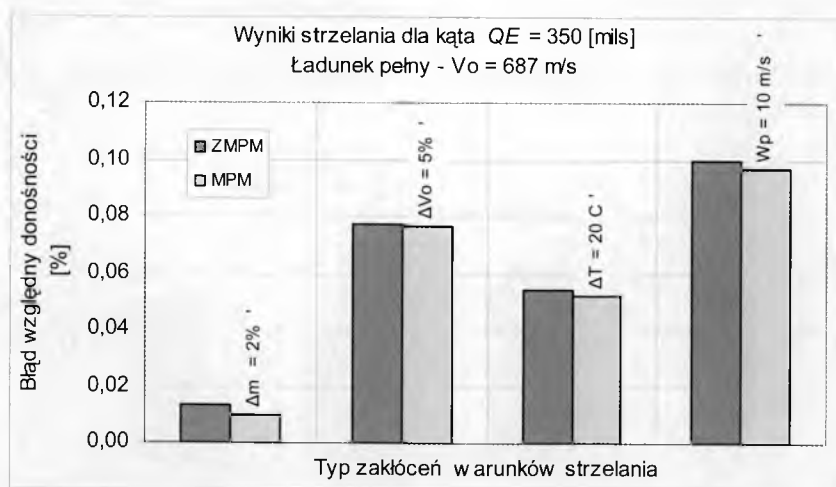
Błąd bez. X_I – błąd bezwzględny wyznaczenia zasięgu w [m],

Błąd wzg. X_I – błąd względny zasięgu w [%],

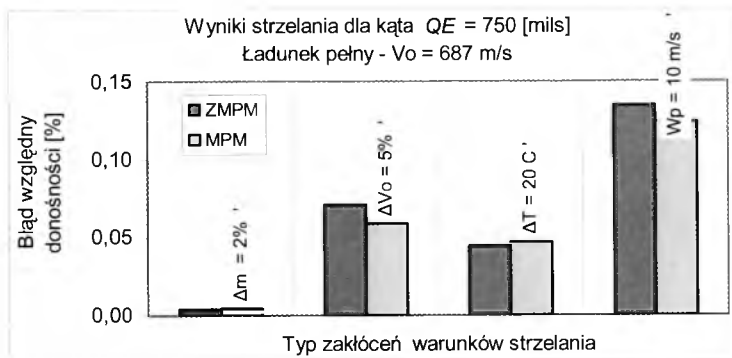
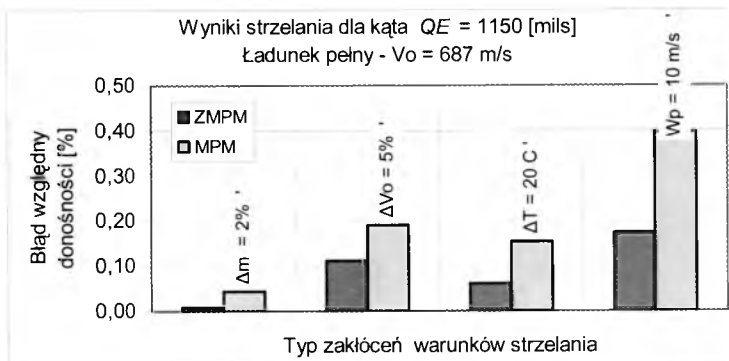
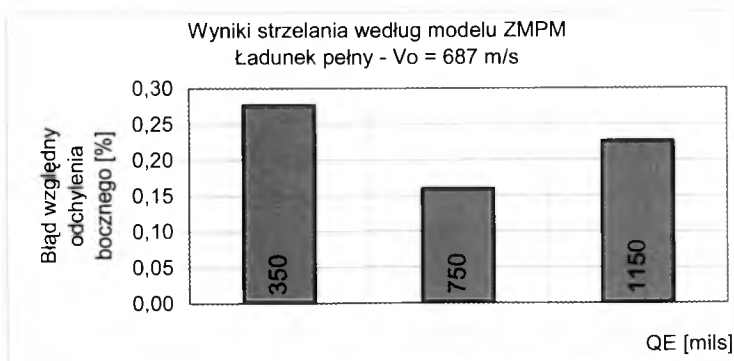
X_3 – odchylenie boczne pocisku od płaszczyzny strzelania w [mils],
 Błąd bez. X_3 – błąd bezwzględny wyznaczenia odchylenia w [mils],
 Błąd wzg. X_3 – błąd względny wyznaczenia odchylenia w [%].

Na zakończenie zostaną przedstawione wyniki badań dokładności obliczeń (w oparciu o skalibrowane modele uproszczone MPM oraz ZMPM) współrzędnych punktu upadku pocisków w przypadku strzelania w tzw. warunkach zakłóconych odpowiadających warunkom rzeczywistym. Zaprezentowane poniżej wyniki (w postaci błędów względnych donośności i odchylenia bocznego) dotyczą wariantu strzelania z maksymalną prędkością początkową $V_0 = 687$ m/s dla trzech kątów podniesienia lufy dział $QE = 350$ mils (rys. 19), $QE = 750$ mils (rys. 20) oraz $QE = 1150$ mils (rys. 21). W badaniach uwzględniono następujące typowe zakłócenia warunków strzelania:

- odchyłkę masy pocisku o 2%,
- odchyłkę prędkości początkowej o 5%,
- odchyłkę temperatury powietrza o 20°C,
- wiatr podłużny o prędkości 10 m/s,
- wiatr boczny o prędkości 10 m/s.



Rys. 19. Analiza błędów donośności - strzelanie na kącie $QE = 350$ mils

Rys. 20. Analiza błędów donośności - strzelanie na kącie $QE = 750$ milsRys. 21. Analiza błędów donośności - strzelanie na kącie $QE = 1150$ mils

Rys. 22. Analiza błędów odchylenia bocznego przy wietrze bocznym

Z analizy wykresów wynika, iż największe błędy wyznaczania donośności w oparciu o modele uproszczone, występują podczas strzelania torami stromymi, ale nawet wówczas nie przekraczają poziomu 0,4 %. Dokładność obu modeli uproszczonych jest porównywalna, aczkolwiek nieco większą dokładnością, dla dużych kątów podniesienia lufy działa $QE > 1150$ mils, charakteryzuje się model ZMPM.

5. Podsumowanie

Przeprowadzone obliczenia i analizy wykazały, iż oba uproszczone modele (MPM oraz ZMPM) pozwalają obliczyć tor pocisków pod względem donośności z dużą dokładnością, przy czym model ZMPM również pod względem odchylenia od kierunku strzelania. Zastosowanie aproksymacji współczynników dopasowania (donośności - i oraz odchylenia - f_L) wielomianem trzeciego stopnia zmniejsza błędy wyznaczenia toru lotu w oparciu o modele uproszczone.

Celem zwiększenia dokładności wyznaczania punktów upadku, w oparciu o modele uproszczone, dla małych kątów QE , wydaje się być celowe rozszerzenie badań poligonowych (Stanag 4144 ED.2) o strzelania na dodatkowym kącie podniesienia lufy działa poniżej 350 mils.

Reasumując, odpowiednio skalibrowany model ZMPM jest dostatecznie dokładny a przy tym szybki w działaniu, co predysponuje go do wykorzystania w procesie sporządzania tabel strzelniczych oraz w systemach kierowania ogniem artylerii polowej.

Bibliografia

1. Baranowski L., *Modele trajektorii ruchu pocisku artyleryjskiego w układach odniesienia zgodnych z polską normą PN-83*, Biuletyn WAT, LI, **10**, 2002, 85-104
2. Baranowski L., Gacek J., Dec R., *Model symulacyjny ruchu pocisku artyleryjskiego zgodny ze Stanagiem 4355*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, **28**, Gliwice 2005, 81-86
3. Procedures to Determine the Fire Control Inputs for use in Indirect Fire Control Systems, STANAG 4144 (Edition 2)
4. The Modified Point Mass Trajectory Model, STANAG 4355 (Edition 3)
5. Tabele strzelnicze do 122 mm haubicy samobieżnej 2S1

**Praca naukowa finansowana ze środków Komitetu Badań Naukowych
w latach 2004-2006 jako projekt badawczy 0T00B00127**

**NUMERICAL MODELING OF IN-FLIGHT DYNAMICAL
BEHAVIOUR OF SPIN STABILIZED PROJECTILES BASING ON
MATHEMATICAL MODELS OF DIFFERENT SIMPLIFICATION
LEVELS**

The paper shows the investigations into the influence the simplifications introduced into mathematical models exert on the results obtained from numerical simulation of exterior ballistics of spin stabilized projectiles, that are dynamically stable and reveal at least trigonal symmetry. In the work we have examined and compared between three mathematical models of a 122 mm projectile OF-462, which differed in complexity levels in view of aerodynamic aspects.

BADANIA WŁASNOŚCI DYNAMICZNYCH MAŁOGABARYTOWEJ BOMBY ĆWICZEBNEJ

ANDRZEJ ŻYLUK

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: andrzej.zyluk@itwl.pl

W artykule przedstawiono badania własności dynamicznych małogabarytowej bomby lotniczej. Zaprezentowano niektóre wyniki badań aerodynamicznych i symulacyjnych. Przedstawiono ogólny model matematyczny lotniczych środków bojowych.

1. Wstęp

Stosowanie bomb ćwiczebnych ma na celu podniesienie bezpieczeństwa szkolenia załóg w atakowaniu celów naziemnych z użyciem bombardierskich środków rażenia przy jednoczesnym obniżeniu jego kosztów. Bomby ćwiczebne małych wagomiarów ułatwiają obsługę techniczną i zabezpieczenie logistyczne poprzez prostotę podwieszania na samolocie, niewielkie rozmiary i masę a co za tym idzie szybszą obsługę techniczną oraz dogodne warunki składowania i przewozu. W przypadku zastosowania adapterów, pozwalających na podwieszanie kilku bomb ćwiczebnych na jednym podwieszeniu szkolenie lotnicze w bombardowaniu może przebiegać efektywniej i szybciej.

Stosuje się dwa rodzaje bomb ćwiczebnych:

- bomby do szkolenia podstawowego (małego wagomiaru),
- bomby do szkolenia zaawansowanego (pełnowymiarowe).

Ćwiczebne bomby małego wagomiaru są przeznaczone do szkolenia podstawowego i mają z reguły niewielką masę (od 5 do 25 kg). Niewielka masa ma zmniejszyć skutki ewentualnego zrzutu bomby poza terenem poligonu i ograniczyć ewentualne szkody. W miarę możliwości

i potrzeb konstruuje się bomby ćwiczebne o balistyce podobnej do balistyki najczęściej stosowanych bomb bojowych.

Znajomość charakterystyk dynamicznych (balistycznych) lotniczych środków bojowych w tym bomb lotniczych ma istotne znaczenie w procesie ich projektowania, badań, produkcji oraz eksploatacji. Parametry kinematyczne toru lotu tych obiektów, a także ich charakterystyki dynamiczne są funkcjami wielu zmiennych, między innymi warunków początkowych ruchu, parametrów konstrukcyjnych, charakterystyk aerodynamicznych i masowych, parametrów otoczenia itp.

Bomby ćwiczebne są one elementem systemu wyposażenia samolotu bojowego i jako takie powinny spełniać wymagania techniczne w zakresie kompatybilności z nosicielem, a w tym minimalizację współczynnika oporu, optymalizację miejsca usytuowania ich na płatowcu oraz zapewnienia bezpiecznego i bezkolizyjnego zrzutu, strzału, odpalenia, miotania. Z punktu widzenia dynamiki, bomby lotnicze jako przedmiot badań, zaszeregowano do zbioru obiektów ruchomych, w tym do podzbioru obiektów swobodnych.

2. Model matematyczny i symulacyjny bomby lotniczej

Bombę lotniczą w ogólnym przypadku zdefiniowano jako bryłę sztywną o skończonych wymiarach i stałej masie, o 6 stopniach swobody, na którą działają siły i momenty sił grawitacyjnych i aerodynamicznych.

Ogólne równania ruchu wyprowadzono na podstawie podstawowych zasad dynamiki ruchu bryły sztywnej:

- pochodnej pędu względem czasu:

$$\frac{d\bar{I}_0}{dt} = \bar{F} \quad (1)$$

- pochodnej krętu względem czasu:

$$\frac{d\bar{K}_0}{dt} = \bar{M} \quad (2)$$

W układzie współrzędnych związanym sztywno z bombą, z początkiem w dowolnie wybranym punkcie otrzymano następujące równania ruchu:

$$\frac{\delta \bar{\Pi}_0}{\delta t} + \bar{\Omega} \times \bar{\Pi}_0 = \bar{F} \quad (3)$$

$$\frac{\delta \bar{K}_0}{\delta t} + \bar{\Omega} \times \bar{K}_0 + \bar{V}_0 \times \bar{\Pi}_0 = \bar{M} \quad (4)$$

Ogólny model matematyczny bomby w ruchu przestrzennym można przedstawić w postaci macierzowej:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{V}} + \mathbf{K}\mathbf{M}\mathbf{V} = \mathbf{Q} \quad (5)$$

gdzie:

- wektor przyspieszeń: $\dot{\mathbf{V}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T$
- wektor prędkości: $\mathbf{V} = [U, V, W, P, Q, R]^T$
- macierz sił zewnętrznych: $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = [X, Y, Z, L, M, N]^T$
- macierz bezwładności:

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ \hline 0 & -S_z & S_y & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix}$$

- macierz parametrów kinematycznych:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix}$$

Związki kinematyczne można przedstawić w postaci:

$$\dot{\mathbf{r}} = [\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]^T = \mathbf{F} [U, V, W, P, Q, R]^T \quad (6)$$

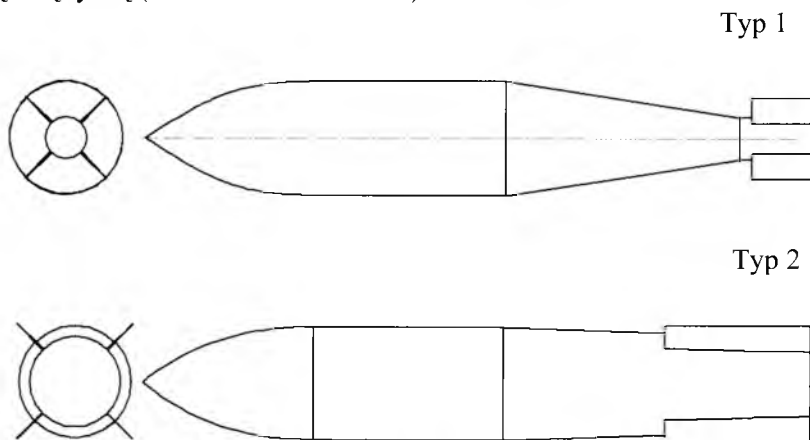
Powyższy układ równań łącznie z zależnościami opisującymi siły i momenty sił zewnętrznych, związki kinematyczne, kąt natarcia i ślizgu, zmianę gęstości z wysokością oraz prędkość opływu stanowi ogólny model matematyczny bomby w ruchu przestrzennym.

W wyniku rozwiązania równań ruchu i związków kinematycznych oraz uwzględnieniu warunków początkowych otrzymano: położenie kątowe Θ , Φ , Ψ oraz liniowe x_1 , y_1 , z_1 ; prędkości liniowe U , V , W oraz kątowe P , Q , R ; kąty aerodynamiczne natarcia α i ślizgu β oraz prędkość lotu V_0 i odpowiadającą jej liczbę Macha Ma .

Na podstawie przyjętego modelu matematycznego ruchu oraz opływu bomby, opracowany został cyfrowy model symulacyjny ruchu ćwiczebnego środka bojowego w niejednorodnym polu prędkości.

3. Badania aerodynamiczne

Wyniki pomiarów i obliczeń współczynników aerodynamicznych modelu bomby przedstawiono na rys.3÷6. W badaniach uwzględniono wpływ liczby Reynoldsa Re , liczby Macha Ma i kąta natarcia α na przebieg charakterystyk. Pomiarów wykonano dla dwóch typów modeli bomb (rys.1) o tych samych parametrach geometrycznych, różniących się częścią tylną (układem statecznika).



Rys. 1. Modele bomby

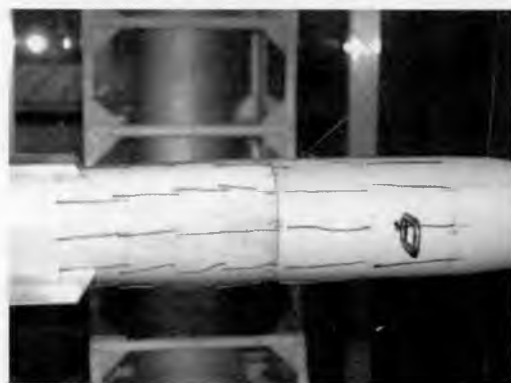
Parametry geometryczne modelu bomby przedstawiono poniżej:

- długość całkowita $L_1=0,65$ m;
- średnica maksymalnego przekroju $D_1=0,11$ m;
- wydłużenie $\lambda_1=5,91$;
- powierzchnia odniesienia $S_1=0,00950\text{m}^2$.

Badania wykonano dla dodatnich oraz ujemnych kątów natarcia (zakres -25 deg do $+25$ deg) przy wybranej prędkości napływającego strumienia (rys. 2).

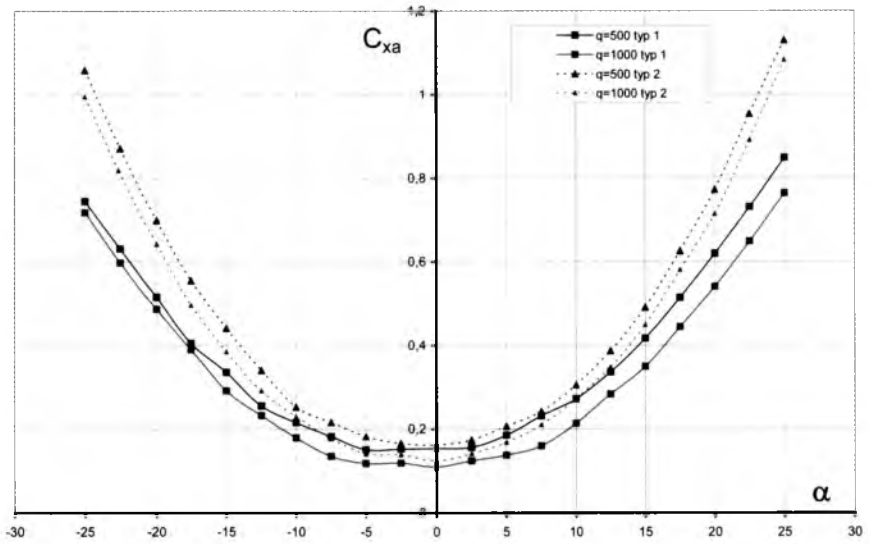
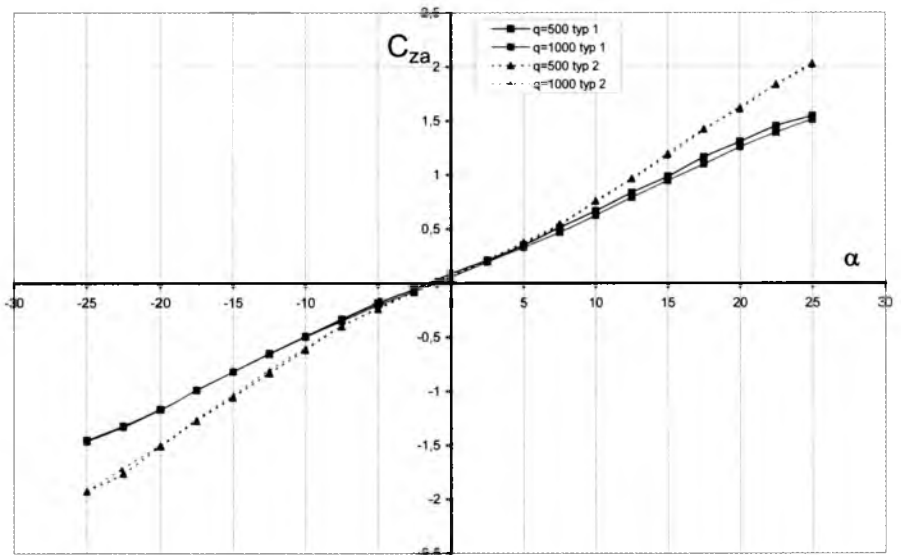


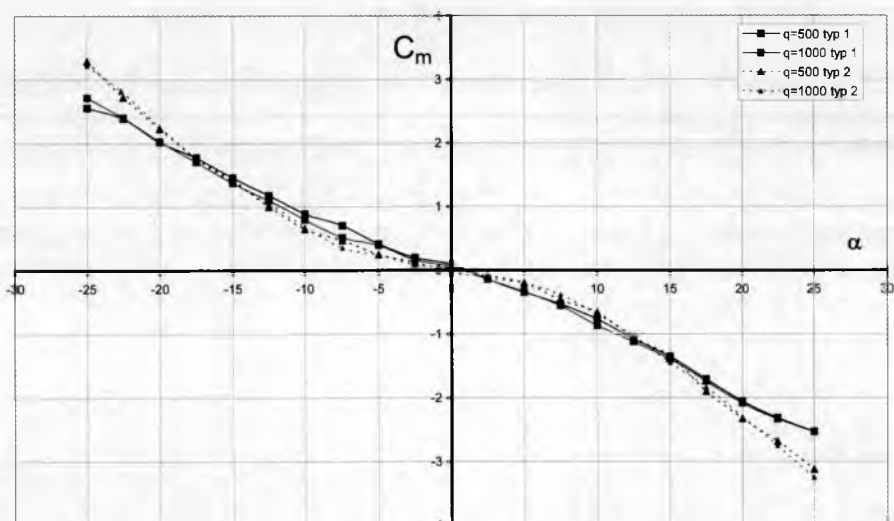
Kąta natarcia $\alpha = 25^\circ$



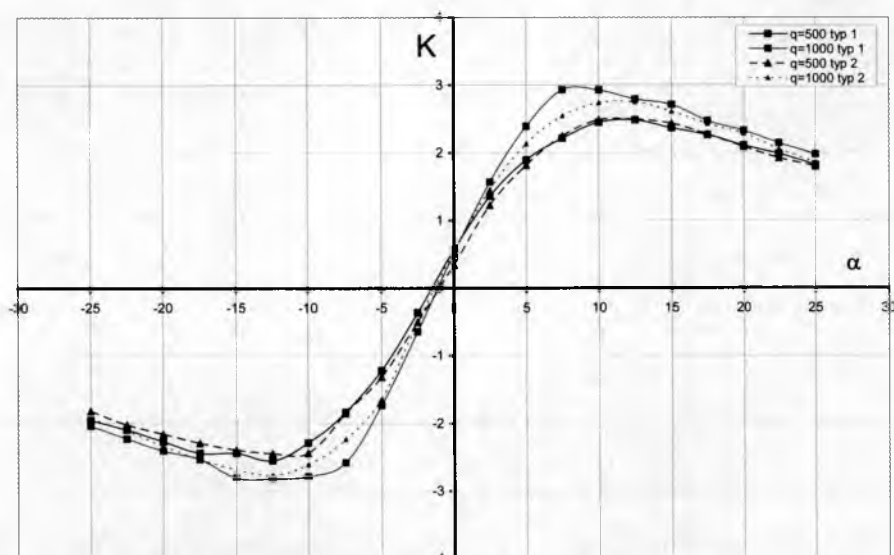
Kąta natarcia $\alpha = 0^\circ$

Rys. 2. Wizualizacja modelu bomby w tunelu aerodynamicznym

Rys. 3. Współczynnik oporu aerodynamicznego $C_{xa}(\alpha)$ Rys. 4. Współczynnik aerodynamicznej siły nośnej $C_{za}(\alpha)$



Rys. 5. Współczynnik aerodynamiczny momentu pochylającego $C_m(\alpha)$

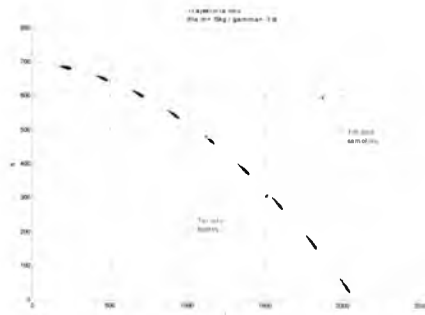


Rys. 6. Doskonałości aerodynamiczna $K = f(\alpha)$

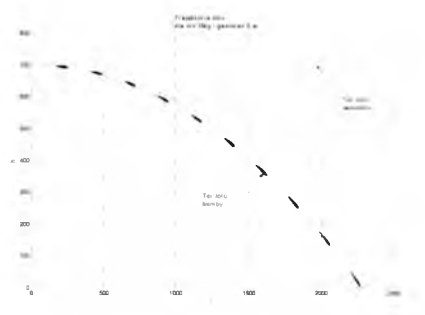
4. Badania symulacyjne ruchu bomby lotniczej

Symulacje ruchu bomby ćwiczebnej przeprowadzono dla obiektów o różnych masach: 5 kg, 10 kg, i 15 kg.

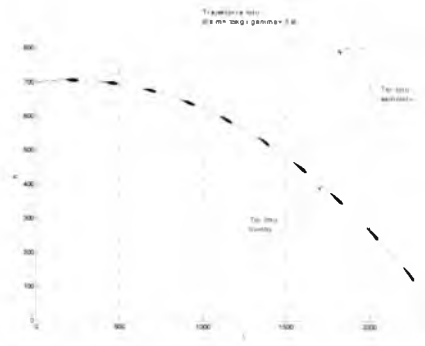
Zaprezentowano wyniki symulacji (rys.7÷13) dla bomby o masie 15 kg. Analizując te wykresy można stwierdzić, że bomba z belki podwieszeniowej schodzi prawidłowo nie ma niebezpieczeństwa kolizji jej ze strukturą samolotu. Ruch bomby jest stateczny, szybko stabilizuje się ona na torze.



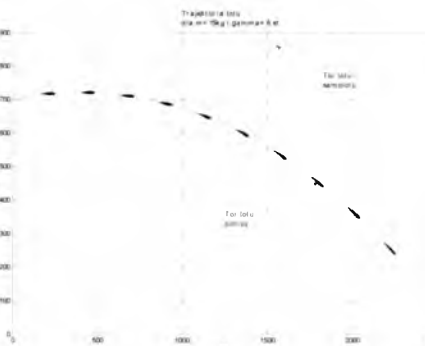
Kąt natarcia $\alpha = -3$ deg



Kąt natarcia $\alpha = 0$ deg

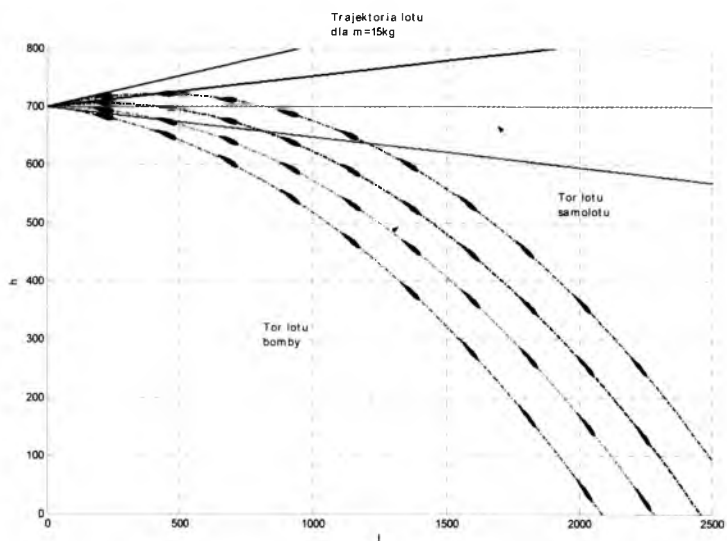


Kąt natarcia $\alpha = 3$ deg

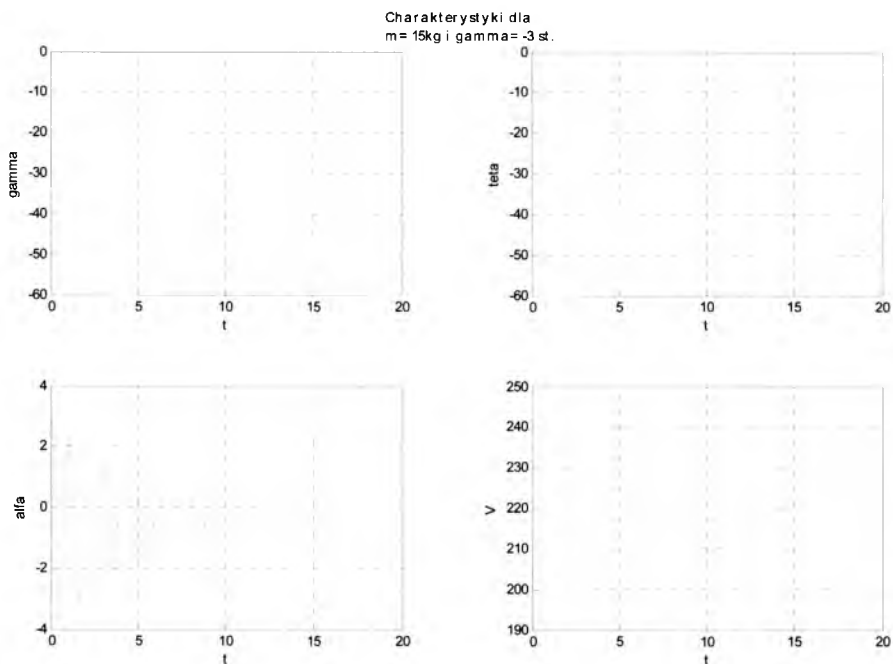


Kąt natarcia $\alpha = 6$ deg

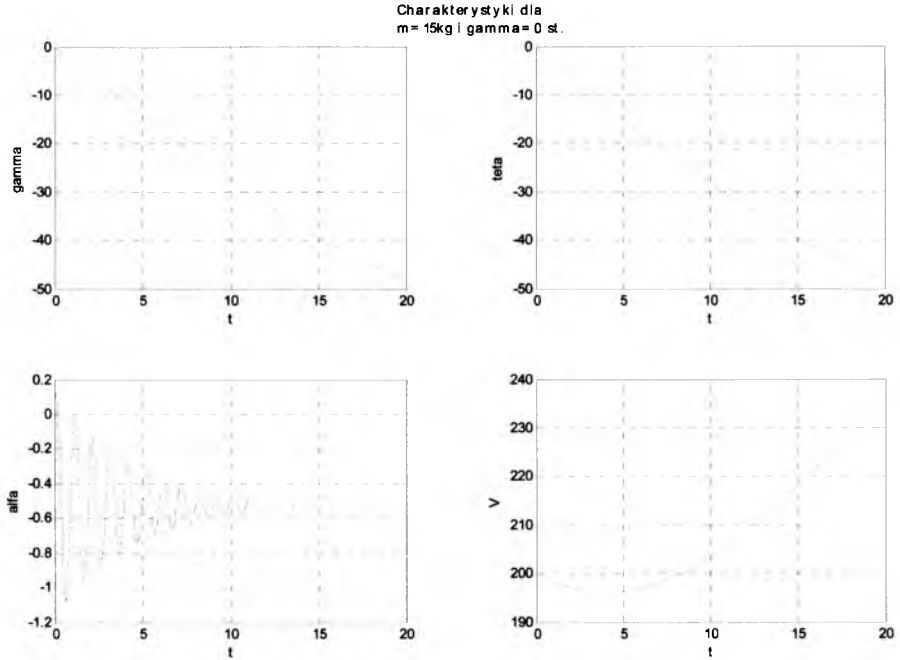
Rys. 7. Tory ruchu bomby ćwiczebnej dla różnych początkowych wartości kąta natarcia



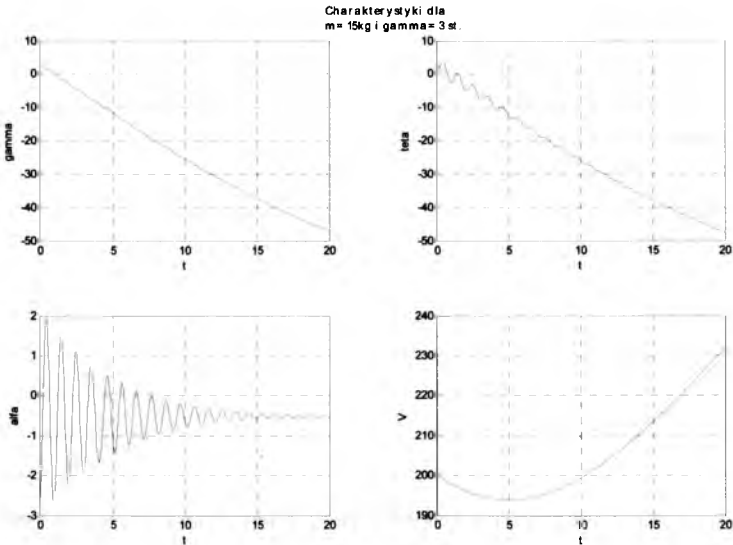
Rys. 8. Porównanie torów ruchu bomby ćwiczebnej.
Początkowe kąty natarcia $\alpha=-3, 0, 3, 6$ deg



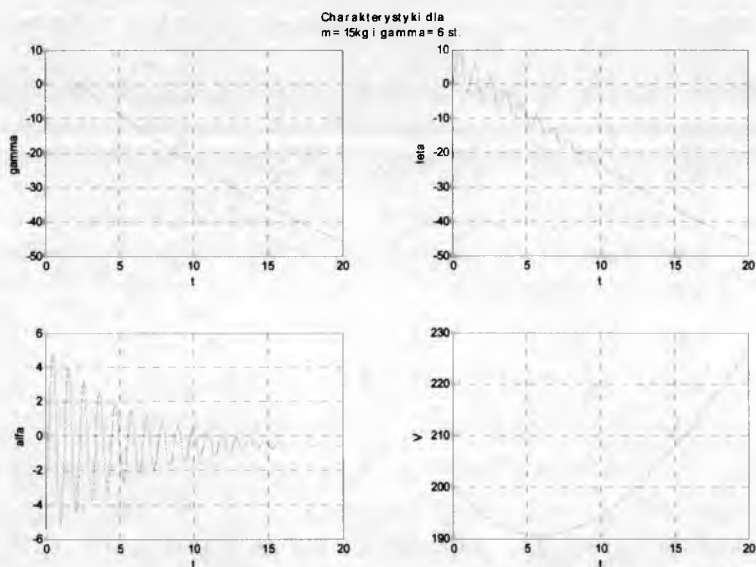
Rys. 9. Charakterystyki ruchu bomby ćwiczebnej
Początkowy kąt natarcia $\alpha=-3$ deg



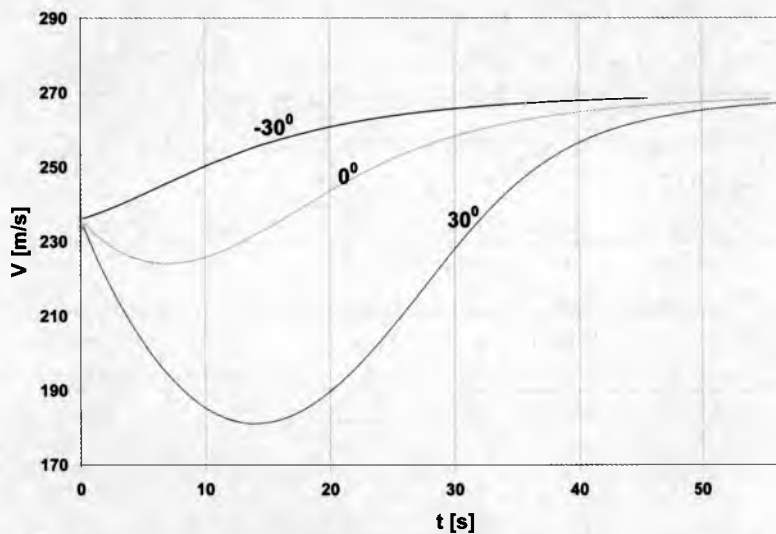
Rys. 10. Charakterystyki ruchu bomby ćwiczebnej
Początkowy kąt natarcia $\alpha=0\text{ deg}$



Rys. 11. Charakterystyki ruchu bomby ćwiczebnej
Początkowy kąt natarcia $\alpha=3\text{ deg}$



Rys. 12. Charakterystyki ruchu bomby ćwiczebnej
Początkowy kąt natarcia $\alpha = 6\text{ deg}$



Rys. 13. Zmiana prędkości bomby na torze w zależności od kąta zrzutu

5. Wnioski

Analiza wyników przeprowadzonych badań umożliwiła przedstawienie następujących wniosków.

1. Opracowany model charakteryzuje się:
 - możliwością badań układów z uwzględnieniem ich złożoności konstrukcyjnej, zmian parametrów wejściowych, oddziaływania otoczenia itp.,
 - możliwością identyfikacji parametrów,
 - łatwością w posługiwaniu się modelem,
 - szerokim zakresem możliwości badawczych i ich zastosowań,
 - łatwością modyfikacji modelu dzięki ogólności jego opisu.
2. Symulacja procesu oddzielenia wykazała, że odejście bomby od samolotu przebiega poprawnie, bezkolizyjnie i nie zagraża bezpieczeństwu nosiciela.
3. W wyniku symulacji trajektorii wyznaczono:
 - tor lotu bomby,
 - zmianę prędkości na torze lotu,
 - zmianę kąta pochylecia i odchylenia na torze lotu,
 - przebieg kątów natarcia i ślizgu na torze.
4. Analiza dynamiki ruchu bomby wykazała, że jest ona stateczna na torze lotu.
5. W wyniku przeprowadzonych obliczeń uzyskano prędkość charakterystyczną $V_{\Theta} = 270$ m/s.
6. Uzyskane wyniki badań aerodynamicznych i symulacyjnych zostaną zweryfikowane w praktyce. Weryfikacja wniosków z badań symulacyjnych zostanie potraktowana jako sprawdzian poprawności opracowanych modeli badawczych.

Bibliografia

1. Buler W., Długołęcki A.M., Winczura Z., Żyłuk A., *Badania lotniczych środków bojowych*, Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej, **6**, ITWL, Warszawa 2006

2. Gacek J., Balistyka zewnętrzna cz. I, *Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Wydawnictwo WAT, Warszawa 1999
3. Gacek J., Balistyka zewnętrzna cz. II, *Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Wydawnictwo WAT, Warszawa 1999
4. Lasek M., Żyłuk A., *Badania bomby lotniczej o wagomiarze 250 kg*, XI Ogólnopolska/II Międzynarodowa Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, ML-XI 2004, Kazimierz Dolny 2004
5. Winczura Z., Żyłuk A., *Weryfikacja modelu lotniczego środka bojowego badaniami doświadczalnymi*, XXXIX Sympozjon „Modelowanie w mechanice”, Wiśła 2000, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, Gliwice 2000
6. Żyłuk A., *Experimental validation of mathematical model describing external stores separation*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, **43**, 4, 2005.
7. Żyłuk A., *Badania w locie uzbrojenia lotniczego*, Nauka, Innowacja, Technika, **1**, 2005.
8. Żyłuk A., *Eksperymentalna weryfikacja matematycznego modelu dynamiki lotu bomb lotniczych*, X Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie” ML-X 2002, Kazimierz Dolny 2002
9. The USAF Stability and control DATCOM, McDonnell Douglas Astronautics Company, USA 1999
10. Opracowanie *Analiza balistyczna niekierowanych pocisków raketowych z imitatorem celów powietrznych*, sprawozdanie ITWL (niepublikowane), Warszawa 2005
11. Opracowanie *Charakterystyki balistyczne bomby ćwiczebnej LBC^Ćw-10*”, ITWL 1850/50, Warszawa 2004
12. Opracowanie *Analiza charakterystyk balistycznych zestawu do szkolenia personelu latającego z zakresu użycia broni bombardierskiej*, ITWL 1576/50, Warszawa 2004
13. Sprawozdanie nr 1/ZAIT/WAT/04 *Badania własności aerodynamicznych modelu bomby ćwiczebnej LBC^Ćw-10*”, ITWL 1843/51, Warszawa 2004
14. NO-10-A005:1999, Uzbrojenie Lotnicze – Bomby-Terminologia, klasyfikacja i symbole
15. NO-10-A206:2000, Uzbrojenie Lotnicze – Bomby ćwiczebne – Wymagania ogólne

INVESTIGATIONS INTO DYNAMICAL BEHAVIOUR OF A SMALL-SIZED PARCTICE BOMB

The paper presents the investigations into dynamical behaviour of a small-sized aerial bomb.

Some results are presented obtained from aerodynamical tests and numerical simulations, respectively. A general mathematical model of warfare ammunition has been developed as well.

SYSTEM STEROWANIA IMPULSOWEGO DLA BOMB LOTNICZYCH I POCISKÓW BEZNAPEĐOWYCH

ROBERT GŁĘBOCKI

RYSZARD VOGT

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: rgleb@meil.pw.edu.pl

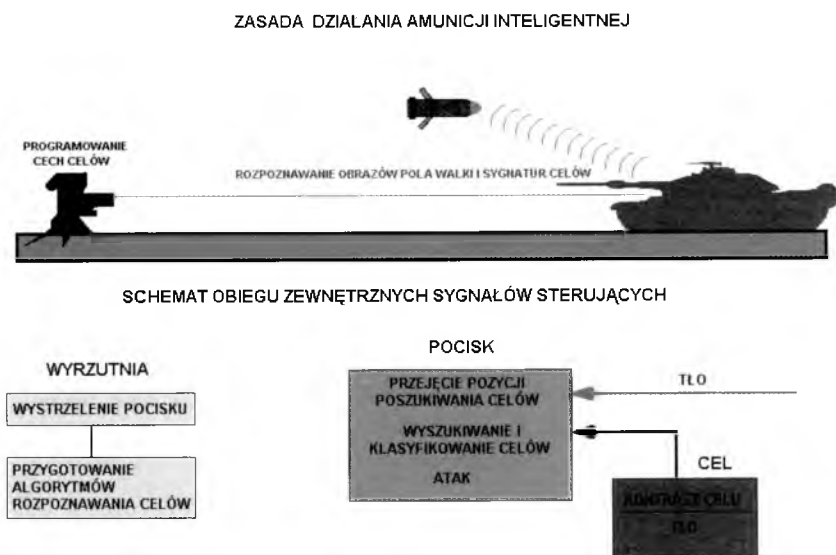
Celem pracy jest przedstawienie zagadnienie sterowania przeciwpancernymi pociskami moździerzowymi i bombami lotniczymi. Pociski tego typu są naprowadzane na cel z górnej półsfery. Układ sterowania oddziałuje na trajektorię lotu poprzez zestaw jednorazowych, raketowych silników korekcyjnych. Sterowanie odbywa się jedynie w czasie ostatniej stromej fazy lotu. Pocisk należy do klasy pocisków „wystrzel i zapomnij”, jest wystrzelowany nad obszar operowania celów i w trakcie opadania naprowadza się na wybrany cel. W referacie przedstawiono częściowo wyniki badań dotyczących procesów sterowania w fazie ataku. Z badań symulacyjnych otrzymano dobre wyniki dla strzałów, gdy trajektoria lotu w ostatniej jego fazie dostatecznie stroma. Problemy wystąpiły przy maksymalnym zasięgu strzałów (powyżej pięciu kilometrów). Trajektoria lotu jest wówczas dość „płaska”. Pociski upadają wówczas często przed celem. Praca omawia szczegóły tego problemu i proponowane przez autorów sposoby jego rozwiązania.

1. Wprowadzenie do zagadnienia

W referacie zawarte zostały wybrane wyniki badań nad zagadnieniem naprowadzania sterowanych pocisków moździerzowych i bomb lotniczych z górnej półsfery poprzez korygowanie ich toru lotu przy pomocy jednorazowych impulsowych raketowych silników korekcyjnych. Szczególną uwagę zwrócono na problemy występujące przy strzelaniu na maksymalnych zasięgach oraz przedstawiono propozycję ich rozwiązania

opartą na algorytmach sterujących bazujących na sztucznych sieciach neuronowych.

Pocisk wystrzeliwany jest z moździerca i sterowany jest jedynie w fazie opadania już na stromym odcinku swej trajektorii lotu. Pociski takie zaliczamy do amunicji inteligentnej (rysunek 1). Realizują zasadę *fire and forget* są niejako wstrzeliwane w obszar działania i dopiero w końcowej stromej fazie swego lotu naprowadzane na cel. Muszą być dość dokładnie wprowadzone nad obszar działania celów. Zakłada się, że głowica śledząca ma kąt obserwacji do 12° i postrzega cele z odległości do 1000m. Pocisk wiruje w trakcie lotu ruchem wymuszonym poprzez przekoszenie brzechw.

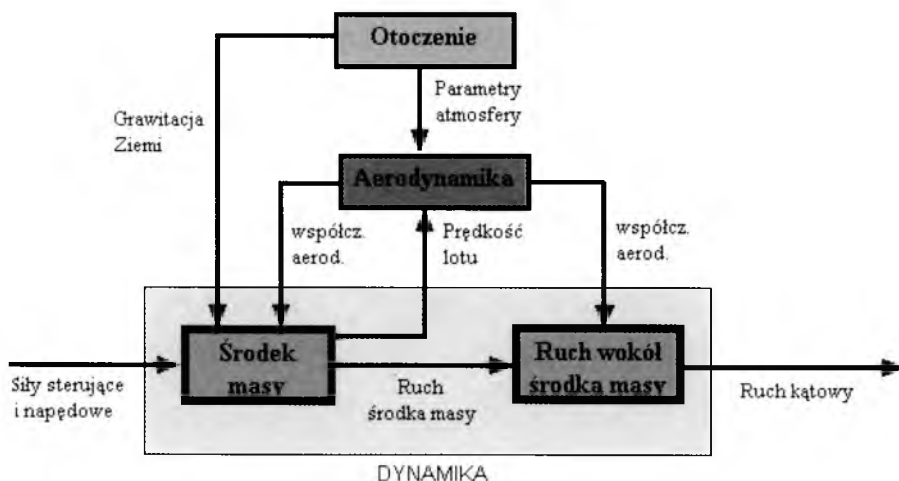


Rys. 1. Zasada działania amunicji inteligentnej

W takim typie pocisku, gdzie sterowanie lotem jest tylko w końcowej jego fazie, wymagane jest niezbyt duże, ale szybkie wpływanie na jego wektor prędkości. Zadanie takie bardzo dobrze może być zrealizowane przez układ wykonawczy zbudowany na bazie raketowych silników korekcyjnych. Niewielkie silniki raketowe skuteczniej będą oddziaływać na wektor prędkości pocisku niż klasyczne sterowanie aerodynamiczne. Przez co mogą dać lepsze od niego efekty samonaprowadzania.

2. Dynamika zjawiska

Stosowane dotychczas metody sterowania obiektami latającymi zakładają, iż układ wykonawczy sterowania tak oddziałuje na obiekt sterowany, aby siły pochodzące od sterów wywoływały zmianę momentu sił oddziałujących na obiekt, powodując jego obrót wokół środka masy, dzięki czemu powierzchnie nośne otrzymują niezbędny kąt natarcia potrzebny do wytworzenia siły sterującej. Tak więc, najpierw wywoływany jest obrót obiektu wokół środka masy co dopiero pociąga za sobą zmianę wektora prędkości środka masy obiektu.



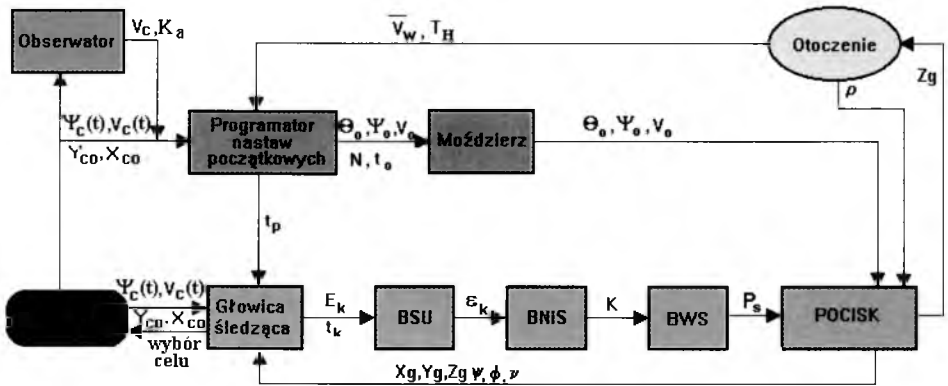
Rys. 2. Schemat blokowy dynamiki obiektu latającego sterowanego poprzez oddziaływanie bezpośrednio na środek ciężkości

W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół raketowych silników korekcyjnych) oddziałuje na środek masy obiektu, a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych (rys. 2). Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor prędkości.

W obiektach wirujących, gdzie jeden kanał służy do sterowania zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej, przyjęcie takiego rozwiązania pozwala nie tylko na szybszą reakcję obiektu na bodźce sterujące ruchem, a co za tym idzie możliwość precyzyjniejszego

naprowadzania obiektu na cel, lecz również umożliwia uproszczenie układu wykonawczego sterowania.

System naprowadzania, będący przedmiotem opisu, nie posiada giroskopowego układu odniesienia. Cały proces naprowadzania, realizowany w systemie, jest prowadzony w układzie współrzędnych związanych z wirującym pociskiem. Upraszcza to znacznie aparaturę sterującą ale jednocześnie komplikuje logikę przetwarzania sygnałów oraz dynamikę sterowanego ruchu obiektu



Rys. 3. Schemat blokowy systemu naprowadzania pocisku do celu

Ogólny schemat blokowy systemu, opisujący podstawowe jego funkcje przedstawia rysunek 3. Podstawowymi właściwościami tego systemu są:

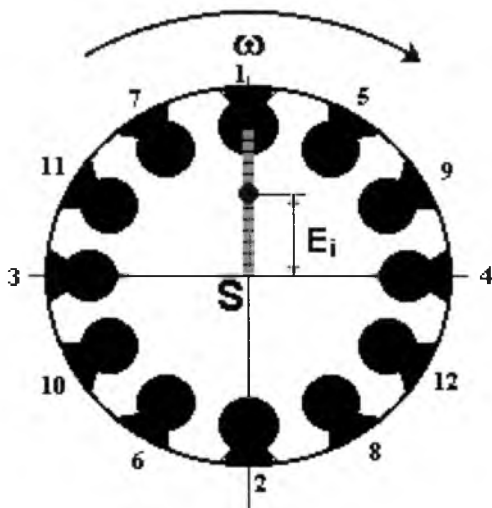
- Głowica Śledząca z liniowym jednowymiarowym detektorem mozaikowym związanym z wirującym pociskiem, umożliwia on nieciągły (raz na jeden obrót pocisku) pomiar kąta odchylenia linii obserwacji celu.
- Blok Sygnału Uchybu (BSU) przetwarzający impulsowy sygnał uchybu E na sygnał ciągły ϵ , w bloku tym dokonujemy również filtracji i prognozowania.
- Blok Nawigacji i Sterowania (BNiS) inicjuje proces sterowania oraz ocenia wzajemnie położenie pocisku i celu w następstwie czego generuje sygnał sterujący K .
- Blok Wykonawczy Sterowania (BWS) składa się z zespołu jednorazowych silników korekcyjnych rozmieszczonych promieniście wokół środka ciężkości pocisku.

3. Metoda realizacji sterowania impulsowego poprzez raketowe silniki korekcyjne

W rozwiązaniu tym sterowanie jest realizowane za pomocą jednorazowych raketowych silników korekcyjnych rozmieszczonych promieniście wokół środka ciężkości pocisku. Uruchomienie pojedynczego silnika powoduje powstanie impulsu siły skierowanego prostopadle do osi głównej symetrii pocisku i skierowanego wzdłuż prostej przechodzącej przez jego środek ciężkości (rys. 4).

Zadziaływanie silnika oddziałuje bezpośrednio na zmianę wektora prędkości lotu pocisku zarówno co do kierunku jak i co do wartości. Precyzyjne naprowadzanie na cel realizuje się poprzez kolejne odpalenie kilku silników. Na podstawie pomiaru położenia celu w polu widzenia, wypracowywany jest czas i kierunek impulsów korygujących tor lotu, a następnie sygnały inicjujące dla impulsowych raketowych silników sterujących.

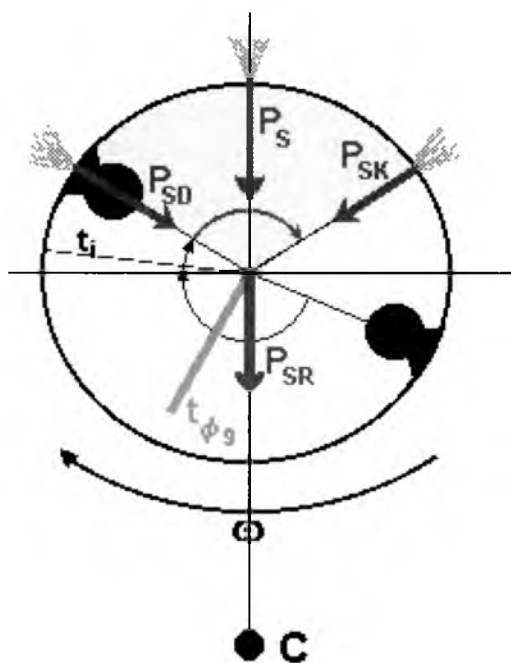
3.1. Blok wykonawczy sterowania



Rys. 4. Rozmieszczenie silników korekcyjnych wokół osi pocisku. Ich numeracja odpowiada kolejności odpalania

Koncepcję sterowania poprzez oddziaływanie bezpośrednio na środek ciężkości obiektu latającego przedstawiono w rozdziale 2. Wymuszenia zmiany kierunku lotu zapewniono stosując tzw korekcyjne

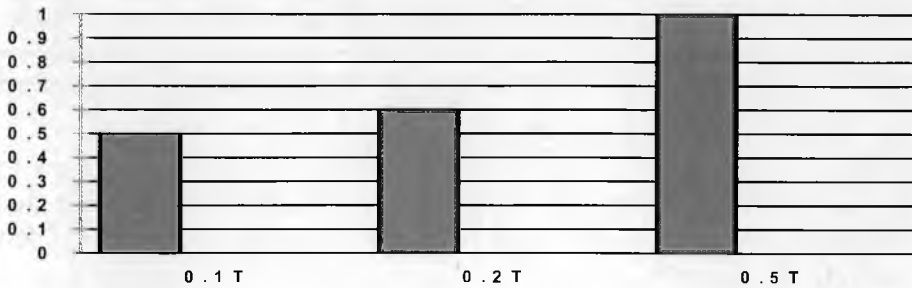
silniki raketowe. Silniki rozmieszczone są promieniście wokół środka ciężkości. Dają jednorazowe impulsy sterujące, skierowane prostopadłe do osi głównej pocisku. Funkcja inicjująca odpalenie silników zależy od wartości uchybu, fazowego położenia celu oraz położenia kąowego pocisku (rys. 5). Lot przestrzenny pocisku, przy jednokanałowym sterowaniu, możliwy jest dzięki ruchowi wirowemu obiektu i odpalaniu kolejnych silników w odpowiednim czasie. Tak więc logika przetwarzania sygnału w przyjętym bloku wykonawczym realizowana jest w układzie jednokanałowym.



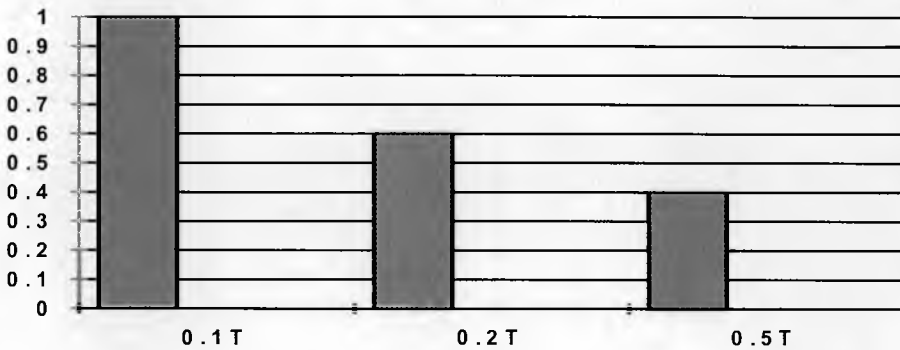
Rys. 5. Zasada sterowania pociskiem przy użyciu raketowych silników korekcyjnych. Obszar żółty przedstawia czas pracy silnika korekcyjnego

W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół raketowych silników korekcyjnych rysunek 4) oddziałuje na środek masy obiektu, a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych. Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor prędkości.

a) [Ns]



b) [N]



c)



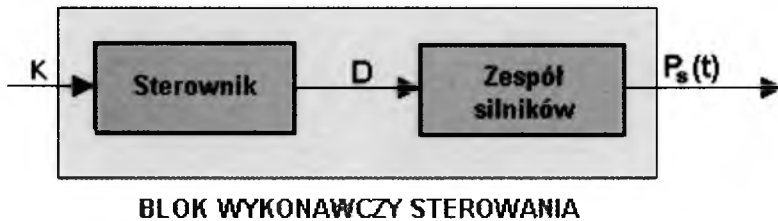
Rys. 6. Zmiana wartości: a) impulsu sterującego, b) siły sterującej w zależności od czasu pracy rakietowego silnika korekcyjnego, c) czas pracy silnika (kolor czarny) w stosunku do okresu obrotu

Ilość silników korekcyjnych powinna zapewnić kontrolę układu sterującego nad lotem pocisku od momentu przechwycenia celu, aż do momentu uderzenia w cel. Czas pracy silników nie powinien być dłuższy od 0,4 okresu obrotu pocisku wokół osi własnej. Badano możliwości naprowadzania pocisku z ilością od 5 do 15 silników.

Ostatecznie przyjęto wersję pocisku z 12 silnikami sterującymi. Na rysunku 6 przedstawiono zależności pomiędzy wartością impulsu sterującego i siły sterującej a czasem pracy silnika korekcyjnego w stosunku do okresu obrotu.

3.2. Model matematyczny BWS

Dla potrzeb modelu matematycznego podzielono BWS na dwa elementy sterownik i zespół silników korekcyjnych (rysunek 7). Z UNiS wychodzi sygnał sterujący K i trafia do sterownika BWS w którym zawarte są algorytmy odpalania silników sterujących. Sterownik podejmuje decyzję D czy należy odpalić kolejny silnik korekcyjny następnie określa numer kolejnego silnika i wylicza moment jego inicjacji t_D .



Rys. 7. Schemat blokowy BWS.

Sterownik

O podjęciu decyzji o uruchomieniu kolejnego silnika korekcyjnego decydują trzy kryteria:

1. czy należy dokonać korekty toru lotu

$$K > K_{\text{prog}} \quad (1)$$

gdzie: K_{prog} wartość sygnału sterującego powyżej której układ sterujący powinien dokonać korekty toru lotu;

2. czy od ostatniego impulsu sterującego upłynęła wymagana liczba obrotów

$$t - t_D > T_k * N \quad (2)$$

gdzie: t czas aktualny,

T_k ostatni wyliczony okres obrotu,

N krotność odpalania silników korekcyjnych;

3. czy pozostały niewykorzystane silniki korekcyjne

$$L \leq 12 \quad (3)$$

gdzie: L numer kolejnego silnika korekcyjnego, który chcemy uruchomić.

Jeżeli zostały spełnione wszystkie powyższe warunki to następuje wyliczenie momentu inicjacji odpalenia kolejnego silnika korekcyjnego t_D . Uruchamiany jest kolejny silnik numer L. Ponieważ silniki rozmieszczone są promieniście na obwodzie pocisku to musimy czekać, aż pocisk obróci się, aby silnik znajdował się w odpowiednim położeniu. Sterownik dobiera z pamięci kąt ϕ_L odpowiadający położeniu konkretnego silnika L na pocisku względem płaszczyzny, w której znajduje się detektor (patrz rysunek 5). Odpalenie silnika musi być ponadto zainicjowane tak, aby w wypadkowa siła P_s była skierowana w kierunku celu.

Czas odpalenia silnika korekcyjnego L opisany jest zależnością:

$$t_D = t_k + \frac{\phi_L}{2\pi} T_k - 0,5t_s - t_i$$

jeżeli $t_D < t$

(4)

$$t_D = t_k + \frac{\phi_L}{2\pi} T_k - 0,5t_s - t_i + T_k$$

gdzie: t_k czas przyjscia ostatniego pomiaru uchybu

ϕ_L kąt między osią silnika L a osią detektora

T_k ostatni wyliczony okres obrotu

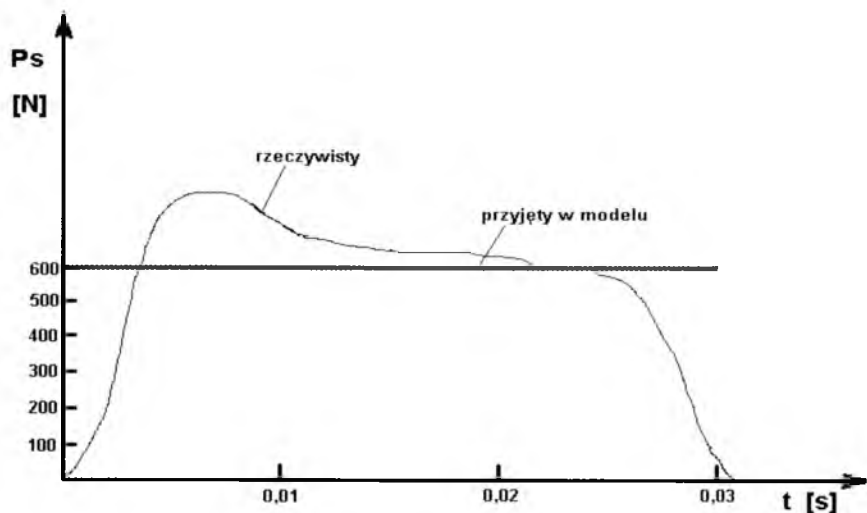
t_s czas pracy silnika korekcyjnego

t_i opóźnienia między decyzją sterownika a rzeczywistym rozpoczęciem pracy przez silnik korekcyjny

Zespół silników korekcyjnych

Ze sterownika do zespołu silników wysyłany jest dwustanowy sygnał D jako impuls inicjujący odpalenie silnika. Dla potrzeb niniejszych badań przyjęto, że silnik na stały ciąg w czasie całego czasu pracy t_s . Założenie to odbiega od rzeczywistych charakterystyk pracy silników raketowych, nie jest to jednak ważne na etapie prac nad całością systemu sterowania (rysunek 8). Przy pracy z silnikiem o rzeczywistej charakterystyce należy moment odpalenia silnika skorygować tak, aby

siła P_s była skierowana w kierunku celu (modyfikacja współczynnika stojącego przy t_s , obecnie przyjętego jako 0,5).



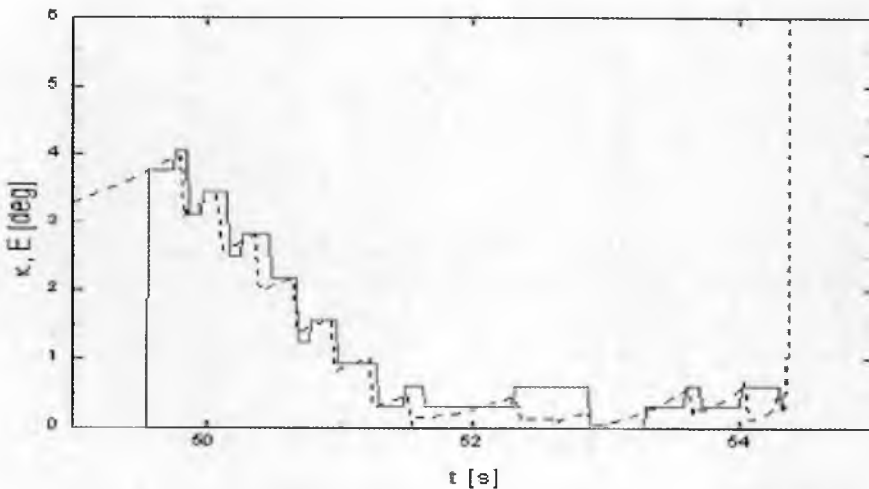
Rys. 8. Rozkład ciągu silnika korekcyjnego w czasie w warunkach normalnych

4. Badania symulacyjne

Celem naszych badań było znalezienie algorytmów i określenie własności dynamicznych impulsowego sterowania obiektem latającym, według własnych metod. Badania przeprowadzono na modelu numerycznym dynamiki pocisku sterowanego. Model matematyczny został sporządzony jako układ równań różniczkowych. Model ten jest nieciągły i nieliniowy. Opisuje ruch przestrzenny pocisku we wszystkich fazach lotu od wystrzelenia do uderzenia w cel lub w ziemię. Opis ruchu jest na tyle ogólny, że pozwala na badania nad procesami sterowania przy zastosowaniu różnych metod naprowadzania.

Eksperyment numeryczny został przeprowadzony w oparciu o model sporządzony w środowisku obliczeniowym MATLAB/SIMULINK. Potwierdził on duże możliwości sterowania małych obiektów latających poprzez oddziaływanie bezpośrednio na ich środek ciężkości oraz możliwość zastosowania sterowania impulsowego do sterowania obiektów swobodnie opadających. Takich jak pociski moździerzowe i pociski lotnicze. Dokładności trafień i jakość sterowania osiągnięte

w trakcie symulacji komputerowych, pozwalają wiązać duże nadzieje na zastosowanie tego typu układów sterowania. Systemy tego typu powodują wzrost komplikacji algorytmów sterujących dając w zamian uproszczenie układu wykonawczego sterowania. Składa się on jedynie z zestawu silników raketowych i elektrycznego systemu ich odpalania. Rysunek 9 przedstawia przykładowy przebieg procesu sterowania. Widzimy jak praca kolejnych silników korekcyjnych najpierw zmniejsza uchyb naprowadzania a następnie utrzymuje go w przedziale poniżej 0.5° .

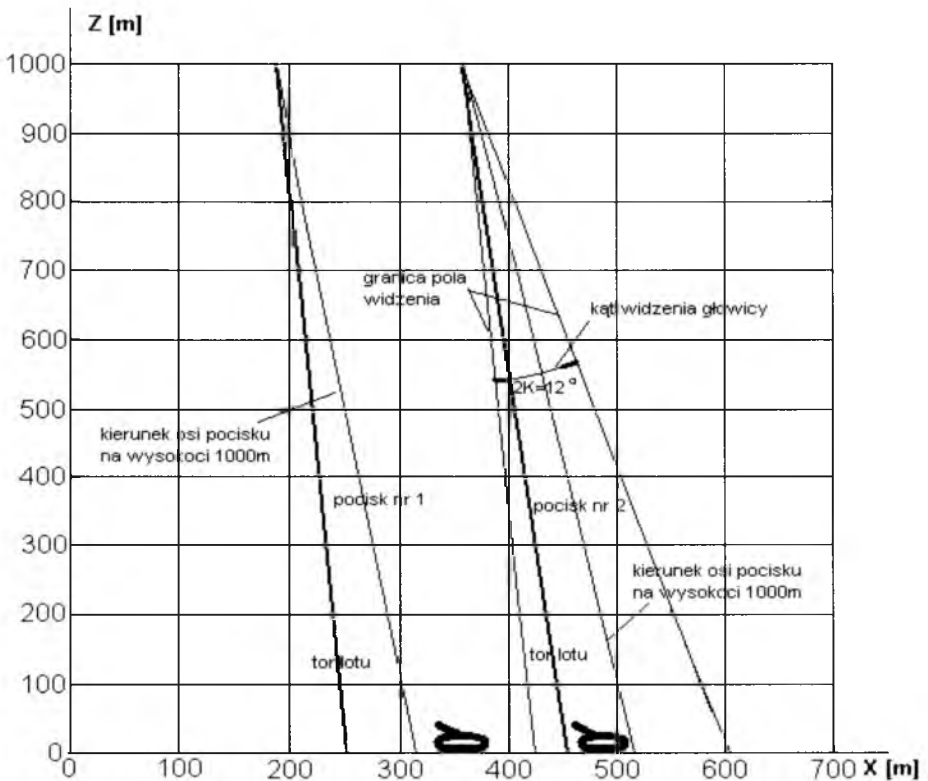


Rys. 9. Przebiegi czasowe kąta uchybu i wartości mierzonej przez Głowicę Śledzącą w trakcie lotu sterowanego

5. Problem oceny położenia pocisku względem celu

Oparty na tych założeniach układ sterowania pociskiem dał zadawalające rezultaty. Uchyby końcowe mieszczące się w obrysie przeciętnego czołgu przyjmując jako punkt celowania obszar najcieplejszy, czyli silnik. Jakość sterowania pogarsza się jednak, gdy trajektoria lotu pocisku lub bomby jest bardziej płaska. Szczególnie dotyczy to strzelania pociskiem na dalsze odległości. Płaska trajektoria lotu może powodować niedoloty pocisków w skrajnych przypadkach uniemożliwiające trafienie w cel. Dla układu sterowania bardzo istotną informacją pozwalającą układowi sterowania przeciwdziałać temu zjawisku jest kąt obrotu pocisku i wynikająca stąd możliwość oceny, czy cel jest widziany

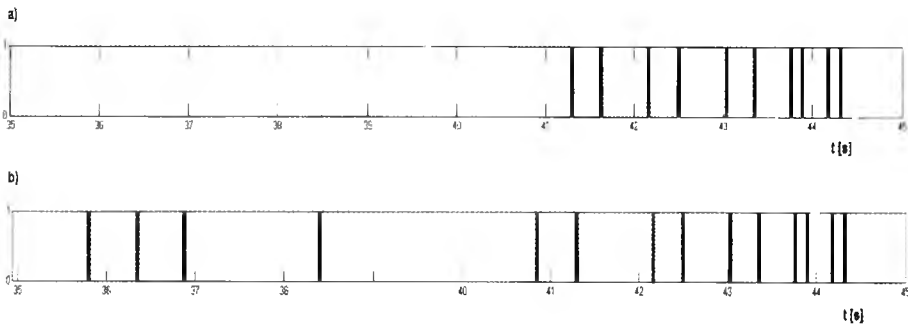
poniżej, czy powyżej osi głównej pocisku. Informacja taka jest zazwyczaj dostępna z układu giroskopowego. Jego zastosowanie podraża jednak koszty pocisku, komplikuje jego konstrukcję, a w przypadku pocisków moździerzowych jest często niemożliwe z powodu przeciążeń panujących przy wystrzale. W przedstawionych badaniach ocenę położenia czy cel jest widziany powyżej czy poniżej osi pocisku starano się uzyskać przy zastosowaniu sztucznych sieci neuronowych.



Rys. 10. Tory lotu i parametry śledzenia celu z wysokości 1000m dla pocisków 1 i 2

Na rysunku 10 przedstawiono dwa skrajne przypadki sytuacji pocisku w chwili rozpoczęcia sterowania. Pocisk nr 1 widzi cel powyżej swojej osi głównej. Pocisk nr 2 widzi cel poniżej swojej osi głównej. Zaznaczony grubszą linia tor lotu odpowiada lotowi niesterowanemu, a zatem przedstawia zmiany kierunku osi głównej pocisku. Widzimy

stąd, że w pierwszym przypadku sterowanie należy rozpocząć niezwłocznie po detekcji celu w drugim przypadku znacznie korzystniej będzie aż oś pocisku przejdzie przez cel. Daje nam to bardziej stromy tor ataku (łatwiejszy w sterowaniu) i pozwala użyć mniejszej ilości impulsowych silników korekcyjnych. Rysunek 11 przedstawia rozkład impulsów w trakcie lotu sterowanego dla pocisku drugiego z rysunku 10. Wykres a) z informacją czy cel znajduje się powyżej osi pocisku, wykres b) bez tej informacji. Dokładność trafienia w pierwszym przypadku jest od 30 do 50% większa mimo użycia mniejszej liczby silników sterujących.



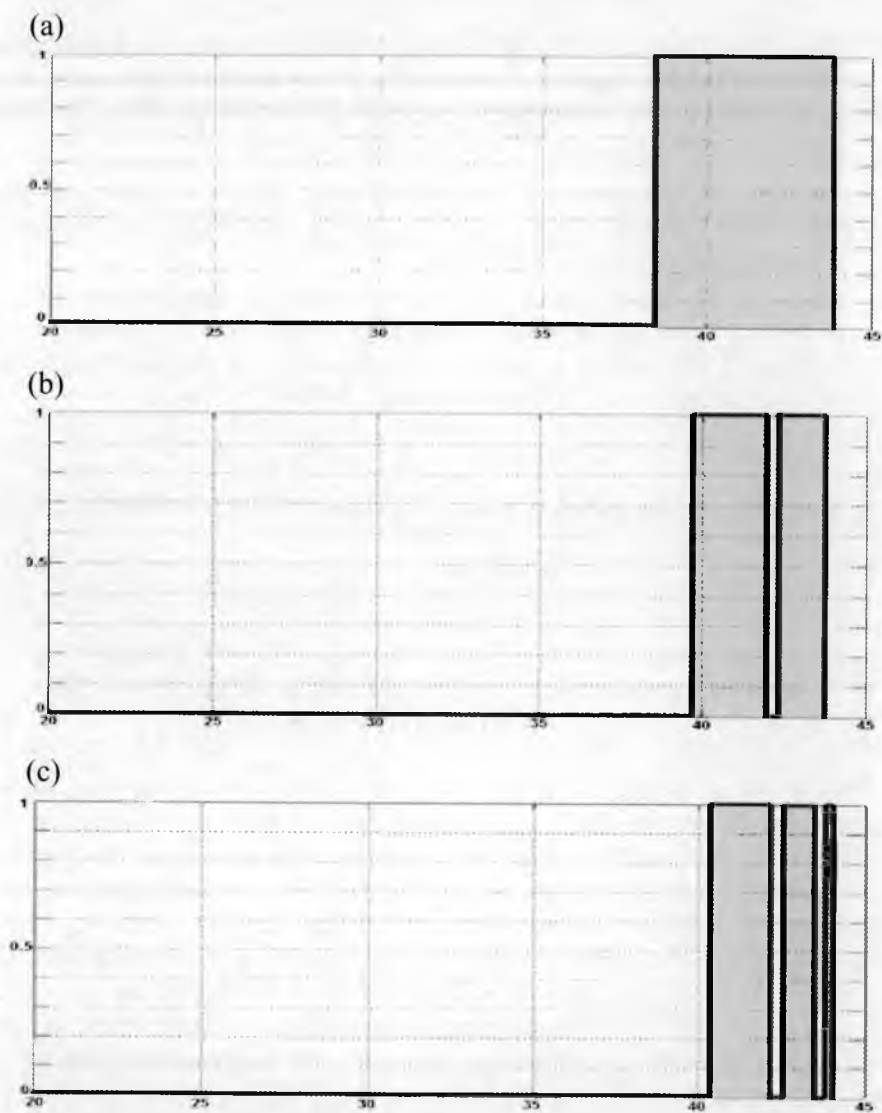
Rys. 11. Przebiegi impulsów od silników sterujących dla pocisku 2
 a) z dodatkową informacją o położeniu przestrzennym
 b) bez dodatkowej informacji

Jednak dla związanej na stałe z pociskiem głowicy śledzącej obydwie przypadki są nierozróżnialne. Kąt uchybu, pod jakim głowica widzi cel jest w obu przypadkach taki sam. Brak układu giroskopowego nie pozwala na rozróżnienie obu przypadków. W celu rozpoznania, w której powyższych sytuacji znajduje się nasz pocisk zastosowano układ oceny położenia przestrzennego pocisku oparty na sztucznych sieciach neuronowych. Użyto trójwarstwowej sieci neuronowej propagacji wstecznej błędu, która analizuje przebiegi czasowe zmian kąta uchybu. Na podstawie tych zmian sieć ocenia czy cel znajduje się powyżej czy poniżej osi głównej pocisku. Sieć korzysta dodatkowo jeszcze z informacji o bieżącej prędkości obrotowej pocisku.

6. Badania

Badania przeprowadzono w oparciu o modele symulacyjne pocisku mózdzierzowego i bomby lotniczej zbudowane w środowisku Matlab/Simulink. Układ sterowania wykonany jest w trzech wersjach. Pierwsza wyposażona jest w informacje z układu giroskopowego. Druga nie posiada tej informacji, a w trzeciej zastosowano moduł z siecią neuronową. W układzie sterowania wykorzystano sztuczną sieć neuronową propagacji wstecznej błędu. Sieć posiadała trzy warstwy po 50 neuronów w każdej. Pary uczące zostały wykonane na podstawie pracy układu wyposażonego w giroskop. Na tej podstawie sieć była uczona rozpoznawania czy cel jest widziany powyżej czy poniżej osi głównej pocisku zastępując w kolejnych symulacjach układ giroskopowy.

Rysunki 12 a, b i c przedstawiają wykresy sygnałów sterujących dla przypadku lotu pocisku 2 z rysunku 10. Pocisk leci najpierw lotem niesterowanym i w trzydziestej dziewiątej sekundzie następuje detekcja celu. Na rysunku 12a mamy przebieg sygnału sterującego, gdy układ sterowania pozbawiony jest informacji o tym czy cel jest widziany powyżej czy poniżej osi głównej pocisku. Rysunek 12b pokazuje przebieg tegoż sygnału, gdy układ sterowania wyposażony jest w informacje o kacie obrotu pocisku. Rysunek 12c przedstawia przebieg sygnału sterującego w czasie lotu pocisku dla sterowania bez układu giroskopowego z zastosowaniem sieci neuronowej do oceny położenia przestrzennego pocisku względem celu. Wyniki uzyskane dla tych eksperymentów numerycznych najlepsze otrzymano dla przypadku b. Jednak wynik sterowania mierzony uchybem końcowym trafienia uzyskany dla przypadku c jest o 50% lepszy niż dla przypadku a. Nie udało się nam jak na razie poprzez użycie sztucznej sieci neuronowej uzyskać wyniku takiego samego, jak dla układu sterowania wyposażonego w giroskop. Sieć nie zawsze prawidłowo ocenia położenie przestrzenne pocisku względem celu. Jednak jej użycie poprawia rezultaty uzyskane bez użycia giroskopu.



Rys. 12. Przebieg sygnału sterującego w czasie lotu pocisku dla sterowania bez układu giroskopowego (a), z układem giroskopowym (b) oraz dla sterowania bez układu giroskopowego z zastosowaniem sieci neuronowej do oceny położenia przestrzennego pocisku względem celu (c)

Bibliografia

1. Vogt R, Głębocki R, *Problemy badawcze i techniczne związane z projektowaniem systemów sterowania lotem małokalibrowych pocisków inteligentnych*, IV Konferencja Awioniki, Polańczyk 2004, Publikacja w Zeszytach Naukowych Politechniki Rzeszowskiej
2. Vogt R, Głębocki R, *Smart mortar missiles*, 5th International Conference MECHATRONICS 2004, Warszawa 2004, Publikacja w miesięczniku naukowo-technicznym „Elektronika”.
3. Vogt R, Głębocki R, Żugaj M., *Zastosowanie sieci neuronowych do oceny położenia przestrzennego sterowanych pocisków moździerzowych i bomb lotniczych*, X Krajowa konferencja Automatyzacji i eksploatacji systemów sterowania i łączności., Gdynia-Jastarnia, 2005

Badania prowadzono w ramach grantu MNiI Nr 0T00A02826

IMPULSE CONTROL SYSTEM FOR AERIAL MISSILES AND PROJECTILES

The paper at discussion of the guidance problem for missiles and anti-tank mortar bombs. A missile is guided from the upper hemisphere. The flight trajectory is corrected by a set of one-shot vernier engines. The guidance process is performed in the last phase of flight. This fire-and-forget projectile is fired over the target activity area and at the descent phase of flight is automatically guided onto a target. In the paper the Authors present some research results obtained in the field of control performed in the attack phase. The control system is shown in figure 1. Especially promising results have been obtained in the case when the flight trajectory was steep. Some problems have appeared in the case of “flat” trajectory at maximum firing range, i.e. exceeding five kilometers, in which the quality of guidance was rather poor. As a result of flat-trajectory firing the missiles usually drop before the target since in extreme situations it is impossible to reach the target. The Authors put forwards some suggestions on solving the aforementioned problems.

SAMOBIEŻNY ZESTAW PRZECIWLOTNICZY JAKO UKŁAD DETERMINUJĄCY POCZĄTKOWE PARAMETRY LOTU RAKIETY

ZBIGNIEW DZIOPA

Katedra Pojazdów i Sprzętu Mechanicznego, Politechnika Świętokrzyska
e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl

Model fizyczny samobieżnego przeciwlotniczego zestawu raketowego został zbudowany na gruncie mechaniki klasycznej. Opracowany na podstawie modelu fizycznego model matematyczny obejmuje zależności analityczne w postaci czterdziestu jeden równań ruchu, członów sterujących, zależności kinematycznych, równań ruchu celu, parametrów opisanych funkcjami i dwudziestu jeden równań równowagi statycznej. W chwili opuszczania wyrzutni przez każdą z czterech rakiet determinowane są początkowe parametry ich lotu. Między innymi od wartości tych parametrów zależy kształt realizowanej w przestrzeni przez raketę trajektorii lotu. Opracowany model przestrzenny samobieżnego zestawu przeciwlotniczego pozwala na wyznaczenie determinowanych przez układ początkowych parametrów lotu każdej z czterech rakiet bliskiego zasięgu.

1. Obiekt badań

Obiektem badań jest samobieżny przeciwlotniczy zestaw raketowy. Zestaw taki zapewnia obronę przeciwlotniczą jednostkom wojskowym zwiększając jednocześnie ich mobilność. Szybka zmiana aktualnego położenia jest nieodzownym czynnikiem strategii obowiązującej na współczesnym polu walki. Szczególnie istotne jest to dla oddziałów szybkiego reagowania, które otrzymują dla własnych działań wsparcie przeciwlotnicze. Niewielkie gabaryty zestawu umożliwiają transport środkami lotniczymi i zrzut w rejon docelowy. Obecnie coraz więcej krajów wyposaża swoje armie w zestawy samobieżne. Do znanych zestawów samobieżnych z pociskami bliskiego zasięgu należy zaliczyć:

zestaw AVENGER z raketami Stinger, zestaw SANTAL oraz ASPIC z raketami Mistral, zestaw z raketami RBS-70 zamontowany na lekkim pojeździe terenowym, zestaw VSHORAD z raketami Starburst oraz Starstreak i zestaw POPRAD z raketami Grom. Podane przykłady istniejących konstrukcji i projektowanie nowych zestawów np. polski zestaw POPRAD z raketami Grom, świadczą o wzrastającej potrzebie wykorzystania tego typu zestawów na polu walki.

Rozważany układ generalnie składa się z pięciu obiektów, które mogą mieć wpływ na skuteczność działania zestawu. Do tych obiektów zalicza się:

- pojazd samochodowy,
- operatora i kierowcę siedzących na fotelach,
- wyrzutnię,
- cztery pociski raketowe,
- cel.

Każdy z wymienionych obiektów w procesie modelowania uznany jest za hipotetyczny, tzn. układ poddany badaniom jest wynikiem przetworzenia dostępnych informacji na temat rzeczywistych konstrukcji.

Pierwszy z obiektów to nośnik będący pojazdem samochodowym (rys. 1).



Rys. 1. Pojazd samochodowy

Podstawowymi elementami tego pojazdu to:

1. Podwozie.
 - 1.1. Układ napędowy.
 - 1.2. Układ jezdny.
 - 1.3. Układ kierowniczy.
 - 1.4. Układ hamulcowy.

2. Nadwozie.
3. Silnik.
4. Układy elektryczne.

Rzeczywisty pojazd złożony jest z wielu powiązanych ze sobą układów, które mogą wpływać na drgania generowane w zestawie. Pojazd w trakcie realizacji strzelania może pozostawać w spoczynku lub poruszać się pokonując nierówności terenu. Podstawowym wymogiem stawianym pojazdowi jest zapewnienie komfortu pracy dla operatora oraz startującej rakiety.

Drugim z obiektów to człowiek, a właściwie dwóch ludzi spełniających funkcję kierowcy i operatora zestawu (rys. 2).



Rys. 2. Człowiek

Człowiek jako istota stanowiąca materię ożywioną składa się między innymi z następujących układów:

1. Układ kostno-mięśniowy.
2. Układ nerwowy.
3. Układ pokarmowy.
4. Układ krążenia.
5. Układ oddechowy.

Człowiek to niewątpliwie skomplikowany układ biologiczny stanowiący do dnia dzisiejszego nie do końca zgłębioną zagadkę. Operator zestawu raketowego to nie tylko ciało, ale również jego stan psychofizyczny, który decyduje o percepcji środowiska i reakcji na bodźce o różnej naturze. Od człowieka wymaga się, aby wypracował dla

obsługiwanego przez siebie zestawu możliwie najkorzystniejsze warunki wyrzelenia rakiety [2].

Trzeci z obiektów to wyrzutnia, z której startują rakiety przeciwlotnicze (rys. 3).



Rys. 3. Wyrzutnia

Podstawowymi elementami tej wyrzutni to:

1. Cokół.
2. Wieża.
 - 2.1. Platforma.
 - 2.2. Układ czterech prowadnic.
3. Układ sterowania platformą i układem prowadnic.
4. Mechanizm startowy.
5. Źródło zasilania.

Cokół posadowiony jest na pojeździe samochodowym i stanowi ogniwo pośrednie między pojazdem a wieżą. Wieża umieszczona jest na cokole i składa się z dwóch obiektów platformy oraz układu czterech prowadnic. Prowadnica rurowa ma wewnątrz kształt tworzącej walca. Pierścienie prowadzące pocisk umieszczonego wewnątrz prowadnicy stykają się z jej wewnętrzną ścianą. Proces przechwytywania celu realizowany jest przez operatora obsługującego przyrządy nawigacyjne. W procesie tym odbywa się sterowanie położeniem wieży w przestrzeni. Układ sterowania ruchem platformy i układu prowadnic, to zespół urządzeń zapewniających ich obrót w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach o kąty wymagane do przechwycenia celu. Przebieg zmienności w czasie tych kątów wypracowany jest przez układ przechwytyjący cel. Wyrzutnia zainstalowana jest na pojeździe samochodowym i stanowi

ogniwo pośrednie między pojazdem a rakieta. Przez cały czas ruchu pocisku wzdłuż prowadnicy rakieta ma z wieżą bezpośredni kontakt. W związku z tym od wyrzutni wymaga się, aby możliwie najkorzystniej izolowała raketę od niepożądanych drgań pojazdu oraz zapewniła warunki prawidłowej lokacji celu przez pocisk.

Czwarty z obiektów to przeciwlotniczy pocisk raketowy bliskiego zasięgu samonaprowadzający się na cel i obracający się wokół osi podłużnej (rys. 4).



Rys. 4. Pocisk raketowy

Podstawowymi elementami tego pocisku to:

1. głowica samonaprowadzająca,
2. głowica bojowa,
3. silnik raketowy,
4. silnik startowy,
5. pierścienie prowadzące,
6. powierzchnie nośne.

Rakieta jest bardzo istotnym elementem zestawu, gdyż w sposób bezpośredni realizuje jego podstawowe zadanie, jakim jest osiągnięcie i zniszczenie obiektu ataku. To jedyny obiekt zestawu, który opuszcza go i samodzielnie realizuje postawione przed nim zadanie. Chwila opuszczenia zestawu jest dla kontynuacji ruchu rakiety ważnym momentem, gdyż determinowane są początkowe kinematyczne parametry lotu, które nie zawsze są korzystne. Rakieta to generalnie złożony układ opto-elektro-mechaniczny, od którego wymaga się skuteczności w działaniu. Niewątpliwie skuteczność pracy pocisku uwarunkowana jest bardzo szeroko rozumianym komfortem, jaki rakiecie powinien zagwarantować zestaw przeciwlotniczy.

Pięty z obiektów to cel (rys. 5).



Rys. 5. Cel

Cel jest układem poruszającym się w polu grawitacyjnym i w atmosferze ziemi. Wymagane jest, aby poruszał się w polu rażenia pocisku raketowego bliskiego zasięgu. Niepożądanym obiektem może być samolot, śmigłowiec lub inny środek latający. Mechanika lotu tak złożonych układów jest zagadnieniem wymagającym niezależnych studiów. Działanie zestawu przeciwlotniczego jest bezpośrednio związane z ruchem celu, który może wykonywać manewry obronne utrudniające jego zestrzelenie.

Samobieżny zestaw raketowy jest układem o złożonej charakterystyce konstrukcyjnej i dużej liczbie oddziaływań fizycznych o różnej naturze. Każdy z pięciu pokrótce omówionych obiektów wchodzących w skład zestawu jest niezwykle skomplikowanym układem pod względem konstrukcyjnym i funkcjonalnym. Każdy z nich może stanowić niezależny obiekt badań.

2. Cel opracowania

Głównym celem niniejszej pracy jest opracowanie podstaw teoretycznych skutecznego wystrzelenia pocisków raketowych bliskiego zasięgu samonaprowadzającymi się na obiekt ataku z samobieżnego przeciwlotniczego zestawu raketowego. Tak zdefiniowany cel wymaga sformułowania adekwatnego modelu, który pozwoli na stwierdzenie, które zjawiska i elementy konstrukcji oraz w jakim stopniu mogą mieć wpływ na skuteczność wystrzelenia rakiet z zestawu.

W chwili opuszczania wyrzutni przez każdą z czterech rakiet determinowane są początkowe parametry ich lotu. Między innymi od

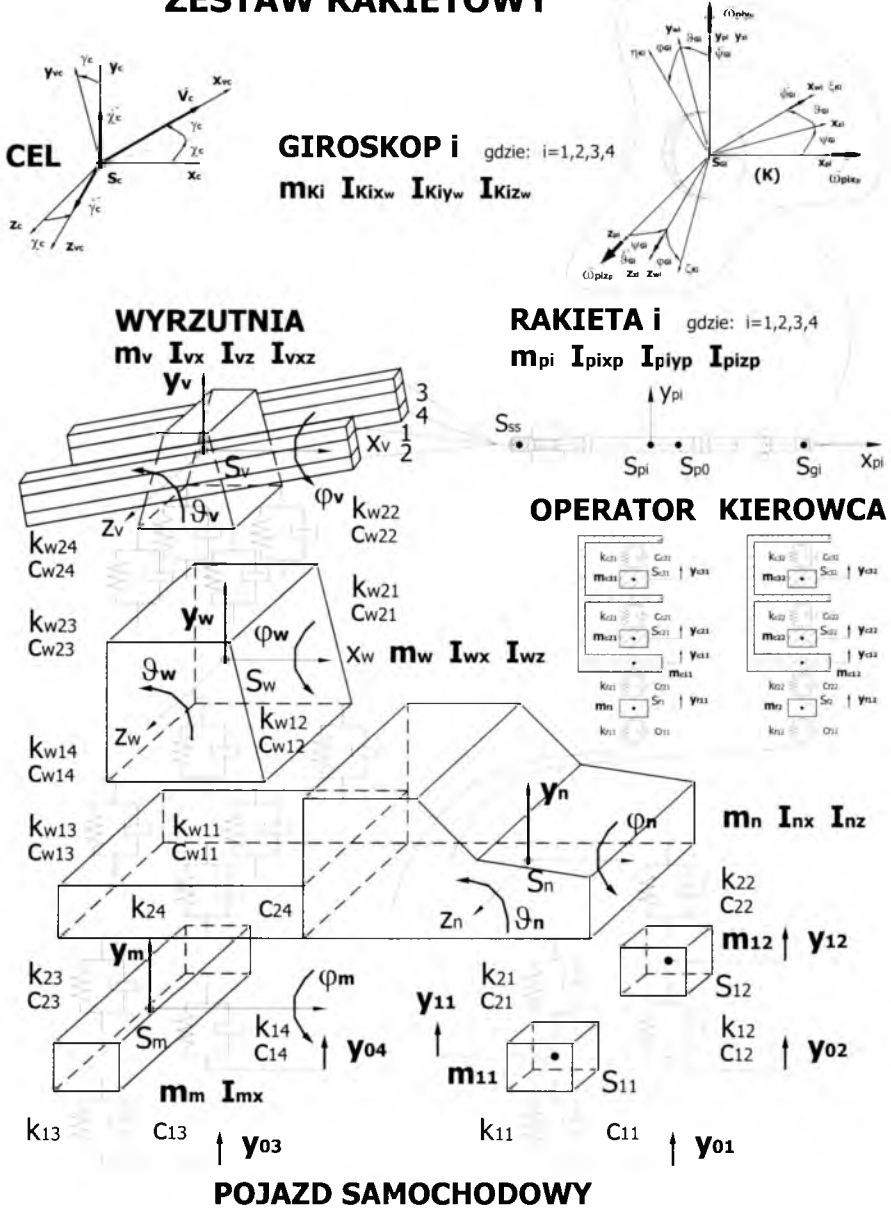
wartości tych parametrów zależy kształt realizowanej w przestrzeni przez raketę trajektorii lotu. Ze względu na krótki czas niezbędny do wypracowania właściwej trajektorii lotu przez raketę bliskiego zasięgu oraz nałożone na nią ograniczenia techniczne i warunki bezpieczeństwa początkowe parametry lotu mogą decydować o trafieniu w cel. Opracowany model przestrzenny samobieżnego zestawu przeciwlotniczego powinien pozwolić na wyznaczenie determinowanych przez układ początkowych parametrów lotu każdej z czterech rakiet bliskiego zasięgu.

W niniejszej pracy autor koncentruje się na sformułowaniu modelu samobieżnego zestawu przeciwlotniczego, który pozwoli na analizę determinowanych przez układ początkowych parametrów lotu każdej z czterech rakiet.

3. Model fizyczny

Samobieżny zestaw raketowy jest układem o złożonej charakterystyce konstrukcyjnej i dużej liczbie oddziaływań fizycznych o różnej naturze [3,5]. Każdy z pięciu pokrótce omówionych obiektów wchodzących w skład zestawu jest niezwykle skomplikowanym układem pod względem konstrukcyjnym i funkcjonalnym. Każdy z nich może stanowić niezależny obiekt badań. Analizując samobieżny zestaw raketowy należy iść na kompromis między rozbudową strukturalną poszczególnych obiektów i złożonością procesów zachodzących w trakcie jego działania, a otrzymywanymi wynikami z badań. Model nieuwzględniający całej złożoności rzeczywistego układu, ale jeszcze adekwatny do potrzeb wynikających z przeprowadzanych rozważań, prowadzi do ogólniejszych wniosków. Niewątpliwą zaletą takiego modelu jest przejrzystość otrzymywanych wyników i to, że jego własności można traktować jako wzorcowe dla formułowania modeli o większej złożoności strukturalnej i funkcjonalnej. Nie wszystkie elementy konstrukcyjne i zjawiska fizyczne towarzyszące działaniu zestawu zostaną uwzględnione w niniejszym opracowaniu. Degeneracja układu ma na celu wypuklenie najistotniejszych dynamicznych cech realnej konstrukcji. Uwzględnione zostaną te elementy konstrukcji zestawu i te zjawiska, które mogą znacząco wpłynąć na skuteczność działania zestawu. W rozważaniach autor ogranicza się wyłącznie do oddziaływań mechanicznych, zatem sformułowane modele mają postać układu mechanicznego. Budując model przeciwlotniczego zestawu raketowego autor skoncentrował się na realizacji postawionego celu niniejszego opracowania.

SAMOBIEŻNY PRZECIWLOTNICZY ZESTAW RAKIETOWY



Rys. 6. Model fizyczny samobieżnego przeciwlotniczego zestawu raketowego

Ze względu na złożoność opracowanego modelu fizycznego zestawu zostanie on zaprezentowany w formie ogólnej. Przedstawiany model fizyczny zestawu przeciwlotniczego został zbudowany na gruncie mechaniki klasycznej. Składa się on z elementów inercyjnych w postaci punktów materialnych i brył sztywnych oraz z elementów nieinercyjnych o własnościach restytucyjnych i dyssypatywnych jak na rysunku 6. W związku z tym sformułowany model fizyczny zestawu przeciwlotniczego należy zakwalifikować do układów dyskretnych. Generalnie zbudowany model składa się z dziesięciu punktów materialnych, czterech brył sztywnych, czterech obiektów zmiennych w czasie, jednego punktu matematycznego, szesnastu elementów nieinercyjnych oraz czterech układów sterowania.

Zostały zdefiniowane niezbędne układy współrzędnych, które umożliwiają jednoznaczne określenie ruchów realizowanych przez poszczególne obiekty zestawu przeciwlotniczego. Przedstawiony model fizyczny pozwala na sformułowanie modelu matematycznego umożliwiającego analizę drgań pionowych o niewielkich wartościach przemieszczeń uogólnionych poszczególnych obiektów. Zbudowany model uwzględnia następujące opcje:

1. Pojazd samochodowy pozostaje w spoczynku:
 - Zaburzenia generowane są w układzie przez startujące z wyrzutni rakiety.
 - Zaburzenia generowane są w układzie przez startujące z wyrzutni rakiety i wymuszenie zewnętrzne od strony drogi będące wynikiem ruchu tektonicznego skorupy ziemskiej na skutek pobliskiego wybuchu naziemnego.
2. Pojazd samochodowy realizuje ruch podstawowy:
 - Zaburzenia generowane są w układzie przez startujące z wyrzutni rakiety. Droga jest idealnie gładka, tzn. na zestaw nie działa wymuszenie zewnętrzne.
 - Zaburzenia generowane są w układzie przez startujące z wyrzutni rakiety i wymuszenie zewnętrzne od strony drogi będące wynikiem przejazdu przez pojazd pojedynczego garbu.
 - Zaburzenia generowane są w układzie przez startujące z wyrzutni rakiety i wymuszenie zewnętrzne od strony drogi będące wynikiem przejazdu przez pojazd po nawierzchni drogi o określonym profilu.

Uwzględniając wyłącznie drgania wynikające z działania zestawu przeciwlotniczego liczba stopni swobody opracowanego modelu układu w ogólnym przypadku wynosi czterdzieści jeden:

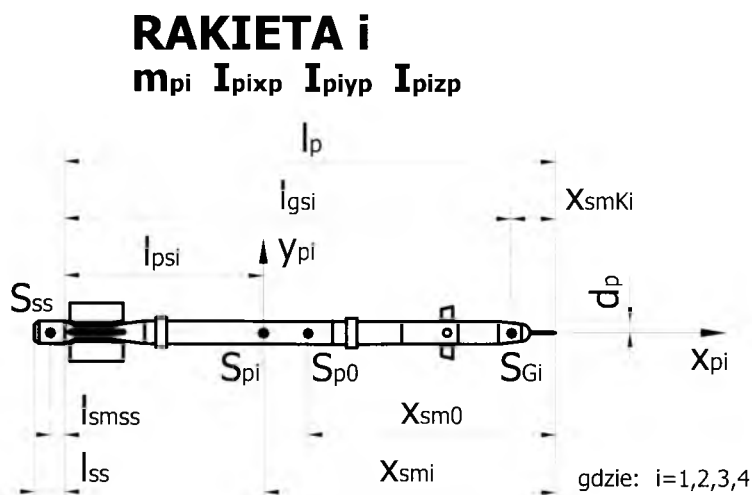
- a) Pojazd samochodowy:
 - dwie bryły sztywne - pięć stopni swobody,
 - dwa punkty materialne - dwa stopnie swobody,
- b) Operator i kierowca siedzący na fotelach:
 - osiem punktów materialnych - osiem stopni swobody,
- c) Wyrzutnia:
 - dwie bryły sztywne - sześć stopni swobody,
- d) Pociski raketowe:
 - cztery obiekty zmienne w czasie - osiem stopni swobody,
 - cztery bryły sztywne - dwanaście stopni swobody.

Ze względu na ograniczoną liczbę stron i obszerny materiał opisujący w szczegółach model fizyczny całego samobieżnego zestawu przeciwlotniczego zaprezentowany zostanie tylko model raket. Dzięki temu w nieco szerszym zakresie uwzględniony zostanie cel niniejszego opracowania zmierzający do sformułowania podstaw teoretycznych determinowania przez zestaw początkowych parametrów lotu każdej z czterech rakiet.

W funkcjonowaniu zestawu szczególną rolę odgrywa pocisk raketowy, od którego w bezpośredni sposób zależy, czy obiekt ataku zostanie unieszkodliwiony. Skuteczne wystrzelenie pocisku raketowego bliskiego zasięgu samonaprowadzającego się na cel wymaga spełnienia kilku ograniczeń technicznych i warunków bezpieczeństwa. Pociski omawianej klasy wyposażone są w giroskopowy układ koordynatora, który aktywowany jest na wyrzutni. Cel emituje falę elektromagnetyczną, która w tym układzie podlega detekcji. Drgania mogą spowodować wzbudzenie giroskopu, a tym samym zakłócenia w procesie śledzenia celu. W przypadku stabilnej pracy giroskopu drgania mogą być przyczyną przekroczenia ograniczeń technicznych związanych z polem widzenia głowicy oraz częstotliwością kątowych zmian linii obserwacji celu [1]. Pocisk może zostać pobudzony do takich drgań bezpośrednio przez wyrzutnię, która nakłada więzy na położenia i prędkości jego punktów. W takim przypadku drgania wyrzutni mogą spowodować nieskuteczność pocisku jeszcze przed jego wystrzeleniem [6]. Wyrzutnia jest jednym z obiektów całego zestawu przeciwlotniczego i zaburzenia,

które ona generuje wynikają z oddziaływań będących konsekwencją sprzężeń występujących w układzie. Po opuszczeniu zestawu pocisk kontynuuje ruch w kierunku obiektu ataku. Co prawda zestaw nie ma bezpośredniej możliwości oddziaływania na pocisk podczas jego lotu, ale jego ingerencja w tę fazę ruchu odbywa się w momencie opuszczania wyrzutni przez raketę. Układ w jednej chwili czasu ulega naturalnej degeneracji, tzn. ulega podziałowi na dwa niezależne systemy w postaci zestawu przeciwlotniczego i pocisku. W tym momencie determinowane są początkowe kinematyczne parametry lotu rakiety [4]. Tor lotu pocisku kształtowany jest między innymi w zależności od wartości tych parametrów. Układ samonaprowadzania pocisku raketowego bliskiego zasięgu ma niewiele czasu na wypracowanie skutecznej trajektorii lotu. Ruch zestawu może spowodować realizację przez raketę niekorzystnej krzywizny trajektorii, a tym samym przekroczenie dopuszczalnych przeciążeń. Od konstrukcji i pracy całego zestawu zależy ostateczny sukces w postaci zniszczenia obiektu ataku.

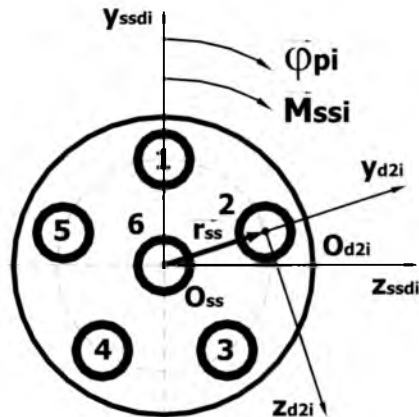
W zestawie przeciwlotniczym występują cztery rakiety. Ruch pocisku na wyrzutni uwarunkowany jest strukturą układu prowadnica-rakietka. Każda rakietka w ogólnym przypadku jest układem zmiennym w czasie. Model fizyczny pocisku raketowego przedstawiony jest na rysunku 7.



Rys. 7. Rzut główny modelu fizycznego pocisku raketowego

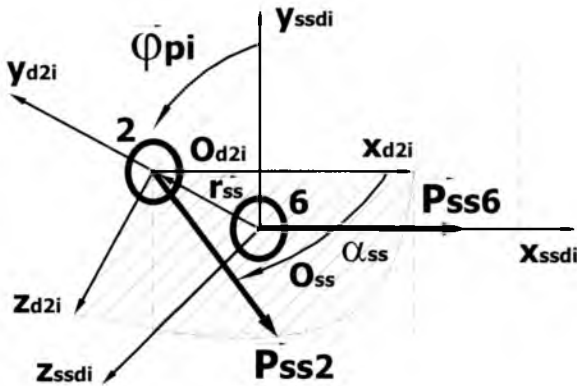
W tylnej części korpusu znajduje się silnik startowy, którego zadaniem jest nadanie pociskowi odpowiedniej prędkości liniowej i kątowej. W związku z tym rakieta na wyrzutni porusza się wzdłuż prowadnicy i obraca się jednocześnie wokół własnej osi podłużnej. Silnik startowy dysponuje układem sześciu dysz jak na rysunku 8. Pięć z nich znajduje się na obwodzie silnika wytwarzając jednocześnie siłę ciągu i moment niezbędny do nadania rakiecie niezbędnej prędkości kątowej. Szósta dysza położona jest w osi pocisku i wytwarza wyłącznie siłę ciągu.

**SILNIK STARTOWY
RAKIETY i** gdzie: $i=1,2,3,4$
dysze 1, 2, 3, 4, 5, 6



Rys. 8. Rzut boczny prawy modelu fizycznego silnika startowego rakiety

Moment \vec{M}_{ssi} generowany przez silnik startowy jest wynikiem odpowiedniej orientacji przestrzennej dysz 1, 2, 3, 4 i 5. Na rysunku 9 przedstawiony jest kierunek działania siły \vec{P}_{ss6} wytwarzanej przez dyszę centralną oraz siły \vec{P}_{ss2} wytwarzanej przez dyszę znajdującą się na obwodzie silnika. Kierunek działania sił \vec{P}_{ss1} , \vec{P}_{ss3} , \vec{P}_{ss4} , \vec{P}_{ss5} określany jest analogicznie jak siły \vec{P}_{ss2} . Rakieta obraca się wokół własnej osi podłużnej zgodnie ze zmianą w czasie współrzędnej φ_{pi} . Przebieg zmienności w czasie kąta φ_{pi} zależy m.in. od momentu \vec{M}_{ssi} .



Rys. 9. Orientacja w przestrzeni sił generowanych przez silnik startowy rakiety

W przedniej części korpusu znajduje się układ giroskopowy, którego model nie zostanie omówiony ze względu na ograniczoną liczbę stron artykułu. Założono, że ruch rakiety generuje wymuszenie zakłócające pracę giroskopu, natomiast sprzężenie zwrotne związane z przekazaniem zaburzenia na pocisk jest niewielkie i w związku z tym pomijane w rozważaniach. Na rysunku 7 przedstawiona jest charakterystyka geometryczna pocisku raketowego w zakresie niezbędnym do przeprowadzenia analizy dynamiki zestawu.

W trakcie działania zestawu przeciwlotniczego uwzględnionych jest kilka etapów związanych ze zmianą parametrów charakteryzujących bezwładność rakiety. Do tych parametrów zaliczamy masę rakiety, jej momenty bezwładności oraz położenie środka masy. Od chwili przechwycenia celu przez pocisk do chwili uruchomienia silnika startowego parametry nie ulegają zmianie, a rakieta jest bryłą sztywną. Następny etap związany jest z uruchomieniem silnika startowego i ruchem pocisku wzdłuż prowadnicy wyrzutni, aż do wypalenia ładunku prochowego. Parametry zmieniają się w sposób ciągły, a rakieta jest układem zmiennym w czasie. Po zakończeniu tego etapu pocisk kontynuuje ruch wzdłuż prowadnicy, jego parametry nie ulegają zmianie, a rakieta jest bryłą sztywną. W chwili odłączenia silnika startowego od korpusu rakiety parametry zmieniają się w sposób dyskretny. Pocisk przez moment jest układem zmiennym w czasie. Po odłączeniu silnika startowego rakieta traci kontakt z zestawem i porusza się niezależnie od niego.

Pocisk rozpoczyna lot w kierunku celu. Tuż po opuszczeniu wyrzutni do chwili uruchomienia silnika raketowego o startowej sile ciągu

parametry nie ulegają zmianie, a rakieta jest bryłą sztywną. W trakcie działania silnika raketowego o startowej, a następnie marszowej sile ciągu parametry zmieniają się w sposób ciągły, a rakieta jest układem zmiennym w czasie. Przebieg zmienności w czasie parametrów różni się w zależności od tego, który stopień silnika raketowego wytwarza siłę ciągu. Po zakończeniu pracy przez drugi stopień silnika parametry nie ulegają zmianie, a rakieta jest bryłą sztywną. Model pocisku uwzględnia osiem etapów związanych ze zmianą parametrów charakteryzujących bezwładność rakiety. Reasumując otrzymujemy:

ruch pocisku na wyrzutni:

- etap1: rakieta jest bryłą sztywną,
- etap2: rakieta jest układem zmiennym w czasie (parametry zmieniają się w sposób ciągły),
- etap3: rakieta jest bryłą sztywną,
- etap4: rakieta jest układem zmiennym w czasie (parametry zmieniają się w sposób dyskretny),

lot pocisku:

- etap5: rakieta jest bryłą sztywną,
- etap6: rakieta jest układem zmiennym w czasie (parametry zmieniają się w sposób ciągły, działa pierwszy stopień silnika raketowego),
- etap7: rakieta jest układem zmiennym w czasie (parametry zmieniają się w sposób ciągły, działa drugi stopień silnika raketowego),
- etap8: rakieta jest bryłą sztywną,

Realizacja przez pocisk etapu 7 i 8 związana jest z czasem lotu rakiety, jeżeli cel zostanie osiągnięty wcześniej to etapy te w procesie symulacji ruchu mogą zostać pominięte.

Rakieta w rozważaniach dotyczących analizy zestawu przeciwniczego powinna być traktowana jako obiekt zmienny w czasie. Z punktu widzenia formułowania modelu rozpatrywanego układu istotne są następujące założenia:

- Środek masy rakiety przemieszcza się wzdłuż osi podłużnej korpusu,
- Jedynym składnikiem siły reaktywnej jest siła ciągu silnika raketowego,
- Masa i momenty bezwładności rakiety są funkcjami czasu.

4. Model matematyczny

Na podstawie przyjętego modelu fizycznego opracowany został model matematyczny zestawu przeciwlotniczego [8,10]. Uwzględniając rozważania dotyczące formułowania modelu fizycznego wybrano czterdzieści jeden niezależnych współrzędnych uogólnionych, określono energię kinetyczną i energię potencjalną opracowanego modelu oraz rozkład sił uogólnionych. Następnie korzystając z równań Lagrange'a II-go rodzaju wyprowadzono równania ruchu rozpatrywanego układu [7,9]. Rozważany układ sprowadzony został do postaci strukturalnego modelu o budowie dyskretnej, w związku z tym określony jest równaniami różniczkowymi o pochodnych zwyczajnych. Zależności analityczne uwzględniają przestrzenny model układu, który w ogólnym przypadku ma czterdzieści jeden stopni swobody, człony sterujące, zależności kinematyczne, równania ruchu celu i parametry opisane funkcjami oraz wymagają rozwiązania dwudziestu jeden równań równowagi statycznej.

Ze względu na ograniczoną liczbę stron i obszerny zapis równań zaprezentowane zostaną tylko zależności kinematyczne określające ruch rakiet w trakcie startu z zestawu. Dzięki temu w nieco szerszym zakresie uwzględniony zostanie cel niniejszego opracowania zmierzający do sformułowania podstaw teoretycznych determinowania przez zestaw początkowych parametrów lotu każdej z czterech rakiet.

Zależności kinematyczne charakteryzujące ruch rakiety w trakcie startu z wyrzutni opisane są równaniami, w których indeks i oznacza jedną z czterech rakiet ($i = 1,2,3,4$).

Położenie środka masy S_{pi} rakiety nr i w układzie współrzędnych

$0_v x_v y_v z_v :$

$$\vec{r}_{pi} (r_{pix_v}, r_{piy_v}, r_{piz_v}) \quad (1)$$

$$r_{pix_v} = \xi_{pi} l_{\xi} + l_{\xi i} - (\xi_{pi} l_{\eta} + l_{\eta i}) \vartheta_v$$

$$r_{piy_v} = (\xi_{pi} l_{\xi} + l_{\xi i}) \vartheta_v - (\xi_{pi} l_{\zeta} + l_{\zeta i}) \varphi_v + \xi_{pi} l_{\eta} + l_{\eta i} + y_v$$

$$r_{piz_v} = (\xi_{pi} l_{\eta} + l_{\eta i}) \varphi_v + \xi_{pi} l_{\zeta} + l_{\zeta i}$$

Współrzędne wektora prędkości środka masy S_{pi} rakiety nr i w układzie współrzędnych $0_v x_v y_v z_v :$

$$\begin{aligned} & \vec{V}_{pi} (V_{pix_v}, V_{piy_v}, V_{piz_v}) \quad (2) \\ V_{pix_v} &= (l_\xi - l_\eta \vartheta_v) \dot{\xi}_{pi} - (\xi_{pi} l_\eta + l_{\eta i}) \dot{\vartheta}_v \\ V_{piy_v} &= (l_\eta + l_\xi \vartheta_v - l_\zeta \varphi_v) \dot{\xi}_{pi} + (\xi_{pi} l_\xi + l_{\xi i}) \dot{\vartheta}_v - (\xi_{pi} l_\zeta + l_{\zeta i}) \dot{\varphi}_v + \dot{y}_v \\ V_{piz_v} &= (l_\zeta + l_\eta \varphi_v) \dot{\xi}_{pi} + (\xi_{pi} l_\eta + l_{\eta i}) \dot{\vartheta}_v \end{aligned}$$

Moduł i kąty kierunkowe wektora prędkości środka masy S_{pi} rakiety nr i

$$\begin{aligned} V_{pi} &= \sqrt{V_{pix_v}^2 + V_{piy_v}^2 + V_{piz_v}^2} \quad (3) \\ \sin \gamma_{pi} &= \frac{V_{piy_v}}{V_{pi}} \quad \sin \chi_{pi} = -\frac{V_{piz_v}}{V_{pi} \cos \gamma_{pi}} \end{aligned}$$

Współrzędne wektora prędkości kątovej rakiety nr i w układzie współrzędnych $S_{pi} x_{pi} y_{pi} z_{pi}$:

$$\begin{aligned} & \vec{\omega}_{pi} (\omega_{pix_p}, \omega_{piy_p}, \omega_{piz_p}) \quad (4) \\ \omega_{pix_p} &= \dot{\vartheta}_v l_1 + \dot{\varphi}_v l_2 + \dot{\varphi}_{pi} \\ \omega_{piy_p} &= \dot{\vartheta}_v l_3 + \dot{\varphi}_v l_4 \\ \omega_{piz_p} &= \dot{\vartheta}_v l_5 + \dot{\varphi}_v l_6 \end{aligned}$$

Współrzędne wektora przyspieszenia kątowego rakiety nr i w układzie współrzędnych $S_{pi} x_{pi} y_{pi} z_{pi}$:

$$\begin{aligned} & \vec{\varepsilon}_{pi} (\varepsilon_{pix_p}, \varepsilon_{piy_p}, \varepsilon_{piz_p}) \quad (5) \\ \varepsilon_{pix_p} &= \ddot{\vartheta}_v l_1 + \ddot{\varphi}_v l_2 + \ddot{\varphi}_{pi} \\ \varepsilon_{piy_p} &= \ddot{\vartheta}_v l_3 + \ddot{\varphi}_v l_4 \\ \varepsilon_{piz_p} &= \ddot{\vartheta}_v l_5 + \ddot{\varphi}_v l_6 \end{aligned}$$

W zależnościach od (1) do (5) występują parametry, które określone są następującymi równaniami:

$$\begin{aligned} l_{\xi} &= \cos \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} \\ l_{\eta} &= \sin \mathcal{G}_{pv} \end{aligned} \quad (6)$$

$$l_{\zeta} = -\cos \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv}$$

$$\begin{aligned} l_{\xi 1} &= (l_{ps1} - l_{p0}) l_{\xi} - d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} + d_{v1} \sin \psi_{pv} \\ l_{\eta 1} &= (l_{ps1} - l_{p0}) l_{\eta} + d_{pv} \cos \mathcal{G}_{pv} \end{aligned} \quad (7)$$

$$l_{\zeta 1} = (l_{ps1} - l_{p0}) l_{\zeta} + d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv} + d_{v1} \cos \psi_{pv}$$

$$\begin{aligned} l_{\xi 2} &= (l_{ps2} - l_{p0}) l_{\xi} + d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} + d_{v1} \sin \psi_{pv} \\ l_{\eta 2} &= (l_{ps2} - l_{p0}) l_{\eta} - d_{pv} \cos \mathcal{G}_{pv} \end{aligned} \quad (8)$$

$$l_{\zeta 2} = (l_{ps2} - l_{p0}) l_{\zeta} - d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv} + d_{v1} \cos \psi_{pv}$$

$$\begin{aligned} l_{\xi 3} &= (l_{ps3} - l_{p0}) l_{\xi} - d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} - d_{v3} \sin \psi_{pv} \\ l_{\eta 3} &= (l_{ps3} - l_{p0}) l_{\eta} + d_{pv} \cos \mathcal{G}_{pv} \end{aligned} \quad (9)$$

$$l_{\zeta 3} = (l_{ps3} - l_{p0}) l_{\zeta} + d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv} - d_{v3} \cos \psi_{pv}$$

$$\begin{aligned} l_{\xi 4} &= (l_{ps4} - l_{p0}) l_{\xi} + d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} - d_{v3} \sin \psi_{pv} \\ l_{\eta 4} &= (l_{ps4} - l_{p0}) l_{\eta} - d_{pv} \cos \mathcal{G}_{pv} \end{aligned} \quad (10)$$

$$l_{\zeta 4} = (l_{ps4} - l_{p0}) l_{\zeta} - d_{pv} \sin \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv} - d_{v3} \cos \psi_{pv}$$

$$\begin{aligned} l_1 &= -\cos \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv} & l_2 &= \cos \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} \\ l_3 &= \sin \mathcal{G}_{pv} \sin \psi_{pv} & l_4 &= -\sin \mathcal{G}_{pv} \cos \psi_{pv} \\ l_5 &= \cos \psi_{pv} & l_6 &= \sin \psi_{pv} \end{aligned} \quad (11)$$

5. Wnioski

W chwili opuszczania wyrzutni przez każdą z czterech rakiet determinowane są początkowe parametry ich lotu. Między innymi od wartości tych parametrów zależy kształt realizowanej w przestrzeni przez raketę trajektorii lotu. Ze względu na krótki czas niezbędny do wypracowania właściwej trajektorii lotu przez raketę bliskiego zasięgu oraz nałożone na nią ograniczenia techniczne i warunki bezpieczeństwa początkowe parametry lotu mogą decydować o trafieniu w cel.

Opracowany model przestrzenny samobieżnego zestawu przeciwlotniczego pozwala na wyznaczenie determinowanych przez układ początkowych parametrów lotu każdej z czterech rakiet bliskiego zasięgu. W związku z tym po przeprowadzeniu symulacji ruchu układu można określić czy:

- układ sterowania rakiety w początkowej fazie lotu zdąży skorygować utratę stabilności,
- czas niezbędny na wypracowanie pożądanego toru lotu nie będzie za krótki,
- spełnione zostaną ograniczenia techniczne i warunki bezpieczeństwa:
 - maksymalne przeciążenie,
 - maksymalny kąt natarcia,

oraz czy nie zostanie przekroczona:

- maksymalna prędkość kątowna Linii Obserwacji Celu,
- maksymalny kąt widzenia obiektywu koordynatora,
- maksymalny kąt obrotu osi giroskopu,
- maksymalny moment sterujący osią giroskopu,

oraz czy zostanie zachowana:

- założona prędkość kątowna rakiety w ruchu obrotowym wokół osi podłużnej.

Bibliografia

1. Dziopa Z., *Reakcja giroskopowego koordynatora celu na start rakiety z zestawu przeciwlotniczego*, Naukowe Aspekty Bezpilotowych Aparatów Latających. Zeszyt Naukowy PŚ, Mechanika, **80**, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2004, ISSN 0239-4979, 117-123
2. Dziopa Z., Florin-Dziopa I, *Wpływ startu rakiety z wyrzutni samochodowej na skuteczność pracy operatora*, Teoria Maszyn i Mechanizmów, **1**, AGH i PKTMiM, Kraków 2004, ISBN 83-7204-404-X, 179-184
3. Dziopa Z., *The dynamics of a rocket launcher placed on a self-propelled vehicle*, Mechanical Engineering, **81**, 3, Lviv 2004, ISSN 1729-4959, 23-30
4. Dziopa Z. *Ocena wpływu dynamiki pojazdu samochodowego na początkowe kinematyczne parametry lotu rakiety*, Teka Komisji Motoryzacji: Konstrukcja, Badania, Eksploatacja, Technologia Pojazdów

- Samochodowych i Silników Spalinowych, **29-30**, PAN, Kraków 2005, ISSN 1642-1639, 115-122
5. Dziopa Z., *Analiza zjawisk fizycznych generowanych w trakcie startu rakiety z zestawu przeciwlotniczego*, Perspektywy i Rozwój Systemów Ratownictwa, Bezpieczeństwa i Obronności w XXI wieku, Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia 2005, ISBN 83-87280-78-X, 296-303
 6. Dziopa Z., *Modelowanie startu rakiet przeciwlotniczych z wyrzutni zainstalowanej na pojeździe samochodowym*, Naukowe Aspekty Bezpilotowych Aparatów Latających. Zeszyt Naukowy PŚ, Budowa i Eksploatacja Maszyn, **1**, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2006, ISBN 83-88906-61-5, 113-120
 7. Gantmacher F.R., *Wykłady z mechaniki analitycznej*, PWN, Warszawa 1972, s.238
 8. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe, Mechanika, **32**, Politechnika Warszawska, Warszawa 1975, s.127
 9. Osiecki J., *Dynamika maszyn*, WAT, Warszawa 1994, s.155
 10. Светлицкий В. А., *Динамика старта летательных аппаратов*, Наука, Москва 1963.

A MOBILE ANTI-AIRCRAFT UNIT CONSIDERED AS A SYSTEM THAT DETERMINES INITIAL PARAMETERS OF A MISSILE FLIGHT

A physical model of a mobile anti-aircraft missile unit was developed following the classical mechanics approach. A mathematical model formulated basing on the physical one comprises analytical relations in terms of forty-one equations of motion, control elements, kinematical relations, equation of the target motion and parameters having the form of functions. The initial parameters of each missile flight were determined in the phases of launching four of them. The values of these parameters affect many aspects of the problem, also the shape of real flight trajectory followed in space by the missile. The developed 3D model of mobile anti-aircraft unit allows for determination of the unit-dependent initial flight parameters for each of the four short-range missiles.

Rozdział IV

***Bezpieczeństwo
i sytuacje awaryjne***

ANALIZA OSIĄGÓW I WŁASNOŚCI PRZELOTOWYCH SZYBOWCA DIANA-2

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

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

W pracy przedstawiono filozofię projektowania aerodynamicznego i obliczeniową analizę osiągnięć przelotowych szybowca wyczynowego Diana-2 w różnych warunkach termicznych. Pozwoliło to określić dla danego typu termiki (jej siły, rozciągłości kominów, długości szlaków i duszeń międzykominowych) przewidywaną prędkość przelotową szybowca jak również optymalne parametry przelotu. Głównym celem przeprowadzonej analizy była optymalizacja parametrów konstrukcyjnych szybowca oraz pomoc w podejmowaniu decyzji taktycznych przez pilota.

1. Wprowadzenie

Szybowiec SZD-56 Diana został zaprojektowany w 1989, a pierwszy lot wykonał w 1990. W szybowcu zastosowano niespotykane i oryginalne rozwiązania konstrukcyjne, szczególnie w odniesieniu do struktury skrzydła. Szybowiec miał szereg niezwykłych cech, wśród których należy wymienić przynajmniej kilka. Wśród wszystkich szybowców tej klasy ma najniższą masę własną (175 kg w stosunku do 230-250 w innych), najcieńszy profil skrzydła (13%), najwyższe wydłużenie (27.6) i największą wśród tej klasy szybowców pojemność zbiorników wody balastowej (160 kg). Skrzydło ma niespotykaną skorupową strukturę, która pozbawiona masywnego dźwigara, zachowuje precyzyjnie kształt i gładkość w ciągu całego okresu eksploatacji (bardzo poważny problem we wszystkich konstrukcjach dźwigarowych). W końcu lat 80-tych i na początku 90-tych aerodynamika szybowcowa podlegała bardzo szybkiemu rozwojowi, zarówno dzięki intensywnym badaniom w tunelach aerodynamicznych jak i szybkiemu rozwojowi zaawansowanych

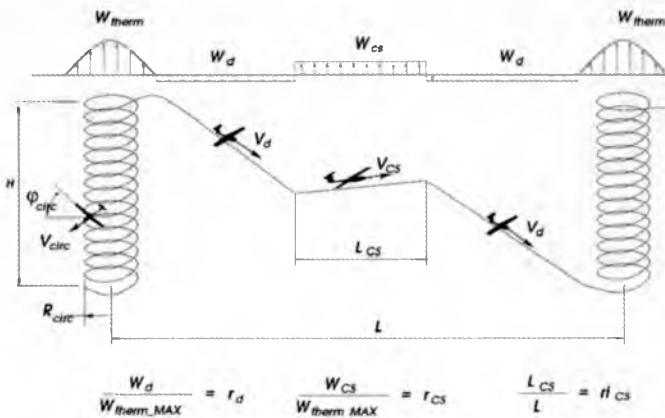
metod obliczeniowych opływu. Zaowocowało to nowymi koncepcjami aerodynamicznymi, głównie w odniesieniu do opływu profili i geometrii skrzydeł, pozwalając na znaczną redukcję oporu oporu profilowego i niekorzystnej interferencji aerodynamicznej między skrzydłem i kadłubem. Prace te koncentrowały się głównie w ośrodkach zachodnich i traktowane były w znacznej części komercyjnie. SZD Bielsko-Biala nie miała w tym okresie możliwości skorzystania z takich zasobów. Szybowce innych firm (głównie niemieckich), które powstały 3-6 lat po Dianie w pełni wykorzystały wszystkie to możliwości. W efekcie zaowocowało znaczną poprawą ich osiągnięć, a Diana – najbardziej zaawansowany technicznie i technologicznie szybowiec, ale oparty o przestarzałą już nieco aerodynamikę (profil NN27-13 typu Wortmanna ze swobodnym przejściem, oparty na technologii aerodynamicznej lat 70-tych). W latach 90-tych zakłady szybowcowe w popadły w kłopoty finansowe prowadząc do ich upadku, a w efekcie również do wstrzymania rozwoju Diany. Całkowite prawa do szybowca Diana odkupił od syndyka jej konstruktor – Bogumił Bereś. W roku 2003 podjęto decyzję o dalszym rozwoju szybowca i opracowaniu nowej, zaawansowanej aerodynamiki do Diany. W przypadku szybowców wyczynowych klasy wyścigowej (15m) ok. 60% oporu przy dużych prędkościach i aż ok. 90% oporu przy prędkościach małych generuje skrzydło. Z uwagi na powyższe oraz przewidywane koszty modernizacji ograniczono się jedynie do opracowania nowego skrzydła, w dodatku o niezmienionej konstrukcji, technologii i materiałach. Żeby ograniczyć ewentualne nieprzewidziane, a przykre niespodzianki ograniczony jedynie został poziom naprężeń w konstrukcji o ok. 10%.

Głównym celem projektu nowoczesnego szybowca wyczynowego jest maksymalizacja finalnych osiągnięć, mierzonych prędkością przelotową w określonych warunkach termicznych. W celu rozwiązania takiego problemu konieczne jest stworzenie odpowiedniego matematycznego modelu przelotu, który musi uwzględniać własności termiki, charakterystyki aerodynamiczne szybowca (zależne od szeregu parametrów konstrukcyjnych oraz przyjętej koncepcji czy też „technologii” aerodynamicznej) oraz jego masy (ilości balastu wodnego). Zagadnienie jest bardzo złożone (w szczególności w odniesieniu do warunków termicznych), co powoduje, że możliwe jest zastosowanie jedynie bardzo uproszczonego modelu. Rzeczywisty proces projektowania jest złożonym i ma z natury iteracyjny charakter. Stąd kolejne modyfikacje parametrów konstrukcyjnych szybowca i rozwiązań aerodynamicznych, określanie

końcowej efektywności oraz ewentualna zmiana przyjętych koncepcji i założeń. Przedstawiane wyniki dotyczą ostatecznej wersji rozwiązania Diany-2 (w sumie było czternaście wersji projektu aerodynamicznego)

2. Analiza osiągnięć przelotowych

Typowy schemat przelotu szybowcowego przedstawiono na rys. 1. Obejmuje on krążenie w kominie, przeskoki międzykominowe oraz przeloty pod szlakiem. Parametry, które opisują warunki termiczne to rozmiary komina, wartość i rozkład prędkości pionowej w kominie, siłę duszeń międzykominowych r_d (wyrażonych jako ułamek maksymalnej prędkości pionowej w kominie) oraz względna długość szlaków r_{cs} i ich średnia siła r_{cs} (odniesiona jak wcześniej do maksymalnej prędkości pionowej w kominie).

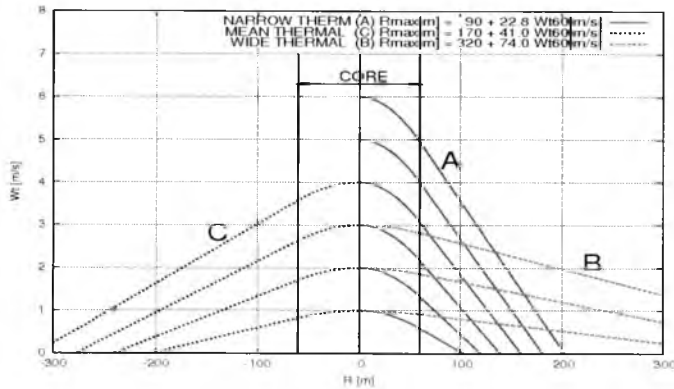


Rys. 1. Założony schemat przelotu szybowcowego

Określenie charakterystyki termiki jest największym wyzwaniem w tej problematyce, jako uzależnione od bardzo wielu trudnych do ujęcia czynników (pogoda i pora roku, region geograficzny, własności podłoża, wysokość, czas i inne) oraz z zasady rządzone stochastycznymi prawami. Dodatkowo problemem pogłębia bardzo mała ilość danych pomiarowych dostępnych w literaturze. Prawdopodobnie najbardziej realistycznym modelem komina jest model Horstmann'a [1,2], oparty o badania termiki europejskiej. Zawiera on cztery standardowe profile komina, będące kombinacją: silnego(2) i słabego(1) oraz szerokiego(B) i wąskiego(A)

komina. Na zewnątrz rdzenia o promieniu 60m zakładają one liniową zmienność prędkości pionowej.

Bezpośrednie zastosowanie tych modeli do stawionego zadania jest niestety niemożliwe. Konieczne jest użycie ciągłego spektrum siły komina i stosownych rozkładów prędkości. W tym celu zastosowano rodzinę kominów opartą o liniową interpolację modeli Horstmann'a. Analizę przeprowadzono dla trzech typów kominów: A:wąski, B:szeroki, C:średni. Noszenia zmieniają się liniowo pomiędzy promieniami 60m i R_{MAX} (dla którego osiąga zero). Założono paraboliczny rozkład prędkości pionowej wewnątrz rdzenia komina – rys. 2.



Rys. 2. Założony rozkład prędkości w rozważanych kominach

Rzeczywiste wznoszenie szybowca o określonych charakterystyce aerodynamicznej i masie w konkretnym kominie może być określone jako różnica prędkości pionowej w kominie i opadania własnego:

$$w_c = w_T - w_{SINK} \quad (1)$$

gdzie noszenie komina dla konkretnego promienia krążenia i opadanie można wyrazić funkcyjnie:

$$w_T = w_T(THERMAL_MODEL, w_{T0}, R_{CIRC}(V_{CIRC}, \varphi_{CIRC}))$$

$$w_{SINK} = w_{SINK}(V_{CIRC}, \varphi_{CIRC}, MASS, AERODYNAMICS) \quad (2)$$

Ostateczne równanie bilansu wysokości w przelocie przyjmuje formę:

$$(w_T - w_{SINK}) \cdot t_{CIRC} = (w_{SINK} + w_d) \cdot \frac{L - L_{CS}}{V_d} + (w_{SINK} - w_{CS}) \cdot \frac{L_{CS}}{V_{CS}} \quad (3)$$

a prędkość przelotową szybowca można wyrazić jako funkcję następujących parametrów:

$$V_{CC} = f(\text{THERMAL_MODEL}, w_{T0}, r_d, r_{CS}, r_{lCS}, \text{MASS}, \text{AERODYNAMICS}, V_{CIRC}, \varphi_{CIRC}, V_d, V_{CS}) \quad (4)$$

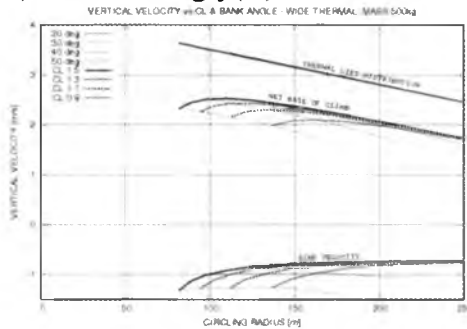
Jak widać rzeczywiste wznoszenie szybowca zależy od modelu komina, jego siły w_{T0} , masy szybowca, jego charakterystyki aerodynamicznej, prędkości i kąta przechylenia w krążeniu. Podobnie średnia prędkość przelotowa zależy od wszystkich powyższych parametrów oraz dodatkowo od modelu pogody (r_d, r_{lCS}, r_{CS}), prędkości przeskoków międzykominowych oraz prędkości pod szlakami cumulusów. Dla określonego modelu pogody, modelu komina, masy i charakterystyk aerodynamicznych szybowca optymalne parametry przelotu i krążenia, jak również wynikową prędkość przelotową można stosunkowo łatwo określić korzystając z metod programowania nieliniowego (optymalizacji). Taki model taktyki szybowcowej jest jednak zasadniczo równoważny taktyce MacCready'ego, która nie jest stosowana praktycznie - z uwagi na stosunkowo niski poziom prawdopodobieństwa dolotu. Bardziej zaawansowane metody matematyczne pokazują jednak, że odpowiednia modyfikacja taktyki MacCready'ego prowadzi do bardzo małych zmian (strat) przewidywanej prędkości przelotowej dla danej termiki i własności szybowca – przy jednocześnie znacznym zwiększeniu prawdopodobieństwa dolotu [3,4]. Potwierdza to poprawność i użyteczność zastosowanego tutaj podejścia do analizy własności przelotowych szybowca i optymalizacji jego parametrów.

3. Analiza własności w krążeniu.

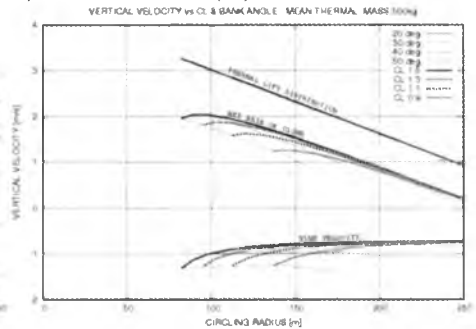
Równanie (3) wskazuje, że poprawa osiągnięć krążenia (wykorzystania komina) prowadzi bezpośrednio do poprawy osiągnięć przelotowych. Rysunek 3 przedstawia obliczeniowe zależności między wartością współ-czynnika siły nośnej, kątem przechylenia i promieniem krążenia, a prędkością wznoszenia szybowca w kominie (dla maksymalnej masy szybowca i maksymalnej prędkości pionowej w kominie $w_{T0}=4\text{m/s}$). Pokazane są wyniki dla dwóch profili prędkości w kominie, odpowiadających kominowi średniemu i rozległemu. Jak widać im większa wartość dopuszczalnego współczynnika siły nośnej w krążeniu tym bardziej efektywne wykorzystanie komina i większa prędkość

rzeczywistego wznoszenia. Bardziej dogłębna analiza wskazuje, że im większa wartość C_z szybowca w krążeniu tym mniejsze optymalne wartości prędkości, promienia i kąta przechylenia w krążeniu oraz większe przewidywane prędkości przelotowe. Rysunek 4 przedstawia przewidywaną prędkość wznoszenia szybowca i średnią prędkość przelotową dla maksymalnej masy w zależności od siły termiki, odpowiednio dla rozległych i średnich kominów.

a) komin rozległy(B)

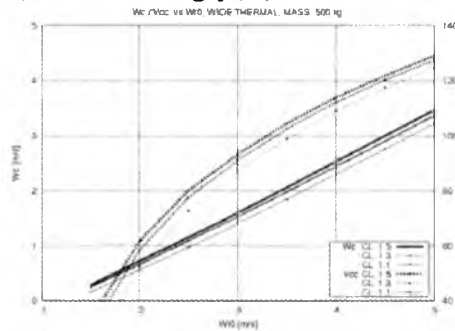


b) komin średni(C)

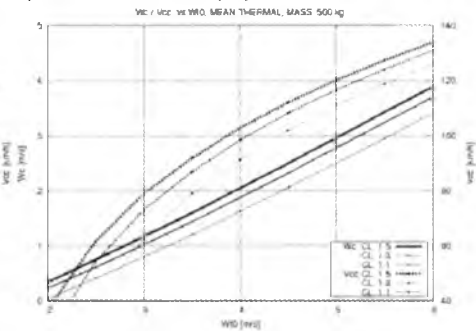


Rys. 3. Wpływ wartości C_z na optymalny promień krążenia i kąt przechylenia oraz prędkość wznoszenia:

a) komin rozległy(B)



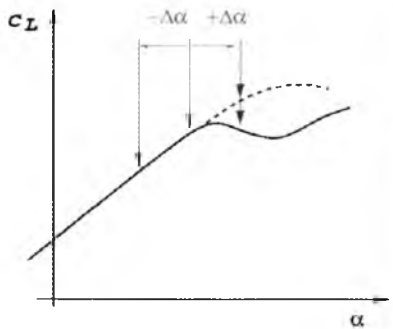
b) komin średni(C)



Rys. 4. Wpływ wartości współczynnika siły nośnej i siły kominu na prędkość wznoszenia szybowca i prędkość przelotową

Nowoczesne profile aerodynamiczne współczesnych szybowców [5] posiadają dość specyficzną cechę. Przy kątach natarcia zbliżonych do C_{zMAX} charakteryzują się spadkiem siły nośnej przy zwiększaniu kąta natarcia (mają lokalne minimum). Przyczyną takiej cechy jest gwałtowna wędrówka punktu turbulizacji do przodu i gwałtowne pogrubienie

warstwy przyściennej. Niepublikowana praca Dushyna i Boermansa (zaprezentowana na kongresie OSTIV w 2003 roku) pokazuje, że taka właściwość profilu może mieć istotny wpływ na zachowanie szybowca przy wejściu w komin (podmucha) i krążenie w turbulentnym kominie. Sytuacja ta jest schematycznie przedstawiona na rys. 5. Podmucha od góry (zmniejszenie prędkości pionowej w kominie) powoduje zawsze zmniejszenie kąta natarcia i siły nośnej, a w konsekwencji spadek prędkości wznoszenia. W sytuacji podmucha od dołu (wzrost prędkości pionowej) sprawa jest bardziej złożona. Jeżeli profil skrzydła ma monotonicznym przebieg charakterystyki $C_z(\alpha)$, to wzrośnie kąt natarcia i w konsekwencji spowoduje wzrost siły nośnej, prędkości poziomej i wznoszenia. Jeżeli profil charakteryzuje się lokalnym minimum w przebiegu charakterystyki $C_z(\alpha)$ a krążenie odbywa się w pobliżu lokalnego C_{zMAX} to wejście w podmucha od dołu spowoduje spadek siły nośnej, spadek prędkości poziomej i utratę wysokości. Zmiany kąta natarcia w turbulentnym kominie dochodzą do 5° . Tak, więc krążenie szybowca ze skrzydłem o takich własnościach profilu musi się odbywać na zmniejszonych kątach natarcia (i współczynnikach siły nośnej) – zarówno z uwagi na niebezpieczeństwo przeciągnięcia przy podmucha jak i spadku efektywności krążenia w przypadku silnej turbulencji.



Rys. 5. Schemat zachowania się profilu przy zmianie kąta natarcia na skutek podmucha pionowego

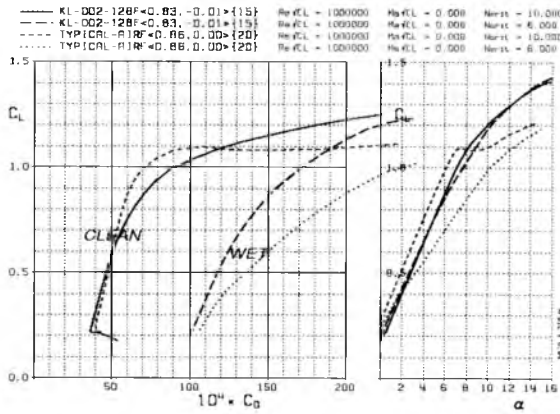
4. Projekt profili aerodynamicznych skrzydła Diany-2

Bazowe profile aerodynamiczne skrzydła zaprojektowane do Diany-2 różnią się w stosunku do typowych profili szybowcowych. Porównanie charakterystyk (obliczeniowych) jednego spośród rodziny profili skrzydła Diany-2 i typowego, nowoczesnego profilu szybowcowego

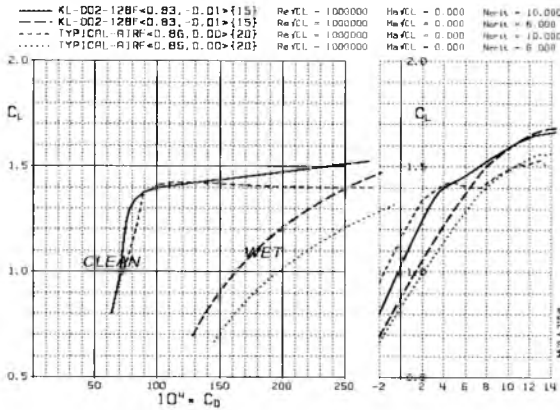
przedstawia rys. 6. Podstawową cechą nowego profilu jest monotoniczny przebieg charakterystyki siły nośnej i znacznie większa wartość maksymalna współczynnika siły nośnej. Jednocześnie uzyskano znacznie mniejszą wrażliwość profilu na przedwczesną turbulizację, a więc na brud (rozbite owady) i deszcz. Ostatnia własność jest szczególnie istotna, jako że problem sprowadza się nie tylko do wzrostu oporu w takich warunkach, ale również znacznej redukcji siły nośnej - szczególnie przy wychylonych do dołu klapach. Główną wadą zaprojektowanych do Diany-2 profili jest węższy zakres siodła laminarnego (a więc zakres kątów natarcia, przy których opór jest mały), jednak opór minimalny profilu również udało się nieco zredukować w stosunku do innych profili szybowcowych. W stosunku do tych ostatnich zaprojektowany profil jest niestety bardziej wrażliwy na poprawność dostosowania klap do warunków lotu (prędkości). Profil wyposażony jest w klapy o cięciwie 17%, które mogą się wychylać w zakresie $-2^{\circ} \div +28^{\circ}$. Przepływ laminarny obejmuje do 70-75% górnej powierzchni skrzydła. Na dolnej powierzchni rozciąga się do 92% cięciwy, gdzie następuje wymuszenie turbulizacji (przez turbulizator pneumatyczny) w celu niedopuszczenia do oderwania warstwy laminarnej. Charakterystyka profilu sugeruje, że bezpieczne i efektywne krążenie możliwe jest przy wartościach współczynnika siły nośnej około 1.5. Taka charakterystyka profilu uzyskana została dzięki nieco nietypowemu rozkładowi ciśnień wzdłuż cięciwy (z mniejszymi gradientami ciśnień w obszarze odzysku ciśnienia i zmniejszonej stateczności warstwy laminarnej) oraz mniejszej grubości. Profil Diany-2's jest jeszcze cieńszy niż w oryginalnej Dianie SZD-56, zmieniając się od 12.8% u nasady do 12.2% na końcówce (i jeszcze mniej na winglecie). Pomimo, że profil jest cieńszy niż w SZD-56, to zarówno charakterystyki wytrzymałościowe i sztywnościowe jak i przekrój poprzeczny nowego profilu są lepsze. Ma to istotne znaczenie dla masy skrzydła, naprężenia w strukturze oraz możliwą objętość zbiorników wody balastowej. Skrzydła wyposażone są w klapolotki na całej rozpiętości.

Rysunek 7 pokazuje porównanie starego i nowego profilu skrzydła, a rysunek 8 podsumowuje spodziewane charakterystyki aerodynamiczne obu profili. Jak widać oczekiwana redukcja oporu osiąga około 20÷25% w całym zakresie współczynników siły nośnej, a więc i warunków lotu.

a)

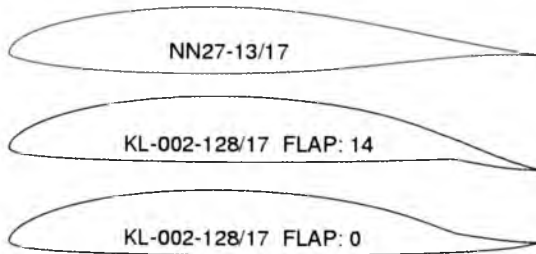


b)

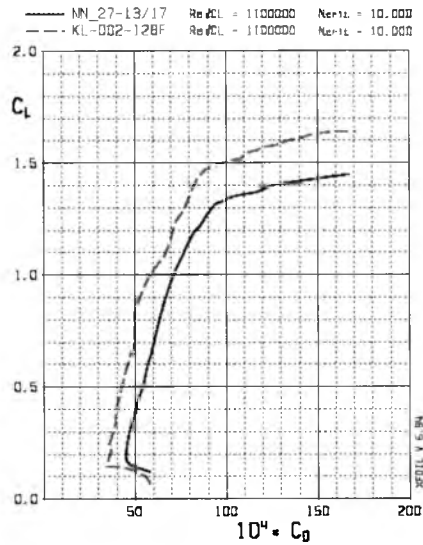


Rys. 6. Porównanie obliczeniowych charakterystyk profilu Diany-2 i typowego nowoczesnego profilu szybowcowego: profil czysty i w warunkach deszczu,

a) kłapy neutralne, b) kłapy wychylone



Rys. 7. Geometria starego i nowego profilu Diany



Rys. 8. Obwiednia charakterystyki oporu starego i nowego profilu Diany

5. Projekt aerodynamiczny skrzydła

Jak już wspomniano wcześniej modernizacja szybowca objęła jedynie opracowanie nowego skrzydła z całkowicie nową aerodynamiką. Kadłub i usterzenie są praktycznie takie jak w wersji pierwotnej. Również sprawdzona wewnętrzna struktura skrzydła została zachowana. Projekt aerodynamiczny skrzydła obejmuje szereg etapów [6]: optymalizacja obrysu, projekt aerodynamiczny profili, a w końcowej fazie usunięcie niekorzystnych efektów interferencji aerodynamicznej (głównie w obrębie połączenia skrzydło-kadłub i w narożu skrzydło-winglet). Celem projektowania aerodynamicznego jest zapewnienie możliwie najlepszych osiągnięć w różnych warunkach lotu szybowcowego, włączając w to małą prędkość przeciągnięcia i małe opadanie w całym zakresie prędkości. Dodatkowo należy zapewnić poprawną charakterystykę przeciągnięcia, efektywność układu sterowania w każdych warunkach, dobre własności w krążeniu, małą wrażliwość na owady (brud) i deszcz. Przy małych prędkościach lotu nawet 90% oporu szybowca wytwarza skrzydła, przy czym ok. 65% to opór indukowany. Przy dużych prędkościach lotu jest to ok. 60%, głównie opór profilowy). Jest, więc oczywiste, że najważniejszym celem projektowania aerodynamicznego skrzydła jest minimalizacja tych dwóch składników oporu. Pierwszy z nich można osiągnąć poprzez maksymalizację obszaru opływu laminarnego oraz eliminację

(lub maksymalne osłabienie) pęcherzy oderwania laminarnego. Ponieważ parametry przepływu (jak liczba Reynoldsa i współczynnik siły nośnej) zmieniają się wzdłuż rozpiętości, powinno się zaprojektować odrębny profil dla każdego z przekrojów skrzydła tak, aby w sposób optymalny spełnić wymagania. Minimalizacja oporu indukowanego może być osiągnięta poprzez zapewnienie właściwego rozkładu obciążenia (co wynika między innymi z właściwego obrysu płata) oraz zastosowanie *wingletów*. Proces projektowania skrzydła Diany-2 obejmował szereg decyzji i musiał uwzględniać wzajemne interakcje różnych parametrów konstrukcyjnych i przepływowych. Przykładowo w celu poprawy charakterystyki przy dużych prędkościach zwiększono nieco powierzchnię skrzydła (8.65 m^2 w stosunku do 8.16 m^2 w oryginalnej Dianie). Dzięki temu zmniejsza się udział oporów szkodliwych, zwiększa objętość zbiorników balastowych oraz sztywność i wytrzymałość skrzydła. Do projektowania wykorzystano szereg programów komputerowych, które pozwalały zarówno na analizowanie, projektowanie i optymalizację 2-wymiarowych profili skrzydła [7], jak i pełnej, 3-wymiarowej konfiguracji szybowca [8]. Obrys skrzydła jest całkowicie krzywoliniowy. Pozwoliło to na minimalizację zarówno oporu indukowanego, jak i profilowego skrzydła, ale również na zapewnienie właściwego rozwoju oderwania na skrzydle przy przeciągnięciu. Profile zmieniają się w sposób ciągły wzdłuż rozpiętości.

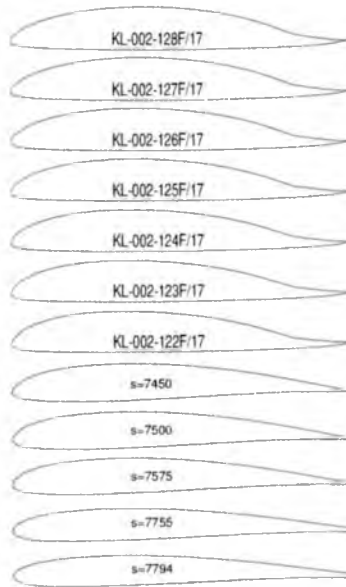
Optymalny rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości na skrzydle z *wingletem* określano korzystając z twierdzenia Munka. Optymalny obrys, minimalizujący zarówno opór indukowany jak i profilowy można określić dzieląc optymalne obciążenie przez optymalną wartość współczynnika siły nośnej w każdym przekroju. Dodatkowa konieczna jest modyfikacja tak wyznaczonego obrysu w celu zapewnienia właściwego zachowania przy przeciągnięciu. Wszystkie te parametry, jak i obrys oraz profile w różnych przekrojach były kolejno (w iteracyjny sposób) modyfikowane w celu spełnienia stawianych wymagań. Finalny obrys i przekroje były uzyskane jako efekt użycia 3-wymiarowych metod optymalizacyjnych w procesie projektowania szczegółowego. Końcowym etapem projektu była minimalizacja szkodliwej interferencji aerodynamicznej w obszarze przejścia skrzydło-kałdub i skrzydło-winglet. Obrys skrzydła Diany-2 i rodzina profili skrzydła i *wingleta* pokazana jest na rysunkach 9 i 10.

Cała wewnętrzna przestrzeń skrzydła wykorzystana została jako integralny zbiornik wody balastowej. Może on pomieścić ponad 50%

więcej balastu niż oryginalna Diana. Tak, więc Diana-2 może latać zarówno z największym jak i najmniejszym obciążeniem wśród wszystkich szybowców klasy wyścigowej.



Rys. 9. Obrys skrzydła szybowca Diana-2

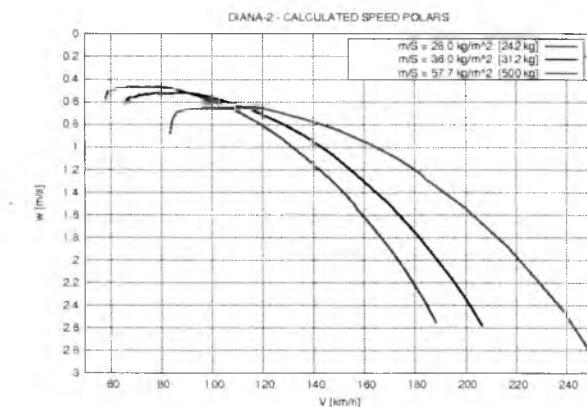


Rys. 10. Rodzina profili skrzydła i wingleta Diany-2

Przy pełnym zatankowaniu ok. połowy masy szybowca stanowi masa balastu. Optymalne wyważenie szybowca dla pilota o dowolnej masie zapewnia zbiornik ogonowy o pojemności 5.6 l. Położenie środka ciężkości minimalizujące opór wyważenia to 39% średniej cięciwy aerodynamicznej. Projekt szybowca, w tym definicja geometrii skrzydła wykonana została w systemie *Unigraphics NX*. Makiety skrzydła wykonane zostały na obrabiarce sterowanej numerycznie z dokładnością poniżej 0.1 mm, co zapewnia perfekcję geometrii, która jest zasadnicza dla skuteczności zastosowanego tu dość subtelnego projektu aerodynamicznego.

6. Analiza osiągnięć szybowca

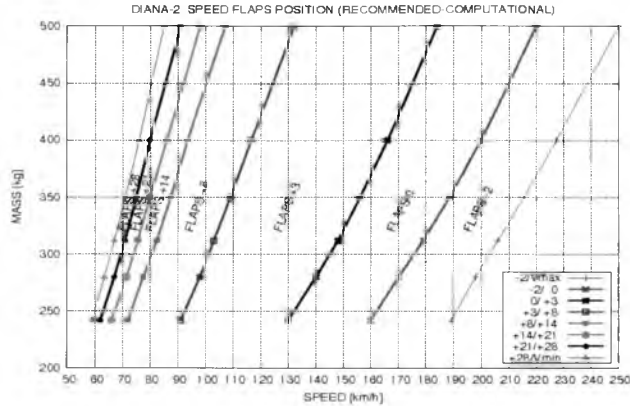
Osiągi Diany-2 były wyznaczane w sposób dość niekonwencjonalny. Ponieważ znane są osiągi szybowca SZD-56 Diana (na podstawie badań w locie wykonanych przez Richarda Johnsona) można było na ich podstawie określić charakterystyki oporu tego szybowca. Wyznaczając obliczeniowo (metodą panelowa z uwzględnieniem oddziaływania warstwy przyściennej) charakterystyki skrzydła tego szybowca można było w efekcie oszacować rzeczywiste opory pozostałych elementów szybowca (opory szkodliwe). Dodając do nich obliczony opór nowego skrzydła (wyznaczony w ten sam sposób) można określić charakterystyki nowej Diany-2. Jednym słowem, procedura taka wprowadza obliczeniową korektę do wyznaczonych w locie charakterystyk szybowca SZD-56 w celu określenia charakterystyk nowego szybowca. Wyniki eksperymentalne nie są jednak gładkie, co wymusiło wygładzenie charakterystyki oporów szkodliwych. Wpływ masy szybowca na jego własności wyznaczany był jedynie na drodze obliczeniowej (badania w locie prowadzone były tylko dla jednej masy szybowca). Wyznaczone tak charakterystyki pozwalają oczekiwać, że maksymalna doskonałość aerodynamiczna szybowca przekroczenia dość mityczną dla tej klasy wartość 50. Obliczone biegunowe prędkości Diany-2 przedstawia rys. 11.



Rys. 11 Obliczone biegunowe prędkości dla różnych mas szybowca

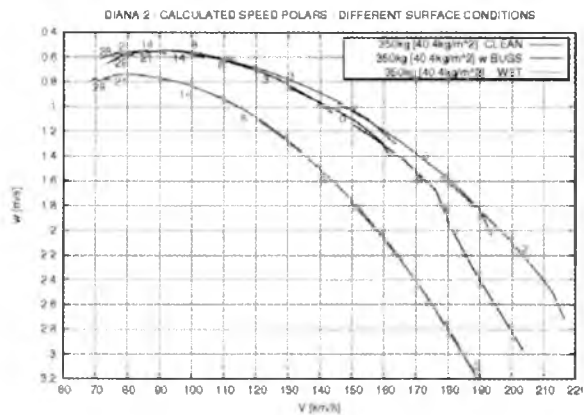
Ponieważ zastosowane profile aerodynamiczne charakteryzują się stosunkowo dużą wrażliwością na właściwe wychylenie kłap prędkościowych, szczegółowa analiza wpływu położenia kłap na osiągi była

bardzo istotna. Wyznaczone obliczeniowo optymalne położenie klap (w funkcji masy i prędkości) przedstawia rys. 12.



Rys. 12. Obliczone optymalne położenia klap szybowca czystego

Istotnym problemem było również określenie wpływu owadów (brudu) i deszczu na charakterystyki szybowca. Warunki takie symulowano obniżeniem wartości krytycznego współczynnika amplifikacji, stosowanego do analizy przejścia turbulentnego oraz (w przypadku deszczu) na wymuszeniu przejścia najdalej w 7% cięciwy. Wyniki takiej analizy dla masy 350 kg przedstawia rys. 13. Jak widać symulacja warunków niegładkiej powierzchni (owady) prowadzi do jedynie umiarkowanego obniżenia osiągnięć w dużym zakresie warunków lotu.



Rys. 13. Obliczeniowa symulacja wpływu skrzydła czystego, z owadami i w deszczu na osiągi (350 kg)

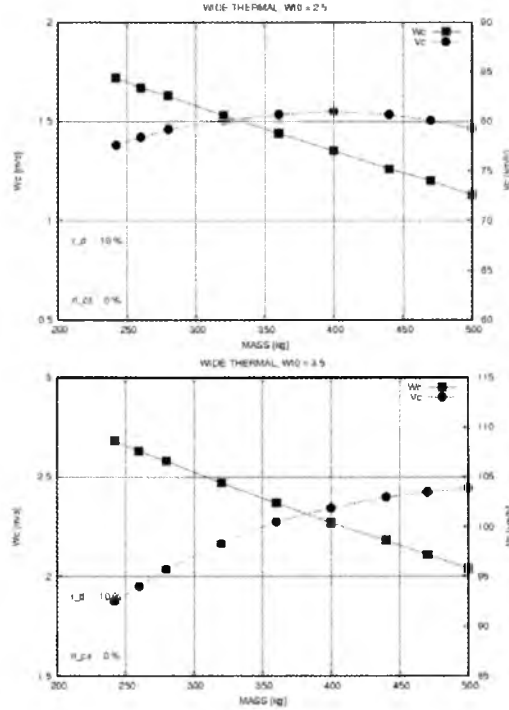
Większe straty w osiągnięciach oczekiwane są jedynie przy dużych prędkościach. Jednak pojawia się dość istotna zmiana w wymaganych ustawieniach klap. Deszcz powoduje znacznie większą degradację osiągnięć. Z drugiej strony obliczana strata w osiągnięciach jest znacznie mniejsza niż dla innych szybowców wyczynowych. Jednocześnie warto odnotować bardzo mały wpływ położenia klap na charakterystyki w takich warunkach.

7. Charakterystyki przelotowe szybowca

Opisana na wstępie metodyka analizy lotu termicznego znalazła zastosowanie nie tylko do określenia optymalnych parametrów konstrukcyjnych szybowca, lecz również do określenia wpływu warunków termicznych i masy szybowca (balastu) na osiągnięciach przelotowych. W efekcie nakreśla to pewne zasady ułatwiające pilotowi podjęcie optymalnych decyzji przelotowych (w szczególności określenia wartości optymalnego balastu w zależności od warunków termicznych, siły i rozmiarów kominów). W analizie krążenia wprowadzono ograniczenie maksymalnego współczynnika siły nośnej do 1.4. Użyto dwóch modeli pogody. Pierwszy nie zawiera szlaków ($r_{CS}=0$, $r_{CS}=0$), a duszenia międzykominowe mają intensywność 10% maksymalnej prędkości pionowej w kominie. ($r_d=0.1$), co jest równoważne ok. 20% średniego wnoszenia szybowca w kominie. Drugi model charakteryzuje się szlakami pod chmurami o długości 20% odległości między kominami oraz ze średnimi prędkościami pionowymi na szlaku równymi 30% wartości w rdzeniu komin ($r_{CS}=0.2$, $r_{CS}=0.3$). Intensywność duszeń jak poprzednio ($r_d=0.1$). Wykresy na rys. 14 pokazują oczekiwane średnie wznoszenie szybowca w kominie i średnie prędkości przelotowe (przy optymalnym krążeniu i optymalnych prędkościach lotu między kominami) w zależności od masy szybowca.

Wykonane one zostały dla pierwszego modelu pogody (brak szlaków) i rozległych kominów o maksymalnych prędkości pionowych w rdzeniu odpowiednio $w_{T0} = 2.5$ m/s i $w_{T0} = 3.5$ m/s. Podobne obliczenia wykonano dla obu modeli pogody i dla różnych intensywności termiki ($W_{T0} = 1.5 \div 7.0$ m/s). Jak widać masa szybowca ma istotny wpływ na prędkość wznoszenia szybowca w kominie. Jednak wypadkowa prędkość przelotowa ma bardzo płaski przebieg w pobliżu

maksimum. Najbardziej istotna korzyść z dużej lub małej masy szybowca występuje w skrajnych warunkach: silnej lub słabej termiki.

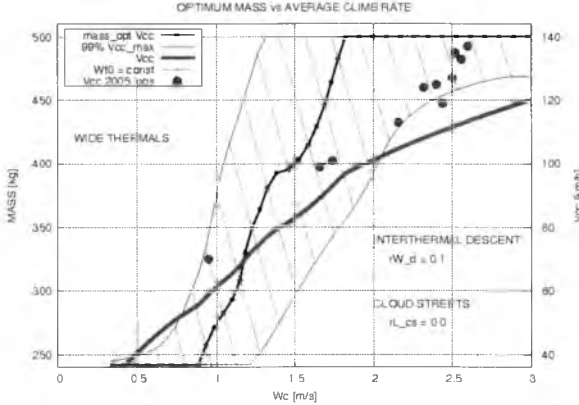


Rys. 14. Przykładowe obliczenia prędkości przelotowych Diany-2 dla dwóch modeli pogody

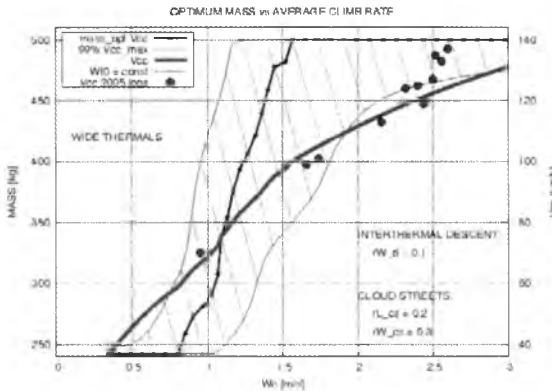
Rys. 15 przedstawia wyznaczoną wartość optymalnej masy szybowca w zależności od rzeczywistej średniej wartości wznoszenia w kominie (jest to tą wartością, którą pilot może realnie określić w locie) dla obu typów pogody i szerokich kominów. Dodatkowo naniesiono granice 1% straty prędkości przelotowej (cienka linia) i linie stałej siły termiki (pochyłe linie kreskowania). Kółkami oznaczono wyniki uzyskane z zapisów lotów (rok 2005: Mistrzostwa Polski w Klasie Otwartej oraz Mistrzostwa Europy). Prędkości wznoszenia zostały tu zdefiniowane jako stosunek całkowitej wysokości zdobytej w krążeniach plus różnica wysokości startu i finiszu do całkowitego czasu spędzonego w krążeniu. Natomiast prędkość przelotowa określona jest jako całkowita droga względem powietrza przeleciała w przeskokach między kominami (a nie

prędkość konkursowa) podzielona przez całkowity czas przeskoków. Analogiczne obliczenia wykonano dla kominów średnich i ciasnych.

a)



b)



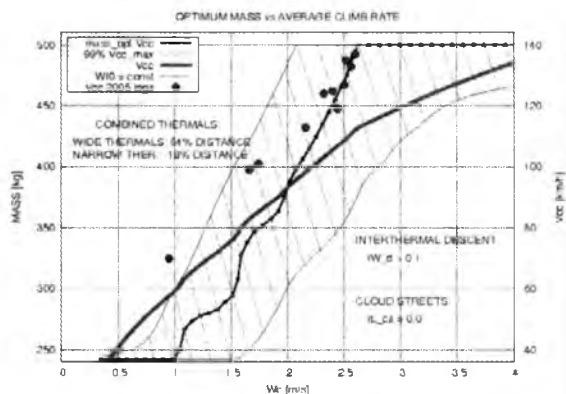
Rys. 15. Optymalna masa Diany-2 oraz oczekiwana prędkość przelotowa w funkcji średniego wznoszenia szybowca w kominie dla dwóch modeli pogody a) bez szlaków, b) ze szlakami

Analiza zapisów z lotów sugeruje, że model szerokich kominów daje wartości najbardziej zbliżone do rzeczywistych, jednak długość i siła szlaków jest prawdopodobnie na ogół większa od zakładanych. Stąd też rzeczywiste prędkości przelotowe są czasem nieco większe od obliczonych. Nieco zaskakujące jest niedoszacowanie w obliczeniach prędkości przelotowej przy silnej termice (prędkość wznoszenia szybowca powyżej 2.5 m/s).

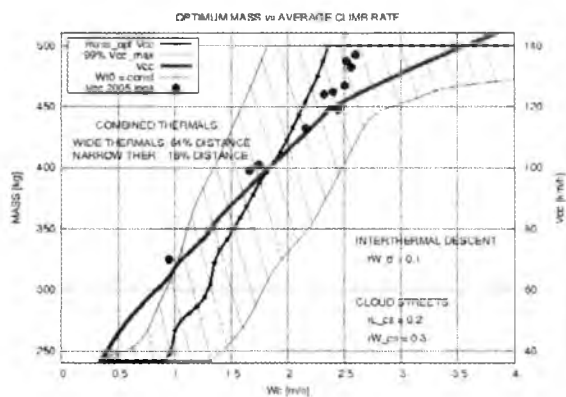
Popularnie stosowany do obliczeń prędkości przelotowej szybowca jest złożony model pogody Horstmann'a i Quast'a, będący kombinacją

szerokich i wąskich kominów o silnej i słabej intensywności. Głównym celem prezentowanej tu analizy było określenie optymalnej masy szybowca w zależności od warunków termicznych. Rys. 16 przedstawia wyniki analizy osiągnięć szybowca dla mieszanego modelu pogody. Jak w modelu Horstamanna i Quasta użyto kominów szerokich (84% długości trasy) i wąskich (16%). Średnia wartość duszeń międzykominowych jak poprzednio ($r_d=0.1$).

a)



b)



Rys. 16. Optymalna masa Diany-2 oraz oczekiwana prędkość przelotowa w funkcji średniego wznoszenia szybowca w kominie dla dwóch mieszanych modeli pogody a) bez szlaków, b) ze szlakami.

Warto odnotować, że mieszane modele pogody prowadzą do nieco innych wartości optymalnych mas szybowca, jednak różnice oczekiwanej prędkości przelotowej nie są istotnie różne. Należy stwierdzić, że w przypadku występowania kominów wąskich Diana-2 powinna mieć przewagę

nad innymi szybowcami. Jednak porównanie wyników obliczeniowych oraz danych z lotów sugeruje, że model Horstanna-Quasta przeszacowuje udział kominów wąskich w termice. Najistotniejszy praktycznie wniosek z prezentowanej analizy dotyczy optymalnej masy w zależności od średnich noszeń. Ogólnie można stwierdzić, że wyznaczone optymalne obciążenia powierzchni są wyższe od tych, które można znaleźć w literaturze. Dla termiki z rozległymi kominami bez szlaków maksymalna masa szybowca (500kg) jest optymalna dla średnich prędkości wznoszenia już ok. 1.75÷1.80 m/s. W przypadku pogody ze szlakami jak wyżej maksymalna masa powinna być stosowana już przy średnim noszeniu ok. 1.5 m/s. Minimalna praktyczna masa szybowca (ok. 280 kg z pilotem 90 kg) powinna być stosowana, gdy średnie noszenie spadnie odpowiednio do ok. 1.0 i 0.9 m/s.

Należy oczekiwać, że usunięcie 50 kg wody balastowej powinno zwiększać wznoszenie o ok. 0.15 m/s. W przypadku występowania również kominów wąskich optymalna masa szybowca spada i maksymalna masa stosowana powinna być przy silniejszej termice (dla 16% kominów wąskich, rys. 16, odpowiedni dla noszeń 2.3 i 2.5 m/s). Z drugiej strony zależność pomiędzy masą szybowca a średnią prędkością przelotową jest w pobliżu optimum bardzo płaska. Niedobalastowanie lub przebalastowanie szybowca o 50÷70 kg (około +/- 15% masy optymalnej) prowadzi do spadku prędkości przelotowej jedynie o ok. 1%.

8. Podsumowanie

Proces projektowania współczesnego szybowca wyczynowego jest przedsięwzięciem dość wymagającym. Bardzo wysoki poziom aerodynamiki szybowcowej był możliwy do osiągnięcia dzięki zastosowaniu zarówno zaawansowanych metod obliczeniowych, jak i wnikliwym badaniom tunelowym. Dalszy znaczący postęp w osiągnięciach szybowców na drodze redukcji np. oporu profilowego stał się praktycznie niemożliwy bez uciekania się do nowych technologii (np. aktywnego sterowania warstwą przyścienną). Umiarkowaną poprawę doskonałości aerodynamicznej można jeszcze wciąż osiągnąć poprzez pieczołowite projektowanie każdego detalu szybowca oraz stosowania nowych rozwiązań w ich strukturze i technologii. Relatywnie spore możliwości poprawy finalnych charakterystyk przelotowych zawarte są w możliwej poprawie efektywności wykorzystania kominów, a więc w poprawie własności

krażenia. W pracy przedstawiono dość szczegółowo proces projektowania nowego szybowca wyczynowego Diana-2 wraz z wyjaśnieniem motywów zastosowania niektórych rozwiązań i przeprowadzonych analiz. Wnioski końcowe mogą być również pomocne pilotom w podejmowaniu decyzji taktycznych w przelotach.

Bibliografia

1. Horstmann, K.H., *Neue Modellaufwindverteilungen und ihr Einfluss auf die Auslegung von Segelflugzeugen*, OSTIV Publication XIV, 1976
2. Thomas, F., *Fundamentals of Sailplane Design*, College Park Press, 1999
3. Cochrane J.H., *MacCready Theory with Uncertain Lift and Limited Altitude*, Technical Soaring, 23(3), July 1999, także: <http://www.gsb.uchicago.edu/fac/john.cochrane/research/Soaring>
4. Almgren, R., Tourin, A., *The Mathematics of Gliding Racing*, RCA, Nov. 7, 2004 (<http://www.math.toronto.edu/almgren/optsoar/>)
5. Boermans L.M.M, vanGarrel A., *Design and Windtunnel Test Results of a Flapped Laminar Flow Airfoil for High-Performance Sailplane Applications* – ICAS 94-5.4.3
6. *Wing-Winglet Design Methodology for Low Speed Applications*, AIAA Pap. 03-0215, 41 Aerospace Science Meeting, Reno, 2003
7. Drela M., *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, in *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Ed. T. J. Mueller, Lecture Notes in Eng., 54 (1989)
8. Kubrynski K., *Subsonic Aerodynamic Design Via Optimization* in: *Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies - Inverse Design and Optimization*, Ed. K.Fuji, G.S.Dulikravich, *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, 68, 1999, Vieweg
9. Boermans L.M.M, Kubrynski K., Nicolosi F., *Wing-Fuselage Design of High-Performance Sailplanes* – *Boundary Layer Separation in Aircraft Aerodynamics*, ed. Henkes R.A.W.M., Bakker P.G. – Delft 1997 (także: ICAS 98-2.9.2)

ANALYSIS OF A CROSS-COUNTRY FLIGHT PERFORMANCE OF THE DIANA-2 SAILPLANE

The aerodynamic design philosophy and computational analysis of a cross-country flight performance for the Diana-2 sailplane under different thermal

conditions are presented. For specified thermal model, sailplane mass and aerodynamic characteristics the optimum flight parameters were found applying an optimization technique. Finally the expected cross-country speed for different thermal conditions and water ballast weights as well optimum water ballast amount were predicted. The bugs/rain influence on the sailplane aerodynamic characteristics was also estimated.

NIELINIOWE ANALIZY OBIEKTÓW LATAJĄCYCH W ASPEKTCIE NIEZAWODNOŚCI I BEZPIECZEŃSTWA

KAZIMIERZ FRĄCZEK

Instytut Lotnictwa

e-mail: kazimierz.fraczek@ilot.edu.pl

W artykule przedstawiono dwie metody analizy dynamicznej obiektów latających. Metodę superpozycji modalnej przedstawiono jako narzędzie od oceny wytrzymałości zmęczeniowej. Metodę z nieliniowymi funkcjami przemieszczeń zastosowano do wyznaczenia granicznej wytrzymałości. Zastosowanie elementów z nieliniowym opisem przemieszczeń doprowadziło do wyznaczenia zmiennych i zależnych od parametrów ruchu macierzy sztywności, bezwładności i dodanej macierzy sił aerodynamicznych.

1. Wstęp

Ocena pracy konstrukcji lotniczych podczas zmiennych warunków lotu wiąże się z ustaleniem wszystkich sił działających na obiekt. Głównymi składnikami są siły napędu i towarzyszące im siły reakcji otaczającego powietrza. Ruch względny elementów latającego obiektu względem nieruchomych mas powietrza powoduje powstanie sił aerodynamicznych, zależnych od kształtu bryły i prędkości wzajemnych przemieszczeń. Zjawiskiem wtórnym do działających sił zewnętrznych są siły wewnętrzne zależne od wielkości odkształcenia [1-5]. W dotychczasowej praktyce obliczeniowej stosowano liniowy opis dynamiki odkształcalnego obiektu i badano stan bezpieczeństwa lotu pod względem stabilności dynamicznej [15, 16, 19, 20]. Konstrukcja była bezpieczna, jeśli w przedziale przewidywanych prędkości lotu na obiekcie nie występowały drgania rozbieżne. Badania w warunkach rzeczywistego lotu i ocena stanu bezpieczeństwa związana jest z dużym ryzykiem

zniszczenia konstrukcji. Oprócz bezpieczeństwa lotu pod względem jego stabilności występuje problem z oceną trwałości zmęczeniowej konstrukcji [9, 10]. Zmienne w czasie siły zewnętrzne powodują powstanie zmiennych naprężeń wewnętrznych, które decydują o wytrzymałości zmęczeniowej. Elementem koniecznym staje się dokładne wyznaczenie wielkości tych naprężeń oraz liczby cykli ich zmian. Dotychczas stosowano pojęcia karbów konstrukcyjnych i przy pomocy zstępczych metod oszacowywano wielkość tych lokalnych spięrzeń naprężeń, które okazywały się miejscami krytycznymi pod względem wytrzymałości zmęczeniowej [1-3]. Zastosowanie MES umożliwiło wyznaczenie lokalnych spięrzeń naprężeń pod warunkiem zastosowania odpowiednio dużej liczby elementów skończonych. Dotychczasowe doświadczenia zdobyte podczas wykorzystywania MES i programów CAM/CAD w Instytucie Lotnictwa oraz w WAT dowodzą możliwości wykorzystywania tych systemów do złożonych analiz dynamicznych z uwzględnieniem lokalnych spięrzeń naprężeń [12-15]. Nowe metody projektowania zastosowano do odwzorowania pracy lekkiego dwumiejscowego śmigłowca jednowirnikowego z klasycznym śmigłem ogonowym.

Celem analiz było wyznaczenie lokalnych spięrzeń naprężeń od zmiennych w czasie sił zewnętrznych i określenie ich liczby cykli zmian. Do tego celu koniecznym było zbudowanie modelu do analiz wytrzymałościowych ze szczególnym odwzorowaniem kształtu w miejscach koncentracji naprężeń. Drugim etapem było wyznaczenie częstości i postaci drgań własnych. Uzyskano częstości i znormalizowane amplitudy drgań we wszystkich stopniach swobody podzielonego na elementy całego śmigłowca. Dla każdej postaci drgań wyznaczano wartości naprężeń znormalizowanych, bez udziału sił zewnętrznych.

W celu wyznaczenia rzeczywistych amplitud drgań dla wszystkich postaci z zakresu prawdopodobnych częstości wzbudzeń i wyznaczenia jednej wartości koniecznym stało się opracowanie metody umożliwiającej sumowanie tensora odkształceń dla określonego przedziału częstości. Wyznaczenie współczynnika wzmocnień amplitud dla każdej postaci było możliwe po opracowaniu metody przejścia z bardzo dużej liczby stopni swobody do liczby odpowiadającej liczbie postaci drgań własnych.

Na podstawie bilansu energetycznego wyprowadzono układ równań, który pozwala na wyznaczenie współczynnika wzmocnień dla każdej amplitudy drgań oraz umożliwia wyznaczenie prędkości krytycznej flutteru. Na podstawie przeprowadzonych badań na stanowiskach

badawczych, oraz w locie [18] obserwowano zmianę własności obiektu przy różnej amplitudzie zaburzeń.

Koniecznym stało opracowaniem teorii wyjaśniającej obserwowane zjawiska. Zastosowane nieliniowe funkcje przemieszczeń dla kilku typów elementów skończonych odwzorowujących strukturę nośną śmigłowca jednoznacznie dowodzą występowanie zmiennych macierzy sztywności, bezwładności i tłumień.

Wyznaczenie postaci i częstości drgań służy również do opisania dodatkowych sił aerodynamicznych powodujących zmienne w czasie obciążenie aerodynamiczne.

Zasadniczym celem symulacji komputerowej było opracowanie narzędzi do wyznaczania granicznych parametrów lotu bez konieczności ponoszenia ryzyka zniszczenia obiektów badań.

Analityczny opis pracy konstrukcji stał się bazą, na której oparto ocenę stanu bezpieczeństwa eksploatacyjnego śmigłowca IS-2.

2. Liniowa metoda przemieszczeń

Do odwzorowania dynamicznej pracy konstrukcji lotniczych zastosowano dwa rodzaje elementów skończonych: belek o sześciu stopniach swobody w każdym z dwóch opisujących położenie w przestrzeni węzłów i elementów tarczowo-płytowych z przykładowymi czterema węzłami na brzegach. Istotnymi przemieszczeniami są przesunięcia dowolnego przekroju poprzecznego wzdłuż linii łączącej węzły, jak i przemieszczenia poprzecznego prostopadłego do niej.

Liniowa analiza oparta jest na założeniu, że wielomian opisujący przemieszczenie dowolnego punktu przekroju elementu skończonego jest zależny od pewnych stałych wartości określających położenie między węzłami i przemieszczeń węzłów elementu.

$$q_x^A(x, y, z, t) = [N_i(x, y, z); \dots; N_l(x, y, z)] \begin{Bmatrix} q_i^w e^{pt} \\ \dots \\ q_l^w e^{pt} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

gdzie: $[N_i(x, y, z); \dots; N_l(x, y, z)]$ – wektor wierszowy z funkcjami kształtu zależnymi od położenia,

$\begin{Bmatrix} q_i^w \\ \dots \\ q_l^w \end{Bmatrix}$ – wektor kolumnowy przemieszczeń węzłów

e^{pt} – funkcja okresowa zawierającej w wykładniku część rzeczywistą i urojoną oraz parametr czasu,

x, y, z – współrzędne punktów w układzie współrzędnych związanym ze środkiem masy obiektu.

Wydłużenia względne w dowolnym punkcie elementu skończonego mają postać:

$$\{\varepsilon_x^A(x, y, z, t)\} = \frac{\partial [N_1(x, y, z); \dots; N_l(x, y, z)]}{\partial x} \begin{Bmatrix} q_i^w e^{p_1 t} \\ \dots \\ q_l^w e^{p_l t} \end{Bmatrix} \quad (2)$$

Rozpatrując ruch przestrzenny elementu obiektu wyznaczamy trzy przemieszczenia i trzy prędkości:

$$\dot{q}_x(x, y, z, t) = [N_1(x, y, z); \dots; N_l(x, y, z)] \begin{Bmatrix} pq_i^w e^{p_i t} \\ \dots \\ pq_l^w e^{p_l t} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

Energię odkształcenia elementu przedstawimy w postaci pracy sił wewnętrznych:

$$E_{wew} = \frac{1}{2} \int_V [\sigma_x(x, y, z, t)] \{\varepsilon_x\} dV \quad (4)$$

gdzie: $\sigma_x(x, y, z, t) = E_x \varepsilon_x(x, y, z, t)$ - tensor naprężeń.

Natomiast energię kinetyczną elementu odkształcalnego przedstawiono w postaci iloczynu kwadratu prędkości odkształcenia i masy:

$$E_{kin} = \frac{1}{2} [q_w] \int_V \{N\} [N] \rho dV \{q_w\} p^2 e^{pt} \quad (5)$$

Suma energii odkształcenia sprężystego i energii kinetycznej całego układu jest równa pracy sił zewnętrznych działających na odkształcalny obiekt.

Wypadkowy tensor prędkości dowolnego punktu układu odkształcalnego jest sumą prędkości sztywnego układu i prędkości odkształcenia. Równania ruchu elementów obiektu odkształcalnego zmodyfikowano

o siły wynikające ze zmiany wartości tensora prędkości i zmiany jego kierunku. Najistotniejszymi prędkościami powodującymi zmianę obciążeń zewnętrznych są zmiany prędkości na powierzchniach wytwarzających siłę nośną i wirniku tylnym wytwarzającym siłę równoważącym moment napędowy.

Pracę sił zewnętrznych przykładanych do węzłów przedstawiono w postaci:

$$L_{zew.} = [q_w] \{P_z\} \quad (6)$$

Równania równowagi otrzymano z równania Lagrange'a.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial E_{kin}}{\partial \dot{q}_w} \right) - \frac{\partial E_{kin}}{\partial q_w} + \frac{\partial E_{zew.}}{\partial q_w} - \frac{\partial L_{zew.}}{\partial q_w} = 0 \quad (7)$$

W efekcie uzyskano układ równań równy liczbie zmiennych opisujących wszystkie węzły z adekwatnymi do rodzaju elementów stopniami swobody.

Układ równań równowagi sił przedstawiono w postaci:

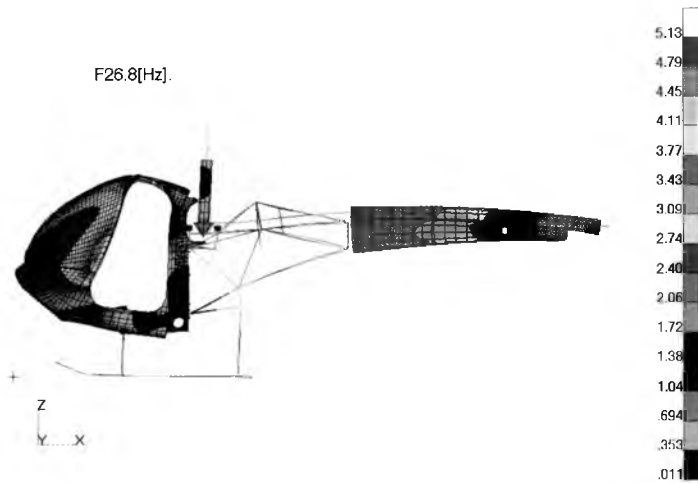
$$[M] \{ \ddot{q}_w \} + [C] \{ \dot{q}_w \} + [K] \{ q_w \} = \{ P_{zew.} \} \quad (8)$$

W przypadku badania własności dynamicznych obiektu zakłada się brak sił zewnętrznych i jedynie uwzględnia się działanie sił wewnętrznych sprężystych i sił oporu ruchu proporcjonalnego do prędkości. Wykładnik potęgi funkcji okresowej składa się z członu rzeczywistego zawierający współczynnik tłumienia krytycznego, symbolicznie określony parametrem γ oraz człon urojony i oznaczony $\sqrt{-1} \cdot \omega = i\omega$. Powyższe oznaczenia pozwoliły na wyodrębnienie sił bezwładności związanych z ruchem okresowo zmiennym i siłami tłumiącymi. Równanie równowagi przedstawiono w następującej postaci:

$$[[M](i\omega)^2 + [M](\gamma\omega)^2 + [K]] \{ q_w \} = 0 \quad (9)$$

Z przyrównania wyznacznika charakterystycznego do zera otrzymuje się równanie wyższego rzędu względem nieznanych prędkości kątowych.

Każdej częstotliwości drgań bez wymuszeń odpowiada jedna postać.



Rys. 1. Przykładowa postać drgań struktury nośnej śmigłowca, gdzie kolorami oznaczono amplitudy drgań w [mm]

Przedstawiona postać i częstość drgań na rys. 1 jest przykładową, ponieważ w sposób oczywisty wskazują miejsca sumowania się przemieszczeń od obciążenia stacjonarnego z obciążeniem zmiennym wynikającym z drgań.

$$q(x, y, z, t) = [N_1; \dots; N_i; \dots; N_n] \cdot \begin{bmatrix} \lambda_1 A_1^{w1} e^{i\omega_1 t} + \dots + \lambda_i A_i^{w1} e^{i\omega_i t} + \dots + \lambda_k A_k^{w1} e^{i\omega_k t} \\ \dots \\ \lambda_1 A_1^{wi} e^{i\omega_1 t} + \dots + \lambda_i A_i^{wi} e^{i\omega_i t} + \dots + \lambda_k A_k^{wi} e^{i\omega_k t} \\ \dots \\ \lambda_1 A_1^{wn} e^{i\omega_1 t} + \dots + \lambda_i A_i^{wn} e^{i\omega_i t} + \dots + \lambda_k A_k^{wn} e^{i\omega_k t} \end{bmatrix} \quad (10a)$$

gdzie:

k - liczba postaci,

n - liczba stopni swobody układu,

$\lambda_1, \dots, \lambda_i, \dots, \lambda_k$ – współczynniki wzmocnień amplitudy drgań liniowych,

A_i^{wn} – amplituda przemieszczeń n -tego węzła dla i -tej postaci drgań.

Adekwatnie do uogólnionych znormalizowanych przemieszczeń otrzymano uogólnione prędkości w następującej postaci:

$$\dot{q}(x, y, z, t) = [N_1; \dots; N_i; \dots; N_n] \cdot \begin{bmatrix} \lambda_1 i\omega_1 A_1^{w1} e^{i\omega_1 t} + \dots + \lambda_i i\omega_i A_i^{w1} e^{i\omega_i t} + \dots + \lambda_k i\omega_k A_k^{w1} e^{i\omega_k t} \\ \dots \\ \lambda_1 i\omega_1 A_1^{wi} e^{i\omega_1 t} + \dots + \lambda_i i\omega_i A_i^{wi} e^{i\omega_i t} + \dots + \lambda_k i\omega_k A_k^{wi} e^{i\omega_k t} \\ \dots \\ \lambda_1 i\omega_1 A_1^{wn} e^{i\omega_1 t} + \dots + \lambda_i i\omega_i A_i^{wn} e^{i\omega_i t} + \dots + \lambda_k i\omega_k A_k^{wn} e^{i\omega_k t} \end{bmatrix} \quad (11a)$$

Równania (10a) i (11a) możemy przedstawić w postaci iloczynu skalarnego wektorów w sposób następujący:

$$q(x, y, z, t) = \begin{bmatrix} N_1; \dots; N_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_1^{w1} & \dots & A_k^{w1} \\ \dots & \dots & \dots \\ A_1^{wi} & \dots & A_k^{wi} \\ \dots & \dots & \dots \\ A_1^{wn} & \dots & A_k^{wn} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{Bmatrix} \quad (10b)$$

$$\dot{q}(x, y, z, t) = \begin{bmatrix} N_1; \dots; N_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i\omega_1 A_1^{w1} & \dots & i\omega_k A_k^{w1} \\ \dots & \dots & \dots \\ i\omega_1 A_1^{wi} & \dots & i\omega_k A_k^{wi} \\ \dots & \dots & \dots \\ i\omega_1 A_1^{wn} & \dots & i\omega_k A_k^{wn} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{Bmatrix} \quad (11b)$$

Podczas budowania macierzy całego układu występuje sumowanie wielkości adekwatnych stopni swobody w węzłach przyległych do elementów. Wielkością umożliwiającą sumowanie jest postać energii całego układu z uwzględnieniem zakresu częstości i liczby postaci drgań. Energię kinetyczną w ruchu okresowym z uwzględnieniem wzorów (10b) i (11b) przedstawiono w postaci:

$$E_{kin}^{ukl.} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t}; \dots; \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_{1,1} i\omega_1; \dots; A_{1,n} i\omega_1 \\ \dots \\ A_{k,1} i\omega_k; \dots; A_{k,n} i\omega_k \end{bmatrix} [M_{ukl.}] \begin{bmatrix} A_{1,1} i\omega_1; \dots; A_{1,k} i\omega_k \\ \dots \\ A_{n,1} i\omega_1; \dots; A_{n,k} i\omega_k \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{Bmatrix} \quad (12)$$

Powyższa postać umożliwi redukcję rozmiaru macierzy mas układu z $n \times n$ do wymiaru zredukowanego – $k \times k$,

gdzie : k - liczba postaci drgań układu,

n - liczba stopni swobody tego układu.

Podobnie zsumowano energię potencjalną odkształceń sprężystych, która jest sumą pracy sił wewnętrznych przenoszona do n stopni swobody ze wszystkich elementów i dla wszystkich k postaci przemieszczeń węzłowych

$$E_{pot}^{ukl.} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t}; \dots; \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_{1,1}; \dots; A_{1,n} \\ \dots \\ A_{k,1}; \dots; A_{k,n} \end{bmatrix} [K_{ukladu}] \begin{bmatrix} A_{1,1}; \dots; A_{1,k} \\ \dots \\ A_{n,1}; \dots; A_{n,k} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{Bmatrix} \quad (13)$$

Pracę sił zewnętrznych działających na ruchomy odkształcalny obiekt uzależniono od prędkości liniowej ciała sztywnego ruchomego $[U, V, W]$, oraz prędkości kątowej $[P, Q, R]$ obiektu względem nieruchomych mas powietrza i dla każdej uogólnionej prędkości modalnej adekwatnej do postaci drgań całego śmigłowca.

$$\begin{bmatrix} P_{z1}(U, V, W, P, Q, R, \dot{q}_1, \dots, \dot{q}_k) \\ \dots \\ P_{zn}(U, V, W, P, Q, R, \dot{q}_1, \dots, \dot{q}_k) \end{bmatrix} \quad (14)$$

Całkowita praca sił zewnętrznych jest iloczynem sumy wszystkich sił przyłożonych do węzłów konstrukcji i sumy przemieszczeń we wszystkich postaciach drgań układu, którą można przedstawić w sposób następujący:

$$\begin{bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} A_{1,1} & \dots & A_{1,n} \\ \dots & \dots & \dots \\ A_{k,1} & \dots & A_{k,n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_{z,1} & \frac{\partial P_{z,1}}{\partial U} & \dots & \frac{\partial P_{z,1}}{\partial \dot{q}_k} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ P_{z,n} & \frac{\partial P_{z,n}}{\partial U} & \dots & \frac{\partial P_{z,n}}{\partial \dot{q}_k} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ dU \\ \dots \\ dq_k \end{bmatrix} \quad (15)$$

Powyższa zależność umożliwia zredukowanie macierzy obciążenia zewnętrznego z wymiaru $[n \times k]$ na wymiar $[k \times k]$ przez wymnożenie dwóch powyższych macierzy i przedstawienie w następującej postaci:

$$\begin{bmatrix} \lambda_1 e^{i\omega_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{i\omega_k t} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{i=n} A_{1,i} P_{z,i} & \dots & \sum_{i=1}^{i=n} A_{1,i} \frac{\partial P_{z,i}}{\partial \dot{q}_i} \\ \dots & \dots & \dots \\ \sum_{i=1}^{i=n} A_{k,i} P_{z,i} & \dots & \sum_{i=1}^{i=n} A_{k,i} \frac{\partial P_{z,i}}{\partial \dot{q}_i} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ dU \\ \dots \\ dq_k \end{bmatrix} \quad (16)$$

Na podstawie bilansu energetycznego badanego układu, w którym występują energia kinetyczna opisująca ruch periodycznie zmienny i energia kinetyczna tracona w skutek tarcia proporcjonalnego do prędkości, oraz energia potencjalna odkształcenia sprężystego

przedstawione zostały w zapisie macierzowym, w którym niewiadomymi wielkościami są współczynniki wzmocnień $\lambda_1, \dots, \lambda_k$.

Upraszczając równanie bilansu energetycznego o wspomniany wektor uzyskuje się następujące równanie liniowe względem niewiadomych współczynników wzmocnień amplitud drgań:

$$\begin{aligned}
 & \frac{1}{2} \begin{bmatrix} A_{1,1}i\omega_1; \dots; A_{1,n}i\omega_1 \\ \dots \\ A_{k,1}i\omega_k; \dots; A_{k,n}i\omega_k \end{bmatrix} [M_{ukl.}] \begin{bmatrix} A_{1,1}i\omega_1; \dots; A_{1,k}i\omega_k \\ \dots \\ A_{n,1}i\omega_1; \dots; A_{n,k}i\omega_k \end{bmatrix} + \\
 & + \begin{bmatrix} A_{1,1}\gamma_1\omega_1; \dots; A_{1,n}\gamma_1\omega_1 \\ \dots \\ A_{k,1}\gamma_k\omega_k; \dots; A_{k,n}\gamma_k\omega_k \end{bmatrix} [M_{ukl.}] \begin{bmatrix} A_{1,1}\gamma_1\omega_1; \dots; A_{1,k}\gamma_k\omega_k \\ \dots \\ A_{n,1}\gamma_1\omega_1; \dots; A_{n,k}\gamma_k\omega_k \end{bmatrix} + \\
 & + \begin{bmatrix} A_{1,1}; \dots; A_{1,n} \\ \dots \\ A_{k,1}; \dots; A_{k,n} \end{bmatrix} [K_{ukl.}] \begin{bmatrix} A_{1,1}; \dots; A_{1,k} \\ \dots \\ A_{n,1}; \dots; A_{n,k} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} \lambda_1 e^{p_1 t} \\ \dots \\ \lambda_k e^{p_k t} \end{array} \right\} = \\
 & = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{i=n} A_{1,i} P_{z,i}; \dots; \sum_{i=1}^{i=n} A_{1,i} \frac{\partial P_{z,1}}{\partial q_k} \\ \dots \\ \sum_{i=1}^{i=n} A_{k,i} P_{z,i}; \dots; \sum_{i=1}^{i=n} A_{k,i} \frac{\partial P_{z,n}}{\partial q_k} \end{bmatrix} \left\{ \begin{array}{l} 1 \\ dU \\ \dots \\ dq_k \end{array} \right\} \quad (17)
 \end{aligned}$$

Po rozwiązaniu układu równań liniowych (17) względem wektora wzmocnień amplitud otrzymano rzeczywistą postać przemieszczeń dla każdej postaci drgań. Pozwala to na superpozycję rzeczywistych przemieszczeń każdego węzła i relatywnie do odkształceń uzyskanie rzeczywistych naprężeń dla rozbudowanego modelu struktury śmigłowca.

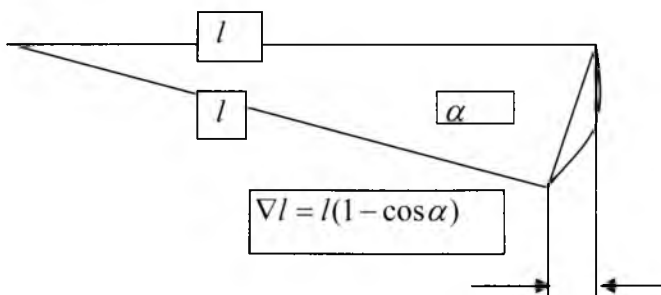
Wyrażenie (17) jest układem równań konstytutywnych również dla analizy flutterowej.

3. Metoda nieliniowych przemieszczeń

Głównym założeniem metody analizy nieliniowej było opisanie przemieszczeń dowolnego punktu elementu przez dodatkowy człon wynikający z przesunięcia przekroju poprzecznego w kierunkach bocznych do głównego kierunku elementu skończonego. W przypadku wykorzystywania elementów belkowych o dwóch węzłach i sześcioma stopniami swobody w każdym węźle można przemieszczenia dowolnego punktu przekroju opisać nieliniową funkcją z uwzględnieniem skracania się elementu na skutek zginania w dwu płaszczyznach i skręcenia, które jest istotne tylko dla cienkościennych przekrojów.

Występuje problem oceny stanu bezpieczeństwa polegającego na wyznaczeniu granicznego obciążenia, po przekroczeniu, którego następuje utraty stateczności. Kryterium stateczności takiego elementu polega na wyznaczeniu pracy sił wewnętrznych i porównaniu z pracą sił zewnętrznych przykładanych w węzłach.

Ustrój jest stabilny do momentu, kiedy praca sił wewnętrznych jest większa, lub równa pracy sił zewnętrznych. Takie założenia były definiowane przy analizie statycznej i przedstawiane w pracach [2, 3]. Linie krzywą przedstawiającą linię obojętną elementu zastępowano odcinkami linii prostych i opisywano obrót kątem α elementarnego odcinka belki jako ciała sztywnego.



Rys. 5. Schemat obrotu elementarnego odcinka belki jako ciała sztywnego i matematyczny opis porównania z jego rzutem na kierunek prostej przed

$$\text{obrotem; } 1 - \cos \alpha = 2 \sin^2 \left(\frac{\alpha}{2} \right)$$

Przyjmując założenie, że kąt obrotu elementarnego odcinka elementu belkowego jest mały to słusznym będzie zastąpieniem wartości funkcji

$$\sin^2\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cong \left(\frac{\alpha}{2}\right)^2.$$

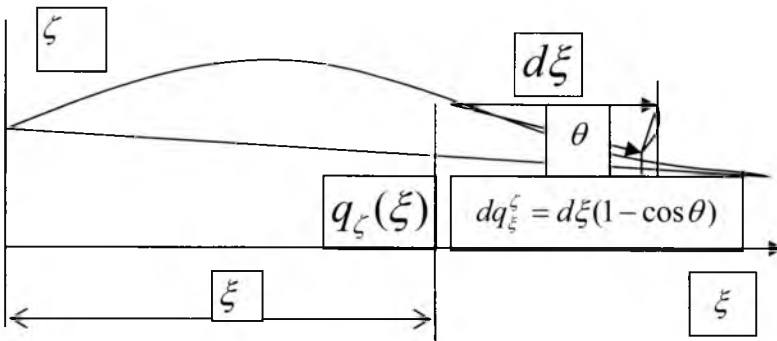
Dowód słuszności powyższego założenia wynika z rozwinięcia funkcji $f(x) = \cos(\alpha)$ w szereg Maclaurina:

$$f(x) = f(0) + \frac{x}{1!} f'(0) + \frac{x^2}{2!} f''(0) + \dots + \frac{x^n}{n!} f^n(0).$$

$$1 - \cos(\alpha) \cong \frac{\alpha^2}{2}$$

Powyższe założenia wykorzystano do matematycznego opisu w nieliniowej analizie dynamicznej konstrukcji z przewagą nieliniowości geometrycznej.

Przemieszczenia nieliniowe elementu belkowego wzdłuż jego osi opisano wykorzystując funkcje przemieszczeń bocznych w dwu płaszczyznach gięcia.



Rys. 6. Skrócenie rzutu odcinka osi obojętnej elementu belkowego powodowane jego zginaniem w płaszczyźnie $\xi\zeta$

Podobnie opisano zmianę przemieszczenia przekroju poprzecznego powodowanego zginaniem w płaszczyźnie $\xi\eta$.

Wektor przemieszczeń dowolnego punktu „A” w nieliniowym elemencie belkowym opisano w sposób następujący:

$$\begin{pmatrix} q_{\xi}^A(\xi, t) \\ q_{\eta}^A(\xi, t) \\ q_{\zeta}^A(\xi, t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_{\xi}^{A.lin} - \frac{1}{2} d\xi \left[q_{\xi ni}^{\theta} \right] \left\{ q_{\xi ni}^{\theta} \right\} - \frac{1}{2} d\xi \left[q_{\xi ni}^{\psi} \right] \left\{ q_{\xi ni}^{\psi} \right\} \\ q_{\eta}^{A.lin.} \\ q_{\zeta}^{A.lin.} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} q_{\xi}^{A.lin.} - q_{\xi}^{A.nl.} \\ q_{\eta}^{A.lin.} \\ q_{\zeta}^{A.lin.} \end{pmatrix} \quad (18)$$

gdzie:

$$q_{\xi}^{A.nl.} = \frac{1}{2} d\xi \left[q_{i\zeta}^w e^{p_{i\zeta} t}; q_{i\theta}^w e^{p_{i\theta} t}; q_{i\zeta}^w e^{p_{i\zeta} t}; q_{j\theta}^w e^{p_{j\theta} t} \right] \begin{pmatrix} N'_{i\zeta} \\ N'_{i\theta} \\ N'_{j\zeta} \\ N'_{j\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} N_{i\zeta}; N_{i\theta}; N_{j\zeta}; N_{j\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_{i\zeta}^w e^{p_{i\zeta} t} \\ q_{i\theta}^w e^{p_{i\theta} t} \\ q_{j\zeta}^w e^{p_{j\zeta} t} \\ q_{j\theta}^w e^{p_{j\theta} t} \end{pmatrix} + \frac{1}{2} d\xi \left[q_{i\eta}^w e^{p_{i\eta} t}; q_{i\psi}^w e^{p_{i\psi} t}; q_{j\eta}^w e^{p_{j\eta} t}; q_{j\psi}^w e^{p_{j\psi} t} \right] \begin{pmatrix} N'_{i\eta} \\ N'_{i\psi} \\ N'_{j\eta} \\ N'_{j\psi} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} N_{i\eta}; N_{i\psi}; N_{j\eta}; N_{j\psi} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_{i\eta}^w e^{p_{i\eta} t} \\ q_{i\psi}^w e^{p_{i\psi} t} \\ q_{j\eta}^w e^{p_{j\eta} t} \\ q_{j\psi}^w e^{p_{j\psi} t} \end{pmatrix} \quad (19)$$

Dodany człon zawierający parametr ruchu w kwadracie utrudnia sposób analizy. Jedną z metod rozwiązania problemu jest przedstawienie dodatkowych przemieszczeń nieliniowych jako iloczynu nowych nieliniowych funkcji kształtu zawierającej parametry ruchu i wektora przemieszczeń liniowych. Te dodane nieliniowe funkcje kształtu mają postać:

$$\begin{pmatrix} q_{\xi}^{A.nl.} \\ q_{\eta}^{A.nl.} \\ q_{\zeta}^{A.nl.} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{2} d\xi (0; N_{\xi, j\eta}^{nl}; N_{\xi, j\zeta}^{nl}; 0; N_{\xi, j\psi}^{nl}; N_{\xi, j\theta}^{nl}; 0; N_{\xi, j\eta}^{nl}; N_{\xi, j\zeta}^{nl}; 0; N_{\xi, j\theta}^{nl}; N_{\xi, j\psi}^{nl}) \\ 0. \\ 0. \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_{i\zeta}^w e^{p_{i\zeta} t} \\ q_{i\eta}^w e^{p_{i\eta} t} \\ q_{i\zeta}^w e^{p_{i\zeta} t} \\ q_{i\theta}^w e^{p_{i\theta} t} \\ q_{j\zeta}^w e^{p_{j\zeta} t} \\ q_{j\theta}^w e^{p_{j\theta} t} \\ q_{j\eta}^w e^{p_{j\eta} t} \\ q_{j\psi}^w e^{p_{j\psi} t} \end{pmatrix} \quad (20)$$

gdzie: $N_{\xi, j\eta}^{nl} = q_{i\eta}^w e^{p_{i\eta} t} N'_{i\eta} N_{i\eta} + q_{i\psi}^w e^{p_{i\psi} t} N'_{i\psi} N_{i\eta} + q_{j\eta}^w e^{p_{j\eta} t} N'_{j\eta} N_{i\eta} + q_{j\psi}^w e^{p_{j\psi} t} N'_{j\psi} N_{i\eta};$

Określono jako nieliniowe funkcje kształtu dla elementu belkowego, zawierające parametry ruchu.

Liczba nieliniowych funkcji kształtu jest taka sama jak liniowych i w celu osiągnięcia zbieżności rozwiązania dla jednego kroku obciążenia wykonuje się kilkukrotne podstawienia wartości przemieszczeń z kolejnych rozwiązań równań ruchu całego opisywanego układu. Każdy następny krok całkowania równań ruchu prowadzi do znalezienia nowych

funkcji kształtu, wyznaczenie ponownie cech obiektu i przez całkowania wyliczenie parametrów ruchu.

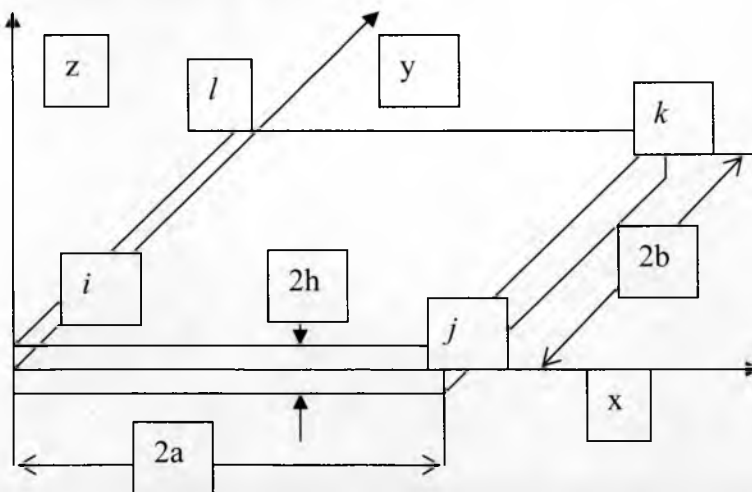
Istotą zagadnienia było przedstawienie w sposób analityczny zmiennych cech obiektu zależnych od parametrów ruchu. W tym przypadku dzięki wprowadzeniu nieliniowych funkcji kształtu uzyskano taką zależność.

Brak zbieżności oznacza brak równowagi i zadanie należy rozumieć za zakończone, gdyż ostatnie wartości są wartościami granicznymi.

4. Nieliniowy element tarczowo-płytkowy

Pracę elementów cienkościennych w zakresie nieliniowym opisano matematycznymi wzorami przy założeniu jednoczesnego występowania przemieszczeń w płaszczyźnie elementu tarczowego, przemieszczeń wynikających ze zginania płyty i obrotu przekroju poprzecznego oraz pionowych przemieszczeń normalnych do płaszczyzny elementu, które powodują skrócenie elementu. Wykorzystano funkcje kształtu przedstawione w analizie liniowej i uzupełniono o nowe elementy. Zastosowanie elementów tarczowo-płytkowych jest powszechne w konstrukcjach cienkościennych, które występują również w zespole kesonu kadłuba śmigłowca.

IS-2 oraz jego belce ogonowej. Podstawą wyprowadzenia nieliniowych funkcji kształtu są liniowe funkcje dla tarczy j i dla płyty z uwzględnieniem przemieszczeń prostopadłych do powierzchni elementu, które powodują jego skrócenie.



Rys. 7. Schemat oznaczeń w elemencie czterowzłowym

Podstawą wyprowadzenia funkcji kształtu są funkcje:

$$q_1(x, y) = \beta_1 + \beta_2 a_0 \xi + \beta_3 b_0 \eta + \beta_4 a_0 \xi b_0 \eta$$

$$q_2(x, y) = c_1 + c_2 a_0 \xi + c_3 b_0 \eta + c_4 a_0 \xi b_0 \eta$$

$$q_3(x, y) = a_1 + a_2 a_0 \xi + a_3 b_0 \eta + a_4 a_0 \xi b_0 \eta + a_5 a_0^2 \xi^2 + a_6 b_0^2 \eta^2 + a_7 a_0^3 \xi^3 + a_8 a_0^2 \xi^2 b_0 \eta + a_9 a_0 \xi b_0^2 \eta^2 + a_{10} b_0^3 \eta^3 + a_{11} a_0^3 \xi^3 b_0 \eta + a_{12} a_0 \xi b_0^3 \eta^3$$

Na ich podstawie wyprowadzono liniowe funkcje kształtu dla tarczy:

$$q_1^{Tarczy}(\xi, \eta, t) = \begin{bmatrix} N_{i1} & N_{j1} & N_{k1} & N_{l1} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_{i1}^w \\ q_{j1}^w \\ q_{k1}^w \\ q_{l1}^w \end{Bmatrix} e^{p_1 t} \quad (21)$$

$$q_2^{Tarczy}(\xi, \eta, t) = \begin{bmatrix} N_{i2} & N_{j2} & N_{k2} & N_{l2} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_{i2}^w \\ q_{j2}^w \\ q_{k2}^w \\ q_{l2}^w \end{Bmatrix} e^{p_2 t} \quad (22)$$

Przemieszczenia prostopadłe do powierzchni elementu przedstawiono następująco:

$$q_3^{płyty}(\xi, \eta, t) = \begin{bmatrix} N_{i\zeta}; N_{j\zeta}; N_{k\zeta}; N_{l\zeta}; N_{i\rho}; N_{j\rho}; N_{k\rho}; N_{l\rho}; N_{i\theta}; N_{j\theta}; N_{k\theta}; N_{l\theta} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_{i\zeta}^w e^{p_3 t} \\ q_{j\zeta}^w e^{p_3 t} \\ q_{k\zeta}^w e^{p_3 t} \\ q_{l\zeta}^w e^{p_3 t} \\ q_{i\rho}^w e^{p_3 t} \\ q_{j\rho}^w e^{p_3 t} \\ q_{k\rho}^w e^{p_3 t} \\ q_{l\rho}^w e^{p_3 t} \\ q_{i\theta}^w e^{p_3 t} \\ q_{j\theta}^w e^{p_3 t} \\ q_{k\theta}^w e^{p_3 t} \\ q_{l\theta}^w e^{p_3 t} \end{Bmatrix} \quad (23)$$

Zginanie płyty w dwu płaszczyznach powoduje zmianę wymiarów elementarnego fragmentu elementu, które sumują się z przemieszczeniami tarczy

$$q_2^{\beta}(\xi, \eta, \zeta, t) = q_2^{Tarczy}(\xi, \eta, t) + \mathcal{I}_0 \theta_{płyty}(\xi, \eta, t) - \eta \mathcal{I}_0 \psi_{Tarczy}(\xi, \eta, t) - a_0 d \xi \frac{\theta^{\beta}(\xi, \eta, t)}{2} \quad (24)$$

$$q_{\eta}^B(\xi, \eta, \zeta, t) = q_{\eta}^{\text{arczy}}(\xi, \eta, t) + \tilde{a}_0 \varphi_{\text{plyty}}(\xi, \eta, t) + \tilde{a}_1 \psi_{\text{tarczy}}(\xi, \eta, t) - b_0 d \eta \frac{\varphi_{\text{plyty}}^2(\xi, \eta, t)}{2} \quad (25)$$

Przemieszczenia prostopadłe do płaszczyzny elementu są opisywane związkami liniowymi (23). Wykorzystano wektor przemieszczeń z elementowego układu współrzędnych z nieliniowymi członami w postaci iloczynu skalarnego nieliniowych funkcji kształtu z wektorem przemieszczeń węzłowych. Chwilowe funkcje kształtu zawierają przemieszczenia węzłowe, które należy wyznaczyć i punktem startu są liniowe funkcje kształtu. Etapami pośrednimi są tensory odkształceń i naprężeń oraz równania równowagi, które dla małego przedziału czasowego kolejno są zmieniane aż do momentu osiągnięcia ustabilizowanej wartości. Proces ten jest złożony, ponieważ za każdym razem wyznaczano macierze sztywności, oraz bezwładności dla każdego elementu modelu. Sama metoda była znana już wcześniej, lecz praktyczne zastosowanie znalazła dopiero teraz, kiedy dostępne są stosunkowo szybkie komputery.

4.1. Macierz sztywności nieliniowego elementu tarczowo-płytowego

Procedurę tworzenia nieliniowej macierzy sztywności oparto na bazie nieliniowych funkcji kształtu, które zawierają wartości węzłowe z poprzednich rozwiązań.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^{B_{\text{wyp}}}(\xi, \eta, \zeta) \\ \varepsilon_y^{B_{\text{wyp}}}(\xi, \eta, \zeta) \\ \varepsilon_z^{B_{\text{wyp}}}(\xi, \eta, \zeta) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \xi}{\partial x} & \frac{\partial \eta}{\partial x} & \frac{\partial \zeta}{\partial x} \\ \frac{\partial \xi}{\partial y} & \frac{\partial \eta}{\partial y} & \frac{\partial \zeta}{\partial y} \\ \frac{\partial \xi}{\partial z} & \frac{\partial \eta}{\partial z} & \frac{\partial \zeta}{\partial z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial q_{\xi}}{\partial \xi} & \frac{\partial q_{\eta}}{\partial \xi} & \frac{\partial q_{\zeta}}{\partial \xi} \\ \frac{\partial q_{\xi}}{\partial \eta} & \frac{\partial q_{\eta}}{\partial \eta} & \frac{\partial q_{\zeta}}{\partial \eta} \\ \frac{\partial q_{\xi}}{\partial \zeta} & \frac{\partial q_{\eta}}{\partial \zeta} & \frac{\partial q_{\zeta}}{\partial \zeta} \end{bmatrix} \quad (36)$$

gdzie:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial q_{\xi}^{B_{\text{wyp}}}}{\partial \xi} \\ \frac{\partial q_{\eta}^{B_{\text{wyp}}}}{\partial \eta} \\ \frac{\partial q_{\zeta}^{B_{\text{wyp}}}}{\partial \zeta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_{n\xi, j\xi}^{\xi} \dots; N_{n\xi, j\eta}^{\xi} \dots; N_{n\xi, j\zeta}^{\xi} \dots; N_{n\xi, j\varphi}^{\xi} \dots; N_{n\xi, j\theta}^{\xi} \dots; N_{n\xi, j\theta}^{\xi} \\ N_{n\eta, j\xi}^{\eta} \dots; N_{n\eta, j\eta}^{\eta} \dots; N_{n\eta, j\zeta}^{\eta} \dots; N_{n\eta, j\varphi}^{\eta} \dots; N_{n\eta, j\theta}^{\eta} \dots; N_{n\eta, j\theta}^{\eta} \\ N_{n\zeta, j\xi}^{\zeta} \dots; N_{n\zeta, j\eta}^{\zeta} \dots; N_{n\zeta, j\zeta}^{\zeta} \dots; N_{n\zeta, j\varphi}^{\zeta} \dots; N_{n\zeta, j\theta}^{\zeta} \dots; N_{n\zeta, j\theta}^{\zeta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{1\xi}^w e^{p_{\xi} t} \\ \dots \\ q_{1\eta}^w e^{p_{\eta} t} \\ \dots \\ q_{1\zeta}^w e^{p_{\zeta} t} \\ \dots \\ q_{1\varphi}^w e^{p_{\varphi} t} \\ \dots \\ q_{1\theta}^w e^{p_{\theta} t} \end{bmatrix} \quad (37)$$

Adekwatnie do tenora odkształceń wyznaczono tensor naprężeń, które wykorzystano do wyznaczenia energii potencjalnej elementu tarczowo-płytkowego w postaci:

$$dE_{pot}^B = \frac{1}{2} \left[\varepsilon_{n\xi}^{Bwyp} \cdot \varepsilon_{n\eta}^{Bwyp} \cdot \gamma_{\xi\eta}^{Bwyp} \cdot \gamma_{\xi\xi}^{Bwyp} \cdot \gamma_{\eta\xi}^{Bwyp} \right] \cdot \begin{pmatrix} 1 & \nu & 0 & 0 & 0 \\ \nu & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} E \\ 1-\nu^2 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varepsilon_{n\xi}^{Bwyp} \\ \varepsilon_{n\eta}^{Bwyp} \\ \gamma_{\xi\eta}^{Bwyp} \\ \gamma_{\xi\xi}^{Bwyp} \\ \gamma_{\eta\xi}^{Bwyp} \end{pmatrix} \cdot ad\xi b d\eta d\xi \quad (38)$$

gdzie tensor nieliniowych odkształceń względnych elementu tarczowo-płytkowego ma postać:

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{\xi\xi}^B \\ \varepsilon_{\eta\eta}^B \\ \gamma_{\xi\eta}^B \\ \gamma_{\xi\xi}^B \\ \gamma_{\eta\xi}^B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial q_{\xi}^{Bwyp}}{\partial \xi} \\ \frac{\partial q_{\eta}^{Bwyp}}{\partial \eta} \\ \frac{\partial q_{\eta}^{Bwyp}}{\partial \xi} + \frac{\partial q_{\xi}^{Bwyp}}{\partial \eta} \\ \frac{\partial q_{\xi}^{Bwyp}}{\partial \xi} + \frac{\partial q_{\xi}^{Bwyp}}{\partial \xi} \\ \frac{\partial q_{\xi}^{Bwyp}}{\partial \eta} + \frac{\partial q_{\eta}^{Bwyp}}{\partial \xi} \end{pmatrix} \quad (39)$$

Całka po objętości elementu jest rzeczywistą energią potencjalną tego elementu. Fakt skracania się elementu na skutek zginania jest interpretowany jako spadek energii potencjalnej elementu. Fakt ten wielokrotnie obserwowano podczas testów w laboratoriach, gdzie wykazywano zmienną sztywność elementu, zależną od wielkości przemieszczenia.

Wyznaczenie nieliniowych funkcji kształtu dla różnych elementów skończonych umożliwiło w sposób analityczny przedstawienie energii kinetycznej zależnej od iloczynu macierzy bezwładności z wektorem prędkości węzłowych elementu.

5. Wnioski

Obliczenia statyczne i dynamiczne z wykorzystaniem liniowych równań ruchu są słuszne tylko dla małych przemieszczeń. W przypadku

dużych obciążeń i dużych przemieszczeń konieczne jest stosowanie nieliniowego opisu przemieszczeń i nieliniowych równań ruchu.

Bibliografia

1. Awrejcewicz J., Krysko W.A., *Drgania układów ciągłych*, WNT 2000
2. Brzoska Z., *Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych*, PWN 1965
3. Bruhn E.F., *Analysis and design of flight vehicle structures*, Tri-State Offset Company Cincinnati, Ohio, USA, 1965
4. Dźygadło Z., Nowotarski I., Olejnik A., *Linear and nonlinear Flutter of an airfoil in supersonic flow*, Research Bulletin, **6**, 1997
5. Dźygadło Z., Kowaleczko G., *Regular and chaotic vibrations of a helicopter-autopilot system*, Research Bulletin, **6**, 1997
6. Dul F., *Time-domain aeroelastic analysis of flying vehicles and civil structures*, Research Bulletin, **6**, 1997
7. Kaliski S., *Praca zbiorowa Drgania i fale*, PWN 1986
8. Dźygadło Z., Kowaleczko G., *Ground Resonance of Helicopter*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, **38**, 1, 2000
9. Bubień W., *Monitorowanie lotów NOE śmigłowca PZL Sokół w aspekcie żywotności zmęczeniowej jego zespołów*, Prace Instytutu Lotnictwa, **165-166**, 2001
10. Bronowicz J., *Symulacja obciążeń łopaty wirnika nośnego w nieustalonych stanach lotu śmigłowca*, Prace Instytutu Lotnictwa, **165-166**, 2001
11. Dacko A., Wojnar J., *Zastosowanie programu MSC/DYTRAN do analizy rozbicia struktur lotniczych*, Materiały II Konferencji użytkowników oprogramowania firmy MSC, 1997
12. Frączek K., *Nieliniowa analiza wytrzymałościowa skrzydła samolotu około dźwiękowego IRYDA M96*, Materiały III Konferencji Użytkowników Oprogramowania Firmy MSC, Gdańsk, 1998
13. Frączek K., *Nieliniowa analiza wytrzymałościowa belki ogonowej do śmigłowca IS-2*, IV Krajowa Konferencja Wiropłatowa, 2001
14. Frączek K., *Ocena własności dynamicznych konstrukcji śmigłowca IS –2 na podstawie analizy modalnej*, IV Krajowa Konferencja Wiropłatowa, 2001
15. Olejnik A., Kachel S., *Zastosowanie cyfrowych modeli statków powietrznych do analizy obciążeń, zagadnień wytrzymałościowych i drgań samolotów*

- o złożonym układzie aerodynamicznym i konstrukcyjnym*, Mechanika w Lotnictwie ML-X 2002, PTMTS Warszawa
16. Olejnik A., Rogólski R., Kachel S., *Analiza flatterowa samolotu EM-11 Orka na bazie masowo-szywnościowego modelu dyskretnego*, IV Forum Samoloty – Śmigłowce – Szybowce RP, 2006
 17. Potkański W., *Nonlinear FLUTTER ANALYSIS by application of Harmonik balance and continuation method*, Insitute of Aeronautics and Applied Mechanics Warsaw University of Technology, Research Bulletin, 7, 1997
 18. Maryniak J., Wiśniowski W., *Uwagi o hipotezie małej nieliniowości drgań konstrukcji płatowców*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 24, 1/2, 1986
 19. Szumański K., *Teoria i badania śmigłowców w ujęciu Symulacyjnym*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 1997
 20. Uhl T., Bochniak W., *Analiza dynamiki struktur śmigłowca PZL Sokół*, Materiały konferencyjne II Konferencji Użytkowników Oprogramowania Firmy MSC, 1997

NON-LINEAR ANALYSES OF A FLYING OBJECT IN VIEW OF ITS RELIABILITY AND SAFETY

The paper presents two methods for structural analysis of airplanes and helicopters. The first one is commonly applied to fatigue or flutter analysis. The method that employs non-linear functions of displacement was used for determination of the strength limit. Both the methods were used in analysis of dynamical behaviour of flying objects.

SYMULOWANIE AWARII W LOTNICZYCH SYNTETYCZNYCH URZĄDZENIACH TRENINGOWYCH

ANNA BRZOZOWSKA

ZBIGNIEW PATURSKI

Aerospace Industries, Sp. z o.o. Warszawa

e-mail: brzozowska@ai.com.pl

Współczesne lotnicze Syntetyczne Urządzenia Treningowe (symulatory lotu oraz urządzenia treningowe o różnym zakresie zastosowań) posiadają symulację stanów awaryjnych mogących zaistnieć w czasie użytkowania rzeczywistych statków powietrznych. Jest to niezwykle istotna właściwość systemów treningowych z punktu widzenia szkolenia i treningu załóg statków powietrznych: załoga przeszkolona na symulatorze w warunkach awaryjnych ma znacznie większą szansę opanowania analogicznej sytuacji w rzeczywistych warunkach. W artykule przedstawiono w skrócie podstawowe, najistotniejsze zagadnienia związane z symulowaniem szeroko rozumianych awarii dotyczących zarówno samego statku powietrznego, jak i otoczenia. Omówiono podział wszystkich możliwych grup awarii, jakie mogą zdarzyć się w czasie eksploatacji statku powietrznego, zasadnicze właściwości sytuacji określanymi jako awaryjne dane, na podstawie których opisywane są awarie oraz sposoby symulowania poszczególnych awarii. Tak, jak w innych dziedzinach związanych z symulacją, jest jeszcze wiele zagadnień wymagających dalszych badań, zarówno na rzeczywistych obiektach, jak i w zakresie modelowania matematycznego i numerycznego

1. Wstęp

Praktycznie każde współczesne lotnicze Syntetyczne Urządzenia Treningowe (symulatory lotu oraz urządzenia treningowe o różnym zakresie zastosowań, por. definicje zawarte np. w [1-4] oraz zestawienie przepisów budowy takich urządzeń zamieszczone w załączniku) posiadają z reguły mniej lub bardziej rozbudowaną symulację stanów awaryjnych

mogących zaistnieć w czasie użytkowania rzeczywistych statków powietrznych. Jest to niezwykle istotna właściwość systemów treningowych z punktu widzenia szkolenia i treningu załóg statków powietrznych: analizy niektórych wydarzeń, wypadków oraz katastrof lotniczych pokazały, że załoga przeszkolona na symulatorze w warunkach awaryjnych ma znacznie większą szansę opanowania analogicznej sytuacji w rzeczywistych warunkach.

Symulacje awarii mają zarówno najbardziej skomplikowane urządzenie, jakimi są symulatory lotu (rys. 1 [6, 7]), jak i urządzenia treningowe poziomu średniego (np. klasy FNPT, rys. 2 [6, 8]) oraz proste urządzenia treningowe (rys. 3 [6, 9]).



Rys. 1. Symulator lotu śmigłowca PZL W-3WA



Rys. 2. Urządzenie treningowe FNPT II MEWA

Awarie, tak samo jak odwzorowanie ruchu statku powietrznego w całym zakresie eksploatacyjnym w powietrzu i na ziemi oraz działania jego systemów pokładowych, w syntetycznych urządzeniach treningowych symulowane są praktycznie tylko przez moduły oprogramowania. Nieliczne sytuacje (np. imitacja dekompresji kabiny załogi) realizowane są odpowiednimi urządzeniami.



Rys. 3. Urządzenie treningowe GAT II

2. Struktura podsystemu symulacji awarii

Ze względu na wygodę projektowania i dokumentowania oprogramowania, do awarii obok oczywistych niesprawności lub uszkodzeń elementów płatowca oraz jego wyposażenia pokładowego, włącza się również niektóre wydarzenia dziejące się w otoczeniu statku powietrznego: groźne dla statku zjawiska atmosferyczne (zachmurzenie, zamglenie, opady, oblodzenie, turbulencja, uskok wiatru) oraz zakłócenia w porządku ruchu lotniczego (manewry innych statków powietrznych zagrażające bezpieczeństwu ruchu w powietrzu i na ziemi, awarie naziemnych systemów radionawigacyjnych lub oświetlenia lotniska).

Podstawowy podział wszystkich tak rozumianych możliwych awarii oparty jest na kryterium miejsca wystąpienia awarii. Związane jest to z logicznym podziałem na moduły oprogramowania, które jest odpowiedzialne za symulacje ruchu, działania urządzeń pokładowych oraz zachowanie otoczenia. Wyróżnia się, zatem awarie:

- płatowca (elementy sterowania aerodynamicznego, struktura kadłuba, płata nośnego i usterzeń),
- zespołu napędowego (silnik, śmigło)
- systemów pokładowych (pilotażowe i nawigacyjne przyrządy pokładowe, instalacja paliwowa, elektryczna, hydrauliczna, pneumatyczna, klimatyzacyjna, systemy uzbrojenia),
- podwozia,
- urządzeń naziemnych,
- otoczenia: wszystkie groźne zjawiska atmosferyczne, zagrożenia ze strony innych użytkowników przestrzeni powietrznej.

3. Właściwości podsystemu symulacji awarii

Przy projektowaniu modułów urządzenia treningowego odpowiedzialnych za symulowanie tak szeroko rozumianych awarii przyjmuje się szereg podstawowych własności, jakie musi spełniać podsystem symulowania awarii. Zakresy symulacji awarii, szczegółowe wymagania ich dotyczące umieszczone są w wymaganiach dla cywilnych syntetycznych urządzeń treningowych [np. 1, 2, 3] oraz we wymaganiach technicznych formułowanych dla wykonawcy urządzenia treningowego przez organizację zainteresowaną zakupem takiego urządzenia. Jako podstawowe własności symulacji awarii obowiązujące zawsze przyjmuje się:

- przebieg awarii musi być odwzorowany jak najdokładniej, a przynajmniej w sposób jak najbardziej prawdopodobny, przy zachowaniu możliwie prostego modelu matematycznego i numerycznego; szczegółowe wymagania techniczne niekiedy opisują dokładnie sposób, w jaki awaria ma być oddawana,
- symulacja nie może wykształcać u ćwiczącej załogi niepoprawnych zachowań (*czasem lepiej zrezygnować z odwzorowania jakiejś awarii nie mając o jej przebiegu dostatecznej ilości informacji, niż gdybyśmy na takim symulatorze załogę uczyli źle...*).

Zakres symulowanych awarii oraz poziom szczegółowości symulacji zależy od grupy, do której należy dane urządzenie i, jak wspomniano wyżej, ustalany jest na etapie zamawiania urządzenia u producenta. Najobszerniej i najdokładniej awarie symulowane są w grupie symulatorów lotu, przy czym również najprostsze urządzenia, takie jak GAT II (rys. 3), mają niekiedy na życzenie użytkownika bardzo rozbudowany podsystem symulacji awarii.

Z punktu widzenia struktury systemu informatycznego całego syntetycznego urządzenia treningowego podsystem symulacji awarii charakteryzuje się:

- mocnym powiązaniem strukturalnym modułów programowych symulujących awarie z resztą oprogramowania symulująca ruch statku powietrznego i działania jego wyposażenia,
- powiązaniem funkcjonalnym modeli awarii między sobą oraz między pozostałymi modułami programowymi, realizowanym poprzez wymianę zmiennych w czasie danych.

Dość dobrym przykładem ilustrującym problem powiązań modułów symulacji awarii jest zagadnienie symulacji oblodzenia samolotu:

- awarią pierwotną jest popsucie się warunków meteorologicznych („awaria” otoczenia) i pojawienie się oblodzenia,
- awaria wtórna nr 1 to wzrost masy samolotu odczuwany przez pilota jako zmiana własności pilotażowych; tu wykonywana jest modyfikacja parametrów masowych statku powietrznego zawartych w module dynamiki,
- awaria wtórna nr 2 to zmiana (na gorsze) charakterystyk aerodynamicznych samolotu: spadek siły nośnej, istotny wzrost oporu aerodynamicznego; tu następuje modyfikacja modelu sił i momentów aerodynamicznych zawartego w module dynamiki samolotu lub śmigłowca,
- awaria wtórna nr 3: zablokowanie któregoś (lub wszystkich) sterów aerodynamicznych: ster wysokości, lotki, spoilery; modyfikacja właściwości statecznościowych i sterownościowych w modułach dynamiki oraz wyposażenia i instalacji.

Nietrudno zauważyć, iż w powyższym przykładzie każda kolejna awaria wtórna niesie coraz to większe zagrożenie katastrofą: zablokowanie sterów może uniemożliwić poprawne sterowanie statkiem powietrznym i wyprowadzenie z niebezpiecznej sytuacji.

4. Niektóre problemy modelowania awarii

Podstawą budowy właściwego matematycznego i numerycznego modelu awarii są dane opisujące poszczególne awarie. Dane dotyczące statku powietrznego pochodzą zwykle od producenta statku i są kompletowane na podstawie badań stoiskowych i badań w locie. Niestety nie zawsze zawierają one dostatecznie dużo materiału by poprawnie opisać awarię. W takim przypadku albo (jeśli budżet projektu na to pozwala) przeprowadza się dodatkowe próby obejmujące konkretne sytuacje awaryjne, albo konstruuje się model awarii na podstawie znanych opisów przebiegu i skutków awarii zabranych z relacji załóg, które się z takimi awariami zetknęły. Każdy model awarii wymaga intensywnego przetestowania z fazą „dostrajania” parametrów modelu tak, by rezultaty symulacji awarii był jak najbardziej zbliżone do rzeczywistości.

Analizy wykonane podczas opracowywania projektów technicznych syntetycznych urządzeń treningowych obejmujące wszystkie możliwe stany awaryjne statków powietrznych pokazały, iż awarie można

ziemi), wiatr oraz ewentualną akcją ekipy ratowniczej (gaszenie pożaru wodą lub pianą gaśniczą).



Rys. 5. Symulacja pożaru podwozia samolotu transportowego

5. Zakończenie

Syntetyczne urządzenia treningowe są w lotnictwie budowane i użytkowane od stu lat, ale dalej niektóre problemy modelowania rzeczywistości dla potrzeb tych urządzeń są dalekie od rozwiązania zadowalającego wszystkich, twórców urządzeń i użytkowników. Do tych zagadnień wymagających dalszych prac badawczych i stosowanych należą modele szeroko rozumianych awarii. Użytkownicy oczekują, szczególnie od producentów pełnoskalowych symulatorów lotu, szerokiego zakresu bardzo wiernie symulowanych awarii. Spełnienie takich wymagań będzie pociągało za sobą zapotrzebowanie na coraz to bardziej złożone modele matematyczne stanów awaryjnych budowane na podstawie danych zebranych w próbach wykonywanych na rzeczywistym obiekcie.

Załącznik: Klasyfikacja cywilnych Syntetycznych Urządzeń treningowych według obowiązujących w Unii Europejskiej Wspólnych Wymagań Lotniczych [4, 5]

JAR-STD 1A	Symulatory Lotu samolotów
JAR-STD 2A	Urządzenia Treningowe –samoloty
JAR-STD 3A	Urządzenie do Treningu Procedur Nawigacyjnych i Pilotażowych FNPT
JAR STD 4A	Podstawowe Przyrządowe Urządzenie Treningowe
JAR-STD 1H	Symulatory Lotu śmigłowców
JAR-STD 2H	Urządzenia Treningowe –śmigłowce
JAR-STD 3H	Urządzenie do Treningu Śmigłowcowych Procedur Nawigacyjnych i Pilotażowych

Uwaga:

Syntetyczne urządzenia treningowe wymienione w tabeli uporządkowano dla samolotów i śmigłowców według malejącego stopnia złożoności i zakresu zastosowań szkoleniowych.

Bibliografia

1. Szczepański C., *Symulatory lotu*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1990
2. Wspólne Europejskie Przepisy Lotnicze, część JAR-1, *Definicje i skróty*, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa 2003
3. Wspólne Przepisy Lotnicze JAR-STD 3A, *Urządzenia do szkolenia w locie i procedurach nawigacyjnych*, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa 2001
4. Internetowa strona <http://www.iaa.nl/>
5. Internetowa strona <http://www.ulc.gov.pl/>
6. Internetowa strona <http://www.ai.com.pl>
7. *Opis techniczny i instrukcja eksploatacji symulatora śmigłowca PZL W3WA Sokół*, ETC-PZL Aerospace Industries, Warszawa 2001 (nie publikowane)
8. *Opis techniczny systemu treningowego FNPT-II*, ETC-PZL Aerospace Industries, Warszawa 2000 (nie publikowane)
9. *GAT II Operational and Maintenance Manual*, ETC Southampton PA, USA 2001 (nie publikowane)

EMERGENCY SIMULATION IN SYNTHETIC TRAINING DEVICES USED IN AVIATION

The Synthetic Training Devices (STD) used in aviation (Flight Simulators and Flight Training Devices of different application scopes) are usually equipped with more or less advanced systems for simulation of emergency situations that can be experienced during the flight of real aircraft. From the point of view of aircraft crew training it is very important since the crew trained on a flight simulator under emergency conditions is supposed to cope better with the same situation experienced in the real flight.

All unusual and dangerous situations emerging during flight can be split into several groups depending on the area where the malfunction or failure occurs as well as on logical structure of the STD software system responsible for simulation of motion, behaviour of on-board systems and environmental factors. Therefore, one can define failures of the aircraft structure and malfunctions of the on-board systems (power plant, cockpit instruments, electrical, hydraulic and pneumatic systems, weapon system). Additionally, the atmospheric phenomena posing danger to the aircraft (icing, heavy turbulence and snow or rain) should be considered as well as a hazard caused by other users of the air space.

In the design process of modules responsible for simulation of malfunctions and failures (usually software modules) it is assumed that their courses should be represented precisely or –at least- in the way showing the most probable course. Both the number of simulated malfunctions as well as the level of going into details depend on the type of STD: widest variety of well-detailed malfunctions can be simulated using Flight Simulators.

Like in other parts of the STD software, some malfunctions can be simulated straightforward (for example, heavy turbulence), while the other ones pose a huge challenge to the designers. There appear many problems when designing the software for flight simulation solution to which require tests on real objects as well as mathematical and numerical modeling.

OBCIĄŻENIA DZIAŁAJĄCE NA PILOTÓW W MANEWRACH PRZESTRZENNYCH SAMOLOTU I SYTUACJACH AWARYJNYCH

MICHAŁ CICHÓN
JERZY MARYNIAK

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

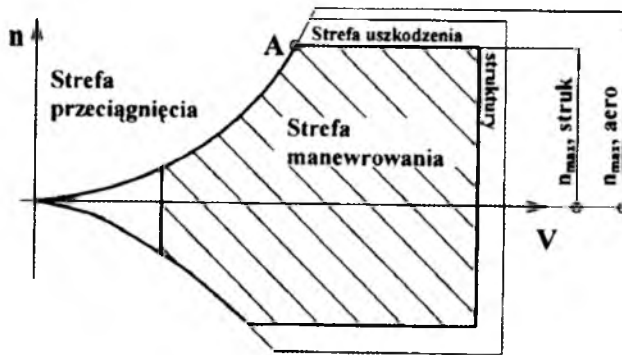
W pracy przeprowadzono analizę obciążeń występujących podczas lotu przestrzennego samolotu. Wektor całkowitego obciążenia \mathbf{n} , działającego np. na pilotów, przyjęto jako sumę wektora obciążenia \mathbf{n}_a (pochodzącego od przyspieszenia samolotu \mathbf{a}) oraz obciążenia \mathbf{n}_g (pochodzącego od grawitacji). Uwzględniono przy tym różne położenia: punktów samolotu, elementów zabudowanych na samolocie np. miernika n_z , umiejscowienia pilotów, etc. Przedstawione zależności na wartości składowych współczynników obciążeń w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem pozwalają na obliczenie tych składowych w zależności od położenia punktu (x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}) .

1. Wstęp

Współczesne samoloty posiadające duże prędkości lotu i zdolności manewrowe, muszą znosić znaczne obciążenia. Wartość, kierunek, rozkład i charakter działania obciążeń samolotów dopuszczonych do wykonywania określonych manewrów ustalają przepisy budowy samolotów; podaje się w nich wartość współczynnika przeciążenia i współczynnika bezpieczeństwa, zależność przeciążenia w funkcji prędkości lotu (krzywa wyrwania) [11].

W celu zapewnienia bezpieczeństwa lotów, samoloty mają szereg ograniczeń użytkowych uwarunkowanych wieloma czynnikami, między innymi odpornością fizyczną człowieka na obciążenie i wytrzymałością konstrukcji samolotu.

Krzywą wyrwania nazwano, w pozycji [2], tzw. diagramem V-n (rys.1). Na jego podstawie mogą być analizowane własności manewrowe samolotu.



Rys. 1. Diagram V-n z zaznaczonymi strefami przeciągnięcia, manewrowania i uszkodzenia struktury samolotu [2]

Charakterystycznym punktem na wykresie (rys.1) jest tzw. „narożnik prędkości” – punkt A. Punkтови temu odpowiada np. najwyższa możliwa prędkość kątowna zakrętu i najniższy możliwy promień zakrętu. Ograniczeniem osiągow w narożniku prędkości, oprócz ciągu zespołu napędowego, jest największy możliwy współczynnik obciążenia struktury (lub pilota) lub największy możliwy współczynnik siły nośnej [2].

Najsłabszym ogniwem pod względem wytrzymałości na obciążenia jest jednak człowiek. Stąd odporność człowieka na przeciążenia wpływa na obliczeniową wytrzymałość samolotu. Usunięcie pilota z samolotu, rozwiązałoby problem wysokich obciążeń, tym bardziej, iż większość złożonych manewrów często już zastępuje automatyka.

Ograniczenie maksymalnie dopuszczalnego przeciążenia wynika z możliwości przekroczenia jego wartości w wyniku:

- działania pilota,
- działania, na samolot w locie, burzliwej atmosfery.

2. Lot w burzliwej atmosferze

Podczas lotu, na samolot oddziaływać mogą wszelkiego rodzaju zakłócenia, między innymi: podmuchy (porywy) wiatru, pionowe ruchy wstępujące i zstępujące mas powietrza, itp.

W przypadku atmosfery spokojnej w ustalonym locie poziomym (rys. 2) współczynnik obciążenia n_z jest równy:

$$n_z = \frac{P_z}{Q} = 1 \quad (1)$$



Rys. 2. Atmosfera spokojna - bez pionowych podmuchów

Lot w burzliwej atmosferze powoduje dodatkowe obciążenia konstrukcji samolotu (rys. 3, rys. 4) wynikające z prądów pionowych powietrza.

Wejście samolotu w obszar pionowych ruchów powietrza powoduje dość szybkie zmiany siły nośnej w sposób niezależny od pilota:

$$\Delta P_z \cong \pm \frac{1}{2} \rho_h \cdot S \cdot a \cdot V \cdot w \quad (2)$$

- pionowy podmuch od dołu (rys.3) powoduje wzrost kąta natarcia (nowy kąt natarcia wynosi: $\alpha^A = \alpha + \Delta\alpha$) i co za tym idzie przyrost siły nośnej samolotu; wtedy aktualnie panujące n_z wynosi:

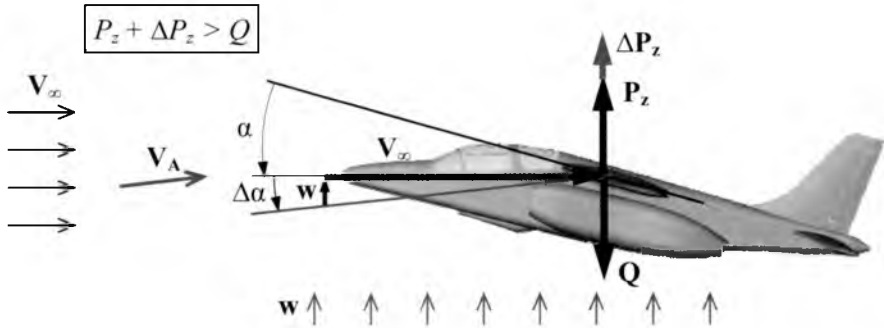
$$n_z = \frac{P_z + \Delta P_z}{Q} = 1 + \Delta n_z \quad (3)$$

- podmuch z góry do dołu (rys.4) powoduje zmniejszenie kąta natarcia a więc spadek siły nośnej samolotu; współczynnik obciążenia od siły podmuchu przyjmie wartość:

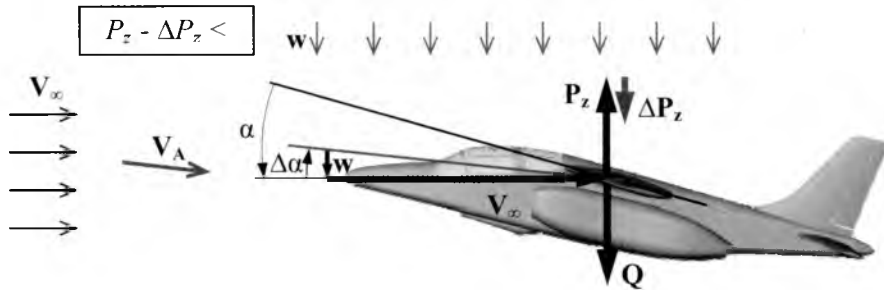
$$n_z = \frac{P_z - \Delta P_z}{Q} = 1 - \Delta n_z \quad (4)$$

Wzór (2) pozwala na szybkie oszacowanie wielkości przyrostu siły nośnej, spowodowanego podmuchem, w zależności od prędkości lotu V , prędkości prądu pionowego powietrza w i jego gęstości ρ_h (wysokości

lotu H), zakładając stałą konfigurację (stała wielkość powierzchni nośnej S i pochodnej a , gdzie: $a = \partial C_z / \partial \alpha$) [10].



Rys. 3. Pionowy podmuch - z dołu do góry z prędkością w



Rys. 4. Pionowy podmuch - z góry do dołu z prędkością w

Związane z tym zmiany współczynnika obciążenia możemy wyrazić:

$$\Delta n_z = \frac{\Delta P_z}{Q} \Rightarrow \Delta n_z = \frac{\rho_h \cdot S \cdot a}{2 \cdot Q} \cdot V \cdot w \quad (5)$$

skąd ostatecznie (3) i (4) przyjmują postać:

$$n_z = 1 \pm \frac{\rho_h \cdot S \cdot a}{2 \cdot Q} \cdot V \cdot w \quad (6)$$

gdzie:

Δn_z , pochodzące od podmuchów pionowych w , otrzymamy:

- ze znakiem „+” dla podmuchów z dołu do góry,
- ze znakiem „-” dla podmuchów z góry do dołu.

W związku z tym, niektóre samoloty mają ograniczenia prędkości lotu na małej i częściowo na średniej wysokości, ze względu na burzliwość atmosfery. Ograniczenia takie sięgają do maksymalnej wysokości 3000 m, gdyż do tej wysokości występują najsilniejsze i bardzo częste podmychy pionowe.

3. Fizjologiczne działanie przyspieszenia

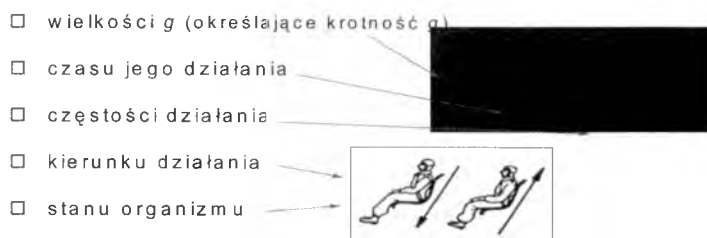
Duża prędkość lotu nie jest problemem dla pilota, jedynie zmiany prędkości - przyspieszenia. Największym problemem jest jednak gradient przyspieszeń działających na człowieka, czyli szybkość narastania.

Na współczesnych, wysoko manewrowych samolotach wojskowych najnowszej generacji, tzw. *high performance aircraft*, istnieje możliwość uzyskania przyspieszeń nieporównywalnie większych i w czasie o wiele krótszym niż w przeszłości. Możliwości te, doskonale z punktu widzenia zastosowania bojowego są, niestety często dużym zagrożeniem dla załogi [4].

W układzie „pilot-samolot” czynnik ludzki jest elementem ograniczającym możliwości dalszej poprawy charakterystyk dynamicznych samolotu bojowego. Przystosowanie techniki do człowieka jest warunkiem gwarantującym takie ich współdziałanie, które odpowiada wymaganiom bezpieczeństwa lotów [3, 4].

Ze względu na pojawiające się przeciążenia w locie, najczęściej sterowanym przez pilota, niezbędne jest zwrócenie uwagi na fizjologiczne działanie przyspieszenia oraz jego zakresy znoszone przez człowieka na odpowiednich kierunkach.

Wpływ przyspieszeń na organizm ludzki zależy od współdziałania pięciu czynników (rys.5):

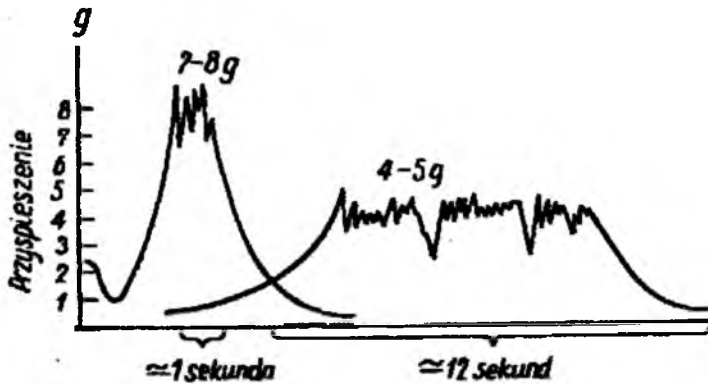


Rys. 5. Fizjologiczne działanie przyspieszenia (wg [9])

Wszystkie wymienione czynniki posiadają jednakowe znaczenie i o żadnym nie można zapominać, gdyż tylko suma ich działania może określić reakcję organizmu na przyspieszenia [9].

W pracy [4] Klich E. podaje: „Od +2 G następuje rozciągnięcie twarzy i znacząco wzrasta waga ciała. Przy takim przeciążeniu jest bardzo trudno wstać, a przy przeciążeniu +3 G jest to niemożliwe. Powyżej +3G kontrolowany ruch wymaga znacznego wysiłku. Istnieją również duże trudności w mówieniu, widzenie jest ograniczone a obrazy zniekształcone”.

Na rys. 6 przedstawiono **strefy wytrzymałości** organizmu ludzkiego na dwa pierwsze czynniki, czyli wielkość i czas trwania przyspieszeń. W krótkim czasie pilot może znieść większe przyspieszenia, zaś w dłuższym czasie znacznie mniejsze (rys.6). Zależy to również od kierunku działania i pozycji ciała. Według [8]: „Człowiek lepiej znosi przeciążenie w pozycji leżącej niż w pozycji siedzącej. W czasie 10 s człowiek może znieść następujące przeciążenia: w pozycji siedzącej -2 i $+6$, w pozycji leżącej około ± 15 ”.



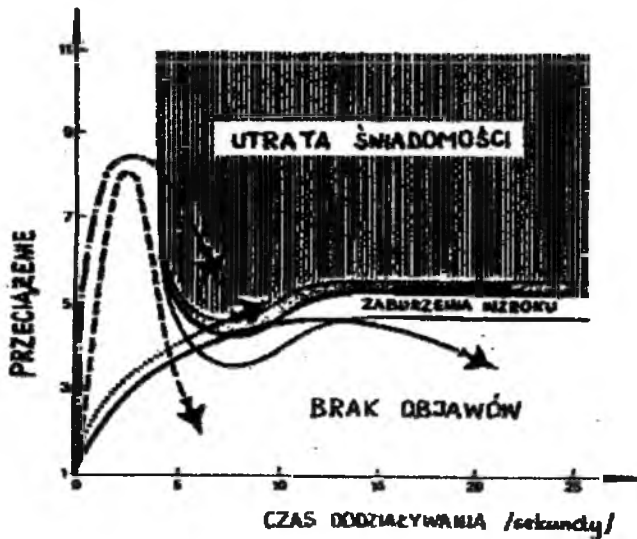
Rys. 6. Strefy wytrzymałości organizmu ludzkiego na wielkość i czas trwania przyspieszeń [9]

Najniebezpieczniejszym zjawiskiem jest zmiana ciśnienia krwi dopływającej do mózgu. Przy przeciążeniu dodatnim następuje spadek ciśnienia krwi w mózgu i **teoretycznie** prowadzi do ciśnienia zero przy przeciążeniu +5.5 G i ujemnego ciśnienia przy wyższym przeciążeniu [4].

Przesunięcie krwi do kończyn dolnych, wzrost ciśnienia wewnątrz-naczyniowego, przy niezmiennym ciśnieniu zewnątrz-naczyniowym, powoduje w krótkim czasie przesączenie osocza do tkanek. Nie jest to

zjawisko marginalne, bowiem w warunkach 4+Gz wielkość przesączania ocenia się na 200 ml/min. W ten sposób, przy przedłużającej się ekspozycji na przeciążenia (bez środków ochronnych) dochodzi do zmniejszenia objętości krwi krążącej, przyczyniając się w następstwie do zapaści [5].

Skutki oddziaływania przeciążeń na organizm pilota pokazuje rys. 7.



Rys. 7. Skutki przeciążeń działających na pilota w locie [9]

Ponieważ oko człowieka jest bardzo wrażliwe na zmniejszenie ciśnienia krwi, ograniczenia widzenia są pierwszym sygnałem ostrzegawczym przed chwilową lub całkowitą utratą świadomości [4].

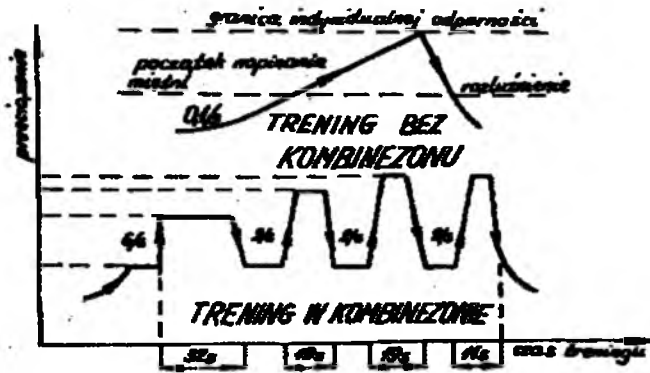
Bardzo ważny jest fakt, że utrata widzenia **nie jest** równoznaczna z utratą świadomości. Pilot doznający utraty widzenia (*blackout*) ma nadal zachowaną świadomość [5].

Najgroźniejszym stanem, z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu, jest przeciążeniowa całkowita utrata świadomości (ang. G-LOC – *G-induced Loss of Consciousness*). Stan ten może trwać nawet kilkanaście sekund i powoduje całkowity brak kontroli pilota nad samolotem. Powoduje również duże zakłócenia w normalnym funkcjonowaniu pilota. Nawet po ustąpieniu przeciążenia, powoduje stosunkowo długi okres stanu całkowitej niezdolności do pilotowania samolotu (...). Jeśli załoga, po

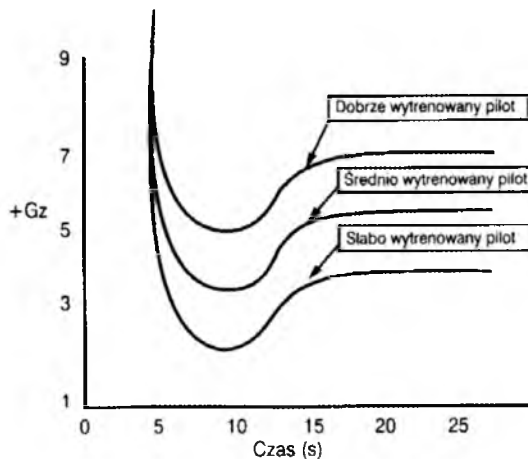
chwilowej utracie przytomności, dalej wprowadza do figur z przeciążeniami, kolejna jej utrata następuje o wiele szybciej niż pierwsza [4].

Wartości maksymalnie znoszonych przeciążeń w czasie będą różne dla poszczególnych pilotów. Zależą one od:

- indywidualnej odporności organizmu na przeciążenia,
- przebiegu treningu (rys. 8) oraz stopnia wytrenowania w manewrach przeciw przeciążeniowym (rys. 9),
- wyposażenia w systemy ochronne (np. ubiory przeciwprzeciążeniowe),
- doświadczenia, świadomości zagrożeń w lotach i innych czynników łagodzących skutki przyspieszenia (np. nachylenie fotela).



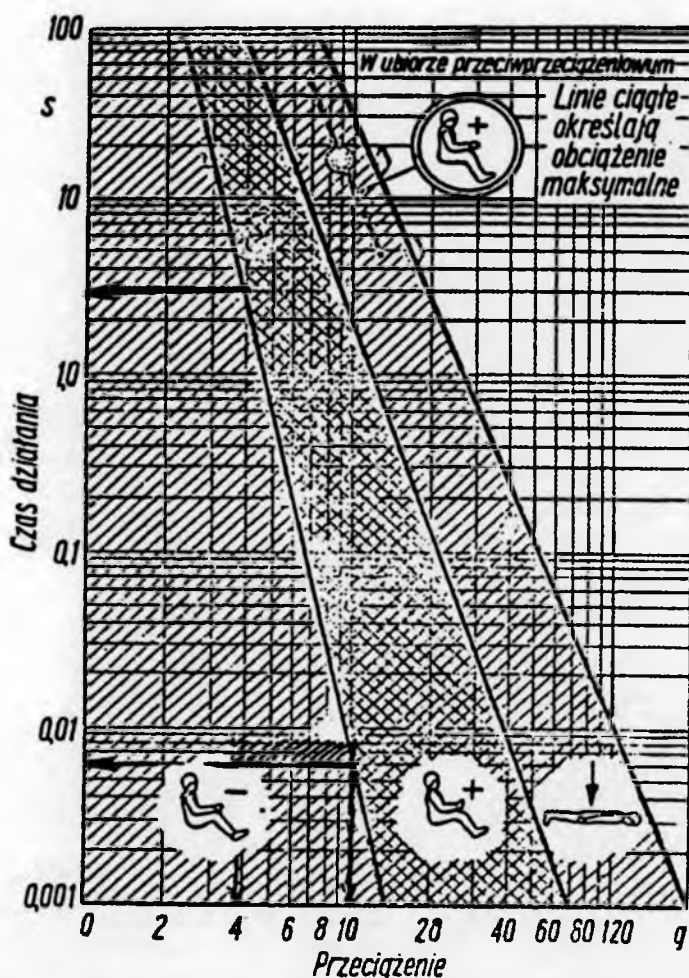
Rys. 8. Przebieg treningu pilotów w wirówce obciążeniowej [9]



Rys. 9. Wpływ treningu na tolerancję przeciążeń przez pilota [4]

Wykorzystując ubiór przeciwpociążeńowy można zwiększyć odporność organizmu na pociążenia o około 2 G. Wykorzystanie tego ubioru z jednoczesnym zastosowaniem manewru przeciwpociążeńowego zwiększa tolerancję na pociążenia od 3 do 5 G [4].

Sporządzono wiele wykresów i tabel określających krytyczne wartości obciążeń, jakim może być poddany pilot w czasie wykonywania zadań. Jednym z nich jest wykres (rys.10) określający wartości dopuszczalnych obciążeń, jakim może być poddawany pilot w zależności od czasu i kierunku ich działania [7].



Rys. 10. Zakresy dopuszczalnych obciążeń działających w czasie na pilota [7]

4. Przyspieszenia samolotu w locie

Podchodząc ogólnie wektor przyspieszenia \mathbf{a} samolotu w locie, zrzucony na układ współrzędnych $Oxyz$ sztywno związany z poruszającym się samolotem, ma składowe:

$$\mathbf{a} = a_x \mathbf{i} + a_y \mathbf{j} + a_z \mathbf{k}, \quad (7)$$

gdzie:

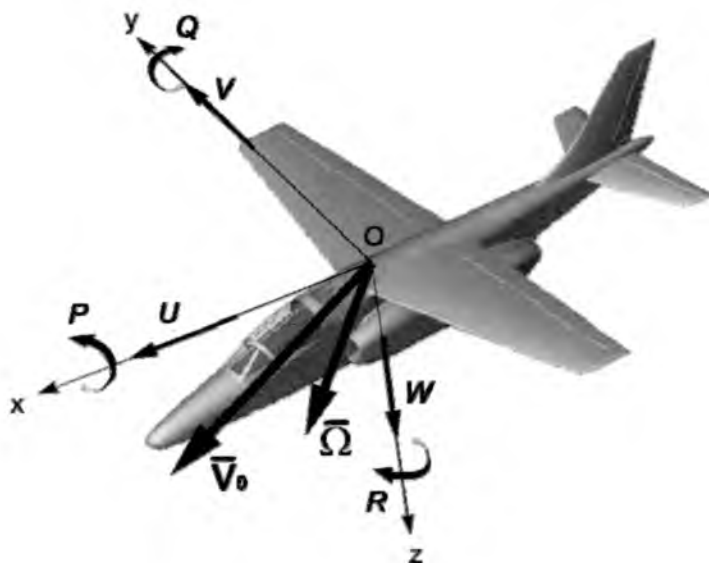
a_x - przyspieszenie podłużne, a_y - przyspieszenie boczne,
 a_z - przyspieszenie pionowe,

Wartości składowych przyspieszenia \mathbf{a} środka masy SC samolotu wyrażamy w postaci (jako prędkości końców wektorów prędkości: U, V, W (rys.11) od prędkości kątowych obrotu: P, Q, R):

- wzdłuż osi Ox : $a_x = (\dot{U} + QW - RV)$ (8)

- wzdłuż osi Oy : $a_y = (\dot{V} + RU - PW)$ (9)

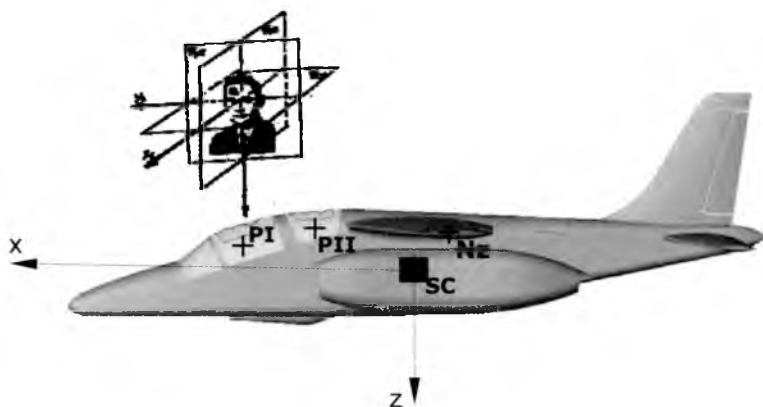
- wzdłuż osi Oz : $a_z = (\dot{W} + PV - QU)$ (10)



Rys. 11. Przyjęty układ odniesienia $Oxyz$ oraz składowe prędkości lotu \overline{V}_0 i prędkości kątowej obrotu $\overline{\Omega}$

Uwzględniając różne położenia: punktów samolotu, elementów zabudowanych na samolocie np. miernika n_z , umiejscowienia pilotów, etc. oraz znając wektory położenia ich środków (tab.1, rys.12):

$$\mathbf{r}_{ci} = x_{ci} \mathbf{i} + y_{ci} \mathbf{j} + z_{ci} \mathbf{k}, \quad (11)$$



Rys. 12. Usytuowanie względem środka masy SC samolotu głowy pierwszego i drugiego pilota oraz miernika N_z (wg [7])

składowe przyspieszeń w zależności od położenia punktu są następujące:

$$a_x = (\dot{U} + QW - RV) - x_{ci}(Q^2 + R^2) - y_{ci}(\dot{R} - PQ) + z_{ci}(\dot{Q} + PR) \quad (12)$$

$$a_y = (\dot{V} + RU - PW) - x_{ci}(\dot{R} + QP) - y_{ci}(P^2 + R^2) - z_{ci}(\dot{P} - QR) \quad (13)$$

$$a_z = (\dot{W} + PV - QU) - x_{ci}(\dot{Q} - PR) + y_{ci}(\dot{P} + QR) - z_{ci}(Q^2 + P^2) \quad (14)$$

5. Obciążenia w locie przestrzennym

Współczynnik obciążenia \mathbf{n} (nie mylić z przeciążeniem!) jest wielkością niemianowaną, posiadającą: wartość, kierunek i zwrot.

5.1. Wektor współczynnika obciążenia \mathbf{n}_a

Siła bezwładności \mathbf{B} skierowana jest w kierunku przeciwnym do działającego przyspieszenia \mathbf{a} :

$$\mathbf{B} = \mathbf{n}_a \cdot m \cdot g = -m \cdot \mathbf{a} \quad (15)$$

Stąd wektor wsp. obciążenia \mathbf{n}_a , pochodzący od przyspieszenia \mathbf{a} , działający np. na pilotów, w układzie $Oxyz$ odniesiony do przyspieszenia ziemskiego g możemy zapisać jako:

$$\mathbf{n}_a = -\frac{\mathbf{a}}{g} = -\frac{a_x}{g} \mathbf{i} - \frac{a_y}{g} \mathbf{j} - \frac{a_z}{g} \mathbf{k} \quad (16)$$

gdzie:

$n_{ax} = -\frac{a_x}{g}$ - wsp. obciążenia od przyspieszenia wzdłuż osi Ox samolotu,

$n_{ay} = -\frac{a_y}{g}$ - wsp. obciążenia od przyspieszenia wzdłuż osi Oy samolotu,

$n_{az} = -\frac{a_z}{g}$ - wsp. obciążenia od przyspieszenia wzdłuż osi Oz samolotu.

5.2. Wektor współczynnika obciążenia \mathbf{n}_g

Siła grawitacyjna \mathbf{F}_g skierowana jest w kierunku działającego przyspieszenia g :

$$\mathbf{F}_g = m \cdot g \cdot \mathbf{n}_g \quad (17)$$

Składowe sił grawitacyjnych w układzie $Oxyz$ związanym sztywno z samolotem mają postać:

$$\mathbf{F}_g = X^g \mathbf{i} + Y^g \mathbf{j} + Z^g \mathbf{k} \quad (18)$$

gdzie:

$$X^g = -mg \sin \theta,$$

$$Y^g = mg \cos \theta \sin \phi, \quad (19)$$

$$Z^g = mg \cos \theta \cos \phi,$$

Stąd wektor wsp. obciążenia \mathbf{n}_g , pochodzący od grawitacji, działający np. na pilotów, w układzie $Oxyz$ odniesiony do przyspieszenia ziemskiego g możemy zapisać jako:

$$\mathbf{n}_g = \frac{\mathbf{F}_g}{m \cdot g} = -\frac{g \sin \theta}{g} \mathbf{i} + \frac{g \cos \theta \sin \phi}{g} \mathbf{j} + \frac{g \cos \theta \cos \phi}{g} \mathbf{k} \quad (20)$$

gdzie:

$n_{gx} = -\frac{g \sin \theta}{g}$ - wsp. obciążenia od grawitacji wzdłuż osi Ox samolotu,

$n_{gy} = \frac{g \cos \theta \sin \phi}{g}$ - wsp. obciążenia od grawitacji wzdłuż osi Oy samolotu,

$n_{gz} = \frac{g \cos \theta \cos \phi}{g}$ - wsp. obciążenia od grawitacji wzdłuż osi Oz samolotu.

5.3. Wektor całkowitego współczynnika obciążenia \mathbf{n}

Wektor całkowitego współczynnika obciążenia \mathbf{n} , działający np. na pilotów, jest więc sumą:

- wektora wsp. obciążenia \mathbf{n}_a (pochodzącego od przyspieszenia \mathbf{a}),
- wektora wsp. obciążenia \mathbf{n}_g (pochodzącego od grawitacji).

$$\mathbf{n} = \mathbf{n}_a + \mathbf{n}_g \quad (21)$$

skąd:

$$n_x = n_{ax} + n_{gx} = -\frac{a_x + g \sin \theta}{g} \quad \text{- składowa } \mathbf{n} \text{ wzdłuż osi } Ox \text{ samolotu}$$

$$n_y = n_{ay} + n_{gy} = -\frac{a_y - g \cos \theta \sin \phi}{g} \quad \text{- składowa } \mathbf{n} \text{ wzdłuż osi } Oy \text{ samolotu}$$

$$n_z = n_{az} + n_{gz} = -\frac{a_z - g \cos \theta \cos \phi}{g} \quad \text{- składowa } \mathbf{n} \text{ wzdłuż osi } Oz \text{ samolotu}$$

gdzie:

$$\mathbf{n} = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2} \quad \text{- wartość całkowitego wsp. obciążenia } \mathbf{n}$$

Ostatecznie otrzymujemy zależności (22÷24) na wartości składowych współczynników obciążeń w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem w zależności od położenia punktu (x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}) (tab. 1, rys. 12, rys. 13):

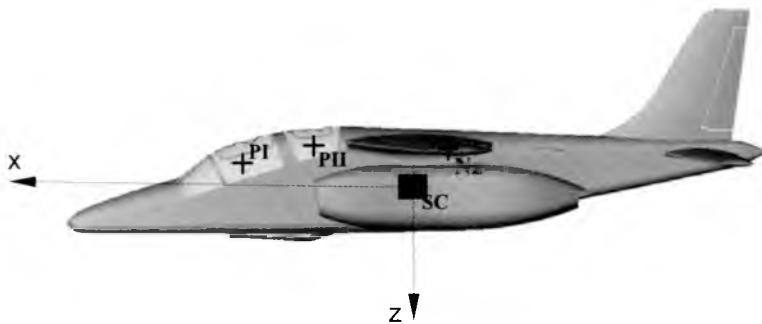
$$n_x = -\frac{(\dot{U} + QW - RV) - x_{ci}(Q^2 + R^2) - y_{ci}(\dot{R} - PQ) + z_{ci}(\dot{Q} + PR) + g \sin \theta}{g}$$

$$n_y = -\frac{(\dot{V} + RU - PW) - x_{ci}(\dot{R} + QP) - y_{ci}(P^2 + R^2) - z_{ci}(\dot{P} - QR) - g \cos \theta \sin \phi}{g}$$

$$n_z = -\frac{(\dot{W} + PV - QU) - x_{ci}(\dot{Q} - PR) + y_{ci}(\dot{P} + QR) - z_{ci}(Q^2 + P^2) - g \cos \theta \cos \phi}{g}$$

Tabela 1. Położenia punktów samolotu względem jego środka masy (wg [7])

		x_{ci} [m]	y_{ci} [m]	z_{ci} [m]
środek masy samolotu	SC	0	0	0
położenie miernika N_z	N_z	-1.002	+0.105	-0.700
położenie głowy pilota PI	P I	+3.322	0	-0.325
położenie głowy pilota PII	P II	+1.772	0	-0.725



Rys. 13. Położenia punktów samolotu względem jego środka masy (tab. 1)

Znając parametry kinematyczne i dynamiczne samolotu, osiągnane w manewrach przestrzennych, oraz położenia punktów samolotu względem jego środka masy można wyznaczyć składowe współczynniki obciążeń (za pomocą zależności 22÷24) w tych punktach, gradient ich narastania oraz czas działania. W ten sposób można zbadać, czy w wykonywanych manewrach przestrzennych samolotu nie wystąpiły przyspieszenia zagrażające życiu badanych pilotów [7].

6. Symulacja numeryczna

Symulacje numeryczne dynamiki lotu dotyczą wybranych manewrów przestrzennych i sytuacji awaryjnych samolotu testowego klasy I-22 (rys. 13).

Wszystkie analizowane manewry odbywają się przy kącie zaklinowania statecznika poziomego $\alpha_{zH} = -2^0 = const.$, zaś położenie środka masy wynosi 22% (w %SCA).

Wyniki uzyskano w oparciu o własny program napisany w środowisku obliczeniowym pakietu MATLAB.

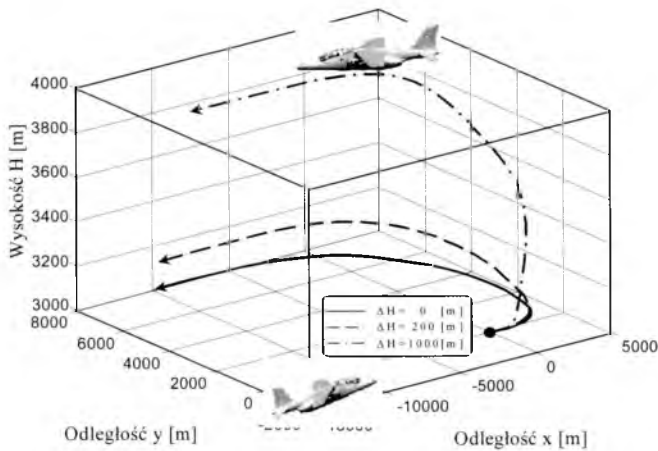
6.1. Zakręt skoordynowany ze zmianą wysokości lotu

Samolot wykonuje manewr przestrzenny, niestabilny zakręt skoordynowany wraz ze zmianą wysokości lotu (jak w pracy [1]):

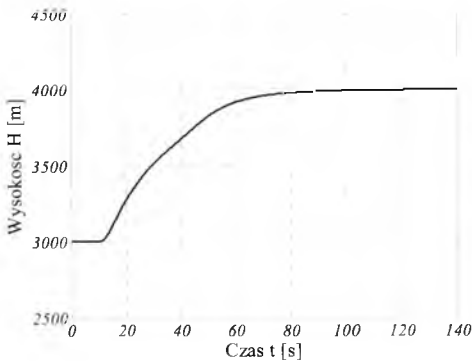
- polegający jednocześnie na zmianie: kursu samolotu $\Delta\Psi = 180^\circ$ i wysokości lotu $\Delta H = 1000m$ w sposób automatyczny,
- z wykorzystaniem przez (auto-) pilota wszystkich kanałów sterowania.

Układ automatycznego sterowania uruchamia się po 10s lotu ustalonego, po wykonaniu zadania sprowadza samolot do lotu ustalonego na nowej wysokości z nowym kursem.

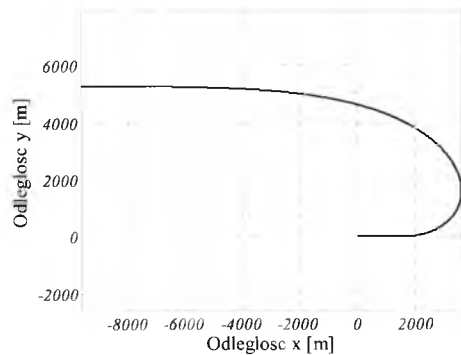
Poniżej przedstawiono wybrane (obliczeniowe) parametry lotu:



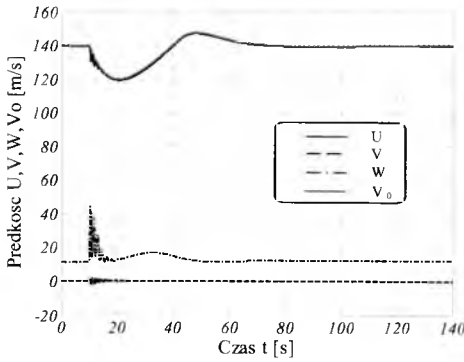
Rys. 14. Samolot w manewrach przestrzennych



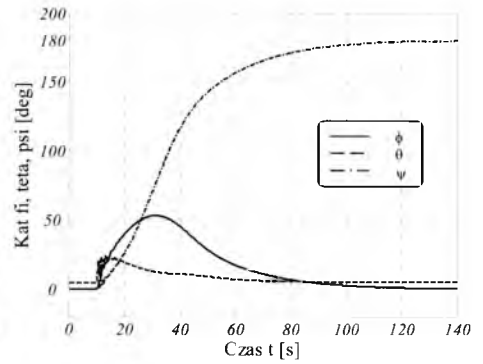
Rys. 15. Zależność $H(t)$



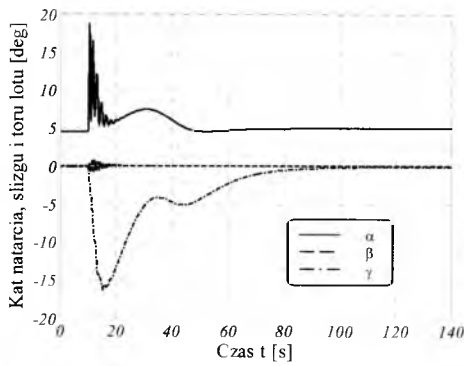
Rys. 16. Zależność $y(x)$



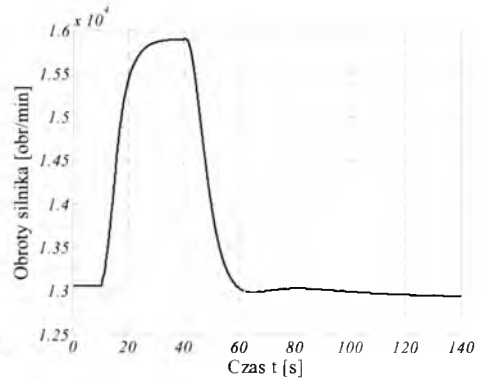
Rys. 17. Zależność $U(t), V(t), W(t), V_0(t)$



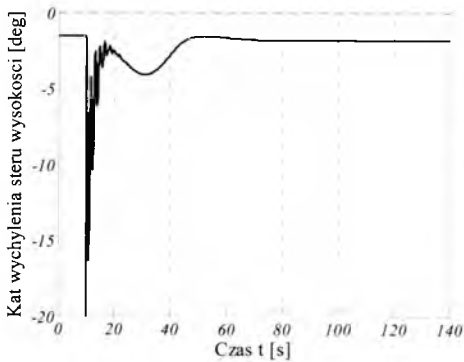
Rys. 18. Zależność $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$



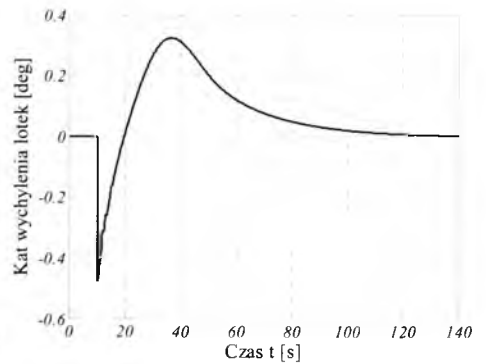
Rys. 19. Zależność $\alpha(t), \beta(t), \gamma(t)$



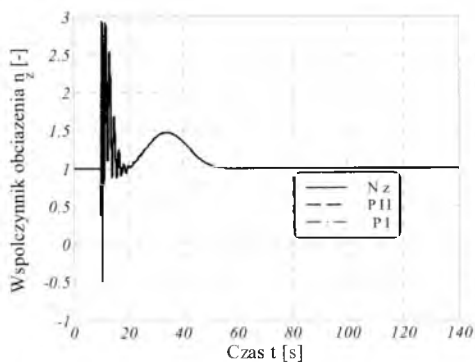
Rys. 20. Zależność $n_{TL}(t)$ i $n_{TP}(t)$



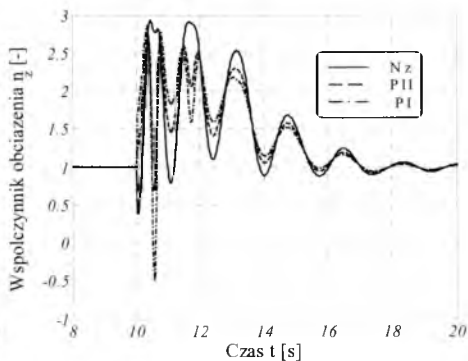
Rys. 21. Zależność $\delta_H(t)$



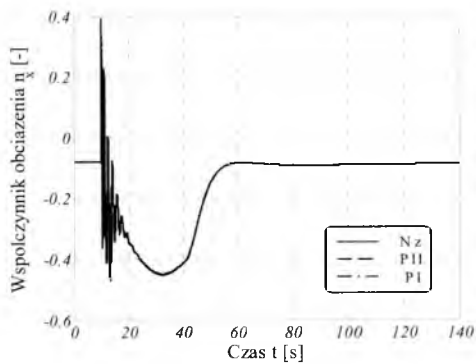
Rys. 22. Zależność $\delta_L(t)$



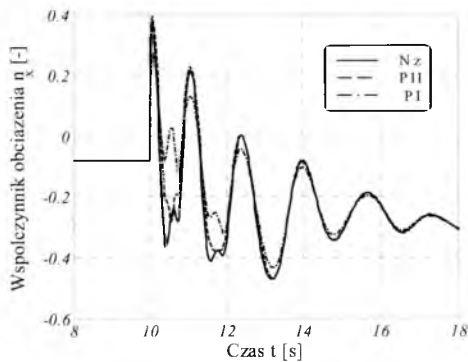
Rys. 23. Zależność $n_z(t)$



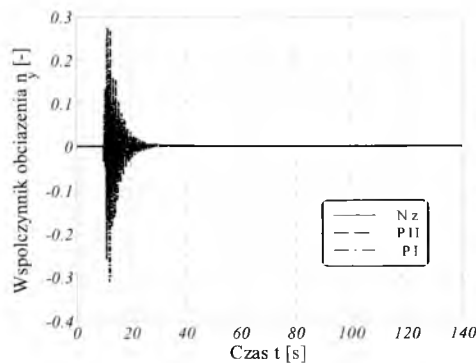
Rys. 24. Zależność $n_z(t)$ —zoom(rys.23)



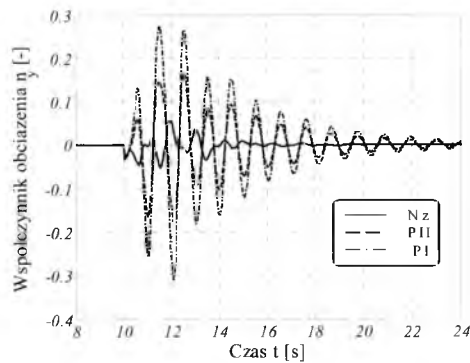
Rys. 25. Zależność $n_x(t)$



Rys. 26. Zależność $n_x(t)$ —zoom(rys.25)



Rys. 27. Zależność $n_y(t)$



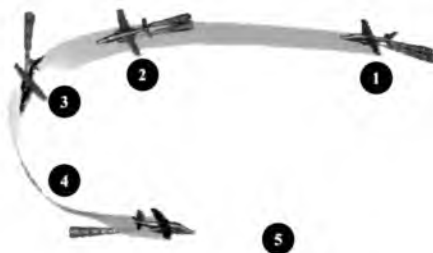
Rys. 28. Zależność $n_y(t)$ —zoom(rys. 27)

6.2. Sytuacje awaryjne

Przeprowadzono symulację numeryczną stanów awaryjnych polegających na awarii jednego z dwóch turbinowych silników odrzutowych podczas wykonywania zakrętu na stałej wysokości lotu.

Kolejne etapy przebiegu lotu (rys. 29):

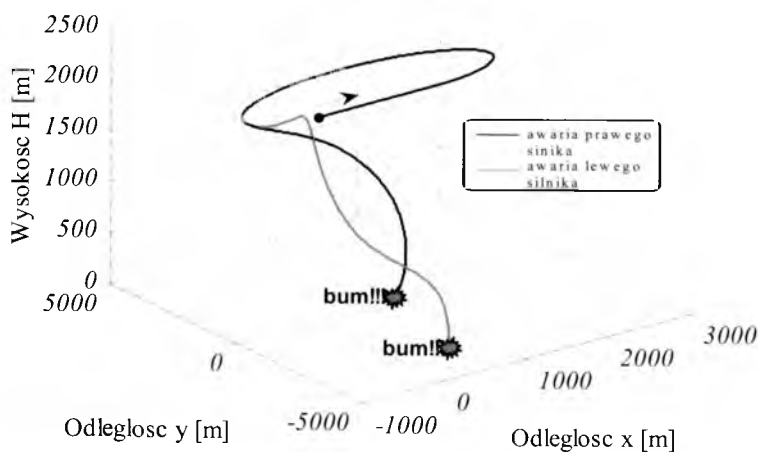
- 1 lot poziomy, prostoliniowy na zadanej wysokości – ustalony,
- 2 zmiana kursu samolotu na stałej wysokości lotu – zakręt prawidłowy,
- 3 awaria silnika – zupełna utrata ciągu; drugi silnik – sprawny,
- 4 brak reakcji ze strony pilota na wynikłą sytuację awaryjną,
- 5 lot nieustalony – bez podjęcia przeciwdziałania od strony sterowania.



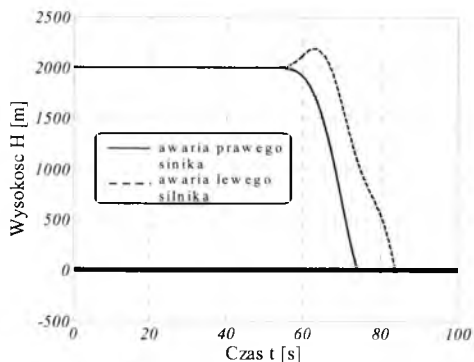
Rys. 29. Etapy przebiegu lotu

Zakręt prawidłowy wykonywany jest po 10s lotu ustalonego. Awaria silnika (prawego lub lewego) występuje w 50s lotu i polega na zupełnej utracie ciągu w czasie 7s. Obliczenia wykonano dla zakrętu ustalonego z przechyleniem $\phi = 60^0$ dla prędkości początkowej $V_0 = 120 \text{ m/s}$ i wysokości $H_0 = 2000\text{m}$.

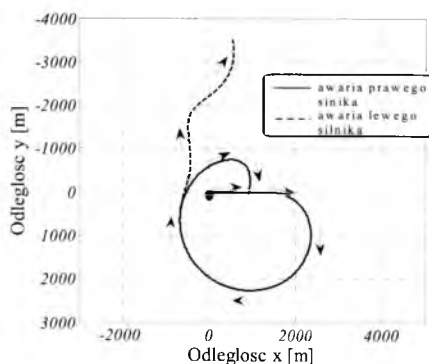
Wybrane parametry lotu przedstawiono na wykresach:



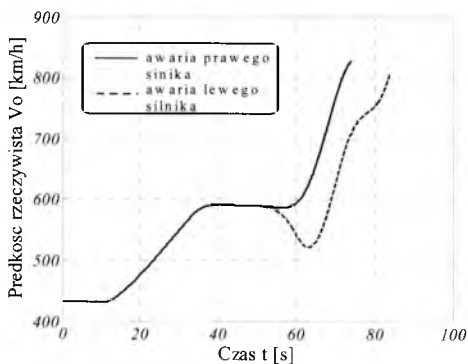
Rys. 30. Przestrzenne tory lotu rozpatrywanego przypadku



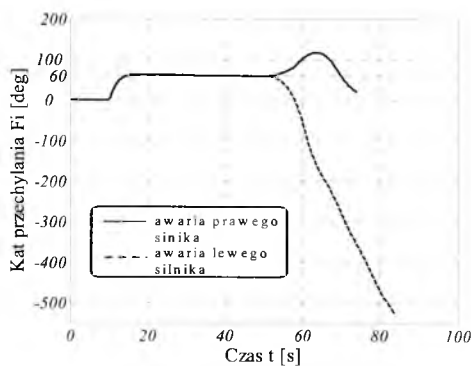
Rys. 31. Zależność $H(t)$



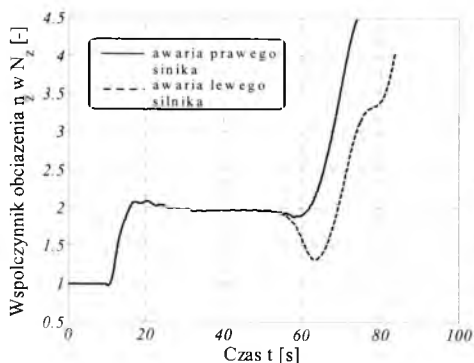
Rys. 32. Zależność $y(x)$



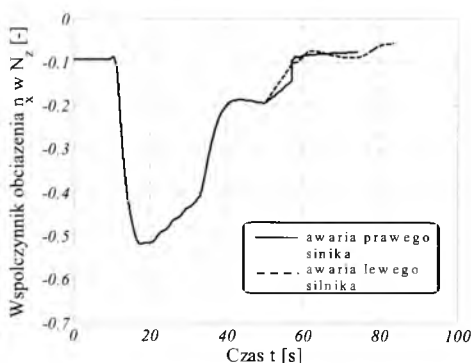
Rys. 33. Zależność $V_0(t)$



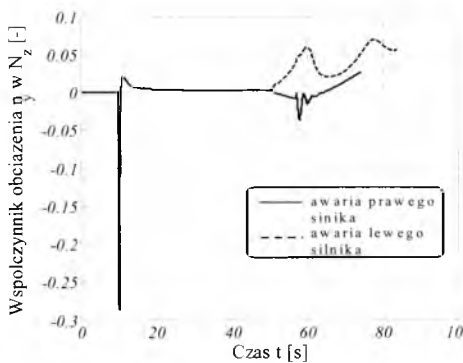
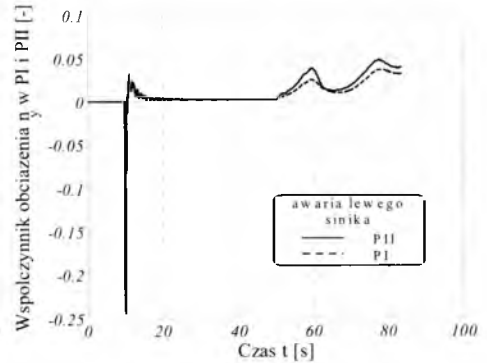
Rys. 34. Zależność $\phi(t)$



Rys. 35. Zależność $n_z(t)$ w N_z



Rys. 36. Zależność $n_x(t)$ w N_z

Rys. 37. Zależność $n_y(t)$ w N_z Rys. 38. Zależność $n_y(t)$ w PI i PII

7. Podsumowanie

- Dla organizmu pilota w manewrach przestrzennych samolotu bardzo niebezpieczne jest szybkie narastanie przyspieszeń w czasie i ich zmiany, szczególnie gwałtowne przejście z przyspieszenia ujemnego na dodatnie i odwrotnie. Ważne jest, aby zmiana przyspieszenia w czasie mieściła się w zakresie dopuszczalnym znoszonym przez człowieka.
- Przy powolnym zwiększaniu przeciążenia można uzyskać odporność organizmu na przeciążenia prawie dwukrotnie większe.
- Stosowanie manewrów obronnych i wykorzystanie odpowiedniego sprzętu znacznie zwiększa zakres odporności na przeciążenia.
- Utrata świadomości spowodowanej działaniem przyspieszeń tzw. „G-LOC” stanowi jedną z poważnych przyczyn katastrof lotniczych [3,4].
- Symulacja numeryczna umożliwia badanie własności dynamicznych obiektów sterowanych (również w sytuacjach awaryjnych); rys.14÷38.
- Przedstawione zależności na wartości składowych współczynników obciążeń (22÷24), w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem, pozwalają na obliczenie tych składowych w zależności od położenia punktu (x_{ci} , y_{ci} , z_{ci}).
- Przeciążenie działające na pilotów zależy od ich położenia w samolocie względem środka masy (rys.12÷13, tab.1) oraz od wykonywanych manewrów samolotu w przestrzeni (patrz 6.1, 6.2).
- Okazało się, że szybka i właściwa interwencja ze strony sterowania przy utracie silnika jest niezbędna dla bezpieczeństwa lotu; analizowany symulacyjnie przypadek (6.2) kończy się szybką utratą

wysokości (szacunkowy czas, od wystąpienia awarii do uderzenia w ziemię, wynosi $\sim 24\div 33$ s z wysokości $H = 2000$ m).

- Układ automatycznego sterowania lotem dobrze sprowadza samolot na zadane parametry lotu, czyli: zadany kurs ψ (rys. 14, rys. 16, rys. 18) i kąt przechylenia ϕ (rys.18, rys.34), utrzymując lub osiągając jednocześnie zadaną wysokość lotu H (rys. 14÷15, rys. 30÷31).
- Na skutek nagłego włączenia się sterowania, występują początkowe oscylacje niektórych parametrów (rys. 17÷19, rys. 21, rys. 23÷28), które są jednak szybko tłumione w ciągu zaledwie 10s.
- Dzięki pojawieniu się wspomnianych oscylacji, możemy przekonać się o występujących chwilowych różnicach w przebiegach składowych współczynników obciążeń dla położenia: miernika N_z , głowy pilota PI oraz głowy pilota PII (tab. 1, rys. 12÷13, rys. 23÷28, rys. 35÷38).
- Analizę prezentowanych wyników należy traktować bardziej jakościowo niż ilościowo.

Bibliografia

1. Cichoń M., Maryniak J., *Dynamika sterowanego samolotu w manewrze przestrzennym*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, **186**, Mechanika, **56**, Awionika, **1**, 45-54, Rzeszów 2001
2. Goraj Z., *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Aerodynamika, Wydawnictwa Naukowe Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001
3. Klich E., *Bezpieczeństwo lotów. Problem wciąż aktualny*, Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, **2**, 1997
4. Klich E., *Przeciążenia na współczesnych samolotach ich wpływ na bezpieczeństwo lotów*, Nauka Innowacje Technika NIT, **5**, 3/2004
5. Kowalski W. (red.), *Medycyna lotnicza. Wybrane zagadnienia*, Praca zbiorowa, Dowództwo Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Poznań, 2002
6. Maryniak J., Maryniak A., *Pilot-człowiek w systemie sterowania samolotem i w symulatorze lotu*, Mechanika w Lotnictwie „ML-VI” 1994, PTMTS Warszawa, 1995
7. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Sujecka R., *Modelowanie i symulacja numeryczna obciążeń działających na pilota podczas badań na wirówce przeciążeniowej*, Nauka Innowacje Technika NIT, **12**, 1/2006

8. Milkiewicz A., *Podstawy praktycznej aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu odrzutowego dla pilota*, Ministerstwo Obrony Narodowej, Dowództwo Wojsk Lotniczych, Lot. 1604/74, Poznań, 1978
9. Płatonow K., *Człowiek w locie*, pod red. J. Gizenko, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, 1954
10. Smolicz T., Gąsiorowski S., *Zasady lotu samolotów komunikacyjnych dla Personelu Latającego*, Polskie Linie Lotnicze LOT, Warszawa, 1972
11. Ilustrowany leksykon lotniczy, *Technika lotnicza*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1988

**Praca została wykonana w ramach projektu badawczego
Grant KBN O-TOOB 013 25**

LOADS ACTING UPON A PILOT DURING 3D MANOEUVRES AND IN EMERGENCY

The loads acting during a 3D flight have been analyzed in the paper. The vector of total load acting upon a pilot \mathbf{n} has two components: the \mathbf{n}_a load due to the aircraft acceleration \mathbf{a} , and the \mathbf{n}_g load due to gravity. Different locations of: aircraft points, on-board equipment (e.g. n_z meter), pilot seat, etc., were considered. The presented formulae for the load components in the aircraft fixed co-ordinate $Oxyz$ system allow for calculating them as functions of the point location (x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}) .

This study was partially supported by the State Committee for Scientific
Research (KBN of Poland) under Grant No **O-TOOB 013 25**

Rozdział V

*Aerodynamika statków
powietrznych*

PRAWA STEROWANIA JAKO ZWIĄZKI KINEMATYCZNE UCHYBÓW W PROCESIE AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA OBIEKTÓW LATAJĄCYCH

EDYTA ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ

Wydział Mechatroniki, Politechnika Warszawska
e-mail: e.ladyzynska@mech.pw.edu.pl

Sterowanie, czyli wymuszenie mające na celu zapewnienie zachowania się obiektu ruchomego w żądany sposób, może zostać sprowadzone do badania różnic, czyli uchybów między wymaganą i rzeczywistą wartością realizowanej współrzędnej. Wartość tej różnicy, po odpowiednim wzmocnieniu i przekształceniu powoduje zerowanie uchybu.

Pokazano, jak stosując ogólny model matematyczny sterowanego obiektu latającego, wprowadzając prawa sterowania, można w stosunkowo prosty sposób sterować automatycznie badanym obiektem latającym.

1. Wstęp

Prezentowana praca zawiera przykłady zastosowania praw sterowania, traktowanych jako uchyby między parametrami realizowanymi i zadanymi, w sterowaniu i naprowadzaniu obiektów latających sterowanych automatycznie. W tym celu zaprezentowano uogólniony model sterowanego obiektu latającego z nałożonymi prawami sterowania traktowanymi jako więzy nieholonomiczne. Jako przykładami posłużono się różnej klasy pociskami raketowymi naprowadzanymi na manewrujące cele.

Niezbędnym elementem każdego systemu sterowania jest realizowany przez niego algorytm naprowadzania. Algorytm taki nakłada więzy na ruch obiektu. Dlatego też niezwykle istotny jest wybór metody

sterowania. W przypadku naprowadzania pocisków raketowych mogą to być znane powszechnie metody dwu lub trójpunktowe [2].

W celu wprowadzenia automatycznego sterowania i nawigacji na współczesnych obiektach, a szczególnie przy zastosowaniu systemów komputerowych, należy przyjąć właściwe modele fizyczne i opracować modele matematyczne opisujące jego własności dynamiczne, wprowadzić odpowiednie prawa sterowania, związki kinematyczne naprowadzania i nawigacji, kinematykę i dynamikę systemu wykonawczego oraz sygnalizację bieżących parametrów położenia i ruchu obiektu lub program zadanej trajektorii z nałożonymi ograniczeniami.

2. Prawa sterowania w postaci ogólnej

Przedstawiono ogólne prawa sterowania obiektów latających jako kinematyczne związki uchybów zadanych i realizowanych parametrów lotu w kanałach: przechylania, pochylania, odchylenia oraz prędkości.

Zadane parametry lotu (z indeksem „z”) są to m.in. parametry lotu ustalonego, z przyjętego systemu naprowadzania obiektu na cel, programu lotu, śledzenia przeszkód terenowych albo osiągnięcia zadanego celu lub stanu lotu.

Prawa sterowania [2, 7, 9].

- w kanale pochylania:

$$T_3^H \dot{\delta}_H + T_2^H \delta_H = K_{x_1}^H (x_1 - x_{1z}) + K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + K_U^H (U - U_{1z}) + K_W^H (W - W_{1z}) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_\theta^H (\theta - \theta_z) + \delta_{H0} \quad (1)$$

- w kanale odchylenia:

$$T_3^V \dot{\delta}_V + T_2^V \delta_V = K_{y_{11}}^V (y_1 - y_{1z}) + K_V^V (V - V_{1z}) + K_P^V (P - P_z) + K_\phi^V (\phi - \phi_z) + K_R^V (R - R_z) + K_\psi^V (\psi - \psi_z) + \delta_{V0} \quad (2)$$

- w kanale przechylania:

$$T_3^L \dot{\delta}_L + T_2^L \delta_L = K_{y_{11}}^L (y_1 - y_{1z}) + K_V^L (V - V_{1z}) + K_W^L (W - W_{1z}) + K_P^L (P - P_z) + K_\phi^L (\phi - \phi_z) + K_R^L (R - R_z) + \delta_{L0} \quad (3)$$

- w kanale prędkości:

$$T_3^T \dot{\delta}_T + T_2^T \delta_T = K_{x_{11}}^T (x_1 - x_{1z}) + K_{z_{11}}^T (z_1 - z_{1z}) + K_U^T (U - U_{1z}) + K_W^T (W - W_{1z}) + K_\theta^T (\theta - \theta_z) + K_Q^T (Q - Q_z) + K_\phi^T (\phi - \phi_z) + K_\psi^T (\psi - \psi_z) + \delta_{T0} \quad (4)$$

gdzie: T_i^j - stałe czasowe;
 K_i^j - współczynniki wzmacnień;
 $\delta_H, \delta_V, \delta_L, \delta_T$ - wychylenia sterów: wysokości δ_H , kierunku δ_V ,
 lotek δ_L oraz dźwigni obrotów silnika δ_T ;
 ϕ, θ, ψ - przechylenia ϕ , pochylenia θ oraz odchylenia ψ (rys. 1);
 x_i, y_i, z_i - położenia obiektu w układzie odniesienia nieruchomym-
 grawitacyjnym (rys. 1);
 P, Q, R - prędkości kątowe: przechylania P , pochylenia Q oraz
 odchylania R (rys. 1);

Do oceny jakości procesu sterowania zastosowano kwadratowy wskaźnik jakości sterowania, uwzględniający wszystkie kanały sterowania ($n = 4$). Wyraża się on następującą zależnością:

$$J = \sum_{i=1}^4 \int_0^{t_k} [y_i(t) - y_{zi}(t)]^2 dt \quad (5)$$

gdzie: $y_{zi}(t)$ - założony przebieg zmiennej; $y_i(t)$ - rzeczywisty przebieg zmiennej.

Wskaźnik w takiej postaci nie jest znormalizowany, zatem nie jest przydatny do oceny procesów przejściowych, gdy wielkości sterowane nie są tego samego rzędu. W takim przypadku należy dokonać normalizacji np. wykorzystując uchyby względne:

$$J = \sum_{i=1}^4 \int_0^{t_k} \left[\frac{y_i(t) - y_{zi}(t)}{y_{i\max}} \right]^2 dt \quad (6)$$

gdzie: $y_{i\max}$ - maksymalny założony zakres zmian wartości i-tej zmiennej stanu lub wartość zadana y_{zi} i-tej zmiennej stanu, gdy jest ona różna od zera.

Należy zauważyć, że zależnie od postawionego zadania i rodzaju obiektu latającego, dokonuje się odpowiedniej redukcji i przystosowania ogólnych praw sterowania.

Wprowadzając do praw sterowania zadane parametry lotu, wynikające z trajektorii zadanej oraz parametry lotu przeciwnika lub laserowej penetracji terenu, uzyskujemy właściwe automatyczne sterowanie obiektu latającego.

Gdy wykorzystujemy metody dwupunktowe (samonaprowadzanie na cel) pocisk naprowadzany jest samoczynnie na podstawie informacji uzyskiwanych na bieżąco przy pomocy własnej aparatury pokładowej. W tym przypadku jako układ podstawowy zostaje przyjęty układ odniesienia $O_R x_R y_R z_R$ związany sztywno z poruszającą się rakieta.

Zgodnie z rys. 1 wzajemne położenie układu własnego rakiety $O_R x_R y_R z_R$ względem układu grawitacyjnego $O_R x_g y_g z_g$ związanego z poruszającym się pociskiem, jednoznacznie określają kąty przechylenia ϕ_R , pochylania θ_R i odchylenia ψ_R . Natomiast położenie ruchomego układu grawitacyjnego względem nieruchomego układu $O_I x_I y_I z_I$ związanego z Ziemią, określa wektor bieżącego położenia rakiety \bar{r}_R , który ma następującą postać:

$$\bar{r}_R = x_{1R} \bar{i}_1 + y_{1R} \bar{j}_1 + z_{1R} \bar{k}_1. \quad (7)$$

Rzeczywista prędkość liniowa rakiety w układzie $O_I x_I y_I z_I$ wyraża się zależnością (rys. 1):

$$\bar{V}_0 = U_{1R} \bar{i}_1 + V_{1R} \bar{j}_1 + W_{1R} \bar{k}_1, \quad (8)$$

gdzie:
$$U_{1R} = \dot{x}_{1R}, \quad V_{1R} = \dot{y}_{1R}, \quad W_{1R} = \dot{z}_{1R}, \quad (9)$$

natomiast w układzie własnym rakiety $O_R x_R y_R z_R$ (rys. 2) ma ona składowe:

$$\bar{V}_0 = U_R \bar{i} + V_R \bar{j} + W_R \bar{k}, \quad (10)$$

przy czym:
$$\begin{bmatrix} U_R \\ V_R \\ W_R \end{bmatrix} = \Lambda_V \begin{bmatrix} \dot{x}_{1R} \\ \dot{y}_{1R} \\ \dot{z}_{1R} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

gdzie macierz transformacji [1, 9, 10, 11]:

$$\Lambda_{\Omega_R} = \begin{bmatrix} \cos\psi_R \cos\theta_R & \sin\psi_R \cos\theta_R & -\sin\theta_R \\ \sin\phi_R \cos\psi_R \sin\theta_R + & \sin\phi_R \sin\psi_R \sin\theta_R + & \sin\phi_R \cos\theta_R \\ -\sin\psi_R \sin\phi_R & +\cos\psi_R \cos\phi_R & \\ \cos\phi_R \cos\psi_R \sin\theta_R + & \cos\phi_R \sin\psi_R \sin\theta_R + & \cos\phi_R \cos\theta_R \\ +\sin\psi_R \sin\phi_R & -\cos\psi_R \sin\phi_R & \end{bmatrix}.$$

Wektor prędkości kątowej ma postać (rys. 1):

$$\bar{\Omega}_0 = P_R \bar{i} + Q_R \bar{j} + R_R \bar{k}, \quad (12)$$

P_R, Q_R, R_R - kątowe prędkości przechylenia, pochylenia i odchylenia.

Składowe P_R, Q_R, R_R chwilowej prędkości kątowej są liniowymi związkami prędkości uogólnionych $\dot{\phi}_R, \dot{\theta}_R, \dot{\psi}_R$ o współczynnikach zależnych od współrzędnych uogólnionych ϕ_R, θ_R, ψ_R :

$$\begin{bmatrix} P_R \\ Q_R \\ R_R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta_R \\ 0 & \cos \phi_R & \sin \phi_R \cos \theta_R \\ 0 & -\sin \phi_R & \cos \phi_R \cos \theta_R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi}_R \\ \dot{\theta}_R \\ \dot{\psi}_R \end{bmatrix}, \quad (13)$$

Dla naprowadzania wiązką kąta natarcia równy jest:

$$\alpha_R = \arctg \frac{W_{1R}}{U_{1R}} - \theta_R, \quad (14)$$

a kąt ślizgu:

$$\beta_R = \arcsin \frac{V_{1R}}{V_0} - \psi_R. \quad (15)$$

Przy samonaprowadzaniu [1] kąt natarcia równa się:

$$\alpha_R = \arctg \frac{W_R}{U_R}, \quad (16)$$

a kąt ślizgu:

$$\beta_R = \arcsin \frac{V_{1R}}{V_0}. \quad (17)$$

4. Parametry zadane – związki kinematyczne między rakieta, wiązką i celem

W przypadku metod trójpunktowych (np. naprowadzania pocisku wiązką prowadzącą) warunkiem trafienia rakiety w cel jest stałe znajdowanie się jej w wiązce. Znaczący to, że stacja radiolokacyjna (punkt O_1 , rys. 1), rakietą (punkt O_R) i cel (punkt O_C) muszą znajdować się na tej samej linii łączącej.

Warunek osiągalności celu jest następujący [4, 8]:

$$V_0 > V_C \frac{\cos \gamma_{Cw}}{\cos \gamma_{Rw}} \quad (18)$$

γ_{Cw} , γ_{Rw} – kąty określające położenie wektora prędkości odpowiednio celu i rakiety względem wiązki;

W trakcie naprowadzania ruch rakiety względem bieguna wiązki prowadzącej scharakteryzowany jest prędkością kątową równą prędkości kątowej wiązki. Prędkości kątowe pochylania i odchyłania wiązki stanowią tym samym wymuszenie dla lotu sterowanej rakiety.

$$\begin{aligned} \dot{\varepsilon}_w &= \frac{V_C}{r_C} \frac{\sin \gamma_{Cw} \cos \eta_{Cw}}{\cos \theta_w}, \\ \dot{\theta}_w &= \frac{V_C}{r_C} \sin \gamma_{Cw} \sin \eta_{Cw}. \end{aligned} \quad (19)$$

Równania położenia wiązki można łatwo wyznaczyć z zależności trygonometrycznych (rys. 1) [2, 8]. Wynikają one z chwilowego położenia celu.

$$\varepsilon_w = \operatorname{arctg} \frac{y_{1C}}{x_{1C}}, \quad \theta_w = \operatorname{arcsin} \frac{-z_{1C}}{r_C}. \quad (20)$$

Parametry zadane w prawach sterowania (1), (4) w tym przypadku są wyprowadzone [3] z kinematyki wiązki prowadzącej, której ruch kulisty zależny jest od manewrów celu w ziemskim układzie odniesienia $O_1x_1y_1z_1$. I tak:

Wektor zadanego położenia rakiety na wiązce względem układu ziemskiego $O_1x_1y_1z_1$ (rys. 1):

$$r_{Rz} = \sqrt{x_{1Rz}^2 + y_{1Rz}^2 + z_{1Rz}^2},$$

gdzie:

$$\begin{aligned} x_{1Rz} &= r_R \cos \varepsilon_w \cos \theta_w, \\ y_{1Rz} &= -r_R \sin \varepsilon_w \cos \theta_w, \\ z_{1Rz} &= -r_R \sin \theta_w. \end{aligned} \quad (21)$$

Wektor zadanej prędkości liniowej rakiety na wiązce przy idealnym naprowadzaniu:

$$\bar{V}_{0z} = U_{1Rz} \bar{i}_1 + V_{1Rz} \bar{j}_1 + W_{1Rz} \bar{k}_1$$

$$\begin{aligned}
 U_{1Rz} &= \dot{r}_R \cos \varepsilon_w \cos \theta_w - 2r_R \dot{\varepsilon}_w \sin \varepsilon_w \cos \theta_w - 2r_R \dot{\theta}_w \cos \varepsilon_w \sin \theta_w, \\
 V_{1Rz} &= -\dot{r}_R \sin \varepsilon_w \cos \theta_w - 2r_R \dot{\varepsilon}_w \cos \varepsilon_w \cos \theta_w + 2r_R \dot{\theta}_w \sin \varepsilon_w \sin \theta_w, \\
 W_{1Rz} &= -\dot{r} \sin \theta_w - 2r_R \dot{\theta}_w \cos \theta_w.
 \end{aligned} \tag{22}$$

Wektor zadanej prędkości kątovej rakiety:

$$\begin{aligned}
 \overline{\Omega}_{0z} &= P_{Rz} \bar{i} + Q_{Rz} \bar{j} + R_{Rz} \bar{k} \\
 P_{Rz} &= \dot{\theta}_w \sin \varepsilon_w \cos \psi_{Rz} \cos \theta_{Rz} + \dot{\theta}_w \cos \varepsilon_w \sin \psi_{Rz} \cos \theta_{Rz} + \dot{\varepsilon}_w \sin \theta_{Rz}, \\
 Q_{Rz} &= \dot{\theta}_w \sin \varepsilon_w (\sin \phi_{Rz} \cos \psi_{Rz} \sin \theta_{Rz} - \sin \psi_{Rz} \cos \theta_{Rz}) + \\
 &+ \dot{\theta}_w \cos \varepsilon_w (\sin \phi_{Rz} \sin \theta_{Rz} \sin \psi_{Rz} + \cos \psi_{Rz} \cos \phi_{Rz}) - \dot{\varepsilon}_w \cos \theta_{Rz} \sin \phi_{Rz}, \\
 R_{Rz} &= \dot{\theta}_w \sin \varepsilon_w (\cos \phi_{Rz} \cos \psi_{Rz} \sin \theta_{Rz} + \sin \psi_{Rz} \sin \phi_{Rz}) + \\
 &+ \dot{\theta}_w \cos \varepsilon_w (\cos \phi_{Rz} \sin \theta_{Rz} \sin \psi_{Rz} - \sin \phi_{Rz} \cos \psi_{Rz}) - \dot{\varepsilon}_w \cos \phi_{Rz} \cos \theta_{Rz}.
 \end{aligned} \tag{23}$$

Kąty aerodynamiczne są zdefiniowane następująco:

- kąt natarcia:

$$\alpha_{Rz} = \frac{mg \cos(\theta_w + \arcsin \frac{r_R \dot{\theta}_w}{V_0})}{\frac{1}{2} \rho S_R V_0^2 \frac{\delta C_x}{\delta \beta} + T_R}, \tag{24}$$

- kąt ślizgu:

$$\beta_{Rz} = \frac{T_R - mg \sin(\theta_w + \arcsin \frac{r_R \dot{\theta}_w}{V_0})}{\frac{1}{2} \rho S_R V_0^2 \frac{\delta C_x}{\delta \beta}}, \tag{25}$$

- kąt pochylania:

$$\theta_{Rz} = \theta_w + \arcsin \frac{r_R \dot{\theta}_w}{V_0} + \frac{mg \cos(\theta_w + \arcsin \frac{r_R \dot{\theta}_w}{V_0})}{\frac{1}{2} \rho S_R V_0^2 \frac{\delta C_z}{\delta \alpha} + T_R}, \tag{26}$$

- kąt odchylenia:

$$\psi_{Rz} = \varepsilon_w + \arcsin \frac{r_R \dot{\varepsilon}_w \cos \theta_w}{V_0} + \frac{T_R - mg \sin(\theta_w + \arcsin \frac{r_R \dot{\theta}_w}{V_0})}{\frac{1}{2} \rho S_R V_0^2 \frac{\delta C_x}{\delta \beta}}. \tag{27}$$

5. Parametry zadane – związki kinematyczne między rakieta ą a celem podczas samonaprowadzania

W metanie naprowadzania dwupunktowego (samonaprowadzanie się na cel) więzami połączony jest bezpośrednio pocisk z celem (rys. 2). Załóźmy, że jest to samonaprowadzanie bierne realizowane „po krzywej pogoni” [1, 2, 8]. W metodzie tej wektor prędkości pocisku skierowany jest stałe w kierunku punktu położenia celu.

Zmiana odległości rakiety od celu \bar{r}_{RC} oraz kąta obserwacji celu $\nu = \theta_R$ w funkcji parametrów ruchu celu i rakiety wyrażona jest w sposób następujący [1, 8]:

$$\dot{r}_{RC} = V_C \cos(\theta_R - \theta_C) - V_0, \quad (28)$$

$$\dot{\nu} = \frac{1}{r_{RC}} V_0 \sin(\theta_R - \theta_C), \quad (29)$$

W czasie, gdy rakieta dąży za celem metodą „po krzywej pogoni”, parametrami zadanymi rakiety są parametry celu i tak [1, 8]:

Składowe zadanego położenia rakiety względem układu grawitacyjnego $O_R x_g y_g z_g$ (rys. 2):

$$\begin{aligned} x_{1z} &= r_{RC} \cos \psi_C \cos \theta_C, \\ y_{1z} &= -r_{RC} \sin \psi_C \cos \theta_C, \\ z_{1z} &= -r_{RC} \sin \theta_C. \end{aligned} \quad (30)$$

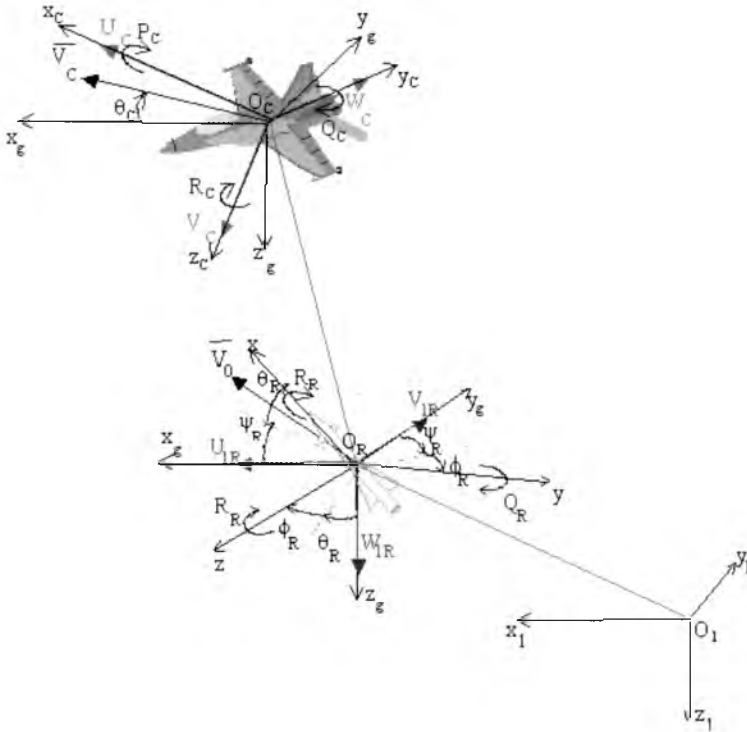
Składowe wektora zadanej prędkości liniowej rakiety w układzie własnym:

$$\begin{aligned} U_{Rz} &= \dot{x}_{1z} \cos \psi_C \cos \theta_C + \dot{y}_{1z} \sin \psi_C \cos \theta_C - \dot{z}_{1z} \sin \theta_C, \\ V_{Rz} &= \dot{x}_{1z} (\sin \phi_C \sin \theta_C \cos \psi_C - \sin \phi_C \sin \psi_C) + \\ &+ \dot{y}_{1z} (\sin \phi_C \sin \theta_C \sin \psi_C + \cos \phi_C \cos \psi_C) + \dot{z}_{1z} \sin \phi_C \cos \theta_C, \\ W_{Rz} &= \dot{x}_{1z} (\cos \phi_C \sin \theta_C \cos \psi_C + \sin \phi_C \sin \psi_C) + \\ &+ \dot{y}_{1z} (\cos \phi_C \sin \theta_C \sin \psi_C - \sin \phi_C \cos \psi_C) + \dot{z}_{1z} \cos \phi_C \cos \theta_C, \end{aligned} \quad (31)$$

Składowe wektora zadanej prędkości kątowej rakiety w układzie własnym:

$$\begin{aligned} Q_{Rz} &= \dot{\theta}_C \cos \theta_C + \dot{\psi}_C \sin \phi_C \cos \theta_C \\ R_{Rz} &= -\dot{\theta}_C \sin \phi_C + \dot{\psi}_C \cos \phi_C \cos \theta_C \end{aligned} \quad (32)$$

Zadane kąty: -pochylenia: $\theta_{Rz} = \theta_C$
 -odchylenia rakiety: $\psi_{Rz} = \psi_C$ (33)



Rys. 2. Parametry lotu rakiety samonaprowadzającej się

6. Ogólne równania ruchu

Dla obiektów latających traktowanych jako mechaniczne układy swobodne o więzach holonomicznych wygodne jest stosowanie równań mechaniki klasycznej. Równania ruchu w układzie względnym wyrowadzono w samolotowym układzie odniesienia O_{xyz} rys. 1 związanym z rakieta [10, 11].

- pochodna pędu Π względem czasu:

$$\frac{\delta \Pi}{\delta t} + \Omega \times \Pi = F \quad (34)$$

- pochodna krętu \mathbf{K}_0 względem czasu:

$$\frac{\delta \mathbf{K}_0}{\delta \mathbf{\alpha}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{K}_0 + \mathbf{V}_0 \times \boldsymbol{\Pi} = \mathbf{M}_0 \quad (35)$$

przy czym
$$\boldsymbol{\Pi} = \mathbf{m} \cdot (\mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_C) \quad (36)$$

W przypadku raket naprowadzanych metodą trójpunktową – wiązką, prawa sterowania potraktowano jako więzy nieholonomiczne, a przy opracowywaniu równań ruchu zastosowano równania mechaniki analitycznej Maggiego [4, 7, 10, 11]. Natomiast dla raket samonaprowadzających się dynamiczne równania ruchu wyprowadzono stosując równania Boltzmanna-Hamela dla układów nieholonomicznych [1, 7].

Równania Maggiego stosowane w niniejszej pracy mają postać ogólną [1, 7, 10, 11]

$$\sum_{\sigma=1}^k C_{i\sigma} \left[\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial q_{\sigma}} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_{\sigma}} \right] = \sum_{\sigma=1}^k C_{i\sigma} Q_{\sigma} \quad (37)$$

i równania więzów w postaci:

$$q_{\sigma} = \sum_{i=1}^l C_{i\sigma} e_i + C_{\sigma} \quad (38)$$

stąd
$$C_{i\sigma} = \frac{\partial q_{\sigma}}{\partial e_i} \quad (39)$$

dla $\sigma = 1, 2, \dots, k$ oraz $i = 1, 2, \dots, l$

gdzie:

- k - liczba niezależnych współrzędnych uogólnionych,
- l - liczba niezależnych prędkości uogólnionych, ($l = k - b$),
- b - ilość równań więzów nieholonomicznych,
- q_{σ} - współrzędne uogólnione,
- T - kinetyczna energia układu wyznaczona w quasiprędkościach,
- Q_{σ} - siły uogólnione wyznaczone w quasiprędkościach,
- $C_{i\sigma}$ - współczynniki równań Maggi.

Równania Boltzmanna-Hamela dla układów o więzach nieholonomicznych w względnym układzie odniesienia są uogólnionymi równaniami Lagrange'a II rodzaju i mają postać:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T^*}{\partial \omega_{\mu}} - \frac{\partial T^*}{\partial \pi_{\mu}} + \sum_{r=1}^k \sum_{\alpha=1}^k \gamma_{\mu\alpha}^r \frac{\partial T^*}{\partial \omega_r} \omega_{\alpha} = Q_{\mu}^* \quad (40)$$

gdzie: $\alpha, \mu, r = 1, 2, \dots, k$; k – liczba stopni swobody,

ω_μ - quasiprędkości,
 T^* - energia kinetyczna w quasiprędkościach,
 π_μ - quasiwspółrzędne,
 Q_μ^* - siły uogólnione,
 $\gamma_{\alpha\mu}^r$ - trójwskaznikowe mnożniki Boltzmanna, przy czym
 określone następującą zależnością:

$$\gamma_{\alpha\mu}^r = \sum_{\delta=1}^k \sum_{\lambda=1}^k \left(\frac{\partial a_{r\delta}}{\partial q_\lambda} - \frac{\partial a_{r\lambda}}{\partial q_\delta} \right) b_{\delta\mu} b_{\lambda\alpha} \quad (41)$$

Związki między quasiprędkościami i prędkościami uogólnionymi mają postać:

$$\omega_\delta = \sum_{\alpha=1}^k a_{\delta\alpha} \dot{q}_\alpha, \quad \dot{q}_\delta = \sum_{\mu=1}^k b_{\delta\mu} \omega_\mu \quad (42)$$

gdzie: \dot{q}_δ - prędkości uogólnione,

$a_{\delta\alpha} = a_{\delta\alpha}(q_1, q_2, \dots, q_k)$ - są to współczynniki będące funkcjami współrzędnych uogólnionych,

q_k - współrzędne uogólnione,

$b_{\delta\alpha} = b_{\delta\alpha}(q_1, q_2, \dots, q_k)$ - są to współczynniki będące funkcjami współrzędnych uogólnionych, przy czym istnieje następująca zależność macierzowa: $[a_{\delta\mu}] = [b_{\delta\mu}]^{-1}$.

Jeżeli na układ nałożone są więzy kinematyczne niecałkowalne, to układ jest nieholonomiczny. Gdy te więzy mają postać:

$$\sum_{\lambda=1}^k a_{l+\beta} \dot{q}_\lambda = 0 \quad (\beta = 1, 2, \dots, k-1) \quad (43)$$

W przypadku zastosowania dla układu o więzach holonomicznych równania uzyskane zależności (40)-(43) są równoważne z równaniami uzyskanymi z (34)-(36) [6].

7. Przykłady zastosowania praw sterowania w naprowadzaniu pocisków raketowych

7.1. Pocisk powietrze-woda samonaprowadzający się na okręt

Został opracowany [6] model dynamiki pocisku Harpoon, który jest zunifikowanym typem pocisku dla marynarki wojennej i sił powie-

trzynych. Do badań posłużyła wersja pocisku Harpoon AGM-84 wyrzucana z samolotu [6].

Dynamikę pocisku rozpatrujemy w układzie odniesienia Oxyz związanym bezpośrednio z poruszającym się obiektem.

Ogólne równania dynamiki wyznaczono przy pomocy równań mechaniki klasycznej (34)-(36).

Automatyczne sterowanie pociskiem realizowane jest w trzech kanałach: pochylania przez wychylenie steru wysokości, odchylenia przez wychylenie steru kierunku i prędkości pochodzące od ciągu silnika. Określają one związki między wychyleniami sterów wysokości, kierunku i wektorem ciągu, a bieżącymi parametrami opisującymi zachowanie się pocisku (bez indeksu) i parametrami zadanymi (z indeksem „z”), które wynikają z przyjętej metody naprowadzania [6] (rys. 4). Wystąpienie różnic między parametrami realizowanymi i zadanymi wyznacza wychylenia sterów, co z kolei powoduje zmianę sił sterujących i powrót pocisku na zadany tor.

Ogólne prawa sterowania (1)-(4) zostały uproszczone do następującej postaci:

- prawo sterowania w kanale pochylania:

$$T_1^H \dot{\delta}_H + \delta_H = K_{z_1}^H (h - h_{zad}) + K_Q^H (Q - Q_{zad}) + \delta_{H0} \quad (44)$$

- prawo sterowania w kanale odchylenia:

$$T_1^H \dot{\delta}_V + \delta_V = K_{y_1}^V (y - y_z) + K_R^V (R - R_z) + \delta_{V0} \quad (45)$$

- prawo sterowania w kanale prędkości:

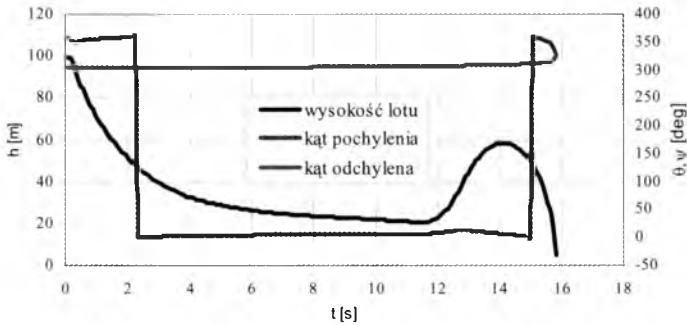
$$T_1^T \dot{\delta}_T + \delta_T = K_V^T (V - V_{zad}) + \delta_{T0} \quad (46)$$



Rys. 4. Naprowadzanie pocisku Harpoon na zadany cel

Symulację numeryczną przeprowadzono dla pocisku AGM-84D odpalanego z samolotu naprowadzanego na okręt poruszający się ruchem prostoliniowym. Charakterystyczna jest zmiana wysokości zgodna ze strategią naprowadzania pocisku (rys. 4), która polega na tym, że lot w czasie naprowadzania odbywa się tuż nad poziomem morza i dopiero w ostatniej fazie pocisk wykonuje manewr pionowy utrudniający działania obronne i zwiększający zdolność penetracyjną pocisku [6].

Na przykładowym wykresie przedstawiono zmiany kątów pochylenia i odchylenia pocisku oraz wysokość jego lotu w czasie naprowadzania.



Rys. 5. Przebiegi zmian wysokości lotu $h(t)$ oraz kątów pochylenia $\theta(t)$ i odchylenia $\psi(t)$ pocisku w czasie lotu

7.2. Rakieta samonaprowadzająca się po krzywej pogoni na manewrującej przestrzennie cel

Rozpatrzono lot sterowanej rakiety powietrze-powietrze klasy „Sidewinder” samonaprowadzającej się po krzywej pogoni na manewrujący cel (rys. 6) [1, 3, 7]. Rakieta sterowana jest w kanale odchylenia ψ i kanale pochylenia θ przez wychylenia sterów δ_H i δ_V . W kanale przechylenia ϕ rakieta jest stabilizowana samoczynnie układem girolotek natomiast w kanale prędkości sterowanie nie występuje.

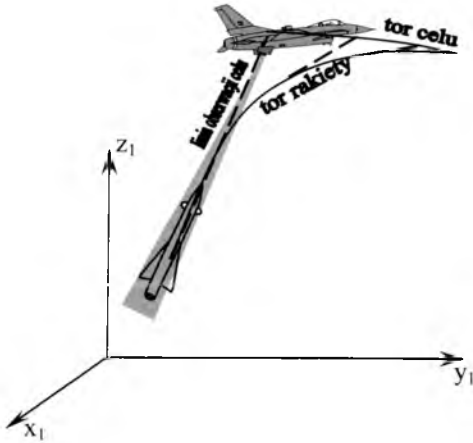
Prawa sterowania (1), (2) po zmodyfikowaniu przyjęto w postaci:

- w kanale pochylenia:

$$\delta_H = K_z^H (h_R - h_z) + K_W^H (W_R - W_z) + K_Q^H (Q_R - Q_z) + K_\theta^H (\theta_R - \theta_z) + \delta_{H0} \quad (47)$$

- w kanale odchylenia:

$$\delta_V = K_y^V (y_{1R} - y_{1z}) + K_W^V (W - W_z) + K_R^V (R_R - R_z) + K_\psi^V (\psi_R - \psi_z) + \delta_{V0} \quad (48)$$



Rys. 6. Naprowadzanie rakiety po krzywej pogoni

Parametry kinematyczne i geometryczne w prawach sterowania (47), (48) przedstawiono na rys. 2 oraz we wzorach (10)-(13) i (28)-(33).

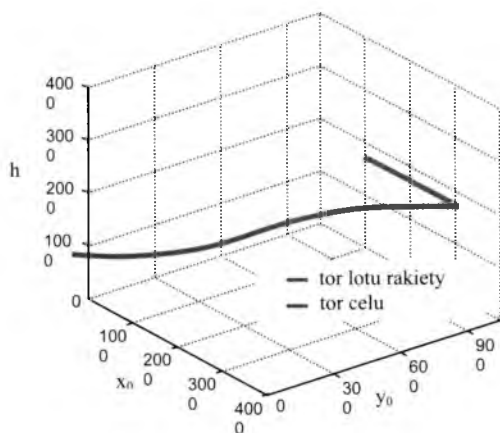
Prawa sterowania (47), (48) potraktowano jako więzy nieholonomiczne nałożone na sterowaną rakietę. Równania ruchu wyprowadzono stosując równania Boltzmanna-Hamela dla układów nieholonomicznych (40)-(43).

Przykładową symulację numeryczną przeprowadzono dla rakiety testowej klasy „Sidewinder”. Obliczono charakterystyki aerodynamiczne i sprawdzono na przykładzie rakiety niesterowalnej. Stosując kwadratowe kryterium jakości (5) i (6) wyznaczono współczynniki wzmocnienia w równaniach stanowiących prawa sterowania (47), (38), które mają następujące wartości:

$$K_{\theta}^H = -0,84 \quad K_W^H = -0,00005 \quad K_z^H = 0,00032 \quad K_Q^H = 0,0$$

$$K_{\psi}^V = 0,24 \quad K_W^V = -0,0002 \quad K_U^V = 0,0001 \quad K_v^V = 0,00014 \quad K_R^V = 0,0$$

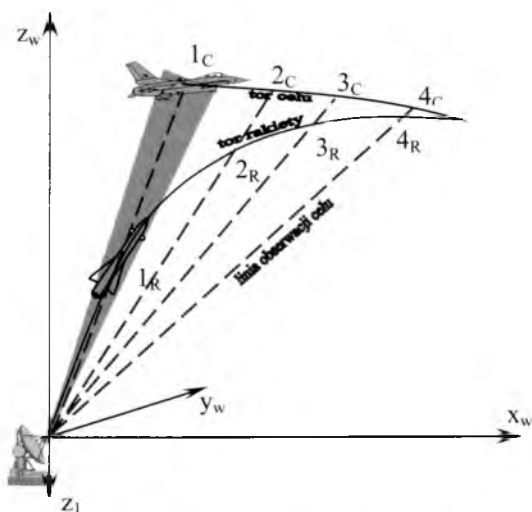
Wybrane wyniki symulacji numerycznej przedstawiono graficznie na rys. 7, gdzie pokazano trajektorię lotu samolotu i samonaprowadzającej się na niego rakiety. Rakieta osiąga manewrujący cel.



Rys. 7. Realizacja naprowadzania rakiety na manewrujący cel

7.3. Rakieta ziemia-powietrze naprowadzana wiązką

Podano uproszczony przypadek naprowadzania wiązką (rys. 8) rakiety ziemia-powietrze klasy „Roland”. Parametry zadane w prawach sterowania są wyprowadzone [3, 4, 7] z kinematyki wiązki (19)-(20), której ruch kulisty zależy od manewrów celu.



Rys. 8. Naprowadzanie rakiety metodą wiązki prowadzącej

Dynamiczne równania ruchu, jak i związki kinematyczne lotu rakiety są zgodne z modelem matematycznym opisanym równaniami (37)-(39), (7)-(9), (12)-(15), (21)-(27).

Ponieważ rakieta sterowana jest w kanale odchylenia ψ i kanale pochylania θ przez wychylenia sterów δ_H i δ_V prawa sterowania (1), (2) zmodyfikowano do następującej formy:

- w kanale pochylania:

$$\delta_H = K_z^H (h_R - h_z) + K_W^H (W_R - W_z) + K_Q^H (Q_R - Q_z) + K_\theta^H (\theta_R - \theta_z) + \delta_{H0} \quad (49)$$

- w kanale odchylenia:

$$\begin{aligned} \delta_V = & K_y^V (y_{1R} - y_{1z}) + K_V^V (V - V_{1z}) + K_P^V (P_R - P_z) + K_R^V (R_R - R_z) + \\ & + K_\phi^V (\phi_R - \phi_z) + K_\psi^V (\psi_R - \psi_z) + \delta_{V0} \end{aligned} \quad (50)$$

W kanale przechylenia ϕ rakieta jest stabilizowana samoczynnie girołotkami, natomiast w kanale prędkości sterowanie nie występuje – zredukowano prawo sterowania (3) i (4). Parametry kinematyczne i geometryczne w prawach sterowania (49), (50) przedstawiono na rys. 1 oraz we wzorach (7)-(9), (12)-(13), (21)-(27).

Przedstawiono symulację numeryczną naprowadzania rakiety na lecący samolot. Równania ruchu rakiety wyprowadzono stosując równania Maggiego dla układów o więzach nieholonomicznych (37)-(39). Współczynniki wzmocnienia wyznaczono stosując poprzednie kryterium całkowe (5) i (6) tak, że posiadają one następujące wartości:

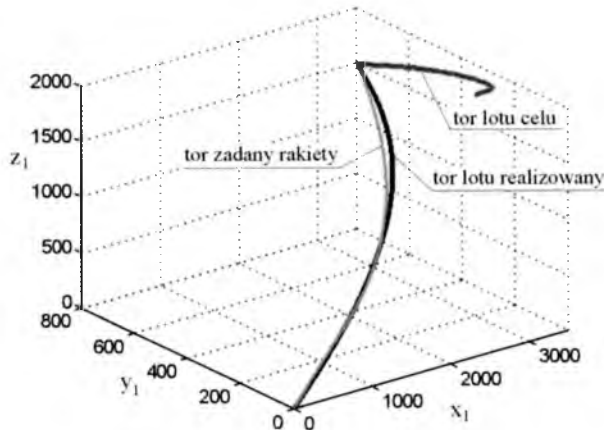
$$K_x^H = 0,0002 \quad K_z^H = -0,00029 \quad K_U^H = 0,0007 \quad K_W^H = 0,00011$$

$$K_Q^H = -1,36 \quad K_\theta^H = -4,3$$

$$K_x^V = 0,0001 \quad K_y^V = 0,00007 \quad K_U^V = 0,0001 \quad K_x^V = -0,00054$$

$$K_R^V = 1,1 \quad K_\psi^V = -0,074$$

Wybrane przykładowo wyniki symulacji przedstawione zostały na rys. 9. Pokazują one skuteczność tego sposobu sterowania rakiety przy trójpunktowej metodzie naprowadzania.



Rys. 9. Rzeczywista i zadana trajektoria lotu rakiety

6. Wnioski

W przedstawionej pracy pokazano skuteczność zastosowanego uogólnionego modelu sterowanego obiektu latającego z nałożonymi prawami sterowania jako związkami kinematycznymi uchybów stanowiących różnicę między parametrami zadanymi, a realizowanymi. Przedstawione prawa sterowania można z powodzeniem stosować przy rozpatrywaniu ruchu różnego rodzaju obiektów latających: tak obiektów bezzałogowych, a więc np. pocisków raketowych, czy torped, jak i samolotów, czy śmigłowców.

Zależnie od postawionego zadania i rodzaju obiektu latającego dokonuje się odpowiedniej redukcji i przystosowania praw sterowania.

Zalety przedstawionego ujęcia silnie uwidaczniają się w przypadku obiektów z nałożonymi więzami nieholonomicznymi. Na podkreślenie zasługuje jednakowa skuteczność przedstawionej metody, poparta przykładami badania wybranych obiektów testowych.

Bibliografia

1. Al-Azab T., Maryniak J., *Zastosowanie praw sterowania jako więzów nieholonomicznych w dynamice lotu samonaprowadzającej się rakiety na samolot-cel*, Mechanika w Lotnictwie ML-VI, PTMTS Warszawa, 1994
2. Derek A., *Systemy sterowania rakiet*, cz. I, WAT, Warszawa, 1979

3. Ładyżyńska-Kozdraś E., *Prawa sterowania obiektów w ruchu przestrzennym jako uchyby między parametrami realizowanymi i zadanymi – proste i skuteczne zastosowania przy naprowadzaniu rakiet*, Naukowe Aspekty Bezpilotowych Aparatów Latających, Zeszyty Naukowe Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 2006
4. Ładyżyńska-Kozdraś E., Wolski K., Maryniak J., Sibilski K., *Modeling of Motion of an Automatically Controlled Beam-Riding Guided Missile in Terms of the Maggi Equations*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, San Francisco, 2005
5. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Modelowanie fizyczne i matematyczne naddźwiękowej rakiety przeciwpancernej klasy „KSENON” naprowadzanej wiązką*, Nowe Aspekty Techniki Uzbrojenia, V Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa, 2004
6. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., Dziubiński, *Modelowanie i symulacja naprowadzania sterowanej rakiety typu „Harpun” na manewrujący okręt*, Automatykacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności, Gdynia, 2003
7. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Modelowanie matematyczne naprowadzania rakiet przeciwlotniczych na manewrujące cele*, Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej, zbiór prac V Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej „CRAAS”, Tarnów-Zakopane, 2003
8. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Dobór zadanych parametrów sterowania w ostatniej fazie lotu rakiety – samonaprowadzania się na manewrujący cel*, IV Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa "Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia", Waplewo, 2002
9. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Deptuła R., Cichoń M. *Prawa sterowania jako kinematyczne związki uchybów zadanych i realizowanych parametrów lotu wybranych obiektów testowych*, Materiały IV Konferencji PTMTS „Nowe kierunki rozwoju mechaniki”, Wisła, 2003
10. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Wydawnictwa Naukowe Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1975
11. *Mechanika techniczna, II, Dynamika układów mechanicznych* pod redakcją Nizioła J., Maryniak J. – część V *Dynamika lotu*, str. 363-472, Komitet Mechaniki PAN, IPPT PAN, Warszawa, 2005

THE CONTROL LAWS HAVING A FORM OF KINEMATIC RELATIONS BETWEEN DEVIATIONS IN AUTOMATIC CONTROL OF A FLYING OBJECT

The control process consisting in making the considered object to behave in a specified way can be performed in terms of examination of differences between the specified and current values of the co-ordinate. The value of this very difference, after adequate amplification and processing causes the deviation fall down to zero.

The paper presents sample applications of control laws considered as deviations between the specified and current values, respectively, of the parameters during the process of control and guidance of flying objects.

A relatively simple method for automatic control has been presented based on introducing the control laws into a general model of a flying object.

Pracę zrealizowano w ramach Grantu KBN O-TOOB 013 25

OPTIMALIZACJA UKŁADU POWIERZCHNI NOŚNYCH SAMOLOTU ZE SKRZYDŁEM SMUKŁYM I NIEKONWENCJONALNYM USTERZENIEM PIONOWYM

ŁUKASZ MAZURKIEWICZ

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

Proponowana wstępna konfiguracja samolotu przeznaczonego do operowania na dużych kątach natarcia z niekonwencjonalnym usterzeniem pionowym prezentowana była na XI Ogólnopolskiej / II Międzynarodowej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” w roku 2004. W bieżącej pracy zaprezentowane są wyniki analiz obliczeniowych i tunelowych, a także etapy optymalizacji układu oraz przedstawione zostaną problemy związane z realizacją idei.

1. Wstęp

Podczas XI Ogólnopolskiej / II Międzynarodowej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” w roku 2004 zaprezentowane zostały wyniki wstępnych badań i analiz konfiguracji samolotu z niekonwencjonalnym usterzeniem pionowym. Celem rozważań jest uzyskanie układu zapewniającego właściwe charakterystyki aerodynamiczne poprzeczne, kierunkowe i podłużne w zakresie dużych kątów natarcia przy jednoczesnym zmaksymalizowaniu doskonałości w warunkach przelotowych oraz wyeliminowaniu niekorzystnych zjawisk zachodzących na klasycznych układach z pojedynczym lub podwójnym usterzeniem pionowym. Stateczność kierunkową zapewnić mają odpowiednio zaprojektowany kadłub oraz stosunkowo niewielkie powierzchnie o dużym skosie umieszczone na spodniej stronie skrzydła. Ich względny

kąt skosu zmniejsza się wraz ze wzrostem kąta natarcia, co powinno prowadzić do wzrostu ich skuteczności.

Podczas projektowania wstępnego nie dysponuje się pełnym opisem charakterystyk aerodynamicznych i dynamicznych obiektu. Zakłada się pewne uproszczenia i uogólnienia, które wraz z postępem prac ulegają uściśleniu. Dla konfiguracji wysokomanewrowych szczególne znaczenie mają charakterystyki poprzeczne i kierunkowe. Dąży się, aby samolot był stateczny poprzecznie i kierunkowo w całym zakresie kątów natarcia. Oczywiście jest, że na tym etapie nie możliwe jest przeprowadzenie pełnej dynamicznej analizy stateczności. Jako uproszczoną miarę stateczności, na tym etapie projektowania, przyjmuje się wartości kluczowych pochodnych aerodynamicznych: $C_{l\beta}$ (pochodnej momentu przechylającego po kącie ślizgu), $C_{n\beta}$ (pochodnej momentu odchylającego po kącie ślizgu) oraz przebieg współczynnika C_m momentu pochylającego. Zgodnie z przyjętą nomenklaturą wartości pochodnych wskazują na stateczność samolotu, gdy $C_{n\beta}$ przyjmuje wartości dodatnie, $C_{l\beta}$ – ujemne.

Pierwotnie analizie poddano trzy geometrie skrzydeł z pionowymi powierzchniami skierowanymi do dołu na końcówce skrzydła. Kąt skosu krawędzi natarcia końcówek wynosił 60° . Dla wszystkich geometrii zastosowano ten sam kadłub i usterzenie poziome o ujemnym wzniosie, mającym na celu niewielkie zmniejszenie stateczności poprzecznej i zwiększenie kierunkowej. Po badaniach w tunelu aerodynamicznym oraz wstępnych analizach obliczeniowych metodą siatki wirowej do dalszych analiz jako najbardziej perspektywiczny wybrano układ o wydłużeniu około 1,8, kącie skosu krawędzi natarcia wewnętrznej części skrzydła 70° i zewnętrznej 50° . Geometria ta charakteryzowała się najlepszą charakterystyką współczynnika momentu pochylającego.

2. Modyfikacje

Po wstępnych analizach nastąpił cykl modyfikacji układu. Prowadzone były one na podstawie pomiarów charakterystyk aerodynamicznych, wizualizacji oraz obliczeń numerycznych prowadzonych równoległe do badań laboratoryjnych.

Konfiguracja I – układ wyjściowy, średniopłat, kadłub w postaci walca o zaostrowym nosku, usterzenie poziome o ujemnym 10° wzniosie, usterzenie pionowe na końcach skrzydeł jak w opisie powyżej.

Modyfikacja I – Konfiguracja II – zmiana kadłuba na smuklejszy, dodanie pasma na nosku kadłuba w celu wygenerowania wirów przed środkiem ciężkości samolotu, zmiana kąta skosu krawędzi natarcia powierzchni pionowych na 55° oraz powiększenie powierzchni usterzenia poziomego dla poprawy charakterystyk podłużnych. Przeprowadzone badania tunelowe i wizualizacje układu pozwoliły stwierdzić, że:

- układ wirów pasmowych niekorzystnie oddziaływał z usterzeniem i kadłubem. Wiry przebiegające w pobliżu tylnej części kadłuba generowały siły o zwrocie odstateczniającym. Ponadto przebiegając bezpośrednio nad usterzeniem poziomym po stronie nawierzchni w ślizgu, przy jego ujemnym wzniosie, dodawały składową poziomą również o niekorzystnym zwrocie,
- wiry z pasm noskowych prawidłowo oddziaływały z przednią częścią kadłuba,
- powierzchnie boczne znajdowały się w opływie pod bardzo dużym kątem natarcia, wywołanym silnym przepływem poprzecznym na spodniej stronie płata. Na skutek oderwania opływu siła boczna, była praktycznie stała wraz ze wzrostem kąta ślizgu, zgodnie z charakterystyką profilu cienkiego.

Modyfikacja II – Konfiguracja III – zmiana kąta wzniosu usterzenia poziomego z ujemnego na zerowe poprawiła nieznacznie charakterystyki poprzeczne, zwiększyły się siły działające na usterzenie. Charakterystyki kierunkowe jednak pozostawały niezadowolające.

Modyfikacja III – Konfiguracja IV – (rys. 1.) zmiana kąta zaklino-
wania skrzydła przeprowadzona tak, aby wyeliminować niekorzystne oddziaływanie wirów generowanych na krawędzi natarcia skrzydła z tylną częścią kadłuba oraz aby zwiększyć separację z usterzeniem poziomym. Przeprowadzone badania wykazały, że przebieg współczynnika momentu pochylającego C_{mSA} (względem środka aerodynamicznego) jest praktycznie stały w całym badanym zakresie kątów natarcia. Przebieg pochodnej momentu odchylającego względem kąta ślizgu jest dodatni w całym zakresie badanych kątów.

Wyżej wymienione modyfikacje omówione zostały w 2004 r [6].



Rys. 1. Konfiguracja IV (SMC IV)

Modyfikacja IV – Konfiguracja V – zmiana położenia usterzenia pionowego z końca skrzydła na spodnią powierzchnię, gdzie przepływ poprzeczny jest mniej intensywny niż na końcówkach. Jednocześnie po przeprowadzeniu wizualizacji usterzenie zostało ustawione pod innym kątem zaklinowania, aby lepiej dopasować układ do opływu, zapobiec intensywnemu oderwaniu i zwiększyć jego skuteczność. Została przeprowadzona również modyfikacja geometrii usterzenia pionowego poprzez zwiększenie skosu w części przyskrzydłowej (pasmo) mającej zadanie generowania wiru zwiększającego podciśnienia po stronie zawietrznej w ślizgu bocznym i stabilizującego przepływ.

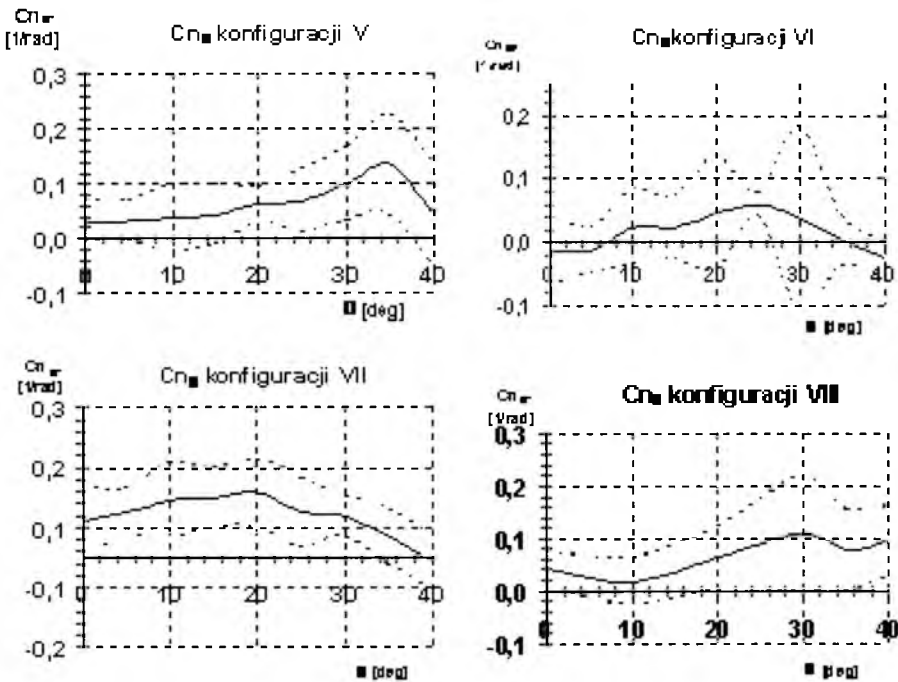
Pomiary przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym wykazały poprawne charakterystyki pochodnych $C_{n\beta}$ (dodatnia) i $C_{l\beta}$ (ujemna) w całym zakresie zmierzonych kątów natarcia tj. od 0 do 40°. Warto podkreślić, że dla klasycznych układów krytycznymi są kąty rzędu 30÷35°, przy których ww. pochodne aerodynamiczne często zmieniają znak na przeciwny, wskazując tendencje odstateczniające.



Rys. 2. Konfiguracja V (SMC V).

Modyfikacja V – Konfiguracja VI – przeprowadzono próby z innymi pasmami nosowymi, inną geometrią kadłuba. Dodatkowo zmodyfikowano nieznacznie kąt zaklinowania usterzenia pionowego i zmieniono kąt wzniosu zewnętrznej części skrzydeł na ujemny.

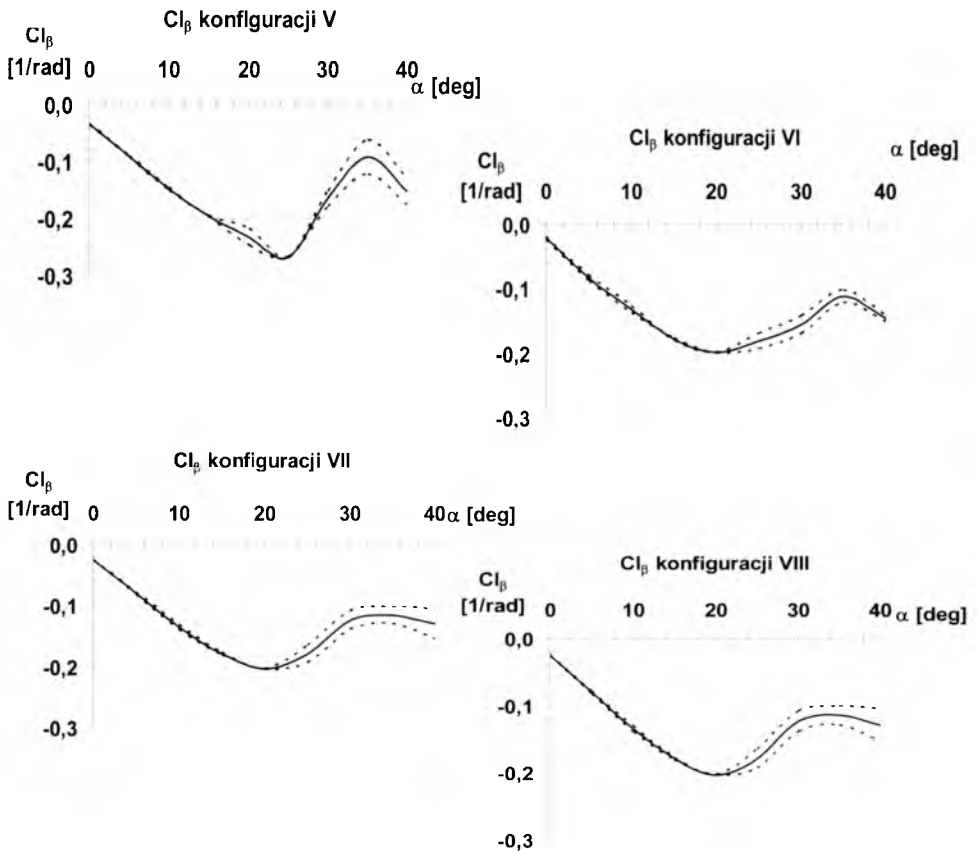
W **Modyfikacji VI** dodano „płetwy” na tylnej, dolnej stronie kadłuba. Charakterystyki tej i poprzedniej konfiguracji wskazują na bardzo dużą czułość układu na zmiany geometrii kadłuba, zwłaszcza części noskowej, generującej układ wirów na dużych kątach natarcia.



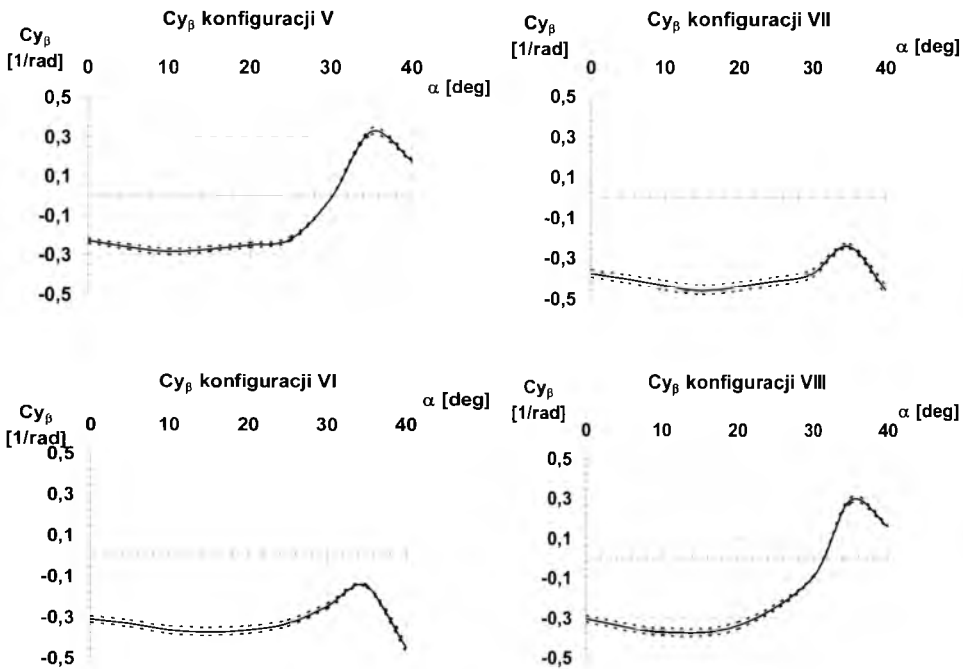
Rys. 3. Pochodne C_{n_β} konfiguracji od V do VIII

Modyfikacja VII – Konfiguracja VIII – powrót do poprzedniej geometrii kadłuba z zachowaniem modyfikacji skrzydeł wprowadzonych w Konfiguracji VI i VII. Charakterystyki aerodynamiczne tej konfiguracji wydają się być na tyle poprawne, że posłużyła ona jako układ wyjściowy do ostatecznej optymalizacji geometrii samolotu.

Przebieg współczynnika momentu podłużnego względem środka aerodynamicznego C_{mSA} jest praktycznie stały w całym zakresie kątów natarcia, nie występuje typowa dla samolotów ze skrzydłem smukłym tendencja do samoczynnego zwiększania kąta natarcia. Pochodne momentów odchylającego $C_{n\beta}$ i przechylającego $C_{l\beta}$ względem kąta ślizgu również przyjmują poprawne wartości.



Rys. 4. Pochodne $C_{l\beta}$ konfiguracji od V do VIII.



Rys. 5. Pochodna $C_{y\beta}$ konfiguracji od V do VIII

3. Optymalizacja ostatecznej konfiguracji

3.1. Optymalizacja skrzydła

Badane konfiguracje samolotu miały na celu sprawdzenie słuszności idei, wykonane były możliwe najprościej. Skrzydło o profilu cieniej, zaostrej płaskiej płytki błyskawicznie generuje oderwanie na krawędzi natarcia. Powstające wiry znacząco zwiększają siłę nośną układu, jednakże powodują gwałtowny wzrost oporu. Podobnie na kadłubie wykonanym z zaostrego walca wraz z pasmami noskowymi do oderwania i wirów zwiększających opór dochodzi bardzo szybko. Silne układy wirowe potrzebne są do uzyskania dużych sił podczas manewrów samolotu, w warunkach przelotowych konstrukcję powinna natomiast cechować maksymalna doskonałość aerodynamiczna.

Jako punkt konstrukcyjny przyjęto wartość $C_{Ldes} = 0,25$, dla kąta natarcia $\alpha = 2,5^\circ$. Skrzydło po niewielkich modyfikacjach obrysu cechuje

się wydłużeniem geometrycznym $\Lambda = 1,94$. Zadaniem, które postawiono jest uzyskanie takiej geometrii przede wszystkim skrzydła, które zapewni maksymalną doskonałość dla warunków przelotowych (minimalizacja oporu indukowanego i wyważenia dla założonego C_{Ldes} i C_{m0}). Obliczenia realizowano m. in. w oparciu o program VLM-KK i KK-Aero autorstwa dr inż. Krzysztofa Kubryńskiego.

Optymalizacja została zrealizowana w następujący etapach [4]:

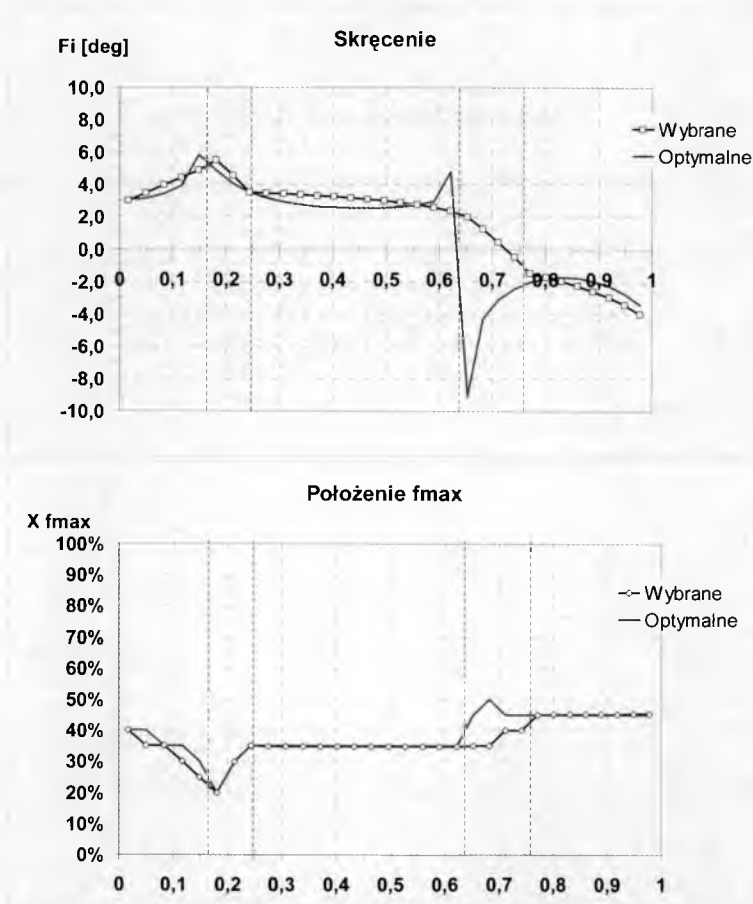
- ustalenie wymagań i przyjęcie podstawowego rozkładu grubości. Jako wyjściowy przyjęto 6% profil symetryczny NACA64A006.
- założenie rozkładu obciążenia wzdłuż cięciwy na charakterystycznych przekrojach skrzydła i powierzchniach pionowych.
- obliczenie rozkładu ciśnień na skrzydle o pierwotnie założonej geometrii, zerowym kącie natarcia i płaskiej szkieletowej (rozwiązanie zagadnienia symetrycznego)
- obliczenie wymaganego rozkładu obciążenia, które dopełnia wyżej obliczone rozkłady ciśnienia do obciążeń dopuszczalnych (*roof top*),
- obliczenie geometrii powierzchni szkieletowej skrzydła realizującej wymagane rozkłady obciążenia (rozwiązanie zagadnienia antysymetrycznego),
- uproszczenie uzyskanej powierzchni szkieletowej przez przyjęcie charakterystycznych przekrojów z określeniem ich szkieletowych i powierzchni prostokątnej między nimi (rys. 6 i 7),
- obliczenie profili w ustalonych przekrojach przez złożenie grubości i linii szkieletowych (rys. 8 i 9),
- obliczenie rozkładu ciśnień i charakterystyk i porównanie ich z wymaganymi, ewentualne modyfikacje geometrii.

Przyjęcie płaskiego rozkładu obciążenia „roof top” wzdłuż cięciwy zapewnia „bezudarowy” napływ strug powietrza i zabezpiecza przed oderwaniem na profilu. Od rozciągłości półki obciążenia wzdłuż cięciwy zależy w znacznej mierze wartość C_{m0} . W zależności od przyjętego rozkładu maksymalna możliwa do uzyskania doskonałość układu jest różna, ze względu na zmieniający się opór wyważenia. Dokonano kilkunastu analiz porównawczych z przeróżnymi obciążeniami wzdłuż

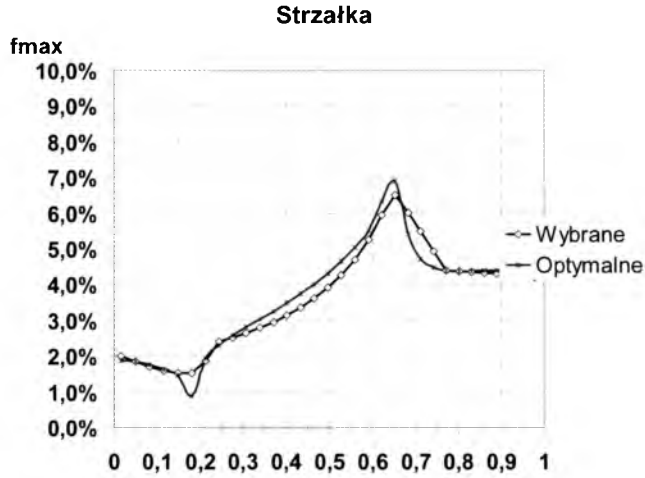
cięciwy dla charakterystycznych przekrojów skrzydła, z których wybrano wariant o najlepszych parametrach.

Stosunek wydłużenia efektywnego do wydłużenia geometrycznego Λ_{ef}/Λ układu z geometrią „płaskiej płytki” wynosi około 0,9. Po optymalizacji analizując obliczeniowo maksymalna wartość powyższego współczynnika wzrosła do 1,059. Większe wydłużenie efektywne od geometrycznego wynika z niepłaskiej, przestrzennej geometrii skrzydła.

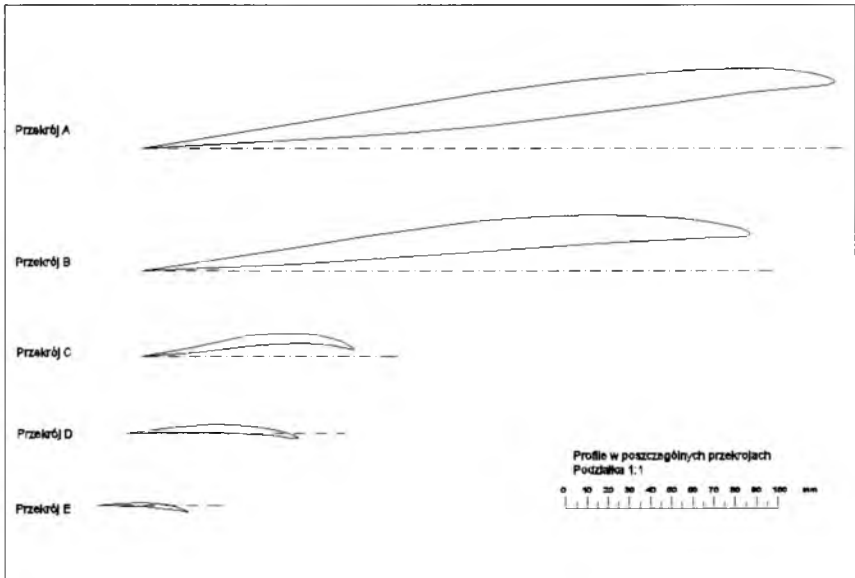
Po zaprojektowaniu optymalnego skrzydła w celu weryfikacji obliczeniowej charakterystyki układu skrzydło-usterzenie metodami panelowymi.



Rys. 6. Skręcenie i położenie maksymalnego wygięcia szkieletowej optymalne i zaprojektowane dla skrzydła



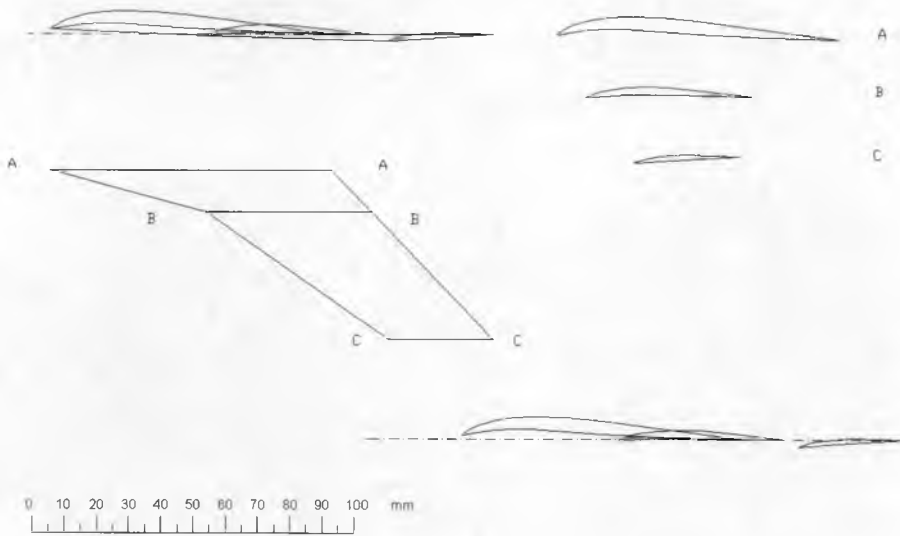
Rys. 7. Maksymalna strzałka szkieletowej dla zaprojektowanego skrzydła



Rys. 8. Profile w poszczególnych przekrojach skrzydła

Analogicznie przeprowadzono optymalizację dla większej wartości C_{Ldes} i kąta natarcia. Z odpowiedniego zestawienia geometrii szkieletowych zaprojektowano klapy przednie (położenie, % lokalnej cięciwy

skrzydła i kąt wychylenia), mające na celu zwiększenie optymalnego zakresu użytkowego. Ponadto wychylenie klap przednich korzystnie powinno wpłynąć na charakterystyki kierunkowe [3, 7, 23].

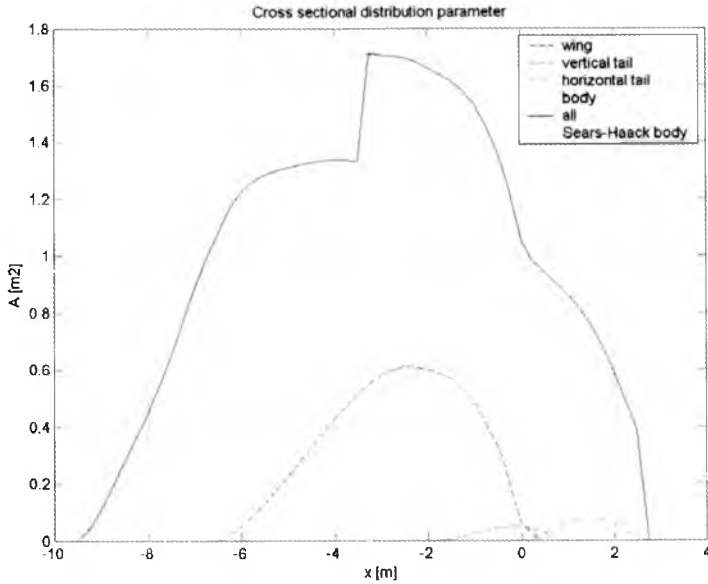


Rys. 9. Geometria usterzenia pionowego

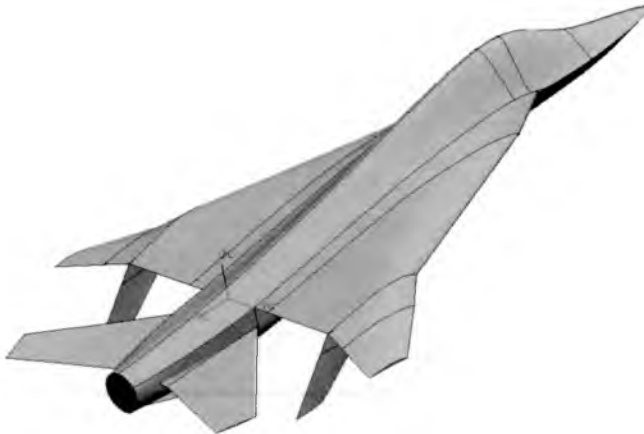
3.2. Projektowanie kadłuba

Dla warunków projektowych wyliczono układ linii prądu wokół skrzydła i usterzenia. Geometria kadłuba została zaprojektowana zgodnie z liniami prądu tak, aby nie dopuścić do oderwania opływu dla danego kąta natarcia i współczynnika siły nośnej. Aby zapewnić możliwe minimum oporu interferencyjnego uwzględniono „regułę pół” (rys. 10) Geometria noska kadłuba została zaprojektowana w taki sposób, by generować układ stabilnych wirów podczas lotu na dużych kątach natarcia, z jednoznacznie określonym punktem oderwania. W ślizgu bocznym układ wirów jest wyraźnie niesymetryczny, wir od strony nawietrznej przebiega bezpośrednio przy kadłubie, zwiększając podciśnienia po tej stronie, natomiast wir od strony zawietrznej oddala się od kadłuba. Na części nosowej kadłuba powstaje wypadkowa siła

boczna o zwrocie przeciwnym do składowej prędkości bocznej (działa „pod wiatr”), stąd charakterystyka pochodnej $C_{y\beta}$ w pewnym przedziale kątów natarcia może zmienić znak na dodatni. Znaczne ramię działania tej siły korzystnie wpływa na wartość momentu odchyłającego C_n .



Rys. 10. Rozkład przekrojów poprzecznych zaprojektowanej konfiguracji



Rys. 11. Zaprojektowana konfiguracja SMC

4. Wyniki pomiarów i analiz numerycznych

Po zakończeniu projektowania wykonany został model do badań w tunelu aerodynamicznym. Przeprowadzono pomiary charakterystyk podłużnych, bocznych, poprzecznych i lotkowych układu w konfiguracji gładkiej oraz z wychylonymi klapami przednimi. Jednocześnie przygotowany został model obliczeniowy.

Analizę numeryczną wykonaną w oparciu o program Fluent przeprowadzono na siatce niestrukturalnej z elementami pryzmatycznymi. Zastosowano model turbulencji Spalart-Allmaras. Siatka, w zależności od wersji, liczyła od około 400 tys. do ok. 800 tys. węzłów, obliczano opływ symetryczny i niesymetryczny. Analizę wykonano dla dwóch liczb Reynolds'a. Pierwsza, $Re = 680$ tys., odpowiada warunkom w tunelu aerodynamicznym, druga, $Re = 35$ mln, odpowiada warunkom przelotowym. W jednym z przypadków zamodelowany został w sposób uproszczony silnik.

Pomimo stosunkowo małej liczby elementów udało się uzyskać dość dobrą zgodność charakterystyk podłużnych z wynikami pomiarów w tunelu aerodynamicznym dla $Re = 680$ tys. Zestawione wizualizacje również wskazują na zbieżność obliczeń i doświadczenia. Lepsze rezultaty osiągnąć by można poprzez zastosowanie siatki strukturalnej, ewentualnie siatki niestrukturalnej o większej liczbie węzłów lub poprzez adaptację.

4.1. Otrzymane wyniki

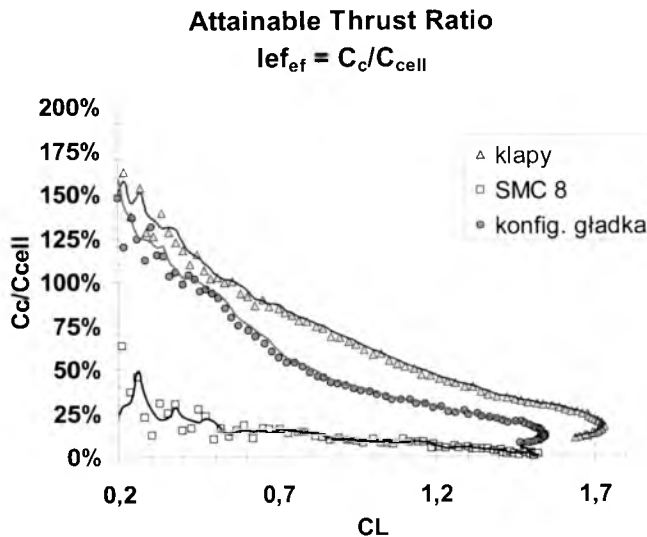
Maksymalna doskonałość dla warunków równowagi wynosi około 6,5 dla $Re = 680$ tys. i około 8,5 dla $Re = 35$ mln, przy kącie natarcia wynoszącym około $2,5^\circ$ (rys. 14). Odpowiada to współczynnikowi siły nośnej $C_L = 0,28$. Wychylenie klap przednich zwiększa doskonałość układu w przedziale kątów natarcia od około 8° do 20° o maksymalnie $\Delta(L/D) = 0,75$ (około 15%). Powyżej $\alpha = 20^\circ$ należałoby zaprojektować inne ustawienie klap przednich.

Oderwanie na krawędzi natarcia powoduje redukcję sił podsysających nosek profilu (*leading-edge thrust force*). Wychylenie klap przednich na większych kątach natarcia, pomimo oderwania na krawędzi natarcia, dodaje składową stycznej zwróconą do przodu. Siły te, oprócz redukcji oporu mają wpływ na zwiększenie stateczności kierunkowej samolotu.

Dla skrzydła płaskiego w przepływie nielepkim, siła styczna równa jest sile generowanej na krawędzi natarcia skrzydła oraz sile stycznej wytworzonej na klapie przedniej. Użytecznym parametrem dla sprawdzenia charakterystyki siły stycznej kłapy jest stosunek aktualnej siły stycznej do teoretycznej dla danego skrzydła [23]:

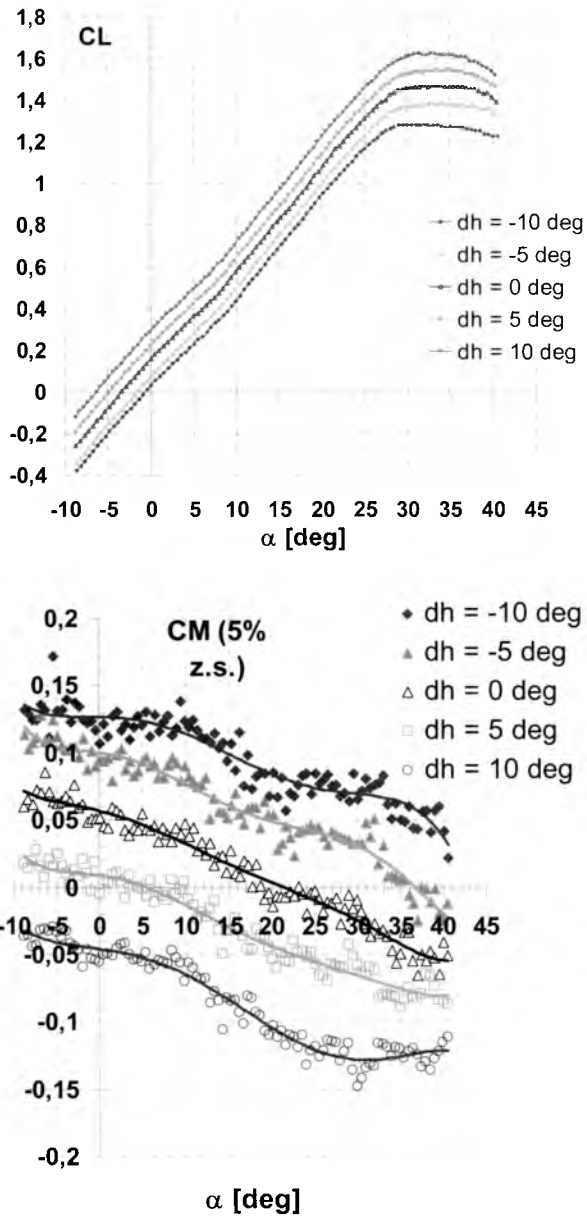
$$lef_{ef} = \frac{C_c}{C_{cell}} = \left[\frac{C_L \sin \alpha - (C_D - C_{D_{min}}) \cos \alpha}{C_L \sin \alpha - (C_L^2 / \pi \cdot AR) \cos \alpha} \right] \times 100\% \quad (1)$$

Mianownik reprezentuje maksymalną siłę styczną osiągalną przy 100% podsysaniu krawędzi natarcia. Zestawienie na rys. 12 prezentuje współczynnik lef_{ef} dla Konfiguracji VIII, konfiguracji zoptymalizowanej oraz konfiguracji optymalnej z wychylonymi klapami przednimi. Wartości przekraczają 100%, ponieważ we wzorze nie uwzględniono dodatkowych sił podsysających powstających na usterzeniu pionowym (efektów trójwymiarowego skrzydła).

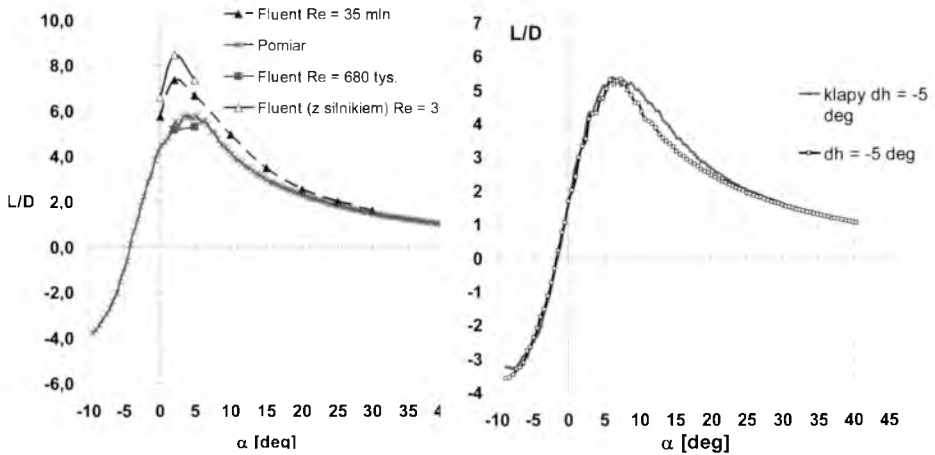


Rys. 12. Współczynnik lef_{ef} konfiguracji VIII (SMC8) oraz układu zoptymalizowanego

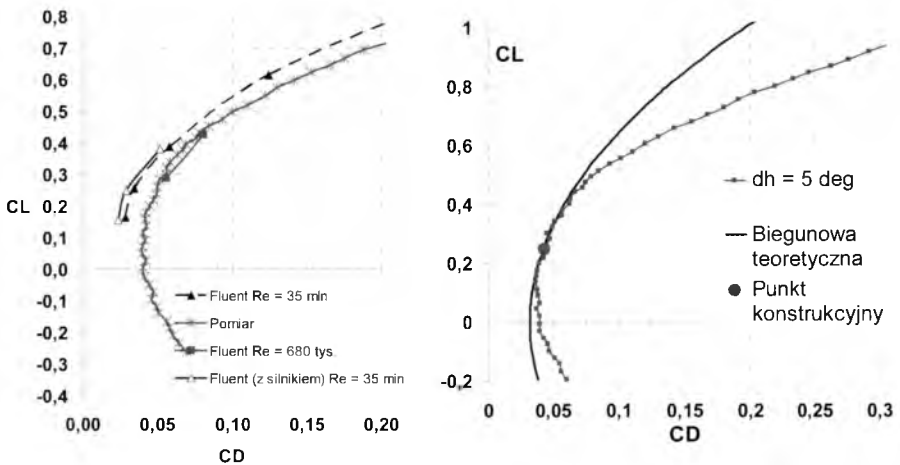
Opór minimalny układu dla $Re = 680$ tys. wynosi $C_{D_{min}} = 0,0367$ dla $\alpha = -1^\circ$, dla $Re = 35$ mln $C_{D_{min}} = 0,0237$ dla $\alpha = 0^\circ$ (porównując: MiG 29 $C_{D0} = 0,0225$ dla wydłużenia skrzydła $\Lambda = 3,43$, MiG AT $C_{D0} = 0,0238$ dla $\Lambda = 5,35$, F-4 $C_{D0} = 0,0217$, $\Lambda = 2,82$) [22]



Rys. 13. Charakterystyka siły nośnej i współczynnika momentu podłużnego



Rys. 14. Doskonałość aerodynamiczna

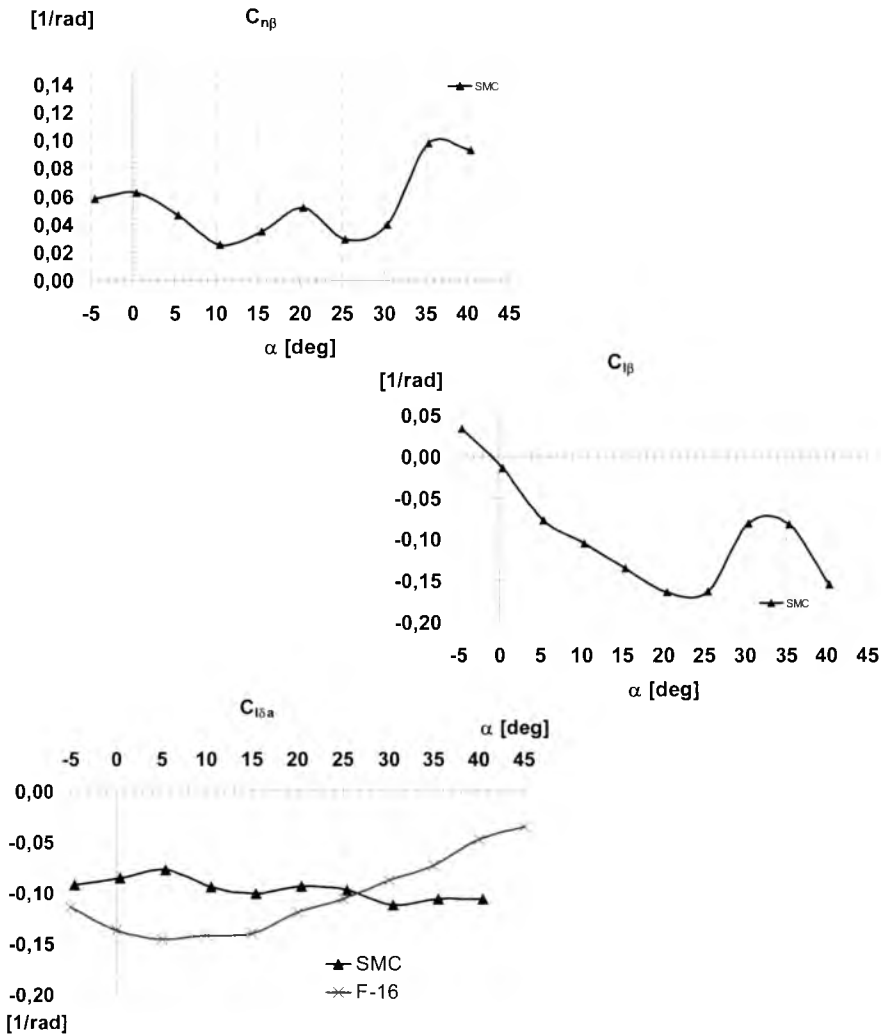


Rys. 15. Biegunowa wyznaczona numerycznie i doświadczalnie, biegunowa teoretyczna i rzeczywista.

Zestawienie biegunowej teoretycznej z uzyskaną w badaniach (rys. 15) ukazuje zbliżony przebieg obu charakterystyk w przedziale od $C_L = 0,14$ do $C_L = 0,44$ (kąty natarcia odpowiednio od około $-0,5^\circ$ do 6°). W zakresie powyższych kątów natarcia na zaprojektowanej konfiguracji nie dochodzi do oderwania opływu. Powyżej kąta natarcia około 7° zaczynają pojawiać się przepływy wirowe na górnej powierzchni skrzydła zwiększające siłę nośną (dodają nieliniowy człon do nośności wirowej) jednocześnie powodując wzrost oporu i rozejście się charakterystyk biegunowej teoretycznej i rzeczywistej.

Wydłużenie efektywne wyznaczone na podstawie pomiarów wynosi $\Lambda_{ef} = 2,04$ (geometryczne 1,94) ($\Lambda_{ef}/\Lambda \approx 1,05$).

Charakterystyki kierunkowe, poprzeczne i lotkowe uzyskane z badań w tunelu aerodynamicznym zaprezentowane są na rys. 16. Konfiguracja zachowuje praktycznie stałą skuteczność lotek w całym zakresie badanych kątów natarcia. Pochodna $C_{n\beta}$ jest dodatnia, wartość pochodnej rośnie na dużych kątach natarcia, pochodna $C_{l\beta}$ jest ujemna.



Rys. 16. Pochodne $C_{n\beta}$, $C_{l\beta}$ oraz pochodna lotkowa $C_{l\delta a}$ zoptymalizowanej konfiguracji

Dla wstępnych analiz kierunkowo-poprzecznego zachowania samolotu istotne są przebiegi charakterystyk LCDP i $C_{n\beta\text{dyn}}$. Określone są one wzorami [1, 2, 5, 11, 13, 14, 24, 25]:

$$LCDP = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta\alpha}}{C_{l\delta\alpha}} C_{l\beta} \quad (2)$$

$$C_{n\beta\text{dyn}} = C_{n\beta} - (I_z/I_x) C_{l\beta} \sin(\alpha) \quad (3)$$

Warunek poprawnego zachowania się samolotu:

$$LCDP > 0 \quad (4)$$

$$C_{n\beta\text{dyn}} > 0$$

Dodatkowo znane są dwa analogiczne parametry:

$$\alpha_{-\beta} = \alpha - \arctan \frac{C_{n\beta} I_x}{C_{l\beta} I_z} \quad (5)$$

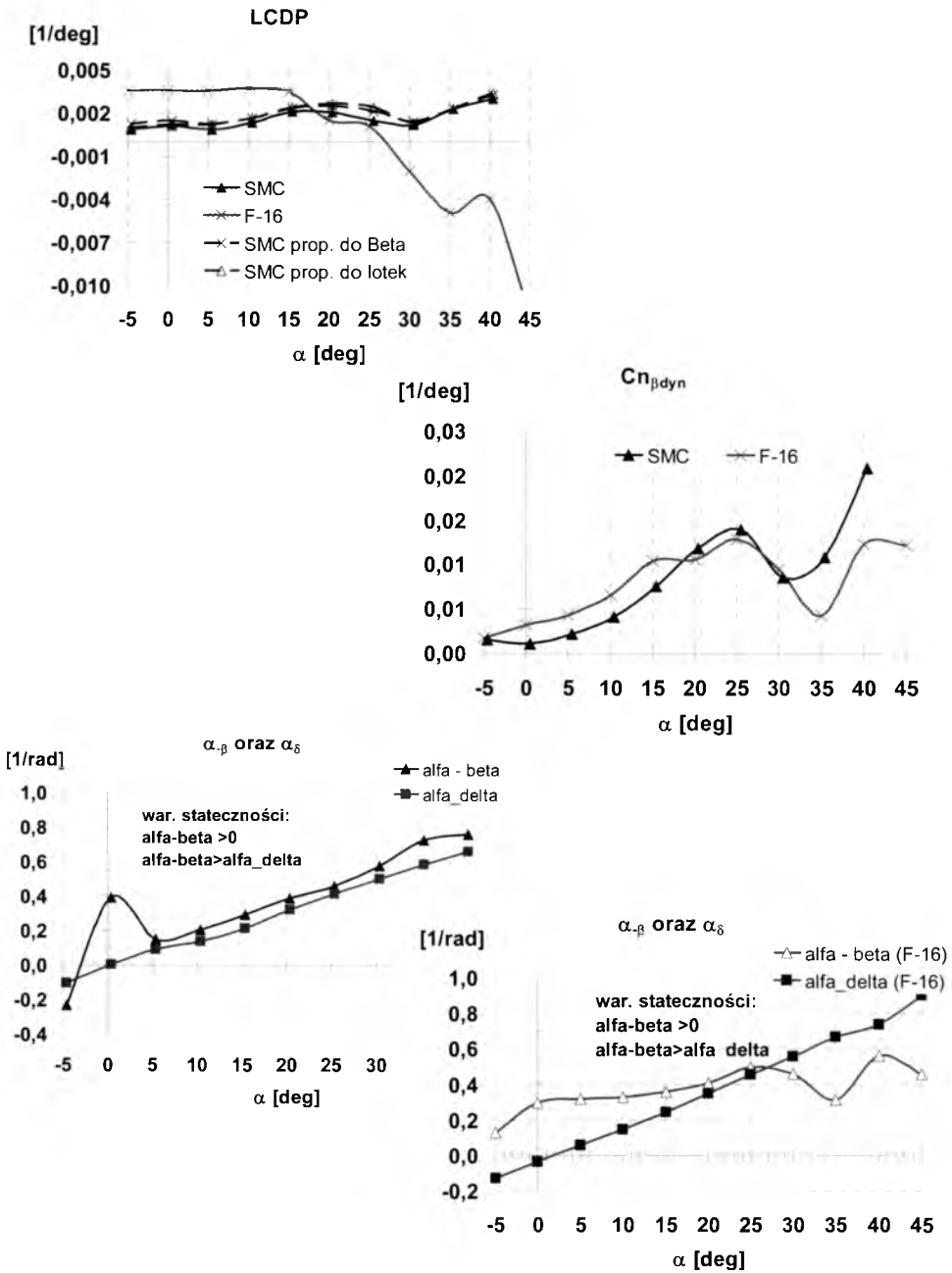
$$\alpha_{\delta} = \alpha - \arctan \frac{C_{n\delta\alpha} I_x}{C_{l\delta\alpha} I_z} \quad (6)$$

$$\alpha_{-\beta} > 0$$

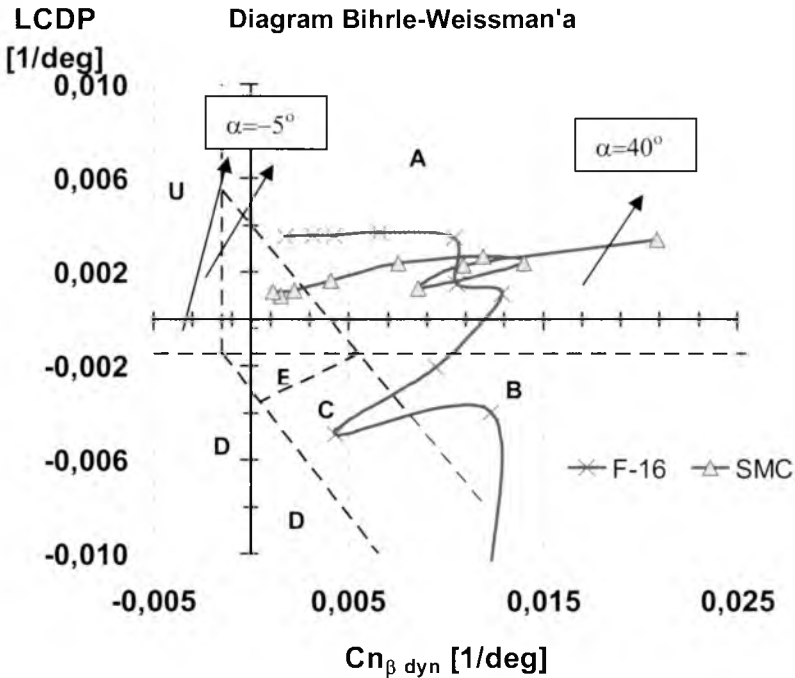
$$\alpha_{-\beta} > \alpha_{\delta} \quad (7)$$

Charakterystyki projektowanej konfiguracji oraz samolotu F-16 przedstawione są na rys. 17.

Na podstawie analizy statystycznej różnych samolotów i uzyskiwanych parametrów LCDP i $C_{n\beta\text{dyn}}$ określony został diagram stateczności Bihle-Weismann'a [1, 12, 24, 25] zaprezentowany na rys. 18. Prezentowana konfiguracja plasuje się w obszarze „A” diagramu, co oznacza poprawne, z punktu widzenia pilota, zachowanie samolotu.



Rys. 17. Wskaźniki stateczności kierunkowej i poprzecznej LCDP, $C_{n_{\beta dyn}}$, $\alpha_{-\beta}$ i α_{δ}



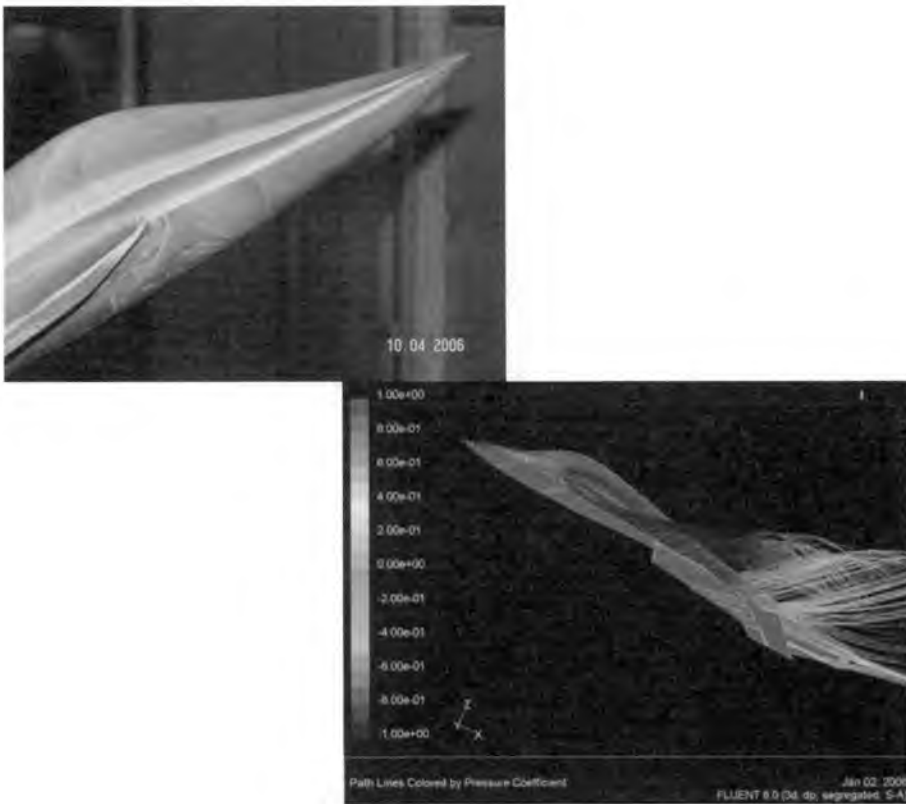
Rys. 18. Diagram Bihrlle-Weissman'a dla zaprojektowanej konfiguracji i samolotu F-16. Punkty na diagramie co 5° od -5 do 40° .

- A** – brak odchylenia prokorkociągowego, prawidłowe zachowanie samolotu,
- B** – brak tendencji prokorkociągowych, możliwe odwrotne działanie lotek, słabe sterowanie przechyleniem, możliwe słabe odchylenie
- C** – słaba tendencja prokorkociągowa, możliwe silne odwrotne działanie lotek, odchylenie,
- D** – silne odchylenie, możliwe odwrotne działanie lotek, tendencja do korkociągu,
- E** – słaba tendencja do korkociągu, umiarkowane odchylenie i rewers lotek, wpływ drugorzędnych czynników,
- F** – duży wpływ drugorzędnych czynników,
- U** – wysoka kierunkowa niestateczność, mało danych.

5. Podsumowanie

Przeprowadzone badania i analizy wykazują, że istnieje możliwość zapewnienia właściwych, poprawnych charakterystyk aerodynamicznych

samolotu w proponowanym układzie w całym zakresie osiągniętych kątów natarcia, a zatem stworzenie układu wysokomanewrowego pozbawionego wad konfiguracji z klasycznym usterzeniem pionowym. Jednocześnie układ proponowany stwarza możliwość uzyskania większej efektywności aerodynamicznej poprzez optymalne ukształtowanie trójwymiarowego, niepłaskiego skrzydła. Istotną cechą jest bardzo duża czułość nowej konfiguracji na geometrię kadłuba i właściwe jej zaprojektowanie.



Rys. 19. Wizualizacja z tunelu aerodynamicznego i obliczeń numerycznych dla kąta natarcia 30°

Bibliografia

1. Bihrlé W. Jr., *Influence of the Static and Dynamic Aerodynamic Characteristics on the Spinning Motion of Aircraft*, Journal of Aircraft, **8**, 10, 1971
2. Calico Jr. R.A., *A New Look At $C_{n\beta_{dyn}}$* , Journal of Aircraft, **16**, 12, 1979
3. Ghaffari F., Lamar J.E., *An Attached Flow Design of a Noninterfering Leading Edge Extension to a Thick Delta Wing*, AIAA-85-0350, AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, 1985
4. Kubryński K., *Projektowanie aerodynamiczne skrzydła skośnego dla dużych prędkości poddźwiękowych*, VII Krajowa Konferencja Mechaniki Płynów, PAN, Warszawa 1986
5. Kubryński K., Mazurkiewicz Ł., *Badanie wpływu parametrów geometrycznych i aerodynamicznych samolotu „Bielik” na własności przy dużych kątach natarcia*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS Warszawa, 2004
6. Kubryński K., Mazurkiewicz Ł., *Nowa koncepcja układu samolotu dla dużych kątów natarcia*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS Warszawa, 2004
7. Lamar J.E., *Nonlinear lift control at high speed and high angle of attack using vortex flow technology*, AGARD R-740, 1986
8. Lamar J.E., *The use and characteristics of vertical flows near a generating aerodynamic surface: a perspective*, Progress in Aerospace Sciences, **34**, 1998
9. Lee B.H.K., *Vertical tail buffeting of fighter aircraft*, Progress in Aerospace Sciences, **36**, 2000
10. Luckring J.M., *Aerodynamics of Strake-Wings Interactions*, Journal of Aircraft, **16**, 11, 1979
11. Mason W.H., *High Angle of Attack Aerodynamics: Notes for the Configuration Aero class*. Current version: April 18, 2000
12. Nelson R.C., Pelletier A., *The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers*, Progress in Aerospace Sciences, **39**, 2003
13. Nguyen L.T., Ogburn M.E., Gilbert W.P., *Simulator Study of Stall/Post-Stall Characteristics of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability*, NASA Technical Paper 1538, December 1979
14. Orlik-Ruckemann K.J., *Aerodynamic Aspects of Aircraft Dynamics at High Angles of Attack*, Journal of Aircraft, **20**, 9, 1983
15. Poisson-Quinton, *Eight Theodore von Karman Memorial Lecture – Slender Wings for Civil and Military Aircraft*, Israel Journal of Technology, **16**, 97-131, 1978

16. Polhamus E.C., *Applying Slender Wing Benefits to Military Aircraft*, Journal of Aircraft, **21**, 8, 1984
17. Polhamus E.C., *Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy*, Journal of Aircraft, **8**, 1971
18. Probert P., *Aspects of Wing Design for Transonic and Supersonic Combat Aircraft*, RTO-EN-4 Fluid Dynamics Research on Supersonic Aircraft, France, 1998
19. Ravi R., Mason W.H., *Chine-Shaped Forebody Effects on Directional Stability at High- α* , Journal of Aircraft, **31**, 3, 1994
20. Rom J., *High Angle Aerodynamics: Subsonic, Transonic and Supersonic Flow*, Springer-Verlag, New York 1992
21. RTO-MP-35 *Aerodynamic Design and Optimisation of Flight Vehicles in a Concurrent Multi-Disciplinary Environment*, Ottawa, Canada, 1999
22. Samoylovitch O., Strelets D., *Determination of the Oswald efficiency factor at the aeroplane design preliminary stage*, Aircraft Design, **3**, Pergamon 2000
23. Traub L.W., van der Merwe J., *Aerodynamic Characteristics of Strake Vortex Flaps on a Strake-Wing Configuration*, Journal of Aircraft, **31**, 5, 1994
24. Weissman R., *Preliminary Criteria for Predicting Departure Characteristics/Spin Susceptibility of Fighter-Type Aircraft*, Journal of Aircraft, **10**, 4, 1973
25. Weissman R., *Status of Design Criteria for Predicting Departure Characteristics and Spin Susceptibility*, Journal of Aircraft, **12**, 12, 1975
26. Whitford R., *Design for Air Combat*, Jane's Publishing Company Limited, London 1987

OPTIMIZATION OF LIFTING SURFACES GEOMETRY IN A SLENDER WING AIRCRAFT WITH NON-CONVENTIONAL VERTICAL TAIL

Modern combat and training aircraft operate within a wide range of angles of attack (AOA). However, some problems arise with lateral-directional stability and controllability (becoming particularly difficult to cope the range of 30-40 degrees of AOA) main causes of which consist in: flow separation on the wing surfaces, the effect of strong vortex flows generated on the fuselage, strakes and interaction with the vertical tail. A possible solution to this problem consist in application of a twin fin tail with a small sweep angle, which

improves directional stability characteristics, poses however some other problems e.g., with structure vibrations.

In the paper a new concept of solving the problem is presented. That means - no classic vertical tail has been introduced into the proposed aircraft configuration. The directional stability is ensured by means of introduction of small surfaces of a high sweep angle on the bottom surface of each wing and assuming a proper fuselage nose geometry. Such a solution eliminates undesirable interactions between vortices and vertical tail surfaces. At small and moderate angles of attack this configuration makes it possible to reduce the induced drag and as a result provides the opportunity for increasing the aerodynamic efficiency. The optimization process of lifting surfaces, as well the results of numerical analysis and wind tunnel tests are also presented.

SYMULACJA NUMERYCZNA DYNAMIKI SAMOLOTU KOMUNIKACYJNEGO W FAZIE LĄDOWANIA Z OBLADZANYM USTERZENIEM POZIOMYM NA PRZYKŁADZIE ATR-72

JERZY MARYNIAK

JACEK MAINKA

Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

EDYTA ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ

*Zakład Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechatroniki, Politechnika Warszawska
e-mail: e.ladyzynska@mech.pw.edu.pl*

MICHAŁ CICHON

*Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: michalci@meil.pw.edu.pl*

Intensywne obładzanie statków powietrznych w locie jest zjawiskiem bardzo niebezpiecznym, prowadzącym do katastrof. Występowało ono niejednokrotnie na samolotach komunikacyjnych różnych typów. Bardzo niebezpieczne jest nawet tylko oszronienie skrzydeł czy usterzeń, prowadzące w bardzo krótkim czasie do utraty siły nośnej – spadek współczynnika aerodynamicznego siły nośnej C_z na skrzydłach i usterzeniu. Niebezpieczeństwo stwarza nie przyrost masy obładzanego samolotu, lecz gwałtowny spadek siły nośnej, wzrost oporu aerodynamicznego oraz spadek krytycznego kąta natarcia. Stosując modele matematyczne obładzania w czasie, opracowane przez NASA, zbudowano modele fizyczny i matematyczny obładzanego samolotu. Przeprowadzono symulację numeryczną dynamiki samolotu w fazie lądowania i przeanalizowano stworzone zagrożenie mogące prowadzić do katastrofy.

1. Wstęp

Do dziś obładzenie samolotów pozostaje jednym z najważniejszych problemów związanych z bezpieczeństwem lotów w lotnictwie

cywilnym. Operacje w trudnych warunkach pogodowych, w oblodzeniu, ciągle niosą ze sobą ryzyko, jeżeli nie podejmie się odpowiednich środków i nie stosuje odpowiednich procedur. Niebezpieczeństwo wiąże się zarówno z warunkami sprzyjającymi tworzeniu się oblodzenia w powietrzu jak i na ziemi, jeszcze przed lotem [10-12, 15, 18, 20, 21]. Okazuje się, że nawet nieznaczne zanieczyszczenie powierzchni nośnych typu „papier ścierny” może skutecznie zdegradować własności aerodynamiczne i dynamiczne samolotu doprowadzając do wypadku już w fazie startu. Samo oblodzenie statecznika poziomego może również prowadzić do istotnych zmian własności lotnych.

W przeszłości oblodzenie stało się powodem wielu katastrof. Mimo postępu technicznego również w ciągu ostatnich kilku lat zdarzyło się na Świecie i w Polsce kilka wypadków spowodowanych oblodzeniem. Niebezpieczeństwo dotyczy głównie samolotów latających relatywnie nisko i powoli, a więc szkolno-treningowych, lotnictwa ogólnego, komunikacji lokalnej itp. Niestety wypadki nie omijają również dużych samolotów pasażerskich i transportowych.

Zwłaszcza samoloty nieposiadające systemu przeciwooblodzeniowego płatowca stają się bezbronne i pilot w wielu przypadkach nie jest w stanie zapobiec katastrofie.

Intensywne oblodzenie samolotów posiadających systemy ostrzegawcze i wyposażenie antyoblodzeniowe (np. samoloty komunikacyjne) może doprowadzić do katastrofy. W ostatnim dziesięcioleciu zarejestrowano oficjalnie 9 katastrof samolotów komunikacyjnych, których przyczyną było intensywne oblodzenie, a w których zginęło 286 ludzi. Przykładowo uległy rozbiciu z powodu oblodzenia w 1987 r. - ATR 42 (Włochy), w 1989 r. - F 28 (Kanada), w 1991 r. - MD 80 (Szwecja), w 1992 r. - F 28 (USA), w 1993 r. - Fokker 100 (Macedonia), w 1994 r. ATR 72 (USA), w 1995r. AN 24 (Włochy). Zarejestrowane przypadki katastrof w wyniku oblodzenia, dotyczą również samolotów turystycznych, sportowych, wojskowych i innych. Należy dodać do wymienionych katastrof samolotów komunikacyjnych na świecie, katastrofy polskich statków powietrznych (bądź w polskim obszarze powietrznym) spowodowane oblodzeniem: samolot wojskowy TS-11 Iskra w Radomiu, An-24 (Szczecin), rolniczy An-2 (Węgry), dyspozycyjny Commander - 690 A (Warszawa), komunikacyjny An-24 (Rzeszów), itd.

Główną przyczyną oblodzenia jest zamarzanie przechłodzonych kropeł wody, które po zderzeniu się z płatowcem zamarzają tworząc powłokę lodową [1, 2, 5, 10, 14, 16]. Oblodzenie występujące w atmo-

sferze jest jednym z trudniejszych problemów meteorologii lotniczej. Trudne do prognozowania, niejednokrotnie występuje w identycznych warunkach meteorologicznych, lecz z różną intensywnością, często z szybkością narastania pokrywy lodowej powyżej 2 mm/min. Najczęstsze i najgroźniejsze rodzaje oblodzenia spotykane są w przedziale temperatur od -5°C do 0°C .

Intensywność oblodzenia jest wprost proporcjonalna do ilości wody znajdującej się w powietrzu („wodność”: LWC - *liquid water content* [g/m^3]) oraz wielkości kropeł wody (MVD - *median volumetric diameter* [μm]). Im niższa temperatura tym mniejsze są rozmiary kropeł wody. Krople małe o średnicy 0,5 mm zamarzają bezpośrednio po uderzeniu w płatowiec, szybko ulegają krystalizacji powodując powstanie lodu matowego (rys. 3).

Ze względu na postać oblodzenia, najbardziej groźnym jest oblodzenie lodem szklistym - tworzy się on w temperaturze od -10°C do 0°C i przy dużych średnicach kropli, pokrywa lodowa może się tworzyć daleko w głąb płata! Przy chmurach stratocumulus, stratus i nimbostratus w temperaturach od -5°C do 0°C występuje możliwość intensywnego oblodzenia.

W obszarze Europy prawdopodobieństwo wystąpienia oblodzenia w zimie wynosi 90%, zwłaszcza przy napływie mas powietrza polarno-morskich znad Atlantyku. Najczęściej atakowana lodem przestrzeń znajduje się w obszarze zbiorników wypełnionych zimnym paliwem (szczególnie skrzydłowych). Przystudzone krople deszczu lub wilgotne powietrze w zetknięciu z pokryciem w pobliżu ochłodzonego zbiornika z paliwem zamarzają formując szron lub lód.

W Polsce już w latach trzydziestych poprzedniego stulecia w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej jak i w Instytucie Techniki Szybownictwa we Lwowie były prowadzone badania nad wpływem oblodzenia statków powietrznych na ich własności lotne [6].

A.Kochański napisał we wstępie do swej książki:

„W zakończeniu niech mi będzie wolno podziękować W.Panu Prof. Inż. Cz. Witoszyńskiemu, kierownikowi Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej, za łaskawe przeczytanie tej publikacji, oraz za cenne wskazówki i materiały, których zechciał mi użyć. W.P.P. Inż. W. Stępniewskiemu i R. Metzowi z ITSM dziękuję za dokładne przejście rękopisu i liczne uwagi.”

Dalej w książce [6] A.Kochański pisał:

„Przy oblodzeniu samolotów ciężar powłoki lodowej nie jest zbyt duży i jako obciążenie nie odgrywa wielkiej roli.(...) Ogromną rolę odgrywają natomiast, spowodowane przez osad lodowy, zmiany własności aerodynamicznych, zmiany stateczności, drgania itd. (...) Bardzo ważnym jest przy tym fakt, że konstrukcje doskonalsze pod względem aerodynamicznym, tracą przy oblodzeniu o wiele prędzej możliwość lotu, aniżeli konstrukcje gorsze aerodynamicznie.”

Pierwsza krytyczna faza następuje podczas startu i dlatego podstawowym wymogiem bezpiecznego wykonania operacji jest upewnienie się jeszcze na ziemi, że samolot jest czysty od lodu. Podczas lotu musi się zapewnić prawidłowe działanie odpowiednich instalacji przeciw-oblodzeniowych, aby nie doprowadzić do niebezpiecznego pogorszenia się osiągów samolotu. Istotne są własności aerodynamiczne i dynamiczne, ale także zabezpieczenie przed mechanicznym uszkodzeniem uderzeniem lub zassaniem lodu przez silniki. Podczas podejścia i lądowania wychłodzony podczas lotu na dużej wysokości samolot może znaleźć się ponownie w niższych warstwach chmur - strefie silnego oblodzenia. Ze względu na konieczność zredukowania prędkości i użycia mechanizacji skrzydła - może dojść do utraty kontroli nad samolotem, którego własności aerodynamiczne i dynamiczne zostały poważnie zdegradowane przez lód. Zagrożenie związane z tą fazą jest szczególnie duże - potwierdza to smutna statystyka wypadków.

Można mówić o różnych aspektach oblodzenia. Generalnie dla dużych turboodrzutowych samolotów komunikacyjnych problem narastania lodu podczas lotu właściwie nie istnieje - wypadki zdarzają się tylko przy starcie, gdy nie zachowano właściwych procedur odladzania. Niebezpieczeństwo oblodzenia w locie prowadzące do katastrofy jest już duże w przypadku turbośmigłowych samolotów komunikacyjnych. Lot w warunkach silnego oblodzenia był przyczyną wypadku samolotu ATR-72-212 w 1994 roku. Ten i inne wypadki spowodowały w ostatnich latach konieczność dokładnego zanalizowania charakterystyk lotnych samolotów tego typu w locie w oblodzeniu. Analizy prowadzi się głównie w ośrodkach badawczych, nie zawsze w kontakcie z producentem. Polskie Linie Lotnicze "EuroLOT" SA. używają obecnie 8 samolotów typu ATR-72-202 plus pięć samolotów ATR-42-100. W tym świetle, w sytuacji wykonywania lotów w klimacie bardzo sprzyjającym oblodzeniu, celowe staje się rozważenie problemu fizyki zjawiska

i wpływu na właściwości aerodynamiczne i dynamiczne właśnie tego typu samolotu.

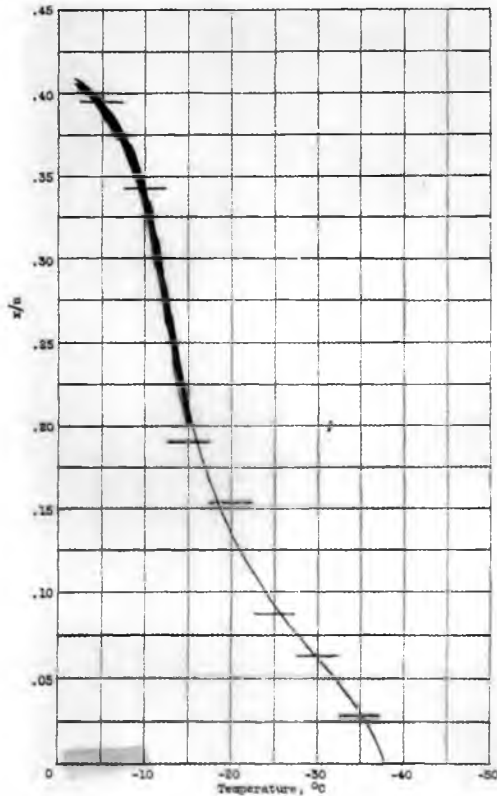


Rys. 1. Samolot włosko-francuski turbośmigłowy ATR-72 średniego zasięgu w barwach LOT-u

Problem obładzania statecznika poziomego został wybrany ze względu na dość pobieżne traktowanie w dotychczasowym szkoleniu lotniczym. Sprawie poświęcono więcej uwagi niedawno, kiedy okazało się, że prawidłowa reakcja pilota na zjawisko obładzenia powodującego przeciągnięcie statecznika poziomego jest praktycznie odwrotna do sytuacji klasycznego przeciągnięcia samolotu. Stwarza to bardzo niebezpieczną sytuację, ponieważ piloci nie są szkoleni w rozpoznawaniu tego zjawiska, więcej, współczesne symulatory w większości nie pozwalają na taki trening. Wypadki spowodowane przeciągnięciem statecznika poziomego tymczasem się zdarzają, co zmusiło ośrodki badawcze oraz producentów do zajęcia się tym problemem. Właśnie ze względu na wyniki ostatnich programów prób w locie, symulatory lotu samolotów turbośmigłowych są obecnie wzbogacane o możliwość symulacji reakcji na obładzenie statecznika poziomego. W niniejszej pracy został przeanalizowany przypadek zachowania się samolotu ATR - zmiana jego własności dynamicznych - w sytuacji bardzo silnego obładzania statecznika poziomego. Problem tego typu stanowi poważne zagrożenie dla wielu typów samolotów turbośmigłowych (np. AN-26 używanego w lotnictwie wojskowym, Jetstream'ów używanych przejściowo przez firmę „EuroLOT”).

Przedmiotem niniejszej pracy jest przedstawienie zjawiska obładzenia samolotu komunikacyjnego z napędem turbośmigłowym oraz określenia wpływu zjawiska obładzania usterzenia poziomego na właściwości dynamiczne na przykładzie ATR-72 [7].

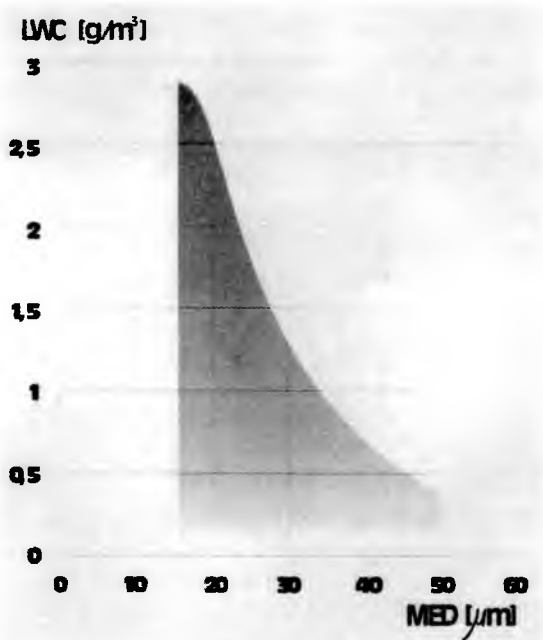
Istnieją dane statystyczne dotyczące zależności liczby lotów, w których wystąpiło oblodzenie samolotów do liczby lotów w chmurach lub wejścia w chmury (rys. 2) [3, 7, 10].



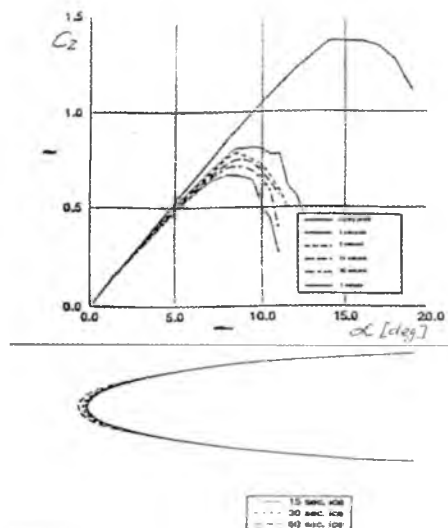
Rys. 2. Zależność stosunku liczby lotów x , w których wystąpiło oblodzenie od liczby lotów w chmurach lub wejścia w chmury n w funkcji temperatury otoczenia

Oblodzenie samolotu w locie jest zależne od wodności chmury – LWD [g/m^3] (*Liquid Water Content*) oraz od średnicy kropli wody – MVD [μm] (*Median Volumetric Diameter*).

Zgodnie z badaniami prowadzonymi w NASA [3] (rys. 4) i potwierdzonymi w Polsce – ITLiMS PW [1, 11], WAT [12, 15] – w bardzo krótkim czasie następuje wywołana oblodzeniem degradacja maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej $C_{z\text{max}}$ (w czasie 1s nawet o 50%) oraz spadek krytycznego kąta natarcia α_{kr} (o 40%).



Rys. 3. Zakres występowania warunków oblodzeniowych wg przepisów FAR25



Rys. 4. Zmiany przebiegu funkcji $C_z(\alpha)$ na czystym profilu po 1, 5, 15, 30 i 60 sekundach oblodzenia. Poniżej zarys oblodzenia po 15, 30, 50 sekundach oblodzenia

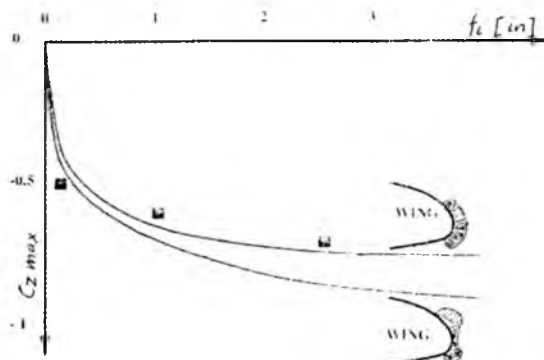
Próby tunelowe Fokkera F-28 ze skrzydłem z zanieczyszczeniem typu „papier ścierny” wykazały 25% redukcję maksymalnej siły nośnej i 6° redukcję krytycznego kąta natarcia. Firma McDonnell-Douglas wykazała, że zanieczyszczenie powierzchni o grubości jedynie 0,4mm na skrzydłach DC-9-10 może być przyczyną 25% utraty siły nośnej C_{zmax} i utraty kąta krytycznego α_{kr} do wartości poniżej tej, która uruchamia system ostrzegawczy. Potwierdziły to badania Boeinga, obliczenia symulacyjne NASA (rys. 4) [3, 4, 17] oraz polskie badania w ITLiMS PW (rys. 6 i rys. 7) [1, 5, 7, 11] i w WAT [12, 16].

2. Zmiany parametrów aerodynamicznych i masowych samolotu ATR-72

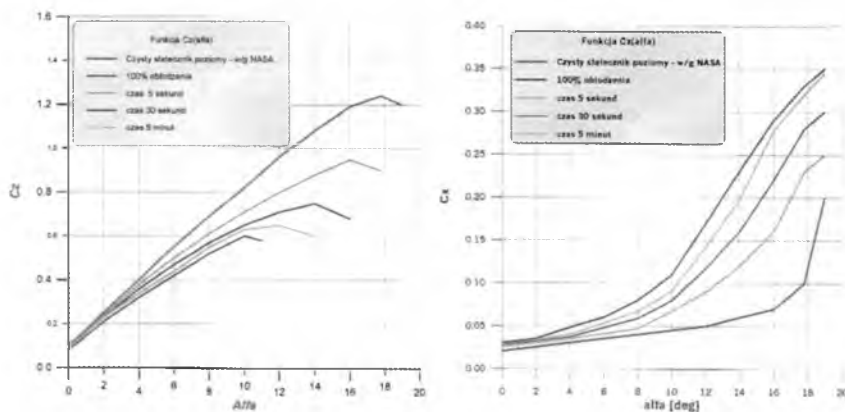
Oblodzenie samolotu objawia się przez (kolejno):

- oblodzenie powierzchni nośnych: skrzydeł, usterzenia poziomego i usterzenia pionowego,
- wzrost masy samolotu (rys. 7)
- spadek współczynnika siły nośnej C_{zmax} (rys. 6)
- wzrost współczynnika siły oporu C_x (rys. 6)
- spadek krytycznego kąta natarcia α_{kr} (rys. 6)
- przemieszczenie się środka masy oblodzonego samolotu do przodu – samolot "ciężki na nos"
- oblodzenie chwytów powietrza do silników
- oblodzenie kabiny
- oblodzenie rurki Pitot'a (OCP – odbiornik ciśnienia powietrza)
- błędne wskazania lub brak wskazań: prędkości przyrządowej V_p (prędkościomierz), wysokości barometrycznej H_p (wysokościomierz), prędkości wznoszenia W (wariometr), liczby Macha (machometr).

Stosując model matematyczny obładzania profili latających w czasie, w zależności od typu obładzania i parametrów powietrza Dietenberger M.A. [4] obliczył dla ATR-72 zmiany współczynników siły nośnej C_z (rys. 6) i oporu aerodynamicznego C_x (rys. 7).



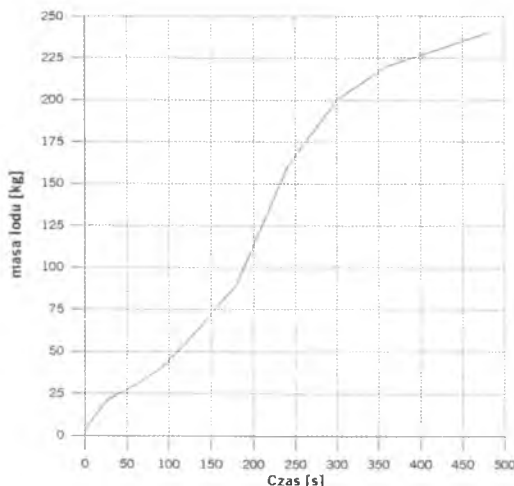
Rys. 5. Zależność spadku wartości maksymalnego współczynnika siły nośnej od rodzaju oblodzenia: profilowe – górny wykres, bryłowate – dolny. Grubość oblodzenia w calach f_l [in] dla ATR-72



Rys. 6. Wykresy C_z i C_x w funkcji α dla profilu typowego dla usterzenia poziomego stosowanego w badaniach NASA bez lodu oraz maksymalnie oblodzonego – wyznaczony dla potrzeb symulacji [7] symulacji ATR-72

Na podstawie powyższych wykresów zostały określone funkcje zmiany pochodnej współczynnika siły nośnej usterzenia poziomego od alfa w czasie obladzania oraz funkcja spadku alfa krytycznego usterzenia poziomego w czasie obladzania wykorzystywane w programie.

Narastanie masy lodu w zależności od wodności chmury LWD [g/m^3], wymiarów kroplek wody MWD [μm] oraz temperatury otoczenia opracowano model matematyczny w NASA A.J.Bilanin [2]. Model umożliwia symulację narastania lodu w czasie, formy lodu oraz zmiany położenia środka masy.



Rys. 7. Przebieg zmiany masy lodu na usterzeniu w funkcji czasu

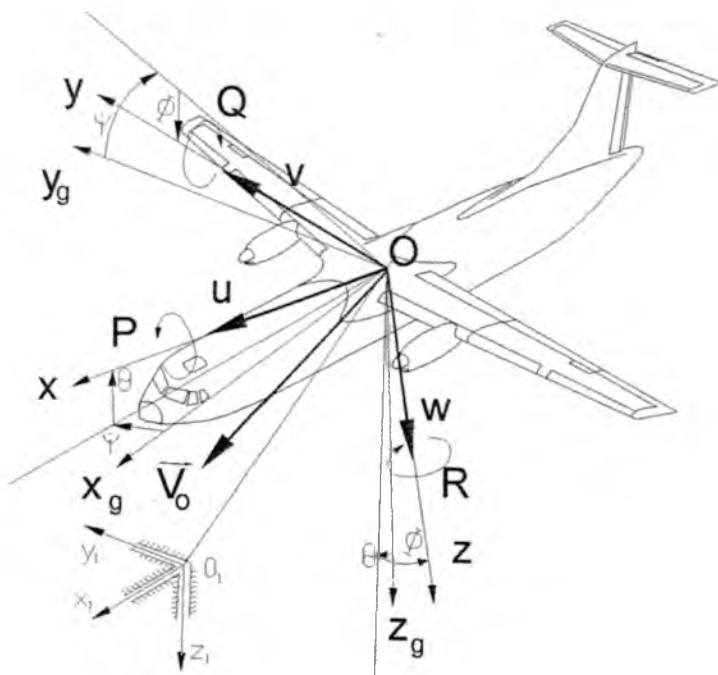
Zarówno maksymalna masa lodu, jaki i jej zmiana została dobrana dla przypadków intensywnego, lecz nie ekstremalnego, oblodzenia (LWC poniżej 0.7, MVD $\leq 140\mu\text{m}$, prędkości w granicach 45-110m/s). Czas lotu w takich warunkach ogranicza się do około 7 minut.

Modele matematyczne zmian charakterystyk aerodynamicznych [4] i masy narastającego lodu [2] były stosowane i przetestowane w pracach [1, 5, 7, 10, 11] oraz skonfrontowane z eksperymentem [1, 11, 12, 16]. Stosowane modele były sprawdzone również w czasie badań w NASA [2, 3, 4, 17].

3. Model fizyczny i matematyczny lotu samolotu

Budując model fizyczny ATR dla potrzeb symulacji komputerowej skorzystano z następujących założeń oraz uproszczeń:

- Samolot stanowi sztywny układ o 6 stopniach swobody.
- Samolot ma konwencjonalną, symetryczną budowę. Zachowana jest symetria masowa, geometryczna oraz aerodynamiczna wobec płaszczyzny Oxz. Rozpatrywane są ruchy symetryczne samolotu.
- Prędkości lotu mieszczą się w zakresie 45 - 110 m/s, są mniejsze od $\text{Ma} \approx 0,4$.
- Ruch odbywa się w spokojnej atmosferze, w warunkach silnego oblodzenia.



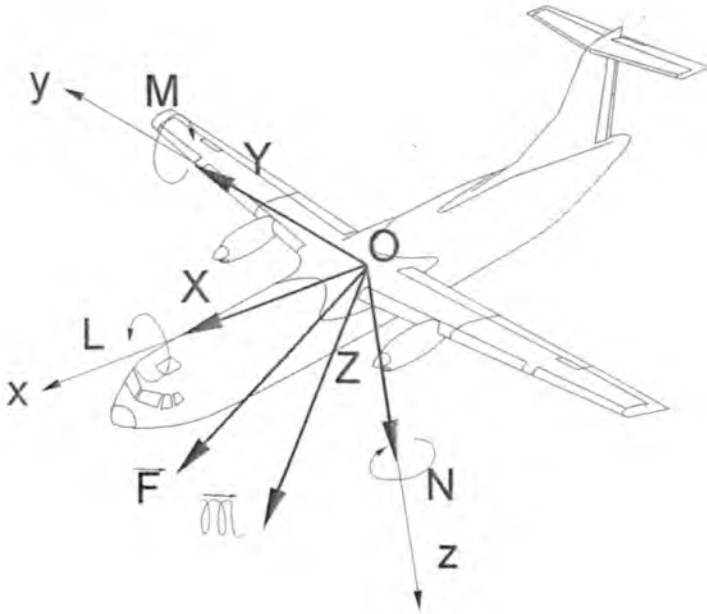
Rys. 8. Przyjęte układy odniesienia oraz prędkości liniowe i kątowe

Związki kinematyczne prędkości liniowych (rys. 8):

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{y}_1 \\ \dot{z}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \phi \sin \psi \sin \theta + & \cos \phi \cos \psi \sin \theta + \\ & -\cos \psi \sin \phi & +\sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \phi \sin \psi \sin \theta + & \sin \phi \cos \psi \sin \theta + \\ & +\cos \psi \cos \phi & -\sin \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (1)$$

Związki kinematyczne prędkości kątowych (rys. 8):

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \operatorname{tg} \theta & \cos \phi \operatorname{tg} \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \operatorname{sec} \theta & \cos \phi \operatorname{sec} \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2)$$



Rys. 9. Siły i momenty sił zewnętrznych

Podczas lotu w nieruchomym powietrzu i bez turbulencji kąt natarcia α i kąt ślizgu β definiowane są następująco:

$$\alpha = \arctg \frac{W}{U} \quad (3)$$

$$\beta = \arcsin \frac{V}{V_0} \quad (4)$$

$$\text{Prędkość liniowa samolotu: } V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2 \quad (5)$$

Ogólne dynamiczne równania sterowanego samolotu wyprowadzono w pracach [1, 5, 7-9, 13]. Stosując założenia przyjęte dla lotu symetrycznego po uproszczeniach [7] otrzymano:

Przyjęte założenia uproszczające:

$$V=0, P=0, R=0, \phi=0, \psi=0, y_c=0, S_y=0, J_{yz}=J_{xy}=0, y_A=0, y_T=0, \varphi_{TZ}=0, \beta=0, m=m_s+m_L.$$

Równania ruchu samolotu w danej konfiguracji będą miały następującą postać:

- równanie ruchów podłużnych:

$$m \left(\dot{U} - QW \right) - S_x Q^2 + S_z \dot{Q} = -mg \sin \theta - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha) + T \cos \varphi_T + X_a Q + X_{\delta_H} \delta_H \quad (6)$$

- równanie ruchów wznoszących:

$$m \left(\dot{W} - QU \right) - S_x Q + S_z Q^2 = mg \cos \theta - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_x \sin \alpha + C_z \cos \alpha) + T \sin \varphi_T + Z_Q Q + Z_{\delta_H} \delta_H \quad (7)$$

- równanie ruchów pochyłających:

$$J_y \dot{Q} + S_x (W - UQ) + S_z (U + QW) = -mg(z_c \sin \theta + x_c \cos \theta) - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_a C_{m_{ya}} - T(z_T \cos \varphi_T + x_T \sin \varphi_T) + M_q Q + M_w \dot{W} + M_{\delta_H} \delta_H \quad (8)$$

- gęstość powietrza dla $0 < h < 11000\text{m}$: $\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300} \right)^{4.256} \quad (9)$

- prędkość postępową samolotu: $V_0 = \sqrt{U^2 + W^2} \quad (10)$

- wysokość lotu: $h = -z_1 \quad (11)$

- kąt natarcia: $\alpha = \arctg \frac{W}{U} \quad (12)$

- równanie związków kinematycznych prędkości kątowych w układzie

Oxyz i $Ox_1y_1z_1$: $\dot{\theta} = Q \quad (13)$

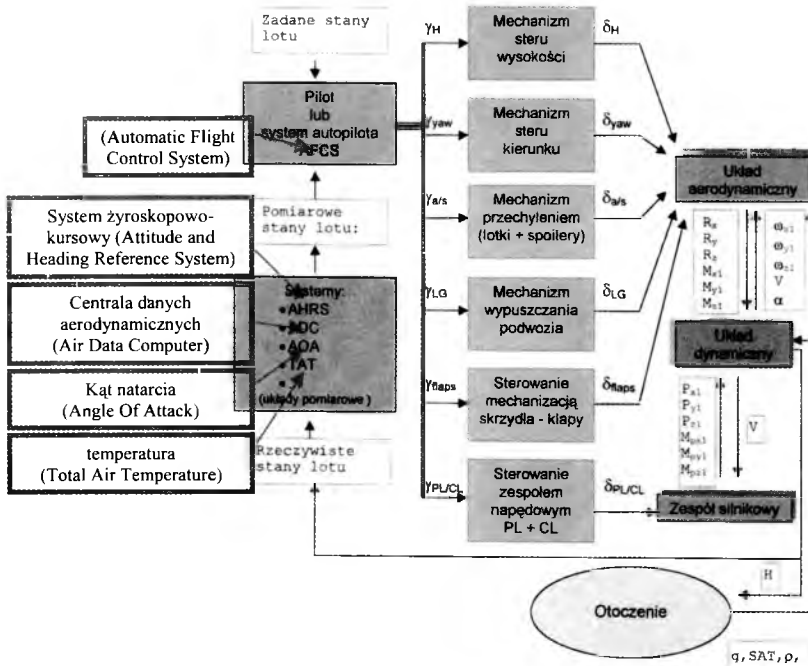
- prawa sterowania w kanale pochylenia (ogólne oraz funkcje ALT HOLD i BASIC – PITCH HOLD)

$$\delta_H = K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + K_{\theta_1}^H (\theta - \theta_z) + \delta_{H0} \quad (14)$$

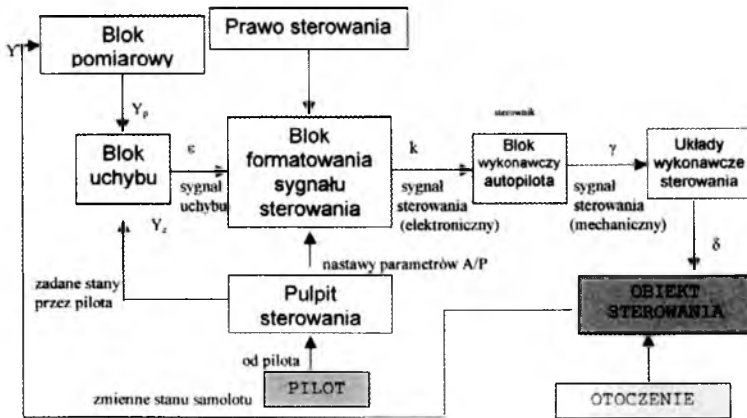
$$ALT : \delta_H = K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + \delta_{H0} \quad (15)$$

$$BASIC : \delta_H = K_{\theta_1}^H (\theta - \theta_z) + \delta_{H0} \quad (16)$$

Układ równań (6)-(16) stanowi model matematyczny zastosowany do symulacji numerycznej po wcześniejszej identyfikacji parametrycznej samolotu ATR-72 [7].



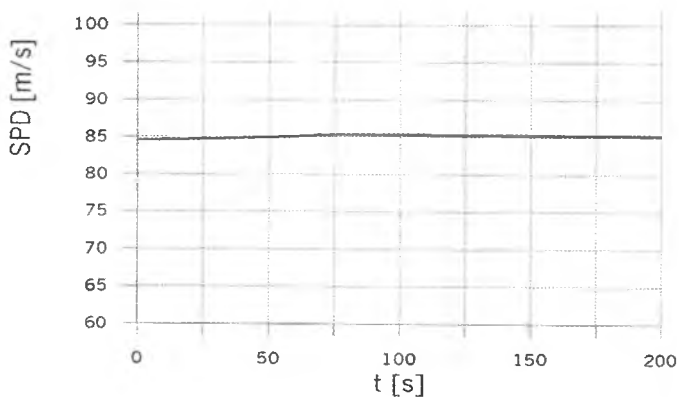
Rys. 10. Ogólny schemat blokowy systemu sterowania samolotem ATR-72 w locie



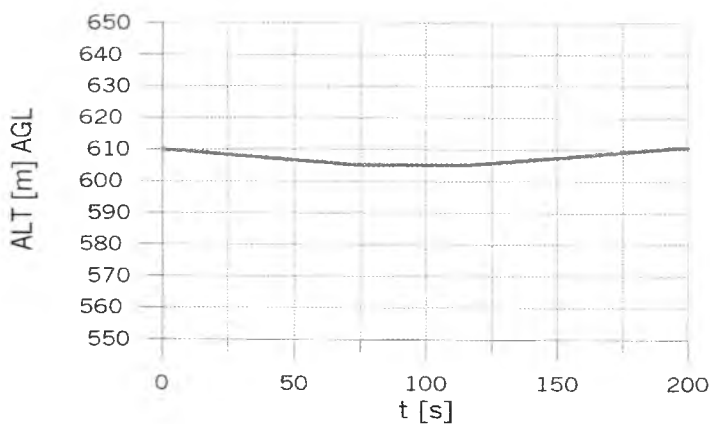
Rys. 11. Ogólny schemat blokowy systemu sterowania obiektem

4. Symulacja numeryczna lotu samolotu

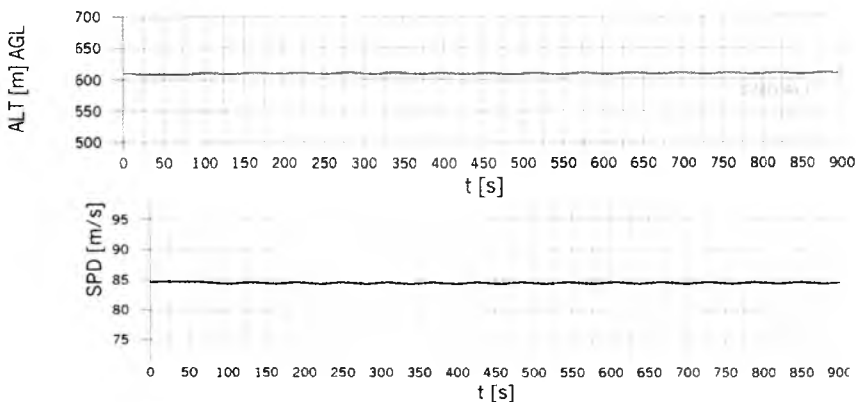
W pierwszej fazie symulacji numerycznej przetestowano otrzymany model matematyczny (6)-(16) sprawdzając ustalony lot przy sterowaniu ręcznym i pilotem automatycznym.



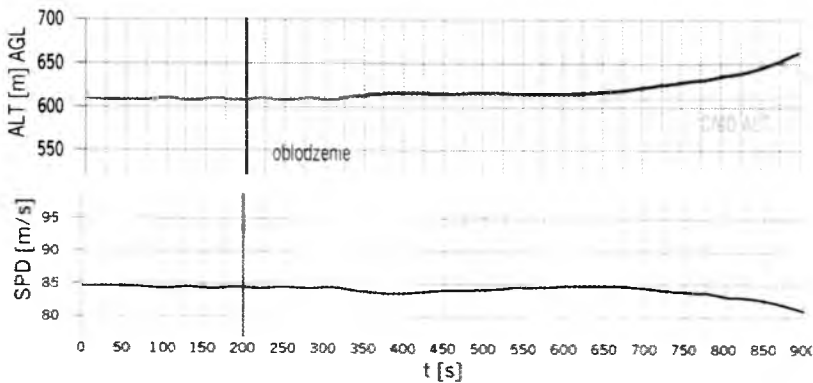
Rys. 12a. Symulacja lotu samolotu ATR bez obciążenia, ster trzymany, zależność prędkości przyrządowej w funkcji czasu



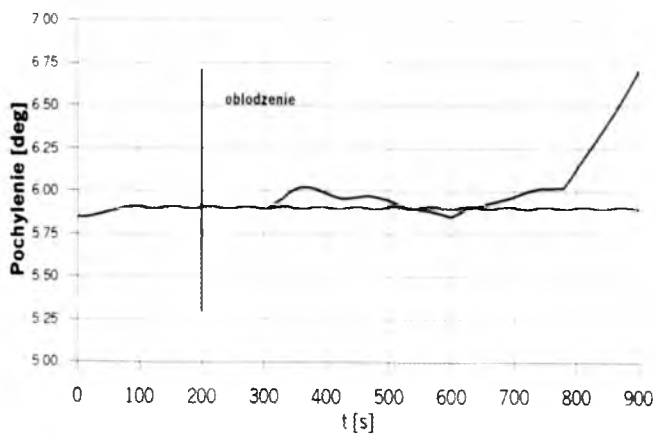
Rys. 12b. Symulacja lotu samolotu ATR bez obciążenia, ster trzymany, zależność wysokości barometrycznej w funkcji czasu



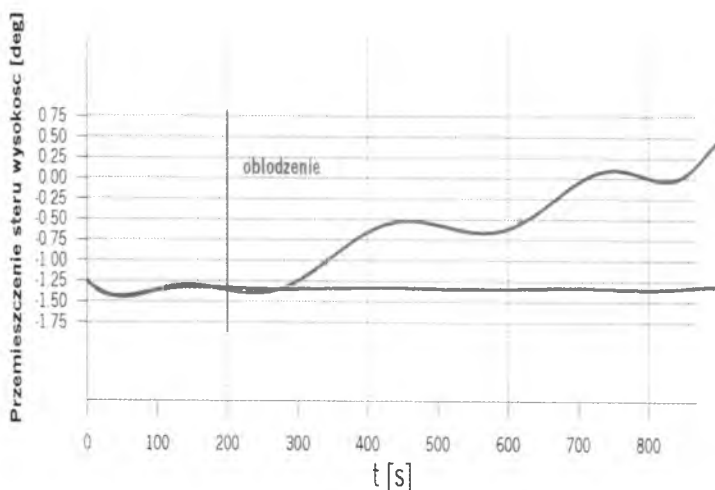
Rys. 13. Symulacja lotu samolotu ATR bez oblodzenia, włączony autopilot



Rys. 14. Symulacja lotu samolotu ATR wejście w oblodzenie



Rys. 15. Symulacja lotu samolotu ATR – zapis pochylenia, włączony autopilot



Rys. 16. Symulacja lotu samolotu ATR – zapis wychylenia steru wysokości, włączony autopilot

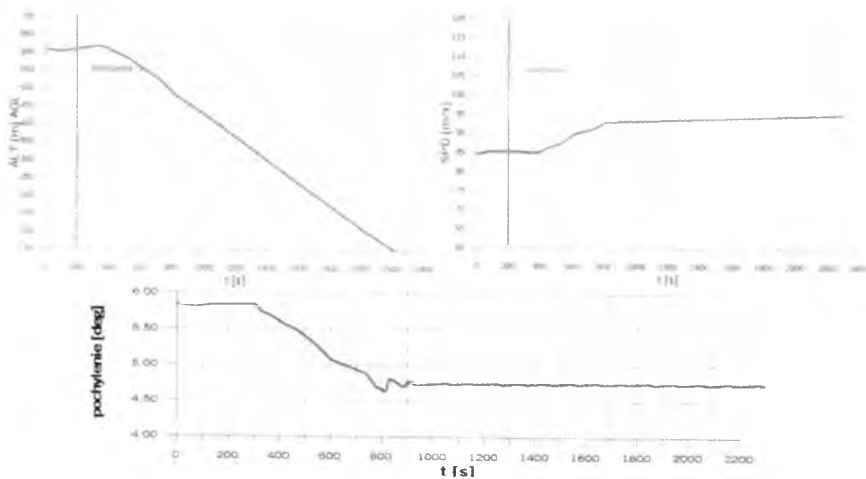
W ATR-42 używanych w EuroLOT kilkakrotnie miał miejsce przypadek zamarznięcia napędów trymera i blokady steru wysokości. Samolot zachowuje się wtedy jak w przypadku "z trzymanym drążkiem" - autor pilot mgr inż. Jacek Mainka miał okazję sam znaleźć się w takiej sytuacji na ATR-42 SP-EEA w końcu listopada 1999 roku. Miało to miejsce w Warszawie podczas podejścia w/g ILS na pas 33 - wysokość około 700 m nad ziemię początkowo w chmurach i oblodzeniu, potem z widzialnością. Nastąpiło samoczynne wyłączenie się autopilota, a następnie poważny problem w sterowaniu pochyleniem. W przypadku silnego oblodzenia, awarii odladzaczy i blokady steru wysokości - taki przebieg lotu jak na rys. 16 jest niestety prawdopodobny. Jednoczesne wystąpienie tych wszystkich czynników miało miejsce już w przeszłości. Najbardziej prawdopodobna reakcja załogi to wykonanie procedury *go-around* lub zwiększenie mocy i wypuszczenie klap, co może doprowadzić właśnie do przecignięcia usterzenia poziomego.

Na rys. 18. widzimy przypadek lotu "z trzymanym drążkiem" - ster zablokowany, autopilot wyłączony. Sytuacja pogodowa analogiczna jak w poprzednim przypadku - wejście w strefę siniego oblodzenia po 200 sekundach lotu w normalnych warunkach. Samolot najpierw przechodzi na wznoszenie, następnie przechodzi w lekkie nurkowanie aż do uderzenia w ziemię. Wydawać się mogło, że taki wypadek jest nieprawdo-

podobny - załoga otrzyma kilka ostrzeżeń w ciągu dość długiego okresu czasu - autopilot najpierw zasygnalizuje odłączenie się, następnie rozlegnie się alarm odejścia od nakazanej wysokości, a potem sygnały GPWS. W rzeczywistości taka sytuacja może mieć miejsce.



Rys. 17. Samolot ATR-42 SP-EEA, który uległ oblodzeniu steru wysokości – wylądował szczęśliwie (pilot mgr inż. Jacek Mainka)



Rys. 18. Symulacja lotu samolotu ATR-72, wejście w oblodzenie w 200 sekundzie lotu, włączony autopilot – ster zablokowany

W ATR-42 używanych w EuroLOT kilkakrotnie miał miejsce przypadek zamrożenia napędów trymera i blokady steru wysokości. Samolot zachowuje się wtedy jak w przypadku "z trzymanym drążkiem" – autor, J. Mainka, miał okazję sam znaleźć się w takiej sytuacji na ATR-42 SP-EEA w końcu listopada 1999 roku. Miało to miejsce w Warszawie

podczas podejścia w/g ILS na pas 33 - wysokość około 700 m nad ziemią, początkowo w chmurach i oblodzeniu, potem z widzialnością. Nastąpiło samoczynne wyłączenie się autopilota, a następnie poważny problem w sterowaniu pochyleniem. W przypadku silnego oblodzenia, awarii odladzaczy i blokady steru wysokości - taki przebieg lotu jak na rys. 15. jest niestety prawdopodobny. Jednoczesne wystąpienie tych wszystkich czynników miało miejsce już w przeszłości. Najbardziej prawdopodobna reakcja załogi to wykonanie procedury *go-around* lub zwiększenie mocy i wypuszczenie klap, co może doprowadzić właśnie do przeciągnięcia usterzenia poziomego.

Pilot samolotów ATR-42, ATR-72 i innych, mgr inż. J. Mainka, tak opisuje przebieg przypadku (rys. 18) w czasie treningu na symulatorze lotów, który został wprowadzony na jego prośbę: Przypadek ten został odtworzony w czasie sesji symulacyjnej na FSS ATR-72 w Helsinkach 14 grudnia 1999 roku. Po około 5 minutach od wejścia w oblodzenie (silne, 100%) przy uszkodzonej (wyłączonej) instalacji odladzania statecznika poziomego wystąpiły kłopoty w sterowaniu pochyleniem. Ponieważ symulacja uwzględniała także oblodzenie całego samolotu (czyli również spadek sprawności zespołu napędowego oraz degradację własności aerodynamicznych skrzydła) - pełna moc nie wystarczyła do utrzymania warunków schodzenia. Przy znacznych zmianach pochylenia i prędkości pionowej przy dużej prędkości IAS (około 170 KT) doszło do uderzenia w ziemię na około 200 metrów przed progiem pasa.

Zgodnie ze słowami oblatywacza z NASA Richarda Ranaudo: pomyłka – stosowanie techniki wyjścia z przeciągnięcia płata zamiast odpowiedniego dla zaistniałego przeciągnięcia usterzenia - zabija. Zgodnie z wynikami prób NASA na samolocie Tailplane Icing Program DHC-6 *Twin Otter* największe zagrożenie występuje w przypadku wysuniętych klap oraz zwiększania prędkości. Siły na wolancie przekraczają wtedy 1500N - samolot nie daje się sterować. Jeśli, po pierwszych objawach przeciągnięcia usterzenia („trzepotanie”) załoga zareaguje jak w przypadku normalnego przeciągnięcia i odda wolant – kąt krytyczny usterzenia zostanie przekroczony, a samolot wejdzie w niesterowne nurkowanie. Wpływ zwiększania mocy jest niejednoznaczny – wymaga dalszych prób i silnie zależy od układu samolotu.

W uwagach o eksploatacji zimowej dla pilotów komunikacyjnych [14], instrukcja kończy się słowami: „Nie bagatelizuj oblodzenia. Zmiana własności aerodynamicznych samolotu w rzeczywistym silnym oblodzeniu jest trudna lub wręcz niemożliwa do przewidzenia przez

konstruktorów i oblatywaczy w czasie prób w locie. Instalacja przeciwoblodzeniowa powinna ci pomóc tylko w bezpiecznym opuszczeniu strefy oblodzenia - nie daje gwarancji bezpiecznego lotu w takich warunkach!".

Dalsza analiza tego przypadku byłaby bardzo wskazana, jednakże pełna symulacja numeryczna wymaga ścisłej współpracy z producentem samolotu. Wiadomo, że w 2000 roku ATR poddany został programowi prób dotyczącymi zjawiska oblodzenia statecznika i związanymi z tym problemami w sterowaniu, ale nie jest autorom znana żadna zmiana (do czerwca 2001 roku) w oprogramowaniu symulatorów ATR, która wynikałaby z tego programu.

Generalnie, oblodzenie pozostaje nadal najgroźniejszym wrogiem małych i średnich samolotów. Silne obładanie w locie, choć sporadycznie i lokalnie, może być jednak na tyle intensywne, że przekroczy warunki certyfikacyjne, według których zaprojektowano dany statek powietrzny. Gdy się tak stanie - nic nie jest tak ważne w bezpiecznym zakończeniu lotu niż wiedza i prawidłowe reakcje załogi.

Bibliografia

1. Al-Sharabi M., Maryniak J., *Wyznaczanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa, 2002
2. Bijania A.J. *Proposed modification to ice accretion/icing scaling theory*, Journal of Aircraft, **24**, 1991
3. Ćebeci T., *Effect of ice on airfoil stall at high Reynolds numbers*, California State University, Long Beach, AIAA Journal, **33**, no 7, Technical Notes, 1995
4. Dietenberger M.A., *A simple take off or landing procedure with wing surface contaminations*, Aircraft Journal, 1984;
5. Hesri I., Maryniak J., *Symulacja numeryczna wpływu oblodzenia powierzchni nośnych samolotu na charakterystyki aerodynamiczne i parametry dynamiczne*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 135, Wydawnictwa Przemysłu Lotniczego, Warszawa, 1993
6. Kochański A., *Obladanie samolotów*, Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa, Lwów, 1938
7. Mainka J. *Fizyka zjawiska obładania samolotu komunikacyjnego w locie i wpływ na własności dynamiczne – na przykładzie ATR-72. Model fizyczny*

- i matematyczny*, Praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J. Maryniak, MEiL PW, Warszawa, 2001
8. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Wydawnictwa Naukowe Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1975
 9. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa, 1993
 10. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., *Katastrofy lotnicze – przyczyny, skutki, bezpieczeństwo*, „Perspektywy i rozwój systemów ratownictwa bezpieczeństwa i obronności w XXI w”, Akademia Marynarki Wojennej AMW Wewn. 1040/2003, Gdynia 2003
 11. Maryniak J., Sierputowski P., Ładyżyńska-Kozdraś E., Lasek M., *Bezpieczeństwo i zagrożenie statków powietrznych obładaniem w locie*, „Perspektywy i rozwój systemów ratownictwa, bezpieczeństwa i obronności w XXI wieku” pod redakcją Z. Kitowskiego i J. Lisowskiego, AMW, Gdańsk, 2005
 12. Maryniak J., Wojciechowski Z., *Wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne wybranych modeli samolotów*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa, 1993
 13. *Mechanika techniczna, tom II – dynamika układów dynamicznych* pod redakcją J. Nizioła, J. Maryniaka – część V *Dynamika lotu*, str. 363-472, Komitet Mechaniki PAN, IPPT PAN, Warszawa, 2005
 14. Płachciński S., *Eksploatacja zimowa samolotu ATR-72 informacja dla pilotów*, PLL LOT, Warszawa, 1998
 15. Schmidt M., *Meteorologia dla potrzeb szybownictwa*, WKiL, Warszawa, 1982
 16. Sobieraj W., Kowaleczko G., *Wpływ oblodzenia na charakterystyki lotne statków powietrznych*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa, 2002
 17. Wright W., Potapszuk M., *Computational simulation of large droplet icing*, NASA, Lewis Research Center, Cleveland, 1998
 18. *All Weather Operations*, Avions de Transport Regional, Blagnac, 1999
 19. *Flight Crew Operating Manual*, zmiana z lutego 1999, Avions de Transport Regional, Blagnac, 1998
 20. *Istrukcja obładzania samolotów*, PLL Lot S.A., zmiana 6 z 98/12/5, Warszawa, 1999
 21. LOT S.A. – Polecenia służbowe U7/98 i U8/98 z dnia 21/12/98, Warszawa

DYNAMICAL BEHAVIOR OF THE AIRLINER ATR-72 WHEN LANDING UNDER CONDITIONS OF THE ICE ACCRETION OVER ITS ELEVATOR - NUMERICAL SIMULATION

Intensive icing of aircraft in flight is a very dangerous phenomenon, often resulting in a crash. The phenomenon has been observed many times in airliners of different types. Even icing of wings and control elements may be dangerous since it causes the aerodynamic lift loss in a relatively short time and as a result the value of aerodynamic lift coefficient C_z is reduced over the wings and control elements.

It is a rapid fall in the aerodynamic lift magnitude accompanied by both a growth in the aerodynamic drag and a fall in the angle of stall rather than the ice accretion that might involve danger.

A mathematical and physical model of the aircraft subject to ice accretion has been developed basing on the mathematical model of icing formulated by NASA. Numerical simulations of the aircraft dynamical behaviour were performed in view of the crash hazard exposure.

Pracę zrealizowano w ramach Grantu KBN O-TOOB 013 25

STEROWANIE ODERWANIEM PRZEPIYU NA PROFILU NACA0012 PRZY WYKORZYSTANIU STRUMIENIOWYCH GENERATORÓW WIRÓW

ANDRZEJ KRZYSIAK

Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: andkrzys@ilot.edu.pl

W pracy omówiono technikę eksperymentalnych badań strumieniowych generatorów wirów w tunelu aerodynamicznym, oraz zaprezentowano wybrane wyniki tych badań. Badania wykonano w tunelu Małych Prędkości \varnothing 1.5 m Instytutu Lotnictwa na modelu profilu NACA0012 o cięciwie $c=0.5m$. Na jego górnej powierzchni, w części noskowej, umieszczono w równej odległości od siebie zestaw 10-ciu dysz generatorów. Generatory zasilane były powietrzem z dwóch sprężarek. Na dolnej i górnej powierzchni modelu profilu w trzech środkowych przekrojach wykonano otworki pomiarowe, które umożliwiały pomiary rozkładu ciśnienia. Za profilem umieszczono sondę wzdłużną mierzącą rozkłady ciśnienia w śladzie za profilem. Na podstawie uzyskanych rozkładów ciśnienia wyznaczono podstawowe charakterystyki profilu NACA0012 (bez oraz z generatorami wirów) tj. współczynniki siły nośnej, siły oporu oraz momentu. W ramach badań określono wpływ niektórych parametrów charakteryzujących generatory na te charakterystyki. Badania wykonano w zakresie liczb Macha $M=0.05-0.1$. Cały program eksperymentalnych i numerycznych badań aktywnego sterowania opływem profilu poprzez zastosowanie strumieniowych generatorów wirów realizowany był w ramach projektu badawczego nr 4T12C 008 27 finansowanego przez Ministerstwo Edukacji i Nauki.

1. Wykaz oznaczeń

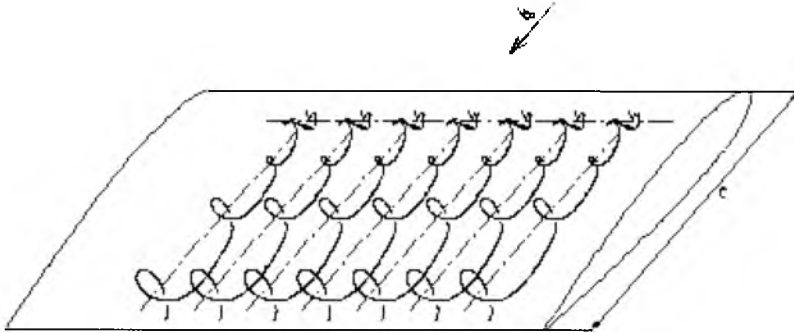
b	rozpiętość modelu	[m]
c	cięciwa profilu	[m]
C_m	współczynnik momentu	
C_x	współczynnik oporu	

Cz	współczynnik siły nośnej	
Cz_{max}	maksymalna wartość współczynnika siły nośnej	
f	częstotliwość pracy zaworów elektromagnetycznych	[1/s]
M	liczba Macha przepływu niezakłóconego	
Q_m	wydatek powietrza wypływający z dyszy	[kg/s]
Re	liczba Reynolds'a przepływu niezakłóconego	
V_j	prędkość wypływu powietrza z dyszy	[m/s]
V_∞	prędkość przepływu niezakłóconego	[m/s]
W	współczynnik wypełnienia sygnału sterującego	
Z_d	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 Ø1.5 m	[deg]
Φ	kąt pochylenia strumienia powietrza z dysz	[deg]
Ψ	kąt przekoszenia strumienia powietrza z dysz	[deg]

2. Wstęp

Techniki aktywnego sterowania przepływem na profilu są w ostatnich latach przedmiotem intensywnych badań w wielu ośrodkach naukowych na świecie. Jedną z tych technik, jest aktywne sterowanie opływem profilu przy pomocy strumieniowych generatorów wirów (AJVGs). Strumieniowe 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 składają się z małych strumieni powietrza wychodzących z górnej powierzchni profilu i odpowiednio ustawionych względem przepływu na profilu. Wzajemne oddziaływanie pomiędzy tymi strumieniami powietrza a przepływem na profilu generuje dobrze zorganizowane struktury wirowe (rys.1), 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 zjawiska 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. W ramach realizacji niniejszego projektu zaproponowano rozwiązanie znacznie upraszczające wykonanie takiej instalacji.



Rys. 1. Generowanie wirów na profilu

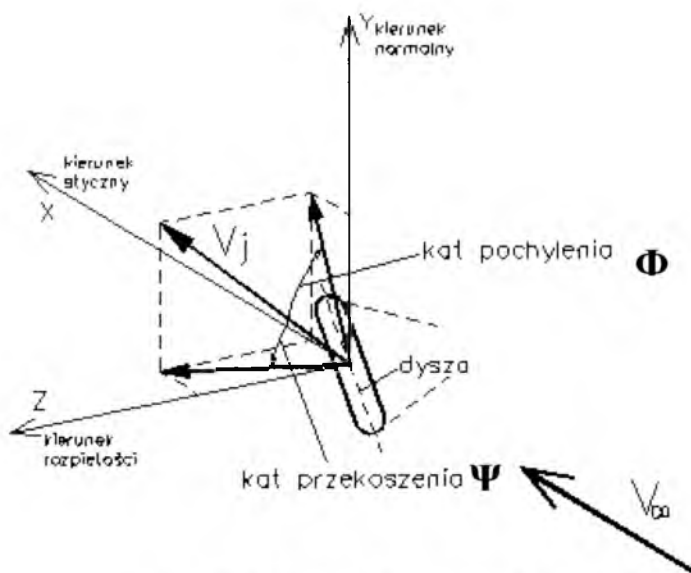
Jak wykazały badania prowadzone w wielu laboratoriach na świecie [4-10] skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów uzależniona jest od prawidłowego ich zaprojektowania, czyli właściwego doboru najważniejszych jego parametrów, takich jak:

- 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 Reynolds'a strumienia powietrza wypływającego z dyszy.

Badania te wykazały między innymi, iż najwyższą skuteczność strumieniowe generatory wirów uzyskują dla kątów przekoszenia z zakresu 45° ÷ 90° oraz kątów pochylenia 0° ÷ 45° . Definicję powyższych kątów przedstawiono na rys. 2.

W ramach prowadzonych w Instytucie Lotnictwa badań eksperymentalnych i numerycznych nad skutecznością działania strumieniowych generatorów wirów na profilu NACA0012 określono, wpływ kątów przekoszenia i pochylenia, wpływ prędkości strumienia oraz wielkości wydatku powietrza wypływającego z dyszy na podstawowe charakte-

rystyki aerodynamiczne tego profilu. Wybrane wyniki tych badań zamieszczono w niniejszej pracy.



Rys. 2. Geometria strumienia wylotowego

3. Technika badań

3.1. Tunel Małych Prędkości Ø1.5 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 profilu NACA 0012 umieszczony był w tunelu w pozycji pionowej (rys. 3) pomiędzy dwoma płytami brzegowymi, w których umieszczone były łożyska kulkowe, dające możliwość zmiany kąta natarcia w zakresie $\alpha = \pm 45^\circ$. Zmierzony kąt skosu strumienia wynosił $\alpha_s = -2.27^\circ$, a rzeczywisty kąt natarcia po obliczeniu poprawek tunelowych obliczany był z wzoru (1)

$$\alpha = \alpha_m - \alpha_s - 5.61^\circ * c_z \quad (1)$$

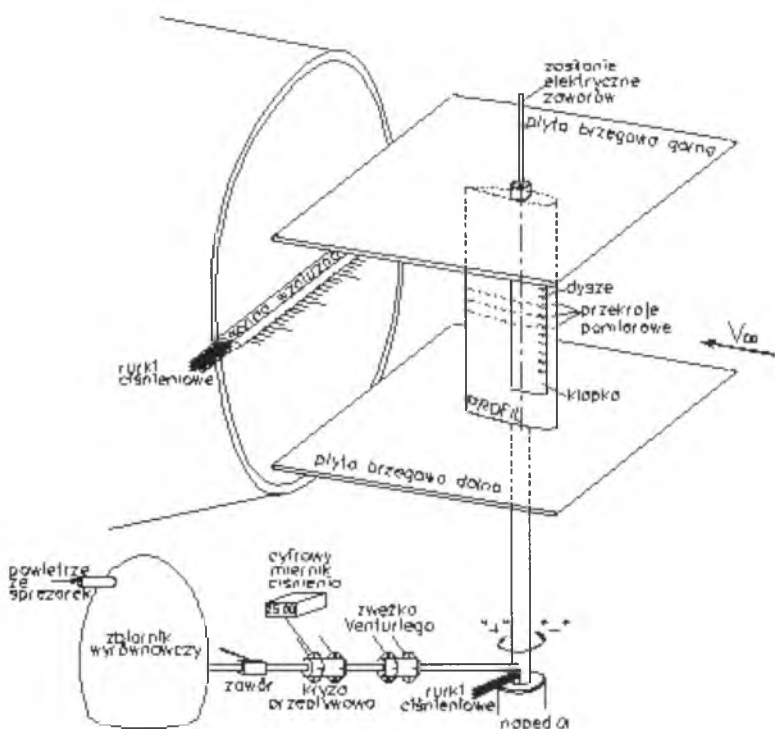


Rys. 3. Model profilu NACA 0012 w Tunelu Małych Prędkości T-1.

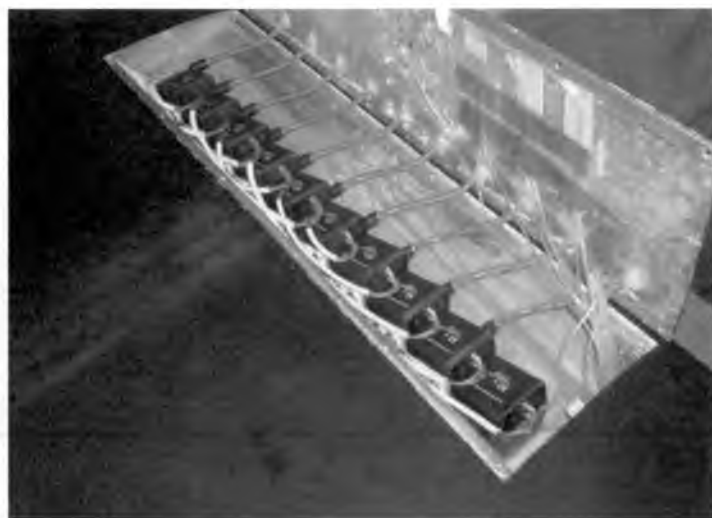
Za modelem w odległości 528 mm umieszczono wzdłużną sondę umożliwiającą pomiary rozkładu ciśnienia spiętrzenia, oraz ciśnienia statycznego w śladzie za modelem.

3.2. Badany model NACA 0012

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 $b = 1$ 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 (rozstaw 55 mm) 10 dysz strumieniowych generatorów wirów. 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 zwory elektromagnetyczne. Schemat zasilania generatorów wirów powietrzem przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Schemat zasilania generatorów powietrzem



Rys. 5. Zestaw 10-ciu zaworów elektromagnetycznych we wnętrzu modelu

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 (rys. 5). Sterownik zaworów umożliwiał regulowanie, zarówno częstotliwością zamykania i otwierania zaworów w zakresie od 0 do 200 Hz, jak również współczynnikiem wypełnienia sygnału sterującego.

Na powierzchni górnej i dolnej badanego modelu wzdłuż cięciwy 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. 4), po 48 otworków w każdym rzędzie. Środkowy rząd otworków usytuowany był w płaszczyźnie jednej z dysz generatorów wirów. Wartości wszystkich ciśnień, tj ciśnień z profilu, z sondy wzdłużnej oraz ciśnień statycznego i spiętrzenia przepływu niezakłóconego, mierzone były przez czujniki Druck'a (o zakresie pomiarowym do 14.85 cala H₂O) umieszczone w mechanicznym przełączniku ciśnień firmy Scanivalve, rys. 6. 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.



Rys. 6. Układ zbierania ciśnień

4. Wyniki badań

4.1. Warunki badań

Omawiane w niniejszej pracy eksperymentalne badania wpływu parametrów konstrukcyjnych strumieniowych generatorów wirów na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA0012 wykonane zostały w następujących warunkach (tabela 1).

Tabela 1. Warunki badań

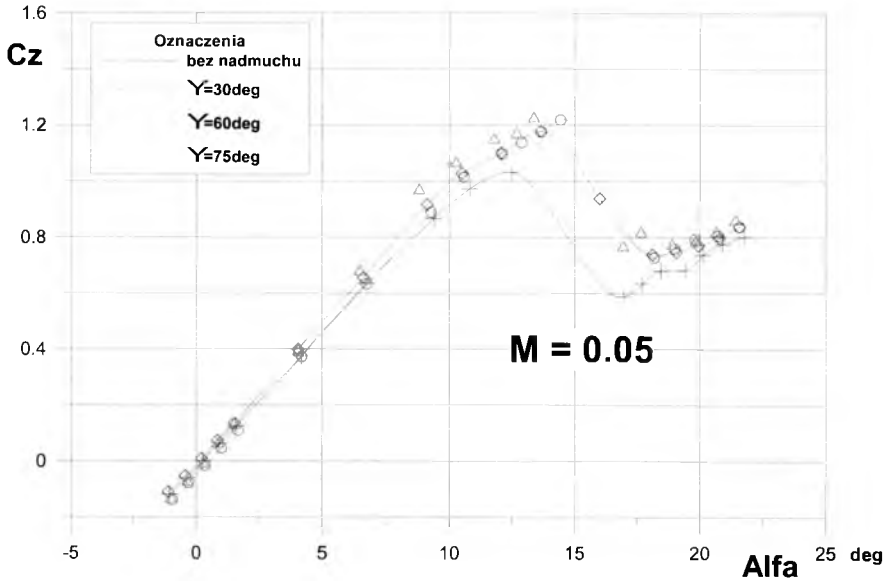
Liczba Macha	$M = 0.05, 0.075, 0.1$
Liczba Reynolds'a	$Re = 0.6 \div 1.1 \times 10^6$
Kąty natarcia profilu	$\alpha = -2.5^0 \div 25^0$
Kąty przekoszenia	$\Psi = 30^0, 60^0, 75^0$
Kąty pochylenia	$\Phi = 20^0, 30^0$
Rozstaw dysz	$z_d = 27.5, 55 \text{ mm}$
Wydatek powietrza wypływającego przez dyszę	$Q_m = 10^{-5} \div 10^{-4} \text{ kg/s}$
Częstotliwość pracy zaworów elektromagnetycz.	$f = 1 \div 150 \text{ Hz}$
Współczynnik wypełnienia sygnału sterującego	$W = 0, 0.25, 0.5, 0.75, 1$

4.2. Wpływ kąta przekoszenia Ψ oraz liczby Macha przepływu niezakłóconego na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA0012

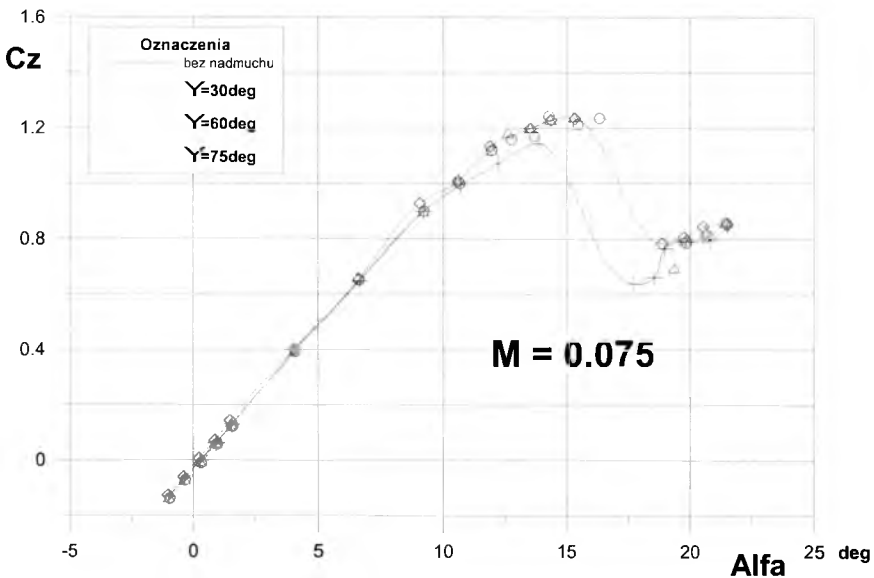
Na rys. 7-9 przedstawiono wpływ kąta przekoszenia ($\Psi = 30^0, 60^0, 75^0$) na zależności współczynnika siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia, dla liczb Macha $M = 0.05, 0.075, 0.1$. Badania wykonano przy wydatku powietrza wypływającego z dyszy $Q_m = 5.8 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$, oraz kącie pochylenia strumienia $\Phi = 30^0$.

Analiza przedstawionych wyników badań wskazuje, że wartość kąta przekoszenia strumienia powietrza wypływającego z dysz w istotny sposób wpływa na skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów, w szczególności w zakresie niższych prędkości tj dla $M = 0.5$ i 0.075 . Najwyższą skuteczność działania generatorów wirów uzyskano dla kąta przekoszenia strumienia $\Psi = 60^0$. I tak, dla $M = 0.05$ zastosowanie strumieniowych generatorów wirów z kątem przekoszenia strumienia $\Psi = 60^0$ powoduje wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej z $C_{z_{\max}} = 1.04$ do $C_{z_{\max}} = 1.22$, tj. o 17.3% oraz

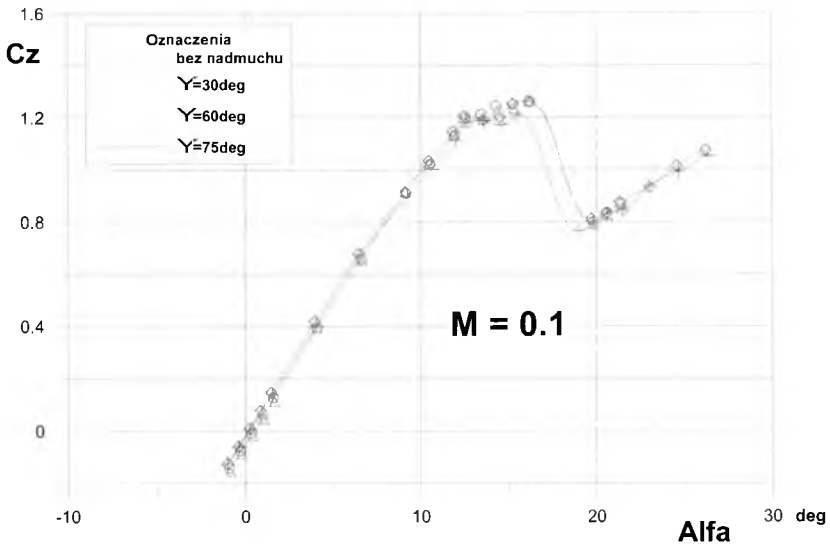
opóźnienie oderwania przepływu, czemu towarzyszy wzrost krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr} = 12.5^0$ do $\alpha_{kr} = 14.4^0$, tj. o 15.2%.



Rys. 7. Wpływ kąta przekoszenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$

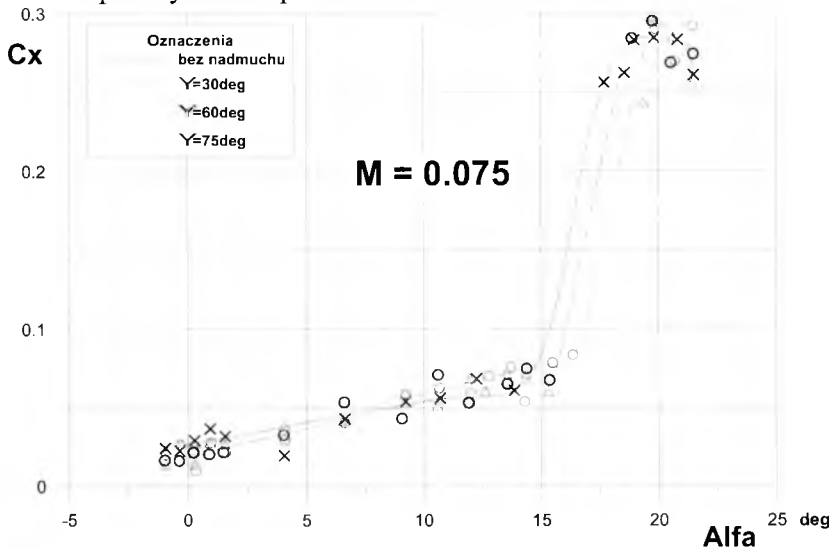


Rys. 8. Wpływ kąta przekoszenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys. 9. Wpływ kąta przekoszenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$

Wzrost wartości krytycznego kąta natarcia skutkuje tym, że towarzyszący oderwaniu przepływu gwałtowny wzrost współczynnika oporu występuje przy wyższych kątach natarcia, rys. 10. Równocześnie można stwierdzić, że w zakresie podkrytycznych kątów natarcia zastosowanie strumieniowych generatorów wirów nie powoduje istotnych zmian wartości współczynnika oporu.

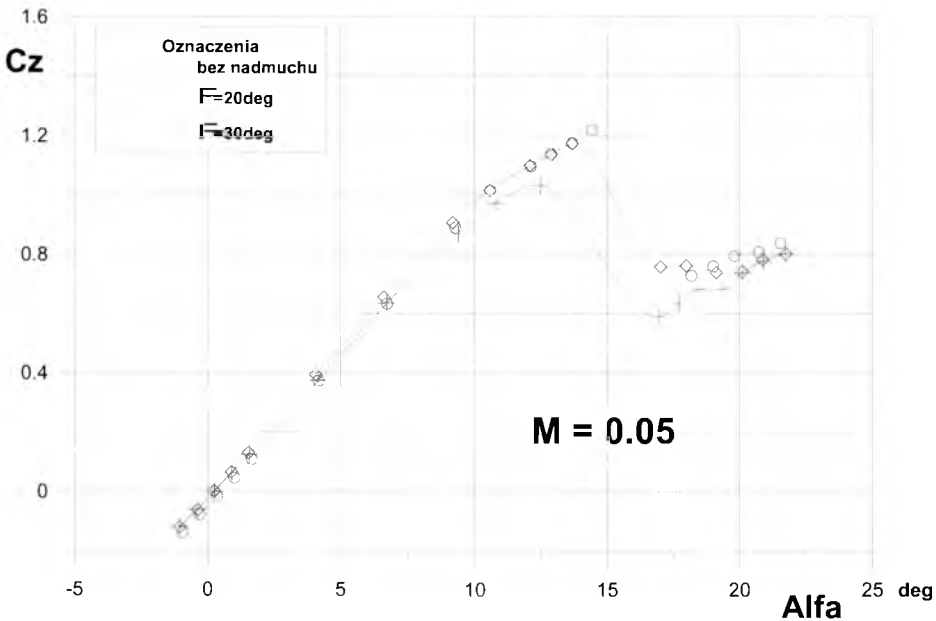


Rys. 10. Wpływ kąta przekoszenia na zależność $C_x = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

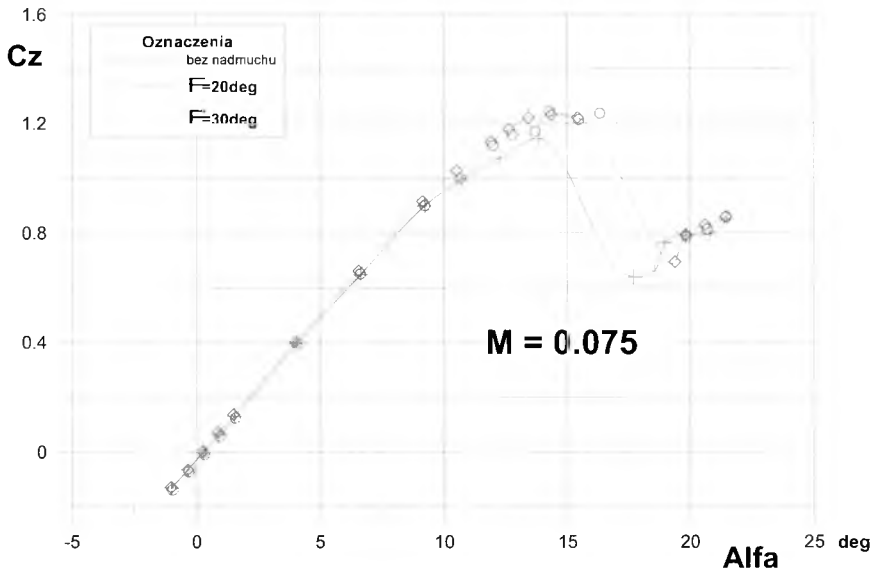
Przeprowadzone badania wykazały, że wraz ze wzrostem prędkości skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów spada. I tak, przy $M = 0.1$ zastosowanie strumieniowych generatorów wirów z kątem przekoszenia strumienia $\Psi = 30^\circ$ i 60° powoduje wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej z $C_{z_{\max}} = 1.2$ do $C_{z_{\max}} = 1.26$, tj. o 5% oraz wzrost krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr} = 15.7^\circ$ do $\alpha_{kr} = 16.1^\circ$, tj. o 2.5%. Ponieważ badania strumieniowych generatorów wirów w Instytucie Lotnictwa nie są jeszcze zakończone to trudno na tym etapie prac wyjaśnić przyczynę spadku skuteczności ich działania, przy wyższych prędkościach.

4.3. Wpływ kąta pochylenia strumienia Φ na współczynnik siły nośnej profilu NACA0012

Na rys. 11 i 12 przedstawiono wpływ kąta pochylenia ($\Phi = 20^\circ, 30^\circ$) na zależności współczynnika siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia dla liczb Macha $M = 0.05$ oraz 0.075 . Badania wykonano przy wydatku powietrza wypływającego z dyszy $Q_m = 5.7 \times 10^{-4}$ kg/s, oraz kącie przekoszenia strumienia $\Psi = 60^\circ$.



Rys. 11. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$



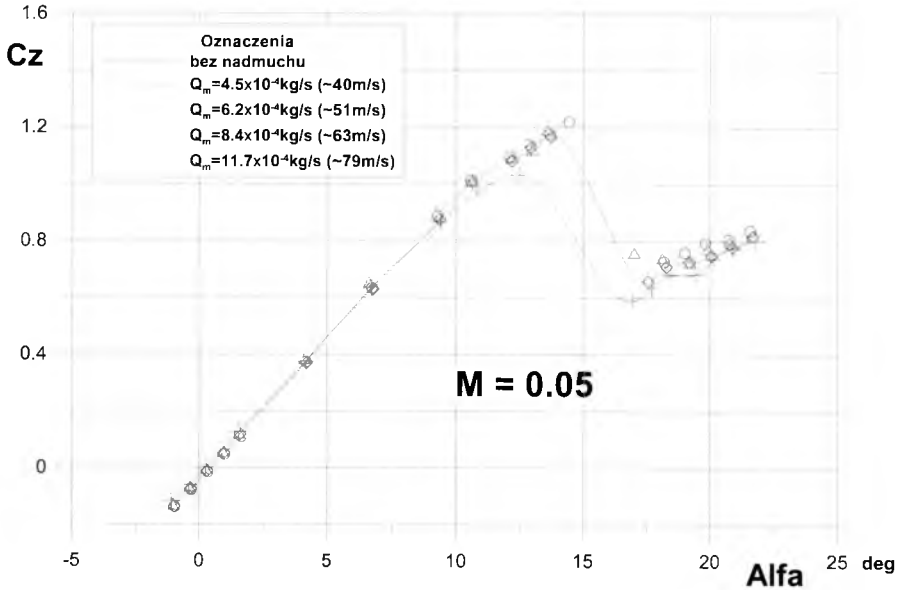
Rys. 12. Wpływ kąta pochylenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$

Z uzyskanych wyników badań wynika, że kąt pochylenia strumienia wychodzącego z dysz generatorów ma wpływ na skuteczność ich działania (tj. poziom wzrostu wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz wzrostu krytycznego kąta natarcia). Przy czym, wyższą skuteczność uzyskano przy kącie pochylenia strumienia wynoszącym $\Phi = 30^\circ$ (przy $M = 0.05$ wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej wyniosła $C_{z_{max}} = 1.22$, a krytycznego kąta natarcia $\alpha_{kr} = 14.4^\circ$), niż dla $\Phi = 20^\circ$ (przy $M = 0.05$ wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej wyniosła $C_{z_{max}} = 1.17$, a krytycznego kąta natarcia $\alpha_{kr} = 13.6^\circ$). Przy liczbie Macha $M = 0.075$, dla kąta pochylenia strumienia $\Phi = 30^\circ$, uzyskano w przybliżeniu tą samą wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej (tj. $C_{z_{max}} = 1.24$), co dla kąta pochylenia strumienia $\Phi = 20^\circ$, ale wyższą wartość krytycznego kąta natarcia ($\alpha_{kr} = 16.3^\circ$ dla $\Phi = 30^\circ$, a $\alpha_{kr} = 14.6^\circ$ dla $\Phi = 20^\circ$).

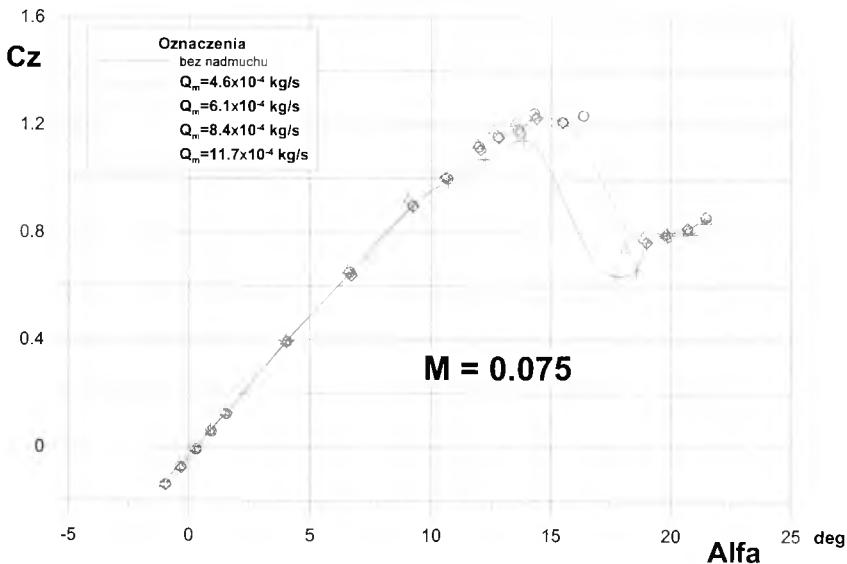
4.4. Wpływ wydatku powietrza płynącego przez dysze na współczynnik siły nośnej profilu NACA0012

Na rys. 13-15 przedstawiono wpływ wielkości wydatku powietrza płynącego przez dysze strumieniowych generatorów wirów (w zakresie $Q_m = 4.5 \div 11.7 \times 10^{-4}$ kg/s, co odpowiada w przybliżeniu prędkościom

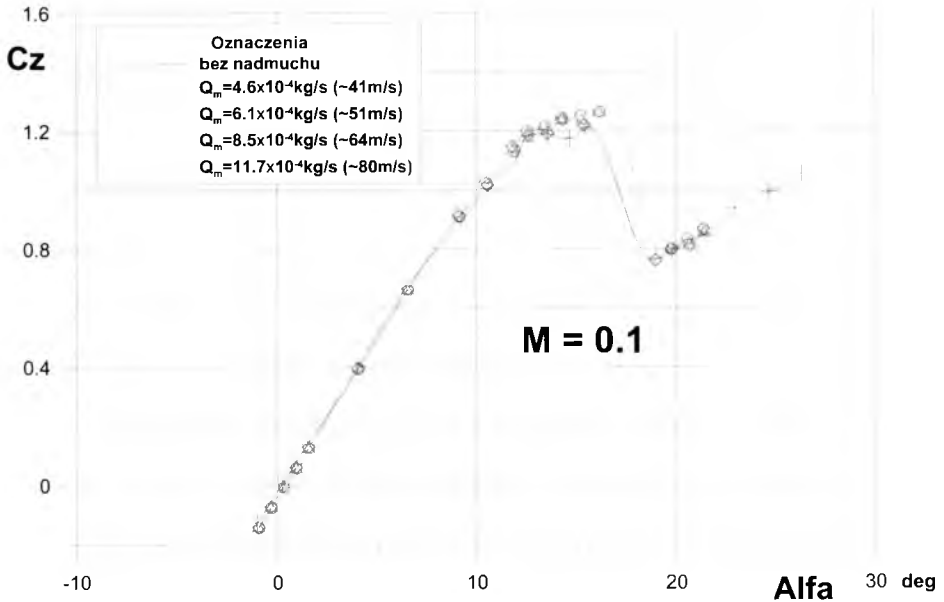
wypływu $V_j = 40 \div 80$ m/s) na zależności współczynnika siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia, dla liczb Macha $M = 0.05$ 0.075 oraz 0.1 . Badania wykonano przy kącie pochylenia strumienia powietrza $\Phi = 30^\circ$, oraz kącie przekoszenia strumienia $\Psi = 60^\circ$.



Rys. 13. Wpływ wydatku powietrza na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.05$



Rys. 14. Wpływ wydatku powietrza na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.075$



Rys. 15. Wpływ wydatku powietrza na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $M = 0.1$

Z analizy przedstawionych powyżej zależności wynika, że dla liczb Macha $M = 0.05$ oraz $M = 0.075$ istnieje pewna optymalna wielkość wydatku (wynosząca $Q_m \approx 6 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$ co odpowiada $V_j \approx 50 \text{ m/s}$), przy którym osiągnięto najwyższą skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów ($C_{z_{\max}} = 1.22$ dla $M = 0.05$ i $C_{z_{\max}} = 1.24$ dla $M = 0.075$). Przy wydatkach powietrza mniejszych oraz większych niż $Q_m \approx 6 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$ uzyskano niższe wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia (np. dla $M = 0.05$ i $Q_m = 11.7 \times 10^{-4} \text{ kg/s}$, $C_{z_{\max}} = 1.19$ a $\alpha_{kr} = 13.7^\circ$). Przy liczbie Macha $M = 0.1$ optymalne wartości wydatku, z punktu widzenia skuteczności działania strumieniowych generatorów wirów, uzyskano dla szerszego zakresu wydatków tj. dla $Q_m \geq 6.7 \text{ kg/s}$, co odpowiada prędkościom wypływu strumienia $V_j \geq 50 \text{ m/s}$.

5. Wnioski

W Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa w tunelu Małych Prędkości $\varnothing 1.5 \text{ m}$ przeprowadzone zostały eksperymentalne badania wpływu zastosowania strumieniowych generatorów wirów na podstawowe charakterystyki aerodynamiczne (tj. współczynnik siły nośnej,

siły oporu oraz współczynnik momentu) profilu NACA 0012. Badania przeprowadzono dla wielu różnych wartości parametrów konstrukcyjnych tych generatorów, a opisane w niniejszej pracy obejmowały;

- kąt przekoszenia strumienia powietrza wypływającego z dysz,
- kąt pochylenia strumienia powietrza wypływającego z dysz,
- wydatek powietrza wypływającego z dysz.

Analiza uzyskanych wyników badań prowadzi do wniosku, iż zmiana wartości przedstawionych powyżej parametrów konstrukcyjnych badanych generatorów wirów w istotny sposób wpływa na skuteczność ich działania. I tak, stwierdzono, że:

- najwyższą skuteczność działania generatorów wirów uzyskano dla kąta przekoszenia strumienia względem powierzchni profilu wynoszącego $\Psi = 60^{\circ}$. I tak przykładowo, dla $M = 0.05$ zastosowanie strumieniowych generatorów wirów z kątem przekoszenia strumienia $\Psi = 60^{\circ}$ powoduje wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej z $C_{z_{max}} = 1.04$ do $C_{z_{max}} = 1.22$, tj. o 17.3% oraz opóźnienie oderwania przepływu, czemu towarzyszy wzrost krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr} = 12.5^{\circ}$ do $\alpha_{kr} = 14.4^{\circ}$, tj. o 15.2%,
- w zakresie kątów natarcia niższych niż podkrytyczne zastosowanie strumieniowych generatorów wirów nie powoduje istotnych zmian w wartości współczynnika oporu,
- w zakresie badanych prędkości wypływu strumienia powietrza z dysz (tj. $V_j = 40 \div 80$ m/s), wraz ze wzrostem prędkości skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów spada,
- z dwóch badanych kątów pochylenia strumienia powietrza względem powierzchni profilu tj. $\Phi = 20^{\circ}$ oraz $\Phi = 30^{\circ}$, wyższą skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów uzyskano przy kącie pochylenia strumienia wynoszącym $\Phi = 30^{\circ}$,
- dla liczb Macha $M = 0.05$ oraz $M = 0.075$ istnieje pewna optymalna wielkość wydatku (wynosząca $Q_m \approx 6 \times 10^{-4}$ kg/s, co odpowiada $V_j \approx 50$ m/s), przy którym osiągnięto najwyższą skuteczność działania strumieniowych generatorów wirów ($C_{z_{max}} = 1.22$ dla $M = 0,05$ i $C_{z_{max}} = 1.24$ dla $M = 0.075$),
- przy liczbie Macha $M = 0.1$ optymalne wartości wydatku, z punktu widzenia skuteczności działania strumieniowych generatorów wirów, uzyskano dla szerszego (niż przy $M = 0.05$ 0.075) zakresu

wydatków tj. dla $Q_m \geq 6.7$ kg/s, co odpowiada prędkościom wypływu strumienia $V_j \geq 50$ m/s.

Bibliografia

1. Wallis R.A., *The use of air jets for boundary layer control*, Technical Note ARL AERO Note 110, Australia, 1952
2. Wallis R.A., *A preliminary note on a modified type of air jet for boundary layer control*, Report ARC CP 513, 1960
3. Wallis R.A., Stuart C.M., *On the control of shock-induced boundary layer separation with discrete air jets*, Report ARC CP 595, 1962
4. Zhang S., Li F., *Experiments about the air jet vortex*, Proceedings of 8th Institute of Aeronautics and Astronautics, Cincinnati, Ohio 1987, 513-516
5. Johnston J., Nishi M., *Vortex generator jets-a means for passive and active control of boundary layer separation*, Paper AIAA-89-0564, 1989
6. Selby G., *Experimental parametric study of jet vortex generators for flow separation control*, Final report NASA CR 187836, 1990
7. Selby G., Lin J.C., Howard F.G., *Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators*, Exp. in Fluids, **12**, 394-400, 1992
8. Compton D.A., Johnston J.P., *Streamwise vortex production by pitched and skewed jets in a turbulent boundary layer*, Paper AIAA-91-0038, 1991
9. Pearcey H.H. *Shock induced separation and prevention by design and boundary layer control*, Pergamon Press, Oxford, 1961
10. Pearcey H.H., Rao K., Sykes D.M., *Inclined airjets used as vortex generators to suppress shock-induced separation*, AGARD Fluid Dynamics Symposium, Winchester, UK, 1993

CONTROL OF FLOW SEPARATION ON NACA0012 AIRFOIL USING AIR JET VORTEX GENERATORS

In the recent years, the techniques of active control of flow around airfoil have been investigated extensively in many research centres all over the world. One of the techniques consists in flow control performed by using air jet vortex generators (AJVGs). Such generators comprise small air jets emerging from the upper airfoil surface and properly situated relative to the oncoming free-stream

flow. The interaction between the air jets and free-stream flows forms well organised vertical structures. They are capable of withstanding adverse pressure gradients, that appear on the upper surface at higher angles of attack. As a result, we deal with a delay in flow separation. This favourable effect may be used to improve the aerodynamic behaviour of many objects and devices; like, helicopter rotor blades, aeroplane high lift devices, turbine engine blades, etc.

The effectiveness of air jet vortex generators depends on the quality of their design, that is proper determination of their parameters like:

- jet pitch and skew angles relative to the free-stream flow
- nozzles dimensions and their location on the airfoil
- ratio of the jet velocity to the free-stream flow velocity

In the present paper the wind tunnel experimental techniques for examination of air jet vortex generators are presented together with some chosen results. The wind tunnel tests were performed in the Low Speed Wind Tunnel $\varnothing 1.5\text{m}$ at the Institute of Aviation on a NACA0012 airfoil of $c=0.5\text{m}$ chord. In the upper nose part of the airfoil, side by side at the same distance from each other, the set of 10 generator nozzles were placed. The generators were supplied with air from two compressors of the maximum total volume flow of 600 l/min. On the upper and bottom model surfaces, respectively, in each of three central cross sections, there were drilled 48 measurement orifices, which allowed for pressure distribution measurements. Behind the model, the probe measuring the pressure distribution over the model wake was situated. Basing on the resulting pressure distributions the main aerodynamic characteristics (i.e. lift, drag and moment coefficients) of NACA0012 airfoil (with and without generators, respectively) were determined. The scope of the project covered also the investigations into the influence some parameters of the generators exert on these characteristics. The tests were performed within the range of Mach number $M=0.05\div 0.1$.

NEURONOWY MODEL WSPÓŁCZYNNIKÓW SIŁ I MOMENTÓW SIŁ AERODYNAMICZNYCH TURBOŚMIGŁOWEGO SAMOLOTU

JERZY MANEROWSKI
FRANCISZEK ZGRZYWA
Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

W artykule przedstawiono sztuczną sieć neuronową odwzorowującą współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych lekkiego turbośmigłowego samolotu. Zastosowano jednokierunkową wielowarstwową sztuczną sieć z algorytmem wstecznej propagacji błędów. Do wyznaczenia sieci wykorzystano wyniki pomiarów w locie z pełnego zakresu eksploatacji samolotu w tym przeciągnięcia i korkociągi. Wymienione loty były zrealizowane przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w ramach badań kwalifikacyjnych dot. własności lotnych tego samolotu. Praca stanowi kontynuację prac autorów z zakresu modelowania dynamiki lotu samolotu i jego układów do symulatorów szkolenia pilotów metodami komputerowej identyfikacji. Te metody identyfikacji wykorzystane zostały przez autorów do wyznaczenia modeli dynamiki lotu wszystkich opracowanych w Polsce symulatorów szkolenia pilotów samolotów wojskowych.

Zastosowane w niniejszej pracy modelowanie współczynników aerodynamicznych w postaci sieci neuronowej jest alternatywą dla metod komputerowej identyfikacji. Dla odwzorowania współczynników aerodynamicznych samolotu, w przypadku stosowania metod identyfikacji, praktyka wykazała, iż niezbędne jest stosowanie wielu modeli dla różnych zakresów parametrów ruchu (kąty natarcia, prędkości lotu itp.). W niniejszym artykule zaprezentowano sieć neuronową, która odwzorowuje współczynniki aerodynamiczne praktycznie w pełnym zakresie eksploatacji samolotu. Zamieszczono wyniki porównawcze współczynników aerodynamicznych z eksperymentu i z sztucznej sieci neuronowej.

1. Wstęp

Współczesna metodologia prac z budowy i eksploatacji maszyn szeroko wykorzystuje modele matematyczne obiektów i procesów. Modele

matematyczne opracowane w oparciu o wyniki eksperymentu, przeprowadzonego na rzeczywistym obiekcie wykorzystywane są m.in. do:

- badań własności obiektu,
- diagnostyki technicznej,
- budowy symulatorów szkoleniowych,
- badań przyczyn wypadków lotniczych.

Przedstawiony wyżej zakres ich wykorzystania wymusza dużą dokładność odwzorowania rzeczywistego obiektu. Również sygnały wejściowe i wyjściowe poszczególnych modeli muszą być analogiczne jak w rzeczywistym obiekcie. W związku z tym przykładowo model lotu statku powietrznego składa się z modeli: dynamiki lotu, zespołu napędowego, układów ręcznego i automatycznego sterowania, generacji sił na sterownicach itd.

Omawiane modele stanowią równania algebraiczne, różniczkowe zwyczajne, różnicowe jak i kombinacje tych równań. Postać tych modeli ustalana jest głównie w oparciu o analizę zjawisk fizycznych, dane eksperymentalne oraz opisy techniczne obiektu. Istotą identyfikacji [4] jest tu wyznaczenie wartości parametrów tych równań w oparciu o przedstawione wyżej wyniki eksperymentu. Algorytmy i programy komputerowego wyznaczania tych parametrach opracowane są przede wszystkim na bazie metod najmniejszej sumy kwadratów. Dołączane są tu bezpośrednio istotnie rozbudowane elementy wyznaczania wskaźników jakościowej i ilościowej oceny dokładności odwzorowania rzeczywistego obiektu przez model. Ważnym etapem opracowania modelu jest jego doświadczalna weryfikacja. Ten etap opracowania sprowadza się do porównania wyników uzyskanych z modelu i eksperymentu dla identycznych przebiegów sterowania, warunków atmosferycznych lotu (z eksperymentu) itp. Niekorzystne wyniki tego etapu opracowania modelu wymuszają powtórne rozpoczęcie omawianego procesu nawet od przygotowania danych do identyfikacji czy zmiany postaci przyjętych równań itp. Wysoko manewrowe samoloty realizują loty w zakresie dużych i bardzo dużych kątów natarcia i ślizgu jak i z dużymi prędkościami kątowymi. W związku z tym modele (równania) określające siły i momenty sił aerodynamicznych mają bardzo złożoną postać. W praktyce stosuje się przy tym modele odwzorowujące ww. wielkości w kilku przedziałach zmienności wymienionych parametrów lotu (głównie kątów natarcia). Dużym problemem jest zapewnienie ciągłości zmian w/w

sił i momentów sił w funkcji parametrów ruchu na granicach tych przedziałów.

Przedstawiona metodologia wykorzystana została do opracowania modeli dynamiki lotu i układów wyposażenia do symulatorów szkolenia pilotów wszystkich eksploatowanych w Polsce samolotów wojskowych. Te modele zastosowane zostały w opracowanych w ITWL symulatorach szkolenia załóg dowodzenia i kierowania siłami powietrznymi.

W niniejszej pracy przedstawiono wykorzystanie metodologii sztucznych sieci neuronowych do modelowania dynamiki lotu samolotu. Wykorzystując wyniki z pomiarów w locie rzeczywistego turbośmigłowego samolotu, opracowano sztuczną sieć neuronową odwzorowującą siły i momenty sił aerodynamicznych w pełnym zakresie eksploatacji tego samolotu.

2. Sformułowanie problemu

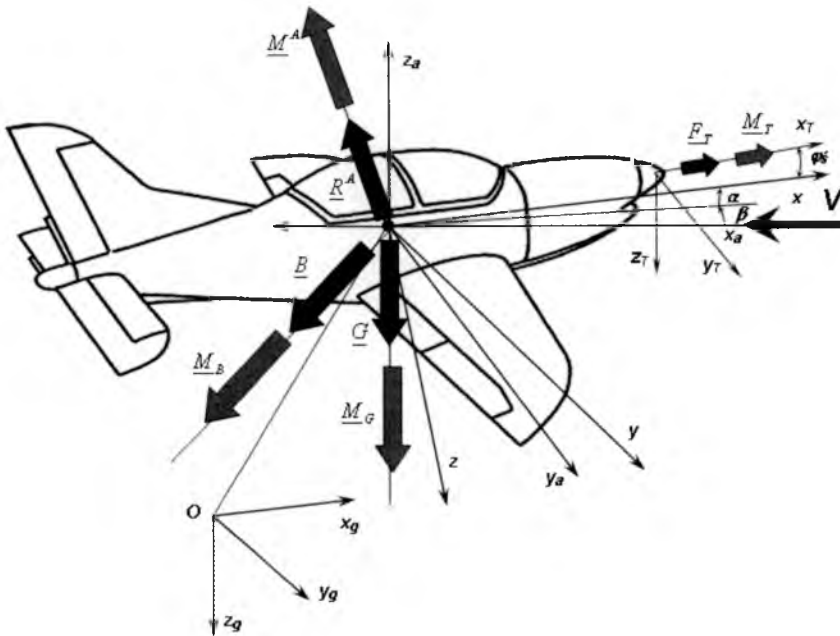
Model matematyczny dynamiki ruchu sterowanego samolotu (rys. 1) w klasycznej postaci [4, 5] oparty jest na równaniach równowagi sił i momentów sił \underline{F} bezwładności (B) z siłami i momentami sił aerodynamicznych (A), napędu (T), ciężkości (G) itd.:

$$\underline{F}_B = \underline{F}_A + \underline{F}_T + \underline{F}_G + \dots \quad (1)$$

gdzie wektor sił i momentów sił działających na samolot w układzie Oxyz o składowych:

$$\underline{F} = [P_x, P_y, P_z, M_x, M_y, M_z]^T. \quad (2)$$

Powyższe równania uzupełniają związki kinematyczne pomiędzy składowymi wektora prędkości liniowej \bar{V} i kątovej $\bar{\Omega}$ samolotu w układzie współrzędnych związanym z obiektem Oxyz i z ziemią $Ox_gy_gz_g$ (rys.1), równania określające sterowanie obiektem itd. W podanej zależności (1) praktycznie najtrudniejszym do wyznaczenia i zarazem decydującym o dokładności odwzorowania rzeczywistego obiektu jest wektor \underline{F}_A . Wektor ten obliczany jest w oparciu o obliczenia analityczne, badania tunelowe, jak i w przypadku tej pracy - wyniki badań eksperymentalnych przeprowadzonych na rzeczywistym obiekcie. Z kolei do wyznaczenia modelu matematycznego określającego \underline{F}_A wykorzystać można metody komputerowej identyfikacji [4] i jak w przypadku niniejszej pracy sztuczne sieci neuronowe [1, 2, 3, 5-7].



Rys. 1. Siły i momenty sił działające na samolot z turbinowym napędem śmigłowym; \underline{R}^A , \underline{M}^A – wektory: sił i momentów sił aerodynamicznych, \underline{B} , \underline{G} , \underline{F}_T – wektory sił: bezwładności, grawitacji, ciągu, \underline{M} – wektory momentów sił: bezwładności (B), grawitacji (G) i ciągu (T)

W modelach matematycznych wymieniony wektor sił i momentów sił aerodynamicznych określany jest zależnością:

$$\underline{F}_A = q S \underline{C}_A, \quad (3)$$

gdzie:

q - ciśnienie dynamiczne lotu;

S - charakterystyczna powierzchnia;

\underline{C}_A - wektor współczynników sił i momentów sił aerodynamicznych

$$\underline{C}_A = \underline{W}_A \underline{p}_I \quad (4)$$

oraz \underline{p}_I – wektor parametrów lotu i sterowania o wyrazach

$$\underline{p}_I = [\alpha, \beta, \delta_h, \delta_l, \delta_v, n_s, P, Q, R, V, k_{ss}, C_T, \alpha^2, V\alpha, \alpha\beta, \dots]^T, \quad (5)$$

\underline{W} – macierz współczynników wagowych o wyrazach odpowiednio przyporządkowanych wyrazom \underline{p}_I , przy czym:

α, β – kąt natarcia i ślizgu;

δ – wychylenie steru wysokości (h), lotek (l) i steru kierunku (v);

n_s – prędkość obrotowa silnika;

C_T – współczynnik ciągu zespołu śmigło-silnik;

k_{ss} – odchylenie strumienia zaśmigłowego;

V – prędkość lotu rzeczywista;

P, Q i R – składowe prędkości kątowej przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu.

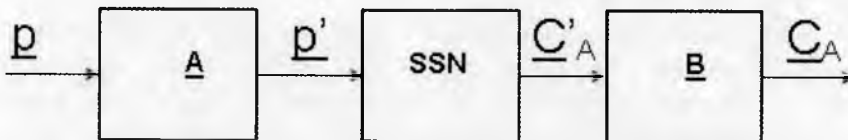
W metodach identyfikacji parametrycznej [4] macierz \underline{W}_A określana jest dla znanych z eksperymentu wartości wyrazów wektorów \underline{C}_A i \underline{p}_l . Warto tu dodać, iż zależność (3) obowiązuje w pewnych przedziałach parametrów lotu i sterowania, co utrudnia opracowanie modelu m.in. do symulatora szkoleniowego, gdzie wymagane jest uzyskanie ciągłych przebiegów \underline{C}_A w funkcji parametrów lotu i sterowania (6).

Niżej rozpatrzono model matematyczny dynamiki lotu sterowanego samolotu z wykorzystaniem sztucznych sieci neuronowych (SSN).

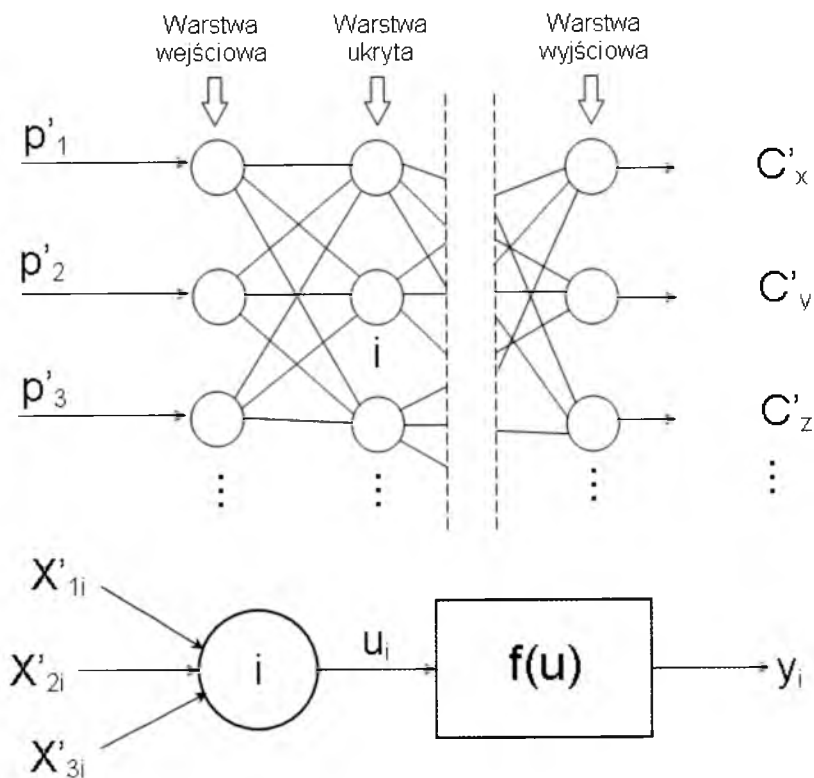
Przyjęty model pokazano na rys. 2. Sygnałami wejściowymi przedstawionego modelu są parametry lotu i sterowania określone wektorem:

$$\underline{p}_l = [\alpha, \beta, \delta_h, \delta_l, \delta_v, n_s, P, Q, R, V, k_{ss}, C_T]^T. \quad (6)$$

Sygnałami wyjściowymi są współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych określone wektorem \underline{C}_A ((3) i (4)). W porównaniu do (5) wektor (6) nie zawiera wyrazów nieliniowych, będących iloczynami parametrów lotu i sterowania (np: $\alpha^2, \alpha Ma$). Wymaganą nieliniowość pomiędzy parametrami lotu a wektorem \underline{C}_A realizuje się w sieciach neuronowych poprzez wiele warstw SSN [3]. Wykorzystanie SSN [3] w modelowaniu matematycznym wymaga stosowania unormowanych sygnałów wejściowych \underline{p}' i wyjściowych \underline{C}'_A (rys. 2). W związku z tym wprowadzone zostały odpowiednio macierze transformacji sygnałów \underline{A} i \underline{B} .



Rys. 2. Model matematyczny współczynników sił i momentów sił aerodynamicznych z wykorzystaniem SSN



Rys. 3. Wielowarstwowa, sztuczna sieć neuronowa i i-ty neuron

3. Przygotowanie danych do obliczeń eksperymentalnych i do identyfikacji z wykorzystaniem SSN

Współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych metodą eksperymentu na rzeczywistym obiekcie oblicza się wykorzystując parametry ruchu statku powietrznego uzyskane z badań eksperymentalnych w locie oraz równania równowagi sił i momentów sił zewnętrznych (1), jak i zależności na siły i momenty sił aerodynamicznych (3).

W celu zminimalizowania błędów wynikających z pomiarów w locie, czujniki pomiarowe w miarę możliwości orientowane są względem układu odniesienia samolotu (czujniki do pomiaru: przeciążeń, prędkości kątowych, kątów Eulera (Φ, Θ, Ψ), kątów natarcia i ślizgu (α, β), itp.), osie tych czujników powinny być równoległe do osi układu związanego z samolotem (obiektem). Znajomość położenia czujników:

przeciążeń, prędkości lotu, prędkości kątowych i ww. kątów umożliwia obliczanie poprawek: przeciążeń i prędkości liniowych wynikających z położenia czujników pomiarowych i ruchu krzywoliniowego samolotu.

W obliczeniach obciążeń aerodynamicznych (\underline{E}_A) z eksperymentu na rzeczywistym obiekcie w oparciu o równania (1) i parametry lotu należy uwzględniać poprawki wynikające z błędów związanych z położeniem czujników pomiarowych względem układu związanego z obiektem. Poprawki: przeciążenia i prędkości lotu samolotu wynikające z położenia czujników przeciążeń i prędkości lotu oraz z ruchu obrotowego samolotu określa się w układzie związanym z obiektem (obliczeniowym) z zależności (7 i 8) określające wektor przeciążenia \underline{n}_s w środku ciężkości samolotu (w układzie związanym z obiektem)

$$\underline{n}_s = \underline{E}_p \cdot (\underline{n}_p - \underline{n}_\omega) \quad (7)$$

gdzie:

\underline{n}_p – wektor przeciążeń z pomiarów w locie;

\underline{n}_ω – wektor - poprawka przeciążeń uwzględniająca położenie czujników przeciążeń na samolocie oraz prędkości kątowe samolotu;

\underline{E}_p – macierz transformacji z układu pomiarowego do układu samolotowego,

i wektor prędkości liniowej w środku ciężkości samolotu (w układzie związanym z obiektem),

$$\underline{V}_s = \underline{E}_a \cdot \underline{V}_a + \underline{V}_{s\omega} \quad (8)$$

gdzie:

\underline{V}_a , – wektor prędkości lotu uzyskany z pomiarów w locie

$$\underline{V}_a = [V_{rz} \quad 0 \quad 0]^T;$$

$\underline{V}_{s\omega}$ – wektor - poprawka prędkości samolotowych uwzględniająca prędkości kątowe samolotu w układzie związanym z samolotem;

\underline{E}_a – macierz transformacji z układu aerodynamicznego do układu samolotowego.

Dobór struktury SSN wynika z badanego zadania dotyczącego modelowania obciążeń aerodynamicznych „podłużnych” i „bocznych”.

Liczba neuronów w warstwie wyjściowej uzależniona jest od liczby modelowanych współczynników sił i momentów sił aerodynamicznych.

Liczba neuronów w warstwie wejściowej uwarunkowana jest wymiarem wektora parametrów ruchu i sterowania.

Analiza i badania sieci doprowadziły do wyboru warstwy wyjściowej z trzema neuronami do modelowania współczynników aerodynamicznych podłużnych C_X, C_Z i C_m oraz współczynników aerodynamicznych bocznych C_l, C_n i C_Y .

Strukturę warstw wewnętrznych dobierano eksperymentalnie w procesie uczenia. Do uczenia SSN wykorzystano współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych obliczone z eksperymentu dla samolotu PZL-130 TC-I Orlik wykorzystując zależności (1) i (3).

Dane wejściowe (parametry lotu i współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych) do identyfikacji za pomocą SSN poddaje się normowaniu do wartości z zakresu $0 \div 1$.

Natomiast uzyskane z identyfikacji za pomocą SSN modele współczynników aerodynamicznych podlegają przekształceniu z wartości z zakresu $0 \div 1$ do rzeczywistych wartości współczynników.

Ocenę dokładności odwzorowania wartości współczynników aerodynamicznych z eksperymentu \underline{C}_A przez współczynniki aerodynamiczne z sieci neuronowej \underline{C}_{As} określa się jako:

- średnią sumę kwadratów χ_{sr}^2 różnic pomiędzy współczynnikami z eksperymentu \underline{C}_A i sieci neuronowej \underline{C}_{As} :

$$\chi_{sr}^2 = \chi^2 / N$$

gdzie:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^N [(\underline{C}_A - \underline{C}_{As})_i^T (\underline{C}_A - \underline{C}_{As})_i]$$

- liczbę zdarzeń pozytywnych l_p spełniających warunek:

$$(\underline{C}_A - \underline{C}_{As})_i^T (\underline{C}_A - \underline{C}_{As})_i < 0,01, \quad i = 1, 2, 3, \dots, N.$$

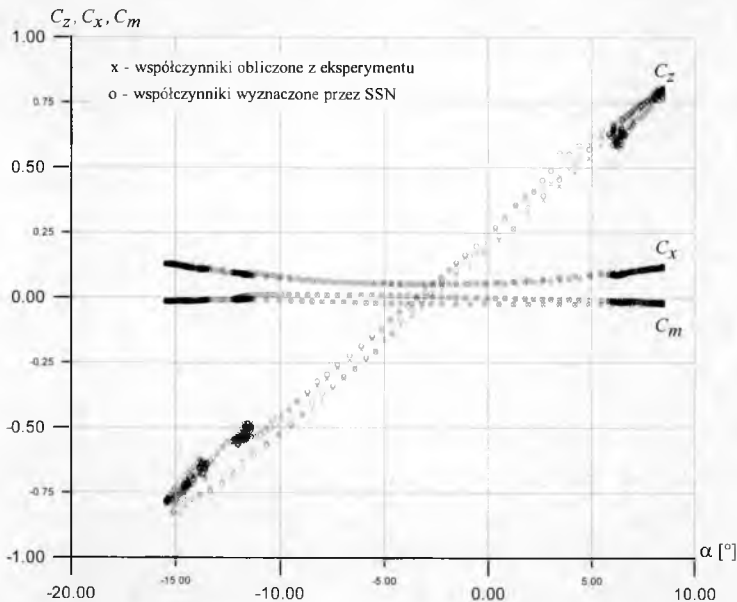
4. Wyniki obliczeń

Poniżej zamieszczono przykładowo współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych opracowane z pomiarów w locie lekkiego samolotu turbośmigłowego, jak i uzyskane z opracowanej sztucznej sieci neuronowej. Były to loty zrealizowane przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w ramach badań kwalifikacyjnych dot. własności lotnych

tego samolotu. Samolot był oprzyrządowany zgodnie z wymogami normatywnymi tego typu lotów. Wyznaczenie sieci neuronowej oraz oceny dokładności odwzorowania rzeczywistego obiektu wykonano zgodnie z ogólnymi zasadami modelowania tą metodą [3]. Do wyznaczenia sieci neuronowej wykorzystano następujące manewry lotnicze:

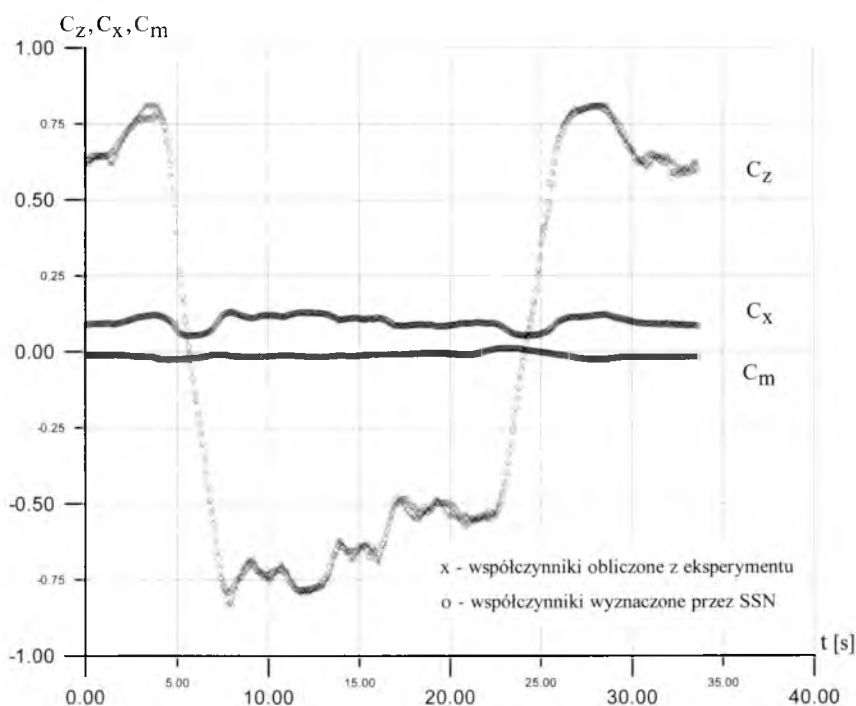
- wprowadzenia samolotu z lotu normalnego do lotu plecowego półboczka, lot plecowy i wyprowadzenia samolotu z lotu plecowego do lotu normalnego półboczka,
- wiązanki figur akrobacji lotniczej,
- rozpędzania i hamowania,
- ślizgi z przechyleniem,
- przecignięcia i korkociągi.

W trakcie opracowywania sieci neuronowej ustalono, iż korzystnie jest stosować rozdzielnie dwie sieci - jedna dla współczynników tzw. podłużnych (C_x , C_z i C_m) i bocznych (C_l , C_n i C_y). Wszystkie zamieszczone współczynniki odnoszą się do układu współrzędnych związanym z opływem $Ox_a y_a z_a$ (rys. 1).

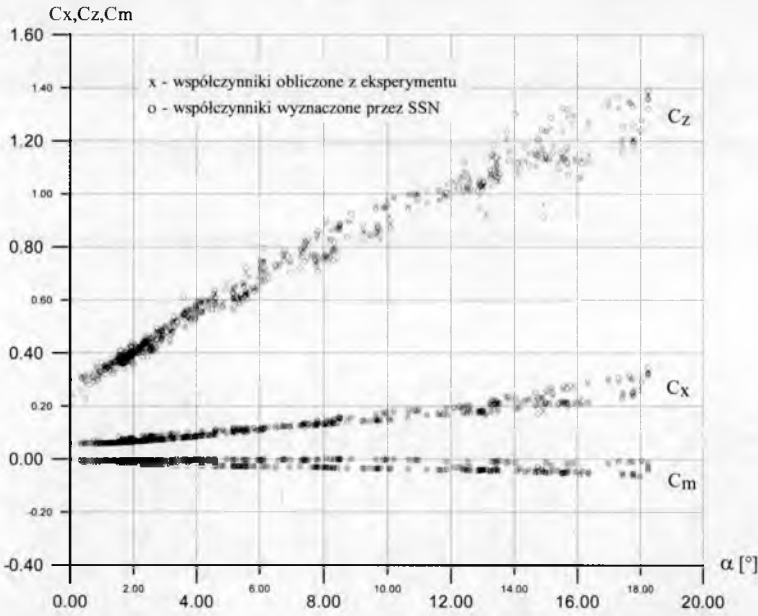


Rys. 4. Współczynniki $C_x, C_z, C_m = f(\alpha, \beta, dh, V, ks\acute{s}, n_s, P, Q, R, C_T)$ dla manewru: lot poziomy - półboczka - lot plecowy - półboczka - lot poziomy

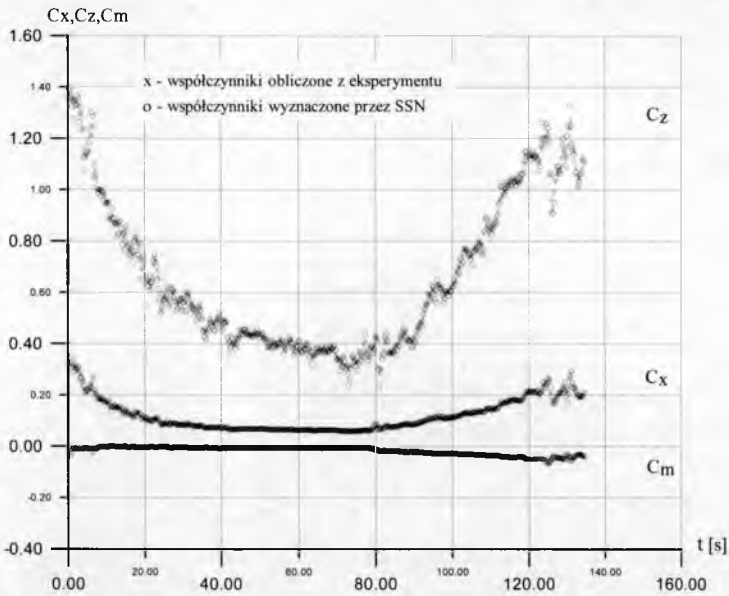
Na rys. 4÷11 przedstawiono wyniki testowania sieci neuronowej dla wybranych elementów lotu. Testy przeprowadzone zostały dla sieci neuronowej z trzema warstwami ukrytymi, w których liczby neuronów wynoszą 9, 6 i 3. Podobne dokładności odwzorowania uzyskuje się dla sieci neuronowej bez trzeciej w/w warstwy ukrytej. Wymienione wyniki przedstawione zostały w postaci przebiegów czasowych wartości współczynników w poszczególnych manewrach a następnie w funkcji kąta natarcia α lub kąta ślizgu β .



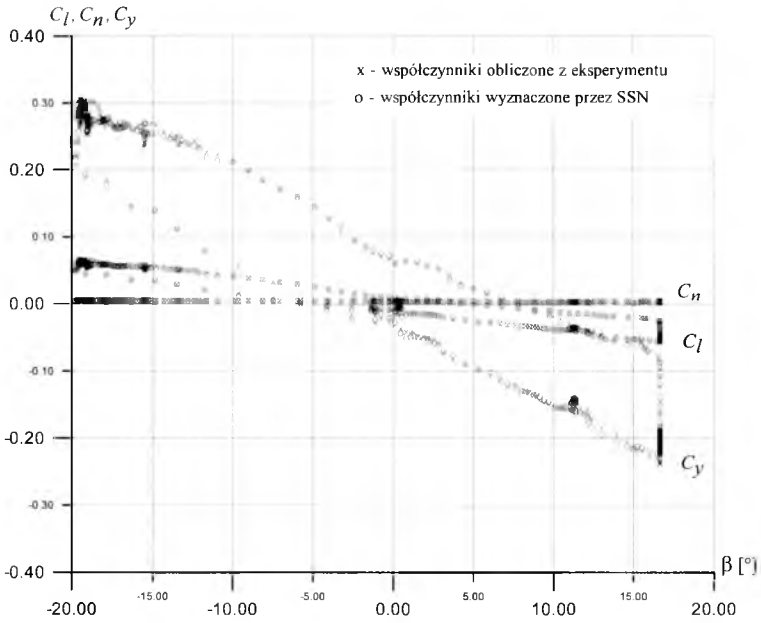
Rys. 5. Współczynniki $C_x, C_z, C_m = f(t)$ dla manewru: lot poziomy - półbeczka - lot plecowy - półbeczka - lot poziomy



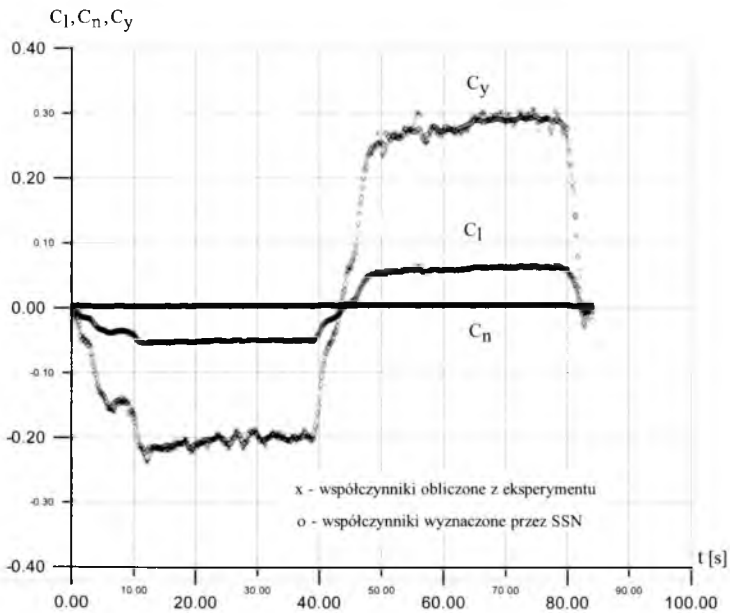
Rys. 6. Współczynniki $C_x, C_z, C_m = f(\alpha, \beta, dh, V, ks\acute{s}, n_s, P, Q, R, C_T)$ dla rozpędzania (zakres MCP) i hamowania (zakres MG) w locie poziomym



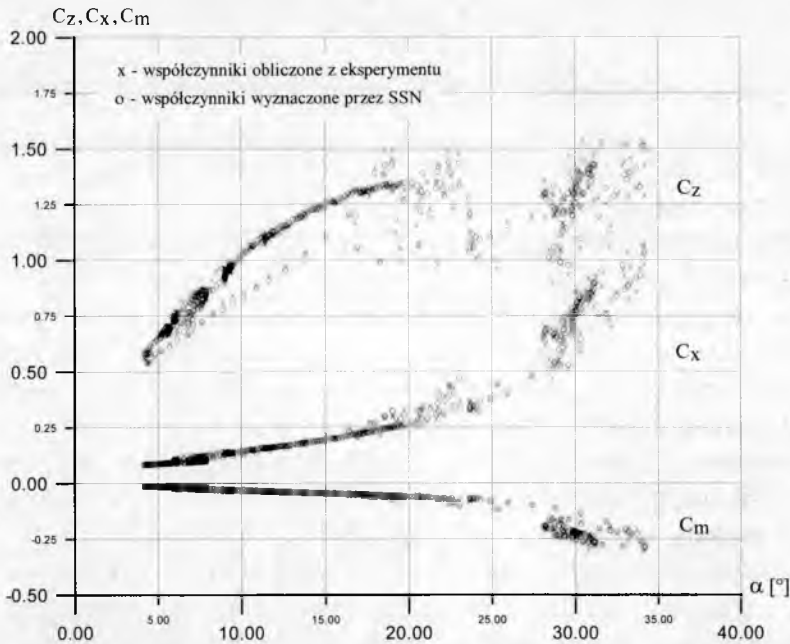
Rys. 7. Współczynniki $C_x, C_z, C_m = f(t)$ dla rozpędzania (zakres MCP) i hamowania (zakres MG) w locie poziomym



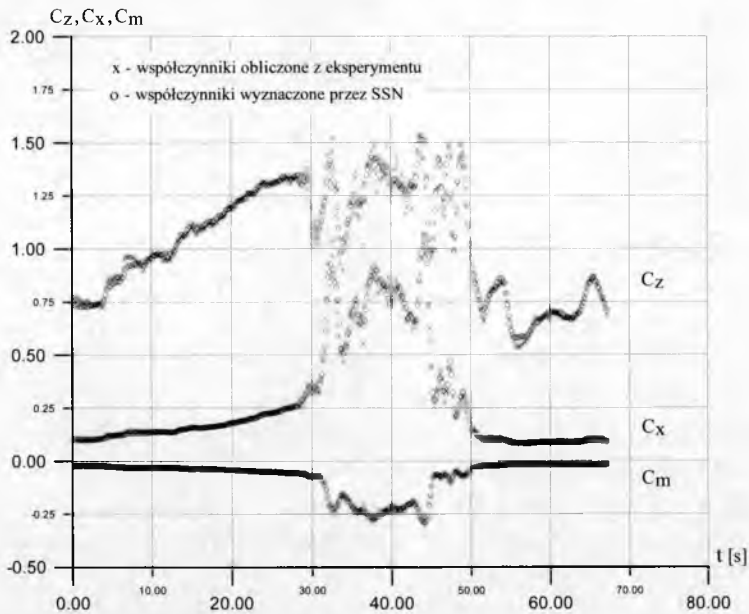
Rys. 8. Współczynniki $C_l, C_n, C_y = f(\beta, dl, dv, V, ks\acute{s}, P, Q, R, C_T)$ dla ślizgu w lewo i w prawo z kątem przechylenia $\Phi = 25^\circ$



Rys. 9. Współczynniki $C_l, C_n, C_y = f(t)$ dla ślizgu w lewo i w prawo z kątem przechylenia $\Phi = 25^\circ$



Rys. 10. Współczynniki $C_x, C_z, C_m = f(\alpha, dh, V, ks\acute{s}, n_s, P, Q, R, C_T)$ dla dwuzwitekowego korkociągu w lewo



Rys. 11. Współczynniki $C_x, C_z, C_m = f(t)$ dla dwuzwitekowego korkociągu w lewo

5. Wnioski

1. Z porównania wyników badań eksperymentalnych współczynników sił i momentów sił aerodynamicznych ze współczynnikami obliczonymi za pomocą opracowanej sieci neuronowej wynika, iż technika sztucznych sieci neuronowych może być stosowana w modelowaniu dynamiki lotu (obciążeń aerodynamicznych) samo-lotu w pełnym zakresie eksploatacji.
2. Ze względu na dokładność odwzorowania współczynników, korzystne jest stosownie dwóch sieci neuronowych określających współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych dla oddzielnie dla ruchu podłużnego i boczego.
3. Przedstawiona metoda modelowania współczynników sił i momentów sił aerodynamicznych przy pomocy SSN może być alternatywną dla metody komputerowej identyfikacji. W metodach identyfikacji konieczne jest modelowanie w/w współczynników w kilku przedziałach zmienności parametrów ruchu i sterowania. Związana jest z tym trudność zachowania ciągłości przebiegów na granicy wymienionych przedziałów.

Bibliografia

1. Borowczyk H., Lewitowicz J., Lindstedt P., *The neural diagnostic method and a complex system of diagnosing airframe and powerplant*, ICAS-98-6,6,4
2. Hazarika N., Tuncer I. H., Lowe D., *An inverse design procedure for airfoils using artificial neural networks*, ICAS-98-2,2,1.
3. Lonnblad L., Peterson C., Rognvaldsson T., *Pattern recognition in high energy physics with artificial neural networks – JETNET 2.0*, Computer Physics Communications, **70**, 1992, 167-182.
4. Manerowski J., *Identyfikacja modelu dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, ASKON, Warszawa 1999.
5. Manerowski J., Rykaczewski D., *Modelling of UAV flight dynamics using perceptron artificial neural networks*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, **43**, 2, 2005, 297÷307.
6. Marques F.D., Belo M., *Identification of aircraft non-linear dynamics using Voltera series*, ICAS-98-1,10,5

7. Weiss S., Friehmelt H., Plaetsche E., Rohlf D., *System identification using single surface excitation at high angles of attack*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Baltimore, 1995 , AIAA 95-3436, 111-118

A NEURAL MODEL OF COEFFICIENTS OF FORCES AND AERODYNAMICAL MOMENTS FOR A TURBOPROP AIRCRAFT

The paper presents an artificial neural network that represents coefficients of forces and aerodynamic moments in a light turboprop aircraft. An unidirectional multi-layer artificial network was used, with an algorithm of reverse error propagation. The in-flight measurements covering the whole flight envelope, with the stall and spin manoeuvres included, created the basis for network construction. All the flight tests were made by the staff of the Air Force Institute of Technology under the flight test program developed for certification purposes of the aircraft flight performance. The paper presents the issues that have emerged from the research conducted by the Authors in the field of modelling (using computer-aided identification methods) of the aircraft/aircraft system in-flight dynamical behaviour the results of which were used in pilot training simulators. These identification methods were employed by the Authors to generate models of flight dynamics for all simulators developed in Poland for training purposes of military aircraft pilots.

The neural-network-based modelling of aerodynamic coefficients used in this paper creates an alternative to computer-aided identification methods. Practical application have proved that, when dealing with identification methods one should employ a variety of models to represent various ranges of motion parameters (angle of attack, air speed, etc.) required for accurate representation of the aircraft aerodynamic coefficients. In the paper, a neural network has been put forward, which can represent aerodynamic coefficients for practically whole flight envelope of the aircraft. The comparison results between the aerodynamic coefficients resulting from experiment and the neural network, respectively, have also been given.

Spis treści tomu I

Rozdział I – Dynamika obiektów – badania, fizyka zjawisk

Bęczkowski G., Jóźko M., Krajniewski S., Kudelski R., Lamparski S., Manerowski J., Pilecki M., Puchalski W., Rymaszewski S., Szczepanik R. – *System rejestracji i przekazywania parametrów statku powietrznego* 7

Bęczkowski G., Kowaleczko G., Krzonkalla J., Nowakowski M., Rymaszewski S., Ulanowicz L., Zgrzywa F. – *Badania w locie śmigłowca SW-4* 15

Blajer W. – *Modelowanie ruchu sterowanego poduszkowca* 37

Kubryński K. – *Aerodynamika płata o skończonej rozpiętości – zjawiska, własności, projektowanie* 53

Maroński R. – *Co ma wspólnego wejście rakiety w gęste warstwy atmosfery z chemioterapią raka?* 79

Rozdział II – Sterowanie obiektów latających

Jóźwiak R., Kubryński K., Sierputowski P. – *Wpływ liczby Reynoldsa i parametrów geometrycznych na charakterystyki aerodynamiczne profilu ze slotem-deflektorem* 89

Graffstein J. – *Zmiany ruchu automatycznie sterowanego obiektu wywołane wybranymi zakłóceniami* 103

Czechowicz B., Hajduk J., Kowaleczko G., Loroach L., Nowakowski M. – *Dynamika samolotu bezpilotowego HOB-bit z autonomicznym układem sterowania* 121

Loroach L., Sibilski K., Żyłuk A. – *Mathematical model for the autonomous gliding delivery system* 137

Rozdział III – Dynamika środków bojowych

Gacek J., Baranowski L., Dec R. – *System identyfikacji 153 parametrycznej obiektu balistycznego*

Baranowski L. – *Modelowanie numeryczne dynamiki lotu pocisków 171 stabilizowanych obrotowo w oparciu o modele matematyczne o różnym stopniu uproszczenia*

Żyłuk A. – *Badania własności dynamicznych małowabarytowej 193 bomby ćwiczeniowej*

Głębocki R., Vogt R. – *System sterowania impulsowego dla bomb 207 lotniczych i pocisków beznapedowych*

Dziopa Z. – *Samobieżny zestaw przeciwlotniczy jako układ 223 determinujący początkowe parametry lotu rakiety*

Rozdział IV – Bezpieczeństwo i sytuacje awaryjne

Kubryński K. – *Analiza osiągow i własności przelotowych 245 szybowca Diana-2*

Frączek K. – *Nieliniowe analizy obiektów latających w aspekcie 267 niezawodności i bezpieczeństwa*

Brzozowska A., Paturski Z. – *Symulowanie awarii w lotniczych 285 syntetycznych urządzeniach treningowych*

Cichoń M., Maryniak J. – *Obciążenia działające na pilotów 295 w manewrach przestrzennych samolotu i sytuacjach awaryjnych*

Rozdział V – Aerodynamika statków powietrznych

Ładyżyńska-Kozdraś E. – *Prawa sterowania jako związki 319 kinematyczne uchybów w procesie automatycznego sterowania obiektów latających*

Mazurkiewicz Ł. – *Optymalizacja układu powierzchni nośnych 339 samolotu ze skrzydłem smukłym i niekonwencjonalnym usterzeniem pionowym*

- Maryniak J., Mainka J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Cichoń M. – 363**
Symulacja numeryczna dynamiki samolotu komunikacyjnego w fazie lądowania z obladzanym usterzeniem poziomym na przykładzie ATR-72
- Krzysiak A. – 385**
Sterowanie oderwaniem przepływu na profilu NACA0012 przy wykorzystaniu strumieniowych generatorów wirów
- Manerowski J., Zgrzywa F. – 403**
Neuronowy model współczynników sił i momentów sił aerodynamicznych turbośmigłowego samolotu

ITWL

TO PROFESJONALIZM NA RZECZ BEZPIECZEŃSTWA
I NIEZAWODNOŚCI TECHNIKI LOTNICZEJ

NASZA DZIAŁALNOŚĆ TO NAUKOWO-BADAWCZE WSPOMAGANIE EKSPLOATACJI TECHNIKI LOTNICZEJ

Prowadzimy działalność innowacyjną w zakresie:

- Projektowania i integracji systemów lotniczych
 - Systemów logistycznych
 - Niezawodności i bezpieczeństwa
 - Bezzałogowych statków powietrznych
- Systemów szkoleniowych, w tym e-learningu



POSIADAMY:

- koncesję Ministerstwa Spraw Wewnętrznych i Administracji Nr B-404/2003
- natowski kod podmiotu gospodarki narodowej (NCAGE) 0481H
- uprawnienia do nadawania stopnia naukowego doktora nauk technicznych w specjalności „Budowa i eksploatacja maszyn”



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96

tel. 022 685 20 01; tel./fax 022 836 44 71, 022 685 22 99

e-mail: poczta@itwl.pl

Internet: www.itwl.pl

ISBN 83-902194-6-8