

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

**MECHANIKA
W
LOTNICTWIE**

ML-X 2002



Warszawa 2002

Wydawnictwo zostało dofinansowane przez:



Komitet Badań Naukowych



Microsoft Polska Sp. z o.o.



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki
Stosowanej Politechniki Warszawskiej



Giełda Energii SA



ETC-PZL Aerospace Industries
Sp. z o.o.



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych



Wojskowy Instytut Techniczny
Uzbrojenia



Powszechny Zakład Ubezpieczeń SA



Wydział Uzbrojenia i Lotnictwa
Wojskowej Akademii Technicznej

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

**MECHANIKA
W
LOTNICTWIE**
ML-X 2002

pod redakcją Jerzego Maryniaka



Warszawa 2002

Organizatorzy konferencji:

- **Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej**
- Komitet Mechaniki Polskiej Akademii Nauk
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Wydział Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
- Sekcja Lotnicza Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
- ETC-PZL Aerospace Industries Sp. z o.o.

Komitet Naukowy:

Jerzy Maryniak (PW) – przewodniczący,
Wojciech Blajer (PR), Jan Borgoń (PW),
Zbigniew Dźygadło (WAT), Jacek A. Goszczyński (Ilot),
Norihiro Goto (KU, Japonia), Andrzej Grochulski (KBN),
Grzegorz Kowaleczko (WAT), Leszek Lorocho (ITWL),
Marek Orkisz (PRz), József Rohacs (TUB, Węgry),
Krzysztof Sibilski (PR), Piotr Sierputowski (PW),
Wiesław Sobieraj (WAT), Cezary Szczepański (ETC-AI),
Gwidon Szefer (PK), Victor V. Vyshinsky (TSAGI, Rosja),
Zbigniew Żmudziński (ITWL), Stanisław Żurkowski (GKBWL MI)

ISBN 83-902194-4-1

Nakład: 200 egz.

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

Szanowni Czytelnicy

Z prawdziwą przyjemnością oddajemy w ręce Czytelników kolejną, szóstą już pozycję z serii „Mechanika w Lotnictwie” wydawanej przez Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej.

Tom zawiera prace wygłoszone na X Ogólnopolskiej / I Międzynarodowej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” ML-X 2002, która odbyła się w dniach 3-5 czerwca 2002 r. w Kazimierzu Dolnym. Publikowane prace stanowią rozszerzone referaty zakwalifikowane do druku po recenzjach.

Ogólnopolskie konferencje „Mechanika w Lotnictwie” organizowane są od 1984 r. w cyklu dwuletnim i niezmiennie cieszą się ogromnym powodzeniem. Udało nam się stworzyć forum stymulujące twórczo środowiska lotnicze różnych specjalności. Wymiana informacji oraz prezentacja przedstawicielom przemysłu i ośrodków naukowo-badawczych najnowszych osiągnięć nauki, to najistotniejsze aspekty rozwoju zarówno nauki, jak i przemysłu.

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.

Jerzy Maryniak

Rozdział I

Bezpieczeństwo lotów

BADANIE WYPADKÓW LOTNICZYCH W POLSKIM LOTNICTWIE CYWILNYM

STANISŁAW ŻURKOWSKI¹

W pracy przedstawiono problematykę badania wypadków lotniczych w polskim lotnictwie cywilnym. Omówiono podstawy prawne badania wypadków lotniczych wynikające z prawa międzynarodowego i polskiego. Przedstawiono funkcjonujący obecnie w Polsce trzystopniowy system badania wypadków lotniczych i organizację komisji badawczych wypadków lotniczych oraz dwustopniowy system badania wypadków lotniczych, który zacznie funkcjonować w Polsce pod koniec 2002 r. w związku z uchwaleniem nowej ustawy "Prawo lotnicze".

1. Wstęp

Badanie wypadku lotniczego jest skomplikowanym przedsięwzięciem, które można rozpatrywać z różnych punktów widzenia. Jest to m.in. przedsięwzięcie organizacyjne, którego przebieg podlega określonym regułom prawnym. Jeśli wyniki badania mają być uznane za wiarygodne, reguły te muszą być jak najściślej przestrzegane.

2. Podstawa prawna badania wypadków w lotnictwie cywilnym na świecie

Podstawą prawną badania wypadków w lotnictwie cywilnym na świecie jest „Konwencja o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym” [1], podpisana 7 grudnia 1944 w Chicago. Polska ratyfikowała tę konwencję w 1948 roku. Spośród 95 artykułów Konwencji Chicagowskiej tylko kilka dotyczy problematyki badania wypadków lotniczych. Są to następujące postanowienia:

Art. 26. Dochodzenia w sprawie wypadków

W razie wypadku, którego doznał statek powietrzny jednego Umawiającego się Państwa na terytorium innego Umawiającego się Państwa i który pociągnął za sobą śmierć lub poważne obrażenia albo wskazuje na istnienie poważnych usterek technicznych na statku powietrznym lub w udogodnieniach dla żeglugi powietrznej, Państwo, na którego terytorium wypadek nastąpił, wdroży dochodzenie co do okoliczności wypadku, stosując się, jak dalece jego własne ustawy na to pozwalają, do zasad postępowania zaleconych przez Organizację Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego. Państwu, w którym statek powietrzny jest zarejestrowany, powinno się umożliwić wznaczenie obserwatorów,

1) dr inż., Główna Komisja Badania Wypadków Lotniczych, e-mail: szurkowski@wp.pl

którzy byliby obecni przy dochodzeniu; Państwo prowadzące dochodzenie poda do wiadomości temu drugiemu Państwu sprawozdanie i wnioski w danej sprawie.

Art. 37. Przyjęcie międzynarodowych norm i zasad postępowania

(...) Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego będzie przyjmować i zmieniać co pewien czas w miarę potrzeby międzynarodowe normy oraz zalecone metody i zasady postępowania, odnoszące się do: (...)

k) statków powietrznych w niebezpieczeństwie i dochodzeń w sprawie wypadków (...);

Art. 44. Przedmiot działalności [ICAO]

d) zapewnić potrzebny ludom świata bezpieczny, regularny, sprawny i ekonomiczny przewóz lotniczy,

Art. 54. Czynności obowiązkowe Rady [ICAO]

l) przyjmuje, (...) międzynarodowe normy i zalecone metody postępowania, które dla większej dogodności oznacza jako załączniki do niniejszej Konwencji oraz powiadamia wszystkie Umawiające się Państwa o krokach podjętych w tym przedmiocie,

Art. 26 tworzy tylko ramy prawne do prowadzenia badań wypadków lotniczych i w bieżącej praktyce bardzo rzadko występuje potrzeba odwoływania się bezpośrednio do jego tekstu. Z kolejnych zacytowanych tu artykułów wynika jednak, że jest międzynarodowa organizacja, ICAO, która przyjęła na siebie określone zadania w zakresie bezpieczeństwa lotniczego, a zadania te realizuje m.in. poprzez przyjmowanie bardziej szczegółowych ustaleń dotyczących metod badania wypadków lotniczych. Ustalenia te zebrane są w jednym z załączników do Konwencji. Załącznik ten znany jest jako Aneks 13 i dopiero przepisy zawarte w tym dokumencie mają zasadnicze znaczenie w bieżącej pracy każdej komisji badania wypadków lotniczych.

3. Aneks 13

Realizacją Art. 54 „Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym” w zakresie badania wypadków lotniczych jest Aneks 13 „Badanie wypadków i przesłanek wypadków lotniczych”. Zgodnie z Art. 37 Konwencji dokument ten jest rzeczywiście co pewien czas zmieniany, a od 1 listopada 2001 r. obowiązuje jego dziewiąte wydanie [2].

Aneks 13 jest dokumentem, który w sposób systematyczny porządkuje przebieg badania wypadku lotniczego. Jest on zbyt długi by go tu w całości cytować, ale samo przytoczenie jego spisu treści uświadamia znaczenie tego dokumentu:

Przedmowa

1. *Definicje*
2. *Zastosowanie*
3. *Postanowienia ogólne*
4. *Powiadamanie*
5. *Badanie*
6. *Raport końcowy*

7. Sprawozdawczość ADREP

8. Zapobieganie wypadkom lotniczym

Załączniki A, B, C, D.

Warto zwrócić uwagę, że „Załącznik C” pod tym niepozornym tytułem zawiera bardzo ważny wykaz przykładów poważnych przesłanek wypadków lotniczych, tj. takich zdarzeń, w których niemal nie doszło do wypadku lotniczego.

Aneks 13 został opublikowany przez ICAO w kilku językach obcych; Główny Inspektorat Lotnictwa Cywilnego wydał też jego polskie tłumaczenie [3]. Wszyscy, którzy zajmują się lub tylko interesują wypadkami lotniczymi powinni bardzo dobrze znać i rozumieć ten dokument.

W praktyce okazało się jednak, że stosowanie Aneksu 13 wymagało wydania przez ICAO dodatkowych dokumentów.

4. Podręcznik ICAO badania wypadków lotniczych

Jednolite stosowanie przez wszystkie państwa członkowskie ICAO standardów i rekomendowanych praktyk zawartych w Aneksie 13 wymagało wydania specjalnego podręcznika. Przez długie lata używany był w tym celu dokument „*Manual of Aircraft Accident Investigation*”, od 1970 obowiązuje jego 4 wydanie [4]. Podręcznik ten przedstawia sposób badania wszystkich aspektów wypadku lotniczego, a jego wartość wynika z ogromnej liczby przykładów zaczerpniętych z dokumentacji badania prawdziwych wypadków.

Obecnie ICAO wydaje nowy, czteroczęściowy podręcznik: „*Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation*”. Do tej pory ukazała się tylko jego część pierwsza „*Organization and Planning*” [5]. Kolejne części podręcznika będą miały następujące, bardzo obiecujące tytuły:

Part II - *Procedures and Checklists*

Part III - *Investigation*

Part IV - *Reporting*

Całość zastąpi stopniowo poprzedni podręcznik.

5. W Unii Europejskiej

W Unii Europejskiej ramowym dokumentem, oprócz Konwencji Chicagowskiej, regulującym problematykę badania wypadków lotniczych jest DYREKTYWA RADY 94/56/EC z 21 listopada 1994 r. „w sprawie ustanowienia podstawowych zasad dotyczących prowadzenia badań wypadków i przesłanek wypadków w lotnictwie cywilnym”.

Dyrektywa ta nakłada pewne podstawowe wymagania na kraje członkowskie:

1. Obowiązek prowadzenia dochodzenia;
2. Dochodzenie ma być prowadzone lub nadzorowane przez stałe ciało lub organ lotniczy;
3. Ciało lub organ lotniczy zaangażowany w dochodzenie ma być niezależne w swych działaniach, w szczególności od władzy lotniczej i od jakiegokolwiek strony.

6. Podstawy prawne badania wypadków w polskim lotnictwie cywilnym

Podstawą prawną badania wypadków w lotnictwie cywilnym w Polsce jest ustawa „Prawo lotnicze” z dnia 31 maja 1962 (Dz. U. Nr 32, poz. 153 z 1962 r.; Dz. U. Nr 53, poz. 272 z 1984 r.; Dz. U. Nr 33, poz. 180 z 1987 r.; Dz. U. Nr 41, poz. 324 z 1988 r.; Dz. U. Nr 35, poz. 192 z 1989 r.). Mimo wielu nowelizacji tej ustawy zasadnicze regulacje dotyczące badania wypadków lotniczych niewiele się zmieniły. W Ustawie poświęcono temu tematowi tylko jeden artykuł:

Art. 50

(...)

2. *Minister Transportu, Żeglugi i Łączności w porozumieniu z Ministrami Obrony Narodowej i Spraw Wewnętrznych powołuje (...) organy do przeprowadzania badań okoliczności i przyczyn wypadków lotniczych, jak również zadania i tryb postępowania tych organów i organów współdziałających (ust. 3).*
3. *Organy wojskowe, Policji i administracji publicznej, jednostki organizacyjne służby zdrowia i ochrony przeciwpożarowej oraz przedsiębiorcy obowiązani są współpracować z organami wymienionymi w ust. 2, a także brać udział w akcji zapobiegawczej na wezwanie organów ruchu lotniczego w razie zagrożenia bezpieczeństwa statku powietrznego.*
4. *Każdy obywatel obowiązany jest na żądanie organów wymienionych w ust. 2 udzielić im posiadanych informacji i dowodów dotyczących wypadku lotniczego.*

Aktem wykonawczym do Art. 50 ustawy „Prawo lotnicze” jest Zarządzenie Ministra Komunikacji z dnia 24 czerwca 1964 r. „w sprawie badania wypadków statków powietrznych” (M.P. Nr 44 poz. 210). Ustala ono m. in. trzystopniowy system badania wypadków lotniczych:

- Główna Komisja Badania Wypadków Lotniczych (GKBWL)
- Okręgowe Komisje Badania Wypadków Lotniczych (OKBWL)
- Komisje Badania Wypadków Lotniczych Użytkownika (KBWLU)

oraz zakres obowiązków i ramowy skład osobowy poszczególnych komisji.

W celu ujednoczenia zasad postępowania przez komisje wszystkich szczebli, w Polsce również wydano podręcznik dla osób badających wypadki lotnicze: „Podstawy organizacji i metodyki badania wypadków lotniczych w lotnictwie cywilnym RP” [6]. Książka ta wydawana była w niewielkich nakładach jako materiał dla uczestników kursów "Organizacja i metodyka badania wypadków lotniczych" organizowanych przez GILC. Podręcznik ten ma dużą wartość z kilku powodów: napisany został przez zespół praktyków, zawiera wiele przykładów zaczerpniętych z dokumentacji badania prawdziwych wypadków oraz, co dla pewnej grupy ludzi jest istotne, napisany jest w języku polskim.

Nowa ustawa „Prawo lotnicze”, uchwalona przez Sejm 3 lipca 2002 r wprowadzi zmiany w systemie badania w Polsce wypadków cywilnych statków powietrznych. Najważniejszą zmianą będzie utworzenie Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych, która zastąpi działające obecnie GKBWL i OKBWL.

7. Definicja wypadku lotniczego

Zanim podejmie się decyzję o uruchomieniu procesu badania wypadku lotniczego należy upewnić się, czy zdarzenie które zaszło jest rzeczywiście wypadkiem lub przesłanką do wypadku w rozumieniu prawa lotniczego. W tym celu trzeba starannie przeanalizować wstępny meldunek o zdarzeniu, odwołując się do definicji wypadku lotniczego. Według ICAO definicja wypadku lotniczego jest następująca [2, 3]:

Zdarzenie, związane z użytkowaniem statku powietrznego, które zaistniało od chwili, gdy jakakolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu, do chwili, kiedy wszystkie znajdujące się na nim osoby opuściły statek powietrzny i podczas którego:

a) *jakakolwiek osoba doznała obrażeń ciała ze skutkiem śmiertelnym lub poważnego obrażenia ciała w rezultacie:*

- znajdowania się na pokładzie danego statku powietrznego; lub*
- bezpośredniego zetknięcia się z jakąkolwiek częścią statku powietrznego, włączając części, które oddzieliły się od statku powietrznego; lub*
- bezpośredniego oddziaływania strumienia gazów wylotowych silnika odrzutowego*

z wyłączeniem tych przypadków, kiedy obrażenia ciała powstały z przyczyn naturalnych, zadanych samemu sobie lub przez inne osoby, kiedy obrażeń doznali pasażerowie nie posiadający biletów, ukrywający się w miejscach, do których zwykle zamknięty jest dostęp dla pasażerów i członków załogi; lub

b) *statek powietrzny został uszkodzony lub nastąpiło zniszczenie jego konstrukcji, w rezultacie czego:*

- wymagane jest przeprowadzenie poważnego remontu lub wymiana uszkodzonego elementu;*

z wyłączeniem przypadków przerwy w pracy lub uszkodzenia silnika, gdy uszkodzeniu uległ tylko silnik, jego osłony lub agregaty wspomagające; lub gdy uszkodzone zostały łopaty śmigła, końcówki skrzydła, anteny, ogumienie kół, urządzenia hamowania, owiewki, lub gdy pokrycie posiada niewielkie wgniecenia albo przebicia; lub

c) *statek powietrzny przepadł bez wieści lub znajduje się w takim miejscu, do którego dostęp jest absolutnie niemożliwy.*

Warto zwrócić uwagę, że pewne zdarzenia lotnicze, jakkolwiek fatalne w skutkach, nie są wypadkami lotniczymi. Przykładem mogą być niektóre wypadki przy pracy obsługi przygotowującej statek powietrzny do lotu lub zniszczenie statku powietrznego na ziemi w wyniku kłęski żywiołowej.

8. Podział uprawnień do badania wypadku lotniczego

Po ustaleniu, że mamy do czynienia z wypadkiem lotniczym należy ustalić, która komisja ma podjąć się jego badania. Podział uprawnień do badania wypadków lotniczych reguluje wspomniane wcześniej Zarządzenie Ministra Komunikacji

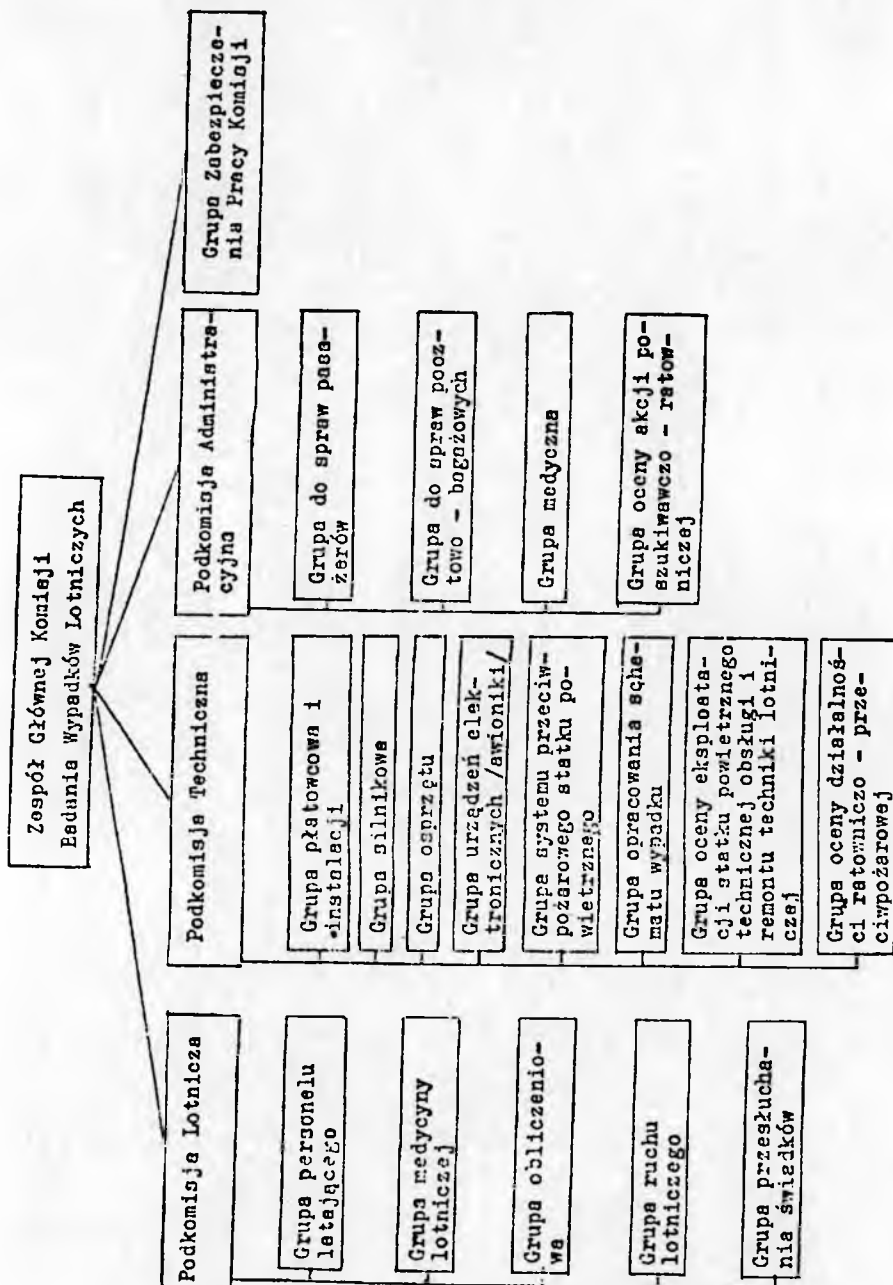
„w sprawie badania wypadków statków powietrznych”. Można to przedstawić w formie tabeli.

Tabela 1. Podział uprawnień do badania wypadków lotniczych.

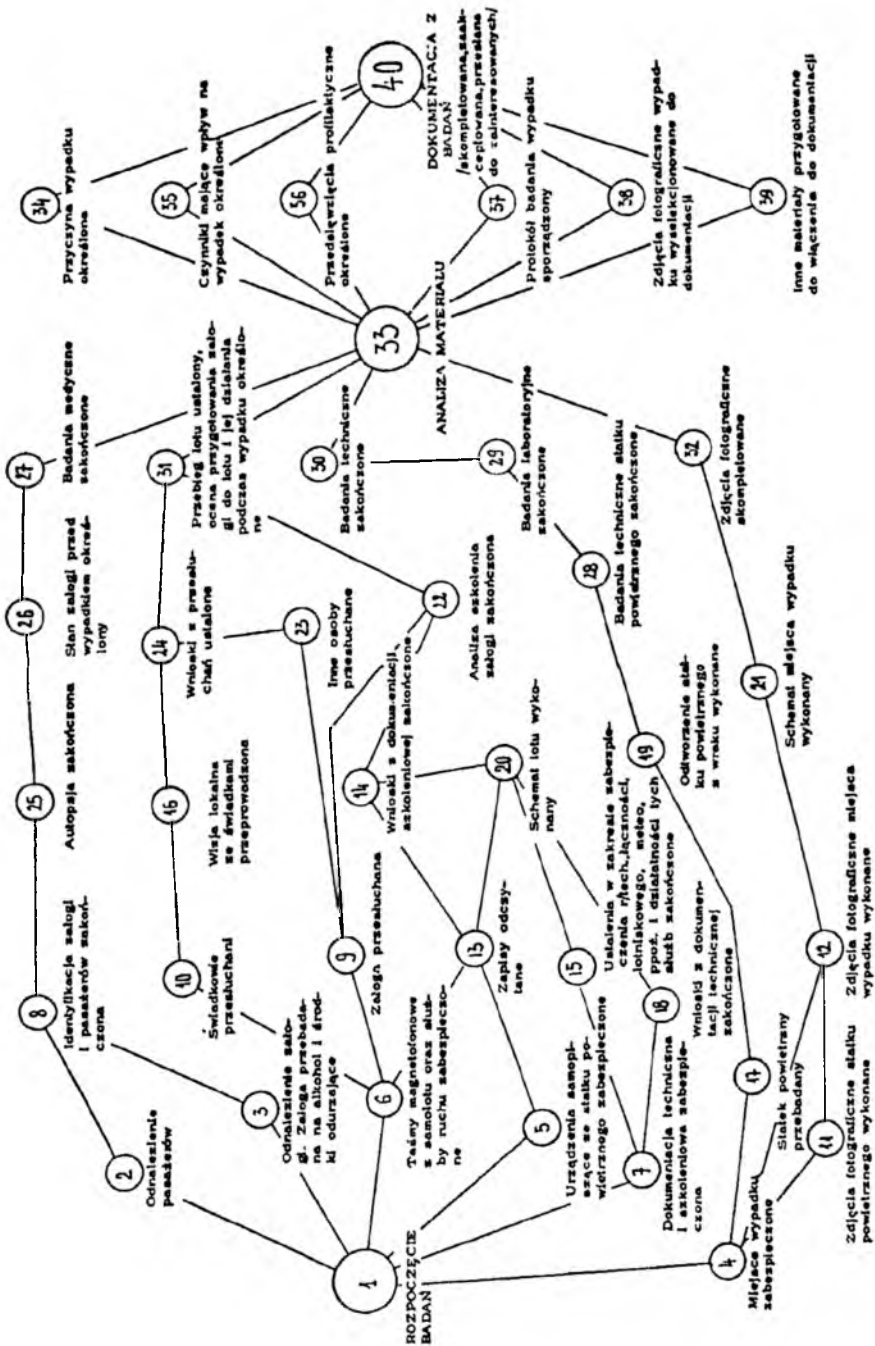
Lp.	Zdarzenie lotnicze	GKBWL	OKBWL	KBWLU
1	Wypadek ze skutkiem śmiertelnym	+		
2	Wypadek obcego statku powietrznego	+		
3	Wypadek w lotnictwie komunikacyjnym	+		
4	Zderzenie statków powietrznych w locie	+		
5	Wypadek z ciężkim obrażeniem ciała		+	
6	Zniszczenie lub poważne uszkodzenie statku powietrznego		+	
7	Łądowanie skoczka ze spadochronem zapasowym w celu ratowania się		+	
8	Ciężkie uszkodzenie ciała skoczka spadochronowego, którego przyczyną nie był stan techniczny spadochronu, teren wybrany do skoku lub przekroczenie przepisów lotniczych			+
9	Poważne uszkodzenie spadochronu powstałe w wyniku lądowania lub na skutek wyłącznie dynamicznego działania powietrza w czasie otwierania spadochronu			+
10	Wypadki inne niż wymienione w pkt. 1-7			+
11	Poważne przesłanki wypadków lotniczych			+
12	Przesłanki wypadków lotniczych			+

8. Organizacja i działalność zespołu badającego wypadek lotniczy

Organizację zespołu do badania wypadku lotniczego działającego w pełnym składzie przedstawia Rys. 1 [7]. Tak liczny zespół powołuje się jednak tylko do badania wypadku dużego statku powietrznego z licznymi ofiarami. W polskich warunkach zespół GKBWL badający wypadek składa się najczęściej z 3-6 osób.



Rys. 1. Schemat organizacyjny zespołu GKBWL w pełnym składzie



Rys. 2. Plan badania wypadku lotniczego przez zespół GKBWL

Rys. 2 [2] przedstawia plan badania wypadku lotniczego prowadzonego przez zespół GKBWL. Jest to pełny plan działania, który w polskich warunkach często jest ograniczany np. w przypadku załogi jednoosobowej i braku pasażerów, braku rejestratorów pokładowych. Na schemacie tym zwracają uwagę trzy główne węzły: 1, 33 i 40, które wyznaczają dwa podstawowe etapy badania wypadku: etap zbierania materiału faktograficznego i etap analizy.

Jest rzeczą szczególnie ważną aby współpracując z osobami spoza komisji wyjaśniać i przypominać, że jedynym celem badania wypadków lotniczych jest zapobieganie tego typu zdarzeniom w przyszłości; działalność komisji nie ma natomiast na celu ustalania czyjejkolwiek winy ani odpowiedzialności.

Bibliografia

1. *Convention on International Civil Aviation*, Eighth edition, ICAO Doc 7300/8, 2000
2. *Aircraft Accident and Incident Investigation*, Annex 13 to the „Convention on International Civil Aviation”, Ninth edition, ICAO, 2001
3. *Badanie wypadków i przesłanek wypadków lotniczych*, Aneks 13 do „Konwencji o Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego”, wydanie dziewiąte, ICAO, 2001
4. *Manual of Aircraft Accident Investigation*, Fourth Edition, ICAO Doc 9620 AN/855/4, 1970
5. *Manual of Aircraft Accident and Incident Investigation, Part I – Organization and Planning*, ICAO Doc 9756 AN/965, First Edition, 2000
6. Milkiewicz A. (red.), *Podstawy organizacji i metodyki badania wypadków lotniczych w lotnictwie cywilnym RP*, wydanie trzecie, GILC, Warszawa, 2001
7. *Organizacja badania wypadków lotniczych. Wskazówki metodyczne*, Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa, 1978.

Aircraft accident investigation in Polish civil aviation

Summary

The problem of aircraft accident investigation in Polish civil aviation is discussed. A legal basis for aircraft accident investigations constituted by international and Polish law is presented. The three-level-Polish system of aircraft accident investigations is presented and discussed together with the description of accident investigation commission structure as well as the two-level-system of aircraft accident investigations that will be introduced in Poland at the end of 2002 according to the enacted new “Aviation act”.

WPŁYW CECH KONSTRUKCYJNYCH SAMOLOTÓW AGRO NA SKUTKI WYPADKÓW LOTNICZYCH

TADEUSZ MAJEWSKI¹⁾

W pracy przedstawiono problematykę wpływu cech konstrukcyjnych samolotów przeznaczonych do usług agrolotniczych i działalności przeciwpożarowej na obszarach leśnych i rolniczych na rozmiary skutków wypadków lotniczych. Analizę przeprowadzono w oparciu o wyniki badań wypadków lotniczych polskich samolotów PZL-106 „Kruk” i M-18 „Dromader”. W przeprowadzonej analizie ograniczono się do wypadków spowodowanych błędami pilotażowymi i eksploatacyjnymi. Praca zawiera liczne merytorycznie uzasadnione propozycje wprowadzenia zmian konstrukcyjnych w obu typach samolotów. Uzasadniono konieczność skonstruowania samolotu agrorolniczego w układzie dwusteru.

1. Silniki lotnicze samolotów rolniczych i gaśniczych, ich wpływ na udźwignięcie chemikaliów lub środka gaśniczego i bezpieczeństwo latania

W Polsce stosowano do prac agro samoloty wyposażone w silniki tłokowe AI-14RA, o mocy 260 KM (samoloty: Jak-12M i PZL-101 „Gawron”).

Nie spełniły one jednak pokładanych nadziei. Stosowano je szereg lat, ale silnik był na tyle słaby, że pojemność zbiornika na chemikalia niebezpiecznie przekraczała możliwości silnika. Miało to związek z kilkunastoma wypadkami lotniczymi, spowodowanymi przekroczeniem ilości załadowanych środków chemicznych i manifestowanej niechęci do zlania nadmiaru – z hasłem „przecież się uda” – „będą fedany, będą sudany”, a działało się to przeważnie w Egipcie (roczne żniwo – 3-4 pilotów).

Zastosowanie silnika PZL-3S o mocy 600 KM do samolotu PZL-106 „Kruk”, też niewiele dało satysfakcji lotnictwu agro. Spowodowane to było brakiem reduktora obrotów i pracą śmigła na obrotach krytycznych – dających dużo hałasu, a niewiele „pożytku”. Później stosowano silnik PZL-3SR z reduktorem obrotów. Silnik już zmniejszył hałaśliwość, a latanie stało się bezpieczniejsze.

Trzeba przy tym podkreślić, że latanie agro należy do najtrudniejszego zajęcia lotniczego, odbywa się bardzo nisko nad ziemią (1.5-3 m) wśród przeszkód terenowych, przy znacznej prędkości (w zakresie 160-200 km/godz) i przy gwałtownie zmieniającym się ciężarze samolotu, a pilot rolniczy pracuje na granicy swoich wydolności psychofizycznych [4].

¹⁾ instr. pilot płk., Główna Komisja Badania Wypadków Lotniczych

Myśl techniczna rozwijała się w dalszym ciągu. W drugim, również państwowym ośrodku – WSK Mielec powstał samolot M-18 (jako przeciwwaga dla dziwniejszej konstrukcji M-15 „Belfegor”, wyposażonego w silnik odrzutowy AI-25 o ciągu statycznym 1500 kG). Do napędu samolotu M-18 „Dromader” zastosowano silnik ASz-62IR o mocy 1000 KM. Silnik dobry, pewny, produkowany od dawna w WSK Kalisz. Tę jednostkę napędową, zastosowano również na kolejnej wersji „Kruka” – PZL-106BS, co zdecydowanie poprawiło osiągi tego samolotu i komfort latania agro. Co prawda do tego płatowca, silnik ten był co nie co za duży. Jednakże był eksploatowany długo i z dobrym skutkiem. Była możliwość stosowania go do gaszenia pożarów, ale dennica miała za małą przepustowość i mniejszy udźwignię niż M-18, więc został zdyskwalifikowany jako pożarnik.

2. Właściwości konstrukcyjne samolotów przeznaczonych do usług agrolotniczych i działalności ppoż. obszarów leśnych i rolniczych oraz ich wpływ na rozmiary skutków wypadków lotniczych, mających za podłoże błędy pilotażowe i eksploatacyjne

Koncepcja konstrukcyjna samolotu PZL-106 „Kruk” (wersja ze statecznikiem poziomym na wierzchu statecznika pionowego), a ponadto stosowanie „miecza” do cięcia przewodów elektrycznych przesyłowych, umieszczonego przed kabiną pilota.

Ponad dwa lata trwało udowadnianie zespołowi konstruktorów, że pomimo zabezpieczeń w postaci „miecza”, usytuowanie statecznika poziomego na wierzchu statecznika pionowego – jest groźne i może być powodem wypadków lotniczych o skutkach jednoznacznie tragicznych.

Wprowadzono zmianę, przez przeniesienie statecznika poziomego na kadłub, pozostawiając bez zmian jego długość (od kabiny do usterzenia).

W kabinie – nie uwzględniono istotnej konieczności zmiany konstrukcji fotela pilota samolotu PZL-106. Brak regulacji położenia (w pionie i poziomie) fotela i utrudniony dostęp do urządzeń w kabinie, skutkuje niewłaściwym zapinaniem pasów bezpieczeństwa – lub wręcz nie zapinaniem ich. Pilot o wzroście poniżej średniego (przy zapiętych pasach) nie może dosięgnąć ręką do wielu urządzeń w kabinie.

W dniu 6 listopada 1985 r. w rejonie miejscowości Abbasiya w Sudanie zginął pilot (lat 27) z ZUA WSK-PZL Warszawa-Okęcie – Oddział Wrocław (samolot PZL-106AS SP-ZBA).

Przyczyną wypadku było nieprzestrzeganie przepisów lotniczych polegające na wykonywaniu zakrętu wyjścia w pole na niedozwolonej wysokości oraz przekroczenie dopuszczalnego przechylenia – co doprowadziło do przeciągnięcia samolotu w zakręcie i gwałtowny ześlizg na prawe skrzydło, zakończony zderzeniem samolotu z ziemią.

Pilot nie będąc przypięty pasami, w momencie zderzenia samolotu z ziemią został wyrzucony przez przednią szybę. Wypadając uderzył głową o „miecz” ponosząc śmierć na miejscu [5].

GKBWL w swojej uchwale z dnia 20 grudnia 1984 r. określiła następujące wnioski zapobiegawcze:

1. Z przebiegiem i okolicznościami wypadku lotniczego zapoznać:

- personel latający przedsiębiorstw lotnictwa gospodarczego wykonujący zabiegi agrochemiczne;
 - osoby odpowiedzialne za organizację i prowadzenie nadzoru nad przebiegiem działalności lotniczej przedsiębiorstw lotnictwa gospodarczego;
 - konstruktorów samolotów rolniczych PZL-106 i M-18 oraz pilotów doświadczalnych wykonujących loty próbne na samolotach rolniczych.
2. Wystąpić do Zrzeszenia Producentów Sprzętu Lotniczego i do przedsiębiorstw produkujących samoloty rolnicze z sugestią wnikliwego przeanalizowania rozwiązań konstrukcyjnych, a w szczególności rozmieszczenia przyrządów pokładowych i urządzeń w kabinie samolotów PZL-106 „Kruk” oraz M-18 „Dromader”.
 3. Komisja przyjęła do wiadomości informację przedstawiciela ZUA WSK PZL Warszawa-Okęcie – o działalności profilaktycznej prowadzonej w przedsiębiorstwie, a także treść Biuletynu informacyjnego BiHL Nr 8/84 z dnia 01.12.1984 r. dotyczącego katastrofy samolotu PZL-106AS SP-ZBA.

Koncepcja konstrukcyjna samolotu M-18 „Dromader” (jako wersja rozwojowa samolotu „Trush Comander”) przewidziała zwiększenie rozpiętości skrzydeł i pojemności zbiornika na chemikalia, a ponadto wyposażenie w silnik o mocy 1.000 KM (we wzorcu był 600 KM). Przy tym pozostawiono bez zmian tylną część kadłuba.

W efekcie zmiany powyższe zmanifestowały się następującymi właściwościami:

- konieczność użycia pełnego wychylenia trymera do uniesienia ogona przy starcie – nawet z pełnym udźwigniem środka gaśniczego, lub chemikaliów, przy czym, w połowie rozbiegu – konieczność sukcesywnego wycofywania trymera do neutrum – żeby samolot mógł się oderwać od ziemi;
- konstrukcja grodzi w zbiorniku na chemikalia (ciecz), posiada dużo otworów o jednakowej średnicy, co nie wyhamowuje przepływu cieczy w czasie przyspieszeń i hamowań na kierunku do przodu i do tyłu, jak również poprzecznie, w przypadku niedokładnej koordynacji (ześlizg-wyślizg), na co również ma wpływ zbyt krótki odcinek tylnej części kadłuba.

Konstrukcja dennicy zbiornika na ciekły ładunek roboczy samolotu M-18, umożliwia opróżnienie go w ciągu około 2 sek. Daje to zjawisko „bomby wodnej” – połączone z dynamicznym oblaniem terenu środkiem gaśniczym, przy prędkości rzędu 170 km/godz w kształcie elipsy o długości około 150 m i szerokości około 70 m, przy zrzucie wykonanym z wysokości około 20 m. Powyższe jest bardzo przydatne w czasie gaszenia pożarów obszarów leśnych.

Zrzut „bomby wodnej” (powyżej 1000 l), połączony jest z gwałtowną zmianą ciężaru samolotu i posiadanego wyrównowazenia siły nośnej. Pozbycie się w krótkim czasie ładunku, powoduje szybkie przejście samolotu na wznoszenie pod znacznym kątem (nawet ponad 30°) – pomimo silnego zareagowania usterzeniem wysokości (oddaniem drążka sterowego „od siebie”) [6].

Oba typy samolotów rolniczych (PZL-106 i M-18) mają duże strefy widoczności do przodu, ale tablice przyrządów pokładowych usytuowane są za nisko – co uniemożliwia posiadanie w polu widzenia prędkościomierza i wysokościomierza przy patrzeniu na ziemię w locie na małej wysokości – podczas wykonywania zabiegów agro.

Konstruktorzy samolotów przeznaczonych do wykonywania lotów agro i ppoż., nie konsultują usytuowania poszczególnych przyrządów i urządzeń w kabinie. Ergonomiczne usytuowanie przyrządów i urządzeń w kabinie samolotu PZL-106 sprawia wrażenie złudnego porządku, natomiast układ przyrządów i urządzeń w kabinie samolotu M-18 jest niewłaściwy, utrudnia prawidłową i bezpieczną eksploatację samolotu i zagraża bezpieczeństwu wykonywania lotów.

Informacje zawarte w Instrukcji użytkowania w locie samolotu M-18 „Dromader” mogą być powodem niewłaściwego odczytania ograniczeń eksploatacyjnych samolotu [2].

I tak w Rozdziale 2 „Ograniczenia” pkt. 2.8. na stronie 2-7 (25.03.93)

„Zabronione manewry” – jest zapis: „Maksymalny przechył samolotu w zakręcie wynosi 60°” – bez komentarza, a dopiero w załącznikach np. Nr 17 z 01.02.94 jest zapis: „w lotach operacyjnych z masą samolotu powyżej 4.200 kg do 5.300 kg wielkość przechylenia w zakrętach ogranicza się do 30°”

Identyczny zapis znajduje się w Instrukcji użytkowania w locie samolotu PZL-M18B z roku 1995 – pkt. 2.8. na stronie 2.6 (26.03.97) [3].

W latach 1986-1995 GKBWL badała okoliczności i przyczyny katastrof lotniczych samolotów M-18 „Dromader”, zaistniałych podczas lotów gaśniczych. Ponad 70% wypadków miało miejsce w czasie wykonywania manewru wychodzenia na prostą do zrzutu środka gaśniczego. Zakręt ten wykonywany był na wysokości około 100 m z przechyleniem rzędu 45-60°, przy napełnieniu zbiornika ponad 1.200 litrów wody.

Na skutek turbulencji i zaistnienia braku koordynacji w zakręcie, wystąpił „balans cieczy”, czyli gwałtowne przelanie się wody na część zbiornika poniżej płaszczyzny pionowej przechodzącej przez oś podłużną samolotu, co powoduje pogłębienie przechylenia i przewrócenie samolotu na plecy. Przewrócenie się samolotu na plecy, na tej wysokości nie daje pilotowi żadnych szans na przeżycie.

Przejęcie się ideą ergonomii zmanifestowało się w kabinie samolotu M-18 „Dromader”, gdzie na prawym pulpicie bocznym (w rejonie łokcia prawej ręki pilota), zgrupowane zostały części składowe urządzeń sterowniczych instalacji paliwowej i uruchomienia silnika ASz-62IR.

Chodzi tu o:

- pompkę zastrzykową paliwa (z przekrętem blokady);
- cięgno zaworu przelewowego paliwa;
- lampkę sygnalizacyjną włączenia zaworu rozrzedzania oleju (w silniku ASz-62IR);
- przełącznik „ROZRUCH” – włączania instalacji uruchomienia silnika;
- uchwyt – dźwignia startera;
- przełącznik iskrowników;
- zawór odcinający „STOP KRAN”;
- dźwignia ręcznej pompy paliwowej

(patrz Instrukcja użytkowania w locie samolotu PZL M-18 „Dromader” z silnikiem ASz-62IRM18 – Rozdział 7 str. 7-11) [2].

Umieszczenie przełącznika iskrowników na prawej bocznej półce – pod łokciem prawej ręki pilota, uniemożliwia wyłączenie go w sytuacji awaryjnej. Nie stwierdzono wyłączenia iskrowników – choćby w jednym z badanych wypadków.

Na samolotach wyposażonych w silniki tłokowe, eksploatowanych przez lotnictwo ogólnego przeznaczenia (gospodarcze, sanitarne, sportowe itp.) w Polsce – przełącznik iskrowników usytuowany jest na lewej stronie tablicy przyrządów i jest obsługiwany przez pilota lewą ręką.

Powyższe można odnieść również do przełącznika „ROZRUCH” i uchwytu-dźwigni startera.

Przez długi czas, po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów M-18 „Dromader” i PZL-106 „Kruk” – przeszkalani na te typy samolotów, rekrutowali się spośród pilotów Zakładu Usług Agrolotniczych, posiadających duży nalot ogólny i bogate doświadczenie w pracach agro [4].

Należy liczyć się z potrzebą przeszkolenia nowych pilotów na samoloty PZL-106, lub M-18. Mam na myśli przeszkolenie na „typ”, a następnie szkolenie do prac agro albo lotów gaśniczych. Szkolenie powyższe będzie wymagało samolotu dwusterowego [1].

Oba samoloty „rolnicze” – w zasadzie posiadają wersję dwusterową ..., ale są one ... „dziwne”.

Udziwienie tych samolotów polega na usytuowaniu kabiny instruktora przed szkolonym pilotem, w miejscu zbiornika na chemikalia.

Konsekwencją tego rozwiązania było zmniejszenie pojemności i dyspozycyjnego ciężaru użytecznego środka chemicznego (cieczy) o około 75%.

Porównując powyższe kwestie z działaniami na samolocie An-2, można stwierdzić, że wpędzono się w ślepią uliczkę, która poważnie wpłynie na koszty przeszkolenia nowych pilotów i nie pozwoli na uzyskiwanie normalnych efektów tak finansowych jak i operacyjno-szkoleniowych.

Na samolocie An-2, zawsze brało się tyle środka chemicznego ile wynikało z potrzeb wykonania zadania agro, niezależnie od tego czy w samolocie znajdował się pilot-agro, czy też pilot-agro instruktor z przeszkalanym pilotem.

Zamawiającego usługę agro (który ponosi koszty), nie interesowało czy w samolocie jest pilot-agro, czy też przeszkalający się pilot z instruktorem.

Zmniejszona pojemność zbiornika na chemikalia i konieczność wykonania większej liczby lotów, a także dolotów z lądowiska do „obrabanego pola”, będzie powodowało poważne problemy finansowe i organizacyjne między zamawiającym, a wykonawcą usługi agrolotniczej.

Wniosek nasuwa się oczywisty:

- samolot dwusterowy powinien posiadać kabinę instruktora usytuowaną z tyłu za kabiną pilota;
- pojemność zbiornika na chemikalia nie powinna być inna niż na samolocie w wersji jedностerowej;
- seryjnie płatowiec w produkcji powinien posiadać tylną kabinę z możliwością zamontowania wyposażenia dla instruktora, albo jako pasażerska bez wyposażenia. O potrzebie posiadania kabiny dla pasażera świadczy fakt produkowania samolotów M-18 z miejscem dla mechanika lotniczego obsługi;
- natomiast silnik – to pewny i dobry = ASz-62IR o mocy 1000 KM, lub jego wersja rozwojowa K-9.

Bibliografia

1. *Program szkolenia samolotowego, Część III - Specjalistyczne szkolenie pilotów dla rolnictwa gospodarczego, Rozdział 8 - Szkolenie w lotach „agro”, Rozdział 9 - Szkolenie w lotach połączonych z gaszeniem pożarów*, WKiŁ, Warszawa, 1987; z Uzupełnieniem nr 1, Warszawa, 1997
2. *Instrukcja użytkowania w locie samolotu PZL M-18 „Dromader” z silnikiem ASz-62IRM18*, Mielec, 30 kwiecień 1979, z uzupełnieniami
3. *Instrukcja użytkowania w locie samolotu PZL M-18B „Dromader” z silnikiem ASz-62IRM18*, Mielec, 1995, z uzupełnieniami
4. *Instrukcja wykonywania lotów*, IWL WSK PZL Warszawa-Okęcie, wrzesień 1986
5. *Akta wypadków lotniczych badanych przez GKBWL*, Ministerstwo Infrastruktury, Warszawa
6. Zięborak J., *Stanowisko w sprawie prób samolotu M-18 „Dromader”*, Warszawa, 7 kwietnia 1989

The influence of design features of agricultural planes on consequences of aircraft accidents

Summary

The problem of influence of the design features of agricultural planes and fire-fighting planes, assigned for service over forests and fields, on a level of seriousness of aircraft accident consequences is presented. The analysis is based on the results of aircraft accidents investigations of Polish planes PZL-106 "Kruk" and M-18 "Dromader". The presented analysis is limited to the accidents caused by human in flight errors and errors of operation. The paper presents a number of suggestions concerning redesign of both types of planes. A necessity for designing of a dual controls agricultural plane is justified.

ANALIZA CZYNNIKÓW DETERMINUJĄCYCH BEZPIECZEŃSTWO PILOTA W PROCESIE KATAPULTOWANIA

MICHAŁ BUREK¹⁾
IRENEUSZ SMYKLA²⁾

Referat dotyczy problemu efektywności systemów ratowniczych samolotów wojskowych. Sprowadza się do badania wpływu parametrów lotu samolotu na minimalną bezpieczną wysokość katapultowania na przykładzie przebiegu procesu katapultowania z samolotu szkolno-treningowego PZL-130 TC-1 „Orlik”.

1. Wstęp

Obecnie niezbędnym elementem wyposażenia każdego nowoczesnego samolotu wojskowego (a coraz częściej również cywilnego) są systemy ratownicze, oparte na fotelach katapultowych. Wymagana jest ich możliwie jak największa niezawodność i skuteczność podczas eksploatacji samolotu w powietrzu i na ziemi. Muszą one zapewniać wysoki komfort użytkownika załogom samolotów (tj. swobodę ruchów, dobrą widoczność z kabiny oraz łatwość zajmowania w niej miejsca), a równocześnie łatwą obsługę przez personel techniczny. Na podstawie analizy danych statystycznych [1, 2, 3], dotyczących przebiegu i efektów katapultowań, należy podkreślić, że największe niebezpieczeństwo dla załóg samolotów występuje podczas lotu na małej wysokości z pochyleniem i przechyleniem oraz przy dużej prędkości lotu.

2. Analiza możliwości modelowania ruchu układu „pilot-fotel”

Do analizy ruchu układu „pilot-fotel” konieczne jest zastosowanie 4 układów współrzędnych:

- nieruchomy układ współrzędnych $Oxyz$;
- ruchomy, związany z samolotem $Ox_1y_1z_1$;
- związany z fotelem układ współrzędnych $Ox_2y_2z_2$;
- prędkościowy układ współrzędnych $Ox_vy_vz_v$.

1 dr inż., WSOSP Dęblin Katedra Techniki Lotniczej. e-mail: michalb@wsosp.deblin.pl.

2 dr inż., WSOSP Dęblin Katedra Techniki Lotniczej. e-mail: qaz@wsosp.deblin.pl.

Obliczenie parametrów ruchu układu „fotel-pilot” w nieruchomym układzie współrzędnych (rys. 1) można wykonać dwukrotnie całkując równania ruchu:

$$m \frac{dW_{0f}}{dt} = P_C \sin \alpha - C_X \frac{\rho W_{0f}^2}{2} S_U - mg \sin \gamma \quad (1)$$

$$mW_{0f} \frac{d\gamma}{dt} = P_C \cos \alpha + C_Z \frac{\rho W_{0f}^2}{2} S_U - mg \cos \gamma \quad (2)$$

$$I \frac{d\omega}{dt} = C_m \frac{\rho W_{0f}^2}{2} S_U l \quad (3)$$

gdzie:

C_X, C_Z, C_m – współczynniki aerodynamiczne;

γ, φ, α – kąty rzutu (wektora prędkości fotela), pochylenia prowadnic, natarcia

$$W_{0f} = \sqrt{(V_S - V_{0f} \sin \varphi)^2 + (V_{0f} \cos \varphi)^2} \quad (4)$$

$$\gamma = \arcsin \frac{V_{0f} \cos \varphi}{W_{0f}} \quad (5)$$

Ruch obrotowy układu można pominąć, gdyż istnieje układ stabilizacji poprzez spadochron stabilizujący a praktyka dotychczasowych katapultowań oraz materiały z prób prowadzonych przez producenta potwierdzają jego całkowitą skuteczność. Brak ruchu obrotowego układu „pilot-fotel” pozwala na przyjęcie modelu ruchu układu jako ruchu punktu materialnego o określonej masie i współczynnikach siły aerodynamicznej, zależnych od kąta natarcia fotela katapultowego (model sprowadza się do modelu ruchu punktu materialnego o stałych w czasie współczynnikach sił aerodynamicznych).

Pojawia się tu poważny problem. Wyniki badań procesów katapultowania nie są publikowane w sposób szczegółowy i stanowią tajemnicę firm je prowadzących (głównie producentów). Dostępne są jedynie materiały reklamowe i szkoleniowe. Zawarta jest w nich bardzo mała ilość informacji z zakresu badań ruchu układu „pilot-fotel” w czasie katapultowania. Można uzyskać jedynie charakterystyki minimalnej wysokości do katapultowania, które prawdopodobnie są wynikiem badań modelowych, a sposób ich otrzymania jest nieznanym.

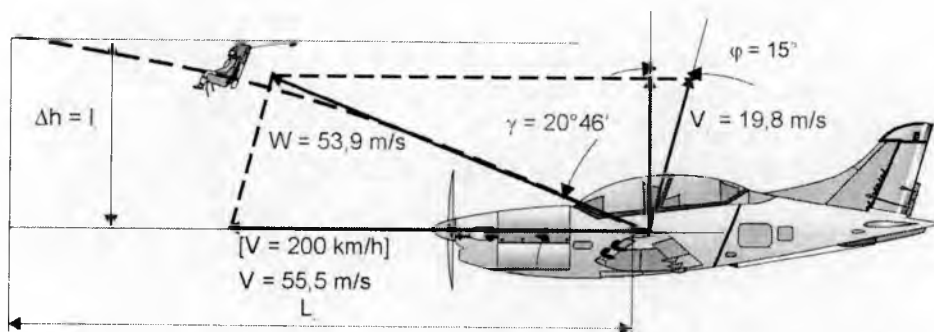
Instrukcje eksploatacyjne zawierają szczegóły budowy, obsługi i eksploatacji systemów ratowniczych i nie mają charakteru analitycznego, pozwalającego na samodzielne badanie procesu katapultowania. Są to informacje oparte na empirycznych wzorach, zawierających współczynniki bezpieczeństwa. Występują w nich bardzo daleko idące uproszczenia oraz zdarza się błędna interpretacja niektórych zjawisk związanych z katapultowaniem [4].

Powoduje to, że modelowanie ruchu będzie obciążone poważnymi błędami wynikającymi z przyjętych uproszczeń i zawsze będzie budzić wątpliwości wśród załóg samolotów - nie będzie materiałem wiarygodnym.

3. Analiza ruchu balistycznego układu „pilot-fotel”

Z fizycznego punktu widzenia układ „pilot-fotel” jest obiektem (punktem materialnym) poruszającym się ruchem balistycznym w atmosferze (rys. 1). Własnością tego obiektu jest zmienność masy i kształtów geometrycznych, a więc i charakterystyk aerodynamicznych. W przypadku nowoczesnych konstrukcji foteli, dodatkową ich własnością jest bardzo krótki czas lotu balistycznego spowodowanego działaniem mechanizmu strzałowego. Własności kinematyczne ruchu tego obiektu, a także charakterystyki dynamiczne są funkcjami wielu zmiennych. Do najważniejszych należą: warunki początkowe ruchu, parametry konstrukcyjne, charakterystyki aerodynamiczne i masowe

$$W_{0f} = f(m_p, n_s, T_H, \rho_H, \Phi_s, \Theta_s) \quad (6)$$



Rys. 1. Kinematyka rzutu układu „pilot-fotel” w nieruchomym układzie współrzędnych

Dysponując dostępnymi parametrami lotu samolotu i parametrami pracy fotela katapultowego, takimi jak: prędkość lotu samolotu (V_s), prędkość wyrzutu fotela z kabiny (V_{0f}), kąt natarcia (α), kąt pochylenia (Θ) i kąt przechylenia samolotu (Φ) można określić podstawowe parametry początkowe ruchu układu „pilot-fotel”, tzn. moduł wektora prędkości (W_0), kąt rzutu fotela (γ). Potraktowanie ruchu rozpatrywanego układu jako rzutu ukośnego, z uwzględnieniem oporów powietrza wyrażonych opóźnieniem tego ruchu w czasie (siły bezwładności), nie powoduje wystąpienia błędów większych niż podczas powszechnie występujących prób modelowania [5, 6, 7, 8] z wykorzystaniem budzących wątpliwości charakterystyk aerodynamicznych. Również analiza warunków meteorologicznych i ruchu pilota z wykorzystaniem spadochronu ratowniczego GQ1000 po katapultowaniu z samolotu PZL-130 [9] uzasadniają takie podejście do problemu

$$\begin{cases} m \frac{d^2 x}{dt^2} = \Sigma P_X = -mj_X \\ m \frac{d^2 y}{dt^2} = \Sigma P_Y = -mj_Y \\ m \frac{d^2 z}{dt^2} = \Sigma P_Z = -mj_Z \end{cases} \quad (7)$$

$$x = y = 0$$

$$\frac{dx}{dt} = W_{0f} \cos \gamma \quad (8)$$

$$\frac{dy}{dt} = W_{0f} \sin \gamma$$

Dwukrotnie całkując równania (7) przy rozpatrywaniu ruchu w płaszczyźnie xz i założeniu warunków początkowych (8) dla $t=0$ otrzymujemy:

$$\begin{aligned} x &= W_{0f} t \cos \gamma - \frac{j_X t^2}{2} \\ z &= W_{0f} t \sin \gamma - \frac{g t^2}{2} \end{aligned} \quad (9)$$

Jedną z największych zalet tak przedstawionych zależności jest to, że są możliwe do wykorzystania podczas analizy warunków ruchu przez załogi samolotów, nie zawsze najlepiej posługujące się aparatem matematycznym.

4. Czynniki decydujące o bezpieczeństwie katapultowania na małej wysokości

W lotach na małych wysokościach, bezpieczeństwo pilota podczas katapultowania zależy od wielu czynników, takich jak:

- wysokości wyrzutu fotela w locie poziomym przez system ratowniczy H_f ;
- czasu zadziałania systemu ratowniczego $t_{\text{zar}}=2.5$ s;
- parametrów lotu w chwili wykaptowania, takich jak:

V_{zs} - składowa pionowa prędkości samolotu, odczytywana na wariometrze, która decyduje o utracie, naborze wysokości Δh w czasie zadziałania systemu spadochronowego t_{sp} , który jest stały i niezależny od warunków lotu;

V_s - prędkość samolotu, która wpływa na czas napełnienia spadochronu i jego wyhamowania;

θ - kąta pochylenia samolotu, odczytywanego na sztucznym horyzoncie;

ϕ - kąta przechylenia samolotu, odczytywanego na sztucznym horyzoncie;

- czasu wykonania przez pilota czynności niezbędnych do wykatapultowania;
- szeroko pojętego poziomu wyszkolenia załóg samolotów, obejmującego również znajomość i zrozumienie fizycznej strony procesu katapultowania.

Zaprezentowana, duża ilość czynników i parametrów jest trudna do uwzględnienia przez załogę podczas oceny bezpieczeństwa procesu katapultowania w czasie lotu. Dlatego instrukcje techniki pilotowania odnoszą się tylko do składowej pionowej prędkości samolotu (V_{zs}), jako najważniejszego wskaźnika oceny bezpiecznej wysokości do katapultowania, podając np.:

$$H_{bk} = k \times V_{zs} \quad (10)$$

gdzie: H_{bk} – bezpieczna wysokość do katapultowania;

k - współczynnik empiryczny uwzględniający utratę wysokości, uwarunkowaną możliwościami fotela i wpływem na nią prędkości pionowego opadania (dla samolotu PZL-130 przyjmuje on wartość 4 przy załodze jednoosobowej i wartość 6 w przypadku załogi dwuosobowej).

4.1. Wysokość wyrzutu fotela w locie poziomym przez system ratowniczy H_f

Wysokość ta wynosi ok. 20 m dla foteli balistycznych i od 45 do 85 m dla foteli z przyspieszaczami raketowymi i jest zależna od możliwości energetycznych mechanizmów strzałowych i napędowych oraz od masy pilota, a także od przeciążeń i temperatury otoczenia. Istotny wpływ na jej wartość ma prędkość pozioma samolotu. Wzrost prędkości lotu poziomego wpływając na zmniejszenie kąta rzutu układu „pilot-fotel”, znacząco zmniejsza tę wysokość.

W przypadku katapultowania z samolotu PZL-130 przy prędkości 110 km/h (minimalna prędkość katapultowania z wysokości $H=0$ m), wynosi około 18.6 m, natomiast wzrost prędkości do 200 km/h zmniejsza ją do wartości 16.2 m (9)³.

4.2. Czas zadziałania systemu ratowniczego t_{sr}

Jest to czas rzędu $t_{sr}=2.5$ s, obejmujący:

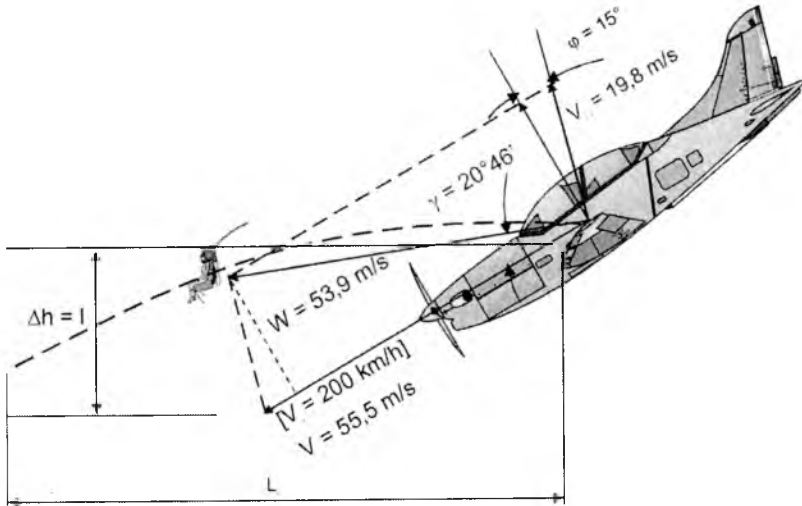
- skruszenie lub zrzut osłony kabiny;
- uruchomienie mechanizmu strzałowego;
- wyrzucenie układu „pilot-fotel” poza kabinę samolotu;
- oddzielenie fotela od pilota;
- otwarcie, napełnienie i wyhamowanie systemu spadochronowego do prędkości ok. 6 m/s.

Czas zadziałania systemu ratowniczego jest stały i niezależny od warunków lotu i od poziomu wyszkolenia załogi. W przypadku fotela Mk PL 11B, zastosowanego na samolocie PZL-130, wynosi on 2.65 s. Jest to jeden z nowocześniejszych tego typu systemów stosowanych w lotnictwie.

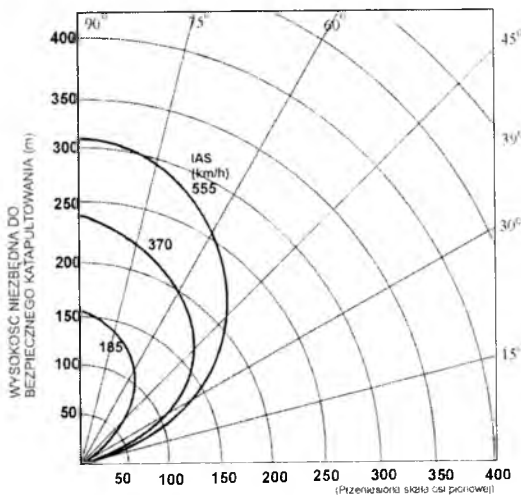
³ Średnie wartości opóźnienia wykorzystane do analizy określono na podstawie czasów wejścia do pracy kolejnych zespołów fotela katapultowego Mk PL 11B.

4.3. Parametry lotu samolotu w chwili wykatapultowania

Najistotniejszymi parametrów lotu, wpływającymi na przebieg procesu katapultowania i bezpieczeństwo załogi, są: składowa pionowa prędkości samolotu (V_{vs}), prędkość samolotu (V_s), kąt pochylenia samolotu (Θ) (rys. 2, 3), kąt przechylenia samolotu (Φ) (rys. 4, 5).



Rys. 2. Wpływ kąta pochylenia samolotu na utratę wysokości układu „pilot-fotel” podczas katapultowania

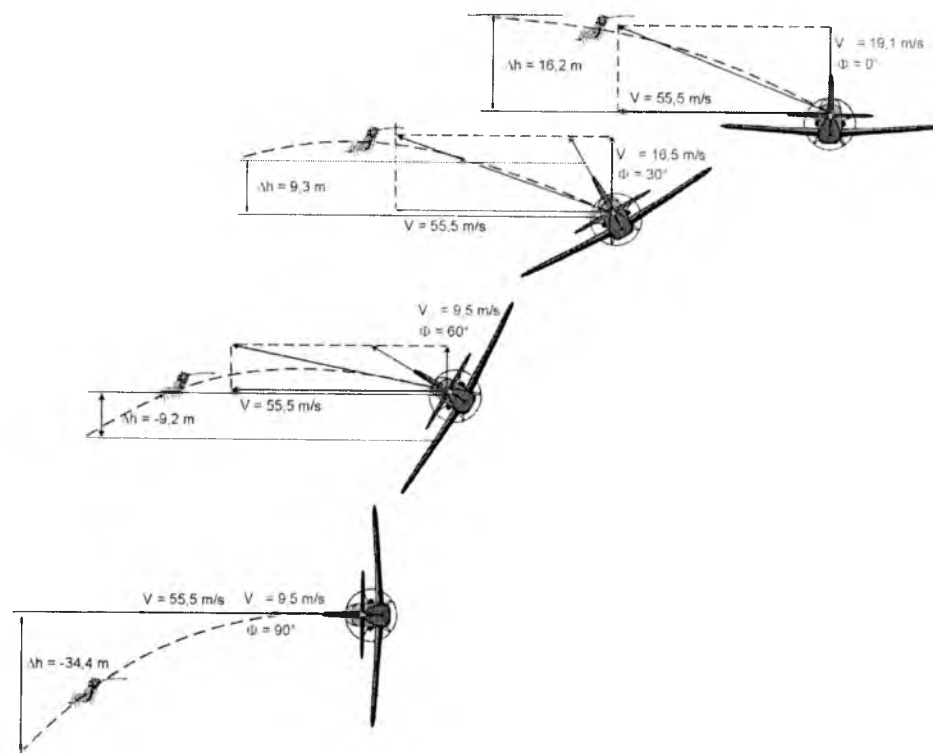


Rys. 3. Wpływ kąta pochylenia na minimalną bezpieczną wysokość katapultowania

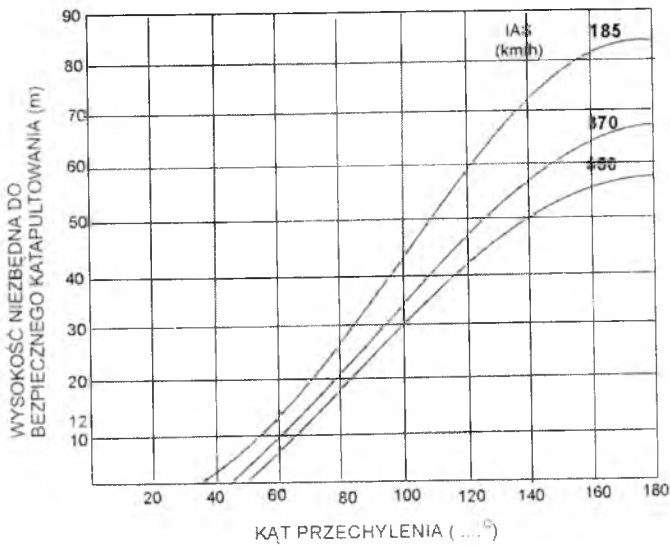
W przypadku katapultowania z samolotu PZL-130 przy prędkości 200 km/h, z kątem pochylenia $\Theta=30^\circ$ utrata wysokości wynosi około 57 m, natomiast wzrost kąta pochylenia do $\Theta=60^\circ$ zwiększa utratę wysokości do około 125 m (9).

Podczas katapultowania z samolotu wykonującego lot z przechyleniem, składowa normalna wektora prędkości początkowej fotela V_{0f} (rozpatrywana w układzie współrzędnych związanym z samolotem) w nieruchomym układzie współrzędnych odchyłona jest o kąt równy kątowi przechylenia, zmniejszając wysokość na jaką fotel zostanie wyrzucony (rys. 4).

Jako przykłady katapultowań z samolotu PZL-130 rozpatrzone zostały przypadki kątów przechylenia 30° , 60° i 90° przy prędkości 200 km/h (9).



Rys. 4. Wpływ kąta przechylenia samolotu na utratę wysokości układu „pilot-fotel” podczas katapultowania



Rys. 5. Wpływ kąta przechylenia na minimalną bezpieczną wysokość katapultowania⁴

4.4. Poziom wyszkolenia załogi samolotu

Poziomu wyszkolenia załóg samolotów nie można niedoceniać jako czynnika decydującego o bezpieczeństwie.

Na poziom wyszkolenia składa się zarówno czas wykonania przez załogę (pilota) czynności do wykatapultowania, umiejętność trafnego i szybkiego podejmowania decyzji do katapultowania. Ciągły trening pozwala osiągnąć zadowalające rezultaty w mechanicznym wykonywaniu czynności manualnych. Znacznie trudniejsze jest przekonanie przeciętnego pilota o konieczności zrozumienia fizycznej strony procesu katapultowania. Prawie niemożliwe jest także wyrobienie nawyku prowadzenia matematyczno-fizycznej analizy wybranych elementów lotu samolotu oraz dynamiki ruchu fotela podczas samodzielnego przygotowywania się do lotu. Efektem jest często brak zrozumienia, czym naprawdę jest fotel klasy „zero-zero” lub „zero-110”.

5. Wnioski

System ratowniczy samolotu PZL-130 „Orlik” oparty na fotelu katapultowym Mk PL 11B, podobnie jak większość nowo opracowanych konstrukcji jest systemem nowoczesnym i zapewnia bezpieczeństwo załogi w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu. Należy jednak pamiętać, że istnieje bardzo duży wpływ warunków lotu, a szczególnie prędkości pionowej, kąta pochylenia i przechylenia, na wysokość

⁴ W przypadku katapultowania z wykorzystaniem foteli klasy „zero-110” (lub „zero-zero”) przechylenie mniejsze niż 30° nie powoduje utraty wysokości pozwalając na bezpieczne opuszczenie samolotu z wysokości $H=0$ jeżeli prędkość samolotu jest większa lub równa zalecanej (np. 110 km/h dla klasy „zero-110”).

zapewniającą bezpieczne katapultowanie. Konieczne jest również zwrócenie szczególnej uwagi szkolonych załóg samolotów (pilotów) na zrozumienie fizycznej strony procesu katapultowania.

Bibliografia

1. Domaszuk J., *Realne ryzyko katapultowania*, Przegląd WLiWOPK, nr1/1977, Poznań, 1977
2. Kaluta R., *Warunki decydujące o pomyślnym katapultowaniu na małych wysokościach*, Przegląd WLiWOPK nr 6/1979, Poznań, 1979
3. Milkiewicz A., *Bezpieczeństwo lotów na małych wysokościach i koszących*, Przegląd WLiOP nr 2/1989, Poznań, 1989
4. *Instrukcja użytkowania i techniki pilotowania samolotu PZL-130TC-1 Orlik*, MON – DWLOP, Warszawa, 1997
5. Kąkol J., *Modelowanie procesu katapultowania foteli klasycznych*, Biuletyn WOSL, Dęblin, 1992
6. Kromka J., *Katapultowanie*, Przegląd WLiOP nr 7/1998, Poznań, 1998
7. Szajnar S.W., Wojtkowiak M., *Problemy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w sytuacjach awaryjnych*, BIL-GRAF s.c., Warszawa, 1999
8. Szajnar S., *Aerodynamiczne sterowanie ruchem fotela katapultowego za pomocą spadochronu*, Zagadnienia eksploatacji maszyn, Zeszyt nr 1/96 (105), Warszawa, 1996
9. *Protokół Komisji Badania Wypadków Lotniczych MON*, Materiały niepublikowane, Radom, 2001

Analysis of the factors determining pilot's safety during the ejecton process

Summary

The paper deals with the effectiveness of resque systems in modern military aircraft. It focuses on the relationship between the flight parameters and minimum safe ejection altitude on the basis of ejection sequence from the PZL-130 TC-1 "Orlik" trainer.

ZASTOSOWANIE SIECI NEURONOWYCH DO WYKRYWANIA USZKODZEŃ ŁOPAT WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA

JAROSŁAW STANISŁAWSKI¹⁾
RYSZARD KORNACKI²⁾

Przedstawiono możliwości wykorzystania sieci neuronowych do wykrywania uszkodzeń łopat wirnika nośnego. Dane do trenowania sieci neuronowej stanowiły wyniki obliczeń obciążeń wału wirnika oraz wybranych parametrów ruchu łopat dla symulowanych uszkodzeń wirnika nośnego. Obliczenia przeprowadzono dla trzyłopatowego wirnika śmigłowca lekkiego w warunkach ustalonego lotu poziomego. Rzeczywiste łopaty modelowano układem osi sprężystych i mas skupionych. Równania ruchu odkształcalnych łopat rozwiązano metodą Galerkina.

Uszkodzenia wirnika symulowano zmieniając parametry charakterystyk masowych, sztywnościowych lub aerodynamicznych jednej z łopat. Wyniki analiz widmowych składowych obciążeń wału wirnika wykorzystano do treningu sieci neuronowych rozpoznających rodzaj i stopień uszkodzenia łopaty.

Zastosowanie sieci neuronowych do rozpoznawania uszkodzeń łopat wirnika może zwiększyć bezpieczeństwo eksploatacji śmigłowców.

1. Wstęp

W czasie eksploatacji struktura śmigłowca, poddawana działaniu zmiennych obciążeń, może ulec uszkodzeniu. Na wirnik nośny działa złożony układ obciążeń aerodynamicznych i masowych wywołany zmiennymi warunkami opływu łopat zależnymi od prędkości lotu śmigłowca, prędkości obrotowej wirnika i funkcji sterowania kątem nastawienia łopat. Zachowanie warunków bezpiecznej eksploatacji wymaga prowadzenia kontroli stanu elementów konstrukcji śmigłowca. System monitorowania powinien umożliwić wykrycie uszkodzenia lub jego rozwoju na poziomie nie wywołującym katastrofalnych skutków. Realizację tego zadania może zapewnić zastosowanie sieci neuronowej rozpoznającej uszkodzenia łopat wirnika. Do treningu sieci neuronowych niezbędne jest uzyskanie danych wiążących mierzalne parametry ze stopniem uszkodzenia struktury. W odniesieniu do śmigłowców prowadzono badania zastosowania sztucznych sieci neuronowych wykorzystujących rejestracje parametrów w locie [1] do przewidywania poziomu obciążeń wirnika w manewrach. Trudności w zgromadzeniu danych pomiarowych dla rzeczywistych obiektów z uszkodzonymi elementami skłaniają do wykorzystania modeli

¹⁾ dr inż., Instytut Lotnictwa, e-mail: stanjar@ilot.edu.pl

²⁾ dr inż., e-mail: RKornacki@poczta.onet.pl

matematycznych. W pracach [2] i [3] w oparciu o model wirnika zbudowany przy zastosowaniu metody elementów skończonych przedstawiono wyniki symulacji uszkodzeń łopat, które następnie wykorzystano do treningu sieci neuronowych wykrywającej uszkodzenia łopat.

W poniższym referacie przedstawiono możliwości detekcji uszkodzeń łopat wirnika przy pomocy sieci neuronowych, do treningu których wykorzystano dane obliczeniowe [4] obejmujące wybrane parametry ruchu łopaty oraz składowe obciążenia wału wirnika nośnego śmigłowca. Symulacje pracy wirnika z uszkodzeniami przeprowadzono wykorzystując zmodyfikowany program opracowany w Instytucie Lotnictwa [5], [6], gdzie łopaty modelowano za pomocą odkształcalnych osi sprężystych z układem mas skupionych.

2. Model wirnika nośnego

Model fizyczny wirnika nośnego tworzą osie sprężyste zastępujące rzeczywiste łopaty (rys. 1). Osie sprężyste mogą ulegać odkształceniom skrętnym oraz giętnym w płaszczyźnie obrotów i ciągu wirnika. W skład osi sprężystych wchodzi także ramiona przegubowej głowicy wirnika osadzonej na doskonale sztywnym wale. Przyjęto, że w stanie nieodkształconym osie sprężyste pokrywają się z osiami przekreń poszczególnych łopat. Rzeczywisty rozkład mas łopat zastąpiono układem mas skupionych rozmieszczonych wzdłuż osi sprężystych. Oprócz odkształceń sprężystych łopaty podlegają przemieszczeniom wynikającym ze sterowania ogólnego i cyklicznego kątem nastawienia łopat z uwzględnieniem współczynnika wahań i przekreń.

Model matematyczny stanowią równania ruchu łopaty, które rozwiązano metodą Galerkiną wykorzystując wyznaczone wcześniej częstości i postacie własne łopat. Układ równań opisujący ruch łopaty można przedstawić w następującej postaci:

$$\ddot{\phi}_i = Q_i - \phi_i p_i^2 \quad (1)$$

gdzie

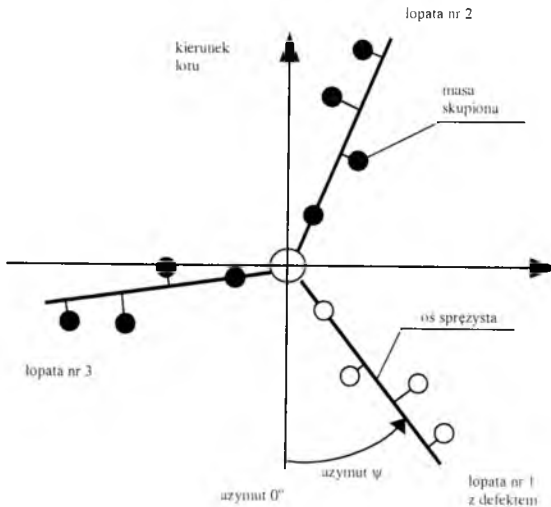
- ϕ_i – współrzędna uogólniona odpowiadająca i -tej postaci własnej,
- p_i – częstość uwzględnianej i -tej postaci własnej łopaty,
- Q_i – siła uogólniona odpowiadająca i -tej postaci.

Przy wykorzystaniu metody Galerkiną założono, że odkształcenia łopat zmienne w czasie i wzdłuż promienia można wyznaczyć jako wypadkową odkształceń pochodzących od poszczególnych postaci własnych:

$$w(r, t) = \sum_i^N \phi_i(t) \times x_i(r) \quad (2)$$

gdzie

- $w(r, t)$ - odkształcenie osi sprężystej łopaty będące funkcją czasu i promienia,
- x_i - uwzględniana postać własna łopaty.



Rys. 1. Schemat modelu wirnika nośnego

W przeprowadzonych obliczeniach wykorzystano dane dotyczące trzyłopatowego wirnika śmigłowca lekkiego. Częstotliwości uwzględnianych postaci własnych łopaty zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Częstotliwości postaci własnych łopaty.

Postać częstotliwości dla ω/ω_{nom}	F_0	F_1	F_2	F_3	C_0	C_1	T_0	T_1
łopata bez usterek	1.020	2.629	4.650	6.843	0.256	4.365	5.499	13.866
wchłanianie wody	1.020	2.629	4.633	6.820	0.256	4.332	5.426	13.710
utrata masy wyważającej	1.020	2.622	4.639	6.821	0.256	4.332	5.498	13.863
zmniejszenie utwierdzenia skrętnego	1.020	2.629	4.648	6.843	0.256	4.332	5.401	13.595

Oznaczenia postaci drgań łopat w tabeli nr 1 są następujące:

F - postać giętna w płaszczyźnie ciągu,

C - postać giętna w płaszczyźnie obrotów,

T - postać skrętna,

cyfra przy symbolu postaci odpowiada liczbie węzłów, wartości częstotliwości zostały odniesione do prędkości kątowej wału wirnika $\omega_{nom}=50.667$ rad/s .

Dla danej chwili czasu t układ równań o postaci (1) rozwiązywano metodą Runge-Kutty z uwzględnieniem wpływu odkształceń łopat na ich masowe i aerodynamiczne obciążenia. Siły aerodynamiczne działające na segment łopaty w danym położeniu

azymutalnym na tarczy wirnika wyznaczano wykorzystując teorię elementu łopaty uwzględniając, że lokalny kąt natarcia jest zależny od chwilowych warunków opływu profilu łopaty:

$$\alpha = \varphi - \operatorname{arctg} \left(\frac{v_z}{v_x} \right) \quad (3)$$

gdzie:

v_z, v_y – składowe opływu profilu łopaty

φ - chwilowy kąt nastawienia elementu łopaty

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_x \cos(\omega t) + \varphi_y \sin(\omega t) + \varphi_s - k\beta \quad (4)$$

gdzie

φ_0 – skok ogólny,

φ_x, φ_y - skok cykliczny przechylenia i pochylenia

φ_s - odkształcenie skrętne łopaty w danym przekroju

k – współczynnik wahań i przekręceń

β - chwilowy kąt wahań łopaty wokół przegubu poziomego

Po uzyskaniu rozkładów odkształceń i obciążeń wzdłuż poszczególnych łopat wyznaczano chwilowe, wypadkowe obciążenie wału wirnika pochodzące od wszystkich łopat. Przebiegi czasowe parametrów otrzymywano po kolejnych zmianach położenia azymutalnego łopat wirnika z krokiem czasowym odpowiadającym obrotowi wału wirnika o kąt $\Delta\psi = 5^\circ$.

3. Dane do treningu sieci

W celu zebrania danych uwzględniających wpływ uszkodzeń łopat na obciążenia wału wirnika oraz parametry ruchu samej łopaty przeprowadzono obliczenia dla wariantu wirnika bez uszkodzeń z łopatami o identycznych własnościach oraz dla wirnika z uszkodzeniami. Wzięto pod uwagę kilka rodzajów uszkodzeń wpływających na zmianę masowych, aerodynamicznych lub sztywnościowych charakterystyk łopaty oraz elementów głowicy. Uszkodzenia symulowano tylko dla jednej łopaty nie zmieniając danych pozostałych dwóch łopat. Uszkodzenia wprowadzano do bloku danych łopaty numer 1, dla której obliczenia symulacyjne rozpoczynały się w położeniu azymutalnym $\psi = 0^\circ$ nad belką ogonową. Symulowano występowanie uszkodzeń o następujących cechach:

- zwiększenie masy łopaty zachodzące w wyniku wchłaniania wody przez strukturę łopaty, założono, że przyrost masy jest rozłożony równomiernie w całej objętości łopaty, przyjęto 3% wzrost masy łopaty;
- błąd regulacji kąta nastawienia łopaty, przyjęto różnicę kąta nastawienia w stosunku do łopat nr 2 i nr 3 wynoszącą 1° ;
- błąd wychylenia klapki na krawędzi spływu łopaty, przy zwiększeniu odchylenia klapki o 5° do dołu skorygowano dane aerodynamiczne segmentu z klapką

- wzrost lokalnego współczynnika oporu $\Delta c_{x0} = 0.003$,
- wzrost maksymalnego współczynnika siły nośnej $\Delta c_{zmax} = 0.05$,
- zmiana współczynnika momentu aerodynamicznego $\Delta c_{m0} = -0.01$,
- zmiana pochodnej współczynnika c_z po kącie natarcia $\Delta(dc_z/d\alpha) = 0.05 \text{ rad}^{-1}$,
- zmiana kąta zerowej siły nośnej $\Delta\alpha_0 = 1^\circ$;
- uszkodzenie tłumika - całkowity zanik momentu tłumiącego wahania łopaty wokół przegubu pionowego;
- utrata masy wyważającej, założono brak na końcu łopaty masy wynoszącej 50 g;
- zmniejszenie utwierdzenia skrętnego łopaty odpowiadające zmianie częstości postaci skrętnej T_0 o 0.1 harmonicznnej (tabela 1), spadek sztywności podparcia łopaty może nastąpić w wyniku zużycia elementów w ciągu sterowania kątem nastawienia łopaty.

Dla wymienionych rodzajów uszkodzeń wartości zmian parametrów łopaty traktowano, jako odpowiadające w pełni rozwiniętemu (100%) defektowi. Obliczenia symulacyjne przeprowadzono dla trzyłopatowego, przegubowego wirnika śmigłowca lekkiego w warunkach ustalonego lotu poziomego z prędkością $v=180 \text{ km/h}$. We wszystkich przypadkach obliczeniowych zachowano jednakowy stan lotu: pochylenie wału wirnika względem pionu oraz wielkości skoku ogólnego i cyklicznego łopat. Dla poszczególnych rodzajów uszkodzeń przeprowadzono obliczenia przy stopniowo, z krokiem co 5%, zmienianych parametrach łopaty, co odpowiadało symulowanemu rozwojowi uszkodzenia od 0% - brak defektu do 100% - defekt w pełni rozwinięty. Uzyskane przebiegi czasowe obciążeń wału wirnika i ruchu łopaty poddano analizie widmowej w zakresie częstotliwości do 10-tej harmonicznnej obrotów wirnika z krokiem wynoszącym 0.25 harmonicznnej obrotów wirnika. Wyniki stanowiły dane do treningu sieci neuronowej. W danych do treningu uwzględniono wyniki analiz widmowych następujących parametrów:

- siły wirnika: T - ciąg wzdłuż osi wału, H - siła podłużna, S - siła boczna;
- momenty działające na wirnik: M_x - przechylający, M_y - pochyłający, M_z - moment niezbędny do napędu wirnika;
- odkształcenia końca łopaty: φ_k - skręcenie, y_k - ugięcie w płaszczyźnie obrotów, z_k - ugięcie w płaszczyźnie ciągu;
- kąty wahań łopaty wokół przegubów: γ - wahanja względem przegubu pionowego, β - wahanja względem przegubu poziomego;
- moment sterowania łopatą M_{ster} .

W zbiorze do treningu sieci zamieszczono dane dla wybranych częstotliwości widma, w przypadku obciążeń wału wirnika wybrano 20 częstotliwości, a dla parametrów ruchu łopaty 8 częstotliwości z widma (tabela 2).

Wynik analizy widmowej dla każdej częstotliwości przedstawiano w postaci następującej pary liczb:

$$F_1 = A \cos(n\omega t + \varphi)$$

$$F_2 = A \sin(n\omega t + \varphi)$$

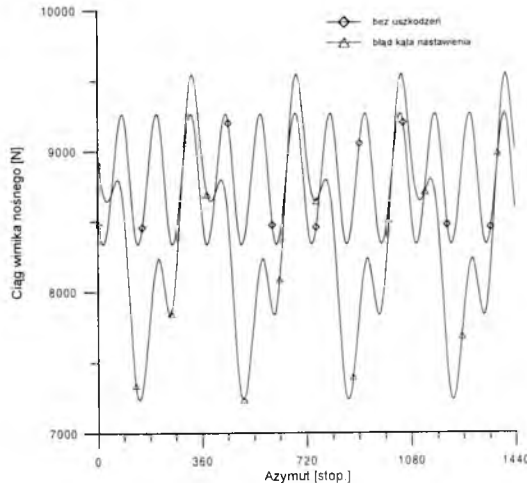
stąd macierz z danymi dla jednego rodzaju uszkodzenia zawiera 240 kolumn ($6 \times 20 \times 2$) dla składowych obciążeń wału oraz 96 kolumn ($6 \times 8 \times 2$) dla parametrów ruchu łopat.

Całkowity wymiar macierzy opisującej jeden rodzaj uszkodzenia wynosi 21×337 , gdzie dodatkowa kolumna zawiera wartość liczbową narastającego stopnia defektu, a liczba wierszy odpowiada liczbie wprowadzanych stopni defektu.

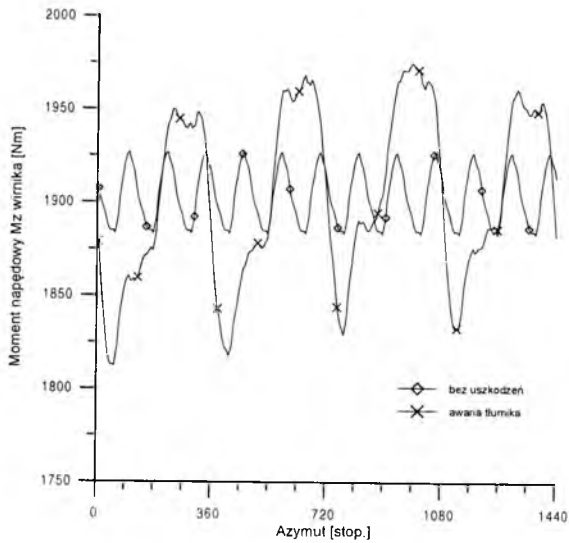
Tabela 2. Częstotliwości składowych widma wybranych do treningu sieci

Rodzaj parametru	Wybrane częstotliwości w harmonicznych obrotów wirnika
T, H, S, M_x, M_y, M_z	0, 0.25, 0.50, 0.75, 1.0, 1.25, 1.50, 2.0, 3.0, 3.25, 3.5, 3.75, 4.0, 5.0, 5.25, 5.75, 6.0, 7.0, 8.0, 9.0
$\varphi_k, \gamma_k, z_k, \gamma, \beta, M_{ster}$	0, 0.25, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0, 5.0, 6.0

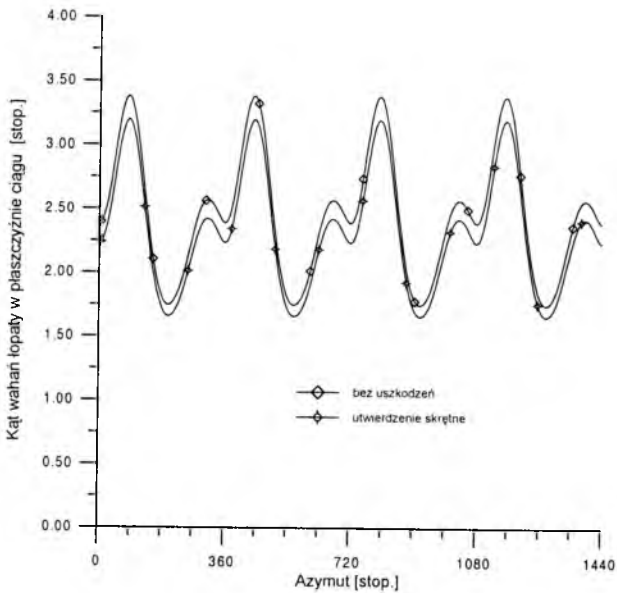
Na rys. 2÷4 przedstawiono, jako ilustrację wpływu uszkodzeń łopaty, porównanie przebiegów czasowych siły ciągu wirnika, momentu niezbędnego do napędu wirnika oraz kąta wahań łopaty w płaszczyźnie ciągu. Zamieszczone przebiegi czasowe i widma amplitudowe (rys. 5÷7) dotyczą przypadku wirnika z łopatomy bez usterek oraz wirnika z jedną łopata mającą w pełni rozwinięte uszkodzenie danego rodzaju. Symulowane uszkodzenia jednej z łopat wirnika wywołują największe zmiany przede wszystkim dla pierwszych harmonicznych składowych obciążenia wału wirnika oraz dla wartości stałych parametrów ruchu łopat. Występowanie zróżnicowanych zmian w widmie składowych obciążenia wału wirnika i parametrów ruchu łopaty zależnych od rodzaju symulowanych uszkodzeń może być wykorzystane do oceny i kontroli stanu wirnika.



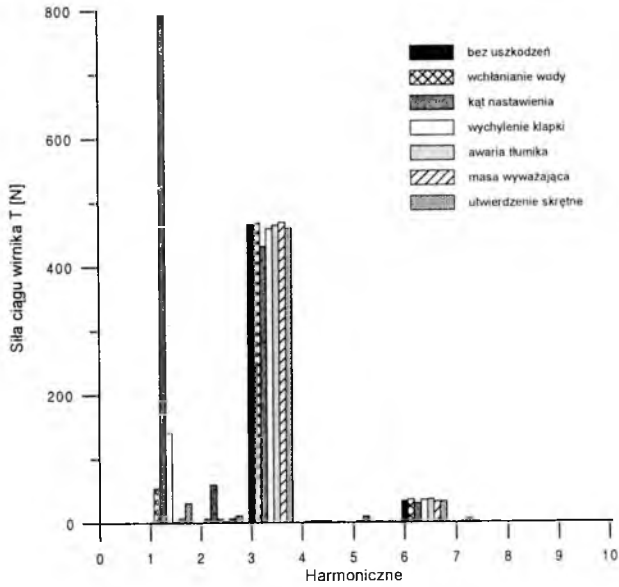
Rys. 2. Ciąg wirnika nośnego w warunkach ustalonego lotu poziomego z prędkością $V=180$ km/h, przypadek dla łopat bez uszkodzeń oraz dla wirnika z jedną łopata o błędnej regulacji kąta nastawienia



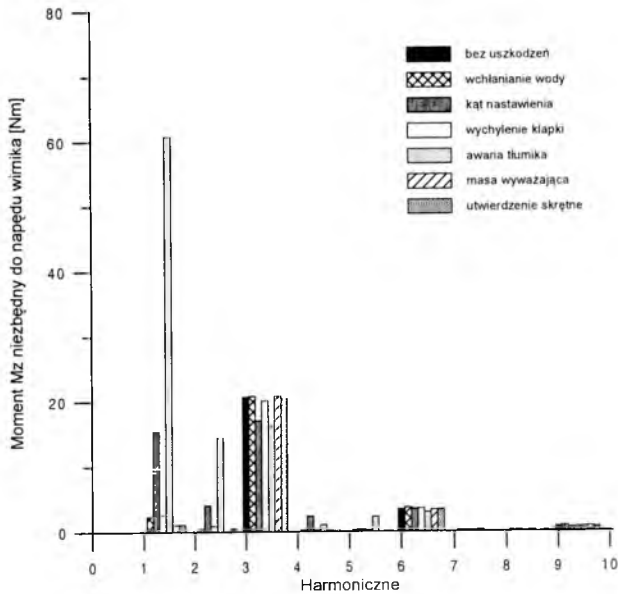
Rys. 3. Moment M_z niezbędny do napędu wirnika nośnego w warunkach ustalonego lotu poziomego z prędkością $V=180$ km/h, przypadek dla łopaty bez usterek oraz dla wirnika z uszkodzonym tłumikiem wahań jednej z łopat



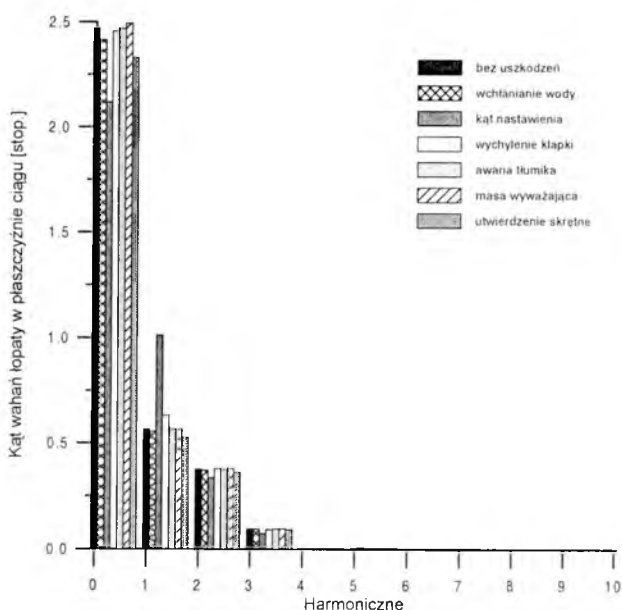
Rys. 4. Kąt wahań łopaty w płaszczyźnie ciągu wirnika, przypadek dla łopaty bez usterek oraz dla łopaty o zmniejszonej sztywności utwardzenia skrętnego



Rys. 5. Wpływ uszkodzeń łopaty na harmoniczne siły ciągu wirnika dla warunków lotu poziomego z prędkością $V=180$ km/h (pominięto składniki stałe)



Rys. 6 Wpływ uszkodzeń łopaty na harmoniczne momenty M_z niezbędny do napędu wirnika w warunkach lotu poziomego z prędkością $V=180$ km/h

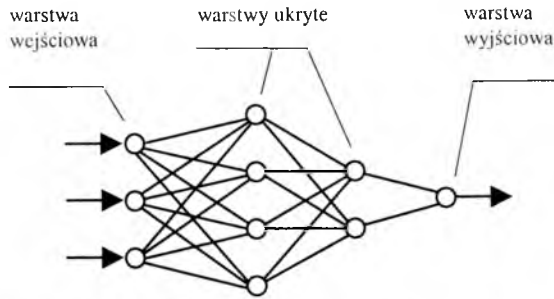


Rys. 7. Wpływ uszkodzeń na harmoniczne kąta wahań łopaty w płaszczyźnie ciągu wirnika nośnego dla warunków lotu poziomego z prędkością $V=180$ km/h

4. Sieci neuronowe

W ostatnich latach wzrosło zainteresowanie sieciami neuronowymi, które znalazły zastosowanie w wielu dziedzinach jak: bankowość, medycyna i technika [7], [8]. Sieci neuronowe są metodą modelowania pozwalającą odwzorować bardzo złożone funkcje z uwzględnieniem zależności nieliniowych i wielowymiarowych. Istotną cechą sieci neuronowych jest zdolność konstruowania modelu zjawiska, uczenia się w trakcie treningu, na podstawie dostępnego zbioru danych. Schemat budowy sieci neuronowej przedstawiono na rys. 8. Podstawowymi elementami strukturalnym sieci są neurony, które grupuje się w warstwach: wejściowej, wyjściowej oraz ukrytych. Do neuronów warstwy wejściowej doprowadzane są wartości parametrów zmiennych niezależnych uwzględnianych w modelu zjawiska. Wynik działania sieci, wartość modelowanej funkcji, podawany jest przez neurony warstwy wyjściowej. Do neuronów znajdujących się w warstwach ukrytych nie ma bezpośredniego dostępu z zewnątrz. Działanie neuronu w sztucznej sieci ma następujące własności:

- każdy sygnał wejściowy dociera do neuronu z indywidualną wagą,
- w neuronie wyznaczany jest poziom pobudzenia będący różnicą pomiędzy ważoną sumą wejść, a wartością progową pobudzenia,
- sygnał wyjściowy neuronu określany jest jako wartość przypisanej do neuronu funkcji aktywacji, dla której argumentem jest poziom pobudzenia.



Rys. 8. Schemat połączeń neuronów w warstwach sieci

Sieć można określić jako strukturę typu wejście-wyjście, której parametrami są wagi oraz wartości progowe. Przy odpowiedniej liczbie warstw i neuronów sieć może modelować bardzo złożoną funkcję.

Rozpoznanie rodzaju uszkodzenia łopaty i ocena stopnia jego rozwoju może być dokonana przez dwie kategorie sieci neuronowych realizujące zadanie klasyfikujące i regresyjne. W pierwszej kolejności sieć klasyfikacyjna rozpoznaje rodzaj uszkodzenia, a następnie sieć regresyjna właściwa dla określonego uszkodzenia ocenia stopień jego rozwoju. Wynikiem działania sieci klasyfikującej jest przypisanie rozpatrywanego przypadku danych do jednego ze zdefiniowanych rodzajów uszkodzeń. Dla sieci o zadaniu regresyjnym wynikiem będzie wartość zmiennej numerycznej – w tym przypadku stopień rozwoju rozpoznanego wcześniej rodzaju uszkodzenia.

Do treningu sieci neuronowych zastosowano pakiet oprogramowania STATISTICA Neural Network z wykorzystaniem funkcji automatycznego projektanta sieci [9]. Podstawowy zbiór danych do treningu sieci jest dzielony na zbiór uczący, walidacyjny i testowy. W procesie uczenia sieci wykorzystywany jest zbiór uczący. Dane ze zbioru walidacyjnego nieużywane bezpośrednio w trakcie uczenia sieci, służą do kontroli postępów nauki sieci. W trakcie uczenia błąd popełniany przez sieć zmniejsza się. Jeśli proces uczenia przebiega prawidłowo, to uzyskane poprzez sieć odwzorowanie funkcji powinno być na tyle uogólnione, że dla danych walidacyjnych, nie biorących udziału w uczeniu, błąd sieci będzie także spadał. Przy małej liczbie danych lub złożonej strukturze sieci może w czasie uczenia wystąpić zbytne dopasowanie sieci do zbioru uczącego, co objawia się wzrostem błędu sieci dla zbioru walidacyjnego. W takiej sytuacji przerywa się proces uczenia i przywracana jest struktura sieci dla najmniejszego błędu walidacyjnego. Zbiór testowy służy do ostatecznego sprawdzenia sieci uzyskanej przy wykorzystaniu zbioru uczącego i walidacyjnego. Sposób oceny jakości wytrenowanej sieci zależy od jej rodzaju. Dla sieci klasyfikacyjnej miarą jakości jest proporcja poprawnie zaklasyfikowanych zdarzeń, a dla sieci regresyjnej wartość błędu popełniana przez sieć na zbiorze danych (uczącym, walidacyjnym), określana jako pierwiastek z sumy kwadratów błędów dla poszczególnych przypadków.

Rezultaty treningu sieci regresyjnej oceniającej stopień rozwoju uszkodzenia przedstawiono na przykładzie wzrostu masy łopaty w wyniku wchłaniania wilgoci. Zbiór uczący utworzono z 11 zdarzeń odpowiadających stopniu uszkodzenia

zmieniającemu się od 0.0 do 1.0 z krokiem 0.1. Pozostałe zdarzenia o stopniu rozwoju uszkodzenia od 0.05 do 0.95 z krokiem 0.1 rozdzielono między zbiór walidacyjny i testowy (po 5 zdarzeń). Przy pierwszych próbach tworzenia sieci oceniającej stopień rozwoju jednego rodzaju uszkodzenia łopaty wystąpiło przeuczenie sieci, na co wskazują różniące się o kilka rzędów wielkości, wartości błędów oszacowania poziomu uszkodzeń dla zbiorów uczącego, walidacyjnego i testowego (tabela 3a). Porównanie wartości oszacowań stopnia uszkodzenia wyznaczonych przez sieci w stosunku do zadanych wartości rzeczywistych zestawiono w tabeli 3b, gdzie można stwierdzić przeuczenie jednej z sieci w postaci błędnego oszacowania dla 65% rozwoju uszkodzenia. Przy treningu sieci liniowej o 329 parametrach wejściowych uzyskano informacje o stopniu ważności wpływu poszczególnych parametrów na wielkość błędu popełnianego przez sieć. Ograniczając w zbiorze danych liczbę parametrów wejściowych do najistotniejszych 20, po treningu uzyskano sieć o strukturze liniowej z 15 parametrami wejściowymi, dającą lepsze oszacowanie rozwoju uszkodzenia w porównaniu z siecią obejmującą ponad 300 parametrów wejściowych.

Tabela 3a. Błąd działania sieci regresyjnej dla danych podstawowych

Rodzaj sieci	Błąd sieci dla zbioru		
	uczącego	walidacyjnego	testowego
liniowa o 329 wejściach	$4.109e^{-16}$	0.008152	0.161462
liniowa o 15 wejściach	$3.364e^{-16}$	$9.326e^{-05}$	0.0003454

Tabela 3b. Porównanie stopnia uszkodzenia rzeczywistego i oszacowanego przez sieć dla danych podstawowych

Zbiór walidacyjny					
rzeczywisty stopień uszkodzenia	0.15	0.35	0.55	0.75	0.95
sieć liniowa o 329 wejściach	0.15537	0.34677	0.55969	0.76571	0.95405
sieć liniowa o 15 wejściach	0.14997	0.34989	0.54989	0.75007	0.95015
Zbiór testowy					
rzeczywisty stopień uszkodzenia	0.05	0.25	0.45	0.65	0.85
sieć liniowa o 329 wejściach	0.06468	0.25400	0.43423	0.28979	0.85775
sieć liniowa o 15 wejściach	0.04991	0.24988	0.44987	0.65003	0.85012

W przypadku wystąpienia przeuczenia sieci przy zbyt małym zbiorze danych możliwe jest zwiększenie liczby zdarzeń w zbiorze uczącym przez dołączenie danych pierwotnych z szumem przypadkowym. Sieć wytrenowana na zaszumionych zbiorach może mieć większą zdolność do uogólniania i podawać poprawniejsze wyniki w przypadku otrzymywania rzeczywistych zaszumionych danych [3]. Czterokrotnie

powiększony zbiór uczący uzyskano po wprowadzeniu dwóch bloków danych zaszumionych i dołączeniu na końcu danych niezakłóconych:

$$P = [P_1, P^*, P^{**}, P_1]^T \quad (5)$$

gdzie

P_1 - niezakłócony, początkowy zbiór danych,
 P^*, P^{**} - zaszumione zbiory danych

$$P^* = P_1 + P_1 \cdot 0.05 \varepsilon \quad (6)$$

$$P^{**} = P_1 + P_1 \cdot 0.10 \varepsilon$$

ε - liczba losowa z przedziału $\{-1, 1\}$.

Wyniki oszacowania stopnia rozwoju uszkodzenia wyznaczone przez sieci, które trenowano na rozszerzonych, zaszumionych zbiorach danych, przy uwzględnieniu 20 najistotniejszych parametrów, zestawiono w tabelach 4a i 4b. Uzyskano sieć bez objawów przeuczenia, o strukturze perceptronu [9] z 10 neuronami w warstwie wejściowej i 4 neuronami w warstwie ukrytej. Jej błąd uczenia jest wyższy od błędu walidacyjnego i testowego. Dla porównania zamieszczono wyniki oszacowania przez sieć liniową, która mimo wykazywania cech przeuczenia uzyskała dla zbioru testowego nieco mniejszy błąd.

Tabela 4a. Błąd działania sieci regresyjnej dla danych zaszumionych

Rodzaj sieci	Błąd sieci dla zbioru		
	uczącego	walidacyjnego	testowego
perceptron o 10 wejściach	0.005476	0.005053	0.004133
sieć liniowa o 18 wejściach	$4.081e^{-05}$	0.0001701	0.001344

Tabela 4b. Porównanie stopnia uszkodzenia rzeczywistego i oszacowanego przez sieć dla danych zaszumionych.

Zbiór walidacyjny					
rzeczywisty stopień uszkodzenia	0.15	0.35	0.55	0.75	0.95
perceptron o 10 wejściach	0.14891	0.34624	0.54300	0.75815	0.95091
sieć liniowa o 18 wejściach	0.14994	0.34982	0.55001	0.74976	0.94971
Zbiór testowy					
rzeczywisty stopień uszkodzenia	0.05	0.25	0.45	0.65	0.85
perceptron o 10 wejściach	0.05316	0.24523	0.44771	0.65081	0.85683
sieć liniowa o 18 wejściach	0.04963	0.24999	0.45018	0.62297	0.84993

Sieć klasyfikującą rodzaje uszkodzeń uzyskano dla zbioru danych obejmującego 126 zdarzeń (po 20 zdarzeń dla każdego rodzaju uszkodzenia i 6 zdarzeń o identycznych parametrach dla łopaty bez usterek). Połowę zdarzeń przypisano do zbioru uczącego, a pozostałe rozdzielono między zbiory walidacyjny i testowy. Dla struktury sieci perceptronu o 226 neuronach w warstwie wejściowej i 35 w warstwie ukrytej uzyskano bezbłędne działanie sieci polegające na właściwym rozpoznaniu rodzaju uszkodzenia lub jego braku dla wszystkich 126 zdarzeń, także dla zbioru testowego, który nie był wykorzystywany w procesie nauki sieci.

5. Wnioski

Odpowiednio wytrenowane sieci neuronowe są w stanie rozpoznać rodzaj uszkodzenia łopaty wirnika oraz oszacować stopień rozwoju uszkodzenia na podstawie widma składowych obciążenia wału i ruchu łopaty wirnika.

Pomimo, że uzyskane wyniki działania sieci otrzymano dla symulowanych uszkodzeń i wybranego stanu lotu, wydaje się, że zastosowanie sieci neuronowych do monitorowania stanu konstrukcji może zwiększyć bezpieczeństwo eksploatacji śmigłowców.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego Komitetu Badań Naukowych Nr 8T12C 016 20.

Bibliografia

1. Haas D.J., Milano J., Flitter L., *Prediction of Helicopter Component Loads Using Neural Networks*, Journal of American Helicopter Society, **40**, 1, January 1995
2. Ganguli R., Chopra I., Haas D.J., *Formulation of a Helicopter Rotor System Damage Detection Methodology*, Journal of American Helicopter Society, **41**, 4, October 1996
3. Ganguli R., Chopra I., Haas D.J., *Detection of Helicopter Rotor System Simulated Faults Using Neural Networks*, Journal of American Helicopter Society, **42**, 2, April 1997
4. Stanisławski J., *Symulacyjne określenie wpływu uszkodzeń łopat na poziom obciążeń wirnika nośnego*, IV Krajowe Forum Wiroplątowe, Warszawa, 19-20 październik 2001
5. Szumański K., *Badania symulacyjne procesów projektowania i eksploatacji śmigłowców w celu zwiększenia ich trwałości*, Instytut Lotnictwa, Opracowanie nr BL-727, wydanie wewnętrzne, Warszawa 1990
6. Stanisławski J., *Obciążenia śmigła ogonowego w ślizgu*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 153-154, Warszawa 1998
7. Tadeusiewicz R., *Sieci neuronowe*, Akademicka Oficyna Wydawnicza PLJ, Warszawa 1993
8. Tadeusiewicz R., *Elementarne wprowadzenie do techniki sieci neuronowych z przykładowymi programami*, Akademicka Oficyna Wydawnicza PLJ, Warszawa 1998

9. *STATISTICA Neural Network PL. Przewodnik problemowy*, StatSoft Polska Sp. z o.o., Kraków 2001

Application of neural networks to the damage detection in a helicopter rotor blade

Summary

Possibilities of using neural networks for detection of rotor blade damages have been presented. The calculation results of rotor loads and blade movement were used as data for neural network training. The calculations were made for a three-blade-rotor of light helicopter the level flight conditions. The real blade was modeled in terms of an elastic axis with lumped masses distributed. The equations motion of the blade were solved using under the Galerkin method with eigen modes.

The rotor damages were simulated by changing mass, stiffness or aerodynamic characteristics of one of the blades. The spectral analysis results of rotor loads were applied to neural network training for the blade damage detection.

The application of neural networks to failure detection can increase the safety level of helicopter flight.

NIEKTÓRE ZAGADNIENIA MODELOWANIA W LOTNICZYCH SYNTETYCZNYCH URZĄDZENIACH TRENINGOWYCH

ZBIGNIEW PATURSKI¹⁾
CEZARY SZCZEPAŃSKI²⁾

W referacie przedstawiono na przykładzie kilku rodzajów Syntetycznych Urządzeń Treningowych problemy, jakie napotykają konstruktorzy przy projektowaniu i budowie tego rodzaju urządzeń. Przedstawione problemy te leżą w obszarze zaawansowanego modelowania matematycznego obiektów, systemów, zjawisk i procesów zachodzących w rzeczywistym świecie. Modelowaniu podlega zarówno ruch obiektu lub grupy obiektów (w tym: ludzi i grup ludzi w różnych sytuacjach) z uwzględnieniem złożonej interakcji z otoczeniem, jak i szereg złożonych zjawisk zachodzących w symulowanej sztucznej rzeczywistości. Stopień komplikacji modeli wykorzystywanych do symulacji ograniczany jest warunkami pracy systemów treningowych w czasie rzeczywistym oraz ceną gotowego urządzenia.

1. Wstęp

Najistotniejszym elementem współczesnych syntetycznych urządzeń treningowych (symulatorów lotu i urządzeń treningowych) jest skomplikowane oprogramowanie, którego głównym zadaniem jest symulowanie rzeczywistych procesów występujących podczas lotu statku powietrznego. Symulacja obejmuje zarówno odwzorowanie przestrzennego ruchu statku powietrznego w powietrzu i na ziemi, działanie większości lub wszystkich jego systemów wyposażenia pokładowego (zespół napędowy z instalacją paliwową, zapłonową i smarowania, instalacja hydrauliczna i elektryczna, wyposażenie radiowo-nawigacyjne i system bojowy), jak również funkcjonowanie szeroko rozumianego środowiska, w którym porusza się statek powietrzny (teren z jego rzeźbą, elementami naturalnymi i sztucznymi, obiektami dynamicznymi poruszającymi się lub działającymi na ziemi i w powietrzu, właściwości atmosfery i pogoda) [1].

Wymagania narzucone przepisami budowy urządzeń treningowych, a przede wszystkim rosnące wymagania rynku, powodują konieczność niezwykle dokładnego i wiernego odtwarzania rzeczywistości, czego fundamentem są odpowiednie modele matematyczne obiektów i procesów. Przy tym presja rynku i konkurencji wielu firm powoduje stałą tendencję do obniżania cen gotowych urządzeń przy poprawianiu ich

1 Dr inż., ETC-PZL Aerospace Industries, Sp. z o.o. Warszawa e-mail: paturski@ai.com.pl.

2 Dr inż., ETC-PZL Aerospace Industries, Sp. z o.o. Warszawa e-mail: szczepanski@ai.com.pl

własności użytkowych. Zazwyczaj najlepsze rezultaty symulacji otrzymuje się przyjmując dość skomplikowaną postać modelu wspartą eksperymentem, na przykład badaniami w locie statku powietrznego wykonanymi przez producenta. Droga ta jednakże nie zawsze jest możliwa z dwóch zasadniczych powodów. Po pierwsze, oprogramowanie napisane na podstawie sformułowanego modelu musi symulować zjawisko w czasie rzeczywistym (real-time), czyli wykonanie programu symulacyjnego musi odbyć się szybciej (a zwykle znacznie szybciej) niż przebiega rzeczywisty proces. Po drugie, zawsze pojawia się bariera ekonomiczna: bardzo skomplikowany model oparty na eksperymencie byłby za drogi, by zmieścić go w danym projekcie za cenę, którą klient chce zapłacić.

Niniejszy referat prezentuje na przykładach kilku symulatorów lotu i urządzeń treningowych zbudowanych przez lub z udziałem ETC PZL Aerospace Industries, Sp. z o.o. [2] szereg problemów modelowania obiektów, zjawisk i procesów dla potrzeb symulacji oraz omawia ogólne sposoby rozwiązywania takich problemów.

2. Symulatory lotu

Najwięcej problemów podczas opracowania oprogramowania symulacyjnego napotkano przy projektowaniu i budowie dwóch bardzo skomplikowanych wojskowych systemów symulacyjnych, należących do najwyższej klasy światowej: symulatora misji dla samolotu myśliwsko-bombowego Su-22M4 [3] oraz symulatora lotu wielozadaniowego śmigłowca PZL W3WA "Sokol" [4].

Dla symulatora Su-22M4 (rys 1) były to:

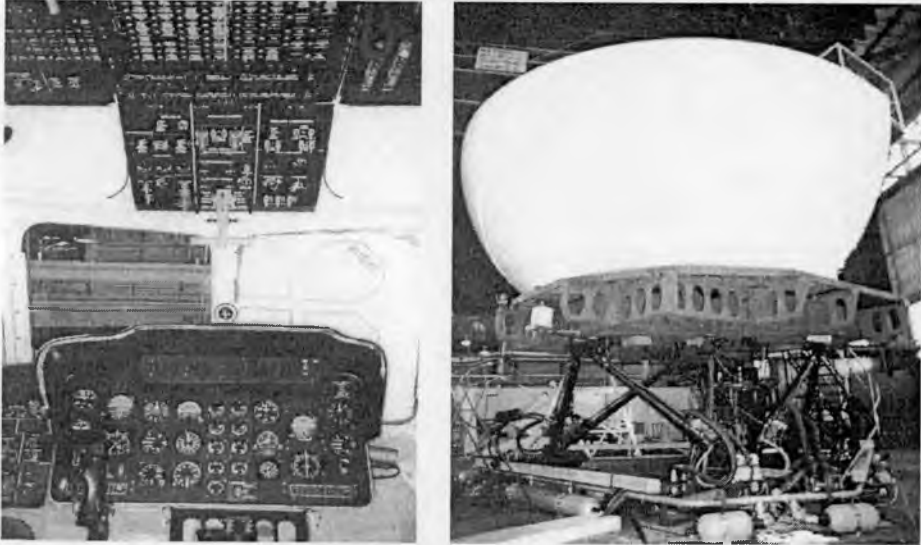
- model aerodynamiki (skośne skrzydła o zmiennych skosie, około i naddźwiękowy zakres lotu, podwieszenia, spadochron hamujący),
- model systemu nawigacyjno-bojowego PRNK,
- model autopilota,
- autonomiczne pole walki.



Rys. 1. Symulator misji Su-22M4

W symulatorze śmigłowca W3WA (rys. 2) najtrudniejsze były:

- model aerodynamiki (w tym model wirnika nośnego) dla całego zakresu eksploatacji oraz sytuacji nietypowych (awarie),
- model drganiowy (drgania od wirnika nośnego i zespołu napędowego),
- automatyka układu sterowania i napędu,
- wizualizacja (szczegółowy teren)



Rys. 2. Symulator śmigłowca W3WQ Sokół

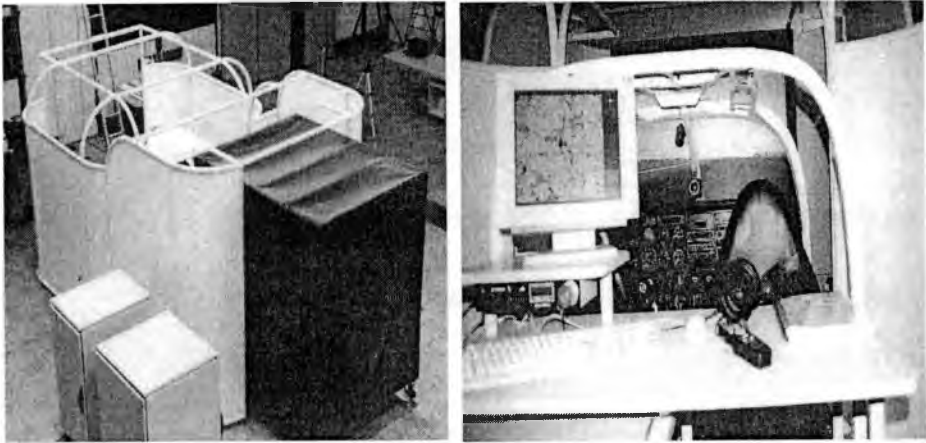
2. Lotnicze urządzenia treningowe

Zapotrzebowanie na duże, a tym samym i kosztowne pełnozakresowe symulatory lotu jest na świecie stosunkowo małe. Rocznie w lotnictwie cywilnym i wojskowym kupuje się kilka, a w najlepszym przypadku kilkanaście symulatorów. Wielokrotnie większe natomiast jest zapotrzebowanie na urządzenia treningowe średniej i najniższej klasy. Przedstawicielami takich urządzeń są:

- urządzenie do treningu procedur pilotażu i nawigacji FNPT II [5] zbudowane przez ETC-PZL w 2001 roku według cywilnych europejskich przepisów JAR-STD 3A [6]
- proste urządzenie treningowe GAT II [7] produkcji ETC USA [8].

FNPT II

Wymagania dotyczące urządzenie klasy FNPT II (rys. 3) zawarte w przepisach JAR-STD 3A [5] nie narzucają potrzeby wiernego oddania właściwości samolotu wybranego typu. Wystarczy, by właściwości osiągowie i pilotażowe oraz działanie systemów i przyrządów pokładowych urządzenia symulacyjnego było poprawne, zbliżone do tego, co spotyka się na samolotach danej klasy. Przy tym musi być zawsze



Rys. 3. Urządzenie treningowe FNPT II

spełniony jeden warunek: urządzenie nie może generować nierzeczywistych efektów, nie spotykanych na samolotach lub śmigłowcach oraz nie może uczyć błędnych odruchów i zachowań.

Podejście takie upraszcza i pozwala zmniejszyć wydatnie koszty opracowania urządzenia treningowego:

- nie trzeba nabywać od producenta samolotu wyników prób lub wykonywać dodatkowo kosztownych prób w locie,
- do budowy modeli matematycznych samolotu i jego systemów pokładowych wystarcza zwykle opis techniczny samolotu, instrukcja eksploatacji w locie, rozmowy z pilotami oraz fragmenty wyników badań samolotu wykonanych do uzyskania świadectwa typu,
- modele matematyczne mogą być stosunkowo proste.

Nie oznacza to, iż przy budowie urządzeń tego typu nie ma trudności na etapie modelowania. W przykładowych urządzeniach problemami takimi było opracowanie modeli matematycznych:

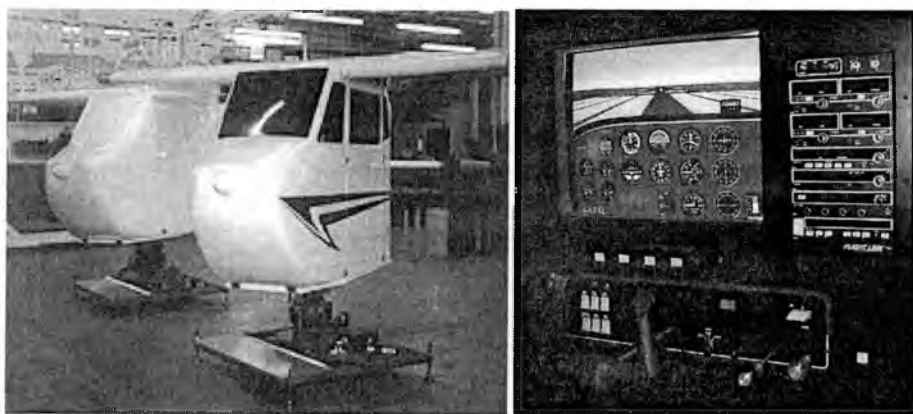
- aerodynamiki samolotu uwzględniających efekty działania dwóch silników ze śmigłami oraz obejmujących zakrytyczny zakres kątów natarcia,
- oddziaływań powierzchni lotniska (beton, trawa, nawierzchnia żwirowa) na pneumatyki podwozia samolotu z uwzględnieniem hamowania i poślizgów,
- działania zespołu: silnik tłokowy z turbodoładowaniem plus śmigło przestawialne w całym (możliwym do uzyskania) zakresie obrotów silnika i ciśnienia w układzie dolotowym silnika.

We wszystkich powyższych przykładowych modelach trudności brały się przede wszystkim z:

- braku lub niedostatecznej liczby danych eksperymentalnych,
- konieczności znacznego upraszczania modeli ze względu na moc obliczeniową zastosowanych komputerów (czynnik ekonomiczny).

GAT II

Problemy związane z opracowaniem modeli matematycznych dla urządzenia treningowego GAT II (rys. 4) były bardzo zbliżone do omówionych wyżej zagadnień dla FNPT II. Dodatkowo zasadniczą trudnością była tu konieczność maksymalnego uproszczenia modeli matematycznych opisujących obiekt i otoczenie ze względu na ubogą konfigurację systemu komputerowego urządzenia: całość sterowania urządzeniem oparta została na dwóch komputerach klasy PC w wersjach komercyjnych plus jeden sterownik zbudowany również w technologii PC. Komputery te musiały dać sobie radę z modelowaniem zachowanie się obiektu i środowiska, wysterowaniem układu ruchu oraz obsługą interfejsu graficznego instruktora (sterowanie przebiegiem ćwiczenia). Z konieczności zatem własności pilotażowe zostały oddane tu zgrubnie, choć z zachowaniem warunku uczenia poprawnych zachowań i odruchów.



Rys. 4. Urządzenie treningowe GAT II

3. System symulacji sytuacji kryzysowych

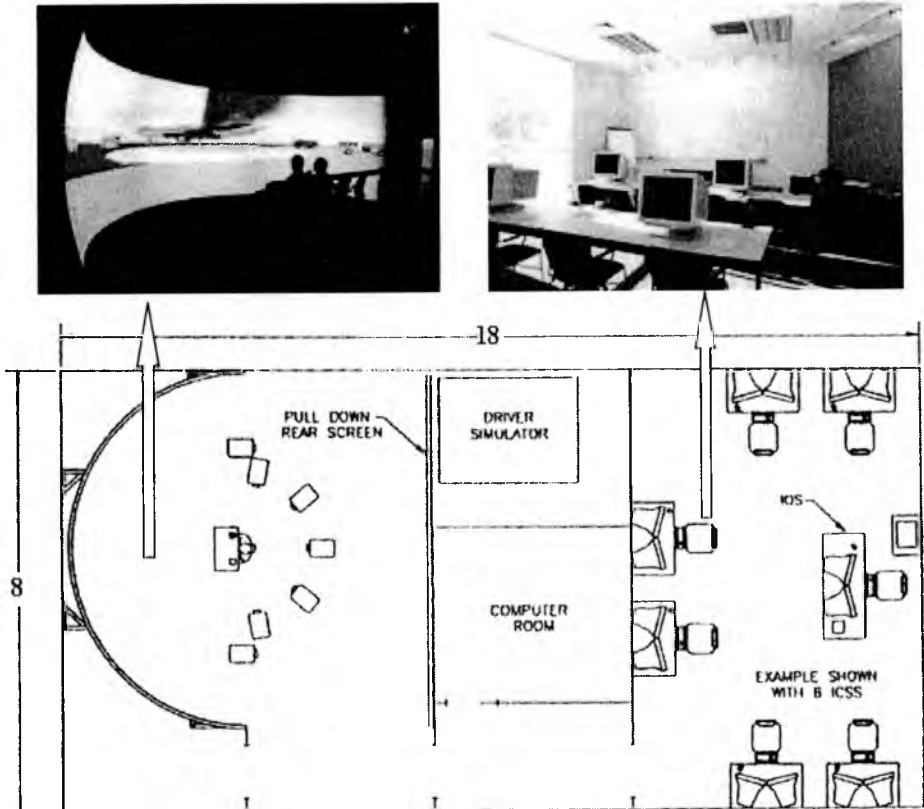
Systemem, który choć nie należy ściśle do lotniczych urządzeń treningowych, ale który warto przedstawić ze względu na ciekawe i trudne zagadnienia modelowania dłań procesów i zjawisk, jest złożony system symulacji sytuacji kryzysowych na lotnisku komunikacyjnym ADMS (Advanced Disaster Management Simulator). Projekt i pierwsza wersja systemu powstały w ETC USA [8,9]. Urządzenie to zostało zbudowane według zaleceń FAA i początkowo przeznaczone było do szkolenia i treningu dowódców i szeregowych uczestników akcji ratowniczej oraz kierowców pojazdów ratowniczych działających na dużych lotniskach cywilnych lub wojskowych. Jeden z egzemplarzy systemu jest wykorzystywany w bazie RAF w Manston, Wielka Brytania, drugi czeka na zainstalowanie na lotnisku Chicago O'Hare, USA. Prowadzone są prace nad adaptacją systemu dla potrzeb innych ośrodków antykryzysowych.

Mimo, iż system został opracowany do dość wąskiego zakresu zastosowań, to uniwersalna struktura systemu komputerowego i oprogramowania pozwalają łatwo go adaptować do innych rodzajów szkoleń: dowódców akcji policyjnych prewen-

cyjnych i pościgowych, działań antyterrorystycznych lub ratowniczych w warunkach katastrofy żywiołowej.

System ADMS składa się z (rys. 5):

- systemu komputerowego (stanowiska uczniów-szeregowych uczestników akcji i instruktora, generator obrazu sztucznej rzeczywistości, generatora środowiska dźwiękowego),
- systemu projekcyjnego,
- stanowiska ucznia-dowódcy lub (wymiennie) kabiny samochodu strażackiego,
- złożonego oprogramowania oraz bazy danych systemu wizualizacji otoczenia.



Rys. 5. Simulador sytuacji kryzysowych ADMS

Ze względu na wymagania klientów, budując urządzenie musiano rozwiązać szereg trudnych problemów budowy wiernych modeli procesów występujących w rzeczywistym środowisku (rys. 6):

- modeli palenia się różnych obiektów i substancji (paliwo J-1, zewnętrzne elementy samolotu, np. gondole silnikowe, wnętrza kabiny),
- wizualizacyjnych modeli płomienia i dymu dla różnych obiektów i substancji,
- wizualizacyjnych modeli strumieni środków gaśniczych (woda, piana, halony) wyrzucanych z urządzeń gaśniczych,

- modeli ruchu pojazdów po lotnisku (po drogach samochodowych, pasach kołowania, startu i lądowania, po trawie), w tym ruchu w otoczeniu ratowanego obiektu,
- modeli ruchu ludzi (pasażerów uszkodzonego samolotu, osób z ekipy ratowniczej-strażaków, policjantów i personelu medycznego),
- modelu symulacyjnego tła dźwiękowego wirtualnego pola akcji ratowniczej i danych (próbek) dźwiękowych,
- modelu dynamicznego samochodu ratowniczego.



Rys. 6. Modelowane zjawiska i procesy: pożar samolotu i ewakuacja pasażerów

Przykładowo, modele ruchu pojazdów i ludzi musiały uwzględniać rzeźbę terenu (symulowano wywrócenie się pojazdu przy próbie przejechania po skarpie o zbyt dużym nachyleniu), charakter podłoża, po jakim się poruszają (beton, trawa, żwir), stosować racjonalną taktykę ruchu omijając przeszkody (elementy wyposażenia lotniska: lampy oświetleniowe, tablice, słupy, ogrodzenie, ludzie poruszający się w obszarze objętym akcją ratowniczą) i miejsca niebezpieczne (plama płonącego paliwa).

4. Zakończenie

Mimo, że urządzenia treningowe są budowane i eksploatowane niemal od stu lat, to wieloletnie doświadczenie autorów w dziedzinie projektowania, budowy, testowania oraz badań tych urządzeń pokazuje, że problemy modelowania i symulowania obiektów czy procesów są dalekie od pełnego rozwiązania i wymagają dalszych prac. Istnieje potrzeba dokładniejszego, bardziej wiernego oddawania rzeczywistości w modelach zjawisk i procesów spotykanych w powietrzu i na ziemi (niestacjonarne zjawiska aerodynamiczne, zjawiska atmosferyczne o dużej skali natężenia, nieliniowe efekty dynamiczne w czasie ruchu samolotu po ziemi). Trudnymi zagadnieniami jest modelowanie zachowania się ludzi w rozmaitych sytuacjach (żołnierze, ratownicy, policjanci ale też terroryści i ofiary zamachu) oraz modelowanie działania obiektów sterowanych automatycznie lub półautomatycznie. Ulepszenia wymagają też modele

interakcji różnego rodzaju obiektów działających w tej samej scenarii. Równocześnie, mimo szybkiego wzrostu wydajności komputerów stosowanych w systemach symulacyjnych, na lepsze rozwiązania czekają niektóre zagadnienie symulacji w czasie rzeczywistym, takie jak symulacja równoległa oraz wymiana obfitych strumieni danych w czasie rzeczywistym.

Bibliografia

1. Szczepański C., *Symulatory lotu*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1990
2. Internetowa strona <http://www.ai.com.pl>
3. *Opis techniczny i instrukcja eksploatacji symulatora misji samolotu Su-22M4*, ETC-PZL Aerospace Industries, Warszawa 1998 (nie publikowane)
4. *Opis techniczny i instrukcja eksploatacji symulatora śmigłowca PZL W3WA Sokół*, ETC-PZL Aerospace Industries, Warszawa 2001 (nie publikowane)
5. *Opis techniczny systemu treningowego FNPT-II*, ETC-PZL Aerospace Industries, Warszawa 2001 (nie publikowane)
6. *Wspólne Przepisy Lotnicze JAR-STD 3A-Urządzenia do szkolenia w locie i procedurach nawigacyjnych*, Główny Inspektorat Lotnictwa Cywilnego, Warszawa 1999
7. *GAT II Operational and Maintenance Manual*, ETC Southampton PA, USA 2001 (nie publikowane)
8. Internetowa strona <http://www.etcusa.com/>
9. *Advanced Disaster Management Simulator Technical and User's Manual*, ETC Orlando FL, USA 2001 (nie publikowane).

Selected problems of modeling in flight synthetic training devices

Summary

The paper presents several problems likely to appear when designing and manufacturing Synthetic Training Devices. These problems cover the issues of advanced mathematical modeling of objects, processes and phenomena observed in the real world. The developed model represents the motion of an object or group of objects (including people in different situations) taking into account sophisticated interactions between an object and environment, as well as some complicated phenomena in the virtual environment. The level of the model complexity is usually limited by the real-time conditions of work of the training device as well as its price.

Rozdział II

***Oblodzenie samolotów
- dynamika***

ANALIZA KATASTROFY SAMOLOTU TS-11 ISKRA NR 1H0713 W DNIU 11.11.1998 R. KOŁO OTWOCKA – HIPOTEZA INTENSYWNEGO OBLADZANIA W FAZIE LOTU WZNOŚZĄCEGO

JERZY MARYNIAK¹
JACEK A. GOSZCZYŃSKI²
JAROSŁAW PYRZ³

W pracy przedstawiono analizę hipotezy intensywnego obładzania w locie wznoszącym szkolno-treningowego samolotu TS-11 Iskra nr 1H0713 w trakcie tragicznego lotu w dniu 11.11.1998 r. Opierając się na danych z badań teoretycznych i doświadczalnych podjęto próbę przeprowadzenia numerycznych badań symulacyjnych zidentyfikowanego samolotu TS-11. Przeprowadzono rekonstrukcję hipotetycznej trajektorii feralnego lotu samolotu wychodząc ze znanych parametrów lotu rzeczywistego, zwracając szczególną uwagę na zarejestrowany lot wznoszący. Uzyskano interesujące wyniki przedstawione w formie graficznej.

1. Wstęp

Pomimo dynamicznego rozwoju lotnictwa zjawiska takie, jak oblodzenie płatowca mogą bardzo niebezpieczne. Z tego powodu metody badania wpływu oblodzenia, ostrzegania przed nim oraz zapobiegania i walki z nim, powinny być nadal rozwijane. W roku 1938 A. Kochański z Instytutu Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa we Lwowie pisał [9]:

„... Zagadnienia oblodzenia samolotów nie jest i nie będzie tak szybko rozwiązane. Mimo licznej stosunkowo literatury z tego zakresu, ścisłe ustalenie warunków oblodzenia jest bardzo trudne. Tego rodzaju kwestie, jak zależność przechłodzenia i osadzania się kropeł wodnych od szybkości strug opływowych na płacie, sposób zwiększania się promienia kropli przechłodzonych przy ruchach pionowych, kwestia czynnika wentylacji, wpływu profilu, nie są dotychczas ani w części nawet rozwiązane. Wyniki badań tunelowych i laboratoryjnych, mogą być z wielką tylko

¹ prof. dr hab. inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, e-mail: itlims@meil.pw.edu.pl

² dr inż., Instytut Lotnictwa, e-mail: jaglot@poczta.onet.pl

³ dr inż., Instytut Lotnictwa, e-mail: pyrz@ilot.edu.pl

ostrożnością przenoszone na rzeczywistość. Z drugiej zaś strony, stosowane już powszechnie techniczne środki zabezpieczające przed oblodzeniem, są niepewne i w cięższych wypadkach z reguły zawodzą.

Ogólne warunki meteorologiczne są stosunkowo najlepiej znane i nowoczesna synoptyka może już dobrze chronić przed oblodzeniem...”.

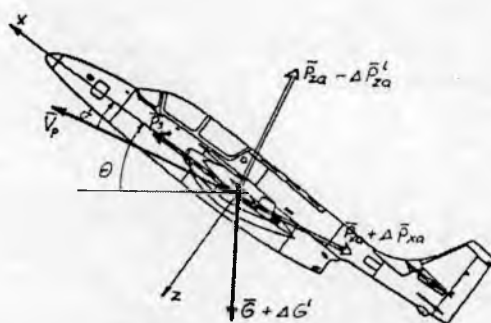
Po zarejestrowaniu pierwszych katastrof spowodowanych oblodzeniem w latach 30. (np. DC-2 w Szwajcarii w 1935 r.), przystąpiono do badań doświadczalnych w tunelach aerodynamicznych wpływu obładzania na zmiany charakterystyk aerodynamicznych samolotu, między innymi w Göttingen (Niemcy) w roku 1938 [24]; w Polsce: we Lwowie A. Kochański (1938 rok) [9], w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej, pod kierunkiem prof. C. Witoszyńskiego [9] (lata 30.). Badania doświadczalne podjęte wówczas w tunelach aerodynamicznych, na modelach, segmentach powierzchni nośnych i całych płatach są kontynuowane obecnie również w Polsce.

Obecnie prowadzone są badania doświadczalne w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej [18, 27] przez P. Sierputowskiego i A. Tarnogrodzkiego oraz badania teoretyczne i symulacje numeryczne dynamiki samolotu obładzanego w Zakładzie Mechaniki ITLiMS PW [5, 7, 8, 10÷15, 17, 18]. Ostatnio podjęto również badania nad obładzaniem samolotów i jego wpływu na aerodynamikę i dynamikę na Wydziale Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej [4, 18] przez G. Kowaleczkę, W. Sobieraja, Z. Wojciechowskiego, K. Sibilskiego, w Instytucie Lotnictwa w Warszawie przez J. Goszczyńskiego, A. Krzysiaka, J. Pyrza. Szczególnie intensywne badania nastąpiły po katastrofie samolotu TS-11 “Iskra” w 1998 r. [4, 11÷18, 27], ze względu na kontrowersyjne hipotezy i niezrozumienie zjawiska obładzania i jego wpływu na dynamikę samolotu przez liczną grupę wojskowego personelu lotniczego.

Oblodzenie polega na tworzeniu się na powierzchni samolotu zwartej powłoki lodowej. Stwarza ono duże niebezpieczeństwo i zagrożenie w locie. Następuje zniekształcenie lodem profili powierzchni nośnych samolotu: skrzydeł, usterzenia poziomego, usterzenia pionowego powierzchni sterowych, oblodzenie: kabiny, wlotów powietrza do silników, odbiornika ciśnienia powietrza (OCP) itp. Oblodzenie powoduje: gwałtowny spadek maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$, spadek krytycznego kąta natarcia α_{kr} , wzrost masy samolotu ΔG^l oraz wzrost oporu aerodynamicznego ΔC_x^l .

Występujące w atmosferze zjawisko oblodzenia jest jednym z trudniejszych problemów meteorologii lotniczej. Jest ono 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 .

Główną przyczyną oblodzenia jest zamarzanie przechłodzonych kropeł wody, które po zderzeniu się z płatowcem zamarzają, tworząc powłokę lodową [11÷18].



Rys. 1. Rozkład sił działających na samolot w locie wznoszącym z uwzględnieniem zmian wynikających z obładzenia [14]

$$P_{Za}^l = P_{Za} - \Delta P_Z^l = \frac{1}{2} \rho S V_p^2 C_Z^l \quad (1)$$

$$P_{Xa}^l = P_{Xa} - \Delta P_X^l = \frac{1}{2} \rho S V_p^2 C_X^l \quad (2)$$

$$G^l = G + \Delta G^l \quad (3)$$

Intensywność obładzenia jest wprost proporcjonalna do ilości wody znajdującej się w powietrzu („wodność”, LWC - *liquid water coefficient* [g/m³]) oraz wielkość kropli wody (MVD - *median volumetric diameter* (μm)). Im niższa temperatura, tym mniejsze są rozmiary kropli wody. Krople małe o średnicy poniżej 0.5 mm zamarzają bezpośrednio po uderzeniu w płatowiec, szybko ulegają krystalizacji powodując powstanie **lodu matowego**. Ze względu na postać obładzenia najbardziej groźne jest obładzenie **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 [4, 18]. Przy chmurach stratocumulus, stratus i nimbostratus w temperaturach od -5°C do 0°C występuje możliwość intensywnego obładzenia.

Najbardziej niebezpieczna faza lotu jest przejście z lotu poziomego do wznoszenia w chmurach z występowaniem obładzenia. Samolot zmniejsza prędkość przyrządową co powoduje spadek siły nośnej proporcjonalnej do kwadratu prędkości. Przechodząc przy wznoszeniu na większe kąty natarcia, może wejść w zakres silnego spadku współczynnika siły nośnej spowodowanego obładzeniem [4] (rys. 2). Zmniejszenie prędkości lotu V_p i spadek $C_{z_{max}}$ może spowodować wejście samolotu na nadkrytyczne kąty natarcia $\alpha > \alpha_{kr}$, i w rezultacie na skutek deficytu siły nośnej przy pełnym ciągu silnika, może doprowadzić do dynamicznego przeciągnięcia [13, 18].

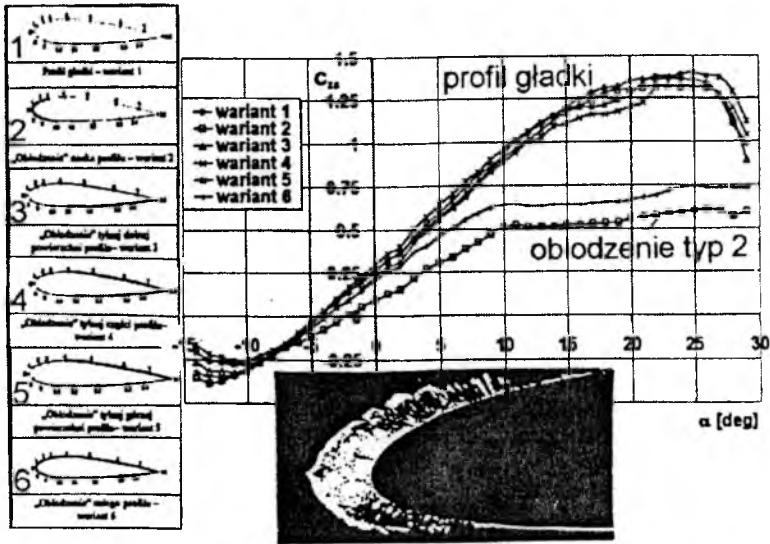
Najgroźniejszy dla samolotu obładzanego nie jest wzrost masy ΔG (rys. 1), ale zmiany charakterystyk aerodynamicznych następujące w bardzo krótkim czasie w pierwszych sekundach obładzenia - rys. 2 [4, 18, 24] oraz rys. 17 i rys. 18 [20].

A. Kochański z ITSiM we Lwowie przed 64 lata pisał [9]:

„ ... Przy obładzaniu 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 sterowności, 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 aerodynamiczne. ...”



Rys. 2. Zmiany bezwymiarowego współczynnika siły nośnej $C_{z\alpha}$ w funkcji kąta natarcia w zależności od formy obładzania (wyniki badań laboratoryjnych WUiL WAT, 2001 [4], foto. Göttingen [24])

Obecnie, to jest w drugiej połowie 2002 roku, pomimo notowanych katastrof lotniczych wywołanych obładzaniem i intensywnych badań w wielu renomowanych ośrodkach naukowo badawczych świata oraz dostępnych w publikacjach wyników, dla wielu „specjalistów” lotniczych w Polsce jest szokujące, a wręcz niewiarygodne, że wystąpienie intensywnego oblodzenia w czasie paru sekund może doprowadzić do degradacji maksymalnego współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$ o ~50% oraz krytycznego kąta natarcia α_{kr} o ~40% (rys. 2 [1, 2, 3, 4, 11÷18] oraz rys. 17 [20]), powodując katastrofę. Powyższe stwierdzenie ujawniły wypowiedzi, wystąpienia oraz publikacje i zakazy decydentów wojskowych publikowania wyników badań i obliczeń wyjaśniających przyczynę katastrofy samolotu TS-11 „Iskra” w dniu 11 listopada 1998 r. w Otwocku.

Pilotaż samolotu w warunkach występowania oblodzenia jest obciążony olbrzymim ryzykiem, pomimo spotykanych na nowoczesnych samolotach wydajnych systemów anty-oblodzeniowych i ostrzegawczych. Znajomość przebiegu zjawiska i jego wpływu na dynamikę lotu samolotu może być czynnikiem decydującym w zakresie bezpieczeństwa lotów [21, 23, 28].

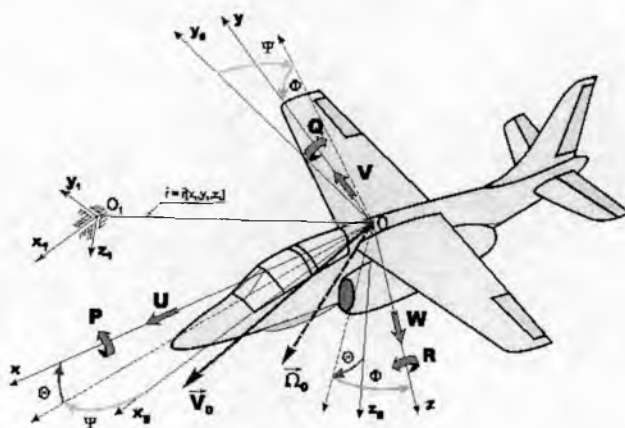
2. Modele fizyczny i matematyczny

Obiektem badań modelowych jest samolot szkolno-treningowy TS-11 „Iskra”. Obiekt ten został zidentyfikowany geometrycznie, masowo i aerodynamicznie.

Model fizyczny samolotu został zbudowany w oparciu o następujące założenia:

- zastosowano model atmosfery wzorcowej bez podmuchów,
- samolot jest traktowany jako bryła sztywna o sześciu stopniach swobody,
- przyjęto, że stery są nieważkie, a ich wychylenia mają wpływ parametryczny na zmianę sił i momentów sił aerodynamicznych,
- zastosowano aerodynamikę quasi-stacjonarną,
- samolot posiada geometryczną, masową i aerodynamiczną płaszczyznę symetrii.

Wszystkie przyjęte układy odniesienia są układami prostokątnymi, prawoskrętnymi.



Rys. 3. Przyjęte układy odniesienia [6, 10, 14, 22]

Przyjęto intensywne oblodzenie powierzchni nośnych samolotu stosując modele matematyczne Bilanina [1], Ditenbergera [3], Čebeciego [2] oraz wyniki badań tunelowych oblodzonego płata w laboratorium WUiL WAT Kowaleczki, Sobieraja, Panasa, Wojciechowskiego [4], ITLiMS PW Sierputowskiego, Rewuckiego, Al-Sharabiego [27] oraz obliczeń wg [3] wykonanych przez Niezgodę [20].

Przyjęto powszechnie stosowaną w lotnictwie postać dynamicznych równań ruchu dla sześciu stopni swobody dla założonego modelu fizycznego samolotu [7, 10] wyprowadzonych w klasycznych lotniczych układach odniesienia (rys. 3). Równania te w formie macierzowej przyjmują postać:

$$\bar{M} \dot{V} + K M V = Q^* \quad (4)$$

gdzie:

- zmodyfikowana macierz bezwładności $\bar{M} = M + M_w$

- macierz bezwładności M :

$$M = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_Z & 0 \\ 0 & m & 0 & -S_Z & 0 & S_X \\ 0 & 0 & m & 0 & -S_X & 0 \\ 0 & -S_Z & 0 & J_X & 0 & -J_{XZ} \\ S_Z & 0 & -S_X & 0 & J_Y & 0 \\ 0 & S_X & 0 & -J_{XZ} & 0 & J_Z \end{bmatrix}$$

- macierz kinematyczna K :

$$K = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix}$$

- wektor przyspieszeń: $\dot{V} = \text{col}[\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]$

- wektor prędkości: $V = \text{col}[U, V, W, P, Q, R]$

- wektor sił i momentów sił zewnętrznych: $Q^* = \text{col}[X, Y, Z, L, M, N]$

- składowe wektora sił i momentów sił zewnętrznych działających na samolot w locie:

$$Q^* = Q^a + Q^g + Q^T + Q^\delta \quad (5)$$

gdzie: Q^a - wektor sił i momentów sił aerodynamicznych,

Q^g - wektor sił i momentów sił grawitacyjnych,

Q^T - wektor sił i momentów sił od zespołu napędowego,

Q^δ - wektor sił i momentów sił od sterowania powierzchniami sterowymi.

przy czym:

$$Q^\delta = U_\delta \cdot \delta$$

U_δ - macierz pochodnych aerodynamicznych sterowania

$\delta = \text{col}[\delta_L, \delta_H, \delta_V, \alpha_{ZH}, \delta_T]$ - wektor sterowania:

δ_L - lotkami,

δ_H - sterem wysokości

δ_V - sterem kierunku

α_{ZH} - zmianą kąta zaklinowania usterzenia poziomego

δ_T - obrotami silnika

Sposób modelowania obciążeń działających na samolot w locie został szerzej omówiony w pracach [6, 22]. Powyższe równania, uzupełnione związkami kinematycznymi (6), stanowią pełny matematyczny model dynamiki samolotu o sześciu stopniach swobody [6, 10, 22].

Związki kinematyczne pomiędzy prędkościami liniowymi i kątowymi (wyrażonymi w układzie samolotowym), a odpowiednimi prędkościami w układzie ziemskim, zapisano przy wykorzystaniu parametrów Eulera (tzw. kwaternionów) [6, 8, 22]:

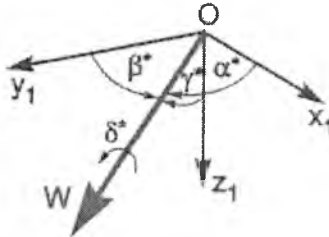
$$\begin{bmatrix} \dot{e}_0 \\ \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \\ \dot{e}_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & P & Q & R \\ -P & 0 & -R & Q \\ -Q & R & 0 & -P \\ -R & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} - k \cdot E \cdot \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

gdzie:

k - stały współczynnik sprzężenia zwrotnego

E - współczynnik naruszenia równania wiążącego ($E = 0$ - w sytuacji idealnej),

$$E = e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 - 1 \quad (7)$$



Rys. 4. Położenie osi obrotu W w nieruchomym układzie współrzędnych

Kwaterniony, czyli parametry Eulera, są definiowane jako [6, 22]:

$$\begin{aligned} e_0 &= \cos \frac{\delta^*}{2} & e_1 &= \cos \alpha^* \sin \frac{\delta^*}{2} \\ e_2 &= \cos \beta^* \sin \frac{\delta^*}{2} & e_3 &= \cos \gamma^* \sin \frac{\delta^*}{2} \end{aligned} \quad (8)$$

Dodatkowo musi być spełniona zależność (9), w celu zapewnienia ortogonalności układu

$$e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1 \quad (9)$$

Interpretacja fizyczna parametrów Eulera jest dosyć trudna i dlatego używa się przeliczeń pomiędzy kwaternionami, a kątami quasi Eulerowskimi [6, 22]:

$$\Phi = \arctg \left[\frac{2(e_0 e_1 + e_2 e_3)}{e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2} \right] \quad (10)$$

$$\Theta = \arcsin [2(e_0 e_2 - e_1 e_3)] \quad (11)$$

$$\Psi = \arctg \left[\frac{2(e_0 e_3 + e_1 e_2)}{e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2} \right] \quad (12)$$

oraz

$$e_0 = \cos \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Psi}{2} + \sin \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Psi}{2} \quad (13)$$

$$e_1 = \sin \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Psi}{2} - \cos \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Psi}{2} \quad (14)$$

$$e_2 = \cos \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Psi}{2} + \sin \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Psi}{2} \quad (15)$$

$$e_3 = \cos \frac{\Phi}{2} \cos \frac{\Theta}{2} \sin \frac{\Psi}{2} - \sin \frac{\Phi}{2} \sin \frac{\Theta}{2} \cos \frac{\Psi}{2} \quad (16)$$

Kwaterniony mają tę zaletę, że nie posiadają osobliwości dla kąta pochylenia $\Theta = \pm 90$ stopni związanej z opisem funkcji trygonometrycznych oraz cechują się większą dokładnością wyznaczenia położenia samolotu w przestrzeni, co jest szczególnie istotne przy długotrwałych obliczeniach.

3. Próba rekonstrukcji lotu wznoszącego samolotu TS-11 w trakcie występującego intensywnego obładzania

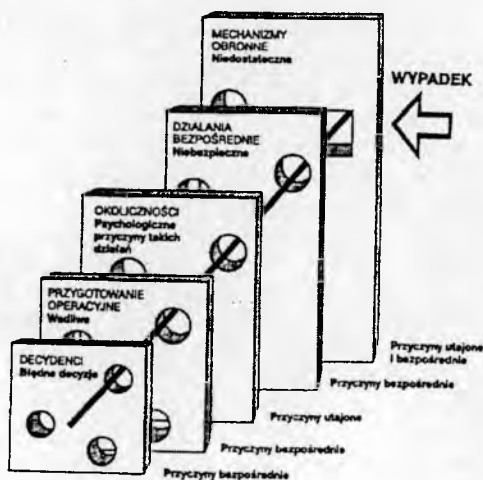
W uwagach o eksploatacji zimowej samolotów dla pilotów komunikacyjnych [23] instrukcja kończy się słowami:

„...Nie bagatelizuj obładzenia. Zmiana własności aerodynamicznych samolotu. w rzeczywistym silnym obładzeniu jest trudna lub wręcz niemożliwa do przewidzenia przez konstruktorów i oblatywaczy w czasie prób w locie. Instalacja przeciwobładzeniowa powinna ci tylko pomóc w bezpiecznym opuszczeniu strefy obładzenia - nie daje gwarancji bezpiecznego lotu w takich warunkach!”

3.1. Model Reasona powstawania wypadku lotniczego

Aby zaistniał wypadek lotniczy występuje nieszczęśliwe nałożenie się rozlicznych przyczyn. Bardzo dobrze przedstawił model powstawania wypadku lotniczego R. Reason [28]. Model zawiera szereg tarcz przedstawiających działalności odpowiednich służb realizujących lot i zabezpieczających przed wypadkiem. Tarcze te nie są całkowicie szczelne tzn., że działalność służb w przedstawionej dziedzinie nie gwarantuje w 100% bezpieczeństwa. Na szczelność poszczególnych ekranów mają wpływ odpowiadające im służby, ale o zestawieniu poszczególnych ekranów decyduje wyłącznie przypadek tzn., że zestawienie szczelin obracających się ekranów jest losowe. Jeżeli szczeliny obracających się ekranów ustawią się na prostej linii (rys. 5) następuje wypadek.

Zastosowanie modelu R. Reasona (rys. 5) do analizy lotu odrzutowego samolotu szkolno-treningowego w trakcie intensywnego obładzania zakończonych katastrofą jest możliwe poprzez nadanie odpowiedniej interpretacji poszczególnym tarczom [13].



Rys. 5. Model powstawania wypadku lotniczego R. Reasona [13]

- **DECYDENCI** - brak skoordynowanego dowodzenia, odpowiedzialności dowództwa, ubezwłasnowolnienie odpowiedzialnych służb za bezpieczeństwo lotów przez dowódców wyższych rangą i stanowiskiem.
- **PRZYGOTOWANIE** - niezajomość przez dowodzących i pilotów fizyki zjawiska obładzania samolotu, możliwości wystąpienia wpływu na własności aerodynamiczne, ignorowania komunikatów meteorologicznych, ignorowanie regulaminów lotu, niezajomość własności lotnych samolotu w Trudnych Warunkach Atmosferycznych (TWA).
- **OKOLICZNOŚCI** - trudne warunki atmosferyczne - zamglenie, marznąca mżawka, oblodzenia w chmurach; przestudzone paliwo w zbiornikach skrzydłowych, warunki atmosferyczne przekraczały aktualne uprawnienia pilotów.
- **DZIAŁANIA BEZPOŚREDNIE** - polecenie lotu na Lotnicze Rozpoznanie Pogody samolotem nieprzystosowanym do realizacji rozpoznania, dopuszczenie do startu sprzeczne z regulaminem i aktualnymi uprawnieniami pilotów.
- **MECHANIZMY OBRONNE** - wyszkolenie pilotów do lotu w TWA, znajomość przez pilotów i decydentów fizyki zjawisk występujących w atmosferze ich wpływ na bezpieczeństwo lotu - oblodzenie, uskok wiatru, przestrzeganie regulaminów i szanowanie decyzji podejmowanych przez kompetentne służby w hierarchii dowodzenia i kierowania lotami, znajomości własności lotnych samolotów.

3.2. Warunki atmosferyczne na trasie przelotu i profil prędkości

Płk A. Stasicki [29] cytowany przez płk dr A. Milkiewicza [19], jako nestor wojskowych meteorologów polskich, stwierdza [14, 29]:

- „...*Należy podkreślić, że służba meteorologiczna we wszystkich komunikatach i prognozach wskazywała na występowanie warunków sprzyjających obłodzeniu statków powietrznych podczas ich lotu w chmurach i opadach...*”

- „...W dniach 10 i 11 listopada 1998 r. wszystkie komórki organizacyjne służby meteorologicznej WLOP, włączone do procesu meteorologicznego zabezpieczenia defilady powietrznej, miały właściwe rozeznanie procesów fizycznych zachodzących w atmosferze (troposferze), a także rozeznanie w sytuacji synoptycznej kształtującej warunki atmosferyczne w rejonie planowanego przelotu samolotów do defilady. Analiza posiadanych informacji meteorologicznych była przeprowadzona właściwie i wyciągano z niej prawidłowe wnioski, formułowane w prognozach i ostrzeżeniach wydawanych przez komórki służby. ...”
- „... Prognozy pogody opracowywane przez synoptyków służby meteorologicznej WLOP, meldowane w dniach 10 i 11 XI 1998 r., były pesymistyczne i nie dawały podstaw do podjęcia uzasadnionych decyzji o wykonaniu defilady powietrznej w zaplanowanym wariantcie jej wykonania. Warunki atmosferyczne były gorsze od dopuszczalnych warunków minimalnych, określonych do wykonania takiego zadania. ...”
- „... Wszystkie prognozy przewidywały występowanie zjawiska oblodzenia samolotów w chmurach i opadach...”
- „...Katastrofa samolotu zaistniała w szczególnie trudnych WA. Podczas jego lotu na wysokości 100 m - oblodzenie nie występowało. W końcowej fazie lotu, na kilkanaście sekund przed zderzeniem z ziemią, pilot zwiększył wysokość do 400 m, ze zmniejszeniem prędkości z 520 do 420 km/h. Konsekwencją tego mogło być wejście w dolną warstwę oblodzenia...”
- „...Na tym pułapie, w rejonie Otwocka, temperatura powietrza była niższa od temperatury nasycenia względem lodu i wynosiła -3.5°C . Mogły więc wystąpić warunki sprzyjające oblodzeniu TS-11...”

Z powyższych wypowiedzi A. Stasickiego opracowanych na podstawie dokumentacji dowodowej i opublikowanej [29] oraz przytoczonej szerzej w [14] wynika, że istniejące warunki atmosferyczne sprzyjały oblodzeniu samolotu lecącego w chmurach z prędkością poniżej 500 km/h (na wznoszeniu 380 km/h).

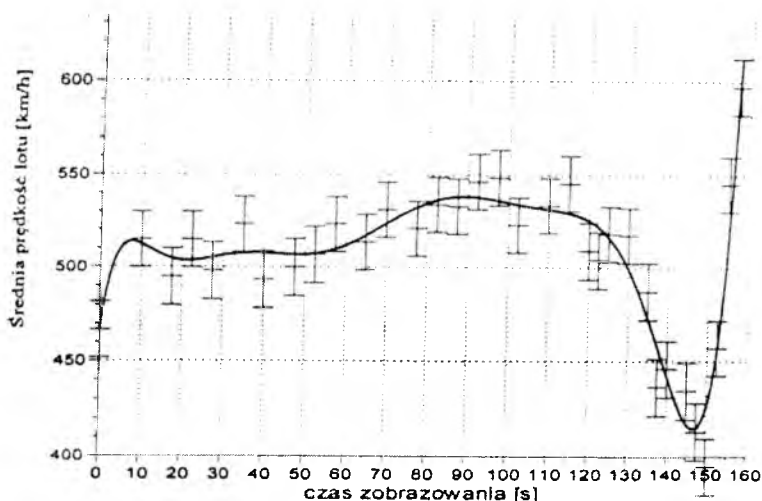
Wykonane obliczenia [14, 17] wykazały, że oblodzenie samolotu w panujących wówczas warunkach atmosferycznych wystąpiło i mogło mieć intensywny i szybki przebieg.

Analiza parametrów lotu samolotu TS-11 „Iskra” nr 1H0713 ze wskaźnika AMS-2000, wykonana przez kpt. dr inż. Mirosława Witosia, przedstawia profil prędkości lotu (rys. 6) [30].

Do 125 s. przyjąć można było średnią prędkość $V_p = 520$ km/h na wysokości ~ 120 m, (godzina 11³⁷ - czas zobrazowania 9 s. (rys. 6))). W czasie **dalszego lotu następuje wznoszenie** do wysokości ~ 400 m, (godzina 11⁴⁰ - czas zobrazowania 151 s.) i wyżej, występuje spadek prędkości do $\cong 390$ km/h na wznoszeniu (rys. 6).

Zgodnie z ekspertyzą A. Milkiewicza opublikowaną w [19], silnik, w chwili zderzenia z ziemią, posiadał obroty $n=14400$ obr/min, tzn. że pilot utrzymywał prędkość obrotową silnika w zakresie przelotowym zgodnie z „Instrukcją Lotu 1851/78” [14], która określa dla silnika SO-3 zakres przelotowy $n=14500$ obr/min. Wg tejsze

„Instrukcji”, zalecana prędkość na wznoszeniu w zakresie wysokości od 0 do 1000 m wynosi $V_p = 380$ km/h [14, 17].



Rys. 6. Profil prędkości lotu V_p opracowany przez kpt. dr inż. M. Witosia ze wskaźnika AMS-2000 [30]

3.3. Hipoteza przebiegu katastrofy

Samolot lecący na wysokości $H = 100 \pm 200$ m z prędkością $V_p \approx 520$ km/h zaczyna się wznosić do wysokości $H \approx 500$ m i wchodzi w chmury, w których temperatura malała do ok. -4°C . Występująca, według danych meteorologicznych, inwersja sprzyjała powstawaniu większej wodności chmury. Przesłudzone krople wody o ujemnej temperaturze padały na przemrożone powierzchnie nośne samolotu, powodując intensywne obładzanie skrzydeł (samolot przez kilka dni poprzedzających analizowany lot, bazował zatankowany na wolnym powietrzu o temperaturze ujemnej). Narastający na powierzchniach nośnych lód powodował nieznaczny przyrost masy samolotu ΔG oraz znaczny, ok. 50% spadek współczynnika siły nośnej $C_{z,max}$ (rys. 2) i zmniejszenie o ok. 45% krytycznego kąta natarcia α_{kr} . Spadek siły nośnej ΔP_{ca} (rys. 1) zostaje wywołany spadkiem kwadratu prędkości V_p^2 oraz spadkiem współczynnika siły nośnej $\Delta C_z = C_z - C_z'$. Ten fakt jest decydujący o przeciągnięciu dynamicznym samolotu na mniejszych kątach natarcia.

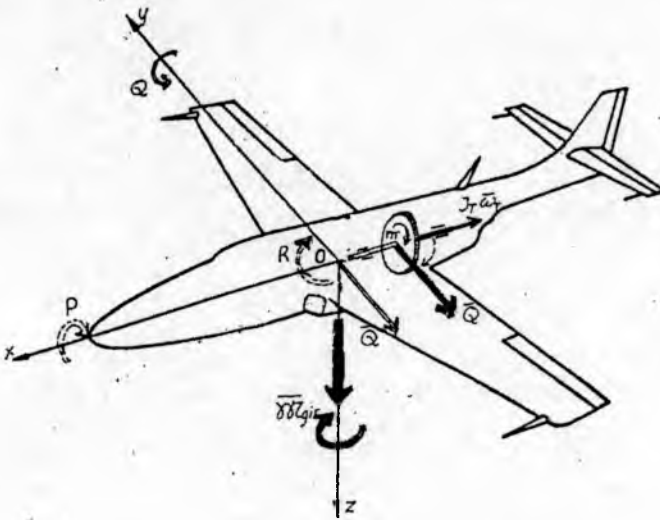
Samolot pochyla się ($\Theta < 0$). Przy prędkości katowej pochylania Q występuje moment giroskopowy pochodzący od wirujących mas elementów lewoobrotowego, turbiniowego silnika odrzutowego. Moment ten powoduje odchylenie Ψ samolotu w prawo (rys. 7). Odchylenie samolotu w prawo z prędkością katową R powoduje z kolei przechylenie samolotu na prawo skrzydło Φ z prędkością katową P . Należy podkreślić, że cały czas silnik samolotu pracował przy obrotach $n=14400$ obr/min (reżim przelotowy). Położenie samolotu (ujemny, duży kąt pochyleń) powodowało, że składowa siły ciężkości dodatkowo powodowała rozpędza nie samolotu do prędkości $V_{pr} \approx 650$ km/h. [14, 17] (rys. 6).

$$\mathcal{M}_{gir} = J_T \bar{\omega}_T \times \bar{\Omega} \quad (17)$$

$$\omega_T = \frac{2\pi n_T}{60} \quad (18)$$

- n_T - obr/min zespołu turbo-sprężarkowego silnika,
- Q - prędkość kątowna pochylania,
- R - prędkość kątowna odchylenia,
- P - prędkość kątowna przechylenia.

Reasumując: rozpędzanie samolotu następowało pod działaniem ciągu silnika P , i składowej siły ciężkości samolotu G , odchylenie i przechylenie samolotu było samoczynnie wywołane efektem giroskopowym [14, 17] rys. 7.

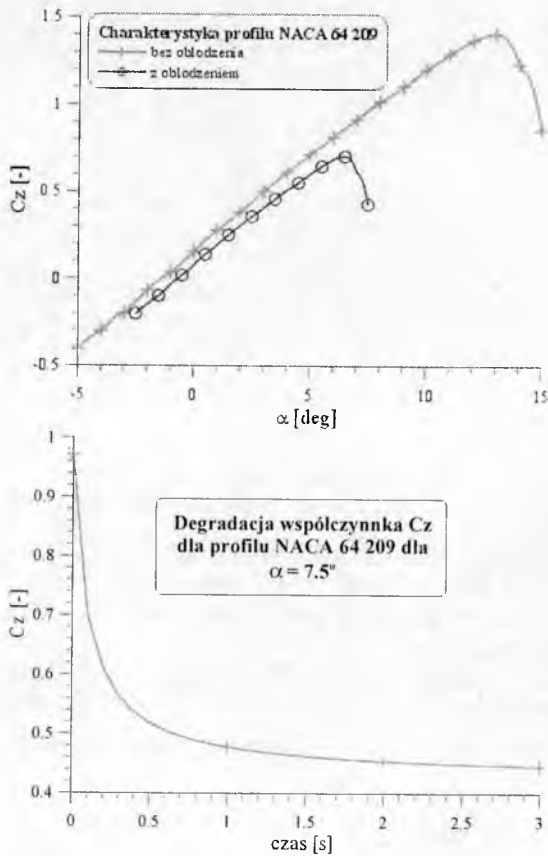


Rys. 7. Momenty giroskopowe działające na samolot w locie pochylającym [14]

Samolot zderzył się z ziemią [14, 17] w konfiguracji gładkiej, bez podwieszonych i uzbrojenia. Podwozie przednie i główne, klapy zaskrzydłowe, hamulce aerodynamiczne i reflektor były schowane, a kabina zamknięta. Lotki znajdowały się w położeniu niestabilnym. Statecznik poziomy ustawiony w skrajnym położeniu „ciężki na nos”. Kąt pochylecia toru lotu Θ względem poziomu w chwili zderzenia wynosił $\Theta = -50$ deg, kąt pochylecia na prawe skrzydło $\Phi = 125$ deg, a prędkość samolotu około 650 km/h [30]. Samolot był w prawym zakręcie.

4. Symulacja numeryczna

Zmiana współczynnika siły nośnej wywołana intensywnym obładzaniem w locie następuje bardzo szybko [2, 3]. Degradację współczynnika w czasie obładzania wg modelu matematycznego Ditenbergera [3] dla profilu przykadłubowego samolotu TS-11 „Iskra” NACA 64 209 została przedstawiona na rys. 8 oraz rys. 17 [20].



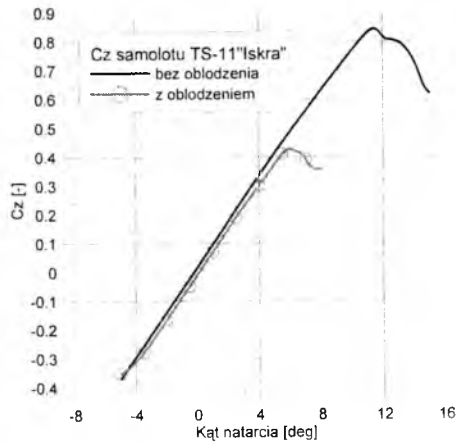
Rys. 8. Degradacja współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha)$ w funkcji kąta natarcia α (wyżej), oraz zmiana współczynnika siły nośnej $C_z(t)$ w czasie dla kąta natarcia $\alpha = 7.5$ deg w intensywnym oblodzeniu dla profilu NACA 64 209

Wykorzystując otrzymane wyniki dla profilu (rys. 8) obliczono zmiany bezwymiarowych współczynników [3, 5, 7, 8] siły nośnej C_z , oporu aerodynamicznego C_x , momentu pochylającego C_m oraz pochodne aerodynamiczne [5, 7, 8, 10, 22] samolotu niezbędne do symulacji numerycznej.

4.1. Wpływ efektów giroskopowych od silnika na dynamikę samolotu

Turbinowy silnik odrzutowy SO-3 stanowiący napęd samolotu TS-11 „Iskra” posiada wirujący zespół turbosprężarkowy lewoobrotowy. To znaczy wektor krętu $\vec{K}_T = J_T \cdot \vec{\omega}_T$ posiada kierunek osi obrotu, a zwrot do tyłu (rys. 7).

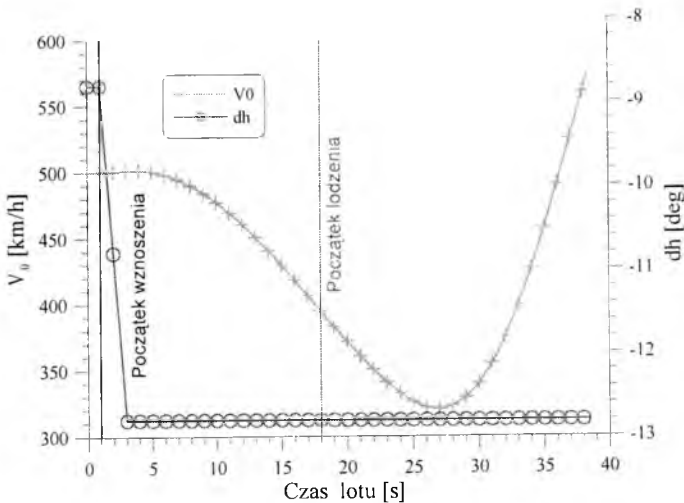
Symulację wykonano rozważając wznoszenie samolotu z intensywnym obladzaniem z silnikiem SO-3 lewoobrotowym, jak również zmieniając wyłącznie kierunek obrotów na prawy.



Rys. 9. Zmiana współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha)$ w funkcji kąta natarcia α dla samolotu TS-11 „Iskra” bez oblodzenia i oblodzonego

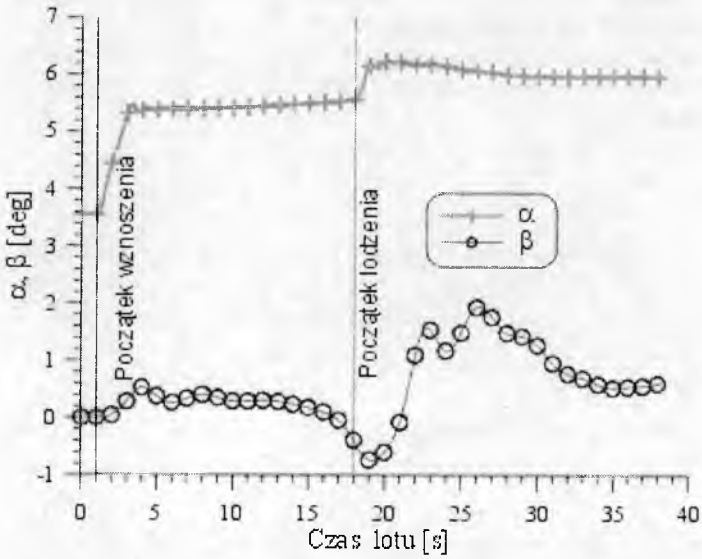
Na rys. 9 przedstawiono degradację współczynnika siły nośnej wywołaną intensywnym oblodzeniem formą lodu szklistego przy wodności chmury $LWC=0.3 \text{ g/m}^3$, intensywności oblodzenia $\eta = 0.8$, temperaturze zewnętrznej -4°C [14, 20] przy wilgotności względnej powyżej 95%.

W fazie wznoszenia prędkość maleje, a następnie po dynamicznym przeciągnięciu w locie nurkowym gwałtownie wzrasta do $\sim 650 \text{ km/h}$ w chwili zderzenia z ziemią (rys. 10), co jest zgodne z pomiarem [30], jak również charakter zmian prędkości [14, 15, 18, 20, 30].

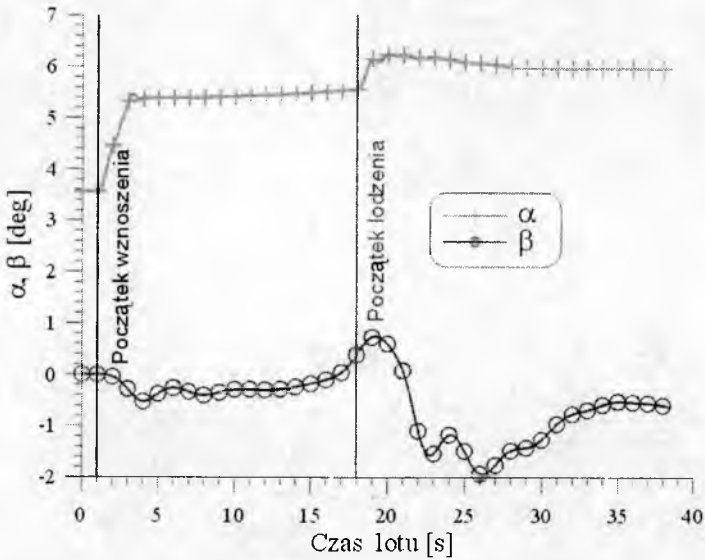


Rys. 10. Wychylenie steru wysokości δ_H oraz zmiana prędkości w czasie, z zaznaczeniem chwili wznoszenia i początku lodzenia

(a)



(b)

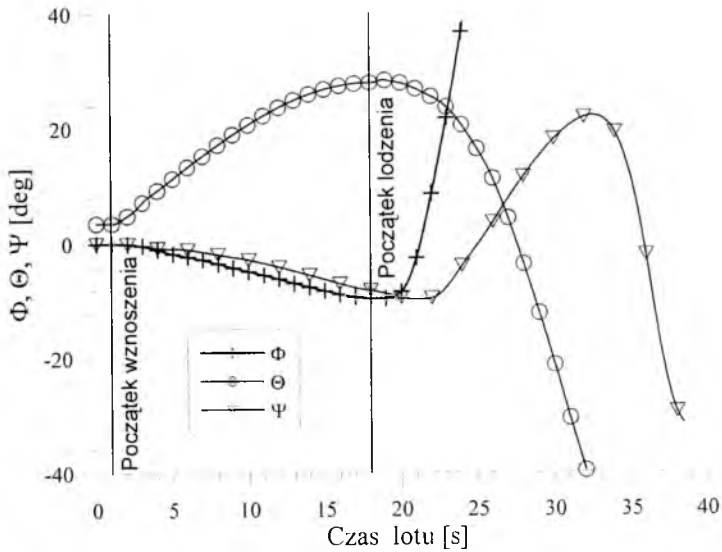


Rys. 11. Zmiana w czasie kątów natarcia α i ślizgu β w fazie wznoszenia z lodzeniem;
 (a) - silnik lewoobrotowy, (b) – silnik prawoobrotowy

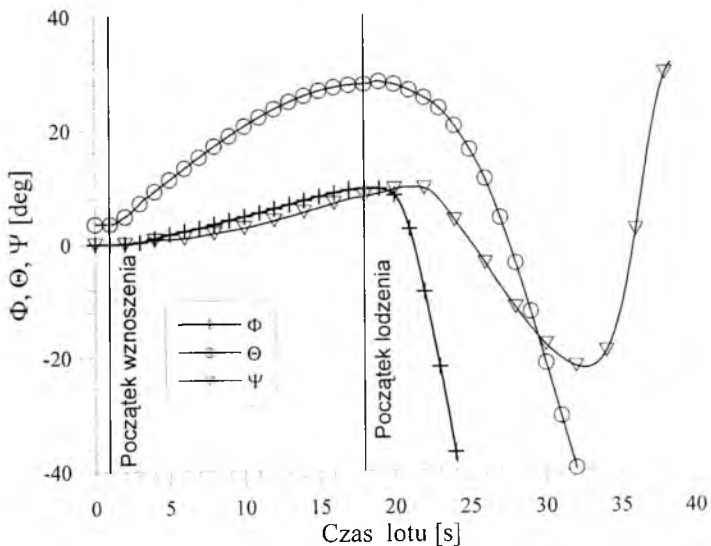
Na rys. 11÷13 przedstawiono wyniki symulacji numerycznej lotu samolotu TS-11 „Iskra” po rozpoczęciu wznoszenia z lotu poziomego na wysokości $h=100$ m z prędkością $V_0=520$ km/h do lotu wznoszącego w $t=1$ s i rozpoczęciu intensywnego obładzania powierzchni nośnych samolotu od chwili $t=18$ s. W locie wznoszącym

przyjęto założenie, że pilot steruje wyłącznie sterem wysokości wychylając o kąt δ_H (rys. 10), utrzymując stałe obroty silnika $n_T=14400$ obr/min. Przy prędkości ~ 380 km/h (rys. 6) na wznoszeniu na skutek gwałtownego spadku siły nośnej wywołanej oblodzeniem (rys. 8 i 9), następuje dynamiczne przeciągnięcie. Samolot pochyła się na ujemne kąty Θ (rys. 12).

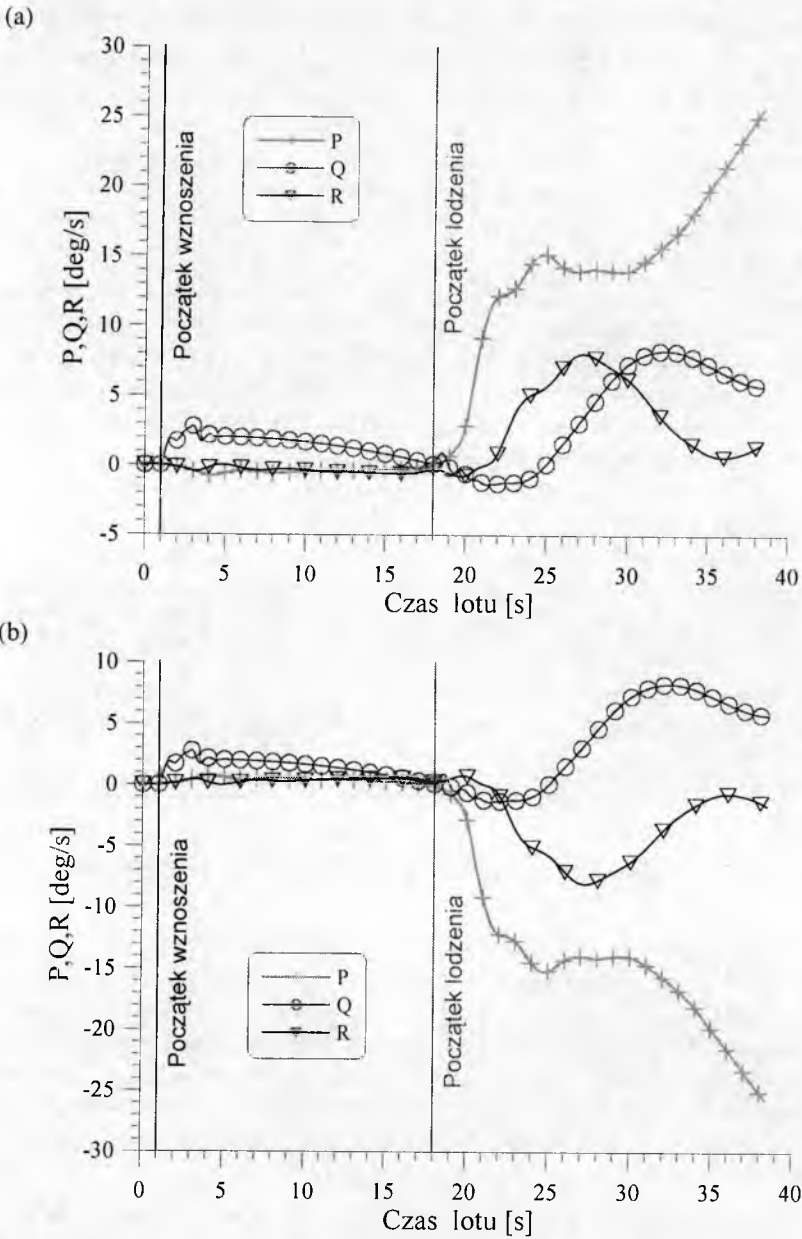
(a)



(b)



Rys. 12. Zmiana w czasie kątów położenia samolotu: przechylenia Φ , pochylenia Θ i odchylenia Ψ w fazie wznoszenia z lodzeniem; (a) – silnik lewoobrotowy, (b) – silnik prawoobrotowy



Rys. 13. Zmiana w czasie prędkości kątowych samolotu: przechylenia P , pochylania Q i odchylenia R w fazie wznoszenia z lodzeniem; (a) - silnik lewoobrotowy, (b) - silnik prawoobrotowy

Pochylenie samolotu z kątową prędkością pochylenia Q zostało przedstawione na rys. 13a i 13b. Wektor prędkości kątowej \bar{Q} skierowany wzdłuż lewego skrzydła (rys. 7) powoduje przy lewoobrotowym silniku SO-3 wystąpienie momentu giroskopowego M_{gr} wywołującego skręcanie samolotu Ψ w prawo (rys. 7 i 12) z kątową prędkością odchylenia R (rys. 13). Obrót pochyłającego się samolotu w prawo wywołuje aerodynamiczny moment pochyłający samolot na prawe skrzydło, dodatni kąt przechylenia Φ (rys. 12) z dodatnią prędkością przechylenia P (rys. 13) przy dodatnim kącie ślizgu β (rys. 11).

Wyłączna zmiana kierunku obrotów zespołu turbosprężarkowego z lewych na prawe, przy zachowaniu niezmiennych pozostałych parametrów, na drodze symulacji numerycznej wykazała, że symetryczne parametry samolotu: pochylenie samolotu Θ (rys. 12), kątowa prędkość pochylenia Q (rys. 13) oraz kąt natarcia α (rys. 11), są niezmiennie. Ulegają zmianom i stanowią lustrzane odbicie poprzednich parametrów, uzyskanych dla silnika lewoobrotowego, takie parametry jak: kąt ślizgu β (rys. 11b), kąt przechylenia samolotu Φ i kąt odchylenia Ψ (rys. 12b), kątowe prędkości: przechylenia P i odchylenia R (rys. 13b).

Z analizy otrzymanych wyników na drodze symulacji numerycznej można jednoznacznie stwierdzić, że konfiguracja samolotu, tor ruchu w ostatniej fazie lotu, od przeciągnięcia do zderzenia z ziemią nie był wysterowany przez pilotów, lecz wywołany samoczynnie oblodzeniem i efektem giroskopowym pracującego silnika.

Porównanie parametrów lotu samolotu z lewo- i prawoobrotowym silnikiem wykazuje decydujący wpływ powstałych efektów giroskopowych na przestrzenną trajektorię lotu samolotu.

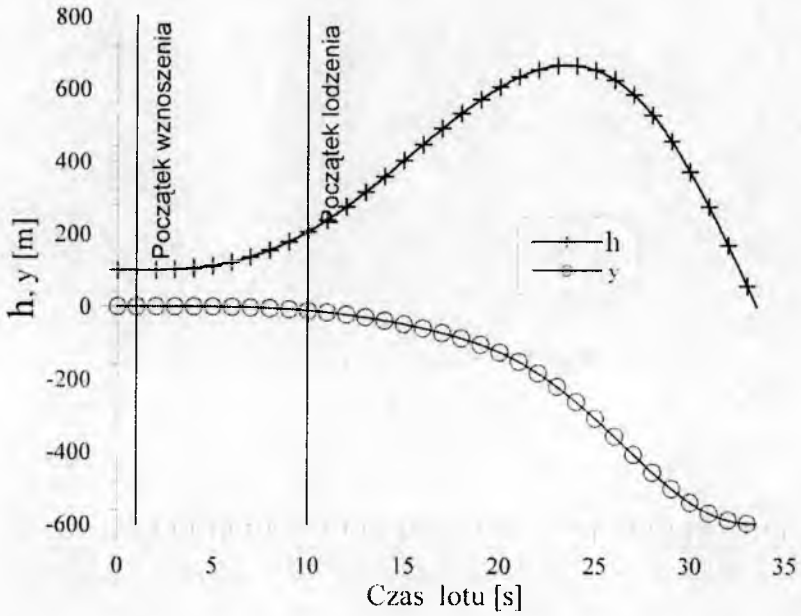
4.2. Wznoszenie samolotu na stałych obrotach w intensywnym obładaniu

Wyjściowe parametry lotu poziomego na wznoszeniu przyjęto jak poprzednio. Przeprowadzono symulację numeryczną, której wyniki przedstawiono graficznie. Na rys. 14b przedstawiono wyłącznie sterowanie sterem wysokości δ_H (ściągnięcie steru na wznoszenie i ustawianie obrotów na $n_T = 14400$ obr/min). Samolot wznosi się przy intensywnym obładaniu, aż do samoczynnego dynamicznego przeciągnięcia i przechodzi w lot nurkowy (rys. 15b) ze wzrostem prędkości V_0 do momentu zderzenia, co jest zgodne z rys. 2 [30] oraz rys. 10, jak i wynikami [17, 18, 26].

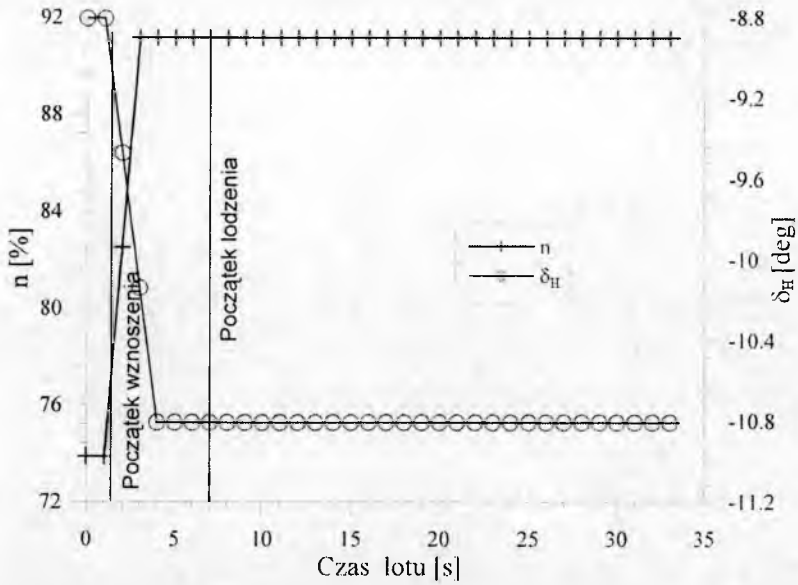
Trajektorię lotu samolotu przedstawiono na rys. 16.

Tor lotu samolotu, jak i parametry geometryczne i kinematyczne, zależne są od intensywności i rodzaju oblodzenia zmieniającego gwałtownie charakterystyki aerodynamiczne.

(a)

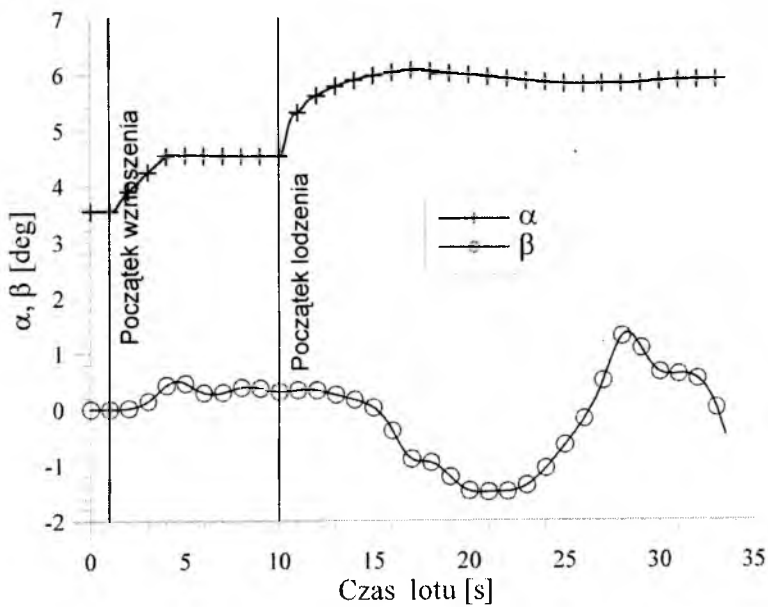


(b)

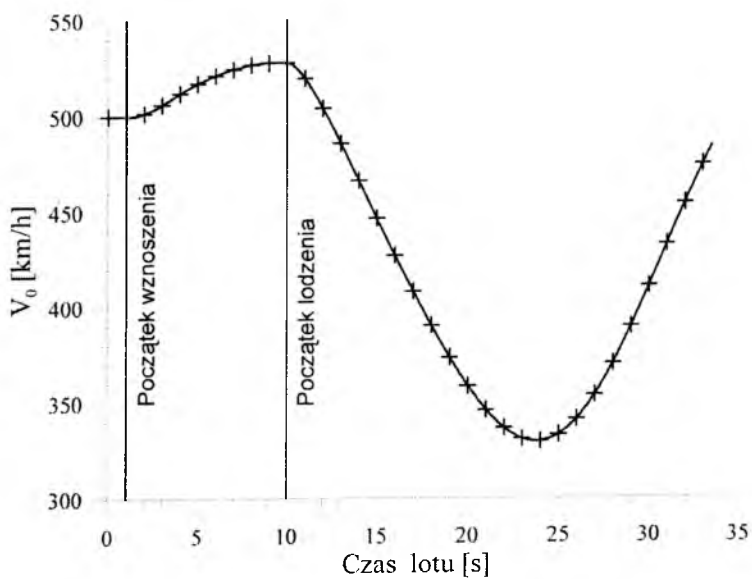


Rys. 14. (a) - Zmiana wysokości lotu h i odchylenia toru lotu y w czasie;
 (b) - sterowanie obrotami silnika n i wychyleniem steru wysokości δ_H

(a)



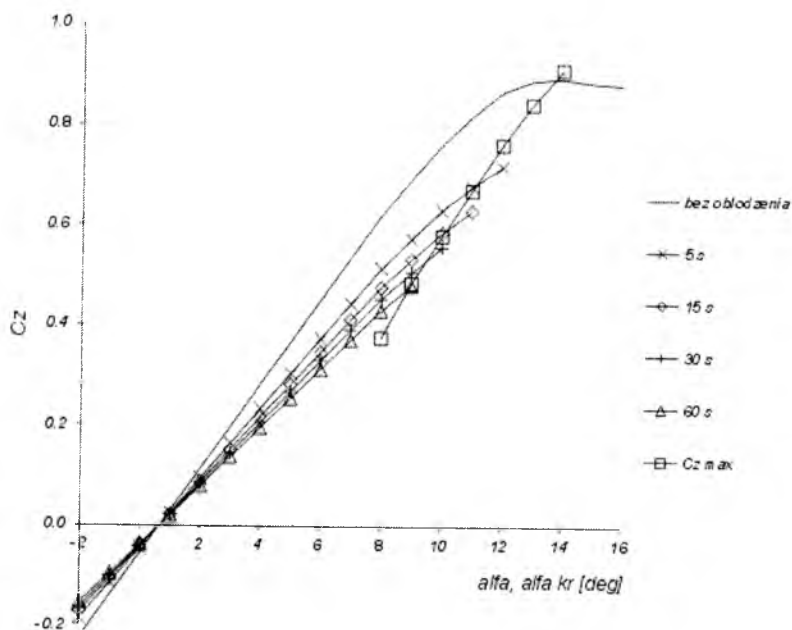
(b)



Rys. 15. (a) - Zmiana w czasie kątów natarcia α i ślizgu β ;
 (b) - zmiana w czasie prędkości lotu V_0



Rys. 16. Wyniki symulacji numerycznej lotu samolotu TS-11 „Iskra” z silnikiem SO3 po wystąpieniu oblodzenia w trakcie wznoszenia



Rys. 17. Zmiany współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha, t)$ w funkcji kąta natarcia α w czasie oblodzenia o ostrej formie lodu szklistego z zaznaczeniem $C_{z_{max}}$ i α_{kr} dla $Ma = 0.4$ [20]

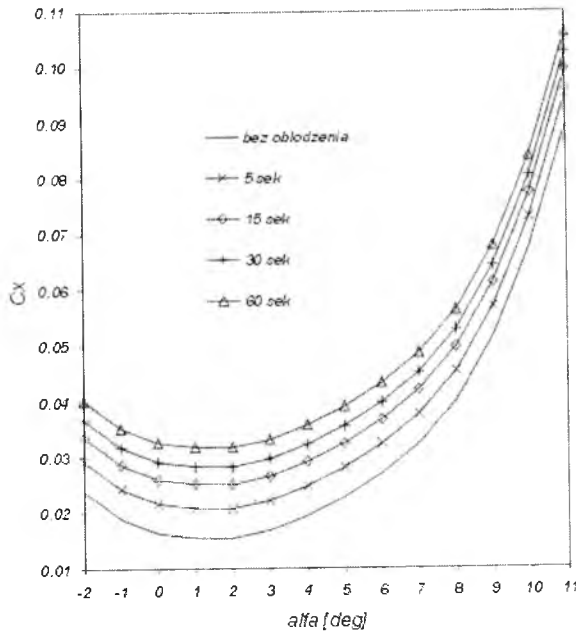
4.3. Wpływ charakteru i intensywności oblodzenia na parametry lotu samolotu

Intensywność oblodzenia zależy jest od wilgotności względnej powietrza, a w szczególności od wodności chmury „LWC” określonej liczbą gramów wody w 1 m³ powietrza [g/m³] oraz od współczynnika intensywności oblodzenia η [1-3, 5, 7, 8, 12, 20].

Porównawcze obliczenia wykonał Niezgoda [20] dla trzech rodzajów powłok lodowych określonych jako:

- oblodzenie typu szron $\eta = 0.5$, LWC = 0.3 g/m³
- oblodzenie lodem szklistym $\eta = 0.5$, LWC = 0.5 g/m³
- ostra forma oblodzenia lodem szklistym $\eta = 0.5$, LWC = 0.8 g/m³

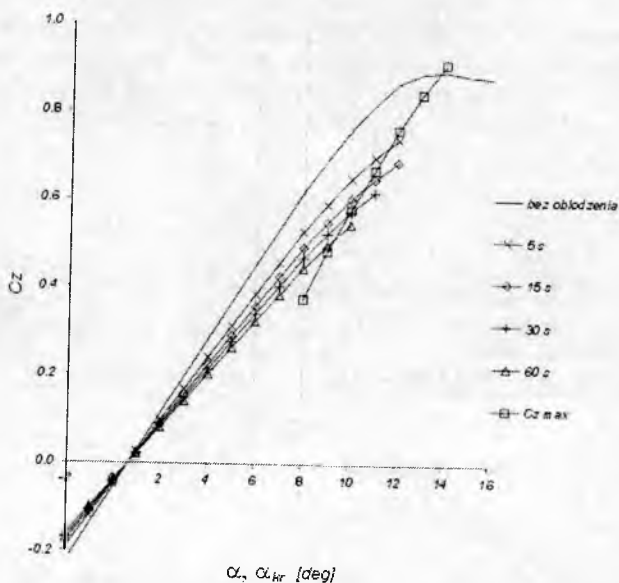
Przykładowo przedstawiono charakterystyki aerodynamiczne zmian współczynników: siły nośnej $C_z(\alpha, t)$ (rys. 17) oraz oporu aerodynamicznego $C_x(\alpha, t)$ (rys. 18) zgodnie z [20] uzyskane przy oblodzeniu ostrą formą lodu szklistego dla liczby Macha $Ma = 0.4$.



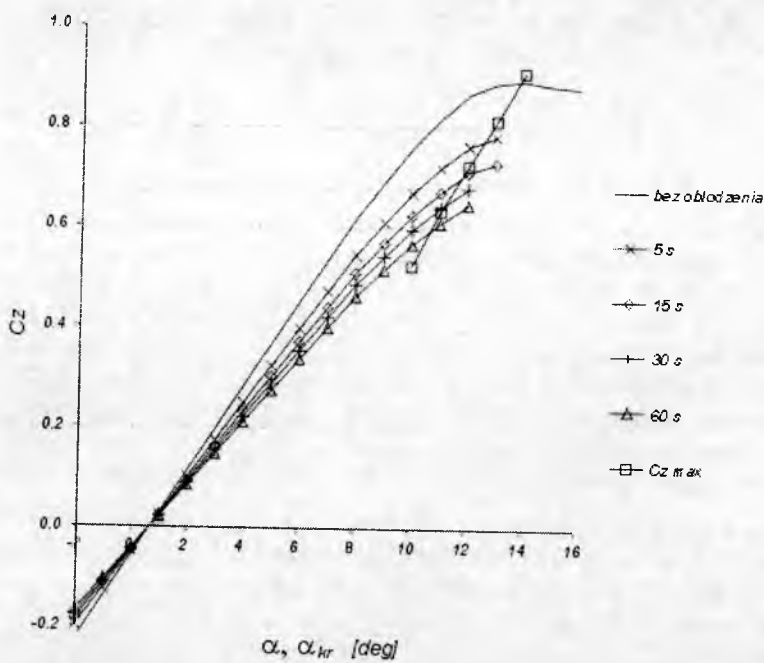
Rys. 18. Zmiany współczynnika oporu aerodynamicznego $C_x(\alpha, t)$ w funkcji kąta natarcia α w czasie oblodzenia o ostrej formie lodu szklistego dla $Ma = 0.4$ [20]

Na rys. 19 i 20 przedstawiono zmiany współczynnika siły nośnej [20] w czasie oblodzenia lodem szklistym (rys. 19) i lodem typu szron (rys. 20).

Obliczenia zmiany współczynnika siły nośnej potwierdzają wyniki publikowane przez Čebeciego [2] oraz uzyskane doświadczalnie [4, 18, 27].

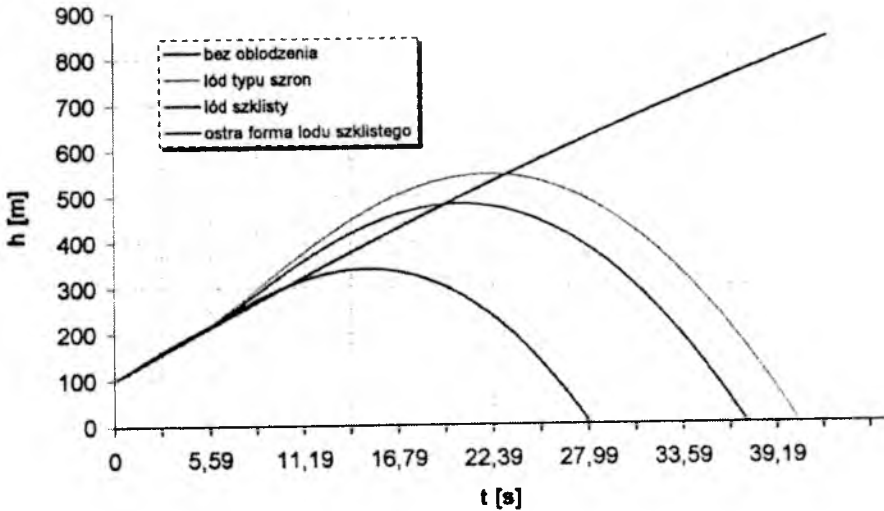


Rys. 19. Zmiany współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha, t)$ w funkcji kąta natarcia α w czasie oblodzenia o szklistej formie lodu z zaznaczeniem $C_{z_{max}}$ i α_{kr} dla $Ma = 0.4$ [20]



Rys. 20. Zmiany współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha, t)$ w funkcji kąta natarcia α w czasie oblodzenia o formie lodu szron z zaznaczeniem $C_{z_{max}}$ i α_{kr} dla $Ma = 0.4$ [20]

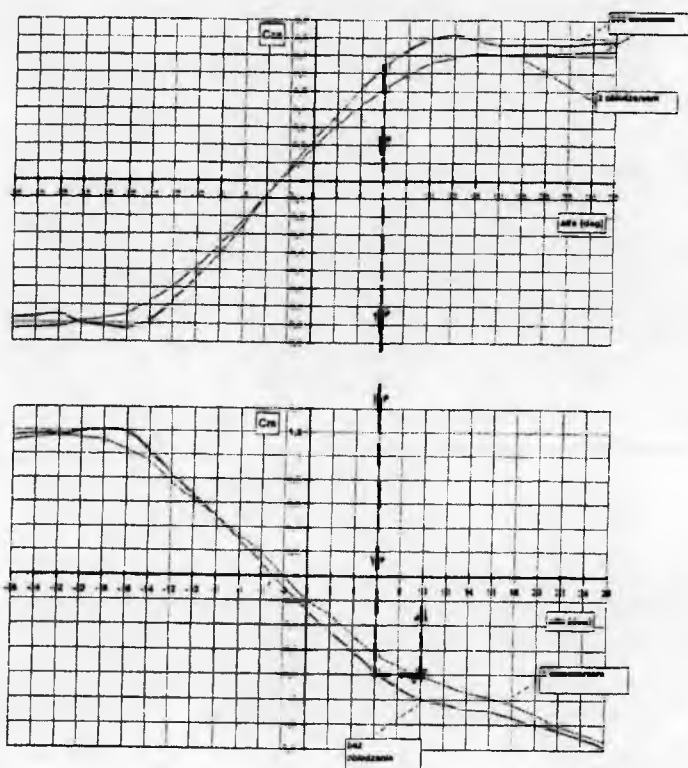
Obliczone na drodze symulacji numerycznej parametrów lotu samolotu TS-11 „Iskra” w fazie wznoszenia bez obładzania i z różną formą obładzania wykazują duży wpływ charakteru obładzania na zmianę wysokości lotu h (rys. 21). Uwidacznia się osiągnięcie różnej wysokości w zależności od intensywności obładzania przy tym samym wychyleniu steru wysokości [20].



Rys. 21. Zmiana wysokości lotu w czasie [20]

Ostatnie badania aerodynamiczne wykonane w Instytucie Techniki Lotniczej Wydziału Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie [31] wykazały, że w pierwszej fazie obładzania występuje wzrost aerodynamicznego momentu pochylającego samolotu C_m (rys. 22). Przy wyrównanym samolocie na wznoszeniu, przy stałym wychyleniu steru wysokości $\delta_H = -10.8$ [deg] (rys. 14b) w fazie obładzania kąt natarcia $\alpha = 6$ [deg] (rys. 15a), następuje wzrost momentu pochylającego (rys. 22), co w konsekwencji wpływa na wzrost wysokości wznoszenia (rys. 21), jak również wzrost kąta natarcia samolotu i degradację bezwymiarowego współczynnika siły nośnej C_{z_0} (rys. 22) powodując gwałtowniejsze przepadanie dynamiczne samolotu.

W czasie zaistniałej katastrofy nie były znane wszystkie parametry meteorologiczne niezbędne do tych szczegółowych obliczeń symulacyjnych. Wykonując symulację przy różnych charakterystykach obładzania [20] można ustalić zakresy zmian parametrów lotu możliwych w chwili katastrofy.



Rys. 22. Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu TS-11 „Iskra” w opływie symetrycznym bez i w oblodzeniu [31]

5. Możliwość sterowania samolotem po dynamicznym przeciągnięciu wywołanym oblodzeniem

Czas przebiegu ostatniej fazy lotu to jest od momentu przepadnięcia samolotu, charakteryzującym się gwałtowną utratą wysokości h , przechodzeniem w strome nurkowanie Θ i bardzo szybkim wzrostem prędkości lotu V_0 , do momentu uderzenia w ziemię, można określić na $7 \div 11$ s.

Z pomiarów prędkości wykonanych przez Witosia (rys. 6) [30] i opracowanych ze wskazań AMS-2000 czas wynosi $7 \div 9$ s. Z symulacji numerycznej i obliczeń wykonanych w oparciu o model matematyczny można oszacować czas odpowiednio:

- z rys. 10 $V_0(t)$ – 11 s,
- z rys. 12 $\Theta(t)$ – 7 s,
- z rys. 14a $H(t)$ – 9 s,
- z rys. 15 $V_0(t)$ – 9 s.

Na podstawie powyższych wyników przyjęto, że czas od momentu utraty siły nośnej wywołanej oblodzeniem do upadku zawarty jest między 7 a 11s. Czas rozpoznania awarii przy pełnym systemie informacji w eksperymencie lotniczym na samolocie wynosi $2\div 108s$ przy prawdopodobieństwie rozpoznania sytuacji 0.47 [16]. Odpowiednio w eksperymencie symulatorowym czas ten wynosił $3\div 6s$ przy prawdopodobieństwie rozpoznania 1.0 [16].

B. Sasim z 3 Korpusu Obrony Powietrznej na Konferencji Mrągowo – 2002 wygłosił referat i opublikował [25], w którym opierając się na wypadkach i badaniach stwierdza awarie prowadzące do katastrofy – przykładowo:

- *5 lipca 1995 r. na samolocie TS-11 Iskra nastąpił spadek obrotów silnika do 10 300 obr/min, a następnie wyłączenie się silnika. Spowodowane to było zablokowaniem się instalacji układu paliwowego. Analiza przyczyn od momentu powstania wątpliwości odnośnie wskazań do momentu szczęśliwego katapultowania się trwała 2 min i 58 s.*
- *27 września 2001 r., na skutek rozszczelnienia się instalacji paliwowej na samolocie MiG-21 bis (pilot odczuł "wybuch"), wystąpiło zjawisko „dymienia” z dyszy wylotowej samolotu. Zdarzenie zostało zasygnalizowane dopiero po 3 minutach i 10 sekundach miganiem lampki „pozostało 450 l”. Szczęśliwe katapultowanie pilota, nastąpiło po 4 minutach i 3 sekundach od chwili wystąpienia niesprawności...”.*

Z powyższych relacji wynika, że czas od momentu wystąpienia awarii, zidentyfikowania sytuacji i reakcji pilota odpowiednio wynosił dla TS-11 „Iskra” – 178s, dla MiG-21 bis – 243s.

B. Sasim [25] przytacza badania przeprowadzone z udziałem pilotów:

„... W doświadczeniu brało udział 45 pilotów z różnych jednostek o różnym poziomie lotniczego doświadczenia ogólnego, posiadających nalot na różnych typach samolotów, w tym na Su-22. Łącznie wykonano 147 doświadczeń na różnych etapach „lotu”, jak: start, lądowanie, lot do strefy i na średni pilotaż oraz lot po trasie...”.

Według B. Sasima [25]:

„... Najdłuższy czas reakcji wśród badanych wynosił 3 minuty, najkrótszy 8 sekund. Średni najbardziej prawdopodobny czas reakcji przy wystąpieniu awarii OCP, jak zawisu obrotów silnika wynosił około 35 sekund. Czas reakcji jest zbyt długi i stanowi i szczególnie duże zagrożenie podczas startu oraz podejścia do lądowania. W warunkach realnego lotu czas reakcji może być większy ze względu na inne czynności, a działania pilota bardziej nieskoordynowane.

Wydłużony czas reakcji może wynikać z powodu braku właściwego treningu pilotażowego na samolocie, jak i na symulatorze. ...”

W oparciu o powyższe przedstawienia jak również szersze omówienia w pracach [16, 25] czasu latencji, rozeznania sytuacji, reakcji pilota oraz fazy lotu, wznoszenie i przeciągnięcie samoczynne bez widoczności ziemi – lot w chmurach, jak i nie wyczuwalnym przeciążeniu – świadome sterowanie samolotem było niemożliwe.

Konfiguracja samolotu i trajektoria lotu wynikała z własności aerodynamicznych oblodzonego samolotu, i dynamicznych - efekty giroskopowe, ciąg silnika, ciężar samolotu.

Stwierdzenia, że pilot wprowadził samolot w stan lotu prowadzący do katastrofy są niewiarygodne, a obliczenia nie uwzględniają czasu w jakim załoga miała rozpoznać sytuację, zareagować sterami, oraz czasu reakcji samolotu na wychylenia sterów, w sumarycznym czasie 7÷9s.

Sprawna załoga (o czym świadczy analiza wypowiedzi pilota [14, 17]) została zaskoczona nieznanym zjawiskiem, nie była w stanie zareagować na stan lotu samolotu.

6. Podsumowanie

W fazie wznoszenia samolotu w chmurach wystąpiło obładanie powierzchni nośnych samolotu powodując degradację siły nośnej.

Na skutek gwałtownego spadku siły nośnej oraz wzrostu oporu aerodynamicznego nastąpiło dynamiczne przeciągnięcie samolotu. Samolot pochylając się przeszedł w nie sterowany stromy lot nurkowy z równoczesnym odchyleniem w prawo i przechyleniem na prawe skrzydło, wywołane efektem giroskopowym lewoobrotowego turbinowego silnika odrzutowego.

Ze względu na deficyt czasu od momentu przeciągnięcia do uderzenia w ziemię załoga nie była w stanie zareagować.

Działanie załogi wykonującej polecenie wykonania Lotniczego Rozpoznania Pogody na trasie dolotu do wysokości 500 m było prawidłowe. Przyczyną katastrofy samolotu TS-11 „Iskra” 1H0713 w dniu 11 listopada 1998 r. pod Otwockiem było obładzenie samolotu [14]. W danych warunkach meteorologicznych nie należało wykonywać lotu [14].

„Loty w strefie oblodzenia na statkach powietrznych nie mających urządzeń przeciw oblodzeniowych są zabronione”. Regulamin Lotów Lotnictwa Wojskowego DWL Lot. 2535/86 R1-86, Lot w strefie oblodzenia pkt. 390.

„... 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 tylko pomóc w bezpiecznym opuszczeniu strefy oblodzenia – nie daje gwarancji bezpiecznego lotu w takich warunkach.” [23].

Bibliografia

1. Bilanin A.J., *Proposed modifications to ice accretion/icing scaling theory*, Journal of Aircraft, **24**, 1991
2. Čebeci T., *Effect of Ice on Airfoil Stall at High Reynolds Numbers*, California State University, Long Beach, AIAA Journal, **33**, 7, Technical Notes 1995
3. Diertenberger M. A., *A simple takeoff or landing procedure with wing surface contaminations*, Aircraft Journal, December 1984
4. Frant M, Sobieraj W., Kowalczyk G., *Doświadczalne charakterystyki profilu lotniczego z modelowym oblodzeniem*, Prace Instytutu Lotnictwa, **167**, W-wa 2001

5. Godek S., *Dynamika lotu samolotu w warunkach oblodzenia na przykładzie samolotu TS-11 „Iskra”*, Magisterska praca dyplomowa, Wydział MEiL, Politechnika Warszawska, Warszawa 1989 (niepublikowana)
6. Goszczyński J.A., Maryniak J., Niepsuj P., *Badania symulacyjne przestrzennego ruchu samolotu z zastosowaniem parametrów Eulera do opisu związków kinematycznych*, Materiały II Konferencji „Metody i technika badań statków powietrznych w locie”. Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 1996, 101÷110
7. Hesri I., *Wpływ oblodzenia elementów nośnych samolotu na własności dynamiczne i stateczność lotu*, Rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska, Wydział MEiL, Warszawa 1993 (niepublikowana)
8. Hesri I., Maryniak J., *Symulacja numeryczna wpływu oblodzenia powierzchni nośnych samolotu na charakterystyki aerodynamiczne i parametry dynamiczne*, Prace Instytutu Lotnictwa, **135**, Warszawa 1993
9. Kochański A., *Obladzanie samolotów*, Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa, Lwów 1938
10. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, ML-IV, PTMTS, Warszawa 1993
11. Maryniak J., *Dynamika samolotu z intensywnym oblodzeniem w locie na przykładzie TS-11 „ISKRA”*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, XXXVIII Sympozjon „Modelowanie w Mechanice”, **7**, Gliwice 1999
12. Maryniak J., *Wpływ intensywnego obladzania samolotu w czasie wznoszenia w chmurach na zmiany charakterystyk aerodynamicznych*, Prace Instytutu Lotnictwa, **161**, Warszawa 2000
13. Maryniak J., *Bezpieczeństwo w lotnictwie pasażerskim. Katastrofy – skutki – ratownictwo*, Ergonomia transportu, Uniwersytet Jagielloński, Kraków 2001
14. Maryniak J., *Fizyka intensywnego obladzania i jego wpływ na dynamikę samolotu na przykładzie TS-11 „Iskra”*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 2000
15. Maryniak J., *Fizyka intensywnego obladzania i jego wpływ na dynamikę samolotu – na przykładzie TS-11 „Iskra”*, IV Sympozjum Naukowe „Problemy Techniczno-Eksploatacyjne w Kształceniu Pilotów”, cz. II WOSSIP, Dęblin 1999
16. Maryniak J., Maryniak A., *Samolot–pilot–symulator, wzajemne zależności i powiązania w procesie sterowania oraz reakcji psycho-neuro-fizjologicznych*, I Konferencja Awioniki, Zeszyty naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika, **45**, Rzeszów 1995
17. Maryniak J., Ekspertyzy biegłego sądowego dotyczące katastrofy TS-11 „Iskra” nr IH0713 w dniu 11 listopada 1998 w Otwocku w sprawie Po. SL 27/98 dla:
 - o Wojskowej Prokuratury Okręgowej w Warszawie:
 - Ekspertyza I – 29 stycznia 1999 r.,
 - Ekspertyza II – 10 marca 1999 r.,
 - Ekspertyza III – 23 kwietnia 1999 r.,

- o Wojskowego Sądu Okręgowego w Warszawie:
 - Uzupełnienie I – 20 maja 2002 r.,
 - Uzupełnienie II – 9 lipca 2002 r.,
 - Uzupełnienie III – 15 listopada 2002 r.
- 18. Maryniak J., Sibilski K., Sierputowski P., *Wpływ obładzania samolotu w locie na zmiany charakterystyk aerodynamicznych zależnie od fazy lotu – badania tunelowe i symulacja numeryczna*, Materiały IV Konferencji „Metody i technika badań statków powietrznych w locie”, Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, **1**, Warszawa 2000
- 19. Milkiewicz A., *Katastrofa samolotu TS-11 „Iskra” koło Otwocka 11 listopada 1998 r. a metodyka badania wypadków lotniczych*, Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Poznań marzec 1999
- 20. Niezgodą D., *Wpływ intensywności obładzania usterzenia poziomego na własności dynamiczne samolotu w locie na przykładzie TS-11 „Iskra”*, Dyplomowa praca magisterska, ITLiMS, Wydział MEiL, PW, Warszawa 2002 (niepublikowana)
- 21. Płaciński S., *Eksploatacja zimowa samolotu ATR-72, Informacje dla pilotów*, PLL- LOT, Warszawa 1998
- 22. Pyrz J., *Modelowanie i analiza dynamiki sterowanego samolotu w zakresie krytycznych kątów natarcia*, Rozprawa doktorska, Wydział MEiL PW, Warszawa 2000;
- 23. Pyszkowski W., *Przeciwdziałanie zalodzeniu*, Biuletyn Personelu Latającego nr 4/99 LOT (tłumaczenie z Aircraft Technology Engineering & Maintenance, Jun/Jul 1999) Warszawa 1999
- 24. Ritz L., Glaser H., *Der Kältenwindkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt*, Luftwissen Bd 5 N. 1, Göttingen 1938
- 25. Sasim B., *Badanie zdolności pilota jako operatora w postrzeganiu stanów awaryjnych*, V Konferencja „Metody i technika badań statków powietrznych w locie”, Mragowo 11÷13 VI 2002 r., Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, **2**, Warszawa 2002
- 26. Sibilski K., *Modelowanie dynamiki granicznych stanów lotu statków powietrznych o podwyższonej manewrowości*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa 1998, (rozprawa habilitacyjna)
- 27. Sierputowski P., Rewucki P., *Symulacja oblodzenia w strumieniu poddźwiękowym*, XXXIX Sympozjon „Modelowanie w Mechanice”, Gliwice– Wiśla 2000
- 28. Smolicz T., *Program bezpieczeństwa lotniczego w PLL LOT SA*, Biuletyn Personelu Latającego nr 4/99 - LOT, Warszawa 1999;
- 29. Stasicki A., *Przyczyna katastrofy samolotu TS-11 „Iskra” – 11 listopada 1998 r. w aspekcie zabezpieczenia meteorologicznego*, Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Poznań, kwiecień 1999
- 30. Witoś M., *Stany awaryjne silnika a bezpieczeństwo lotów*, IV Sympozjum Naukowe „Problemy Techniczno-Eksploatacyjne w Kształceniu Pilotów”, cz. II WOSSIP, Dęblin 1999

31. Wojciechowski Z., Maryniak J., *Wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne wybranych modeli samolotów*, Mechanika w Lotnictwie, ML-X, PTMETS, Warszawa 2002

**Analysis of TS-11 Iskra No 1H0713 crash near Otwock on
11 November 1998 – a hypothesis of intensive icing in climb**

Summary

The hypothesis of intensive icing has been analysed during a climb of ISKRA 1H0713 tragic flight on 11 November 1998. Basing on the available theoretical and experimental results an attempt has been undertaken at numerical simulation of the identified aircraft TS-11. A hypothetical trajectory has been reconstructed starting from the known parameters of the real flight and focusing on the climb phase registered. The results obtained are shown in the figure.

WPLYW OBLODZENIA NA CHARAKTERYSTYKI LOTNE STATKÓW POWIETRZNYCH

GRZEGORZ KOWALECZKO¹
WIESŁAW SOBIERAJ²

W pracy przedstawiono wyniki analizy zachowania się samolotu szkolno-bojowego po wystąpieniu na jego powierzchniach nośnych oblodzenia. Zastosowano klasyczny opis matematyczny ruchu przestrzennego samolotu do rozwiązania zagadnienia odwrotnego – określono sterowanie samolotem pozwalające otrzymać założony ruch samolotu. W celu uwzględnienia oblodzenia zamodelowano zmiany w czasie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych. Bazowano na danych literaturowych oraz na badaniach własnych [9]. Określono prawdopodobną, samoistną reakcję statku powietrznego na pojawiające się oblodzenie. Na tej podstawie sformułowano wnioski dotyczące hipotetycznego przebiegu katastrofy samolotu TS-11 Iskra.

1. Wstęp

Oblodzenie statków powietrznych jest zjawiskiem niezwykle groźnym, które wielokrotnie było przyczyną wypadków lotniczych lub przesłanką do nich. Mimo, że znane jest od początków historii lotnictwa wciąż nie jest w pełni poznane. Dotyczy to zarówno warunków, w których powstaje oblodzenie, intensywności procesów oraz form oblodzenia.

Z tego powodu w wielu ośrodkach naukowych prowadzone są teoretyczne i eksperymentalne badania [5 + 8], których celem jest określenie wpływu oblodzenia na aerodynamikę i dynamikę samolotów i śmigłowców. Badania doświadczalne obejmują zarówno eksperymenty przeprowadzane w warunkach laboratoryjnych przy wykorzystaniu specjalizowanych tuneli aerodynamicznych, jak i loty wykonywane w warunkach oblodzenia. Są to z reguły badania kosztowne wymagające dużego nakładu sił i środków. Dlatego też równoległe wykonywane są analizy teoretyczne bazujące na metodach z zakresu numerycznej mechaniki płynów (określenie zmian charakterystyk aerodynamicznych) oraz na numerycznym modelowaniu dynamiki lotu statku powietrznego wchodzącego w strefę oblodzenia. Pozwala to na obniżenie kosztów, jednak należy pamiętać, że ostateczną weryfikację wyników obliczeń powinny stanowić rezultaty eksperymentów.

¹ dr hab. inż., Wojskowa Akademia Techniczna, e-mail: kowaleczko@wul.wat.waw.pl

² prof. dr hab. inż., Wojskowa Akademia Techniczna, e-mail: sobieraj@wul.wat.waw.pl

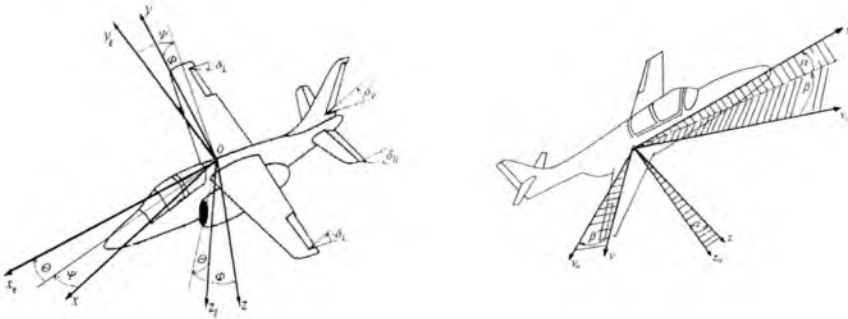
W Polsce badania dotyczące oblodzenia prowadzone były już w okresie międzywojennym [10]. W minionych latach wiodącym ośrodkiem w tej dziedzinie była Politechnika Warszawska, gdzie pod kierownictwem prof. J. Maryniaka powstawały prace z omawianego zakresu, np. [8]. Ostatnio, również inne ośrodki podjęły problematykę oblodzenia. Niniejsza publikacja stanowi podsumowanie pewnego etapu prac prowadzonych w Wojskowej Akademii Technicznej. Związane one były z analizami dotyczącymi katastrofy, której uległ samolot TS-11 Iskra. Jedną z hipotez zakładała, że przyczyną wypadku było oblodzenie powierzchni nośnych.

Jak już wspomniano powyżej oblodzenie może przybierać różne formy, od których zależy wielkość zmiany charakterystyk aerodynamicznych. Odrębnym zagadnieniem jest umiejscowienie oblodzenia. Może ono powstawać na różnych częściach płatowca i w zależności od tego może prowadzić do różnych zachowań samolotu. W pracy przyjęto, że oblodzenie powoduje zmniejszenie siły nośnej, zwiększenie oporu oraz zmianę momentu pochylającego. Bazowano tu na danych literaturowych oraz badaniach własnych.

Dane techniczne samolotu określono w oparciu o [11] i [12], zaś jego charakterystyki aerodynamiczne zaczerpnięto z [13].

2. Równania ruchu samolotu

Ze względu na to, że pomiary tunelowe sił aerodynamicznych odbywają się zwykle w układzie osi przepływu $Ox_a y_a z_a$ (rys. 1), równania równowagi sił zostały określone w tym układzie. Natomiast równania równowagi momentów zapisano w układzie związanym z kadłubem $Oxyz$, gdyż w tym układzie tensor momentów bezwładności jest niezależny od czasu.



Rys.1. Układy współrzędnych i kąty przejścia pomiędzy nimi

Przyjęto następujące założenia:

- Samolot jest bryłą sztywną o stałej masie, momentach bezwładności i niezmiennym położeniu środka masy.
- Organy sterowania są sztywne zaś ich osie obrotu mają niezmienną pozycję względem samolotu.

- Płaszczyzna Oxz jest płaszczyzną symetrii geometrycznej, masowej i aerodyna-micznej samolotu.

Uwzględnia się momenty giroskopowe od wirujących części silnika.

2.1. Równania ruchu postępowego

Wektorowe równanie ruchu środka masy samolotu ma postać:

$$\frac{d(m\mathbf{V})}{dt} = \mathbf{F} \quad (1)$$

i może być zapisane w postaci trzech równań skalarnych w dowolnym prostokątnym ruchomym układzie współrzędnych:

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= X \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= Y \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= Z \end{aligned} \quad (2)$$

gdzie:

m - masa samolotu,

$\mathbf{V} = [u, v, w]^T$ - wektor prędkości,

$\boldsymbol{\Omega} = [p, q, r]^T$ - wektor prędkości obrotowej układu ruchomego,

$\mathbf{F} = [X, Y, Z]^T$ - wypadkowy wektor sił działających na samolot.

Równania (2) wyznaczono w układzie osi przepływu $Ox_a y_a z_a$, ze względu na łatwe określenie w tym układzie sił aerodynamicznych. W układzie tym wektor prędkości ma tylko jedną składową $u_a = V$, zaś równania (2) przyjmują postać:

$$m\dot{V} = X_a \quad m r_a V = Y_a \quad -m q_a V = Z_a \quad (3)$$

Zakładając, że znana jest prędkość obrotowa układu związanego z kadłubem $Oxyz$ względem układu inercjalnego, oraz prędkość układu $Ox_a y_a z_a$ względem układu $Oxyz$ określić można wektor prędkości obrotowej układu $Ox_a y_a z_a$ względem układu inercjalnego:

$$\boldsymbol{\Omega}_a = \boldsymbol{\Omega}_{xyz} + \boldsymbol{\Omega}_{a/xyz} = \boldsymbol{\Omega}_{xyz} + \boldsymbol{\beta} + \dot{\boldsymbol{\alpha}} \quad (4)$$

Wektor $\boldsymbol{\Omega}_{xyz}$ ma w układzie $Oxyz$ składowe $\boldsymbol{\Omega}_{xyz} = [p, q, r]^T$, wektor $\boldsymbol{\beta}$ ma w układzie $Ox_a y_a z_a$ składowe $\boldsymbol{\beta} = [0, 0, -\beta]^T$, zaś wektor $\dot{\boldsymbol{\alpha}}$ ma w układzie $Oxyz$ składowe $\dot{\boldsymbol{\alpha}} = [0, -\dot{\alpha}, 0]^T$. Uwzględniając to i wykorzystując odpowiednią macierz przejścia, na podstawie (4), otrzymuje się:

$$\begin{aligned} p_a &= p \cos \alpha \cos \beta + (q - \dot{\alpha}) \sin \beta + r \sin \alpha \cos \beta \\ q_a &= -p \cos \alpha \sin \beta + (q - \dot{\alpha}) \cos \beta - r \sin \alpha \sin \beta \\ r_a &= -p \sin \alpha + r \cos \alpha - \beta \end{aligned} \quad (5)$$

Wykorzystując (5) w równaniach (3) po przekształceniach otrzymuje się następujący układ równań:

$$\begin{aligned}\dot{V} &= \frac{1}{m} X_a \\ \dot{\beta} &= \frac{1}{mV} Y_a + p \sin \alpha - r \cos \alpha \\ \dot{\alpha} &= \frac{1}{\cos \beta - \frac{Z_a \dot{\alpha}}{mV}} \left[\frac{Z_a st}{mV} + q \cos \beta - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \sin \beta \right]\end{aligned}\quad (6)$$

W ostatnim równaniu uwzględniono, że siła aerodynamiczna P_{za} wchodząca w skład siły Z_a zależy między innymi od prędkości zmiany kąta natarcia $\dot{\alpha}$. Na tej podstawie przyjęto, że:

$$Z_a = Z_{a\ st} + Z_{a\ \alpha} \dot{\alpha} \quad (7)$$

2.2. Równania ruchu obrotowego

Wektorowe równanie zmiany krętu sił ma postać:

$$\frac{d(K)}{dt} = M + M_{gir} \quad (8)$$

i może być zapisane w postaci trzech równań skalarnych. Ze względu na stałość charakterystyk masowych dogodnie jest zapisanie tego równania w układzie współrzędnych $Oxyz$ związanym z kadłubem. Otrzymuje się:

$$\begin{aligned}I_x \dot{P} - (I_y - I_z) QR - I_{xz} (\dot{R} + P Q) &= L \\ I_y \dot{Q} - (I_z - I_x) RP - I_{xz} (R^2 - P^2) &= M - J \omega R \\ I_z \dot{R} - (I_x - I_y) PQ - I_{xz} (\dot{P} - Q R) &= N + J \omega Q\end{aligned}\quad (9)$$

gdzie: K - kręt samolotu,

$$I = \begin{bmatrix} -I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & -I_y & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zx} & -I_z \end{bmatrix} \text{ - tensor momentów bezwładności}$$

$$(I_{xy} = I_{yx}), (I_{zy} = I_{yz}) = 0$$

$M = [L, M, N]$ - wypadkowy wektor momentów sił działających na samolot,

$M_{gir} = J \omega \times \Omega$ - moment giroskopowy,

J - moment bezwładności wirujących elementów silnika,

$\omega = [\omega, 0, 0]$ - wektor prędkości obrotowej silnika,

Po przekształceniach układ (9) przyjmuje postać:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \left\{ \left[L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq \right] I_z + \left[N + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr + J\omega q \right] I_x \right\} \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_y} \left[M + (I_z - I_x)rp + I_{xz}(r^2 - p^2) - J\omega r \right] \\ \dot{r} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \left\{ \left[L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq \right] I_{xz} + \left[N + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr + J\omega q \right] I_x \right\} \end{aligned} \quad (10)$$

Uzupełnieniem układów (6) i (10) są związki kinematyczne pozwalające w oparciu o znajomość prędkości katowych (p, q, r) wyznaczyć prędkości kątowe Ψ , Θ i Φ :

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= p + (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \operatorname{tg} \Theta \\ \dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= \frac{1}{\cos \Theta} (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \end{aligned} \quad (11)$$

Dodatkowo określono wektor prędkości środka masy samolotu w układzie ziemskim $Ox_g y_g z_g$. Poszczególne jego składowe są odpowiednio równe:

$$\begin{aligned} \dot{x}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \cos \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi)] \\ \dot{y}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \sin \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \sin \Phi \cos \Psi)] \\ \dot{z}_g &= V[-\cos \alpha \cos \beta \sin \Theta + \sin \beta \sin \Phi \cos \Theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \Phi \sin \Theta] \end{aligned} \quad (12)$$

Równania (6), (10), (11) i (12) tworzą układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych opisujących przestrzenny ruch samolotu traktowanego jako bryła sztywna. Wektorem parametrów lotu jest wektor o następujących składowych: $V, \alpha, \beta, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g$.

2.3. Określenie sił i momentów działających na samolot

- **Siły**

Prawa strona równania (1) reprezentuje siły działające na samolot:

$$\mathbf{F} = \mathbf{Q} + \mathbf{T} + \mathbf{R} \quad (13)$$

Poszczególne składowe określone zostaną poniżej. Są to:

1. **Ciążar samolotu** \mathbf{Q} , który w układzie $Ox_g y_g z_g$ ma jedną składową

$\mathbf{Q} = [0, 0, mg]^T$. Natomiast w układzie $Ox_a y_a z_a$ otrzymuje się:

$$\begin{aligned}
 Q_{x_u} &= mg(-\cos\alpha \cos\beta \sin\Theta + \sin\beta \cos\Theta \sin\Phi + \sin\alpha \cos\beta \cos\Theta \cos\Phi) \\
 Q_{y_u} &= mg(\cos\alpha \sin\beta \sin\Theta + \cos\beta \cos\Theta \sin\Phi - \sin\alpha \sin\beta \cos\Theta \cos\Phi) \\
 Q_{z_u} &= mg(\sin\alpha \sin\Theta + \cos\alpha \cos\Theta \cos\Phi)
 \end{aligned} \tag{14}$$

2. Siła ciągu układu napędowego T

Założono, że wektor ciągu leży w płaszczyźnie symetrii samolotu Oxz , przyłożony jest w środku masy i tworzy z osią Ox kąt ψ_T . Zatem w układzie $Oxyz$ wektor ten ma dwie składowe:

$$T = [T \cos\psi_T, 0, -T \sin\psi_T]^T \tag{15}$$

Natomiast w układzie osi przepływu jest:

$$\begin{bmatrix} T_{x_u} \\ T_{y_u} \\ T_{z_u} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} \cos\alpha \cos\beta \cos\psi_T - \sin\alpha \cos\beta \sin\psi_T \\ -\cos\alpha \sin\beta \cos\psi_T + \sin\alpha \sin\beta \sin\psi_T \\ -\sin\alpha \cos\psi_T - \cos\alpha \sin\psi_T \end{bmatrix} \tag{16}$$

3. **Siła aerodynamiczna R** , która ma w układzie $Ox_u y_u z_u$ następujące składowe:

$$\begin{aligned}
 R_{x_u} &= -P_{x_u} = -C_{x_u} \frac{\rho V^2}{2} S \\
 R_{y_u} &= P_{y_u} = -C_{y_u} \frac{\rho V^2}{2} S \\
 R_{z_u} &= -P_{z_u} = -C_{z_u} \frac{\rho V^2}{2} S
 \end{aligned} \tag{17}$$

gdzie: C_{x_u} , C_{y_u} , C_{z_u} - współczynniki siły oporu, bocznej i nośnej;

ρ - gęstość powietrza,

S - pole powierzchni skrzydła.

• Momenty sił

Prawa strona równania (8) zawiera wektor $M = [L, M, N]$, który jest wypadkowym wektorem momentów sił działających na samolot. Ze względu na to, że równania (10) określono w układzie centralnych osi bezwładności kadłuba z początkiem w środku masy samolotu, jedynymi momentami działającymi na samolot są momenty aerodynamiczne. Zgodnie z tym poszczególne składowe są równe:

$$L = C_l \frac{\rho V^2}{2} S l \quad M = C_m \frac{\rho V^2}{2} S b_u \quad N = C_n \frac{\rho V^2}{2} S l \tag{18}$$

gdzie: C_l, C_m, C_n - współczynniki momentu przechylającego, pochyłającego i odchylającego, l - rozpiętość skrzydła, b_a - średnia cięciwa aerodynamiczna.

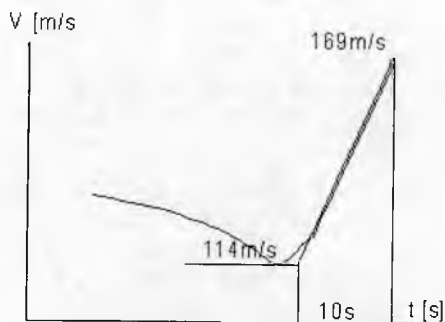
3. Założenia przyjęte do symulacji

Opierając się na danych z różnych źródeł do symulacji przyjęto następujące założenia dotyczące ostatniej fazy lotu:

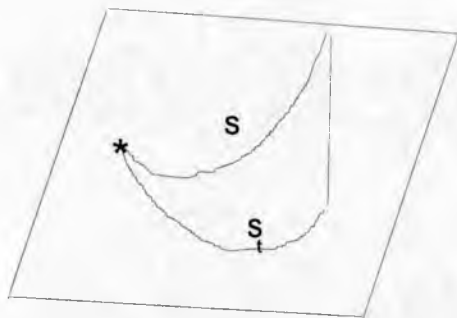
1. Warunki początkowe (około 35 sekund przed zderzeniem):
 - lot poziomy na wysokości 100m.
 - prędkość początkowa 145m/s (522km/h)
2. Scenariusz lotu:
 - wznoszenie na pułap około 500m.
 - pogłębiający się zakręt w prawo, zwiększanie się kąta pochylenia, przechylenia, prędkości lotu
3. Końcowa konfiguracja samolotu:
 - kąt pochylenia samolotu $\theta = 50^\circ$
 - kąt przechylenia samolotu $\phi = 125^\circ$
 - kąt odchylenia samolotu $\psi = 143^\circ$
 - prędkość końcowa ok. 172÷180m/s (620-650 km/h)
4. Odległość punktu uderzenia od początkowego toru lotu ok. 750m
5. Wyliczenia własne dotyczące punktu zderzenia z ziemią:

Przyjęto, że minimalna prędkość lotu odpowiada maksymalnej wysokości. Na podstawie wykresu prędkości (rys. 2) długość trajektorii „spadania” jest równa:

$$s = \int_{v_{\min}}^{v_{\max}} V(\tau) d\tau \approx 114 \cdot 10 + \frac{(169 - 114) \cdot 10}{2} = 1415 \text{ m}$$



Rys. 2. Przybliżone obliczenie długości trajektorii „spadania”

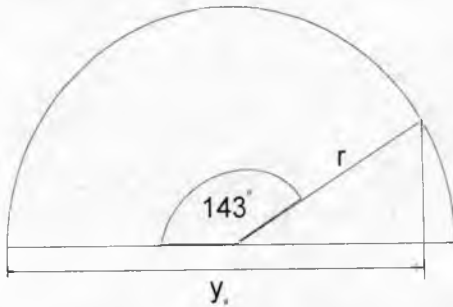


Rys. 3. Przybliżone obliczenie rzutu trajektorii „spadania” na płaszczyznę

$x_g y_g$

Zakładając, że samolot spadał z wysokości 500m, rzut trajektorii na płaszczyznę poziomą ma długość: $s_l = \sqrt{1415^2 - 500^2} = 1323 \text{ m}$.

Przyjmując, że rzut ten jest wycinkiem okręgu, znając zmianę azymutu $\psi = 143^\circ = 2.5 \text{ rad}$ określić można promień tego okręgu oraz odległość punktu uderzenia od toru początkowego (rys. 4).



$$r = \frac{s_l}{\psi} = 529.2 \text{ m}$$

$$y_g = r + r \cos(180^\circ - 143^\circ) = 952 \text{ m}$$

Rys. 4. Obliczenie położenia punktu zderzenia

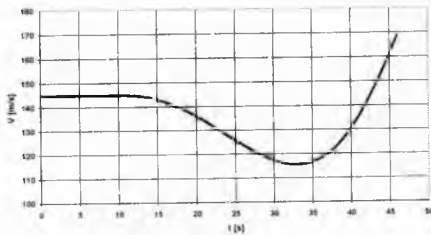
4. Hipoteza lotu samolotu sprawnego

W tej fazie obliczeń przyjęto, że samolot w czasie całego lotu jest sprawny technicznie, zaś charakterystyki aerodynamiczne nie ulegają żadnym zmianom. W wyniku symulacji otrzymano przebiegi pokazane poniżej.

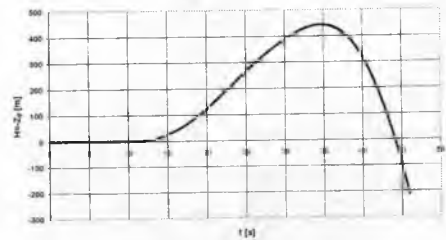
4.1. Testowanie hipotezy: „oddanie drążka od siebie i zwiększenie obrotów silnika”

Jedna z hipotez dotyczących wypadku sugeruje, że w wyniku błędnych wskazań przyrządów membranowych pilot oddał drążek od siebie i zwiększył obroty silnika. Spowodowało to, że samolot przeszedł w pogłębiający się zakręt w prawo z jednoczesnym zwiększaniem kąta pochylenia i prędkości lotu.

Przeprowadzono obliczenia sprawdzające poprawność powyższej hipotezy. Zgodnie z opisem, określono wychylenia steru wysokości oraz zmiany ciągu silnika. Ekstremalne wartości tych parametrów dobrano tak, by końcowe wartości kąta pochylenia samolotu i prędkości lotu były bliskie wartościom założonym (punkt 3). Przyjęto zerowe wychylenia steru kierunku i lotek. Otrzymano przebiegi pokazane poniżej.



Rys. 5. Prędkość lotu



Rys. 6. Wysokość lotu

Tabela 1. Dokładność wyznaczenia konfiguracji samolotu

Lp.	Parametr lotu	Wartość założona	Wartość wyliczona	Różnica
1	Prędkość lotu	172÷180m/s	160m/s	12m/s
2	Kąt pochylenia samolotu	50°	47°	3°
3	Kąt przechylenia samolotu	125°	3.8°	121.2°
4	Kąt odchylenia samolotu	143°	-1.6°	144.6°
5	Odległość punktu uderzenia	750+952m	60m	690+892m
6	Wysokość maksymalna	500m	440m	60m

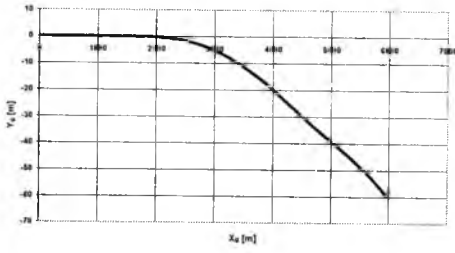
Jak widać z powyższego zestawienia oraz z rysunków 5+12 hipoteza „oddanie drążka od siebie i zwiększenie obrotów silnika” jest błędna. Tylko niektóre z końcowych parametrów lotu odpowiadają parametrom założonym. Za prawidłowe uznać można przebiegi: prędkości lotu, wysokości lotu oraz końcową wartość kąta pochylenia samolotu. Natomiast całkowicie odmienne od założonych są końcowe wartości kąta pochylenia i odchylenia samolotu. Z otrzymanych przebiegów wynika, że przy zadanym sterowaniu (rys. 12 i 13), samolot kończy lot z niewielkim przechyleniem na prawe skrzydło oraz jeszcze mniejszym odchyleniem w lewo. Oznacza to, że samolot nie wykonuje zakrętu, jak było w rzeczywistości. Potwierdza to rys. 7. Jak z niego wynika samolot „odchodzi” od początkowego toru lotu w lewo (ujemne wartości Y_e) na około 60 metrów. Analizowany lot odbywałby się na niewielkich kątach natarcia (rys. 10) praktycznie bez ślizgu (nie pokazano). Z rysunku 11 wynika, że przeciążenie N_z początkowo nieznacznie wzrasta w fazie nabierania wysokości by następnie zmaleć poniżej wartości 1 w fazie wyrównywania. Natomiast oddanie drążka od siebie powoduje szybki spadek przeciążenia. W końcowej fazie lotu jest ono ujemne. Wynika to z krzywizny trajektorii, która w wyniku założonego sterowania jest wypukła.

Odnosząc się do stwierdzenia o tendencji samolotu do przechylania na prawe skrzydło w chwili oddania drążka od siebie stwierdzić można, że tendencja taka występuje. Z rysunku 9 wynika, że w fazie naboru wysokości samolot przechyla się na lewo ($p < 0$), natomiast po oddaniu drążka od siebie w prawo ($p > 0$). Efekty te związane są z momentem żyroskopowym wywołanym wirującymi elementami silnika. Nie są to jednak efekty znaczące, o czym świadczą otrzymane wartości prędkości kątowej przechylania oraz odchylenia. Moment żyroskopowy przy zadanych stałych wartościach momentu bezwładności silnika oraz jego prędkości obrotowej jest wprost proporcjonalny do prędkości kątowej pochylenia samolotu Q . Ta zaś jest ograniczona końcową wartością kąta pochylenia samolotu.

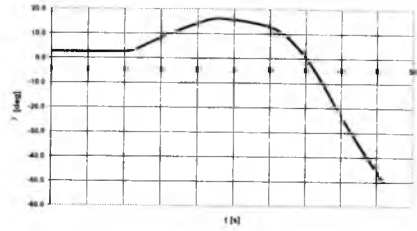
Ponieważ największe wartości prędkości kątowej przechylania P osiągane są przy znacznych wartościach pochylenia samolotu Θ , to mimo przechylania samolotu nie wykonuje on zakrętu w prawo (rys. 7). Wynika to ze związków kinematycznych (11).

4.2. Testowanie hipotezy: „otrzymanie końcowej konfiguracji samolotu”

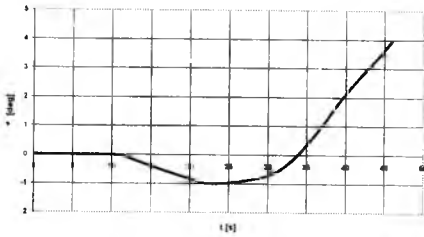
Ze względu na to, że hipoteza „oddanie drążka od siebie i zwiększenie obrotów silnika” okazała się błędna, co wykazano powyżej, przeprowadzono symulację lotu dla samolotu sprawnego nie nakładając żadnych ograniczeń na sterowanie w żadnym



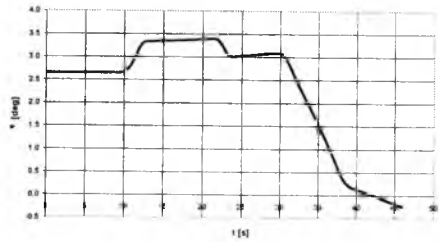
Rys. 7. Rzut trajektorii lotu na płaszczyźnie Ox_Ry_R



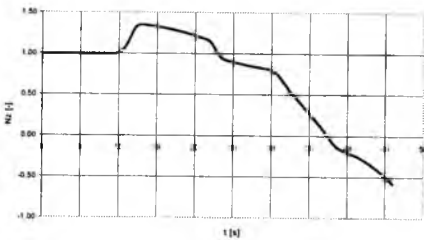
Rys. 8. Kąt pochylenia samolotu θ



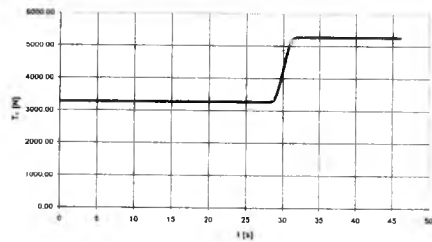
Rys. 9. Kąt przechylenia samolotu ϕ



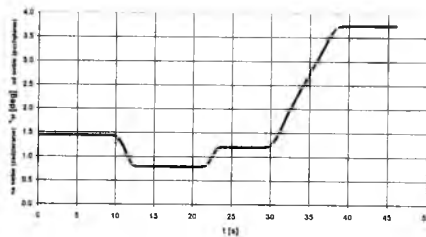
Rys. 10. Kąt natarcia α



Rys. 11. Przeciążenie N_r



Rys. 12. Ciąg silnika T_r



Rys. 13. Wychylenie steru wysokości

Symulacja obejmowała 46 sekund lotu, przy czym przez pierwsze dziesięć sekund realizowany był ustalony lot poziomy z zadaną prędkością początkową. Porównując otrzymane wyniki z założeniami przyjętymi w punkcie 3 otrzymano końcową konfigurację samolotu z dokładnością pokazaną w tabeli 1.

kanale. Sterowanie to dobierano tak, aby uzyskać przebiegi prędkości i wysokości lotu oraz końcową konfigurację samolotu możliwie bliskie określonym w punkcie 3 niniejszego opracowania. Przeprowadzono symulację pięćdziesięciu sekund lotu, przy czym przez pierwsze dziesięć sekund realizowany był ustalony lot poziomy z zadaną prędkością początkową. Porównując otrzymane wyniki z założeniami przyjętymi w punkcie 3 otrzymano końcową konfigurację samolotu z dokładnością przedstawioną w tabeli 2.

Tabela 2. Dokładność wyznaczenia konfiguracji samolotu

Lp.	Parametr lotu	Wartość założona	Wartość wyliczona	Różnica
1	Prędkość lotu	172÷180m/s	160m/s	12m/s
2	Kąt pochylenia samolotu	50°	61°	11°
3	Kąt przechylenia samolotu	125°	118°	7°
4	Kąt odchylenia samolotu	143°	142°	1°
5	Odległość punktu uderzenia	750÷952m	1000m	250÷48m
6	Wysokość maksymalna	500m	620m	120m

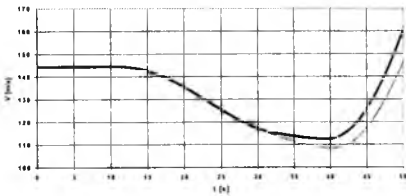
Wybrane wyniki tej symulacji pokazano na rysunkach 14÷24. Należy zaznaczyć, że stanowią one efekt wielu prób uzyskania końcowej założonej konfiguracji samolotu. W toku tych symulacji okazało się, że jedynie pokazane na rysunkach 21÷24 sterowanie pozwala osiągnąć wynik zbliżony do założonego. Jak widać otrzymane wartości końcowe parametrów lotu dość dobrze zgadzają się z wartościami założonymi.

Analizując otrzymane wyniki stwierdzić można, że samolot w końcowej fazie wznoszenia (rys. 15) około 33 sekundy symulacji zaczął przechylać się w prawo (rys. 18). Kąt pochylenia samolotu (rys. 17) wynosił wtedy około 10° zaś kąt natarcia mieścił się między 3°÷4°. Rozpoczął się pogłębiający się zakręt w prawo (rys.16). Wystąpił też ślizg na prawe skrzydło. W czasie lotu następował stały wzrost przeciążenia (rys. 20) dochodząc do wartości 2.5÷3 g. Kończąca konfiguracja samolotu jest bliska założonej, zaś odległość punktu zderzenia z ziemią dość dobrze zgadza się z zadaną.

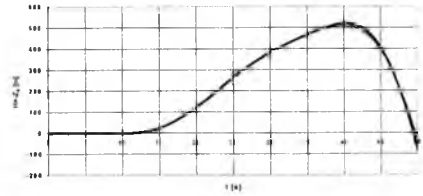
Aby otrzymać opisaną powyżej trajektorię konieczne było zastosowanie sterowania pokazanego na rysunkach 21÷24. Z rys. 21 widać, że ciąg silnika wzrósł. Przy symulacji lotu ze stałym ciągiem (cienkie linie na rysunkach) końcowa prędkość lotu była zbyt mała w stosunku do założonej. Przeprowadzono też obliczenia dla przypadku sterowania organami sterowania (tak jak pokazano na rysunkach 22÷24) przy stałym ciągu, zmieniając prędkość początkową w granicach $\pm 10\%$. Pomimo otrzymania końcowej konfiguracji samolotu zbliżonej do pokazanej powyżej prędkość końcowa nadal pozostawała mniejsza od przedstawionej na rys.14. Na tej podstawie można stwierdzić, że albo w końcowej fazie lotu pilot zwiększał ciąg silnika lub też założona prędkość końcowa jest zawyżona.

Analizując wychylenia steru wysokości (rys. 22) widać, że po wyjściu ze wznoszenia jest ono zasadniczo odmienne od testowanego w poprzednim punkcie opracowania. W tym przypadku pilot cały czas ściąga drążek na siebie (zadzieranie). Jednocześnie, aby samolot wykonał zakręt w prawo, konieczne było sterowanie lotkami

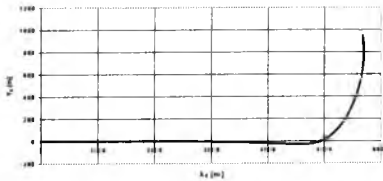
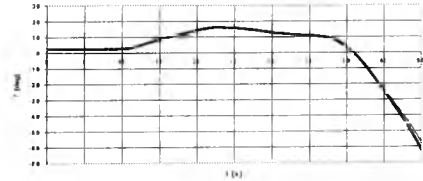
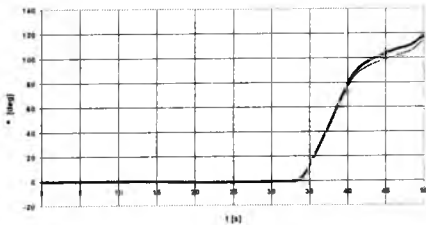
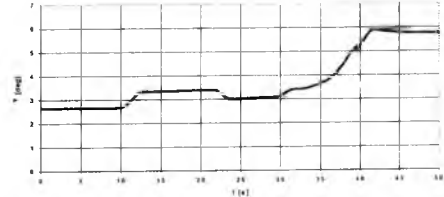
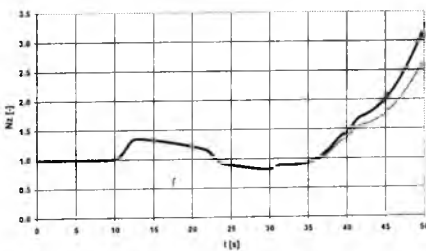
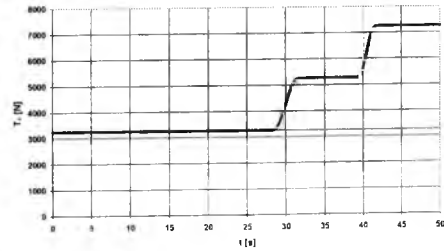
(rys. 23). W końcowej fazie symulacji niezbędne było dodatkowo sterowanie sterem kierunku (rys. 24). Przy braku wychylenia tego steru otrzymywano zbyt duże wartości kąta pochylenia samolotu. Aby tego uniknąć, ze względu na kąt przechylenia samolotu rzędu 90° (rys. 18) i „odwrócenie” działania sterów, konieczne było zmniejszenie tego kąta poprzez wychylenie steru kierunku na „odchylanie w lewo”.

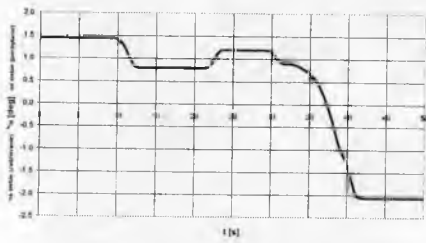


Rys. 14. Prędkość lotu

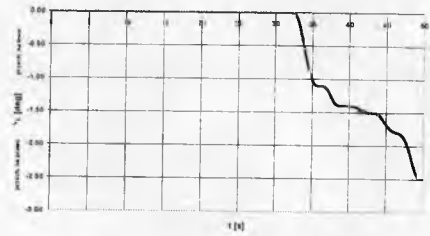


Rys. 15. Wysokość lotu

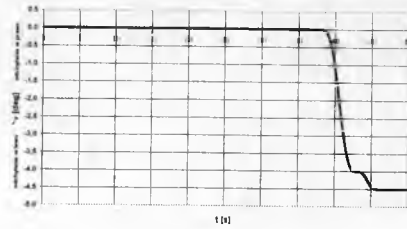
Rys. 16. Rzut trajektorii lotu na płaszczyznę $O_{x_g}y_g$ Rys. 17. Kąt pochylenia samolotu θ Rys. 18. Kąt przechylenia samolotu ϕ Rys. 19. Kąt natarcia α Rys. 20. Przeciążenie N_z Rys. 21. Ciąg silnika T_c



Rys. 22. Wychylenie steru wysokości



Rys. 23. Wychylenie lotek

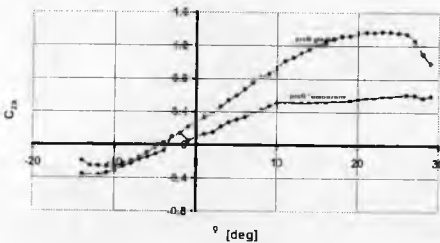


Rys. 24. Wychylenie steru kierunku

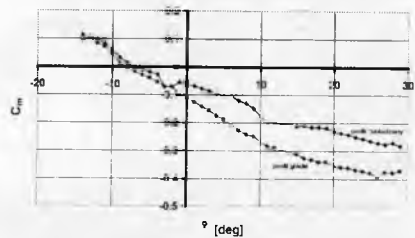
5. Ocena wpływu oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne

W celu testowania hipotezy, zgodnie z którą przyczyną wypadku było oblodzenie powierzchni nośnych, dokonano przeglądu literatury dotyczącej tego zagadnienia, jak i przeprowadzono eksperymenty w tunelu aerodynamicznym. Ich dokładny opis oraz szczegółowe wyniki pokazano w pracy [9]. Tutaj przytoczone zostaną jedynie końcowe wnioski dotyczące aerodynamiki samolotu, które stanowiły podstawę do modyfikacji charakterystyk aerodynamicznych samolotu.

Literatura problemu jednoznacznie pokazuje, że oblodzenie ma zasadniczy wpływ na charakterystyki aerodynamiczne zarówno profili lotniczych jak i całego samolotu. Znaleźć tam można informacje o wpływie oblodzenia na wartość współczynnika siły nośnej i siły oporu. Natomiast dane dotyczące zmian momentu pochylającego, który ma zasadniczy wpływ na równowagę i stateczność podłużną samolotu są jedynie fragmentaryczne.

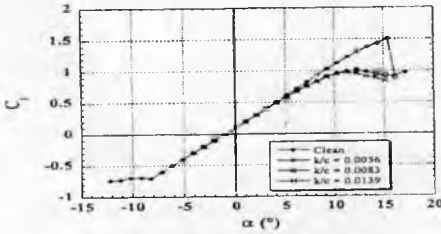
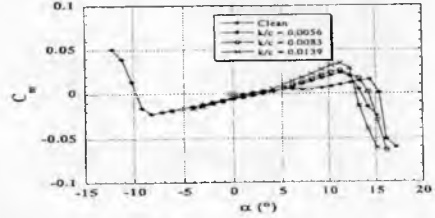


Rys. 25. Wpływ „oblodzenia” na $C_{z\alpha}$



Rys. 26. Wpływ „oblodzenia” na C_m

Na podstawie przeprowadzonych badań uzyskano zmiany współczynników aerodynamicznych profilu CAGI A-18 pokazane na rysunkach 25 i 26. Są one zgodne z danymi literaturowymi. Zaczerpnięte z [6] wykresy pokazano na rysunkach 27 i 28.

Rys. 27. Wpływ „oblodzenia” na C_{za} Rys. 28. Wpływ „oblodzenia” na C_m

Szczegółowa analiza pozwala stwierdzić, że oblodzenie powoduje:

- zasadniczy spadek współczynnika siły nośnej C_{za} ,
- zmniejszenie wartości pochodnej $\frac{dC_{za}}{d\alpha}$,
- spadek wartości krytycznego kąta natarcia α_{kr} ,
- zwiększenie wartości pochodnej $\frac{dC_m}{d\alpha}$ (współczynnik C_m staje się „mniej ujemny”),
- zwiększenie wartości współczynnika momentu pochylającego C_m ,
- wzrost współczynnika siły oporu C_{xa} .

Pokazane wyniki badań eksperymentalnych można uznać za poprawne w zakresie umiarkowanych kątów natarcia. Jak wynika z rysunku 19 pierwsza faza lotu realizowana była na takich właśnie kątach natarcia.

Tabeli 3. Pochodne dynamiczne samolotu w warunkach oblodzenia wg [7]

	$C_{Z\beta}$	$C_{Z\alpha}$	$C_{Z\dot{\alpha}}$	$C_{Z\ddot{\alpha}}$	$C_{X\beta}$	K	$C_{m\beta}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	$C_{m\ddot{\alpha}}$	$C_{m\dot{\omega}}$
clean	-0.380	-5.660	-19.970	-0.608	-0.041	0.052	0.008	-1.310	-34.200	-1.740
wing_ice	-0.380	-5.342	-19.700	-0.594	-0.050	0.053	0.008	-1.285	-33.000	-1.709
tall_ice	-0.380	-5.520	-19.700	-0.565	-0.046	0.053	0.008	-1.263	-33.000	-1.593
all_iced	-0.380	-5.094	-19.700	-0.550	-0.062	0.057	0.008	-1.180	-33.000	-1.566

	$C_{Y\beta}$	$C_{Y\dot{\alpha}}$	$C_{Y\ddot{\alpha}}$	$C_{Y\dot{\omega}}$	$C_{Y\ddot{\omega}}$	$C_{Y\dot{\alpha}}$	$C_{Y\ddot{\alpha}}$	$C_{Y\dot{\omega}}$	$C_{Y\ddot{\omega}}$	$C_{N\beta}$	$C_{N\dot{\alpha}}$	$C_{N\ddot{\alpha}}$	$C_{N\dot{\omega}}$	$C_{N\ddot{\omega}}$
clean	-0.6	-0.2	0.4	0.15	-0.08	-0.5	0.06	-0.15	0.015	0.1	-0.06	-0.18	-0.12	-0.001
all_iced	-0.48	-0.2	0.4	0.138	-0.072	-0.45	0.06	-0.135	0.0138	0.08	-0.06	-0.169	-0.11	-0.001

Potwierdzeniem poprawności przyjętego sposobu modelowania wpływu oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne samolotu, a w szczególności na współczynnik siły nośnej i współczynnik momentu pochylającego są dane zawarte w [7]. Przedstawiono je w tabeli 3, gdzie pogrubionymi prostokątami zaznaczono najistotniejsze informacje.

Widać, że dla każdego przypadku oblodzenia pochodna $C_{m\alpha}$ miała przyrost dodatni, co oznacza, że po oblodzeniu pojawia się impuls na zadzieranie nosa kadłuba do góry.

6. Modelowanie wpływu oblodzenia na charakterystyki samolotu

W oparciu o wyniki badań eksperymentalnych, których część przedstawiono na rysunkach 25 i 26 oraz dane zawarte min. w [6] i [7] przyjęto do obliczeń opisany poniżej model matematyczny opisujący zmiany charakterystyk aerodynamicznych samolotu. Podstawowym problemem było określenie tempa i zakresu degradacji zmian współczynników.

6.1. Współczynnik siły nośnej C_{za}

Disponując charakterystyką profilu nieoblodzonego $C_{za}(\alpha)$ założono, że jeżeli w chwili t_0 rozpoczyna się oblodzanie, to każdy punkt rozpatrywanej charakterystyki zmienia w czasie swoje współrzędne według następującej reguły:

- wartość współczynnika siły nośnej:

$$C_{za}(t) = C_{za}(t_0) - \Delta C_{za} \quad (19)$$

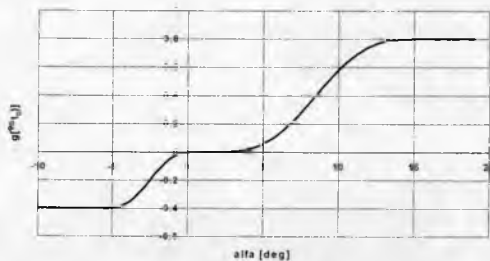
gdzie ΔC_{za} zmienia się w czasie w różnym stopniu, w zależności od tego, który punkt charakterystyki statycznej $C_{za}(\alpha)$ jest rozpatrywany. Przyjęto, że:

$$\Delta C_{za} = f(t)g(\alpha) \quad (20)$$

Funkcja $g(\alpha)$ określa zmianę wartości współczynnika siły nośnej w zależności od początkowej wartości kąta natarcia (przed początkiem oblodzania profilu). W obliczeniach przyjęto, że zmiana ta jest opisana następująco:

$$g(\alpha) = \begin{cases} \Delta C_{z1} & \text{dla } \alpha < \alpha_l \\ \Delta C_{z1} \left[1 - \frac{1}{16} \left(\cos 3\pi \frac{\alpha - \alpha_l}{\delta\alpha_l} - 9 \cos \pi \frac{\alpha - \alpha_l}{\delta\alpha_l} + 8 \right) \right] & \text{dla } \alpha_l \leq \alpha < \alpha_l + \delta\alpha_l \\ \frac{\Delta C_{z2}}{16} \left(\cos 3\pi \frac{\alpha - \alpha_p}{\delta\alpha_p} - 9 \cos \pi \frac{\alpha - \alpha_p}{\delta\alpha_p} + 8 \right) & \text{dla } \alpha_l + \delta\alpha_l < \alpha \leq \alpha_p \\ \Delta C_{z2} & \text{dla } \alpha_p < \alpha \leq \alpha_p + \delta\alpha_p \end{cases} \quad (21)$$

Przykładowy przebieg funkcji $g(\alpha)$ pokazano na rysunku 29.



Rys. 29. Przykładowy przebieg funkcji $g(\alpha)$

Funkcja $f(t)$ pokazuje natomiast, w jaki sposób dla każdego kąta natarcia zmienia się w czasie wartość współczynnika siły nośnej - określa zmianę tego współczynnika w zależności od początkowej wartości kąta natarcia (przed początkiem oblodzenia profilu). W obliczeniach przyjęto, że zmiana ta jest następująca:

$$f(t) = 1 - e^{-a_z(t-t_0)} \quad (22)$$

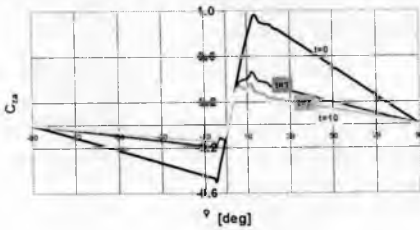
- kąt natarcia α :

$$\alpha(t) = \alpha(t_0) - \Delta\alpha(t) \quad (23)$$

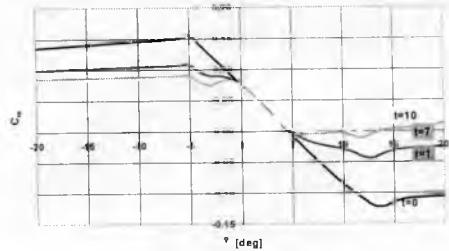
$$\Delta\alpha(t) = \Delta\alpha \left[1 - e^{-a_\alpha(t-t_0)} \right] \quad (24)$$

Powyższe zmiany wartości współczynnika siły nośnej oraz kąta natarcia oznaczają, że poszczególne punkty charakterystyki przesuwają się z upływem czasu w kierunku początku układu współrzędnych.

Założono, że skrajne punkty otrzymanej (w sposób opisany powyżej) charakterystyki $C_{za}(\alpha)$ w każdej chwili czasu łączone są prostą z punktami o współrzędnych $(-90^\circ, 0)$ i $(90^\circ, 0)$. Wyniki dla różnych czasów oblodzenia pokazano na rysunku 30.



Rys. 30. Wpływ „oblodzenia” na C_{za}



Rys. 31. Wpływ „oblodzenia” C_m

6.2. Współczynnik momentu pochylającego C_m

Przeanalizowana literatura zawiera bardzo mało danych wskazujących, w jaki sposób zmienia się współczynnik momentu pochylającego C_m po wystąpieniu oblodzenia. Oznacza to, że nie ma dokładnych informacji czy samolot po wystąpieniu oblodzenia samoczynnie zaczyna zadzierać „nos” do góry, czy też opuszcza go w dół. Opierając się na fragmentarycznych informacjach uzyskanych od pilotów można przyjąć, że samolot ma raczej tendencję do „tonięcia” bez gwałtownej zmiany kąta pochylenia. Informacja ta jest jednak obciążona niepewnością wynikającą z tego, że pilot w przypadku pojawienia się charakterystycznych drgań ostrzegawczych związanych z lotem na okołokrytycznych kątach natarcia natychmiast, odruchowo oddaje drążek od siebie.

Wyniki pomiarów uzyskane w tunelu aerodynamicznym (rys. 26) pokazują, że współczynnik momentu pochylającego nie zmienił się w sposób tak znaczny, jak współczynnik siły nośnej (rys. 25). Widać jednak, że „oblodzenie” spowodowało

zwiększenie wartości współczynnika C_m . Oznacza to, że po oblodzeniu (w przypadku, gdy ster wysokości zachowuje „sprawność” aerodynamiczną) pojawi się tendencja do zadzierania „nosa”, choć może to być niezbyt wyraźne.

Jak wynika z przeprowadzonych badań [9], oblodzenie nie zmienia w sposób zasadniczy położenia środka parcia x_p . Oznacza to, że ramę, na którym działa siła wywołująca moment, nie zmienia się, zaś jego zmiana wiąże się przede wszystkim ze zmianą siły działającej na tym ramieniu.

Na podstawie powyższego rozumowania przyjęto następujący sposób uwzględnienia wpływu oblodzenia na współczynnik momentu pochylającego:

$$C_m(\alpha, t) = C_{m0} + (\bar{x}_Q - \bar{x}_F)C_{za}(\alpha, t) \quad (25)$$

Uwzględniając zmiany wartości współczynnika siły nośnej $C_{za}(\alpha, t)$ w wyniku oblodzenia, które opisano powyżej, otrzymano następujące przebiegi pokazane na rysunku 31. Są one zgodne z [6].

6.3. Współczynnik siły oporu C_{xa}

W przeprowadzonej analizie szacunkowo przyjęto, że współczynnik siły oporu wzrasta w wyniku oblodzenia według następującej relacji:

$$C_{xa}(t) = C_{xa}(t_0) + \Delta C_{xa}(t) \quad (26)$$

$$\Delta C_{xa}(t) = \Delta_x \left[1 - e^{-a_x(t-t_0)} \right] \quad (27)$$

8.4. Masa samolotu i położenie środka masy \bar{x}_Q

Ze względu na narastanie warstwy lodu na płatowcu, zmienia się zarówno masa samolotu jak i położenie środka masy. Przyjmując, że oblodzenie narastało przez około 30 sekund w oparciu o [8] wyznaczyć można przybliżone zmiany tych parametrów. Na podstawie przeprowadzonych obliczeń określono, że w tym czasie masa samolotu zwiększy się o około 25 kg, zaś środek masy przemieści się do przodu o 4mm co daje zmianę względnego ramienia, na którym działa siła aerodynamiczna dająca moment pochylający o 0.2%. Z przeprowadzonych obliczeń kontrolnych wynika, że wpływ tych zmian na reakcję samolotu jest pomijalnie mały.

7. Uproszczona analiza wznoszenia samolotu Iskra

Poniżej określone zostaną przybliżone parametry wznoszenia dla samolotu TS-11 Iskra. Obliczenia wykonano w oparciu o [14]+[16].

Założono, że samolot o ciężarze Q realizuje ustalone wznoszenie po torze nachylonym do poziomu pod pewnym kątem pochylenia toru lotu γ_a . Równania ruchu przy założeniu, że kierunek wektora ciągu silnika T_s jest zgodny z osią podłużną samolotu, zaś kąt natarcia jest mały ($\alpha \leq 15^\circ$) mają następującą postać:

$$P_{r\ siln} - P_{xa} - Q \sin \gamma_a = 0 \quad (28)$$

$$P_{za} - Q \cos \gamma_a = 0 \quad (29)$$

Przyjmując, że w czasie realizacji wznoszenia pilot zwiększa ciąg do wartości ciągu rozporządzalnego (dla danej prędkości lotu) można wyliczyć z równania (28) maksymalny możliwy kąt pochylenia toru lotu (kąt wznoszenia) przy danej prędkości lotu. Jest on równy:

$$\gamma_{a\ max} = \arcsin \frac{\Delta P}{Q} \quad (30)$$

gdzie $\Delta P = P_{r\ siln} - P_{n\ lp}$ jest nadmiarem ciągu i stanowi różnicę pomiędzy ciągiem rozporządzalnym, a ciągiem niezbędnym do lotu poziomego realizowanego z tą samą prędkością co rozpatrywane wznoszenie. Oczywiście możliwe jest wznoszenie z mniejszym kątem γ_a . W tym przypadku nie jest konieczne zwiększanie ciągu do wartości rozporządzalnej. W przypadku realizacji wznoszenia z kątem większym niż obliczony z równania (30) samolot będzie zmniejszał prędkość lotu.

Z drugiego równania wynika, że w czasie wznoszenia siła nośna jest mniejsza niż w przypadku lotu poziomego z tą samą prędkością. Dzieje się tak, dlatego że równoważy ona jedynie część całkowitego ciężaru samolotu:

$$P_{za} = Q \cos \gamma_a \quad (31)$$

Oznacza to, że w przypadku ustalonego wznoszenia, jeżeli porównywać je z lotem poziomym o tej samej prędkości, kąt natarcia jest mniejszy. Jeżeli natomiast wznoszenie ma być realizowane na tym samym kącie natarcia co lot poziomy, to w tym przypadku prędkość lotu wznoszącego jest mniejsza i równa:

$$V_{wzn} = V_{lp} \sqrt{\cos \gamma_a} \quad (32)$$

Pionowa prędkość wznoszenia jest równa:

$$W = V \sin \gamma_a = V \frac{\Delta P}{Q} \quad (33)$$

Na podstawie powyższych związków wyliczono prawdopodobne parametry wznoszenia, które realizował samolot. Przyjęto, że prędkość przed wejściem na wznoszenie była równa 520 km/h (144.4m/s, 0.42Ma). Prędkości tej odpowiadają następujące parametry określające lot poziomy:

- kąt natarcia $\alpha_{lp} = 2.65^\circ$
- ciąg niezbędny do lotu poziomego $P_{n\ lp} = 3270\ N$
- wychylenie steru wysokości $\delta_H = 1.44^\circ$
- ciąg rozporządzalny $P_{r\ siln} = 7650\ N$

Obliczona w oparciu o (30) wartość kąta pochylenia toru lotu jest równa $\gamma_a = 7^\circ$.

Jeżeli samolot realizowałby wznoszenie pod tym kątem z prędkością wejścia to wiedząc, że $P_{za} = C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S$ obliczyć można wartość współczynnika siły nośnej C_{za} i z charakterystyki samolotu wyznaczyć kąt natarcia w czasie wznoszenia. Otrzymuje się: $C_{za} = 0.158$, $\alpha = 2.6^\circ$. Ponieważ z zarejestrowanego profilu prędkości lotu wynika, że prędkość minimalna wynosiła około 380 km/h obliczenia przeprowadzono również dla tej prędkości. Otrzymano: $C_{za} = 0.303$, $\alpha = 4.3^\circ$.

Z powyższej analizy wynika, że w czasie wznoszenia kąty natarcia nie powinny być większe niż około 5° . Jedynie w przypadku energicznego ściągnięcia drążka „na siebie” w fazie wchodzenia na wznoszenie, czy też w wyniku podmuchu „od spodu” możliwe byłoby zwiększenie tej wartości.

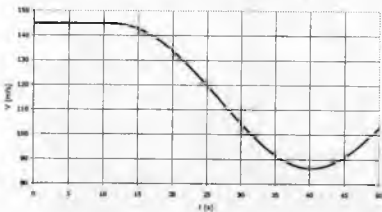
8. Numeryczna analiza wpływu oblodzenia na dynamikę samolotu

Poniżej pokazane zostaną wyniki numerycznego modelowania dynamiki dla różnych wariantów realizacji lotu przez samolot oblodzony. Zastosowano model oblodzenia opisany w punkcie 6.

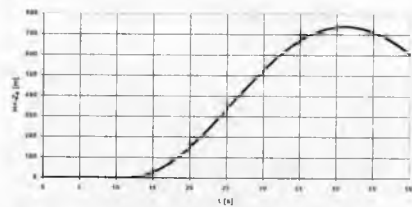
8.1. Przypadek braku reakcji pilota na oblodzenie

W celu oceny możliwego zachowania się samolotu po wystąpieniu oblodzenia przeprowadzono obliczenia sprawdzające według następujących scenariuszy:

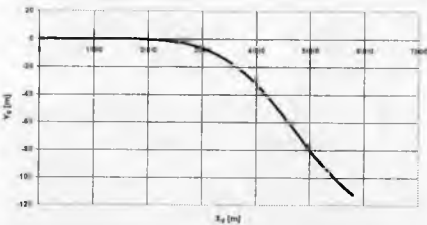
1. Pilot wykonuje lot poziomy, podczas którego pojawia się oblodzenie. W dziesiątej sekundzie lotu ujawnia się wpływ oblodzenia. Charakterystyki aerodynamiczne tzn. współczynniki aerodynamiczne C_{za} i C_m zmieniają się zgodnie z rysunkami 30 i 31. Przyjęto, że pilot nie reaguje na zachowanie się samolotu. Otrzymano przebiegi pokazane na rysunkach 32÷38.



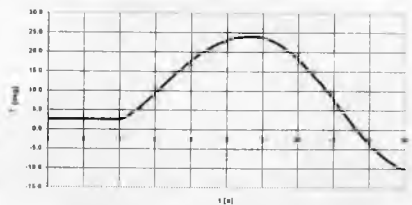
Rys. 32. Prędkość lotu



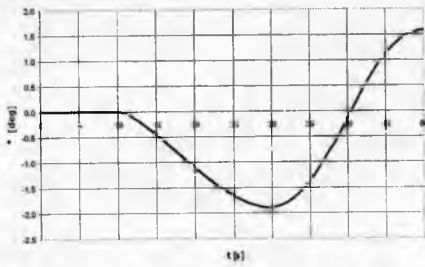
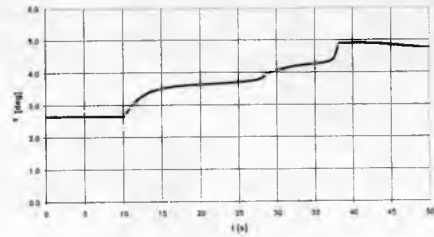
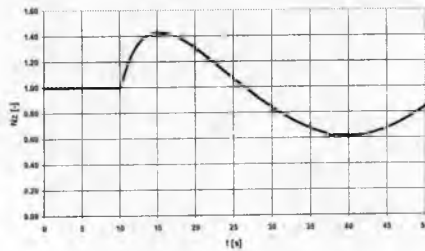
Rys. 33. Wysokość lotu



Rys. 34. Rzut trajektorii lotu na płaszczyznę Ox_gy_g



Rys. 35. Kąt pochylenia samolotu θ

Rys. 36. Kąt przechylenia samolotu ϕ Rys. 37. Kąt natarcia α Rys. 38. Przeciążenie N_z

Z pokazanych przebiegów wynika, że po wystąpieniu oblodzenia pojawia się moment zadzierający (rys. 35). Prowadzi to do zwiększenia kąta natarcia (rys. 37), co z kolei powoduje utratę prędkości (rys. 32). Chwilowo wzrasta przeciążenie (rys. 38). W wyniku efektów giroskopowych od silnika samolot odchyła nos w lewo. Z tego powodu samolot wchodzi w ślizg na prawe skrzydło. W wyniku opływu statecznika pionowego z prawej strony pojawia się moment przechylający na lewe skrzydło (rys. 36). Samolot przechodzi w lewy zakręt (rys. 34). W dalszej fazie lotu, po wytraceniu prędkości, samolot zaczyna pochylać nos do dołu. Również trajektoria lotu ze wznoszącej przechodzi na opadającą. W rozpatrywanym przypadku kąt natarcia jest na pograniczu obszaru istotnych zmian charakterystyk aerodynamicznych (rys. 37), co powoduje, że reakcja samolotu na oblodzenie jest stosunkowo łagodna.

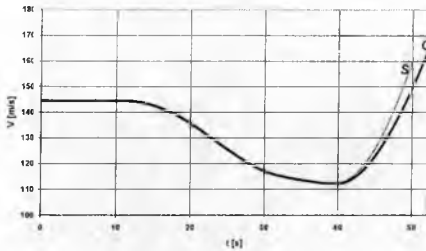
Aby przeciwdziałać powyższym efektom pilot powinien:

- zwiększyć ciąg silnika
- oddać drążek od siebie
- wychylić lotki tak aby samolot zaczął przechylać się w prawo
- odchylić ster kierunku w ten sposób aby odchylić samolot w prawo

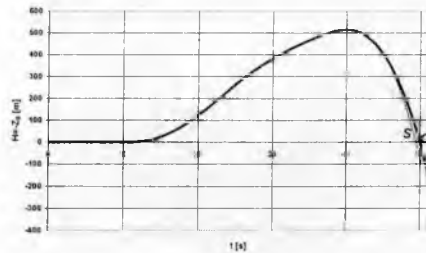
2. Założono, że pilot przechodzi w 10 sekundzie z lotu poziomego na **wznoszenie** dynamicznie ściągając drążek na siebie oraz zwiększając ciąg. W 13 sekundzie ujawnia się wpływ oblodzenia zgodnie z opisem zawartym powyżej. Otrzymane wyniki mają podobny charakter jak pokazano dla przypadku lotu poziomego i dlatego nie zostały pokazane. Jednak reakcja samolotu na oblodzenie jest silniejsza.

8.2. Aktywne sterowanie w czasie oblodzenia samolotu

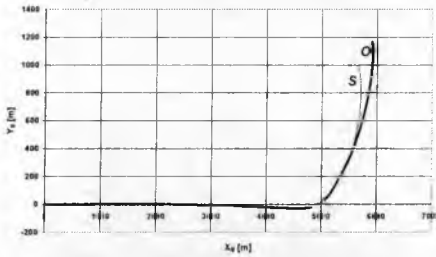
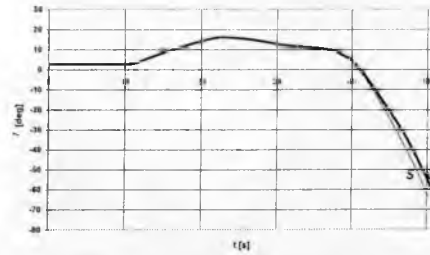
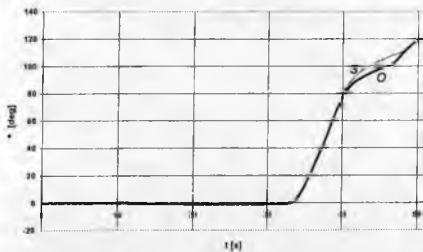
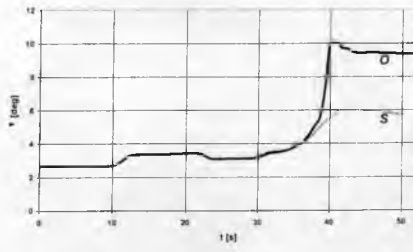
Poniżej pokazane zostaną wyniki symulacji numerycznej lotu samolotu oblodzanego. Zmiany charakterystyk aerodynamicznych w wyniku oblodzenia samolotu przyjęto zgodnie z modelem tego zjawiska opisanym w punkcie 6. Sterowanie w czasie symulacji dobierano tak, aby uzyskać przebiegi parametrów lotu zbliżone do przedstawionych w punkcie 4.2. Oznacza to, że końcowa konfiguracja samolotu otrzymana w wyniku symulacji jest bliska konfiguracji określonej w punkcie 3. Założono, że oblodzenie pojawia się w dwudziestej piątej sekundzie lotu, gdy samolot realizuje wznoszenie i znajduje się na wysokości o około 250 metrów powyżej początkowej wysokości lotu. Otrzymane przebiegi parametrów lotu pokazano na rysunkach 39+46, zaś parametrów sterowania niezbędnych do realizacji symulowanego lotu na rysunkach 47+50. Na wszystkich rysunkach dodatkowo przedstawiono cieńszą linią przebiegi dla samolotu sprawnego aerodynamicznie, które były już pokazane na rys. 14+24.

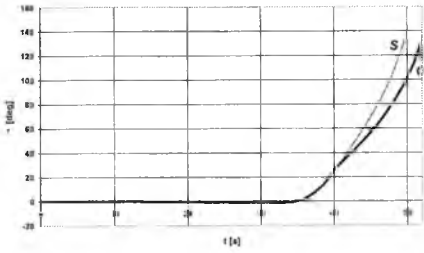


Rys. 39. Prędkość lotu

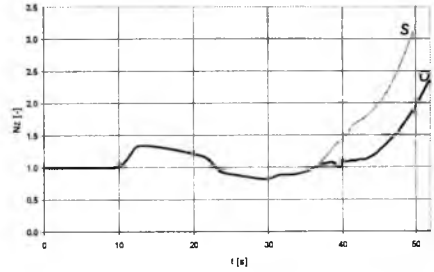


Rys. 40. Wysokość lotu

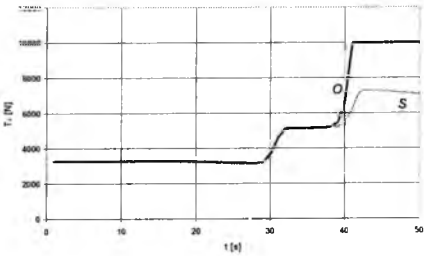
Rys. 41. Rzut trajektorii lotu na płaszczyznę $O_{x_g}y_g$ Rys. 42. Kąt pochylenia samolotu θ Rys. 43. Kąt przechylenia samolotu ϕ Rys. 44. Kąt natarcia α



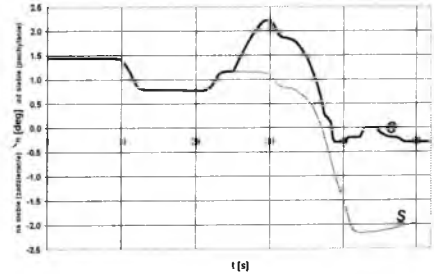
Rys. 45. Kąt odchylenia samolotu ψ



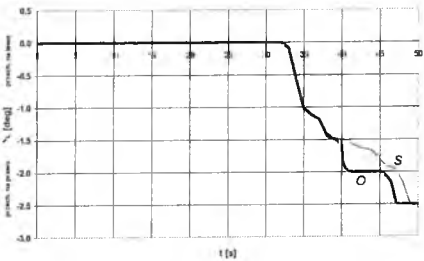
Rys. 46. Przeciążenie N_z



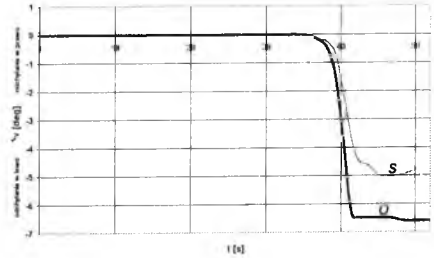
Rys. 47. Ciąg silnika T_e



Rys. 48. Wychylenie steru wysokości



Rys. 49. Wychylenie lotek



Rys. 50. Wychylenie steru kierunku

Końcowa konfiguracja samolotu w omawianym przypadku została odtworzona z dokładnością pokazaną w tabeli 4.

Z pokazanego zestawienia wynika, że wyliczone wartości parametrów lotu w przybliżeniu odpowiadają założonym. Dotyczy to w szczególności kątów określających przestrzenne położenie samolotu. Przebiegi: prędkości lotu (rys. 39), wysokości lotu (rys. 40), kąta pochylenia samolotu (rys. 42), kąta przechylenia (rys. 43) są bliskie przebiegom otrzymanym przy założeniu, że samolot był sprawny aerodynamicznie. Natomiast z rysunku 44 wynika, że w przypadku oblodzenia otrzymano w końcowej fazie lotu większe o około 3° kąty natarcia. Również kąt ślizgu był większy. Oznacza to, że samolot jest inaczej usytuowany względem wektora

prędkości lotu (trajektorii lotu). Jednocześnie z rysunku 46 widać, że w przypadku oblodzenia lot realizowany jest z mniejszym przeciążeniem. Oznacza to, że pilot w mniejszym stopniu odczuwa „dynamikę” manewru.

Tabela 4. Dokładność wyznaczenia konfiguracji samolotu

Lp.	Parametr lotu	Wartość założona	Wartość wyliczona	Różnica
1	Prędkość lotu	172+180m/s	163m/s	9m/s
2	Kąt pochylenia samolotu	50°	61°	11°
3	Kąt przechylenia samolotu	125°	120°	5°
4	Kąt odchylenia samolotu	143°	138°	5°
5	Odległość punktu uderzenia	750+952m	1170m	420+218m
6	Wysokość maksymalna	500m	620m	120m

Zasadnicze różnice widać natomiast w przebiegach sterowania ciągiem silnika (rys. 47) i sterem wysokości (rys. 48). Ciąg silnika jest w przypadku oblodzenia wyraźnie większy – równy jest ciągowi maksymalnemu. Przyczyną jest wzrost oporu aerodynamicznego z powodu zarówno wpływu oblodzenia jak i większego kąta natarcia. Szczegółowa analiza wychylenia steru wysokości pokazuje, że w chwili wystąpienia oblodzenia konieczne było szybkie oddanie drążka sterowego „od siebie” w celu zlikwidowania pojawiającej się tendencji do zadzierania nosa kadłuba do góry. W dalszej fazie lotu drążek sterowy był wychylany na siebie ale znacznie słabiej niż w przypadku samolotu sprawnego. Z rysunku 48 wynika, że w praktyce drążek sterowy powracał w położenie neutralne (w pobliżu kąta 0°).

Analiza rysunków 49 i 50 pokazuje, że w celu uzyskania założonej trajektorii lotu konieczne było wychylenie lotek i steru kierunku w sposób podobny jak w przypadku samolotu nieoblodzonego. W przypadku steru kierunku niezbędne było silniejsze jego wychylenie.

Należy zauważyć, że w przypadku oblodzenia zarówno sterowanie ciągiem silnika jak i wszystkimi sterami zgodne jest z wnioskami sformułowanymi w punkcie 8.1. Oznacza to, że jeżeli założona w procesie symulacji reakcja samolotu na oblodzenie jest poprawna, pilot w pierwszej chwili prawidłowo zareagował na nietypowe zachowanie się samolotu – zwiększył ciąg silnika i oddał drążek od siebie. Kierunek wychylenia lotek i steru kierunku jest właściwy, ale same wychylenia w dalszej fazie lotu są zbyt duże.

9. Wnioski końcowe

- Jeżeli samolot pozostawał w czasie lotu sprawny „aerodynamicznie” to doprowadzenie samolotu do końcowego położenia możliwe było jedynie poprzez wyraźne sterowanie wszystkimi organami sterowania, co spowodowało wykonanie pogłębiającego się zakrętu w prawo z narastającym przechyleniem, pochyleniem i utratą wysokości lotu. Oznacza to utratę orientacji przestrzennej przez pilota.
- Jeżeli w czasie lotu wystąpiło oblodzenie, to samolot bardzo szybko zareagował na to utratą siły nośnej i tendencją do zadzierania nosa kadłuba do góry

z jednoczesnym odchyleniem w lewo. Reakcja pilota była prawidłowa i polegała na zwiększeniu ciągu silnika i oddaniu drążka od siebie. Jednocześnie pilot wychylił lotki i ster kierunku w sposób zapobiegający odchyleniu w lewo. Wychylenie to było jednak w dalszej fazie lotu zbyt duże (Uwaga ta jest słuszna jeśli nie wystąpiły inne zjawiska jak np. samokręt). Należy podkreślić, że samolot nietypowo reagował na wychylenie steru wysokości – ster wysokości pozostawał w pobliżu położenia neutralnego, a samolot miał taką tendencję do zadzierania, jaką normalnie uzyskuje się przy silniejszym ściągnięciu drążka „na siebie”. Lot odbywał się z niewielkim przeciążeniem – mniejszym niż dla samolotu sprawnego. W przypadku oblodzenia nie można stwierdzić błędu w sterowaniu niesprawnym samolotem.

Bibliografia

1. Goszczyński J., Kowaleczko G., Maryniak J., *Odtworzenie sterowania samolotem poprzez rozwiązanie zagadnienia odwrotnego*, Mechanika w Lotnictwie (ML-IX 2000), wyd. PTMTS, 2000
2. Kowaleczko G., *Rozwiązanie zagadnienia odwrotnego dla potrzeb modelowania manewrów przestrzennych samolotów*, Prace Instytutu Lotnictwa, **161** (2/2000), 2000
3. Kowaleczko G., *An Improved Numerical Approach for Inverse Simulations of Aircraft Manoeuvres*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, **39**, 1, 2001
4. Goszczyński J., Kowaleczko G., *Numeryczne odtwarzanie lotu samolotu TS-11 Iskra na bazie zapisów rejestratora pokładowego SARPP-12*, Prace Instytutu Lotnictwa, **162-163**, (3-4/2000), 2000
5. Cebeci T., *Effect of Ice on Airfoil at High Reynolds at High Reynolds Number*, AIAA Journal, **33**, 7, 1995
6. Lee S., Kimm H., Bragg M., *Investigation of Factors That Influence Iced – Airfoil Aerodynamics*, AIAA 2000-0099, Materiały 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 10-13 styczeń 2000, Reno, USA
7. Bragg M., Hutchinson T., Merret J., Pokhariyal D., *Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics*, AIAA 2000-0360, Materiały 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 10-13 styczeń 2000, Reno, USA
8. Hersi I., Maryniak J., *Symulacja numeryczna wpływu oblodzenia powierzchni nośnych samolotu na charakterystyki aerodynamiczne i parametry dynamiczne*, Prace Instytutu Lotnictwa, **135**, Warszawa, 1993
9. Frant M., Kowaleczko G., Sobieraj W., *Doświadczalne charakterystyki profilu lotniczego z modelowanym oblodzeniem*, Prace Instytutu Lotnictwa, **167**, 2001
10. Kochański A., *Obladzanie samolotów*, Lwów, 1938
11. Opis techniczny samolotu TS-11 „Iskra”, cz.1, 1971
12. Opis silnika SO-3, wyd.II, 1977
13. Charakterystyki aerodynamiczne samolotu TS-11 Iskra-badania tunelowe

14. Aleksandrowicz R., Rościszewski J., *Mechanika lotu - Zbiór zadań z rozwiązaniami*, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Łódź, 1955
15. Aleksandrowicz R., Łucjanek W., Maryniak J., *Mechanika lotu - Zbiór zadań z rozwiązaniami*, cz. I, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Łódź, 1963
16. Krzyżanowski A., *Mechanika lotu*, skrypt WAT, Warszawa, 1984

The effect of icing on the aircraft flight characteristics

Summary

The paper presents the results of analysis of aircraft response to icing of the lifting surfaces. The classic mathematical model of the aircraft spatial motion has been applied to solving an inverse problem [1]-[4]. The icing phenomenon has been modeled by changing of basic aerodynamic characteristics. The data from literature [5]-[8] and the results obtained by the authors have been used [9]. A possible, autonomous response of the aircraft to the appearing icing has been determined. On the basis of these investigations some conclusions based on the TS-11 Spark airplane have been drawn.

WPLYW OBLODZENIA NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE WYBRANYCH MODELI SAMOLOTÓW

ZDZISŁAW WOJCIECHOWSKI¹

JERZY MARYNIAK²

W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych wpływu oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne modeli samolotów MiG-29 Su-22 i TS-11 Iskra w opływie symetrycznym, wykonane w tunelu małych prędkości TAMP 1.1.

Oblodzenie modelowano w temperaturze strumienia powietrza $T = -10^{\circ}\text{C}$, w chmurze wodnej generowanej przez układ nawilżania strumienia (dla stałego wydatku rozpylonej wody). Następnie poprzez bezpośredni pomiar wagowy określano wpływ tego oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne modeli.

Uzyskane wyniki ilustrują niekorzystny wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne.

Oblodzenie statku powietrznego związane jest z tworzeniem się powłoki lodowej na jego powierzchniach która powstaje w wyniku zetknięcia się tej powierzchni z przechłodzonymi kropelkami wody. W zależności od występujących warunków osadzający się lód może mieć różną strukturę i formę. Wyróżnia się oblodzenie:

1. matowe, gdzie powłoka lodowa jest mleczna, nieprzezroczysta i chropowata,
2. szkliste o powierzchni przezroczystej, gładkiej,
3. mieszane.

Formy oblodzenia przybierają różną postać [3 , 4 , 9 , 10].

Może ono przebiegać z różną intensywnością a parametrami decydującymi o intensywności oblodzenia są między innymi:

- temperatura powietrza,
- wodność chmury (LWC),
- wielkość kropel wody w chmurze (MVD),
- kształt opływanej powierzchni i jej chropowatość,
- prędkość lotu,
- kąt napływu strumienia.

W zakładzie Aerodynamiki i Płatowców ITL WAT w tunelu aerodynamicznym małych prędkości TAMP1.1 [11] przeprowadzono eksperymentalne badania oblodzenia wykonane na modelach samolotów MiG-29, Su-22 i TS-11 Iskra.

¹ Instytut Techniki Lotniczej WAT: e-mail: wojciechowski @wul.wat.waw.pl

² Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

Celem tych badań było wyznaczenie wpływu uzyskanej formy oblodzenia na ich charakterystyki aerodynamiczne.

Modele samolotów zawieszano w przestrzeni pomiarowej w ten sposób, że oś podłużna modelu, przy zerowym kącie natarcia, pokrywała się z osią tunelu. Zaś oś pionowa wagi przechodziła przez punkt odpowiadający środkowi masy obiektu rzeczywistego.

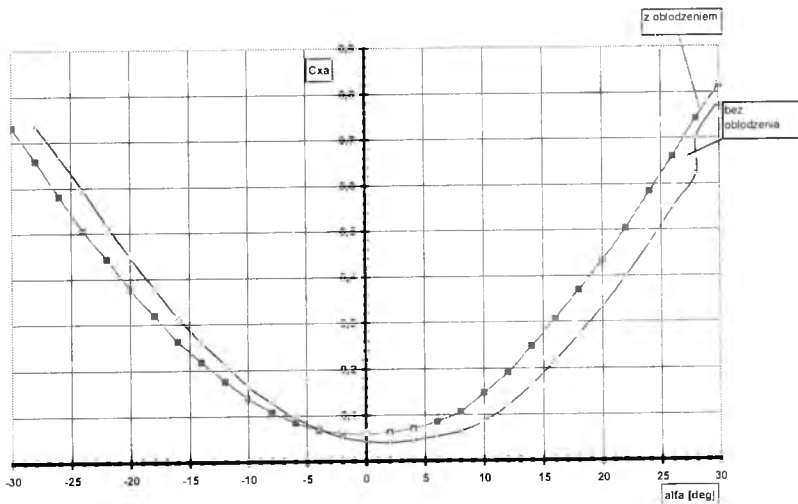
Badania oblodzeniowe przeprowadzono w temperaturze -10°C , w zakresie kątów natarcia $\alpha = -30^{\circ}$ do $\alpha = +30^{\circ}$, przy ciśnieniu dynamicznym $q=968$ Pa dla modeli samolotów MiG-29 i Su-22. Liczba Reynoldsa wahała się w zależności temperatury od $(4.7 \div 5.9) \cdot 10^5$, natomiast model samolotu TS-11 Iskra z uwagi na małą sztywność i większą rozpiętość skrzydeł przebadano dla $\alpha = -26^{\circ}$ do $\alpha = +26^{\circ}$ przy $q=500$ Pa dla $Re=(2.4 \div 2.9) \cdot 10^5$.

Współczynniki sił i momentów aerodynamicznych odniesiono do powierzchni skrzydeł S i średniej ciężkości aerodynamicznej b_A badanych modeli.

Oblodzeniu ulegają elementy nośne modeli, usterzenie, kadłub w części przedniej, kabina, wloty silnikowe oraz inne elementy konstrukcyjne.

Przy tej temperaturze powstające na elementach modeli oblodzenie było matowe, nieprzezroczyste o postrzępionej powierzchni na krawędziach natarcia i charakterystycznych nierównomiernych klinach w kierunku przepływu oraz wyraźnej chropowatej strukturze na powierzchniach dolnych i górnych skrzydeł i usterzenia - zanikające w kierunku krawędzi spływu.

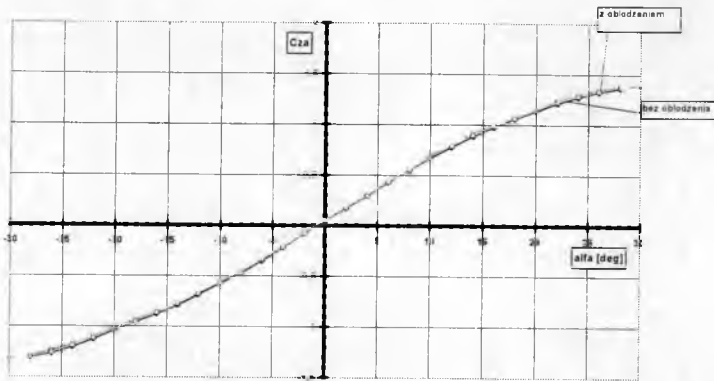
Natomiast na dodatkowej powierzchni nośnej modelu MiG-29 na krawędzi natarcia powstałe oblodzenie posiada wyraźną niesymetryczną strukturę o bardzo dużej chropowatości całej górnej i dolnej powierzchni. Taka forma oblodzenia jest wynikiem dużego kąta skosu dodatkowej powierzchni nośnej ($\chi=73^{\circ}$).



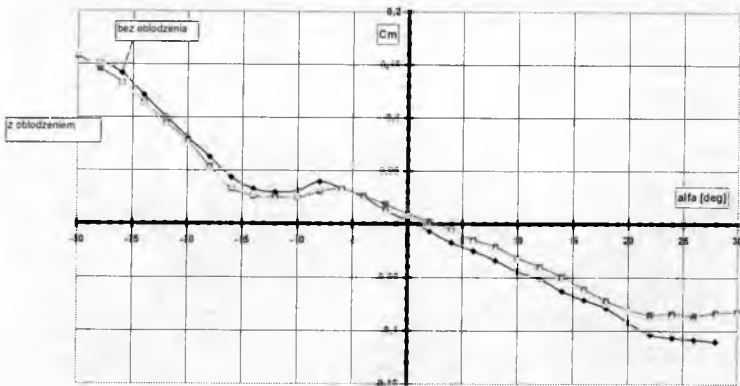
Rys. 4. Wpływ oblodzenia na współczynnik oporu dla modelu samolotu MiG-29

Dla modelu samolotu MiG-29 z oblodzeniem w zakresie kątów $\alpha = -15^\circ \div +30^\circ$ następuje przyrost współczynnika oporu (rys. 4). Dla zerowego kąta natarcia ΔCx_a wynosi 50%.

Współczynnik siły nośnej Cz_a w tym zakresie kątów natarcia nieznacznie wzrasta wraz z pojawieniem się oblodzenia (rys. 5).



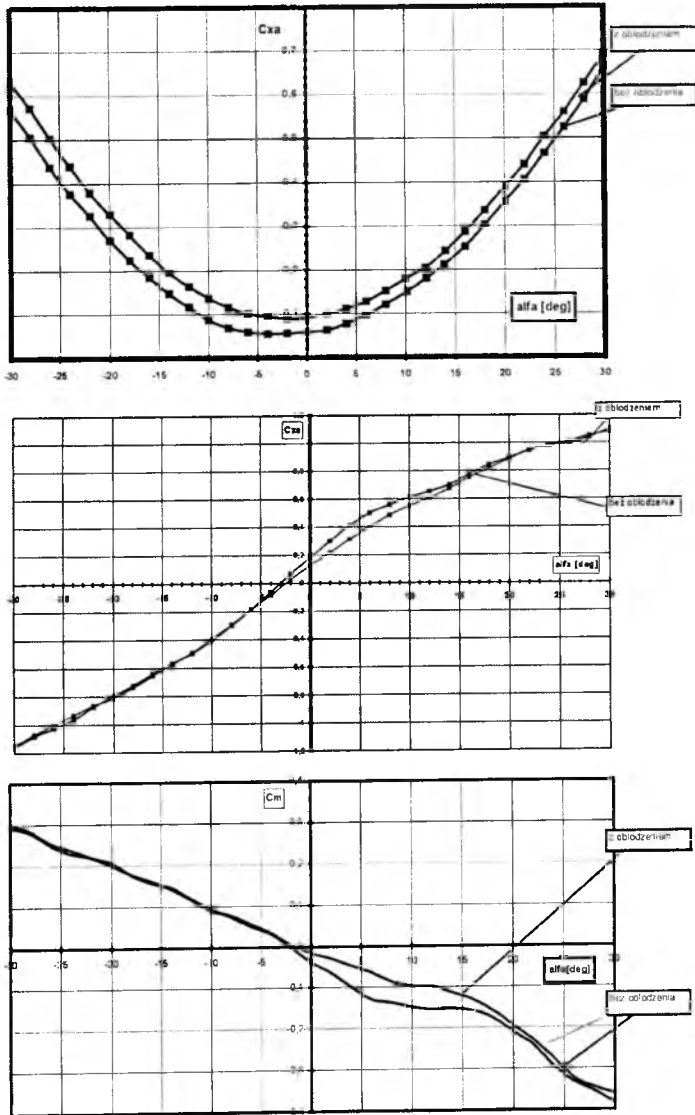
Rys. 5. Wpływ oblodzenia na współczynnik siły nośnej dla modelu samolotu MiG- 29



Rys. 6. Wpływ oblodzenia na współczynnik siły nośnej dla modelu samolotu MiG- 29

Pochylenie krzywej $Cm=f(\alpha)$ (rys.6) jest ujemne w zakresie kątów natarcia od $\alpha = -30^\circ \div -8^\circ$ i $\alpha = -12^\circ \div +30^\circ$ co świadczy o stateczności statycznej podłużnej modelu. Natomiast w zakresie $\alpha = -8^\circ \div -12^\circ$ ($\partial Cm/\partial \alpha > 0$) następuje utrata stateczności. Oblodzenie powoduje, że wartość współczynnika momentu pochyłającego rośnie w zakresie kątów $\alpha = -6^\circ \div +30^\circ$, a więc w momencie pojawienia się oblodzenia na

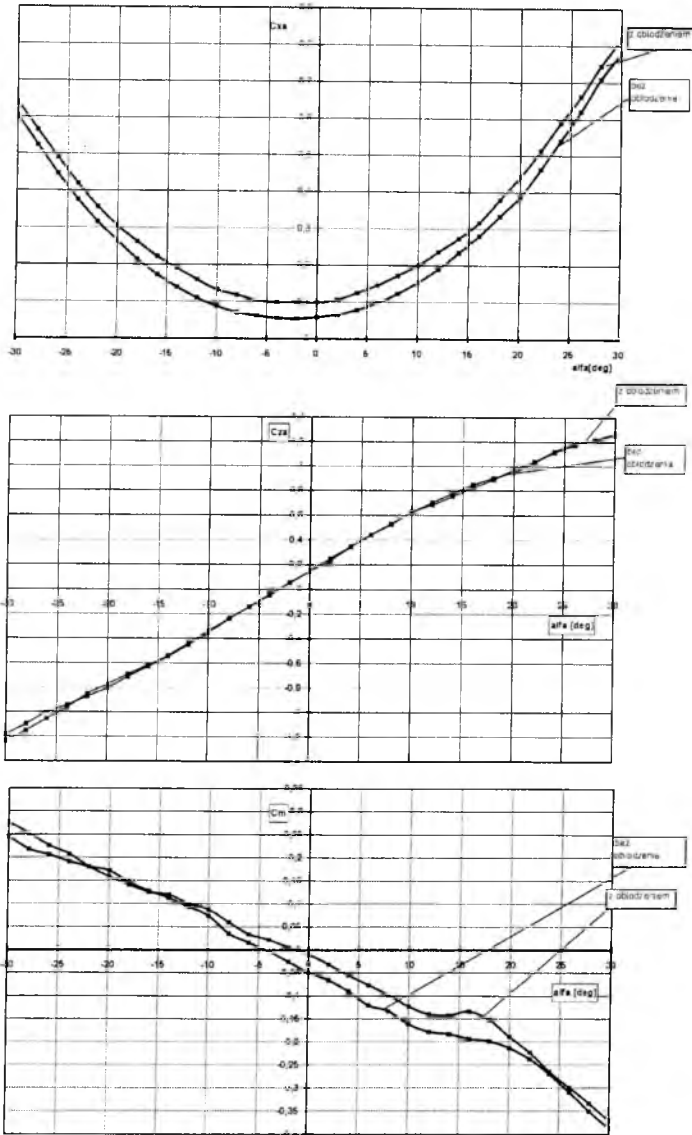
samolot działa dodatkowy moment zadzierający. Utrata stateczności modelu oblodzonego występuje w przedziale kątów natarcia $\alpha = -6^{\circ} \div -14^{\circ}$. Natomiast w zakresie kątów $\alpha = -14^{\circ} \div -30^{\circ}$ powstaje dodatkowy moment pochylający.



Rys. 7. Wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu Su-22 z kątem skosu skrzydła $\chi=30^{\circ}$

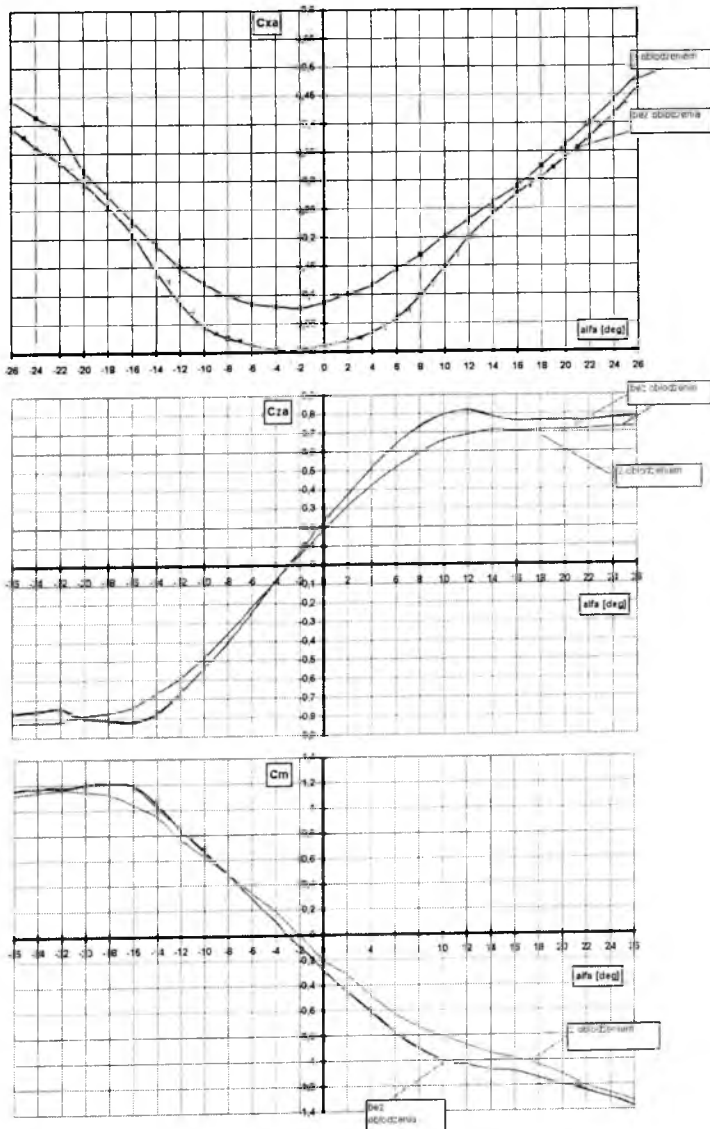
Współczynnik oporu modelu samolotu Su-22 z kątem skosu skrzydła $\chi=30^{\circ}$ (rys. 7) różnie w całym zakresie kątów natarcia. Dla zerowego kąta natarcia $\Delta C_{x\alpha}$ wynosi

prawie 50%. Oblodzenie powoduje spadek współczynnika siły nośnej w zakresie kątów $\alpha = -6^\circ \div +20^\circ$. Pochylenie krzywej $C_m = f(\alpha)$ jest ujemne w całym zakresie kątów natarcia. Współczynnik momentu pochylającego C_m rośnie począwszy od $\alpha = -4^\circ \div +30^\circ$, ale przyrost ten nie jest jednakowy w całym zakresie. W przedziale kątów natarcia od $\alpha = -4^\circ \div -30^\circ$ oblodzenie nie wpływa na zmianę momentu pochylającego.



Rys. 8. Wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu Su-22 z kątem skosu skrzydła $\chi=63^\circ$

Natomiast dla kąta skosu skrzydła $\chi=63^\circ$ (rys. 8) współczynnik oporu rośnie w całym zakresie kątów natarcia. Na wartość współczynnika siły nośnej ta forma oblodzenia nie ma wpływu. Oblodzenie powoduje, że współczynnik momentu pochylającego C_m rośnie począwszy od $\alpha=-16^\circ$ do $+30^\circ$, poza obszarem $\alpha=13^\circ$ do 16° , w którym oblodzenie to powoduje, że model samolotu jest podłużnie niestacynny statycznie.



Rys. 9. Wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu TS-11 Iskra

Oblodzenie modelu samolotu TS-11 Iskra (rys. 9) powoduje największy przyrost współczynnika oporu. Dla $Cx_{a_{min}}$ przy $\alpha = -2^\circ$ wartość ta wzrasta od $Cx_a = 0.0052$ do $Cx_a = 0.0765$. Przy czym wraz ze wzrostem kąta natarcia ΔCx_a maleje. $Cz_{a_{max}}$ występuje przy $\alpha_{kr} = 12^\circ$, następnie wraz ze wzrostem kąta natarcia $\partial Cz / \partial \alpha$ maleje, a od $\alpha = 16^\circ$ przyjmuje wartość stałą. Oblodzenie powoduje spadek wartości współczynnika siły nośnej począwszy od $\alpha = -4^\circ$, przy czym α_{kr} występuje przy $\alpha = 14^\circ$. W zakresie większych kątów natarcia $\partial Cz / \partial \alpha = \text{const}$.

Krzywa współczynnika momentu pochylającego C_m świadczy o tym, że model samolotu TS-11 Iskra jest stateczny statecznie podłużnie w przedziale kątów natarcia $\alpha = -16^\circ + 26^\circ$. Oblodzenie powoduje przyrost momentu pochylającego począwszy od $\alpha = -8^\circ + 26^\circ$.

Przeprowadzone badania wyraźnie wskazują na pogorszenie charakterystyk aerodynamicznych wszystkich badanych modeli samolotów. Największy przyrost oporu występuje na modelu samolotu TS-11 Iskra który nie jest jednakowy w całym badanym zakresie kątów natarcia. Im większy jest kąt skosu skrzydła tym mniejszy jest wpływ oblodzenia na wartość siły nośnej. Dla modelu TS-11 Iskra wystąpił największy spadek siły nośnej.

Dla wszystkich badanych modeli oblodzenie powoduje powstanie dodatkowego momentu zadzierającego przy kątach natarcia charakterystycznych dla danego modelu.

Bibliografia

1. Addy H.E., Chung J.J., *A wind tunnel study of icing effects on a natural laminar flow airfoil*, AIAA 2000-0095
2. Ashenden R., Lindberg W., Marwitz J., *Two-dimensional airfoil performance degradation because of simulated freezing drizzle*, Journal of Aircraft, **35**, 6, 1998
3. Broeren A.P., Addy H.E., Bragg M.B., *Effect of intercycle ice accretions on airfoil performance*, AIAA 2002-0240
4. Cebeci T., *Effect of ice on airfoil stall at high Reynolds numbers*, AIAA Journal, **33**, 7, Technical Notes, 1995
5. Gurbacki H.M., Bragg M.B., *Unsteady aerodynamic measurements on an iced airfoil*, AIAA 2002-20241
6. Lee S., Kim H.S., Bragg M.B., *Investigation of factors that influence iced airfoil aerodynamics*, AIAA 200-0099
7. Maryniak J., *Dynamika samolotu z intensywnym oblodzeniem w locie na przykładzie TS-11 Iskra*, Zeszyty Naukowe katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, 7, Gliwice, 1999
8. Papadakis M., Alansatan S., Wong S.C., *Aerodynamic characteristics of a symmetric NACA section with simulated ice shapes*, AIAA 2000-0098
9. Potapczuk M.G., Addy H.E., Sheldon D.W., *Modern airfoil ice accretions*, AIAA 97-0174
10. Shin J., Bond T.H., *Repeatability of ice shapes in the NASA Lewis Icing Research Tunnel*, Journal of Aircraft, **31**, 5, 1994

11. Wojciechowski Z., Frant M., *Adaptacja tunelu aerodynamicznego małych prędkości do badań w niskich temperaturach*, *Mechanika w Lotnictwie*, ML-X, 2002

The effect of icing upon aerodynamic characteristics of selected aircraft models

Summary

The paper presents some results of experimental investigations into the icing effect upon aerodynamic characteristics of models of MIG-29, Su-22 and TS-11 "Iskra" aircraft conducted in the low-speed wind tunnel TAMP 1.1 under conditions of a symmetrical flow around them.

The icing phenomenon was modelled at a temperature of the air jet $T = -10^{\circ}\text{C}$ in a water mist generated by a jet humidification (at a constant flow rate of sprayed water). Then, in terms of a direct weighting the effect of icing upon aerodynamic characteristics of the models was determined.

The results obtained prove a disadvantageous effect of icing upon aerodynamic characteristics.

WYZNACZENIE CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH OBLODZONEGO SAMOLOTU

MOHAMMED AL-SHARABI¹
JERZY MARYNIAK²

W pracy przedstawiono wyniki serii badań w wagowym poddzwiękowym tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej mających na celu wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych oblodzonego samolotu. Badanie przeprowadzono dla kilku wariantów form oblodzenia. Oblodzenie modelowano za pomocą plasteliny i papieru ściernego. Uzyskane wyniki przedstawione w formie graficznej ilustrują gwałtowny spadek współczynnika siły nośnej oraz zdecydowanie niekorzystną deformację innych charakterystyk aerodynamicznych samolotu.

1. Wstęp

Zmiany charakterystyk aerodynamicznych samolotu w wyniku obladzania powierzchni nośnych stanowią przykład niebezpiecznego zjawiska, które w konsekwencji może prowadzić do sytuacji kryzysowych w trakcie lotu.

W wyniku wystąpienia w atmosferze szczególnych warunków meteorologicznych przechłodzone kropelki wody zderzając się z powierzchnią skrzydła zamarzają na niej tworząc zawartą powłokę lodową. Powłoka ta w istotny sposób zmienia geometrię profilu skrzydła co w konsekwencji doprowadza do spadku wartości współczynnika siły nośnej C_z , wzrostu oporu aerodynamicznego, zmniejszenia krytycznego kąta natarcia oraz przyrostu masy. Ponieważ istnieje możliwość jednoczesnego wystąpienia wszystkich wymienionych efektów może to spowodować utratę sterowności i kontroli nad samolotem.

Celem prowadzonych badań eksperymentalnych było wyznaczenie zmian w charakterystykach aerodynamicznych samolotu powodowanych narastającym obladzaniem. Badania składały się z dwóch oddzielnych etapów, a mianowicie:

I pierwszy etap dotyczył modelowania różnych form obladzania skrzydła modelu samolotu testowego (tj. TS 11 Iskra) za pomocą papieru ściernego i plasteliny.

II drugi etap zaś obejmował z kolei pomiary wagowe sił i momentów aerodynamicznych jakie występują dla poszczególnych form obladzania.

¹ Mgr inż. Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej. e-mail: malsh@meil.pw.edu.pl

² Prof. Dr hab. Inż. Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

2. Stanowisko pomiarowe

Drugi etap badań eksperymentalnych wykonano w wagowym tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej o średnicy przestrzeni pomiarowej 1.16 m. Tunel ten wyposażony jest w wagę Witoszyńskiego (tzw. Waga typu JAW). Badany model zawieszony jest na drutach na ramie obejmującej całą przestrzeń pomiarową. Średnia cięciwa modelu przy zerowym kącie natarcia pokrywa się z osią tunelu, natomiast wymiar poprzeczny (rozpiętość) modelu zorientowany jest pionowo. Przy takim zawieszeniu modelu wykonano pomiary następujących wielkości:

- składowe poziome siły działającej na model samolotu, czyli siły nośnej i siły oporu,
- moment względem pionowej osi wagi, czyli moment pochylający M_{y_0} .

Mocno napięte druty mocujące model do ramy przenoszą na nią wszystkie siły występujące na modelu. Rama zamocowana jest obrotowo i można ustawić ją wraz z modelem pod różnymi kątami względem osi tunelu. Konstrukcja wagi umożliwia swobodę obrotu całej ramy wraz z zamocowanym modelem – alternatywnie względem dowolnej z trzech prostopadłych osi. Siła, względnie moment działający na model, zostaje za pomocą układu dźwigni dwuramiennych przeniesiona na tensometryczny przetwornik siły i równolegle z nim na wagę szalkową służącą do szybkiego wzorcowania siłomierza (przetwornika). Pomiary są odczytywane bezpośrednio z wykorzystaniem techniki cyfrowej.

3. Dane techniczne

- Powierzchnia nośna modelu samolotu testowego = 8.505 dm²
- Kąt zaklinowania skrzydła modelu = 2°
- Rozpiętości skrzydeł modelu = 700 mm
- Średnia cięciwa aerodynamiczna modelu (SCA) = 121.5 mm,
¼ SCA = 30.375 mm
- Ciśnienie dynamiczne w tunelu = 100 mmH₂O
- Średnica przestrzeni pomiarowej 1.16 m

4. Wykonane badania

Dla każdej z modelowanych form obladzania skrzydła modelu samolotu testowego przeprowadzono wagowe pomiary sił i momentu aerodynamicznego w zakresie kąta natarcia od $\alpha = -15^\circ$ do $\alpha = 35^\circ$ tak, aby możliwe było również zaobserwowanie zmiany kąta natarcia, przy którym następuje oderwanie strumienia na skrzydle. Następnie wartości sił i momentów uzyskane podczas pomiarów zostały przeliczone przy pomocy programu komputerowego na współczynniki. Z współczynników zostały zbudowane wykresy w funkcji kąta natarcia. W celu uzyskania charakterystyki wzorcowej zbadano również model samolotu w konfiguracji gładkiej, czyli bez oblodzenia.

Pomiary sił i momentu aerodynamicznych zostały wykonane dla następujących wariantów oblodzenia:

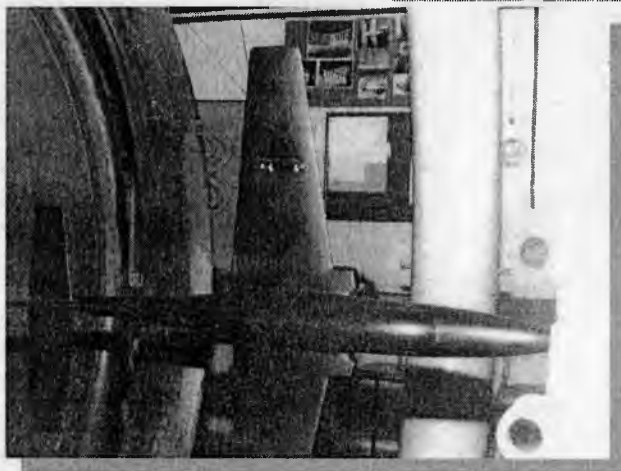
Wariant 1 – Samolot bez oblodzenia (gładki)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

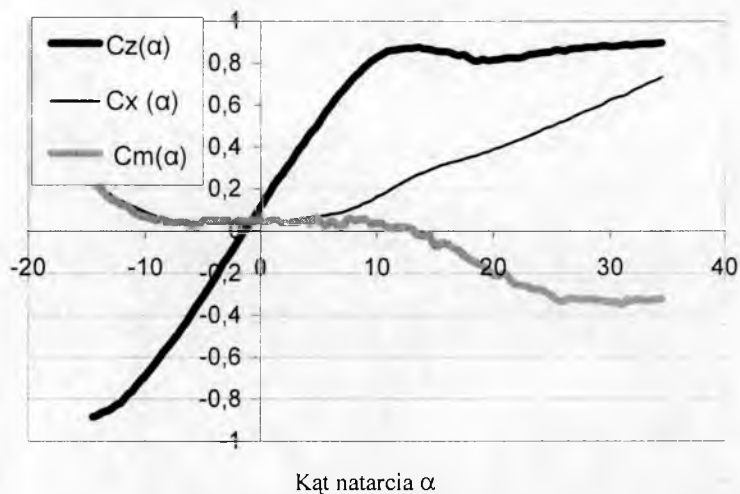
$C_{zmax}=0.876$

$C_{xmin}=0.04$

$\alpha_{kr}=12^\circ$



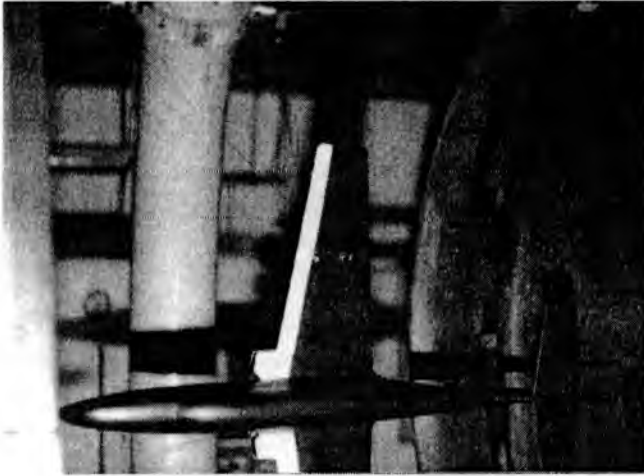
Rys. 1. Badanie modelu samolotu gładkiego

Rys. 2. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_m(\alpha)$ dla gładkiego samolotu

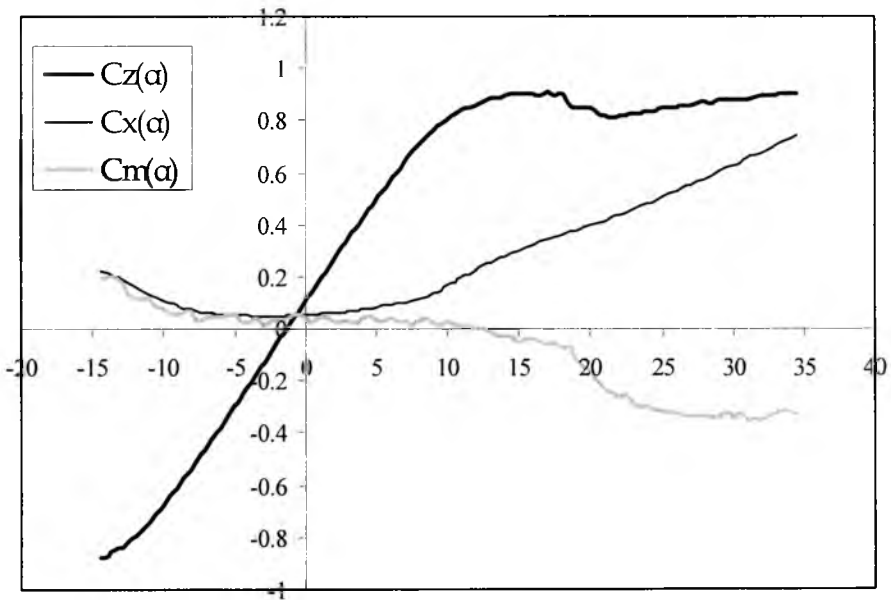
Wariant 2 – Szron na krawędzi natarcia skrzydła (szron kn)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.91, \quad C_{xmin}=0.05, \quad \alpha_{kr}=17^\circ$$



Rys. 3. Szron na krawędzi natarcia skrzydła



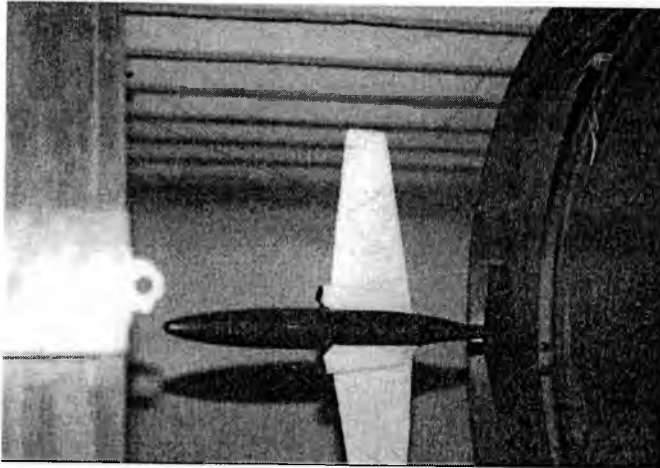
Kąt natarcia α

Rys. 4. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$, $C_m(\alpha)$ dla II-ego wariantu

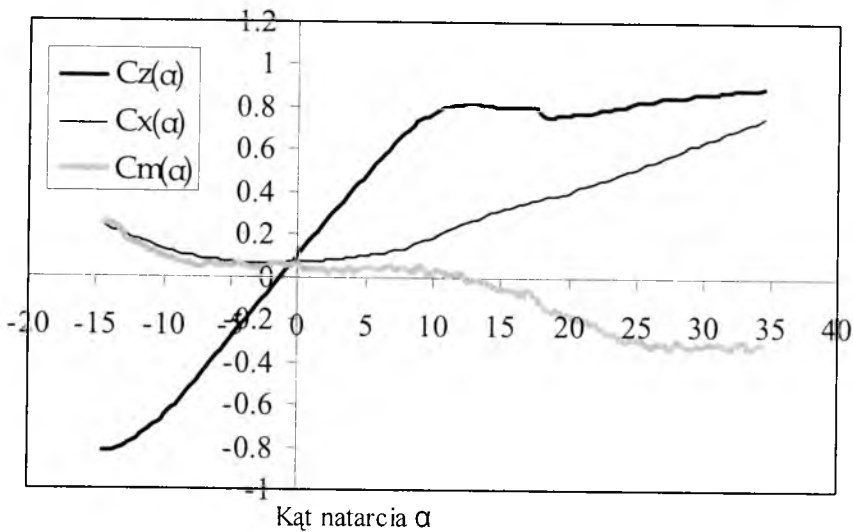
Wariant 3 – Szron na całej powierzchni płata (szron cały)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.81 \quad C_{xmin}=0.068 \quad \alpha_{kr}=12^\circ$$



Rys. 5. Szron na całej powierzchni płata

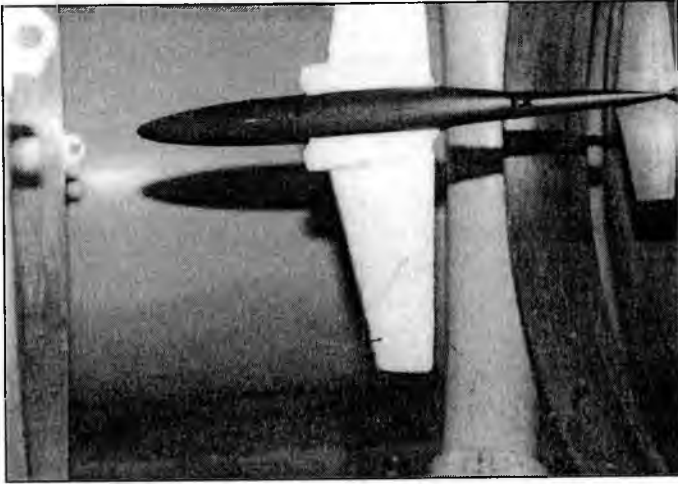


Rys. 6. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ dla III-ego wariantu

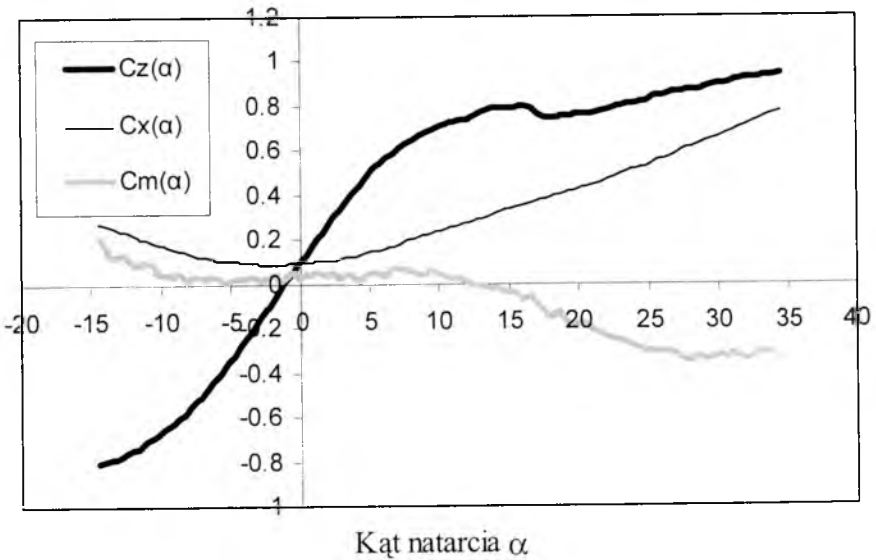
Wariant 4 – Szron na powierzchni płata + mała warstwa lodu na nosku skrzydła (lód 1)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.716, \quad C_{xmin}=0.09, \quad \alpha_{kr}=11^\circ$$



Rys. 7. Szron na całej powierzchni + mała warstwa lodu na krawędzi natarcia

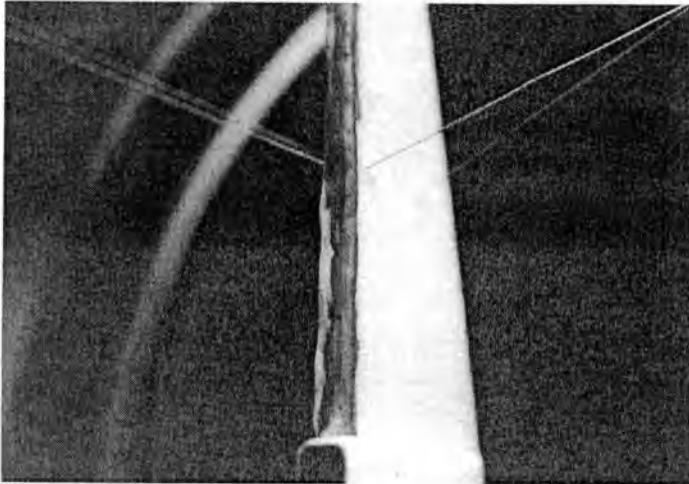


Rys. 8. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ dla IV-ego wariantu

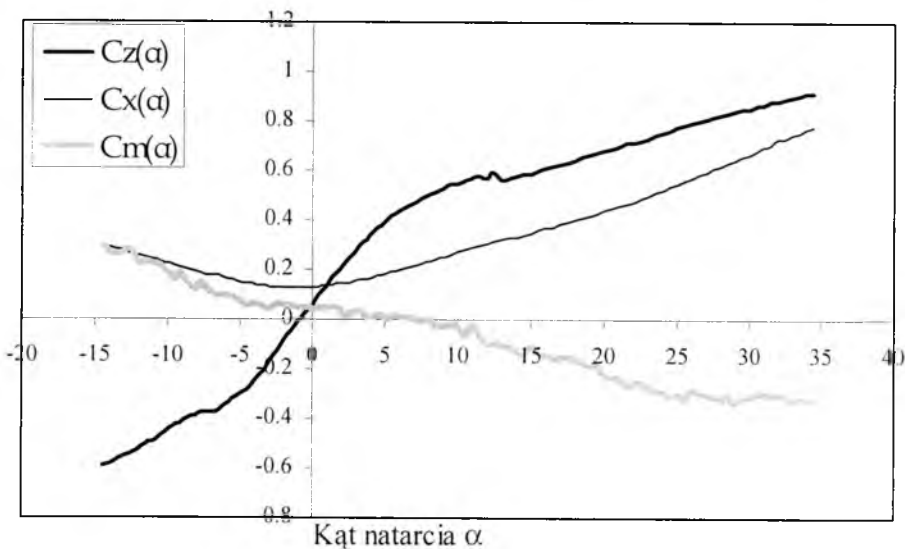
Wariant 5 – Szron na powierzchni płata + duża warstwa lodu na nosku skrzydła (lód 2)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.55, \quad C_{xmin}=0.13, \quad \alpha_{kr}=10^\circ$$



Rys. 9. Szron na całej powierzchni + duża warstwa lodu na krawędzi natarcia

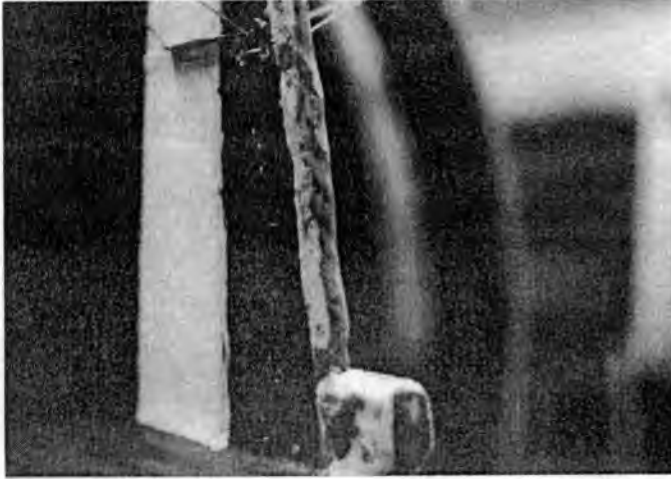


Rys. 10. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ dla V-ego wariantu

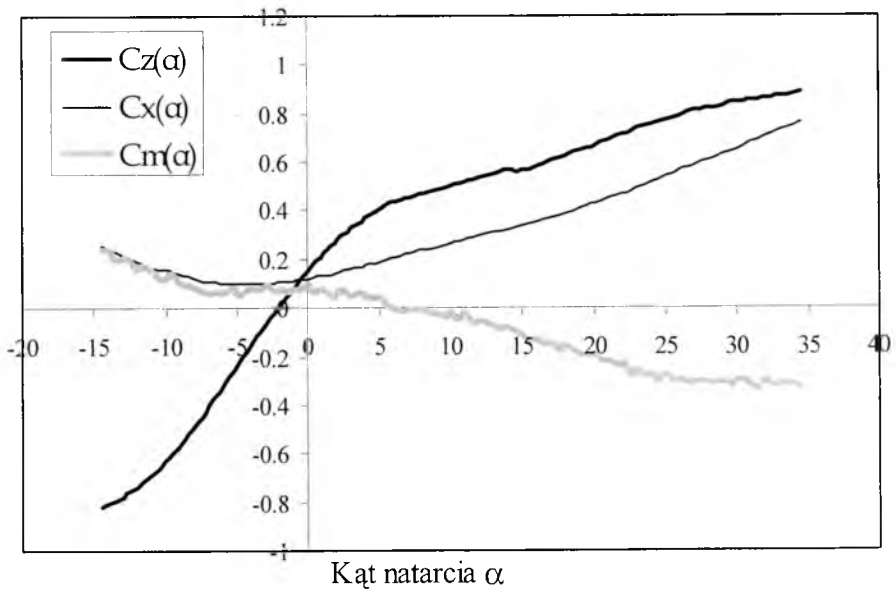
Wariant 6 – Szron na powierzchni płata + nawis lodu na górnej części krawędzi natarcia (nawis góra)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.45 \quad C_{xmin}=0.1 \quad \alpha_{kr}=7^\circ$$



Rys. 11. Szron na całej powierzchni skrzydła + nawis lodu na górnej części krawędzi natarcia

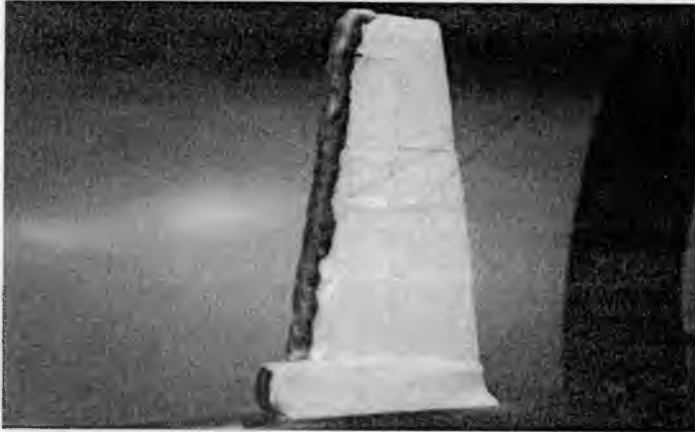


Rys. 12. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ dla VI-ego wariantu

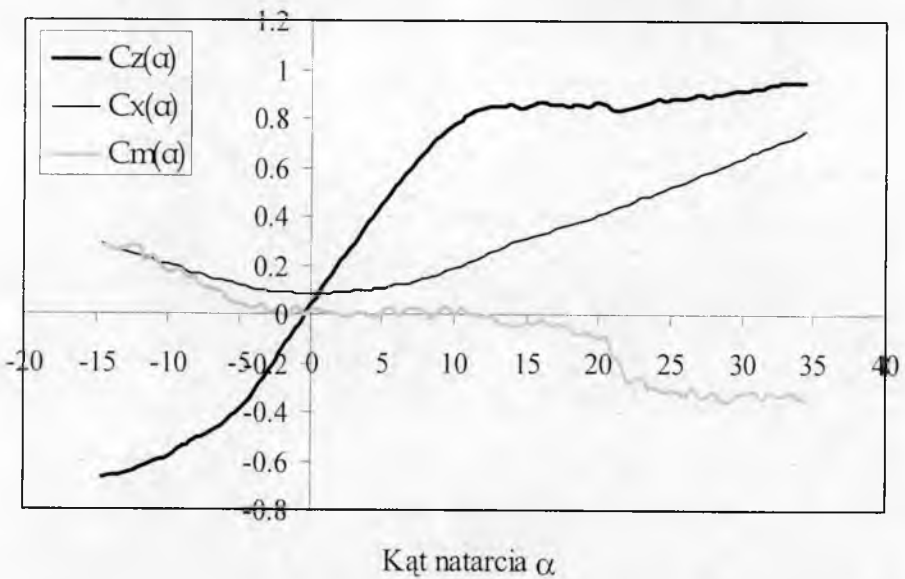
Wariant 7 – Szron na powierzchni płata + nawis lodu na dolnej części krawędzi natarcia (nawis dół)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.84, \quad C_{xmin}=0.082, \quad \alpha_{kr}=14^\circ$$



Rys. 13. Szron na całej powierzchni skrzydła + nawis lodu na dolnej części krawędzi natarcia



Rys. 14. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ dla VII-go wariantu

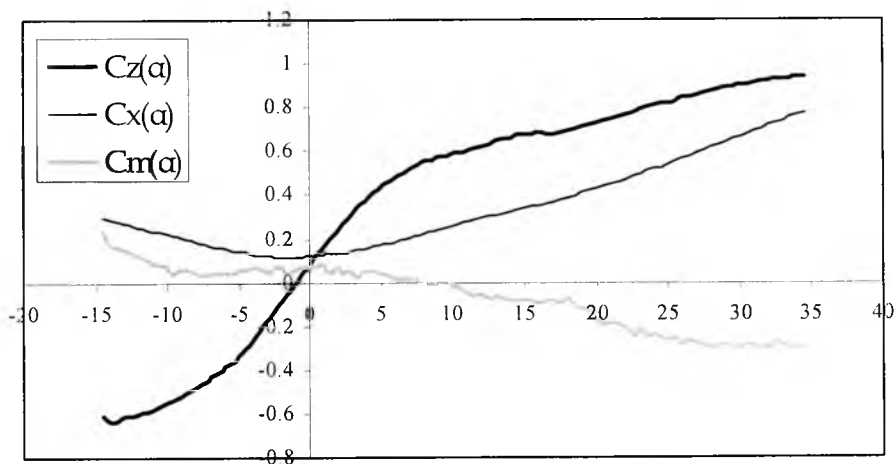
Wariant 8 – Szron na całej powierzchni płata + warstwa lodu na nosku skrzydła + sople na górnej powierzchni skrzydła (sople)

Dla tego wariantu uzyskano następujące wartości:

$$C_{zmax}=0.58, \quad C_{xmin}=0.12, \quad \alpha_{kr}=9^\circ$$



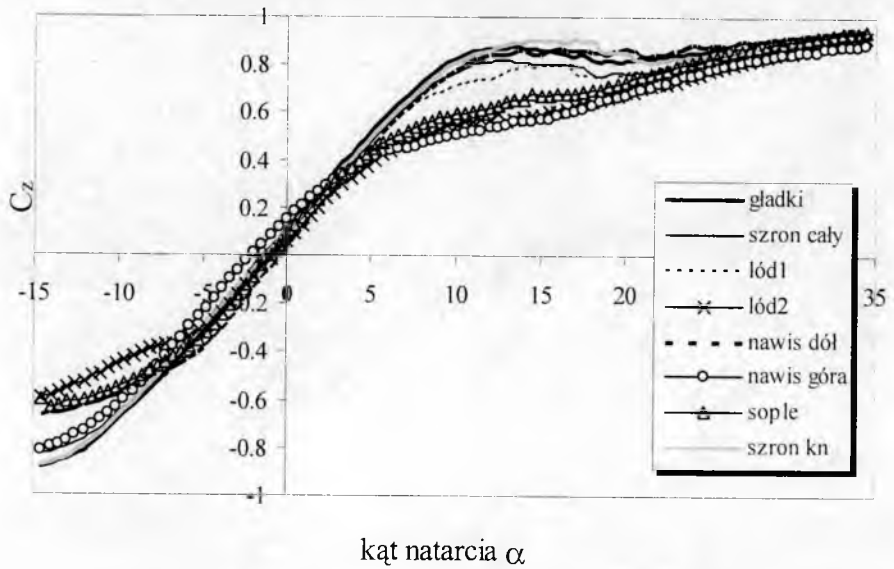
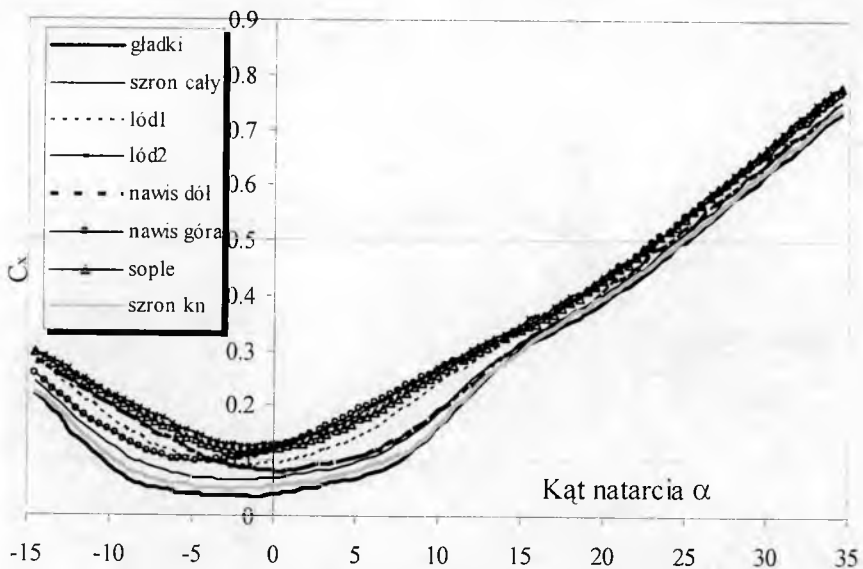
Rys. 15. Szron na powierzchni skrzydła + warstwa lodu na krawędzi natarcia+ sople na górnej powierzchni skrzydła

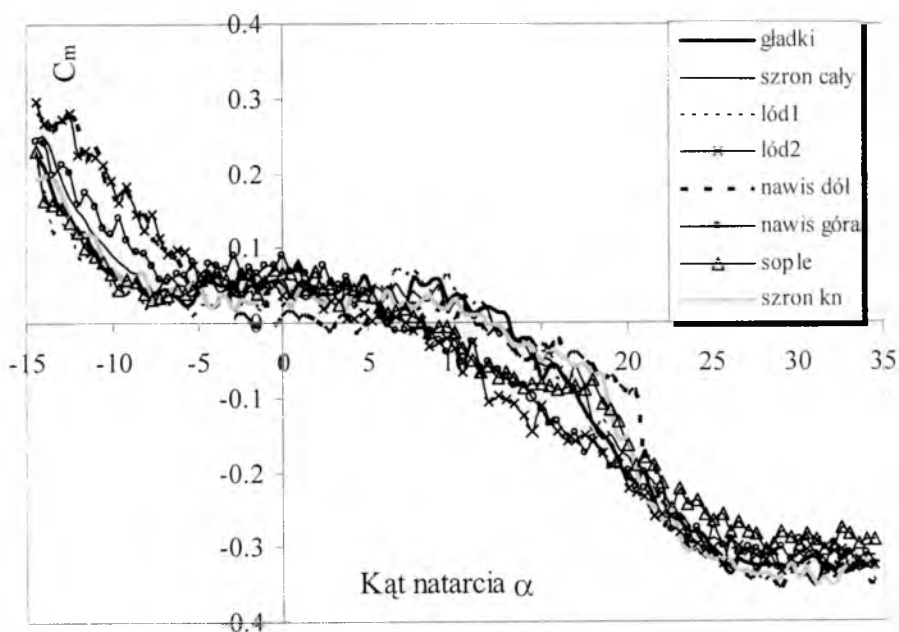
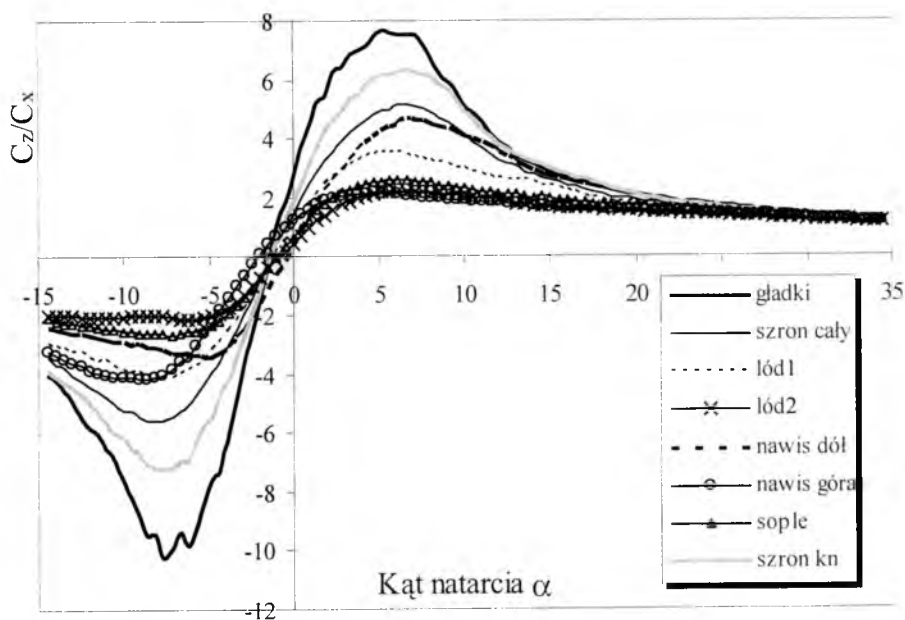


Kąt natarcia α

Rys. 16. Zależności $C_z(\alpha)$, $C_x(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ dla VIII-ego wariantu

5. Wykresy porównawcze wszystkie warianty

Rys. 17. Zależności $C_z(\alpha)$ dla wszystkich wariantówRys. 18. Zależności $C_x(\alpha)$ dla wszystkich wariantów

Rys. 19. Zależności $C_m(\alpha)$ dla wszystkich wariantówRys. 20. Zależności $K(\alpha)$ dla wszystkich wariantów

6. Podsumowanie i wnioski

Na podstawie danych uzyskanych podczas pomiarów stwierdzono co następuje:

- I wariant (tj. samolot bez oblodzenia (gładki)) wykonano, aby uzyskać charakterystyki wzorcowe.
- W II-ym wariancie (tj. szron na krawędzi natarcia skrzydła (szron kn)) zauważono wzrost C_{zmax} o $\sim 3\%$ i C_{xmin} o $\sim 25\%$ oraz zwiększenie krytycznego kąta natarcia α_{kr} o 5° .
- W III-ym wariancie (tj. szron na całej powierzchni płata (szron cały)) zauważono spadek C_{zmax} o $\sim 12\%$, wzrost C_{xmin} o $\sim 70\%$, α_{kr} zostaje bez zmian.
- W IV-ym wariancie (tj. szron na całej powierzchni płata + mała warstwa lodu na nosku skrzydła (lód 1)) zauważono spadek C_{zmax} o $\sim 18\%$, wzrost C_{xmin} o $\sim 125\%$ oraz zmniejszenie α_{kr} o 1° .
- W V-ym wariancie (tj. szron na całej powierzchni płata + duża warstwa lodu na nosku skrzydła (lód 2)) zauważono spadek C_{zmax} o $\sim 37\%$, wzrost C_{xmin} o $\sim 225\%$ oraz zmniejszenie α_{kr} o 2° .
- W VI-ym wariancie (tj. szron na powierzchni płata + nawis lodu na górnej części krawędzi natarcia (nawis góra)) zauważono spadek C_{zmax} o $\sim 49\%$, wzrost C_{xmin} o $\sim 150\%$ oraz zmniejszenie α_{kr} o 5° .
- W VII-ym wariancie (tj. szron na powierzchni płata + nawis lodu na dolnej części krawędzi natarcia (nawis dół)) zauważono spadek C_{zmax} o $\sim 4\%$, wzrost C_{xmin} o $\sim 105\%$ oraz zwiększenie α_{kr} o 2° .
- W VIII-ym wariancie (tj. szron na całej powierzchni płata + warstwa lodu na nosku skrzydła + sople na górnej powierzchni skrzydła (sople)) zauważono spadek C_{zmax} o $\sim 34\%$, wzrost C_{xmin} o $\sim 200\%$ oraz zmniejszenie α_{kr} o 3° .

Wyniki z badań doświadczalnych uzyskane w pomiarach wagowych w tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej [3] po raz pierwszy publikowane w tak szerokim zakresie przedstawiają zmiany charakterystyk aerodynamicznych przy różnych typach oblodzenia samolotu TS-11 „Iskra”. Wyniki stanowią unikalny materiał [3] uzyskany w trakcie badań w Polsce. Uzyskane wyniki potwierdzają przedstawione wcześniej przez Cebeci’ego [1] gwałtowną degradację bezwymiarowego współczynnika siły nośnej C_z rys. 2,4,6,8,10,12,14,16 dochodzącego do $\sim 50\%$ C_{zmax} (wariant VI) oraz wzrost współczynnika oporu aerodynamicznego C_{xmin} o $\sim 225\%$ (wariant V). Uzyskane wyniki potwierdzone zostały badaniami aerodynamicznymi przeprowadzonymi w Zakładzie Aerodynamiki ITLiMS PW przez Sierputowskiego i Rewuckiego [4, 6], jak również wynikami uzyskanymi w Instytucie Techniki Lotniczej WAT przez Franta, Sobieraja i Kowaleczko [2]. Badania aerodynamiczne obladzania profili skrzydeł samolotów rozpoczęto w Niemczech już w 1938 r. w Göttingen [5], ale intensywny rozwój nastąpił w latach 90. poprzedniego stulecia, spowodowany licznymi katastrofami lotniczymi samolotów turystycznych, a szczególnie komunikacyjnych.

W latach 1953-1997 odnotowano 51 katastrof samolotów komunikacyjnych wywołanych oblodzeniem [7].

Przedstawione wyniki umożliwiają analizę dynamiki samolotu TS-11 „Iskra”, szczególnie w fazie wznoszenia i podejścia do lądowania.

Bibliografia

1. Cebeci T., *Effect of ice on airfoil stall at high Reynolds numbers*, California State University, Long Beach, AIAA Journal, **33**, 7, Technical notes 1995
2. Frant M., Sobieraj W., Kowaleczko G., *Doświadczalne charakterystyki profilu lotniczego z modelowanym oblodzeniem*, Referat WUiL WAT, VII symposium Aerodynamika lotnicza, Instytut Lotnictwa, 11-12 czerwca 2001
3. Maryniak J., Al-Sharabi M., Kielek P., Pudło Z., *Sprawozdanie z badań aerodynamicznych symulowanego oblodzenia modelu samolotu TS-11 „Iskra”*, ITLiMS PW, Sprawozdanie DOR-252, Warszawa 2001 (nie publikowane)
4. Maryniak J., Sibilski K., Sierputowski P., *Wpływ obładzania samolotu w locie na zmiany charakterystyk aerodynamicznych zależnie od fazy lotu – badanie tunelowe i symulacja numeryczna*, Materiały IV konferencji „Metody i technika badań statków powietrznych w locie”, Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, **1**, Warszawa 2000
5. Ritz L., Glasser H., *Der Kältenwindkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt*, Luftwissen Bd 5N1, Göttingen 1938
6. Sierputowski P., Rewucki P., *Symulacja oblodzenia w strumieniu poddźwiękowym*, XXXIX Symposium PTMTS „Modelowanie w mechanice”, Gliwice-Wiśła 2000
7. <http://aviation-safety.net>

Experimental evaluation of iced aircraft aerodynamic characteristics

Summary

This paper presents some results of experiments carried out in a subsonic wind tunnel equipped with an aerodynamic balance, which aimed at measuring aerodynamic characteristics of an iced aircraft. The tests were carried out in the wind tunnel of the Institute of Aeronautics Engineering and Applied Mechanics, Warsaw University of Technology. The measurements were taken for a few kinds of icing forms, shaped using plasticine and abrasive paper.

EKSPERYMENTALNE BADANIA DYNAMICZNYCH CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH OSCYLUJĄCEGO PROFILU NACA 0012 Z UWZGLĘDNIENIEM EFEKTÓW OBLODZENIA

ANDRZEJ KRZYSIAK¹

W niniejszym referacie przedstawiono rezultaty eksperymentalnych badań podstawowych charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012 uzyskanych w badaniach dynamicznych, podczas których modelowano wybrane dwa typy oblodzenia występujące w okolicach jego krawędzi natarcia. Uzyskane w warunkach dynamicznych charakterystyki aerodynamiczne profili różnią się w sposób zasadniczy od tych uzyskanych w warunkach statycznych. W szczególności dotyczy to zakresu kątów bliskich krytycznemu kątowi natarcia, gdzie mamy do czynienia ze zjawiskiem „przecignięcia dynamicznego”. Wspomniane powyżej efekty dynamicznego przecignięcia mają istotne znaczenie przy projektowaniu łopatek wirników śmigłowców. Określenie dynamicznych charakterystyk aerodynamicznych profili, w tym również uwzględnienie efektu ich oblodzenia, jest niezbędne przy projektowaniu śmigłowców o wysokich osiągnięciach, a także dla uniknięcia niekorzystnych zjawisk towarzyszących dynamicznemu przecignięciu.

Wykaz oznaczeń

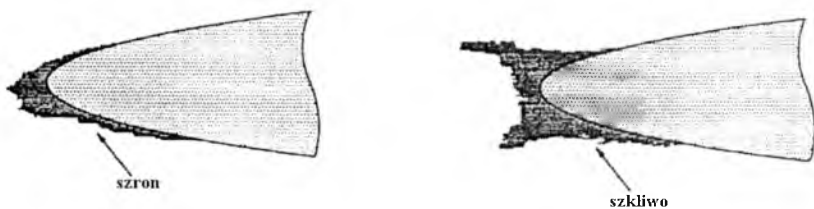
- C – cięciwa profilu, [m]
 C_{my} – współczynnik momentu pochylającego
 C_z – współczynnik siły nośnej (ang. C_L)
 $C_{z_{max}}$ – maksymalna wartość współczynnika siły nośnej (ang. $C_{L_{max}}$)
 f – częstotliwość drgań profilu, [1/s]
 k – częstotliwość zredukowana profilu ($k = \pi f C / V_\infty$)
 Ma – liczba Macha przepływu niezakłóconego
 R – współrzędna promieniowa położenia profilu na łopacie śmigłowca, [m]
 Re – liczba Reynolds'a
 α – kąt natarcia profilu, [deg]
 α_{kr} – krytyczny kąt natarcia uzyskany w badaniach statycznych, [deg]
 α_{krD} – krytyczny kąt natarcia profilu uzyskany w badaniach dynamicznych, [deg]
 α_m – kąt natarcia profilu, względem którego wykonywane są oscylacje, [deg]

¹ doktor inżynier. Instytut Lotnictwa, andrzyv@ilot.edu.pl

- $\Delta\alpha$ – zakres zmian kąta natarcia profilu w trakcie oscylacji, [deg]
 ϕ – kąt obrotu łopaty względem kierunku przepływu, [deg]

1. Wprowadzenie

Potrzeba wykonywania lotów samolotów i śmigłowców w różnych warunkach atmosferycznych oraz duża liczba wypadków lotniczych spowodowana oblodzeniem powierzchni zewnętrznych tych obiektów latających powoduje, że zjawisko oblodzenia znajduje się w centrum zainteresowania producentów sprzętu lotniczego. Formowanie się oblodzenia na powierzchniach zewnętrznych samolotów i śmigłowców w takich miejscach jak skrzydła, łopaty, powierzchnie sterowe, czy też wloty do silnika może mieć miejsce w przypadku, gdy lot odbywa się w warunkach, gdzie temperatura otoczenia spada lekko poniżej temperatury zamarzania, a w powietrzu są obecne przechłodzone krople wody. Jak pokazało doświadczenie oblodzenie może pojawić w obszarze temperatur otoczenia od 0° do -40°C na wysokościach od 100 m do 10 km nad ziemią. Najniebezpieczniejsze typy oblodzenia spotyka się w gęstych chmurach wypełnionych dużymi przechłodzonymi kroplami wody. Kiedy przechłodzone krople wody uderzają w powierzchnie samolotu lub śmigłowca to zaczynają natychmiast zamarzać. W trakcie zamarzania wody wydziela się ciepło, które powoduje wzrost temperatury do 0°C . Po osiągnięciu tej temperatury proces zamarzania zostaje wstrzymany a woda z niezamarzniętych kropeł spływa ku tyłowi i może zamarznąć na innych częściach powierzchni tworząc różnego rodzaju kształty powierzchni lodowych. Wielkość i kształt oblodzenia zależna jest głównie od takich czynników jak temperatura otoczenia, wielkość kropeł, prędkość lotu, a także nierówności powierzchni [1÷10]. Podczas oblodzania tworzą się głównie dwa podstawowe typy oblodzenia: szron (rime icing) i szkliwo (glaze icing). Pierwsza z tych form oblodzenia tworzy się wtedy, gdy wszystkie padające krople zamarzają w trakcie uderzenia, druga gdy część z nich spływa ku tyłowi. Przykładowe oblodzenia typu szron i szkliwo przedstawiono na rys. 1



Rys. 1. Przykładowe oblodzenia profilu typu szron i szkliwo

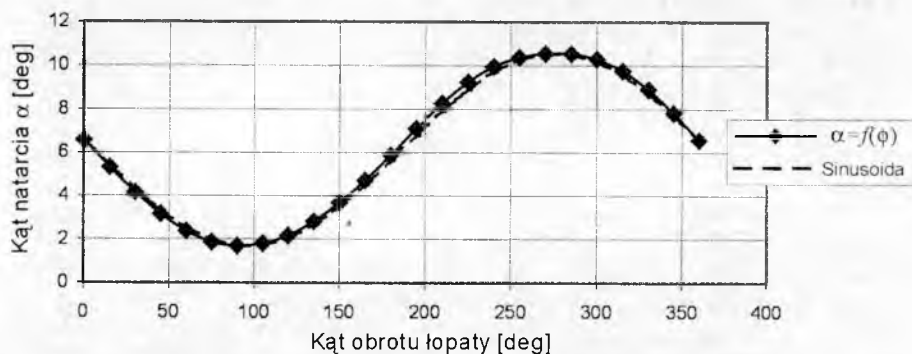
Tworzenie się oblodzenia na samolocie lub śmigłowcu powoduje zniekształcenie profili ich powierzchni nośnych, a tym samym zmianę (pogorszenie) charakterystyk aerodynamicznych. Ponieważ przyrost oblodzenia może być zjawiskiem bardzo szybkim, powodującym gwałtowny spadek maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$, spadek krytycznego kąta natarcia α_{kr} , wzrost oporu aerodynamicznego oraz wzrost masy samolotu stwarza to duże niebezpieczeństwo utraty sterowności samolotu lub śmigłowca i może doprowadzić do jego katastrofy [11]. Szczególnie

niebezpieczne wydaje się oblodzenie łopat śmigłowców, gdyż oprócz wspomnianych powyżej niebezpieczeństw związanych z pogorszeniem jego charakterystyk aerodynamicznych oraz wzrostem ciężaru, dochodzi jeszcze niebezpieczeństwo oderwania się kawałków lodu od jego wirujących łopat i uszkodzenia konstrukcji.

Tematyka badań charakterystyk aerodynamicznych powierzchni nośnych samolotu w warunkach oblodzenia była podejmowana w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa od kilku lat, lecz wszystkie te badania realizowane były dotychczas w warunkach statycznych. Omawiane w niniejszym artykule badania charakterystyk profilu NACA 0012 z modelowanym oblodzeniem wykonane zostały po raz pierwszy w warunkach dynamicznych tj. przy oscylującym profilu znajdującym się w przepływie powietrza [12]. Wybór profilu NACA 0012 do badań wynikał z obszernego materiału porównawczego zamieszczonego w literaturze, a dotyczącego wyników badań tego profilu.

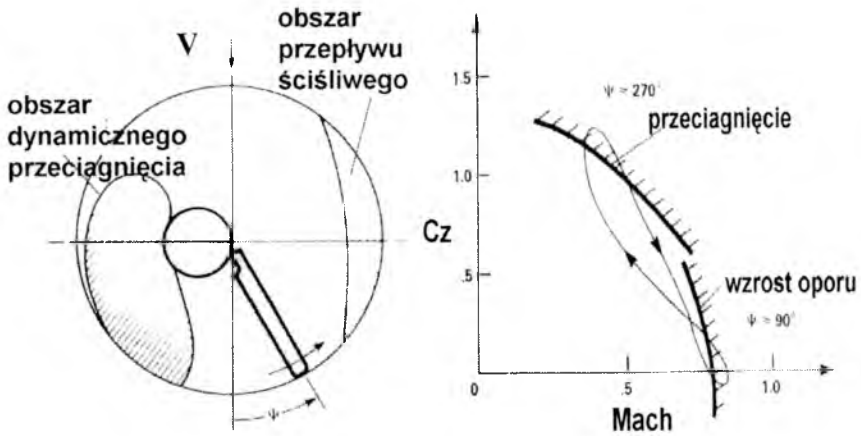
2. Zjawisko dynamicznego przeciągnięcia

Na obracających się łopatach wirnika następuje okresowa lokalna zmiana kąta natarcia, od małych wartości na łopacie nacierającej do dużych wartości tego kąta na łopacie powracającej. Przebieg tej okresowej zmiany kąta natarcia profilu łopaty w funkcji kąta jej obrotu ϕ ma na przeważającej części łopaty (zwłaszcza w jej części zewnętrznej tj. dla $R > 50\%$) charakter zbliżony do przebiegu sinusoidalnego (rys. 2).



Rys. 2. Porównanie zmiany kąta natarcia α profilu łopaty śmigłowca IS-2 (obliczonego dla warunków ustalonego lotu poziomego, $V=180$ km/h) w funkcji kąta obrotu ϕ z sinusoidą dla $R = 3.1$ m (tj. 83% R_{max})

W pewnych stanach lotu na łopacie powracającej występuje dynamiczne przeciągnięcie, które polega na tym, że pomimo przekroczenia krytycznego kąta natarcia (dla warunków statycznych), oderwanie przepływu na górnej powierzchni profilu ma ograniczony zasięg, a wartość współczynnika siły nośnej przekracza wartość $C_{z_{max}}$ uzyskaną w warunkach statycznych (rys. 3). Jak stwierdzono, zjawisko przeciągnięcia dynamicznego związane jest z tworzeniem się wiru na krawędzi natarcia profilu przy kątach natarcia większych od statycznego kąta krytycznego. Wraz ze wzrostem kąta natarcia wspomniany wir przemieszcza się w kierunku krawędzi spływu.



Rys. 3. Zmiana warunków aerodynamicznych profilu łopaty śmigłowca w trakcie jej obrotu

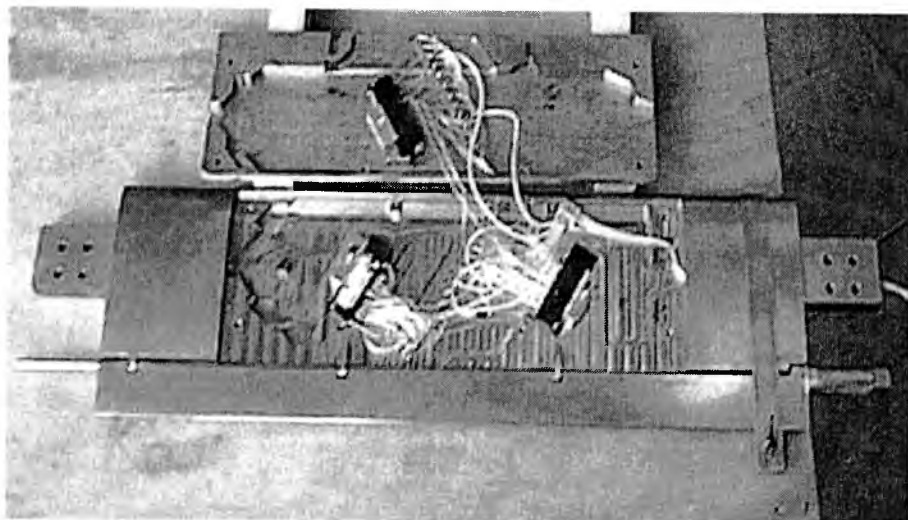
Wystąpienie tego wiru powoduje nie tylko istotny wzrost siły nośnej na łopatach wirnika, lecz również wyraźny wzrost pochodnej siły nośnej względem kąta natarcia, a następnie, w trakcie jego przemieszczania gwałtowny, przyrost ujemnego momentu pochylającego. W momencie zejścia wiru z krawędzi spływu następuje gwałtowny spadek siły nośnej [13]. Gwałtowne drgania temu towarzyszące stanowią zasadnicze ograniczenie osiągnięć śmigłowca.

3. Technika pomiarów

Przeprowadzenie w tunelu N-3 Instytutu Lotnictwa dynamicznych pomiarów rozkładu ciśnienia na modelu profilu NACA 0012 wymagało wdrożenie nowej techniki badawczej. Cechą charakterystyczną takich badań, w trakcie których badany obiekt wykonuje szybkie ruchy oscylacyjne (o częstotliwości do 10 Hz), są również szybkie zmiany rozkładów ciśnienia na tym profilu. Do pomiaru szybko zmieniających się ciśnień zastosowano trzy miniaturowe elektroniczne skanery ciśnienia ESP-16HD firmy Pressure System (każdy obsługujący 16 punktów pomiarowych). Zakres pomiarowy dwóch skanerów wynosił ± 10 psid¹, natomiast trzeciego ± 5 psid. Ze względu na konieczność ograniczenia do minimum, zjawiska opóźnienia czasowego mierzonej wielkości fizycznej (w tym wypadku ciśnienia), skanery ciśnienia umieszczono wewnątrz badanego modelu profilu. Wszystkie otworki pomiarowe połączone były ze skanerami przy pomocy rurek o jednakowej długości (100 mm), co miało zapewnić ewentualne jednakowe opóźnienie czasowe dla wszystkich punktów pomiarowych.

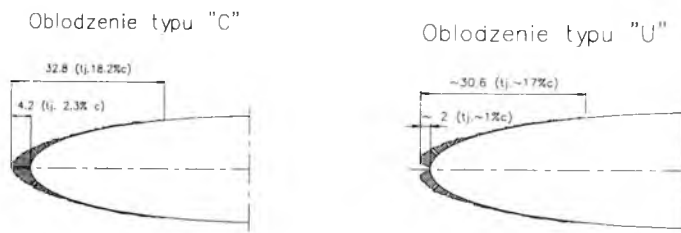
Spełnienie przez model profilu NACA 0012 powyższych wymagań, a także wymagań wytrzymałościowych, wymagało wykonania modelu dzielonego z metalu (z odejmowaną górną pokrywą) i wydrążonego w środku o cięciwie 180 mm (rys. 4).

¹ psid- ang. jednostka ciśnienia (funt/cal²)



Rys. 4. Model profilu NACA 0012 z umieszczonymi w środku miniaturowymi elektronicznymi skanerami ciśnienia ESP-16HD

Końcowe 22.6% cięciwy profilu stanowiła ruchoma klapka zamocowana na łożyskach, umieszczonych w czterech konsolach części głównej tego profilu. Jednak w badaniach profilu NACA 0012 z symulowanym oblodzeniem klapka ta była unieruchomiona. Na powierzchni zasadniczej części profilu, a także klapki znajdowały się otworki pomiarowe. W sumie na profilu umieszczono 48 punktów pomiarowych (po 24 na każdej stronie) podłączonych do trzech elektronicznych skanerów ciśnienia (po 16 do każdego z nich).

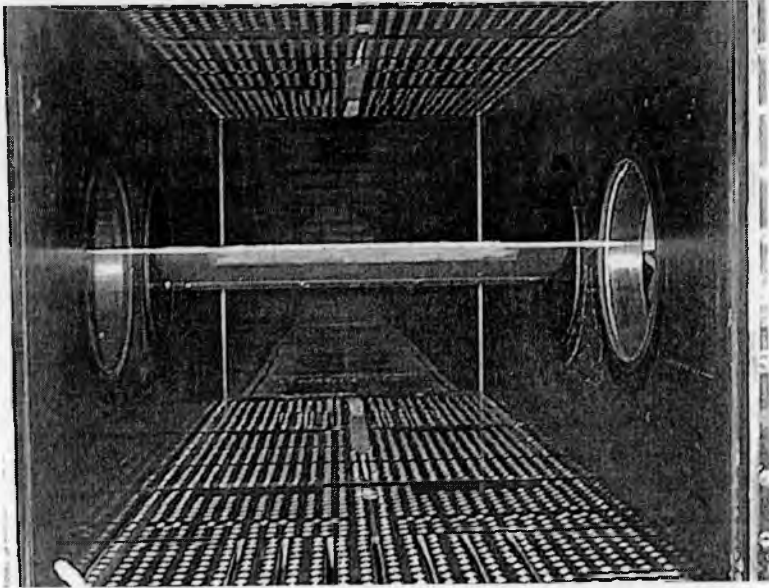


Rys. 5. Badane typy oblodzeń profilu NACA0012

Modelowanie oblodzenia krawędzi natarcia profilu NACA 0012 wykonane zostało przez nałożenie na przednią część modelu formy odpowiednio ukształtowanego noska profilu wykonanego z żywicy epoksydowej oraz wypełniacza. W warunkach dynamicznych badane były dwa rodzaje oblodzenia, oblodzenie oznaczone jako typ „C”, które jest najczęściej spotykanym rodzajem oblodzenia oraz oblodzenie typu „U”, które jak stwierdzono w istotny sposób wpływa na charakterystyki aerodynamiczne (rys. 5).

W noskach profilu modelujących oblodzenie wykonano otworki pomiarowe, usytuowane w osi otworków wykonanych w płacie do pomiaru rozkładu ciśnienia w okolicach krawędzi natarcia tego profilu.

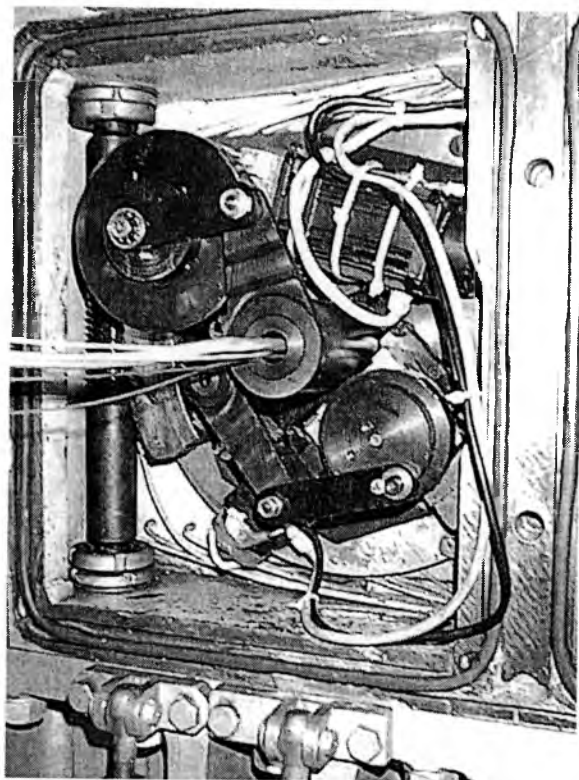
Model profilu NACA badany był w tunelu Dużych Prędkości (N-3) Instytutu Lotnictwa w zakresie liczb Macha $Ma=0.3\div 0.8$ ($Re=1.27\cdot 10^6\div 2.66\cdot 10^6$).



Rys. 6. Model profilu NACA 0012 w komorze pomiarowej tunelu N-3

Niezależne ruchy oscylacyjne profilu oraz kłapki wymuszane były poprzez specjalnie skonstruowany do tego celu układ napędowy zamocowany w komorze pomiarowej tunelu N-3 (rys. 7). Urządzenie to umożliwia modelowanie w tunelu aerodynamicznym warunków opływu profilu wirującej łopaty śmigłowca. Ruchy oscylacyjne profilu wykonywane są względem pewnego bazowego kąta natarcia α_m , ustawianego z kolei poprzez odrębny mechanizm zmiany kąta natarcia używany w badaniach statycznych. Rzeczywisty kat natarcia modelu profilu względem przepływu jest więc sumą bazowego kąta natarcia oraz chwilowego kąta oscylacji.

W omawianym układzie badany model profilu napędzany jest przez silnik prądu stałego (typu RTMet 85-1.3 Nm). Obroty tego silnika regulowane są poprzez znajdujący się poza komorą pomiarową regulator obrotów B40A20 firmy „ADVANCED”, w zakresie od 0 do 6000 obr/min. (tj. od 0 do 100 Hz). Zadawanie określonej prędkości obrotowej odbywa się ręcznie za pomocą wieloobrotowego potencjometru znajdującego się na pulpicie sterownika. Informacja o obrotach silnika pobierana jest z czujników halotronowych głowicy tachometrycznej i odczytywana na częstotliwościomierzu. Dokładność ustawienia częstotliwości drgań profilu wynosi ok. ± 0.1 Hz.



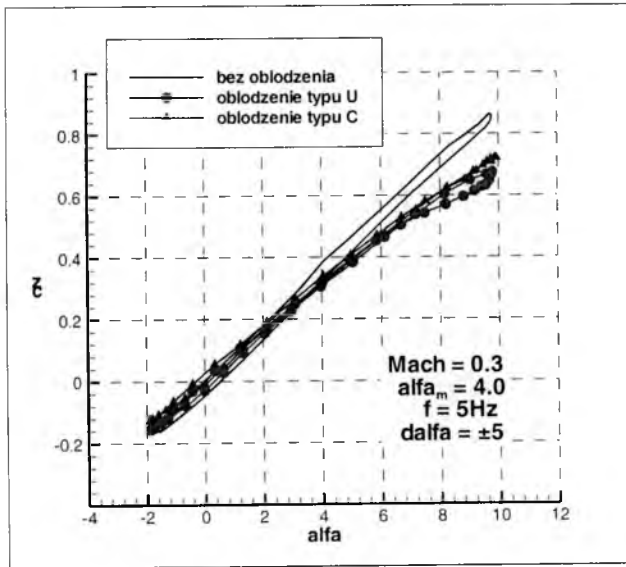
Rys. 7. Układ napędowy profilu i klapki

Obroty wałka silnika poprzez reduktor obrotów typu MRA_04/10 (prędkość obrotowa silnika jest zredukowana 10-krotnie), koło zamachowe i układ mimośrodowy zamieniane są na oscylacje profilu. Częstotliwość oscylacji profilu może być regulowana w zakresie od 0 do 10Hz. Zmiana położenia miejsca zamocowania ramienia mimośrodu na kole zamachowym umożliwia zmianę amplitudy ruchu oscylacyjnego profilu. W przeprowadzonych badaniach przewidziano możliwość realizacji dwóch różnych ruchów oscylacyjnych profilu, o amplitudach $\alpha = \pm 5^\circ$ oraz $\alpha = \pm 10^\circ$.

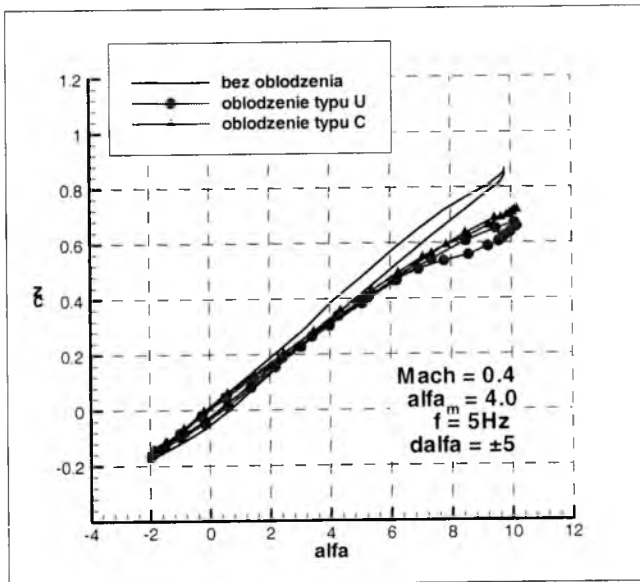
W trakcie całego tego cyklu badań, w których określano wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012, częstotliwość drgań profilu wynosiła $f=5$ Hz, a wymuszana amplituda drgań $\Delta\alpha = \pm 5^\circ$.

4. Wyniki badań

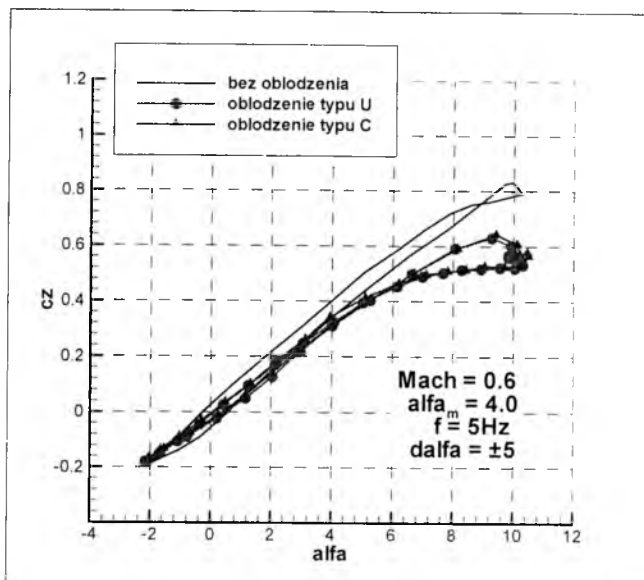
Na rys. 8+11 przedstawiono wpływ oblodzenia na wartości współczynnika siły nośnej C_z w funkcji kąta natarcia α (odpowiadające jednemu pełnemu okresowi ruchu profilu) dla liczb Macha z zakresu $Ma=0.3-0.7$ i obszaru niższych kątów natarcia.



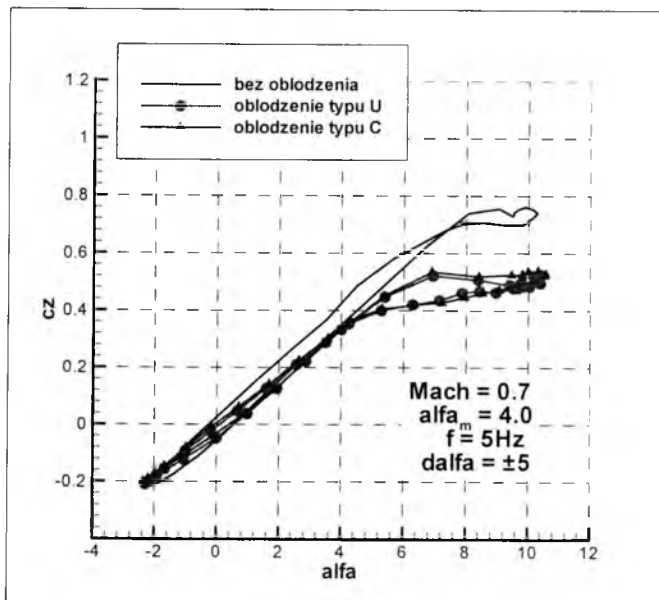
Rys. 8. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 4^\circ$ i $Ma = 0.3$



Rys. 9. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 4^\circ$ i $Ma = 0.4$



Rys. 10. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z=f(\alpha)$ dla $\alpha_m=4^\circ$ i $Ma=0.6$

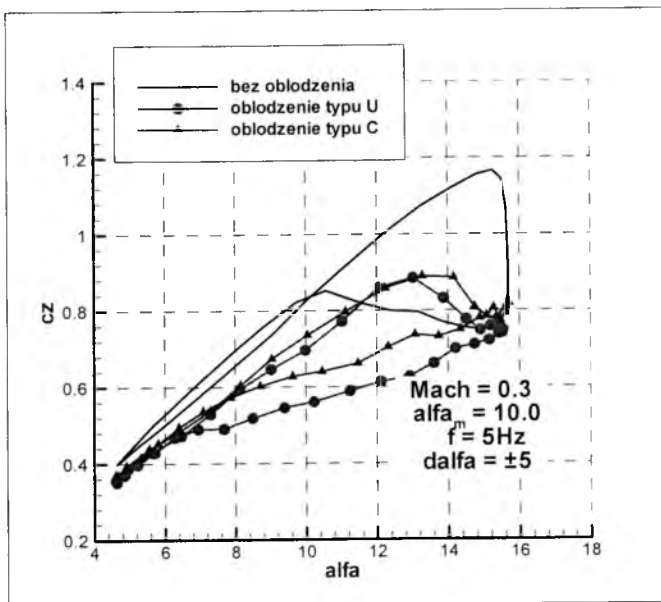


Rys. 11. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z=f(\alpha)$ dla $\alpha_m=4^\circ$ i $Ma=0.7$

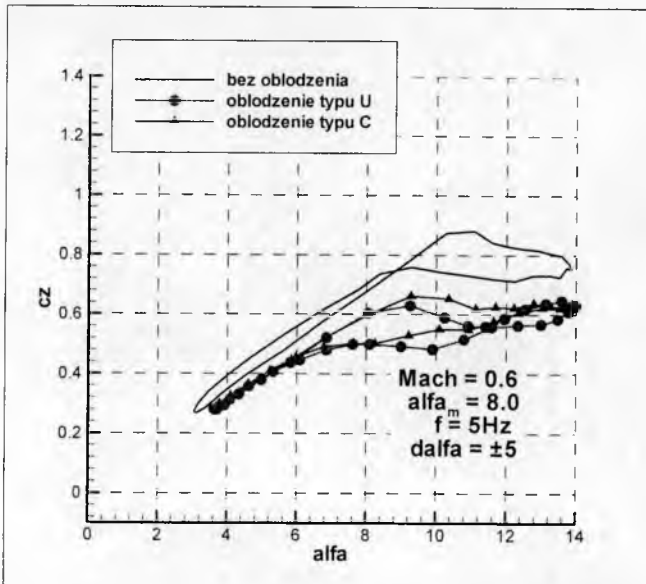
Analiza tych zależności prowadzi do wniosku, iż oblodzenie krawędzi natarcia powoduje spadek wartości pochodnej $dC_z/d\alpha$, w szczególności w zakresie niższych liczb Macha, tj. $Ma \leq 0.4$. W tym zakresie prędkości wartość pochodnej ulega zmniejszeniu z $dC_z/d\alpha = 5.18 [1/\text{rad}]$ do $dC_z/d\alpha = 4.30 [1/\text{rad}]$. Przy wyższych liczbach Macha tj. dla $Ma \geq 0.6$ spadek wartości pochodnej $dC_z/d\alpha$ jest nieco niższy, jednak w tym zakresie prędkości oblodzenie powoduje przyspieszenie oderwania przepływu na górnej powierzchni profilu (oderwanie występuje na niższych kątach natarcia, o $\Delta\alpha = 2^\circ \div 3^\circ$), co objawia się spadkiem wartości współczynnika siły nośnej. W omawianym zakresie prędkości i kątów natarcia typ oblodzenia (oblodzenie typu „C” lub oblodzenie typu „U”) nie ma większego wpływu na wartości współczynnika C_z .

Wpływ oblodzenia na zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia w zakresie najwyższych badanych kątów natarcia dla liczb Macha $Ma = 0.3 \div 0.8$ (odpowiadające jednemu pełnemu okresowi ruchu profilu), przedstawiono na rys. 12÷14.

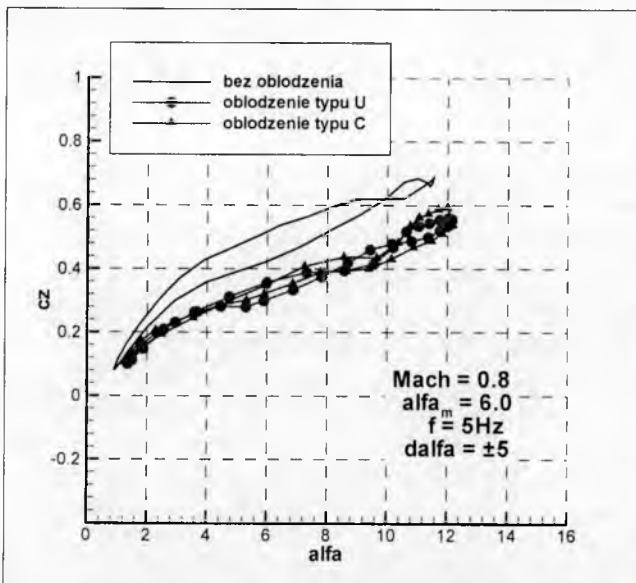
Jak można stwierdzić oblodzenie profilu powoduje zarówno jakościowe, jak i ilościowe zmiany zależności $C_z = f(\alpha)$. Przede wszystkim istotnemu zmniejszeniu ulega wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$, w szczególności w zakresie niższych liczb Macha tj. $Ma = 0.3 \div 0.4$, gdzie $\Delta C_{z_{max}} = -0.26 \div -0.33$ (rys. 15). Wraz ze wzrostem prędkości wpływ oblodzenia na wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej staje się coraz mniejszy i przy $Ma = 0.7$ spadek wartości współczynnika $C_{z_{max}}$ wynosi $\Delta C_{z_{max}} = -0.17 \div -0.18$. Można przy tym stwierdzić, iż w całym badanym zakresie prędkości, przy oblodzeniu typu „U”, wartość współczynnika $C_{z_{max}}$ jest nieco niższa niż przy oblodzeniu typu „C” o $\Delta C_{z_{max}} = 0.01 \div 0.06$.



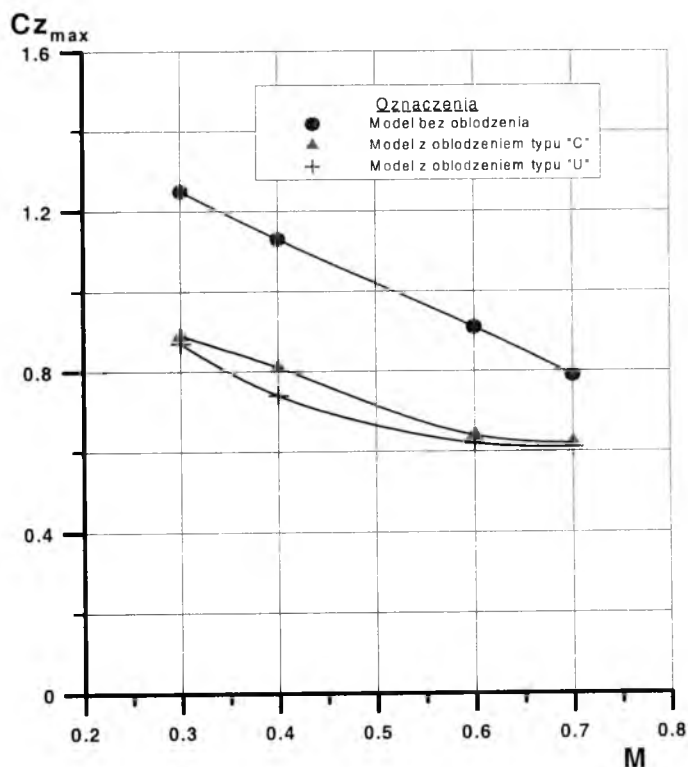
Rys. 12. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 10^\circ$ i $Ma = 0.3$



Rys. 13. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 8^\circ$ i $Ma = 0.6$



Rys. 14. Wpływ oblodzenia na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 6^\circ$ i $Ma = 0.8$

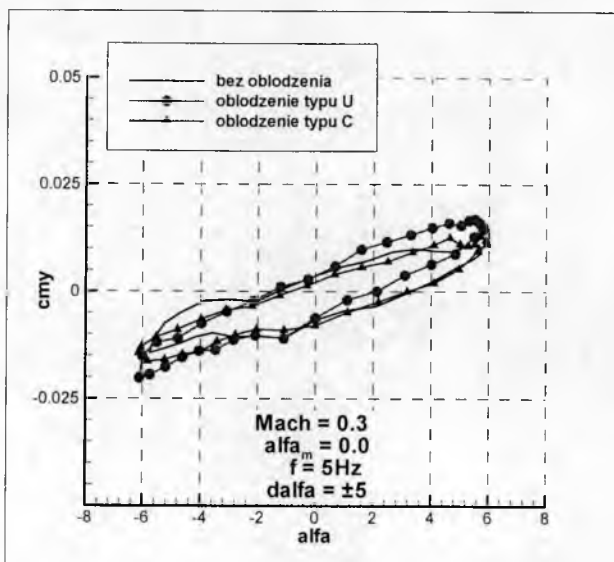
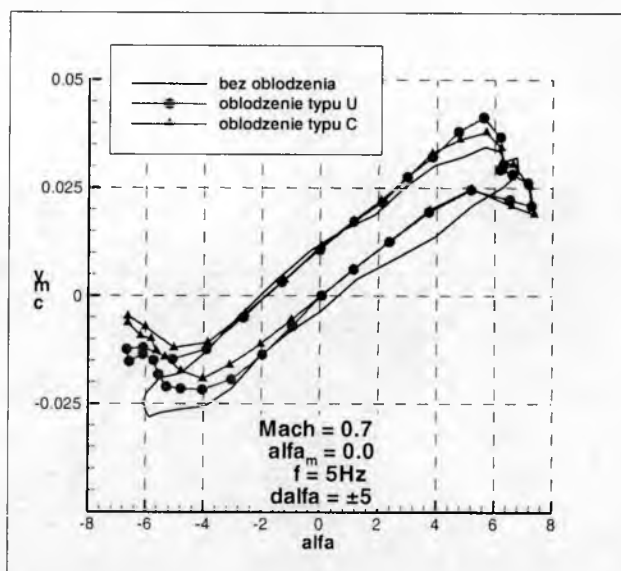


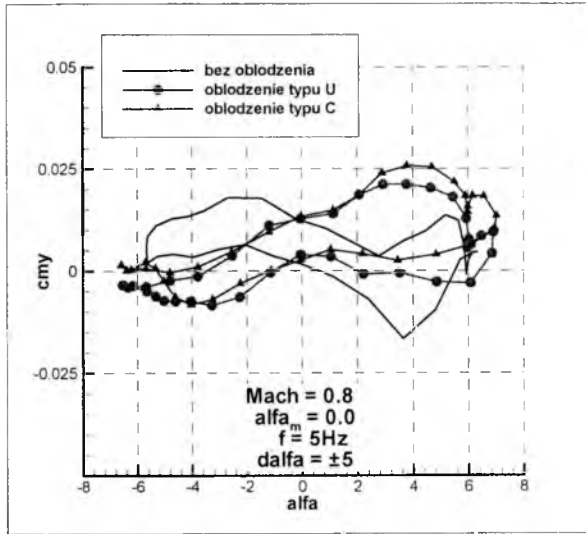
Rys. 15. Wpływ oblodzenia na zależność $C_{z_{max}}=f(Ma)$.

Przeprowadzone badania wykazały, iż oblodzenie profilu powoduje nie tylko spadek wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej lecz również spadek wartości krytycznego kąta natarcia odpowiadającego $C_{z_{max}}$ o $\Delta\alpha=1.5^\circ+2^\circ$.

Na rys. 16 i 17 przedstawiono wpływ oblodzenia na wartości współczynnika momentu pochylającego C_{my} w funkcji kąta natarcia α (odpowiadające jednemu pełnemu okresowi ruchu profilu), dla liczb Macha $Ma=0.3$ i 0.7 , przy $\alpha_n=0^\circ$ i $\Delta\alpha=\pm 5^\circ$.

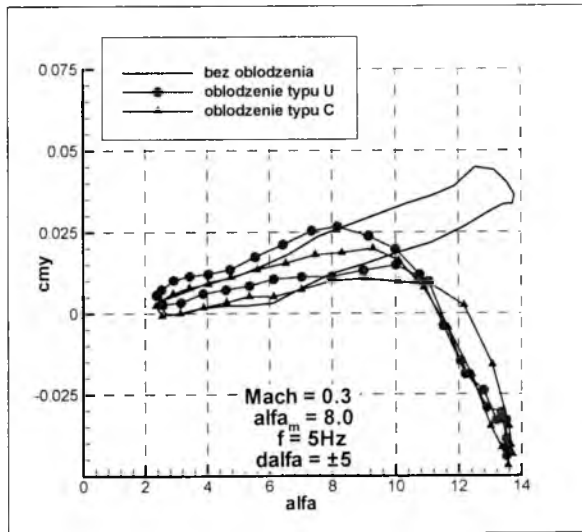
Z analizy uzyskanych rezultatów badań wynika, iż w zakresie niższych kątów natarcia, $\alpha < 6^\circ$, i podkrytycznych liczb Macha ($Ma < 0.8$), oblodzenie krawędzi natarcia profilu nie powoduje istotnych zmian w przebiegu zależności $C_{my}=f(\alpha)$. W tym zakresie liczb Macha i kątów natarcia zależności te mają kształt dość regularnych pętli. W zakresie okołokrytycznych liczb Macha ($Ma=0.8$) oblodzenie profilu powoduje przyspieszenie występowaniu kryzysu falowego na profilu i w efekcie ilościowe i jakościowe zmiany zależności $C_{my}=f(\alpha)$ rys. 18.

Rys. 16. Wpływ oblodzenia na zależność $C_{my}=f(\alpha)$ dla $\alpha_m=0^\circ$ i $Ma=0.3$ Rys. 17 Wpływ oblodzenia na zależność $C_{my}=f(\alpha)$ dla $\alpha_m=0^\circ$ i $Ma=0.7$



Rys. 18. Wpływ oblodzenia na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 0^\circ$ i $Ma = 0.7$

Na wyższych kątach natarcia oblodzenie profilu powoduje istotne przyspieszenie oderwania przepływu, rys. 19.



Rys. 19. Wpływ oblodzenia na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_m = 8^\circ$ i $Ma = 0.3$

Przykładowo, przy liczbie Macha $Ma=0.3$ początek oderwania przepływu na profilu gładkim ma miejsce przy kącie natarcia $\alpha \approx 14^\circ$, a na profilu oblodzonym, przy $\alpha = 8^\circ \div 9^\circ$. W rezultacie oderwania przepływu wartość współczynnika momentu pochylającego gwałtownie spada, rys. 19.

5. Wnioski

Oblodzenie noska profilu łopaty śmigłowca mające miejsce w trakcie lotu w trudnych warunkach atmosferycznych może stanowić poważne niebezpieczeństwo dla takiego śmigłowca. Tworzenie się na powierzchni łopaty śmigłowca zwartej powłoki lodowej powoduje zniekształcenie profilu i w konsekwencji niekorzystną zmianę własności aerodynamicznych takiego profilu. Badania dynamicznych charakterystyk aerodynamicznych modelu profilu NACA 0012 z symulacją oblodzenia jego noska w tunelu Dużych Prędkości Instytutu Lotnictwa wykazały następujące zmiany w wartościach współczynnika siły nośnej oraz współczynnika momentu pochylającego.

- Oblodzenie krawędzi natarcia profilu NACA 0012 powoduje spadek wartości pochodnej $dC_z/d\alpha$, w szczególności w zakresie niższych liczb Macha, tj. $Ma=0.3 \div 0.4$. W tym zakresie prędkości, skutkiem oblodzenia profilu, wartość pochodnej $dC_z/d\alpha$ ulega zmniejszeniu z $dC_z/d\alpha = 5.18 \text{ rad}^{-1}$ do $dC_z/d\alpha = 4.30 \text{ rad}^{-1}$.
- W zakresie wyższych kątów natarcia oblodzenie krawędzi natarcia profilu powoduje istotne „przyspieszenie” oderwania przepływu na jego górnej powierzchni (oznacza to, że oderwanie przepływu występuje na nieco niższych kątach natarcia, o $\Delta\alpha = 2^\circ \div 3^\circ$). To „przyspieszenie” oderwania przepływu skutkuje istotnym zmniejszeniem wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$, o $\Delta C_{z_{max}} = 0.26 \div 0.33$ (dla $Ma = 0.3 \div 0.4$) oraz istotnym spadkiem wartości współczynnika momentu pochylającego o $\Delta C_{my} = 0.1$ (dla $Ma = 0.3$). Wraz ze wzrostem prędkości wpływ oblodzenia na wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej i momentu pochylającego staje się coraz mniejszy, i przy $Ma = 0.7$ spadek wartości współczynnika $C_{z_{max}}$, związany występowaniem oblodzenia, wynosi $\Delta C_{z_{max}} = 0.17 \div 0.18$, a współczynnika momentu pochylającego o $\Delta C_{my} = 0 \div 0.025$. Można przy tym stwierdzić, iż w całym badanym zakresie prędkości, przy oblodzeniu typu „U”, wartość współczynnika $C_{z_{max}}$ jest nieco niższa przy oblodzeniu typu „C”, o $\Delta C_{z_{max}} = 0.01 \div 0.06$.

Bibliografia

1. Shin J., *Characteristics of Surface Roughness Associated Leading-Edge Ice Accretion*, Journal of Aircraft, **33**, 2, 1996, 316÷321
2. Ashenden R., Lindberg W., Marwitz J., Hoxie B., *Airfoil Performance Degradation by Supercooled Cloud, Drizzle, and Rain Drop Icing*, Journal of Aircraft, **33**, 6, 1996, 1040÷1046

3. Saeed F., Selig M., Bragg M., *Design of Subscale Airfoils with Full-Scale Leading Edges for Ice Accretion Testing*, Journal of Aircraft, **34**, 1, 1997, 94÷100
4. Korkan K., Dadone L., Shaw R., *Performance Degradation of Propeller Systems Due to Rime Ice Accretion*, Journal of Aircraft, **21**, 1, 1984, 44÷49
5. Shin J., Bond T., *Repeatability of Ice Shapes in the NASA Lewis Icing Research Tunnel*, Journal of Aircraft, **31**, 5, 1994, 1057÷1063
6. Papadakis M., Elangovan R., Freund G., Breer M., *Water Droplet Impingement on Airfoils and Aircraft Engine Inlets for Icing Analysis*, Journal of Aircraft, **28**, 3, 1991, 165÷174
7. Bragg M., *Predicting Rime Ice Accretion on Airfoils*, AIAA Journal, **23**, 3, 1985, 381÷387
8. Kind R., Lawrysyn M., *Performance Degradation Due to Hoar Frost on Lifting Surface*, Canadian Aeronautical and Space Journal, **38**, 2, 1992, 62÷70
9. Shin J., Berkowitz B., *Prediction of Ice Shapes and Their Effect on Airfoil Drag*, Journal of Aircraft, **31**, 2, 1994, 263÷270
10. Tran P., Brahimi M., Paraschivoiu L., *Ice Accretion on Aircraft Wing*, Canadian Aeronautical and Space Journal, **40**, 3, 1994, 91÷98
11. Maryniak J., *Fizyka obladzania samolotu – przyczyny i skutki na przykladzie samolotu TS-11 ISKRA*, Referat wygłoszony na zebraniu naukowym PTMTS w dniu 16.06.99
12. Krzysiak A., *Eksperymentalne i numeryczne badania dynamicznego przeciągnięcia profili śmigłowcowych z uwzględnieniem wpływu efektu oblodzenia tych profili*, Sprawozdanie wew. Instytutu Lotnictwa, 51/BA/01/P, Warszawa, 1999
13. McCroskey W.J., Car L.W., McAlister K.W., *Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils*, AIAA Journal, **1**, 1976, 57÷63

Experimental investigations of unsteady aerodynamic characteristics on oscillating airfoil NACA 0012 with the influence of icing included

Summary

The results of experimental investigation of the basic unsteady aerodynamic characteristics on the oscillating airfoil NACA 0012 with the influence of icing included have been presented. The two types of icing which usually form on the airfoil near its leading edge were tested. The unsteady characteristics differ significantly from the aerodynamic characteristics obtained under static conditions. In particular, this concerns the range of the angles of attack close to the critical ones where the dynamic stall appears. The above mentioned effect of dynamic stall plays an important role in helicopter blade design. Determination of the unsteady aerodynamic characteristics with an icing effect introduced is necessary in designing helicopters of high performance and for avoiding disadvantage involved by dynamic stall.

Rozdział III

Fizyka obładzania

ADAPTACJA TUNELU AERODYNAMICZNEGO MAŁYCH PRĘDKOŚCI DO BADAŃ W NISKICH TEMPERATURACH

MICHAŁ FRANT¹
ZDZISŁAW WOJCIECHOWSKI²

W ramach modernizacji tunelu małych prędkości TAMP 1.1 w ITL WAT wykonano prace adaptacyjne mające na celu jego przystosowanie do badań w zakresie niskich temperatur w tym również oblodzenia.

Wymieniono układ napędowy tunelu a automatykę sterowania prędkością przepływu powietrza oparto na przetwornicy częstotliwości. Obudowano komorę pomiarową i wykonano cykl pomiarów określających równomierność rozkładu strumienia a także jej wpływ na charakterystyki aerodynamiczne badanych modeli samolotów - realizowane w oparciu o wagę pierścieniową typu IAW.

Układ chłodzenia strumienia powietrza umożliwia jego schładzanie od temperatury otoczenia do temperatury $T = -15^{\circ}\text{C}$ z dokładnością $\pm 0.25^{\circ}\text{C}$.

Modelowanie warunków występujących w chmurze wodnej realizowane jest poprzez układ nawilżania. Automatyka tego układu pozwala sterować wielkością dawki rozpylanej wody. Dokonywany jest jednocześnie pomiar wilgotności względnej strumienia powietrza.

Fizyka powstawania oblodzenia rejestrowana jest za pomocą układu kamer cyfrowych. Dla oblodzenia uformowanego na badanych modelach samolotów lub ich elementach, przy tych samych zadanych wcześniej parametrach strumienia powietrza, wykonywane są pomiary wagowe. Obrót wagi i jej osłony w zakresie zadanych kątów natarcia realizowany jest poprzez układ silników krokowych.

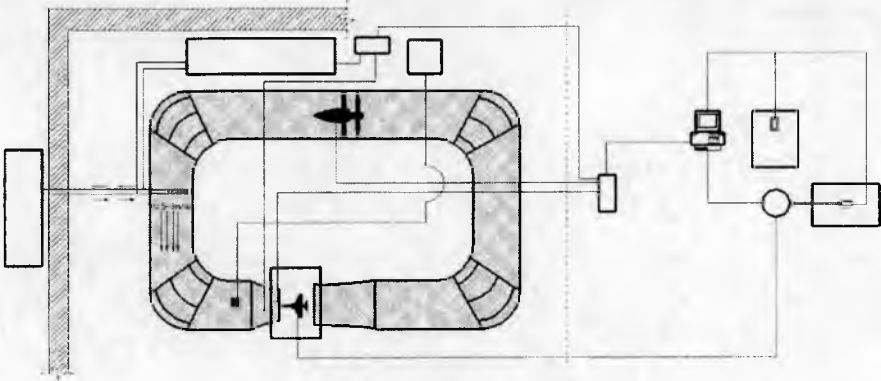
Możliwości badawcze w TAMP 1.1 w zakresie niskich temperatur przy w pełni zautomatyzowanym układzie pomiarowo – sterującym są bardzo szerokie.

Tunel aerodynamiczny znajdujący się w ITL WAT (rys. 1) poddany został gruntownej modernizacji, która dotyczyła automatyzacji pomiarów oraz rozszerzenia zakresu badań aerodynamicznych na obszar niskich temperatur.

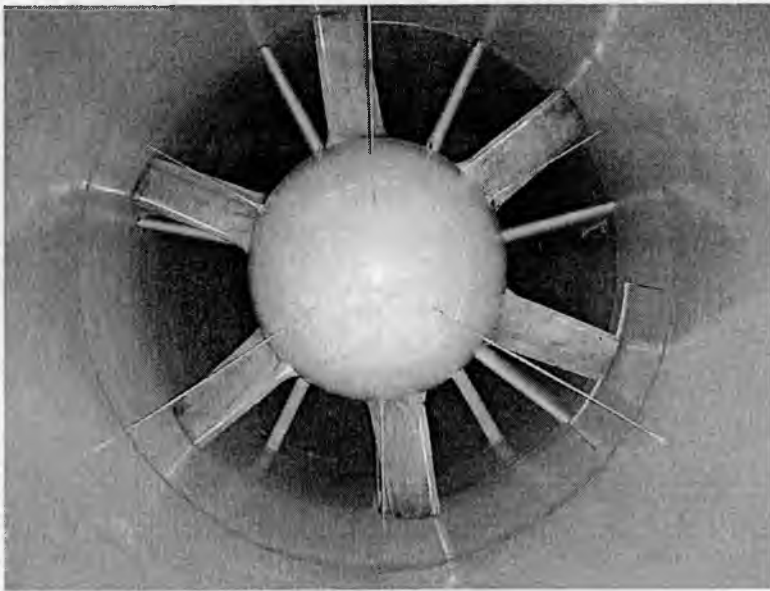
Prace adaptacyjne rozpoczęto od wymiany zespołu napędowego. Zabudowano silnik trójfazowy niskiego napięcia typu Sg 250 M4 (rys. 2) o mocy znamionowej $P_n = 55$ KW, prędkości obrotowej $n_n = 1483$ obr/min i stopniu ochrony JP 56. W celu zmniejszenia oporu dennego w czasie opływu strumieniem powietrza silnik ten został obudowany osłoną z tylną częścią spływową.

¹ Wojskowa Akademia Techniczna; e-mail: frant@wul.wat.waw.pl

² Wojskowa Akademia Techniczna; e-mail: wojciechowski @wul.wat.waw.pl



Rys. 1. Schemat ideowy tunelu aerodynamicznego małych prędkości TAMPI.1 w ITL WAT



Rys. 2. Zespół napędowy

Sterowanie prędkością obrotową silnika oparto na przetwornicy częstotliwości typu VLT 6000 HVAC (rys. 3). Zapewnia ona zawansowaną technologię regulacji prędkości obrotowej silnika. Ponadto posiada funkcje:

1. autorampingu,
2. automatycznego dopasowania do silnika tzn. automatycznej identyfikacji jego parametrów,

3. optymalizacji zużycia energii,
4. zabezpieczenia termicznego silnika przed przeciążeniem,
5. monitorowania napięcia w systemie,
6. monitorowania systemu odprowadzania ciepła,
7. oraz funkcję „lotnego startu”.



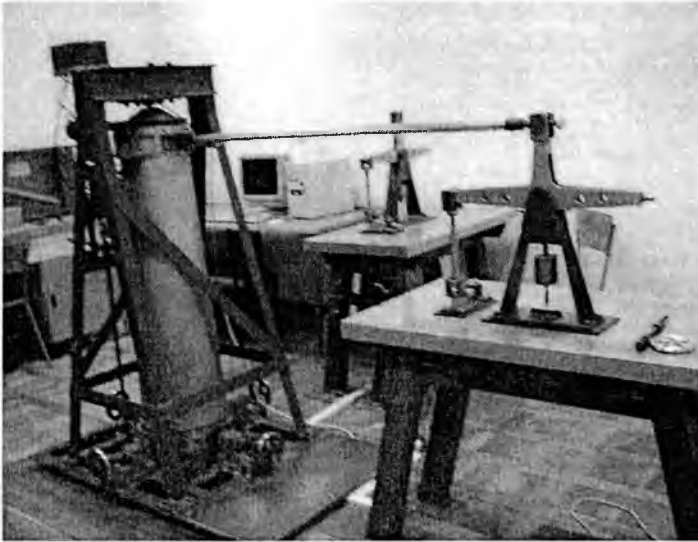
Rys. 3. Przetwornica częstotliwości VLT 6000

Dodatkowo zdejmowany panel sterujący LCP z graficznym wyświetlaczem LCD, stanowiący kompletny interfejs do obsługi i programowania VLT 6000, wyposażony jest w Quick Setup który minimalizuje czas projektowania określonych parametrów.

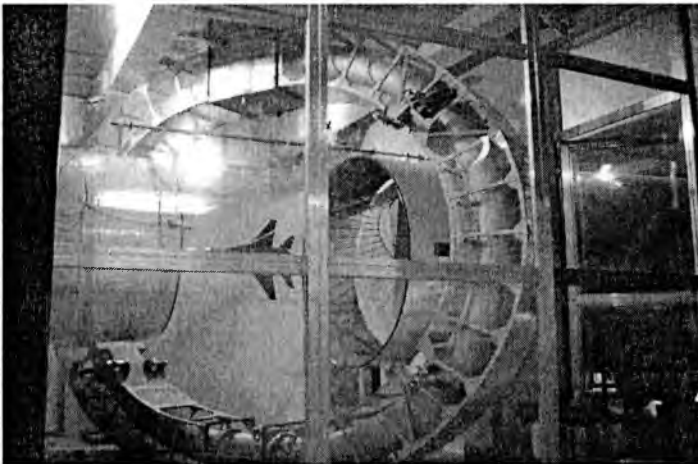
Regulator PID będący standardowym wyposażeniem przetwornicy w połączeniu z przetwornikiem różnicy ciśnień APR 2000, na podstawie zadanej przez użytkownika wartości ciśnienia dynamicznego utrzymuje stałą prędkość przepływającego strumienia powietrza regulując prędkość obrotową silnika poprzez zmianę jego częstotliwości wyjściowej. Dopuszczalny błąd pomiarowy przetwornika wynosi $\pm 0.1\%$. W pomiarze bezpośrednim przetwornik może pracować w zakresie temperatur od: -25°C do $+90^{\circ}\text{C}$ z kompensacją temperaturową przy wilgotności względnej powietrza od 0% do 98% .

Załączanie układu napędowego możliwe jest z panelu sterującego jak też z panelu umieszczonego obok komory pomiarowej (rys. 11).

Układ pomiarowy sił i momentów aerodynamicznych z wykorzystaniem czujników tensometrycznych w poszczególnych kanałach pomiarowych (rys. 4) oparty jest na wadze pierścieniowej typu IAW konstrukcji Witoszyńskiego (rys. 5).



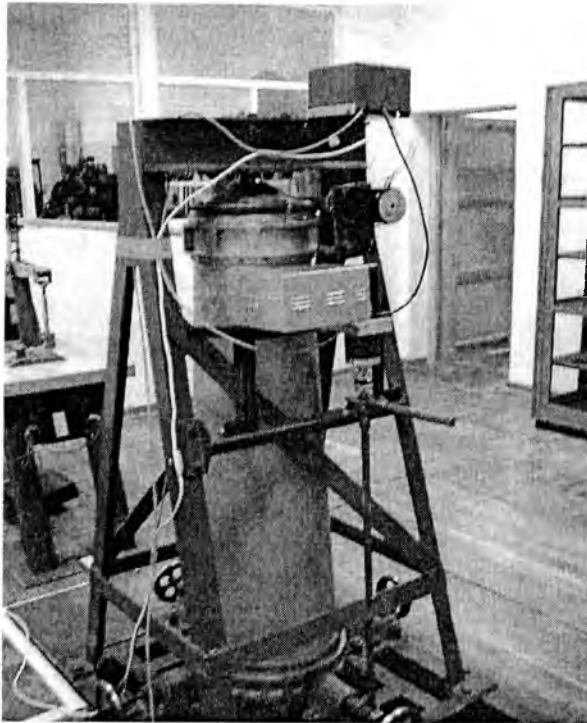
Rys. 4. Układ pomiarowy sił i momentów aerodynamicznych



Rys. 5. Waga pierścieniowa typu IAW

Ustawienie modelu względem kierunku napływu strumienia w przestrzeni pomiarowej pod żądanym kątem, realizowane jest za pomocą dwóch silników

krokowych (rys. 6), z których jeden steruje obrotem pierścienia wagi a drugi obrotem osłony, umożliwiając wykonywanie pomiarów skokowych jak również pomiarów ciągłych. Układ sterująco-pomiarowy oparto na karcie pomiarowej typu PCL.



Rys. 6. Układ sterowania kątem natarcia wagi pierścieniowej i jej osłony

Układ schładzania strumienia powietrza składa się z zespołu trzech agregatów sprężarkowych o mocy 60 KW w obudowie dźwiękochłonnej (rys. 7, 8). Czynnikiem roboczym jest freon R22.

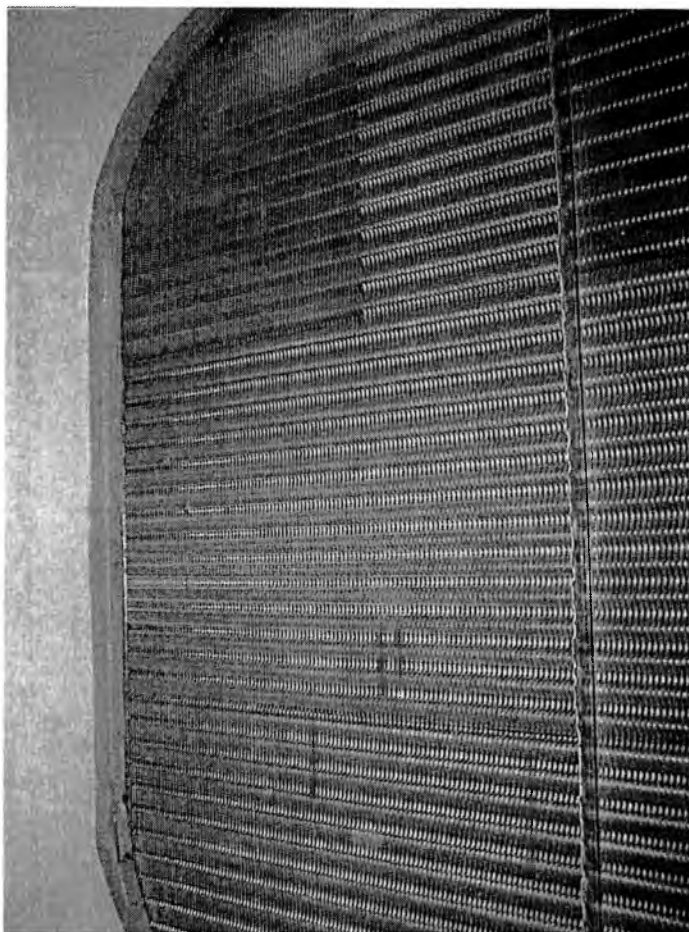
Do schładzania strumienia powietrza zastosowano bezszronową chłodnicę o wydajności chłodniczej 60 KW (rys. 9). Składa się ona z trzech rzędów rurek miedzianych o średnicy 10 mm po 45 rurek w każdym rzędzie. Spadek ciśnienia na chłodnicy przy max. wydatku powietrza 60 kg/s i prędkości przepływu powietrza w tym przekroju 11 m/s - wynosi 292 Pa.



Rys. 7. Agregat sprężarkowy



Rys. 8. Agregat sprężarkowy w obudowie dźwiękochłonnej



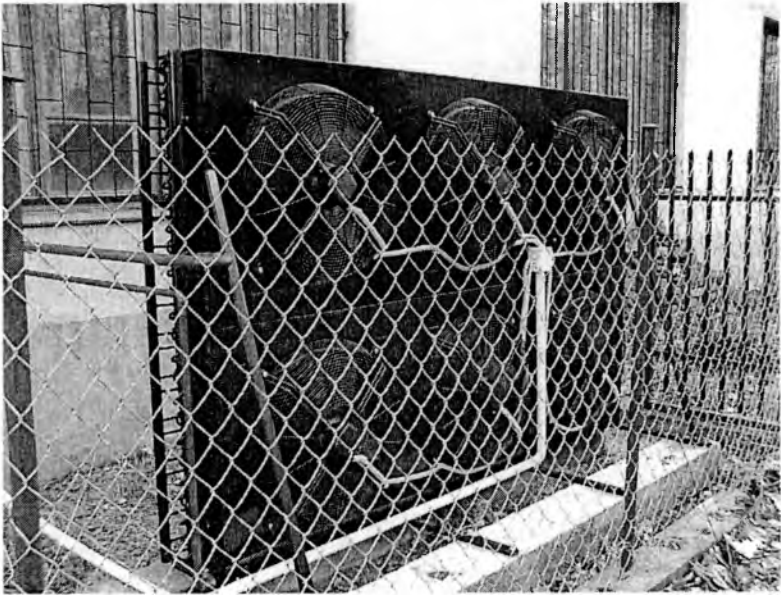
Rys. 9. Chłodnica bezszronowa

Na zewnątrz budynku zabudowano pionowy skraplacz chłodzony powietrzem o wydajności cieplnej 98 KW, posiadający 6 wentylatorów (rys. 10).

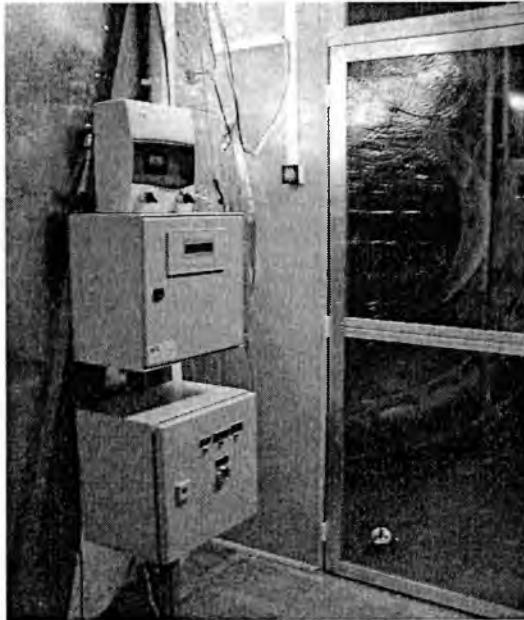
Strumień powietrza można schłodzić w zakresie od temperatury otoczenia do -15°C z dokładnością $\pm 0.25^{\circ}\text{C}$. Automatyka pomiarowo-sterująca zapewnia pełną optymalizację układu chłodzenia.

Układ do nawilżania strumienia powietrza, który zabudowano w przekroju I (patrz rys. 15) składa się z zespołu:

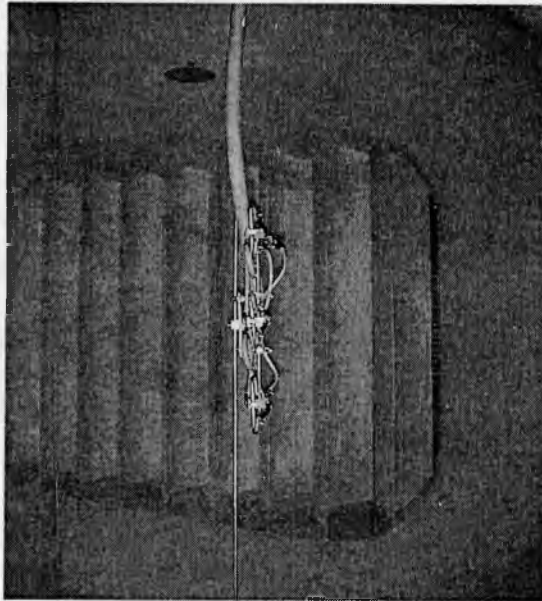
- trzech rozpylaczy (rys. 12),
- sprężarki powietrznej o ciśnieniu nominalnym 0.8 Mpa,
- zbiornika z wodą,
- układu regulacyjno-sterującego.



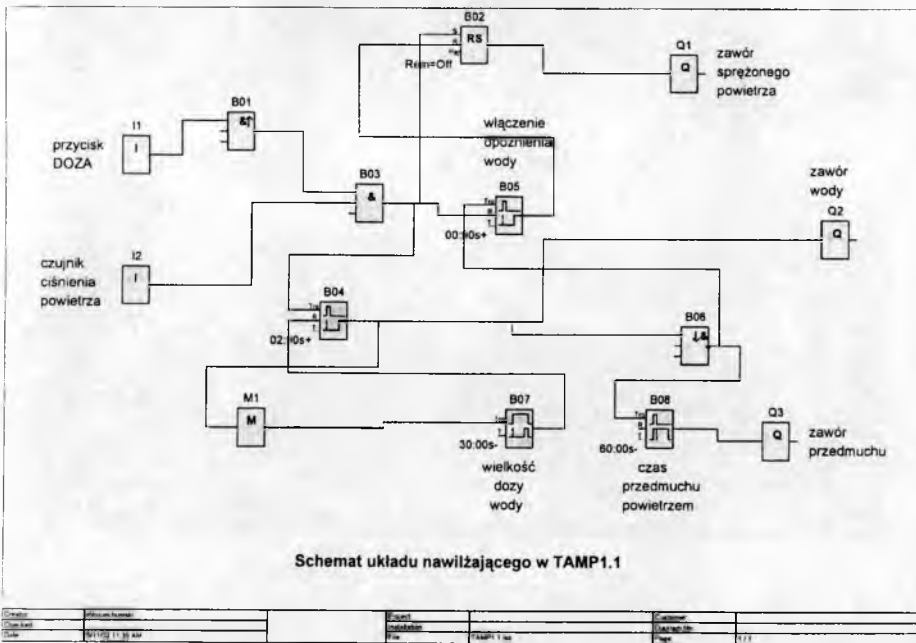
Rys. 10. Skraplacz



Rys. 11. Interfejs sterowania zespołem napędowym oraz układem nawilżania i schładzania strumienia powietrza



Rys. 12. Zespół rozpylaczy gazodynamicznych

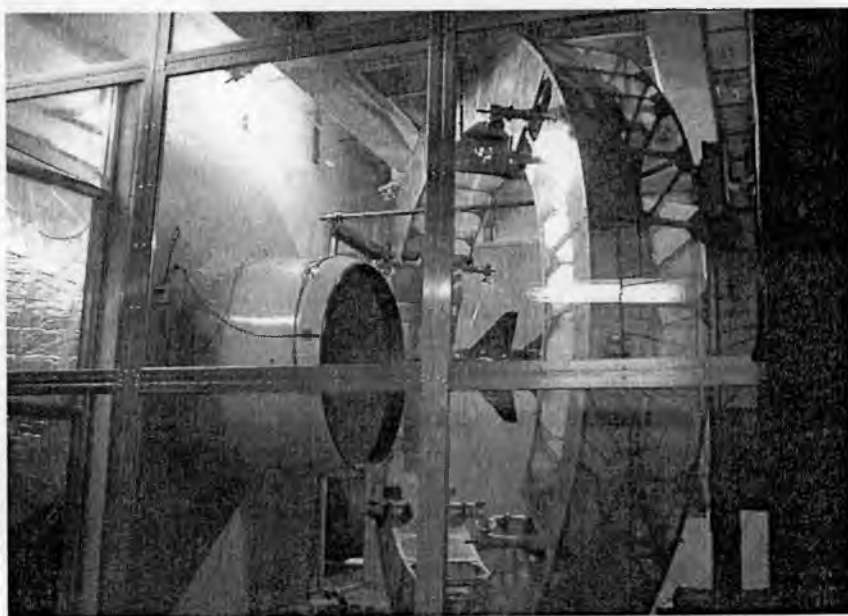


Rys. 13. Schemat ideowy automatyki sterującej

Powietrze ze sprężarki tłoczone jest do zbiornika z wodą. Wartość ciśnienia poduszki powietrznej nastawiana jest reduktorem. Decyduje ona o wydatku wody podawanej przez rozpylacze. Dwa zderzające się strumienie sprężonego powietrza wypływające z rozpylaczy gazodynamicznych powodują, że strumień tłoczonej wody zostaje rozbity na drobiny rzędu kilku mikrometrów, co powoduje powstanie chmury wodnej. Dodatkowo sprężonym powietrzem zasilany jest zawór przedmuchu rozpylaczy, który po zamknięciu zaworu wodnego powoduje usunięcie z układu pozostałości wody (rys. 13). Zapobiega to zamarzaniu wody w przewodach. Układ mocowania pozwala na usytuowanie rozpylaczy w dowolnej płaszczyźnie i w zależności od potrzeb mogą pracować jeden, dwa lub trzy rozpylacze.

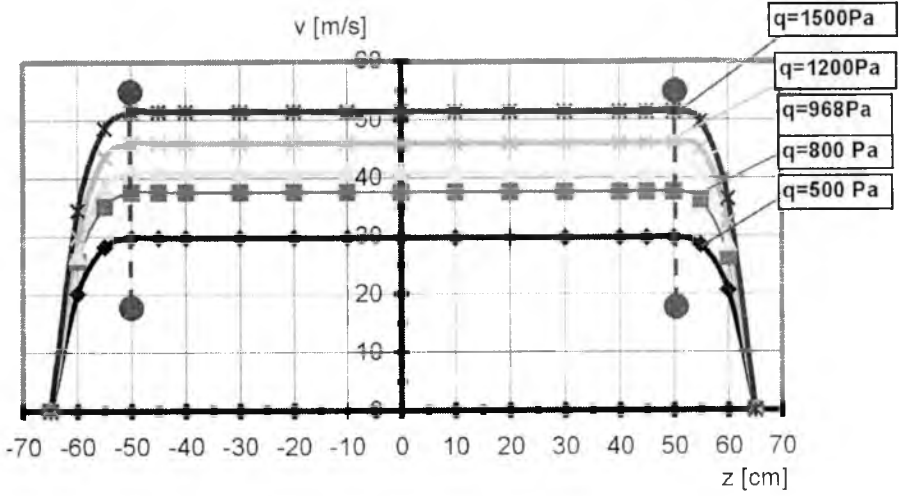
Dokonywany jest jednocześnie pomiar wilgotności względnej strumienia powietrza w zakresie od 0÷98%.

Komora pomiarowa typu otwartego została obudowana (rys. 14). Jej konstrukcja oparta jest na układzie elementów aluminiowych z szybami zespolonymi, co zapobiega „poceniu się” szyb i ich obmarzaniu. Ponadto na całości tunelu na jego części zewnętrznej wykonano izolację termiczną z wełny mineralnej i blachy ocynkowanej. Powierzchnia wewnętrzna tunelu zabezpieczona została specjalną powłoką odporną na zawilgocenia i niskie temperatury.

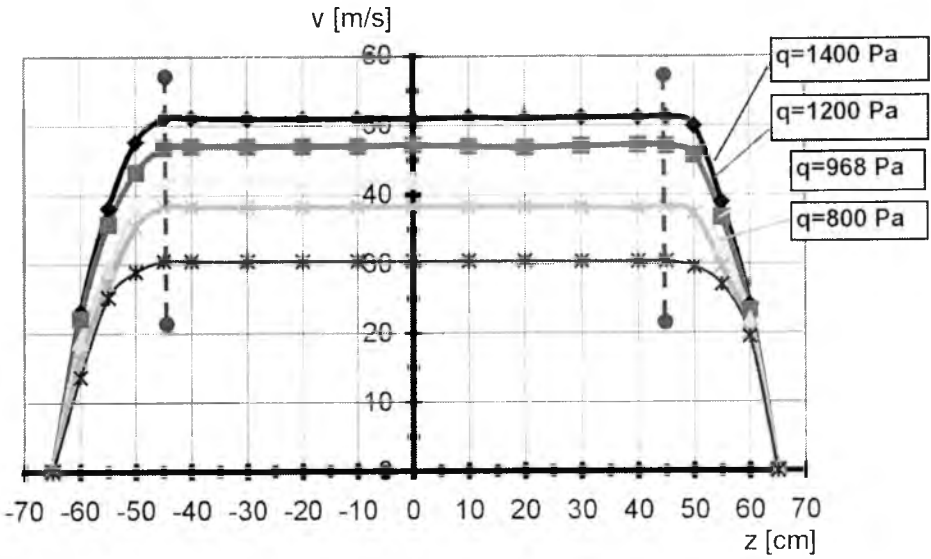


Rys. 14. Obudowana komora pomiarowa

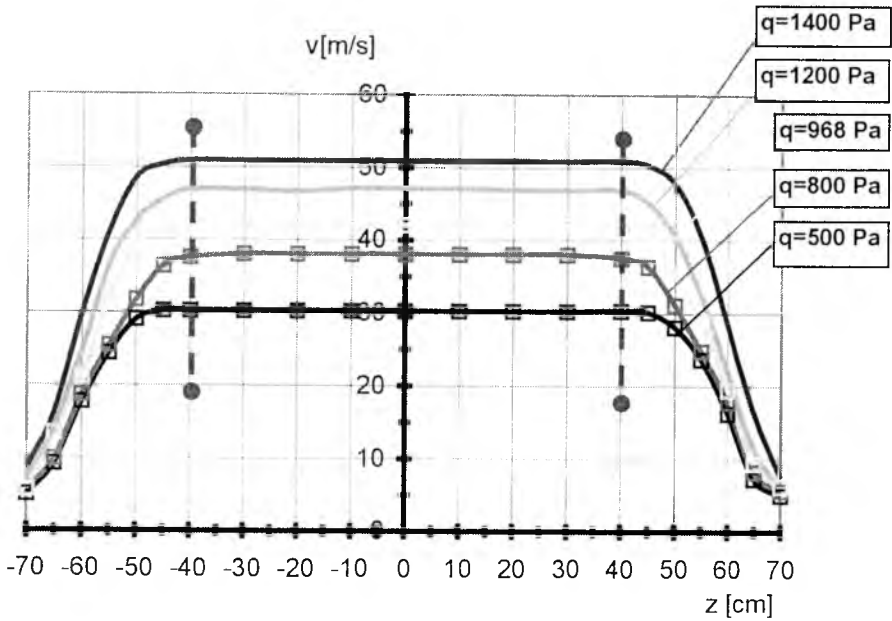
Pomiary jednorodności strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu (przy zamkniętej i otwartej komorze pomiarowej) wykonano wykorzystując do tego celu rurę ciśnieniową (rys. 15). Pomiary wykonano w przekrojach II, III, IV, V w płaszczyźnie $y-z$ wokół osi x dla różnych wartości ciśnienia dynamicznego q .



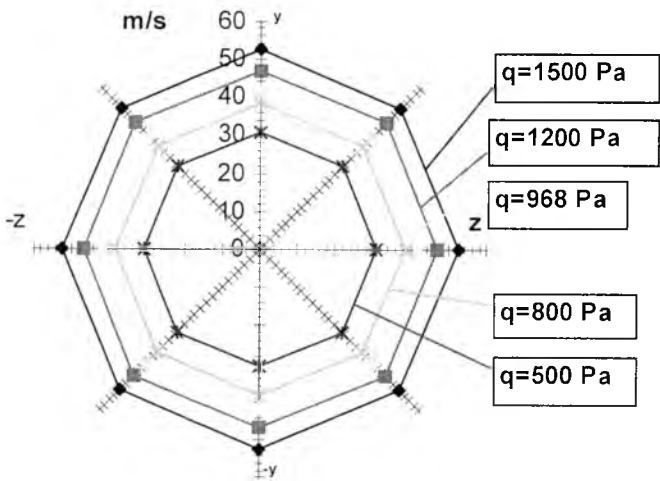
Rys. 17. Rozkład prędkości strumienia w komorze pomiarowej w przekroju III



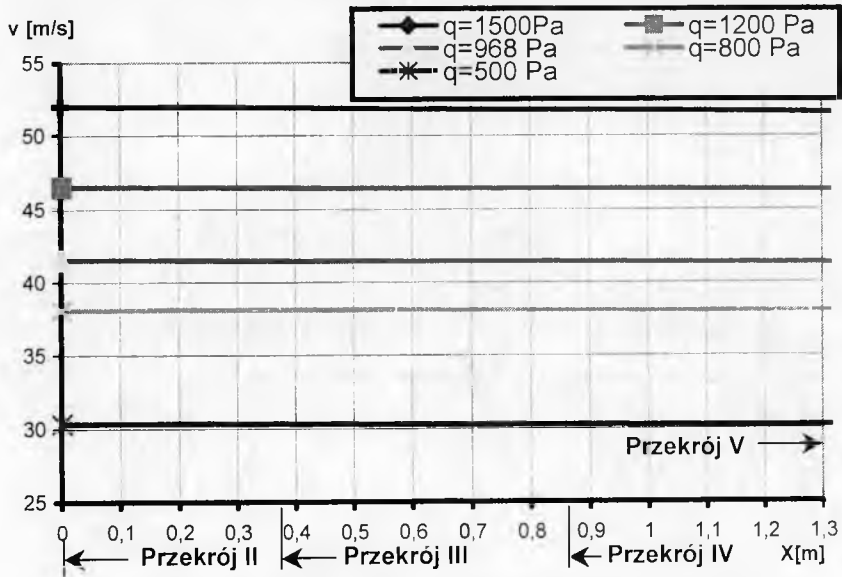
Rys. 18. Rozkład prędkości strumienia w komorze pomiarowej w przekroju IV



Rys. 19. Rozkład prędkości w komorze pomiarowej w przekroju V

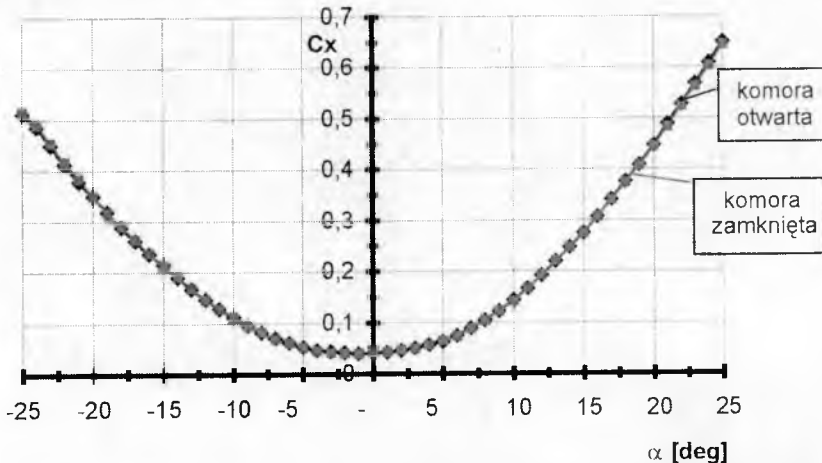


Rys. 20. Rozkład prędkości w przekroju II w płaszczyźnie y-z



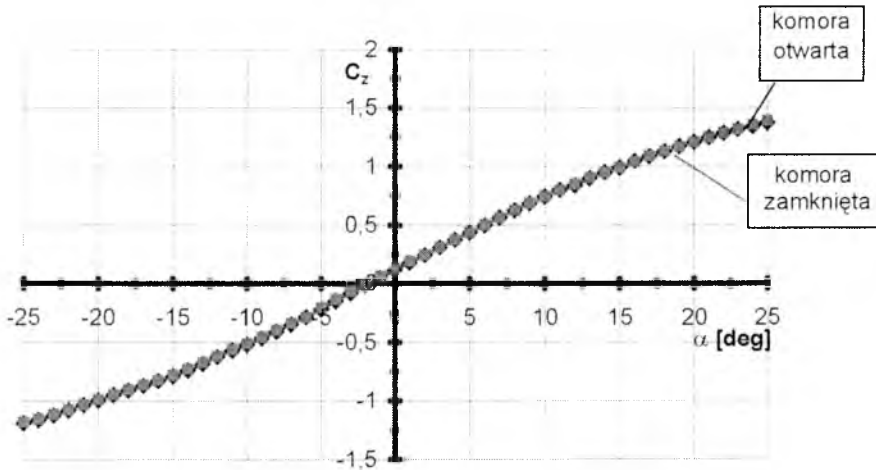
Rys. 21. Rozkład prędkości strumienia wzdłuż osi x

Prędkość strumienia w kierunku osi x wzdłuż komory pomiarowej (pomiaru dokonano w przekrojach wg rys. 15 dla różnych ciśnień dynamicznych) - maleje (rys.21). Spadek ten wynosi odpowiednio: 3% dla $q=1500$ Pa, 2% dla $q=1200$ Pa, 1,7% dla $q=968$ Pa, 1% dla $q=800$ Pa, 0,5% dla $q=500$ Pa. Różnica prędkości między przekrojem II w którym zamocowane są odbiorniki ciśnienia (trzy rurki Prandtla) a przekrojem III - IV gdzie mocowany jest model do badań (oś symetrii wagi $y-y$) wynosi odpowiednio: (1,0; 0,8; 0,5; 0,3) m/s.

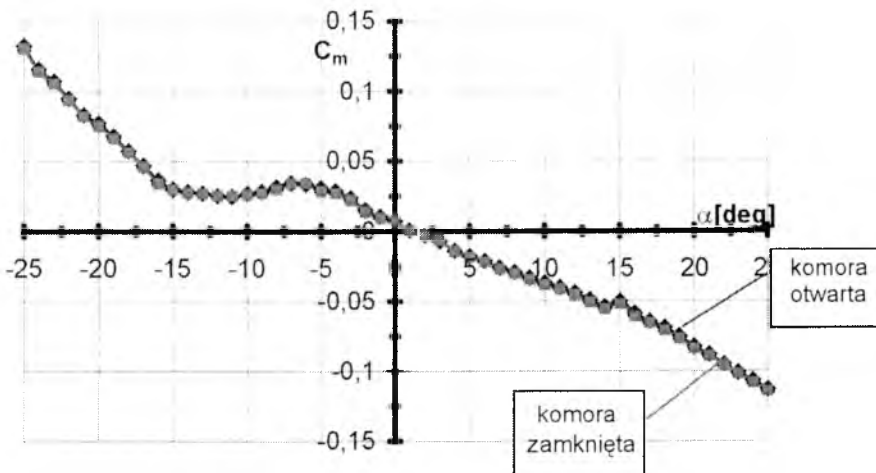
Rys. 22. Zależność współczynnika $C_x=f(\alpha)$ dla modelu samolotu MiG-29 przy komorze pomiarowej otwartej oraz zamkniętej

Jednocześnie dokonywany jest też pomiar temperatury statycznej strumienia w tunelu celem określenia chwilowej gęstości strumienia powietrza.

Wykonano również pomiary wpływu zamkniętej komory pomiarowej na charakterystyki aerodynamiczne badanych obiektów. Do badań wybrano model samolotu MiG-29. Wyniki badań przedstawiono na rysunkach 22, 23 i 24.



Rys. 23. Zależność współczynnika $C_z=f(\alpha)$ dla modelu samolotu MiG-29 przy komorze pomiarowej otwartej oraz zamkniętej



Rys. 24. Zależność współczynnika $C_m=f(\alpha)$ dla modelu samolotu MiG-29 przy komorze pomiarowej otwartej oraz zamkniętej

Przeprowadzone badania jednoznacznie potwierdzają, że obudowa komory pomiarowej nie ma wpływu na rozkład prędkości zasadniczego strumienia powietrza, a tym samym również na charakterystyki aerodynamiczne badanych modeli.

Tak unikalny obiekt do badań w niskich temperaturach (w tym badań oblodzeniowych) może być wykorzystany w różnych dziedzinach badań począwszy od podstawowych badań aerodynamicznych poprzez badania termodynamiczne, meteorologiczne, badań w zakresie energetyki przemysłowej i wielu innych.

Bibliografia

1. Addy H.E., Bragg B.M., Broern A.P., *Effect of Iintercycle Ice Accretions on Airfoill Performance*, AIAA 2002-240
2. Addy H.E., Chung J.J., *A Wind Tunnel Study of Icing Effects on a Natural Laminar Flow Airfoil*, AIAA 2000-0095
3. Ashendon R., Marwitz J. D., *Characterizing the Supercooled Large Droplet Environment with CorespondingTturboprop Aircraft Response*, J. Aircraft, **35**, 912-920
4. Addy H.E., Potapczuk M.G, Sheldon D.W., *Modern Airfoil Ice Accretions*, AIAA 1997-0174
5. Cober S.G., Isaac G.A., *Aircraft Icing EnvironmentObserved In Mixee-Phase Cluds*, AIAA 2002-0675
6. Cober S.G., Fabry F., Huduk D., Isaac G.A., Marcotte D.L., Strap J.W., Ratvasky T.P., *Preliminary Results from the Alliance Icing Research Study (AIRS)*, AIAA 2001-0393
7. Guffond D., Henry R. C., *Heat Transfer Coefficient Measurement on Iced Airfoil in a Small Icing Wind Tunnel*, AIAA 1999-0372
8. Feo A., Golia C., Kind R.J., Potapczuk M.G., Shah A.D., *Experimental and Computational Simulation of In-Flight Icing Phenomena*, Progress in Aerospace Sciences 34 (1998) 257-345
9. Lee S., *Effect of Supercooled Large Droplet Icing on Airfoil Aerodynamics*, Aeronautical and Astronautical Engineering, 2001
10. Lee S., Bragg B. M., *Effects of Simulated Spanwise Ice Shapes on Airfoils. Experimental Investigation*. AIAA 1999-0092
11. Leone G., Matteis P., Reister A., Szemskat V., Vecchione L., *The New CIRA icing wind Tunnel Spray Bar System Development*, AIAA 2000-0629
12. Soeder R.H., Sheldon D.W., *NASA Lewis Icing Research Tunnel User Manual*, NASA TM 107159, 1996

Low-speed wind tunnel adaptation for tests at low temperatures

Summary

When rebuilding the low-speed wind tunnel TAMP 1.1 at Institute of Aviation Technology of the Military University of Technology some adaptations have been introduced for making tests at low temperatures, including icing phenomena investigations.

The wind tunnel driving unit was changed, while the automated air speed control system was based on a frequency converter. The measuring chamber was covered. A series of tests have been carried out to determine the jet distribution uniformity and its impact on aerodynamic characteristics of the tested aircraft models (using tilting-ring manometer).

The jet cooling system applied allows for working within temperature range down to -15°C with the accuracy of $\pm 0.25^{\circ}\text{C}$.

The ice accretion was registered using a system of digital cameras. The tested models with the icing formed at the specified parameters of the air flow were then weighted.

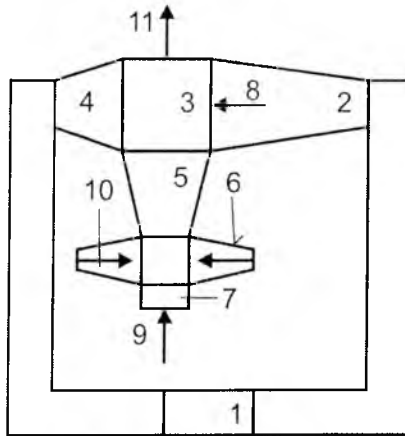
The measuring capabilities of TAMP 1.1 wind tunnel within the range of low temperatures having a fully automated measuring-control system are very wide.

TUNEL AERODYNAMICZNY O OBIEGU ZAMKNIĘTYM I STAŁEJ TEMPERATURZE POWIETRZA

PIOTR SIERPUTOWSKI¹
ANTONI TARNOGRODZKI

W czasie pracy tunelu aerodynamicznego o obiegu zamkniętym wydziela się ciepło tarcia. Przy pomiarach termooanemometrycznych przepływ w tunelu powinien być izotermiczny, w związku z czym stosuje się konwencjonalną chłodnicę powietrza. Przedmiotem artykułu jest oryginalny sposób chłodzenia powietrza, polegający na zainstalowaniu w tunelu krzyżowego, płytowego wymiennika ciepła, przy czym obniżenie temperatury strumienia chłodzącego uzyskano przez odparowanie mgły wodnej; jest to sposób wysoce energooszczędny. Mgła wytwarzana jest przez specjalnie do tego celu zaprojektowane atomizery o zderzających się strumieniach naddźwiękowych.

1. Schemat tunelu



Rys. 1. Schemat tunelu

Przedstawiony on jest na rys. 1, na którym przyjęto oznaczenia:

- 1 – komora pomiarowa tunelu,
- 2 – dodatkowy dyfuzor,
- 3 – krzyżowy, płytowy wymiennik ciepła typu powietrze-powietrze,

- 4 – dodatkowy konfuzor,
- 5 – komora nawilżająca,
- 6 – komora atomizera,
- 7 – wentylator,
- 9 – powietrze atmosferyczne,
- 10 – strumień mgły,
- 11 – wypływ nawilżonego powietrza do atmosfery.

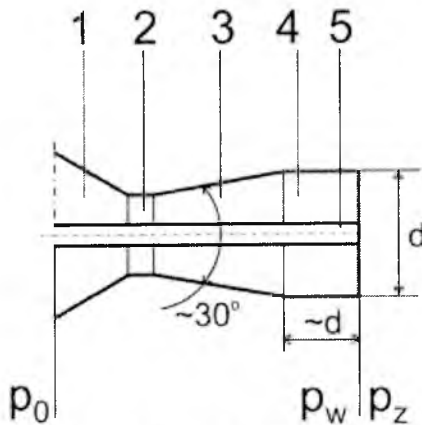
2. Atomizer

Rozpylacz cieczy o wysokim stopniu rozpylenia nazywa się atomizerem. Biorąc pod uwagę sposób doprowadzenia energii do rozpylanej cieczy, atomizery dzieli się na: hydrodynamiczne, gazodynamiczne, mechaniczne, ultradźwiękowe, elektrostatyczne. W rozpatrywanym przypadku, w grę wchodzi tylko atomizer gazodynamiczny, przy czym gazem roboczym jest sprężone powietrze.

Atomizer gazodynamiczny może być jednostrumieniowy z dyszą zbieżną lub zbieżno-rozbieżną, czyli Lavalą lub też o dwóch zderzających się strumieniach; ten ostatni ma dysze Lavalą – patrz rysunki 2, 3, 4.

Na rys. 2 przyjęto oznaczenia:

- 1 – część poddźwiękowa,
 - 2 – gardziel,
 - 3 – część naddźwiękowa,
 - 4 – część o stałym przekroju poprzecznym, w której następuje wyrównanie prędkości,
 - 5 – rurka wodna,
- p_0 , p_w , p_z – ciśnienia: spiętrzenia, wylotowe, zewnętrzne.

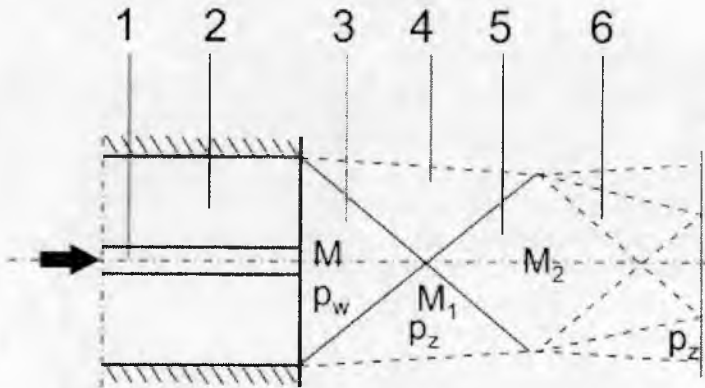


Rys. 2. Dysza Laval atomizera

Na rys.3 przyjęto oznaczenia:

- 1 – rurka wodna,
- 2 – część wylotowa dyszy Laval,

- 3 – pierwsza skośna fala uderzeniowa,
- 4 – druga skośna fala uderzeniowa,
- 5 – granica strumienia swobodnego,
- 6 – fala rozrzedzeniowa.



Rys. 3. Wypływ z dyszy Lawała przy $p_w < p_z$



Rys.4. Atomizer o zderżających się strumieniach naddźwiękowych

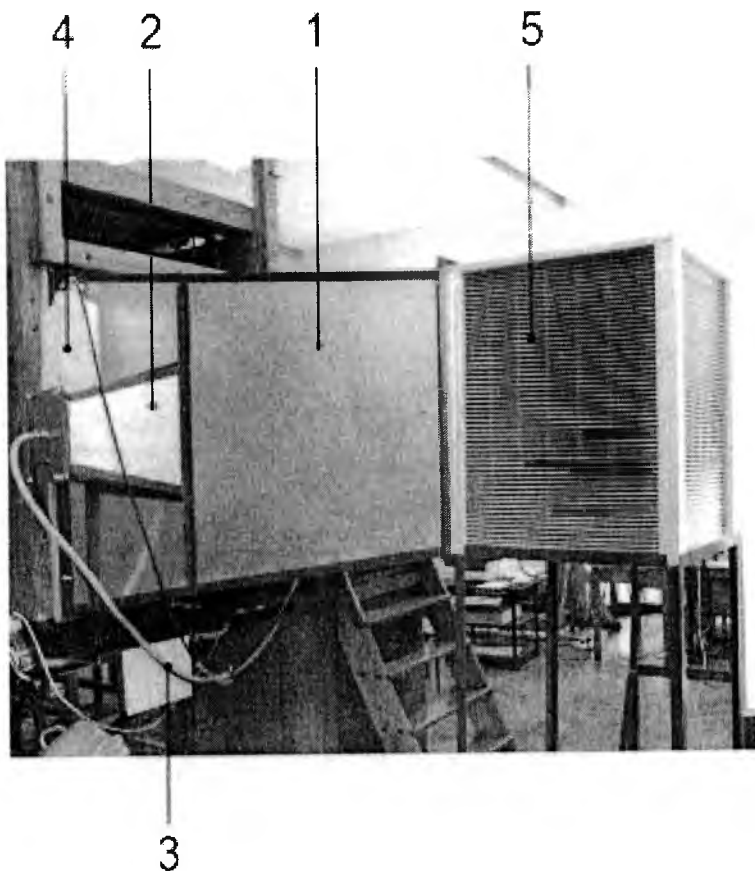
Atomizer pokazany na rys. 4 przewidziany jest do projektowanego tunelu laminarnego. W badaniach modelowych zastosowano dwa atomizery o znacznie mniejszym wydatku rozpylanej wody.

3. Badania modelowe

Do tunelu przelotowego o przekroju poprzecznym 1 m x 1 m dołączono przystawkę, w której strumień powietrza jest nasycany – całkowicie odparowującą – mgłą wodną – patrz rysunki 5, 6, 7.

Na rys. 5 przyjęto oznaczenia:

- 1 – komora nawilżająca
- 2 – jedna z dwóch komór atomizera
- 3 – doprowadzenie sprężonego powietrza
- 4 – zbiornik z wodą zasilającą atomizery
- 5 – krzyżowy wymiennik ciepła o przekroju 0.65 m x 0.5 m, długości 0.5 m i wysokości szczeliny 6 mm.



Rys. 5. Przystawka do tunelu



Rys. 6. Atomizery o wydatku wody 10 l/h każdy



Rys. 7. Wentylator napędzający „suchy” strumień

W tym przypadku moc chłodzenia wyraża się zależnością

$$N = \rho Q c_p k (t - t_r)$$

gdzie ρ – gęstość, temperatura t i temperatura termometru wilgotnego powietrza, Q – wydatek powietrza zamgławianego równy wydatkowi strumienia „suchego”, c_p – ciepło właściwe powietrza przy stałym ciśnieniu, k – współczynnik przejmowania ciepła w wymienniku.

Liczba Reynoldsa $Re = \nu h / \nu = 3000$, gdzie h – wysokość szczeliny w wymienniku, ν – prędkość przepływu w szczelinie, ν – lepkość kinematyczna powietrza.

Uzyskano $k = 0.9$, $\lambda = 0.041$ – współczynnik liniowej straty hydraulicznej w wymienniku.

4. Przykład liczbowy

Przekrój komory pomiarowej 0.3 m^2 , maksymalna prędkość 60 m/s , stąd wydatek powietrza $Q = 18 \text{ m}^3/\text{s}$. Prędkość w wymienniku ciepła 10 m/s , stąd przekrój czynny wymiennika 1.8 m^2 . Ciśnienie 0.1 MPa , temperatura 20°C , stąd gęstość powietrza 1.19 kg/m^3 .

Niech moc $N = 40 \text{ kW}$, stąd spadek temperatury powietrza strumienia „suchego”

$$\Delta t = \frac{N}{\rho Q c_p} = 1.9 \text{ K}$$

natomiast, spadek temperatury strumienia „mokrego”

$$\Delta t' = \frac{\Delta t}{k} = 2.1 \text{ K}$$

Rozpylona woda całkowicie odparowuje, stąd jej wydatek

$$Q_w = \frac{\rho Q c_p \Delta t'}{\rho_w r} = 721 \text{ h}^{-1}$$

gdzie $\rho_w = 1000 \text{ kg/m}^3$, $r = 2260 \text{ kJ/kg}$ – ciepło parowania wody.

5. Wnioski

- Zaproponowany sposób utrzymywania stałej temperatury w pomiarowej części tunelu aerodynamicznego charakteryzuje się stosunkowo ograniczonym poborem energii.
- Zastosowanie krzyżowego wymiennika ciepła w układzie spadku temperatury wywołwanego odparowaniem wytworzonej mgły wodnej jest w sumie dość prostym od strony technicznej sposobem, który może być łatwo zastosowany w typowych tunelach aerodynamicznych.
- Uzyskiwane spadki temperatury przepływającego powietrza umożliwiają realizację różnorodnych badań aerodynamicznych, w tym również badań symulujących oblodzenie na różnych elementach samolotu.

Bibliografia

1. Addy H.E., Potapczuk M.G., Shelton D.W., *Modern Airfoil Ice Accretion*, NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074, 1997
2. Bilanin A.J., *Proposed Modification to Ice Accretion/Icing Scaling Theory*, Journal of Aircraft, **24**, 1991
3. Cebeci T., *Effect of Ice on Airfoil Stall at High Reynolds Numbers*, AIAA Journal, **33**, 7, 1995
4. Maryniak J., Sibilski K., Sierputowski P., *Wpływ oblodzenia samolotu w locie na zmianę charakterystyk aerodynamicznych w zależności od faz lotu*, Metody i Techniki Badań Statków Powietrznych, część I, str. 207, Informator ITWL, 2000
5. Sierputowski P., Rewucki P., *Charakterystyki aerodynamiczne cienkiego płata przy narastającym oblodzeniu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTiS, str. 377, 2000
6. Sierputowski P., Tarnogrodzki A., *Tunel aerodynamiczny o stałej temperaturze pracy*, Materiały Konferencji Mechanika w Lotnictwie, str.397, 2000

Closed-circuit wind tunnel of constant air temperature

Summary

An original method of cooling of the air flow in a closed-circuit wind tunnel is presented. Namely, a cross-flow heat exchanger of the air-air type is installed where the cooling stream is cooled by an evaporating water unit produced by atomizers of exceptionally high degree of atomization. The example of numerical calculations is included as well.

OBLODZENIE NA SKOŚNYM SKRZYDLE – ANALIZA BADAŃ TUNELOWYCH

PIOTR REWUCKI
PIOTR SIERPUTOWSKI¹

Zjawisko oblodzenia występujące w przypadku skośnego skrzydła badano w tunelu aerodynamicznym. Zastosowano symulację wykorzystującą schładzanie powierzchni modelu skrzydła opływanego strumieniem zawierającym mikrokropelki wody. Okazało się, że uzyskane formy oblodzenia dobrze odpowiadają strukturom obserwowanym podczas badań wykonywanych w tunelach stratyfikowanych termicznie.

Analizowano siły aerodynamiczne występujące przy różnych strukturach oblodzenia, które odpowiadały poszczególnym fazom rozwoju zjawiska. Wyniki potwierdziły wysoką czułość charakterystyk aerodynamicznych na lód występujący na powierzchni skrzydła.

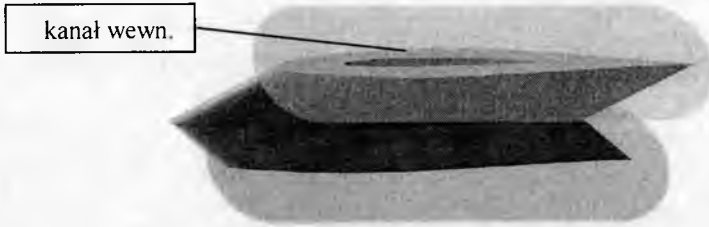
1. Symulacja oblodzenia

W celu przeprowadzenia symulacji wykonano model w konfiguracji skośnego płata o kącie skosu λ wynoszącym 45° i całkowitej rozpiętości 300 mm (po 150 mm przypadające na każdą ze stron), także o cięciwie równej 150 mm, stałej na całej rozpiętości. Przy jego wykonywaniu posłużono się geometrią niesymetrycznego profilu NACA 64-209, wykorzystanego w konstrukcji przykadłubowej części skrzydła samolotu TS-11 Iskra. Jako profil cienki (dziewięcioprocentowy), jest to profil bardzo wrażliwy na najmniejsze deformacje geometrii, między innymi deformacje spowodowane osadzeniem się lodu.

Model został wykonany z mosiądzu, aby umożliwić jak najłatwiejsze odprowadzenie ciepła. Wykorzystano obrabiarkę elektroerozyjną, na której wycięto model wraz z przebiegającymi wewnątrz niego kanałami. W przypadku tego modelu zrezygnowano ze sztycy (wykorzystanej w poprzednio przeprowadzanych badaniach modelu prostego) – do zamocowania wykorzystano rurki w osi poprzecznej modelu biegnące równoległe do przewodów doprowadzających i odprowadzających azot. Jednocześnie, zwiększono przekrój poprzeczny kanału wewnątrz modelu, aby obniżyć temperaturę tylnej części modelu. Jak się okazało, ułatwiło to utrzymanie jednakowej temperatury płata przez dłuższy czas, niż w przypadku płata prostego, przy mniejszej ilości zużywanego plynego azotu, oraz uprościło znacznie konstrukcję stanowiska. Model skośny wyposażono także w płyty brzegowe na obu końcach płata, redukujące

¹ dr inż., ITLiMS PW; e-mail: piotr@meil.pw.edu.pl

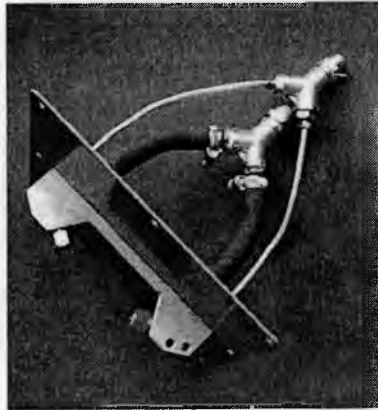
efekt pola prędkości indukowanej i związane z tym zaburzenia przepływu w postaci wiru krawędziowego.



Rys. 1. Model skośnego płata do symulacji oblodzenia z kanałem wewnętrznym dla czynnika chłodzącego oraz płytami brzegowymi

Model umieszczony był w przestrzeni badawczej tunelu aerodynamicznego niskich prędkości - wykorzystano tunel środowiskowy w Laboratorium Aerodynamiki Poddźwiękowej ITLiMS. Liczba Reynoldsa wahała się, w zależności od temperatury otoczenia, w granicach $3.6 \cdot 4 \cdot 10^5$.

Mgłę wodną uzyskano poprzez umieszczenie w tunelu aerodynamicznym układu atomizerów naddźwiękowych o zderzających się strumieniach. W efekcie końcowym uzyskano w tunelu aerodynamicznym „ciągły” obłok mikrokropelek wody o kontrolowanej wielkości oraz kontrolowanej sumarycznej zawartości wody w powietrzu.



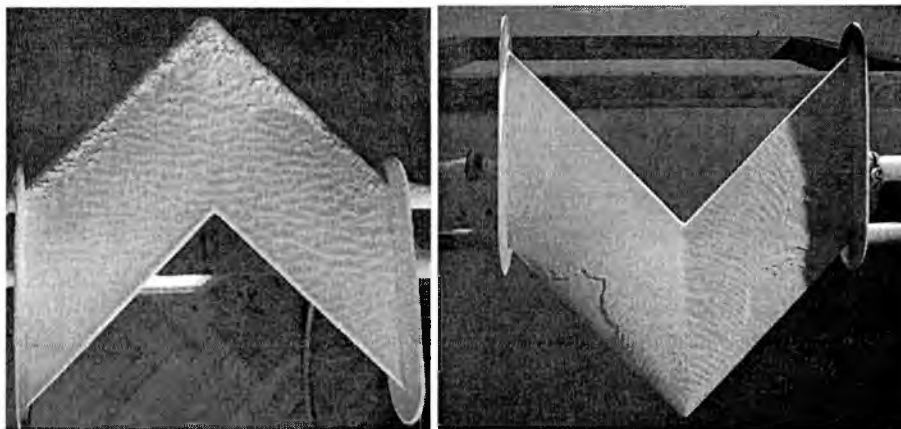
Rys. 2. Naddźwiękowy atomizer o zderzających się strumieniach

Lokalizacja układu atomizerów w tunelu podyktowana była założeniem jak najrównomierniejszego wypełnienia przestrzeni pomiarowej mgłą wodną przy jednoczesnej eliminacji śladu pola prędkości wywołanego obecnością atomizerów wewnątrz tunelu.

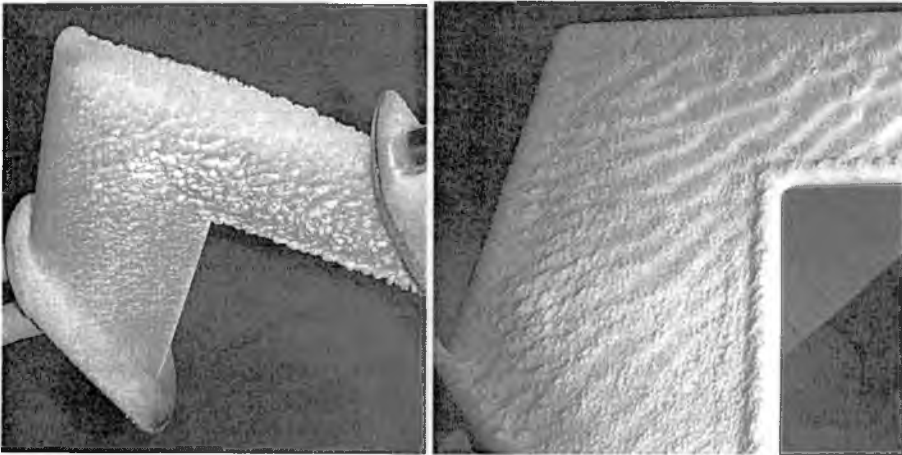
Symulację oblodzenia wykonywano statycznie, przy ustalonych kątach natarcia i powtarzano dla następujących kątów: $\alpha = -5^\circ$, 15° oraz 25° . W czasie trwania badania, na bieżąco filmowano i rejestrowano generację i postępowanie form oblodzenia. Wybrane fazy procesu i odpowiadające im formy przedstawiają zamieszczone zdjęcia.



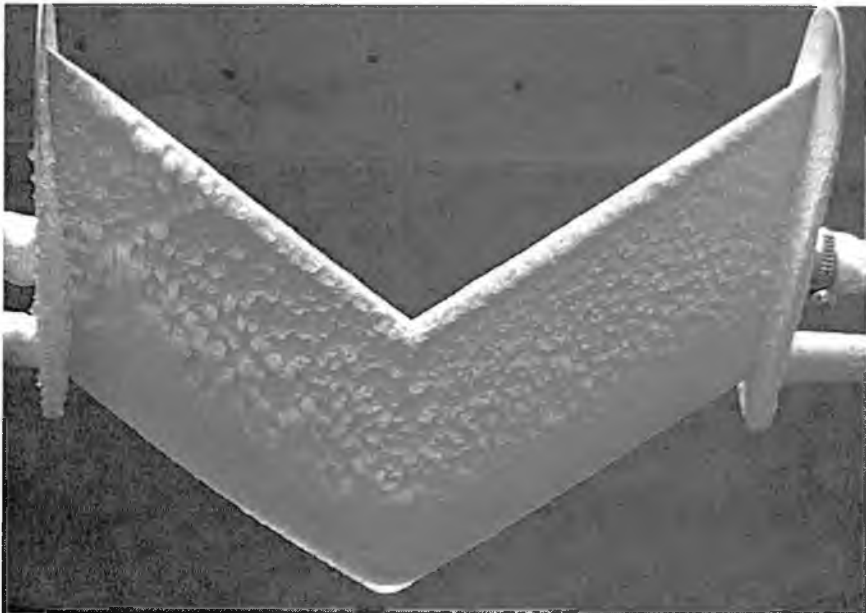
Rys. 3. Bardzo wczesna (15 sek.) i pośrednia (kilkuminutowa) faza symulacji przy zerowym kącie natarcia. Widoczne na lewym zdjęciu małe grudki lodu szybko zamieniają się w przejrzyste oblodzenie szkliste krawędzi natarcia – zdjęcie prawe.



Rys. 4. Dłuższy czas symulacji prowadzi do formowania się charakterystycznych „fal” w warstwie szronu, który po osiągnięciu pewnej grubości i w miarę coraz większej turbulizacji przepływu, odpada płatami



Rys. 5. W zależności, która ze stron była przy danym kącie natarcia nadciśnieniowa, w miarę upływu czasu następowało jej „szklenie”, postępujące coraz dalej wzdłuż cięciwy



Rys. 6. Widoczne wyraźnie w końcowej fazie symulacji przy dodatnim kącie natarcia, wszystkie formy oblodzenia na nadciśnieniowej stronie modelu: oblodzenie szkliste na krawędzi natarcia, szklenie postępujące wzdłuż cięciwy, pojedyncze grudki lodu i w końcu warstwa szronu.

2. Pomiary wagowe

Druga część badań polegała na przeprowadzeniu pomiarów wagowych dla charakterystycznych faz formowania się oblodzenia. Użyto tutaj dostępnych materiałów, aby odwzorować na modelach osiągnięte podczas pierwszej fazy postacię lodu.

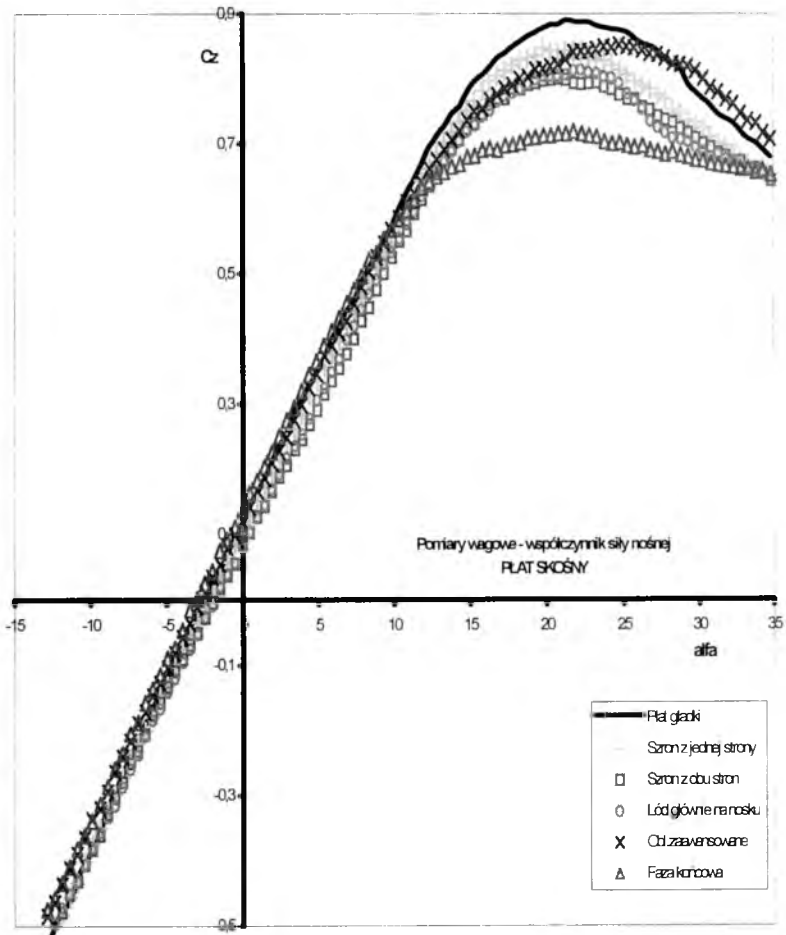
- Faza początkowa, przednia część modelu, powierzchnia dolna, pokryta niewielką ilością szronu z pojedynczymi małymi grudkami lodu. Pozostała powierzchnia czysta. Takie oblodzenie występuje po krótkim czasie (do 1 min.) od zaistnienia sprzyjających warunków, przy dodatnich kątach natarcia;
- Faza początkowa, lecz w tym przypadku, w równym stopniu powierzchnia dolna jak i górna przedniej części modelu, pokryta niewielką ilością szronu z pojedynczymi małymi grudkami lodu. Pozostała powierzchnia czysta. Podobnie jak poprzednio, po krótkim czasie opływu w chmurze wodnej, lecz przy zerowym kącie natarcia;
- Faza pośrednia, na nosku pojawia się zgrubienie – lód szklisty tworzy „podkowę” dookoła krawędzi natarcia. Resztę powierzchni płata pokrywa szron. Odpowiada to kilkuminutowemu lotowi na zerowym kącie natarcia w warunkach oblodzeniowych;
- Faza zaawansowana, na nosku uformowane duże, podkowiaste zgrubienie spowodowane oblodzeniem szklistym. Dalej wgłąb płata, w bezpośrednim sąsiedztwie oblodzenia szklistego i dalej do około 30% długości cięciwy, na stronie nadciśnieniowej, forma mieszana i liczne grudki lodu. Cała pozostała powierzchnia płata po obu stronach pokryta szronem. Ukształtowanie się takiego oblodzenia wymaga nieco dłuższego czasu oraz dodatniego kąta natarcia;
- Faza końcowa badanego procesu (po ok. 15 min.) na dodatnim kącie natarcia, pogrubione w stosunku do fazy zaawansowanej oblodzenie szkliste na nosku płata, zagęszczenie grudek lodu na stronie nadciśnieniowej i forma mieszana, która sięga już do 80% długości cięciwy oraz pojawia się na krawędzi spływu. Należy tu zwrócić uwagę na odchylenie krawędzi spływu profilu NACA 64-209 ku dołowi. Na rozkładzie ciśnienia (na spodzie płata), generalnie malejącego ku tyłowi płata, pojawiają się wyraźne przegięcia. Po stronie górnej (a więc podciśnieniowej w trakcie symulacji oblodzenia), pokrytej grubą warstwą szronu, formują się charakterystyczne „fale” wskazujące na obecność gruboskalowej turbulencji już w strefie tuż za noskiem (a dokładniej od zejścia z lodowego zgrubienia na nosku), aż do okolic krawędzi spływu. Zwiększona zostaje generalnie grubość profilu na całej rozpiętości i szerokości płata. Widoczny staje się efekt wyhamowania prędkości opływających strug.

W celu uzyskania charakterystyki wzorcowej, badano również modele w konfiguracji gładkiej, czyli bez oblodzenia.

Wszystkie kolejno fazy przebadano w zakresie kąta natarcia od $\alpha = -15^\circ$ do $\alpha = 35^\circ$ tak, aby możliwe było zaobserwowanie zmiany kąta natarcia, przy którym następuje oderwanie strumienia na płacie.

Przebiegi wartości współczynnika siły nośnej dla płata skośnego są bardzo interesujące. Nie ma wątpliwości co do początkowych faz obladzania – szron

odkładający się na powierzchni powoduje obniżenie współczynnika niemal w całym zakresie kątów natarcia, zmniejszając także wartość kąta, przy którym współczynnik jest maksymalny.



Rys. 7. Pomiary wagowe dla modelu w kilku wersjach oblodzeniowych – współczynnik siły nośnej

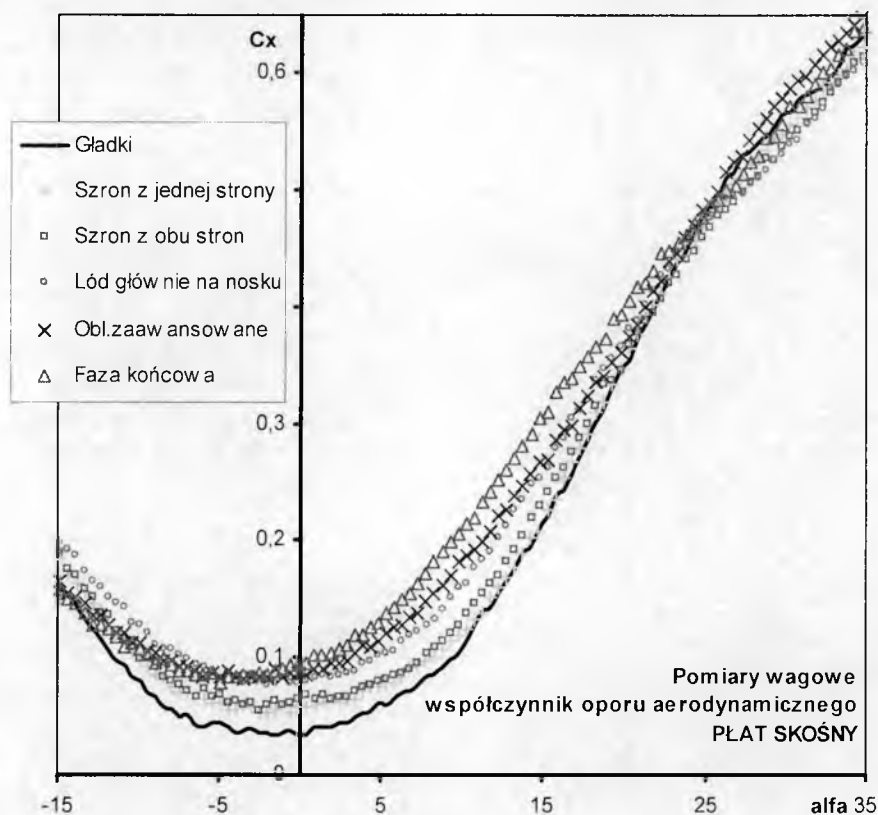
Dwie kolejne krzywe, dla oblodzenia uformowanego głównie na nosku modelu oraz oblodzenia zaawansowanego, z obszerną powierzchnią zajęta przez formę mieszaną pokazują pewien wzrost krytycznego kąta natarcia. Wartości maksymalne współczynnika są mniejsze, niż w przypadku płata czystego, jednak miejsca przegięcia krzywych przesunęły się w kierunku wyższych kątów natarcia.

Dodatkowo okazuje się, że pojawienie się fazy mieszanej poprawia charakterystykę w porównaniu z etapem, gdy jedynym oblodzeniem jest szklista forma na krawędzi natarcia modelu, a niewiele pogarsza w porównaniu z charakterystyką wzorcową. W dużym zakresie kąta natarcia krzywa nie różni się praktycznie od krzywej modelu

czystego, i wprawdzie maksymalna wartość współczynnika jest mniejsza od wzorcowej, to występuje ona przy o 3.5 stopnia wyższym kącie natarcia.

Jeszcze bardziej „spłaszczona” jest krzywa dla końcowej fazy oblodzenia. I wprawdzie dla krytycznego kąta natarcia wartość współczynnika jest niższa od wzorcowego o 22%, to dla $\alpha < 8^\circ$ te wartości są wyższe.

Takie zmiany charakterystyk są typowe przy pogrubianiu profilu, co także i tu ma miejsce. Przyrastanie dużych warstw oblodzenia na całej powierzchni modelu w postaci formy mieszanej w połączeniu ze zwiększeniem promienia łuku noska, na skutek podkowiastego oblodzenia szklistego formującego się na krawędzi natarcia, powoduje łagodniejszy przebieg charakterystyki, zmniejszenie maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej i zwiększenie krytycznego kąta natarcia.



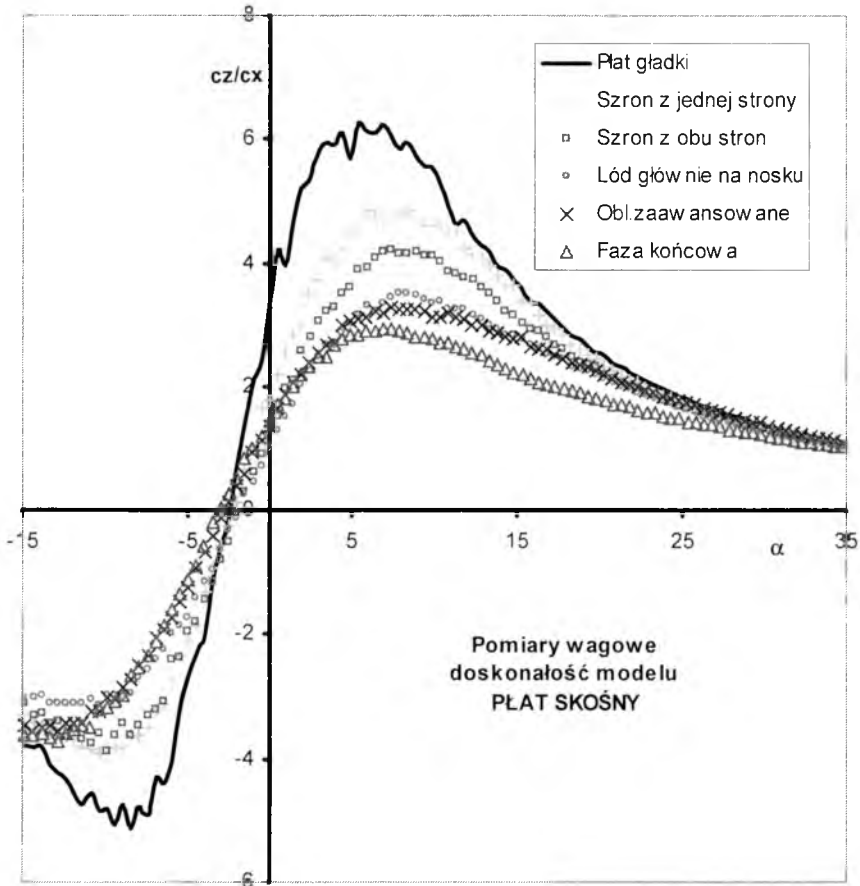
Rys. 8. Pomiary wagowe – współczynnik oporu aerodynamicznego

W zakresie kątów $-2^\circ < \alpha \leq 23^\circ$ oblodzenie jednoznacznie, wraz ze wzrostem grubości warstwy lodu, generuje zwiększony opór aerodynamiczny. Każda kolejna faza obladzania odznacza się powiększeniem wartości współczynników na charakterystyce.

Po przejściu kąta $\alpha = 23^\circ$, najmniejszy opór generuje model jedynie ze zniekształconą krawędzią natarcia, a mianowicie z oblodzeniem szklistym osadzonym na nosku, o kształcie przekroju poprzecznego zbliżonym do podkowy. Przy tak dużym kącie

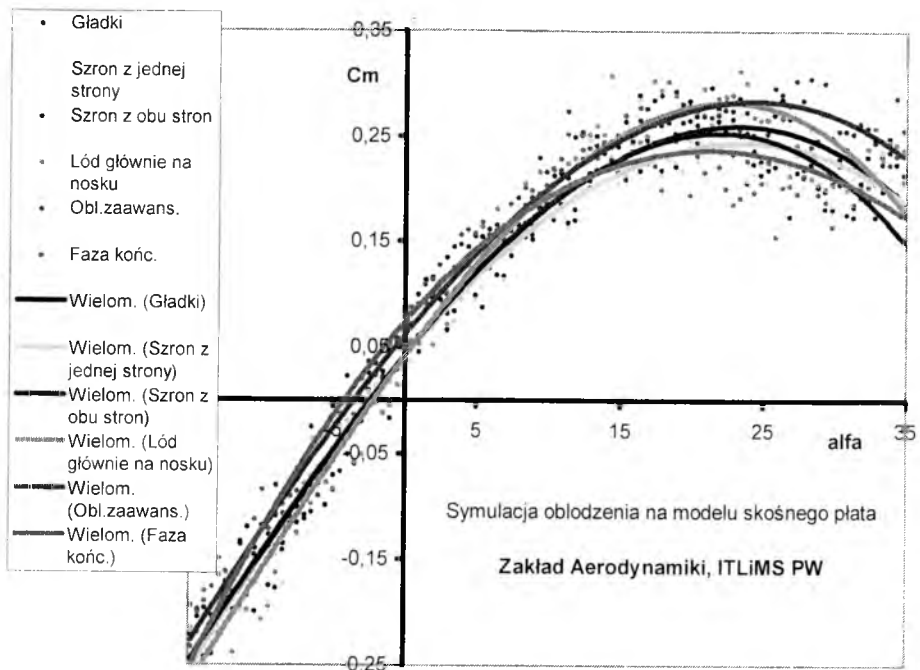
natarcia, oblodzenie takie znów działa jak deflektor, łagodząc załamanie strumienia i zawirowania występujące przy przejściu przez krawędź płata.

Dwie ostatnie fazy oblodzenia, które charakteryzują się występowaniem wszystkich trzech form lodu, czyli formy szklistej, szronu i formy mieszanej oraz ogólnym pogrubieniem profilu, w przypadku krzywych współczynnika oporu aerodynamicznego także powodują ich spłaszczenie. Przy wysokich α ($-13^\circ > \alpha > 23^\circ$) wartości współczynnika w zasadzie zrównują się z wartościami wzorcowymi, jednak przy mniejszych kątach są od nich nawet trzykrotnie większe.



Rys. 9. Pomiary wagowe – doskonałość aerodynamiczna

Charakterystyki stosunku współczynników, z każdą kolejną fazą oblodzenia pogarszają się – zmniejsza się maksymalna doskonałość oraz kąt natarcia, dla którego ta doskonałość występuje. W efekcie, dla ostatniej fazy, maksymalna doskonałość jest ponad trzykrotnie mniejsza od doskonałości czystego płata.



Rys. 10. Pomiarowe – krzywe współczynnika momentu pochylającego

Na rys. 10 zaprezentowano pomierzone przebiegi zmian współczynnika momentu w funkcji kąta natarcia. Wyraźnie widać zróżnicowania jakie są efektem oddziaływania poszczególnych form oblodzenia, charakterystycznych dla poszczególnych faz procesu. Ciekawe, że zmiany geometrii, w skali całego profilu, spowodowane osadzającym się oblodzeniem zmieniają dość wyraźnie kąt natarcia dla zerowego momentu pochylającego.

3. Wnioski

Badania przeprowadzone dla skośnego płata prowadzą do sformułowania następujących konkluzji:

- zachowanie się charakterystyk aerodynamicznych płata skośnego zależy od fazy w jakiej znalazł się proces oblodzenia;
- najsilniej negatywne efekty oblodzenia widoczne są w przypadku opływu przy dużych kątach natarcia;
- gwałtowny spadek doskonałości płata stanowi poważne zagrożenie w rzeczywistych warunkach lotu samolotu o skośnym skrzydle.

Bibliografia

1. Addy H.E., Potapczuk M.G., Shelton D.W., *Modern Airfoil Ice Accretion*, NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074, 1997
2. Bilanin A.J., *Proposed Modification to Ice Accretion/Icing Scaling Theory*, Journal of Aircraft, **24**, 1991
3. Cebeci T., *Effect of Ice on Airfoil Stall at High Reynolds Numbers*, AIAA Journal, **33**, 7, 1995;
4. Maryniak J., Sibilski K., Sierputowski P., *Wpływ oblodzenia samolotu w locie na zmianę charakterystyk aerodynamicznych w zależności od faz lotu, metody i techniki badań statków powietrznych*, część I, s.207, Informator ITWL, 2000
5. Sierputowski P., Rewucki P., *Charakterystyki aerodynamiczne cienkiego płata przy narastającym oblodzeniu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMETS, s.377, 2000

Ice accretion on oblique wings – wind tunnel analysis

Summary

A wind tunnel simulation of ice accretion on an oblique wing has been in a center of interest. By means of model cooling method, it was possible to obtain the ice forms similar to the ones occurring in the case of thermally stratified, low air temperature wind tunnels.

The aerodynamic forces acting on a model of oblique wing assuming various ice accretion patterns, characteristic for different stages of the considered phenomenon, have been measured and analyzed. The results proved a strong influence of even relatively small amount of ice on the lift and drag of a thin profile wing.

STRUKTURY OBLODZENIA SKRZYDŁA SAMOŁOTU ORAZ ICH WPŁYW NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE

PIOTR SIERPUTOWSKI¹
PIOTR REWUCKI

Przeprowadzono eksperymentalne badania zjawiska oblodzenia na modelu skrzydła o cienkim profilu. Stosując oryginalną metodę symulacji gromadzenia się pokrywy lodowej możliwa była analiza struktur oblodzenia oraz pomiary sił aerodynamicznych. Stwierdzono obecność trzech podstawowych form pokrycia lodowego, silnie wpływających na własności warstwy przyściennej. Negatywne efekty oddziaływania oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne obserwowano w pełnym zakresie kątów natarcia.

1. Wprowadzenie

Zagrożenie występujące w przypadku generacji pokrywy lodowej na powierzchni nośnej samolotu jest w głównej mierze konsekwencją zmian warunków opływu skrzydła. Strefą najbardziej narażoną na bezpośrednie oddziaływanie gromadzącego się lodu jest warstwa przyścienna. Ponieważ z natury jest to obszar o ograniczonej stateczności przepływu, wszelkie dodatkowe zaburzenia generowane na powierzchni płata wpływają destabilizująco na przepływ przyścienny, zmieniając w radykalny sposób jego struktury. Szczególne natężenie czynników pogarszających warunki opływu pojawia się przy stosunkowo dużych kątach natarcia, kiedy nawet przy gładkim, nie oblodzonym płacie może wystąpić oderwanie warstwy przyściennej.

Celem prowadzonych badań eksperymentalnych było przede wszystkim skorelowanie zmian obserwowanych na charakterystykach aerodynamicznych z formą zaburzeń przepływu przyściennego, wymuszonych obecnością pokrywy lodowej na powierzchni płata, oraz analiza różnych struktur oblodzenia, jakie mogą pojawić się przy zmiennych kątach natarcia.

2. Badania eksperymentalne

Badania generacji oblodzenia prowadzono dla dwóch płatów – prostego i skośnego – w tunelu aerodynamicznym Laboratorium Aerodynamiki Poddźwiękowej Instytutu

¹ dr inż., ITLiMS PW; e-mail: piotr@meil.pw.edu.pl

Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej P.W. Zastosowano metodę symulacji, opartą na zasadzie schładzania powierzchni płata, który wykonany był z metalu. W celu wytworzenia ciągłego obłoka kropelek wody zastosowano układ naddźwiękowych atomizerów.

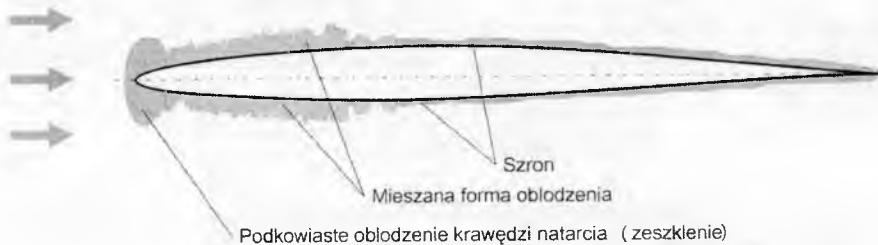
Proces powstawania i narastania pokrywy lodowej filmowano przy różnych kątach natarcia. Następnie, powstałe formy oblodzenia odwzorowywano i precyzyjnie nanoszono na model płata umieszczony na wadze aerodynamicznej, w celu wyznaczenia podstawowych charakterystyk aerodynamicznych. Realizowano pomiary siły nośnej, oporu oraz momentu pochylającego. Badania były prowadzone dla liczby Reynoldsa $Re=450\ 000$.

Struktura warstwy przyściennej była analizowana na podstawie zarówno badania opływu profilu przy zmiennych kątach natarcia, jak również w oparciu o wyniki pomiarów termooptometycznych przeprowadzanych dla wybranych form zmian geometrii opływanej powierzchni.

3. Wyniki przeprowadzonych badań

W pierwszym etapie przeprowadzono analizę różnych struktur oblodzenia, jakie mogą się pojawić podczas opływu płata. Ich powstawanie i ewolucję obserwowano dla szerokiego zakresu kątów natarcia.

Na rys. 1 pokazano typowy schemat oblodzenia, który wielokrotnie powtarzał się w przypadku opływu cienkiego płata – zarówno prostego, jak i skośnego. Silna deformacja geometrii profilu pojawia się w strefie noska – tam występuje z reguły charakterystyczne lodowe zeszklenie o podkowiastym kształcie. Mieszana forma oblodzenia (zeszklone grudki oraz matowy, zlodowaciały szron) obserwowana jest na części profilu tuż za noskiem. Forma ta bardzo zdecydowanie ewoluuje w czasie: początkowo bardzo cienka warstwa kryształków szronu wraz z upływem czasu wyraźnie pogrubia się i twardnieje. Typowy, „czysty” szron gromadzi się w części spływowej profilu, przy czym także zmiany w czasie stają się wyraźne – początkowo kryształki szronu są zmywane z powierzchni płata, a wyraźniejsze ich osadzanie obserwowane jest dopiero po dłuższym okresie.

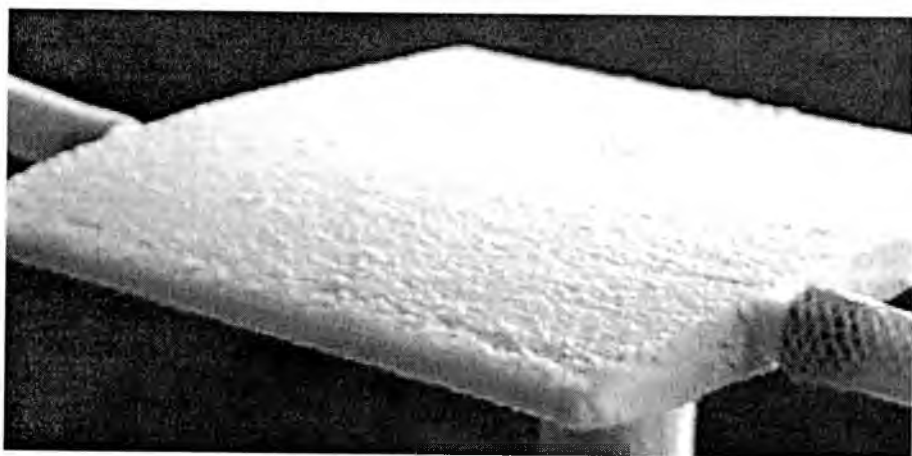


Rys. 1. Schemat powstawania trzech różnych struktur oblodzenia na profilu

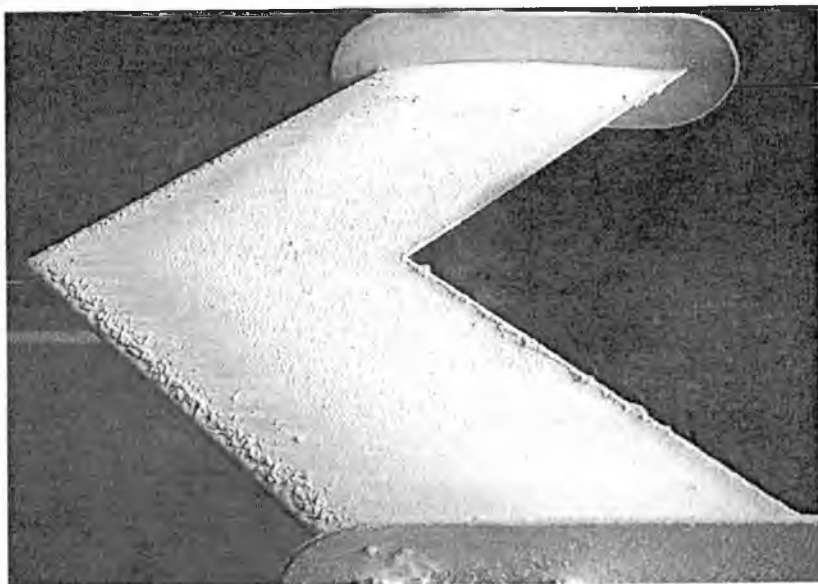
Na kolejnych rysunkach (rys. 2-10) pokazano sfilmowane obrazy struktur oblodzenia, jakie mogą pojawiać się przy różnych kątach natarcia i w różnych fazach procesu.



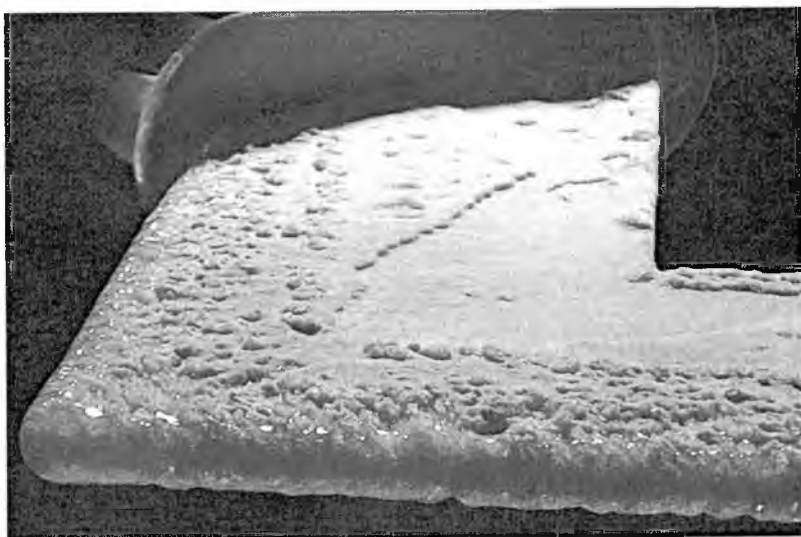
Rys. 2. Charakterystyczne podkowiaste zeszklenie wokół noska profilu (prosty płat, $\alpha = 5^\circ$)
ostatnia faza procesu, $\alpha = 5^\circ$)



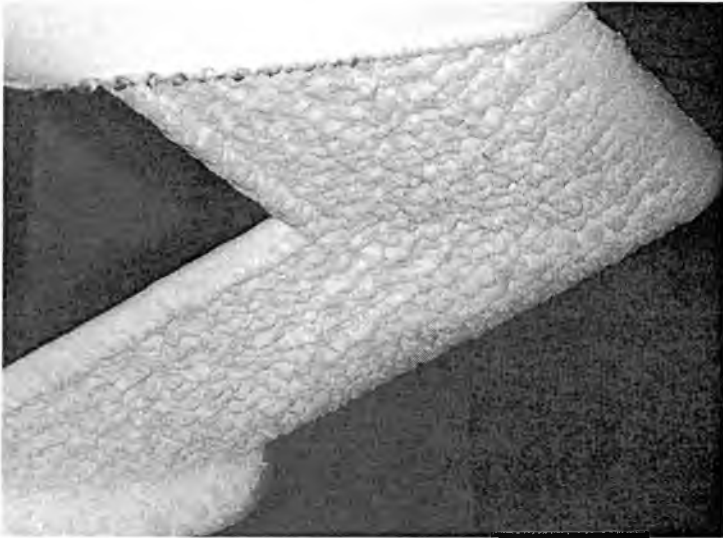
Rys. 3. Typowy obraz końcowej fazy oblodzenia przy ujemnych kątach natarcia (prosty płat, $\alpha = 15^\circ$)



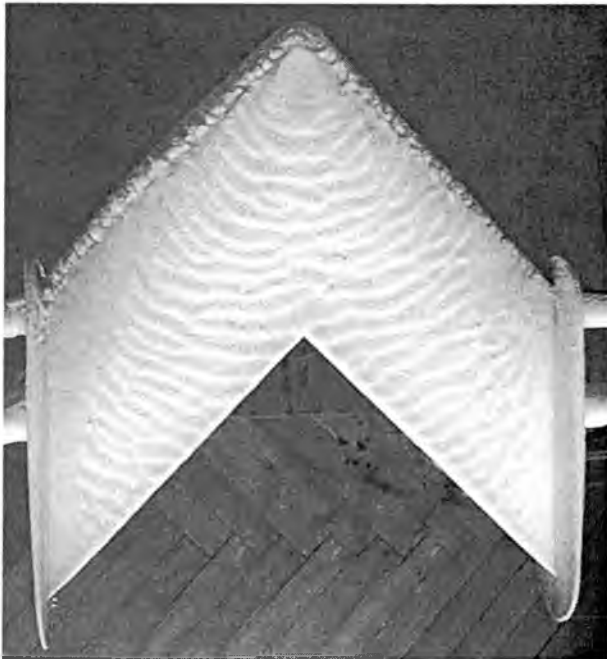
Rys. 4. Początek oblodzenia, płat skórny



Rys. 5. Silne zeszklenie części noskowej w końcowej fazie procesu, płat skórny



Rys. 6. Typowe oblodzenie spodniej części płata skośnego, przy dodatnich kątach natarcia

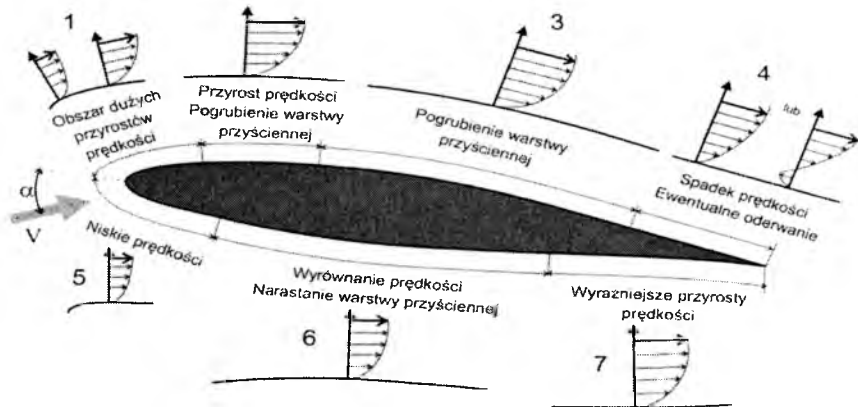


Rys. 7. Płat skośny, duży kąt natarcia ($\alpha=25^\circ$), długi czas obladzania – silnie rozbudowana strefa oblodzenia mieszanego, charakterystyczne „sfalowanie” powierzchni płata



Rys. 8. Wyraźny efekt oderwania widoczny na spływowej części płata

Efekt oddziaływania różnych form oblodzenia na warstwę przyścienną staje się czytelny, jeśli uwzględnimy charakterystyczne zachowanie się przepływu przyściennego wokół opływającego profilu, co schematycznie pokazano na rys. 9. Obszary znacznych gradientów prędkości oraz strefy pogrubienia warstwy przyściennej są w najistotniejszy sposób odpowiedzialne za stateczność przepływu, struktury ruchu i rozkłady ciśnień, a więc bezpośrednio wpływają zarówno na opór aerodynamiczny, jak i na siłę nośną.



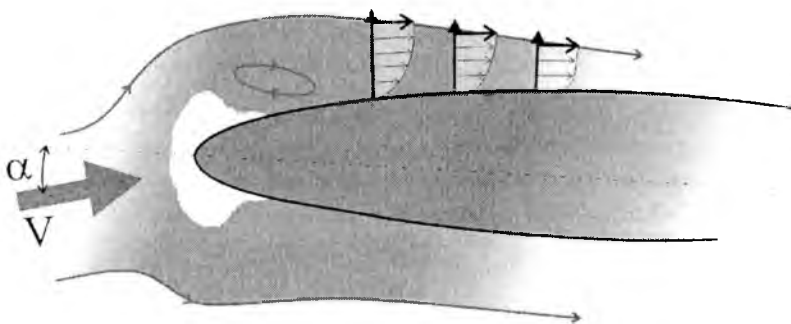
Rys. 9. Schemat kształtowania się przepływu przyściennego wokół gładkiego profilu

Pojawienie się oblodzenia na powierzchni płata wprowadza silne zaburzenie przepływu w warstwie przyściennej, zarówno lokalnie, jak i w układzie całego opływu. Osadzające się cząstki pokrywy lodowej w pierwszej fazie oblodzenia zaczynają działać typowo dla niejednorodnej chropowatości – turbulizują strumień przyścienny, pogrubiają go, a nawet powodują powstawanie lokalnych, zamkniętych stref oderwań

(w formie obszarów recyrkulacji). Tego typu oddziaływanie, w pierwszym rzędzie, powoduje wzrost siły oporu aerodynamicznego. Rozwój oblodzenia, narastanie warstwy lodowej o niejednorodnej chropowatości, szczególnie widoczne przy dużych kątach natarcia, prowadzi z kolei do globalnej zmiany opływu płata, co widoczne jest w postaci spadku cyrkulacji, a więc gwałtownym spadku siły nośnej.

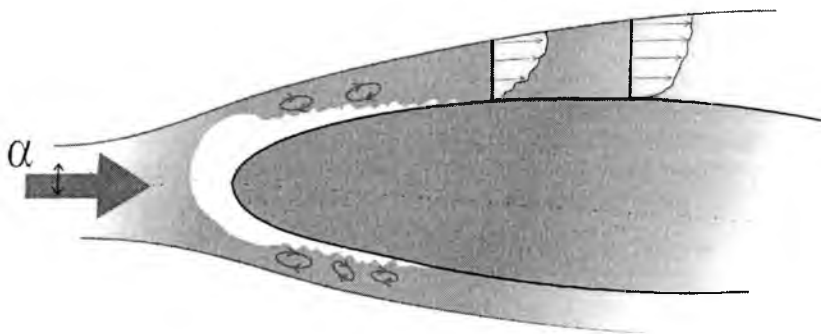
Na rys. 10 – 12 pokazano typowe reakcje przepływu w warstwie przyściennej na osadzające się na powierzchni płata oblodzenie.

Podkowiaste zeszklenie na części noskowej profilu (rys. 10) powoduje, że w strefie narastania prędkości w warstwie przyściennej powstaje lokalne oderwanie, pogrubiające warstwę i generujące zamknięty obszar recyrkulacji.



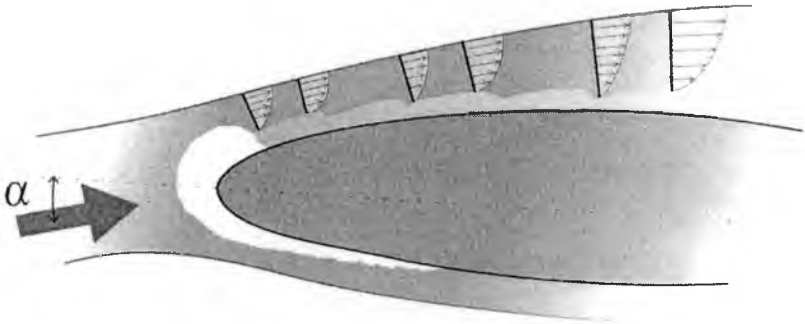
Rys. 10. Deformacja warstwy przyściennej przez podkowiaste oblodzenie krawędzi natarcia

Pojawienie się mieszanej formy oblodzenia za krawędzią natarcia (rys. 11) „łagodzi” silny efekt podkowiastego zeszklenia – powstaje obszar gruboskalowej turbulizacji, jednocześnie zmniejszają się gradienty prędkości na ścianie, co w konsekwencji znacznie wydłuża rozwój warstwy przyściennej na profilu.



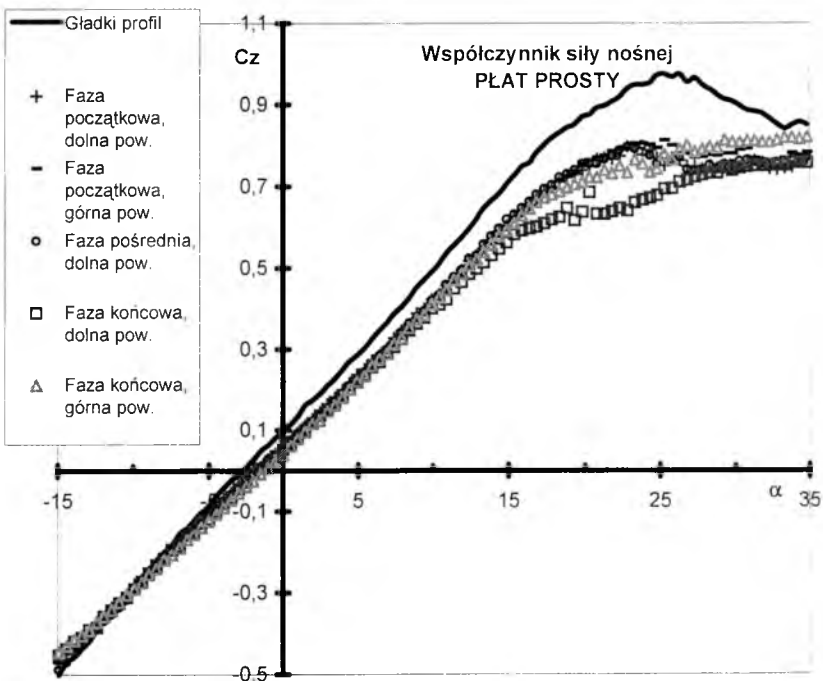
Rys. 11. Deformacja warstwy przyściennej po pojawieniu się mieszanej formy oblodzenia

Dalszy rozwój oblodzenia, który prowadzi do jednoczesnego wystąpienia wszystkich trzech form lodowych (rys. 12), bardzo silnie deformuje warstwę przyścinną praktycznie na całym profilu. Przepływ w warstwie jest wyhamowywany, maleje cyrkulacja wokół profilu.

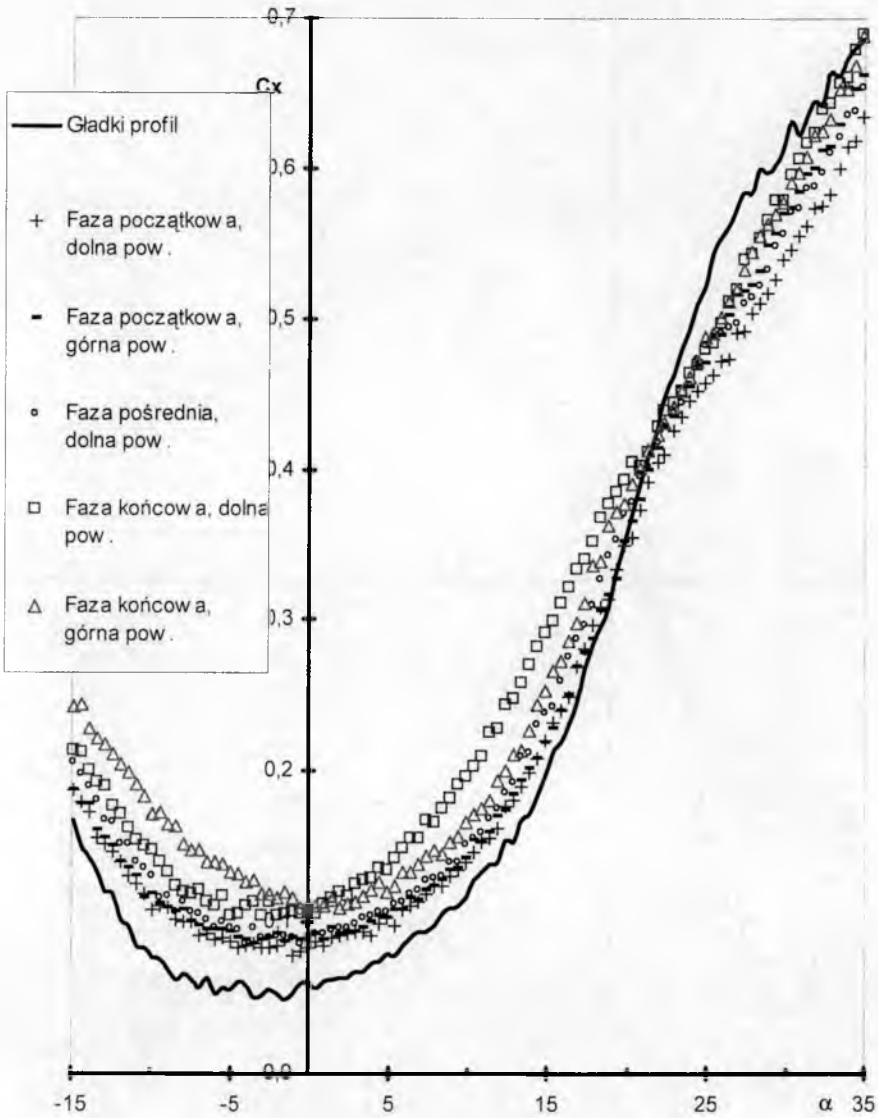


Rys. 12. Deformacja warstwy przyściennej w przypadku jednoczesnego wystąpienia trzech form oblodzenia

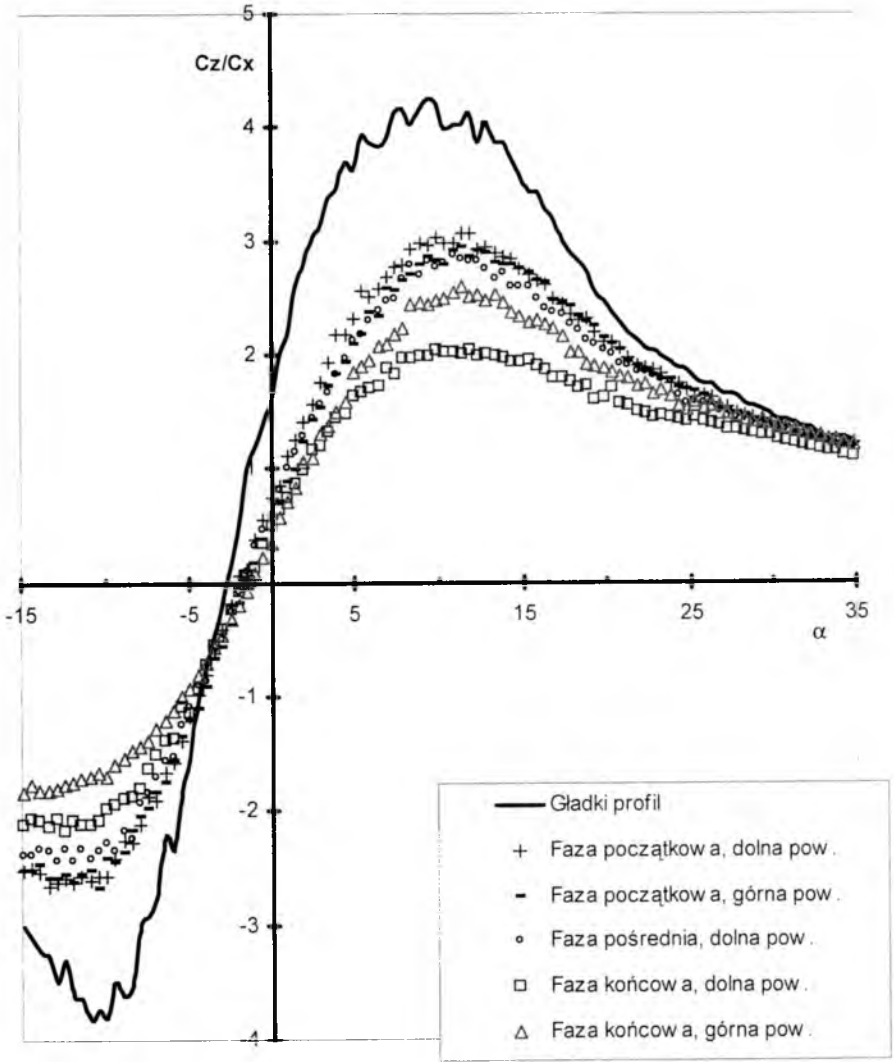
Globalny efekt różnych form oblodzenia doskonale uwidacznia się na przebiegach zmian współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia, co zaprezentowano na rys. 13 i 17. Wyraźnie widać, że w przypadku płata prostego spadek siły nośnej następuje w każdym przypadku oblodzenia, dla bardzo szerokiego zakresu kątów natarcia. Inaczej reaguje na oblodzenie płat skośny: przy małych kątach natarcia długa strefa oblodzenia o mieszanej strukturze, na skutek turbulizacji warstwy przyściennej, w zasadzie nie wpływa na spadek współczynnika siły nośnej, który to obserwowany jest dopiero w rejonie kątów okołokrytycznych.



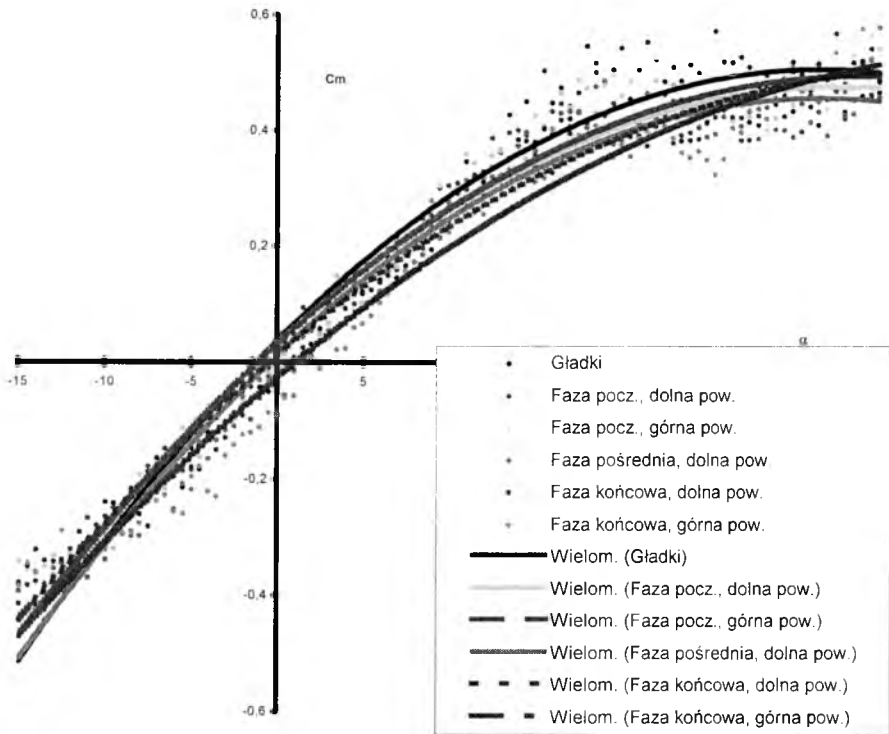
Rys. 13. Współczynnik siły nośnej dla płata prostego



Rys. 14. Współczynnik oporu aerodynamicznego dla płata prostego



Rys. 15. Doskonałość dla płata prostego

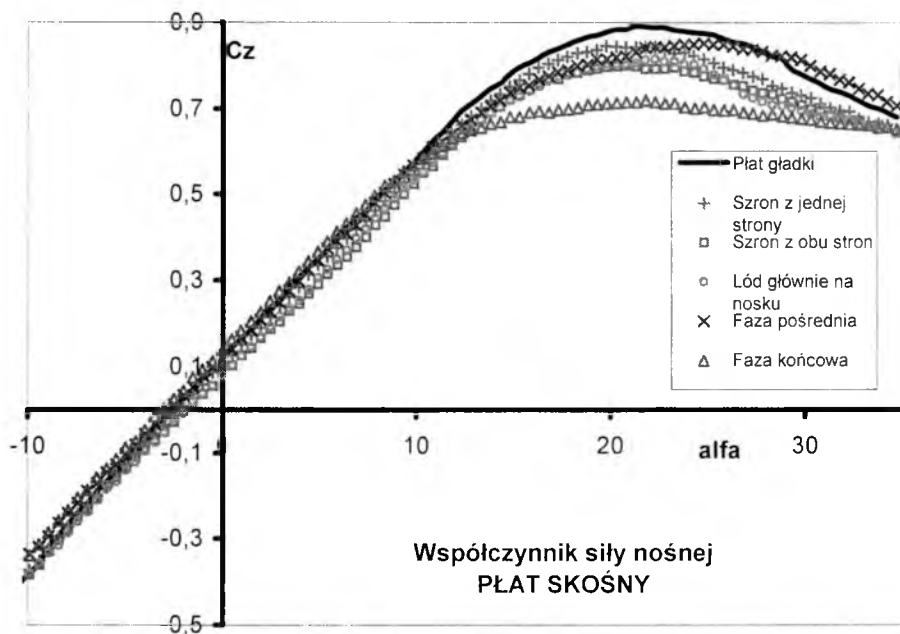


Rys. 16. Współczynnik momentu pochylającego dla płata prostego

4. Wnioski końcowe

Przeprowadzone badania eksperymentalne umożliwiają sformułowanie następujących wniosków:

- Oblodzenie może przyjmować trzy formy, dające istotne zróżnicowania pod względem zmian w geometrii opływanych powierzchni.
- Każda z obserwowanych form oblodzenia w szczególny sposób może oddziaływać na strukturę przepływu w warstwie przyściennej.
- Zmiany w geometrii opływanej płata, powstałe wskutek narastającego oblodzenia, są ściśle skorelowane ze spadkiem siły nośnej.
- Negatywne oddziaływanie oblodzenia w praktyce rozciąga się na pełen zakres kątów natarcia.



Rys. 17. Współczynnik siły nośnej dla płata skośnego

Bibliografia

1. Addy H.E., Potapczuk M.G., Shelton D.W., *Modern Airfoil Ice Accretion*, NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074, 1997
2. Bilanin A.J., *Proposed Modification to Ice Accretion/Icing Scaling Theory*, Journal of Aircraft, **24**, 1991
3. Cebeci T., *Effect of Ice on Airfoil Stall at High Reynolds Numbers*, AIAA Journal, **33**, 7, 1995
4. Maryniak J., Sibilski K., Sierputowski P., *Wpływ oblodzenia samolotu w locie na zmianę charakterystyk aerodynamicznych w zależności od faz lotu*, Metody i Techniki Badań Statków Powietrznych, część I, s. 207, Informator ITWL, 2000
5. Sierputowski P., Rewucki P., *Charakterystyki aerodynamiczne cienkiego płata przy narastającym oblodzeniu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, s.377, 2000

Structures of ice accretion on aircraft wings and influence on aerodynamic characteristics

Summary

The experimental investigations into ice accretion phenomena have been conducted. The attention was focused on the effects of icing in the case of thin airfoil wings. An original method of phenomenon simulation, i.e., a wind tunnel, allowed detailed analyses of ice accretion as well as measurement of drag, lift and pitching moment, respectively. Three different structures of ice appeared, each affecting visibly the behavior of boundary layer. Within the whole range of angles of attack undesirable changes in aerodynamic characteristics were observed, especially those in a lift drop.

DOŚWIADCZALNE BADANIA ODBIORNIKA CIŚNIEŃ PWD-4 W TUNELU AERODYNAMICZNYM NISKICH TEMPERATUR

WIESŁAW SOBIERAJ¹
ANDRZEJ J. PANAS²
ZDZISŁAW WOJCIECHOWSKI³
PIOTR WAŚLICKI⁴

W prezentowanym referacie przedstawiono wstępne wyniki badań tunelowych odbiornika ciśnień PWD-4. Badania wykonano w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur Instytutu Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej. Uwaga została skupiona na dynamice procesu oblodzenia w warunkach okołokrytycznych, tzn. dla niskich przechłodzeń wilgotnego powietrza. Podczas eksperymentów rejestrowano zmiany temperatury w wybranych punktach badanego urządzenia. W czasie eksperymentów, których wyniki zostaną omówione, zaobserwowano interesujące zjawiska. Dane z pomiarów temperatury będą wykorzystane w udoskonalaniu metod analizy zjawisk wymiany ciepła i masy w warunkach oblodzeniowych.

1. Wstęp

Zapobieganie oblodzeniu i odladzanie elementów konstrukcyjnych statku powietrznego stanowi jedno z kluczowych zagadnień z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu. Uzasadnia to stałą potrzebę prowadzenia badań w tym zakresie. Ze względu na specyfikę problemu występują jednak duże trudności z prowadzeniem eksperymentów w warunkach rzeczywistych, podczas lotów testowych. W jednakowej mierze decydują o tym przyczyny metodologiczne, jak i trudności związane z odtworzeniem szerokiej gamy kombinacji parametrów fizycznych warunkujących różnego typu procesy oblodzeniowe. Rozsądną alternatywą stają się w tym przypadku badania tunelowe wykonywane w tunelach niskich temperatur, szczególnie, gdy w grę wchodzi możliwość badania elementów konstrukcyjnych w pełnej skali.

Elementami konstrukcyjnymi decydującymi o bezpieczeństwie lotu są różnego rodzaju czujniki umieszczane na zewnątrz statku powietrznego, których oblodzenie może wpłynąć na wskazania pokładowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych.

¹ Prof. dr hab. inż., Wojskowa Akademia Techniczna

² Dr hab. inż., Wojskowa Akademia Techniczna, apanas@wul.wat.waw.pl.

³ Dr inż., Wojskowa Akademia Techniczna

⁴ Mgr inż., Wojskowa Akademia Techniczna, waslicki@wul.wat.waw.pl.

Do takich czujników można zaliczyć między innymi odbiorniki ciśnień powietrza (OCP) oraz czujnik kąta natarcia. W prezentowanym referacie przedstawiono wstępne wyniki badań tunelowych odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 z samolotu TS-11 ISKRA. Przekazuje on ciśnienie całkowite oraz ciśnienie statyczne do wskaźników pokładowych w kabinie. Z odbiornika ciśnień powietrza zasilane są np.: prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr.

Przeprowadzone pomiary miały na celu poznanie możliwości powstania i zbadanie przebiegu procesu obładzania odbiornika ciśnień w różnych warunkach pracy. Celem tych badań było zebranie danych do analizy numerycznej wymiany ciepła w odbiorniku ciśnień powietrza w warunkach oblodzeniowych oraz do analizy dynamiki procesu obładzania.

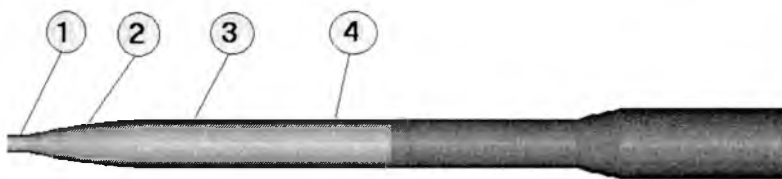
Zakres badań obejmował:

- obładzanie OCP PWD-4 bez włączonego podgrzewania przy różnych wartościach temperatury i prędkościach przepływu powietrza;
- próby oblodzenia PWD-4 z włączonym podgrzewaniem;
- proces odladania.

W ich trakcie rejestrowano zmiany temperatury w wybranych punktach obiektu przy jednoczesnej obserwacji wskazań, dołączonego do czujnika, prędkościomierza.

2. Przygotowanie czujnika PWD-4 do badań

Do pomiaru temperatury zastosowano termoelementy typu K [1]. W celu uzyskania odpowiednich parametrów dynamicznych termopary wykonano z drutów o średnicy 0.06 mm (podwójny, w osłonie teflonowej, dostawca: OMEGA/USA). Termoelement właściwy, o długości około 1 m, zakończono wtykiem MTK do podłączenia przewodów kompensacyjnych o długości 4 m.



Rys. 1. Schemat rozmieszczenia termoelementów na powierzchni zewnętrznej odbiornika ciśnień powietrza PWD-4

Po przeprowadzeniu analizy konstrukcji odbiornika wybrano cztery charakterystyczne punkty na powierzchni (por. tab. 1, poz. 1, 2, 3, 4 oraz rys. 1), w których wykonano wyfrezowania i umieszczono termoelementy w taki sposób, by nie wystawały ponad powierzchnię i pozostawały w kontakcie z podłożem. Wcięcia zalano żywicą ciepłoprzewodzącą OMEGA BOND 400, przytwierdzając w ten sposób końcówki termoelementów. Miejsca zamocowań przeszlifowano w celu lokalnego

odtworzenia pierwotnej geometrii czujnika, aby uniknąć efektów związanych z zaburzeniem oddziaływania aerodynamicznego (efektów spiętrzenia związanych z wprowadzeniem czujników).

Tabela 1. Zestawienie informacji o zastosowanych termoelementach

Nr termoelementu	Miejsce mocowania na PWD-4 (od czoła OCP)	Kanał	Uwagi
1	4.5 mm	2	rejon odbioru ciśnienia całkowitego
2	25 mm	3	za ciepłowodem
3	86 mm	4	rejon grzałki PWD-4
4	167 mm	5	rejon odbioru ciśnienia statycznego
5	-----	6	na wysięgniku
6	-----	7	0°C - temperatura odniesienia

Oprócz wyżej opisanych zastosowano dodatkowo dwa inne termoelementy (por. tab. 1, poz. 5, 6). Pierwszy termoelement umieszczono na wysięgniku mocującym OCP w tunelu aerodynamicznym w celu pomiaru temperatury spiętrzenia. Termoelement dokładnie odizolowano termicznie od wysięgnika w celu uniknięcia odprowadzania ciepła. Drugi termoelement umieszczono w naczyniu Dewara wypełnionym mieszaniną lodu z wodą w celu uzyskania punktu odniesienia.

Do zobrazowania ewentualnych zmian wartości mierzonych ciśnień wykorzystano prędkościomierz. Był on podłączony do przewodów ciśnieniowych czujnika PWD-4 za pomocą przewodów elastycznych. Prędkościomierz, wraz z odbiornikiem ciśnień, umieszczono w polu widzenia kamery cyfrowej rejestrującej przebieg doświadczenia. W czasie eksperymentów grzałkę odbiornika ciśnień zasilano prądem stałym o parametrach takich, jakimi charakteryzują się pokładowe źródła zasilania samolotu TS-11 ISKRA.

3. Charakterystyka układu pomiarowego

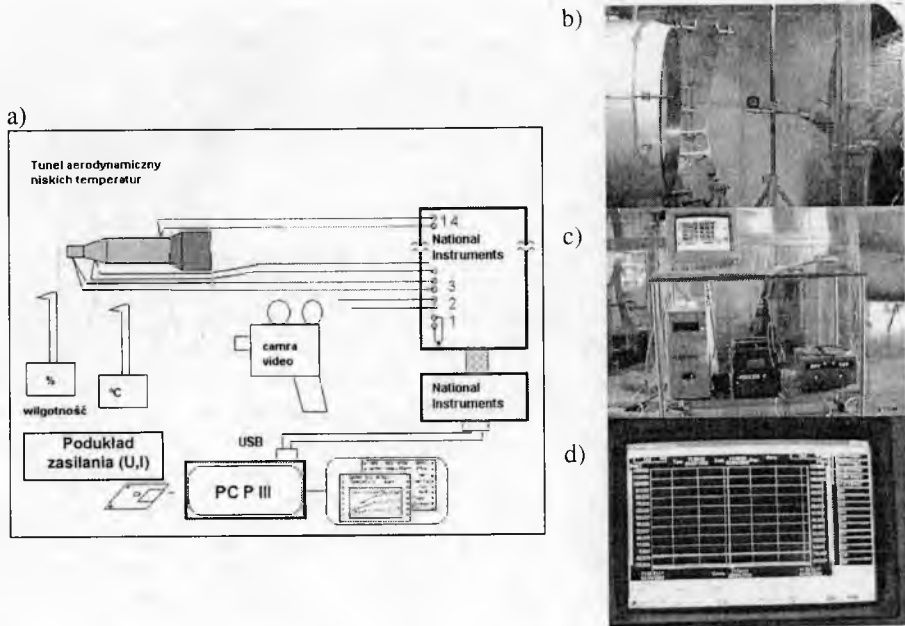
W skład układu badawczego, którego schemat przedstawiono na rys. 2, wchodzi następujące zespoły:

- tunel aerodynamiczny niskich temperatur;
- podukład pomiaru i rejestracji temperatury;
- cyfrowa kamera filmowa; wskaźnika prędkości;
- podukład zasilania elektrycznego grzałki odbiornika ciśnień.

Tunel aerodynamiczny jest przystosowany do wykonywania badań oblodzeniowych. Wyposażono go w układ chłodzenia powietrza oraz układ atomizerów wprowadzających do strugi aerozol wodny. Podukłady automatyki zapewniają kontrolę i stabilizację parametrów przepływu. Całkowicie zautomatyzowane są również pomiary wagowe. W trakcie doświadczenia mierzona jest temperatura, wilgotność oraz ciśnienie dynamiczne strugi.

Parametry pracy tunelu są następujące:

- prędkość: do 55 m/s;
- temperatura minimalna: do $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- wilgotność powietrza: do 98%;
- czas dozy wody z atomizera od 15 s do 100 s;
- średnica kropeł aerozolu około 0.005 mm.



Rys. 2. Układ pomiarowy: a) schemat, b) widok przestrzeni pomiarowej tunelu, c) układ rejestracji, d) panel rejestratora wirtualnego

Układ pomiaru i rejestracji temperatury zbudowany został w oparciu o wielokanałowy rejestrator sygnałów niskonapięciowych termoelektrycznych wysokiej rozdzielczości z kartą pomiarową wykorzystującą złącze USB firmy National Instruments oraz komputer klasy PC Pentium 600. Rejestrator zapewnia rejestrację w 14 niezależnych kanałach. W pomiarach wykorzystano 6 kanałów oraz maksymalną rozdzielczość, co zapewniło minimalny czas próbkowania sygnałów $\tau_{min}=1s$. Sterowanie układem pomiaru i rejestracji temperatury odbywało się z wykorzystaniem wirtualnego przyrządu pomiarowego. Zastosowanie wirtualnego przyrządu pomiarowego w połączeniu z rejestratorem sygnałów niskonapięciowych nie tylko znacznie ułatwia

¹ Program komputerowy tworzący nowe funkcjonalnie urządzenie przy wykorzystaniu funkcji rzeczywistych urządzeń pomiarowych i podukładów transmisji oraz przetwarzania danych.

zapisywanie sygnałów pomiarowych, ale umożliwia ciągłą kontrolę układu pomiarowego i dostosowywanie parametrów rejestracji do zmian warunków doświadczenia. Decydujące znaczenie ma jednak możliwość gęstego próbkowania sygnałów termoelektrycznych. Szczególnie istotne jest to ostatnie, gdyż wpływa na poszerzenie zakresu dopuszczalnych szybkości zmian temperatury, co jest istotne ze względu na dynamikę procesu obładzania.

W celu umożliwienia pełnej analizy otrzymanych wyników zastosowano rejestrację filmową. Wykonano ją po zsynchronizowaniu zegarów jednostki PC i kamery. Kamera zapisywała przebieg budowania się oblodzenia oraz przebieg odładzania odbiornika wraz ze wskazaniem wskaźnika prędkości.

W skład ostatniego z omawianych podukładów – podukładu zasilania grzałki OCP – oprócz zasilacza stałoprądowego wchodził woltomierz i amperomierz. W czasie doświadczeń dokonywano odczytu wartości chwilowych napięcia i natężenia prądu grzałki, typowych dla danej fazy eksperymentu.

4. Wyniki i ich analiza

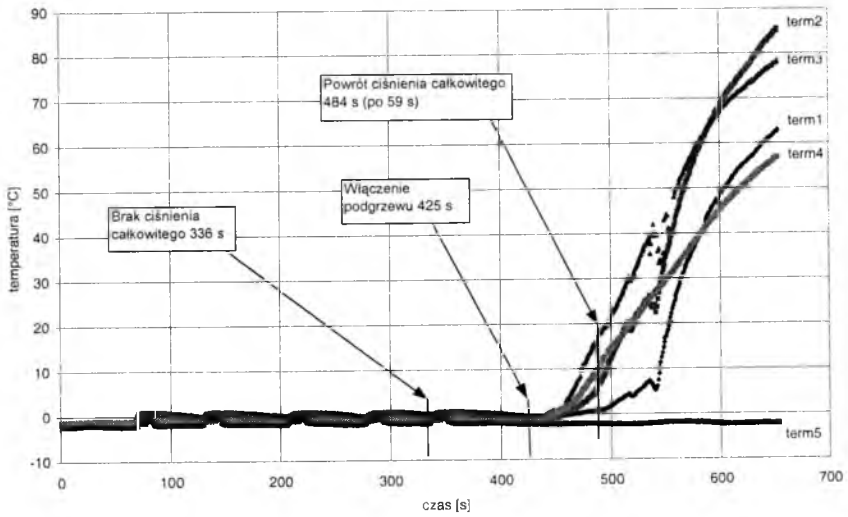
W ramach badań procesu obładzania i odładzania odbiornika ciśnień powietrza przeprowadzono szereg doświadczeń w następujących warunkach:

- temperatura powietrza: od -10 do 0°C ;
- prędkość: od 27.3 do 42.7 m/s;
- czasy dozy wody z atomizera: 15s z powtórzeniami i 100s;
- odbiornik ciśnień powietrza PWD-4 umieszczony w osi tunelu aerodynamicznego.

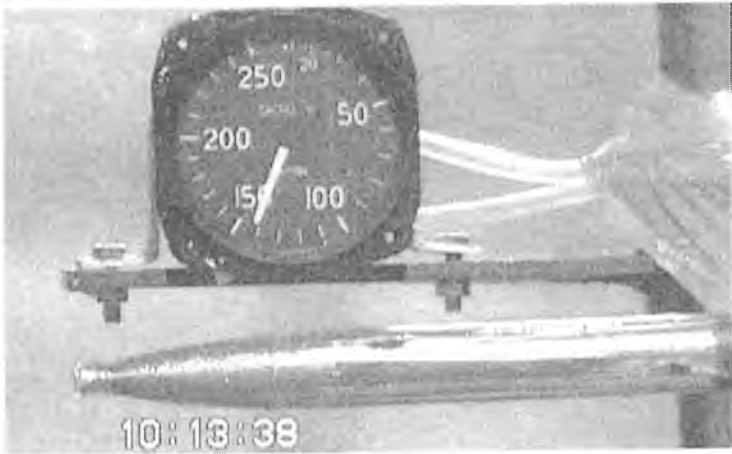
Łącznie wykonano siedemnaście cykli badań dla różnych kombinacji warunków. W ramach niniejszego opracowania zostaną omówione tylko niektóre, najbardziej charakterystyczne eksperymenty.

Jedno z doświadczeń wykonane zostało dla małego przechłodzenia tzn. temperatura powietrza w tunelu wynosiła -2.5°C i prędkości przepływu powietrza 39.2 m/s bez włączonego układu podgrzewania OCP podczas podawania dozy wody. Wilgotność powietrza podczas dozy trwającej 15 s osiągnęła wartość 76 %. Wynik pomiarów temperatury dla tych warunków w wybranych, wcześniej opisanych punktach pomiarowych przedstawia rys. 3.

Przy analizie wykresu (rys. 3) można łatwo zidentyfikować fragmenty odpowiadające pięciokrotnemu uruchomieniu dozownika wody, każdorazowo po 15 s. Zarejestrowane przyrosty temperatury od -2.5°C do około 0°C są związane nie tyle z temperaturą rozpylanej cieczy ile z faktem wydzielania ciepła krzepnięcia przy zamarzaniu.



Rys. 3. Zmiany temperatury – małe przechłodzenie: temperatura powietrza $t_p = -2.5$ °C, prędkość przepływu $w = 39.2$ m/s, wilgotność względna $\varphi = 76\%$



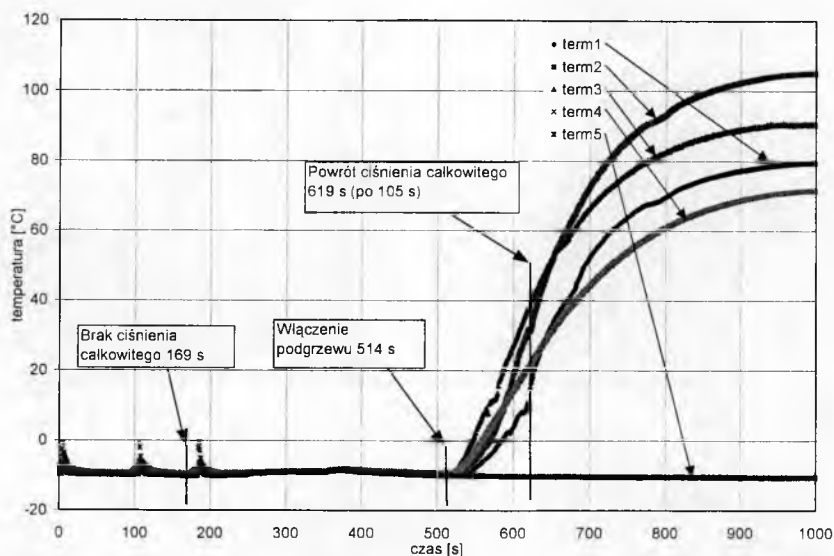
Rys. 4. Zobrazowanie pracy odbiornika ciśnieni PWD-4 na wskaźniku prędkości - małe przechłodzenie: $t_p = -2.5$ °C, $w = 39.2$ m/s, $\varphi = 76\%$. Uwaga: wskazania prędkościomierza mają tylko charakter jakościowy

Jak przedstawiono na rys. 3 brak doprowadzania ciśnienia całkowitego, czyli odbieranego przez czołowy otwór OCP nastąpił na początku piątej dozy (336 s). Zostało to stwierdzone w wyniku obserwacji wskaźnika prędkości umieszczonego obok OCP i zarejestrowane kamerą video (rys. 4). Następnie wykonano próbę odlodzenia

odbiornika ciśnień poprzez włączenie ogrzewania (425 s) z kontynuacją rejestracji wartości temperatury oraz zmian wskazań prędkościomierza na video. Odladanie przeprowadzono z zachowaniem tych samych wartości temperatury powietrza i prędkości napływu. Ponownie prawidłowe wskazania prędkościomierza uzyskano w 84 s tj. po 59 s od czasu włączenia ogrzewania.

Rysunek 4 przedstawia przykład oblodzenia szklistego. Jak podaje literatura [3, 6, 7] jest ono typowe dla małych przechłódzeń powietrza i dużych wodności.

Inne doświadczenie było wykonane przy dużym przechłodzeniu. Temperatura powietrza w tunelu wynosiła -10°C , prędkość przepływu powietrza 38.6 m/s. Tak jak poprzednio podczas podawania wody układ podgrzewania czujnika był wyłączony. Wilgotność powietrza podczas dozy trwającej 15 s osiągnęła wartość 80 %. Wynik pomiarów temperatury dla tych warunków w wybranych, wcześniej opisanych punktach pomiarowych przedstawia rys. 5.

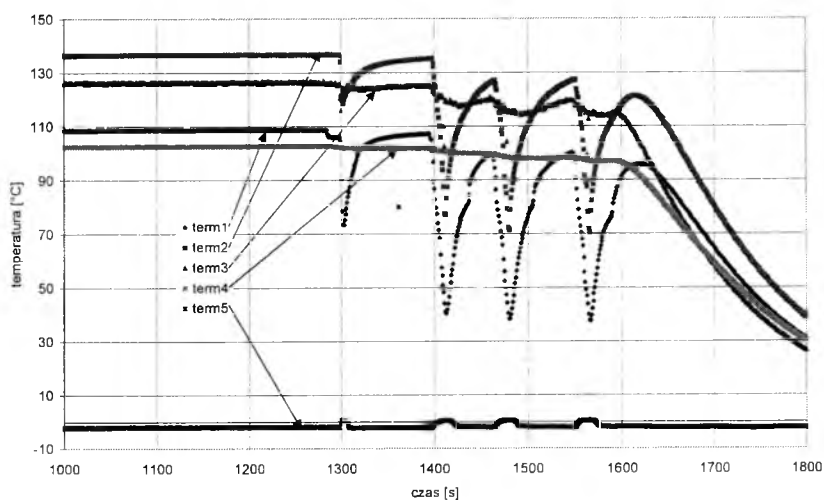


Rys. 5. Zmiany temperatury – duże przechłodzenie - $t_p = -10^{\circ}\text{C}$, $w = 38.6$ m/s, $\varphi = 80\%$

Analizując przebiegi zmian temperatury można zauważyć punkty odpowiadające uruchomieniu dozownika i skorelowane z akcją nawilżania wzrosty temperatury. Przy dużym przechłodzeniu wystarczyły tylko trzy dozy, aby wskazania wskaźnika prędkości przestały być prawidłowe w wyniku oblodzenia OCP. W takich warunkach doświadczenia zarejestrowano tworzenie się oblodzenia matowego, co odpowiada przypadkom opisywanym w literaturze tematu. Dokonano także próby odladania odbiornika poprzez włączenia ogrzewania w 514 s. Powrót do prawidłowych wskazań nastąpił po 105 s (619 s doświadczenia).

Oprócz badań procesu oblodzenia odbiornika ciśnień powietrznych przy nie włączonym ogrzewaniu, a następnie procesu odladania przeprowadzono próby

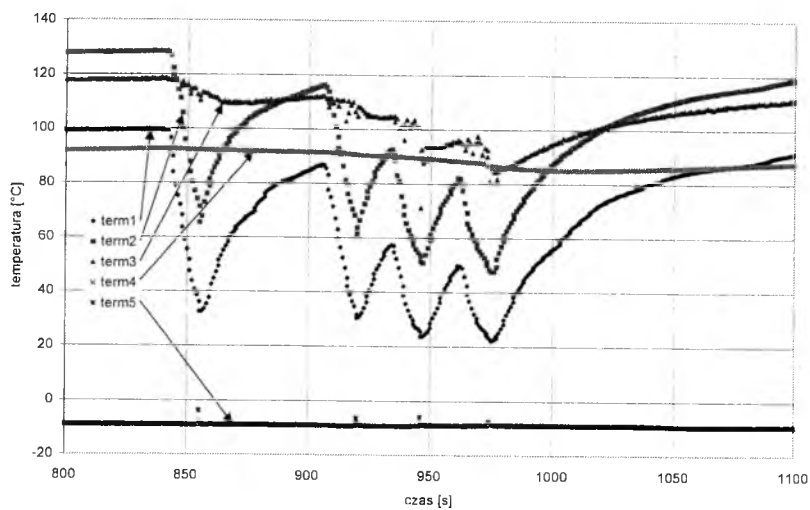
oblodzenia (przy tych samych warunkach przechłodzenia), ale przy włączonym ogrzewaniu. Na rys. 6 przedstawiono przebieg obladzania OCP przy włączonym podgrzewaniu dla małego przechłodzenia tj. dla temperatury powietrza w tunelu -2.5°C , prędkości przepływu powietrza 27.7 m/s Wilgotność powietrza wynosiła 93% . Czas dozy równy 15 s pozostawiono bez zmian i wykonano cztery wtryski. Przy takich warunkach eksperymentu nie zaobserwowano wystąpienia oblodzenia. Wskazania prędkościomierza były poprawne. Najniższą temperaturę zmierzono na odbiorniku ciśnien w rejonie pierwszego termoelementu. Wynosiła ona 37.7°C . Podczas tego doświadczenia zaobserwowano, że najmniej wrażliwe na podanie dozy powodującej spadek temperatury są punkty na powierzchni walcowej (termoelement 3 i 4). Można to wytłumaczyć mniejszym współczynnikiem wychwytu kropeł w tym rejonie w stosunku do części czołowej.



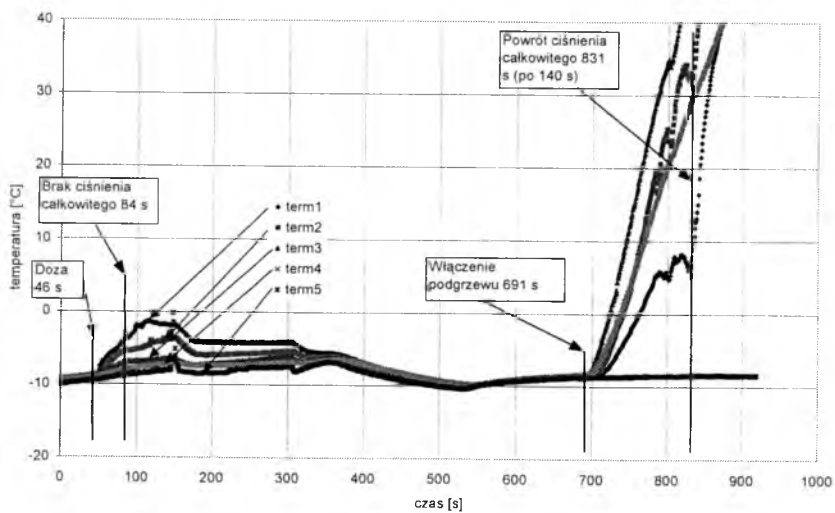
Rys. 6. Małe przechłodzenie ($t_p = -2.5^{\circ}\text{C}$, $w = 27.7\text{ m/s}$, $\varphi = 93\%$) – próba oblodzenia PWD-4 z włączonym podgrzewaniem

Na rysunku 7 przedstawiono wyniki prób oblodzenia ogrzewanego PWD-4 w warunkach dużego przechłodzenia. Podobnie jak przy małym przechłodzeniu OCP nie uległ oblodzeniu, a wskazania wskaźnika prędkości były prawidłowe. Podobnie również zaobserwowano najmniejszy wpływ dozy na termoelementy umieszczone na powierzchni walcowej (termoelementy 3 i 4).

Podawanie doz piętnastosekundowych nie daje pełnego spektrum wyników do analizy. Nasuwa się pytanie, co w przypadku długiego przebywania w warunkach oblodzeniowych? Dlatego przeprowadzono badania PWD-4 poddając go stusekundowemu oddziaływaniu dozy wody. Niestety, ze względu na ograniczenia czasowe nie wykonano jeszcze całego cyklu badań. Dotychczas zostały wykonane próby oblodzenia nieogrzewanego OCP, a następnie próby jego odlodzenia (rys. 8) oraz próby oblodzenia ogrzewanego odbiornika ciśnien przy dużym przechłodzeniu (rys. 9).

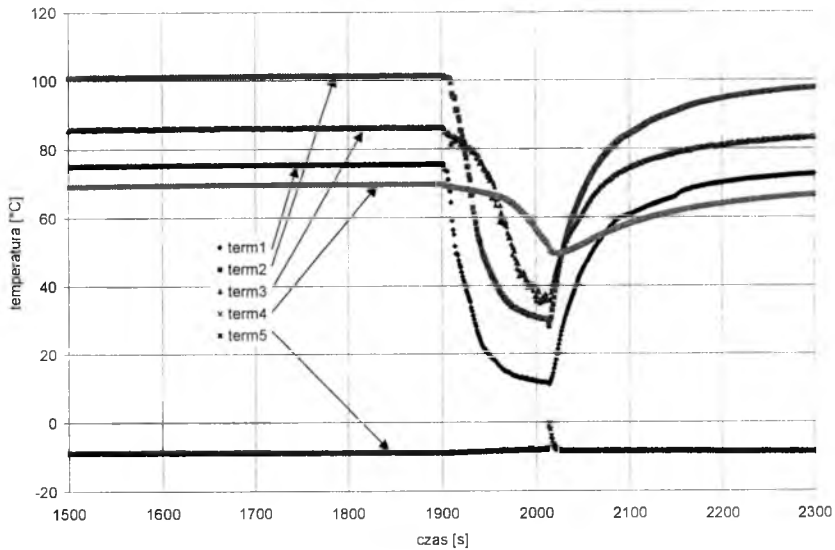


Rys. 7. Duże przechłodzenie ($t_p = -10^\circ\text{C}$, $w = 27.3$ m/s, $\varphi = 98\%$) – próba oblodzenia PWD-4 z włączonym podgrzewaniem



Rys. 8. Zmiany temperatury – duże przechłodzenie – $t_p = -10^\circ\text{C}$, $w = 38.6$ m/s, $\varphi = 85\%$

W czasie doświadczeń pierwszego typu stwierdzono, nieprawidłowe wskazania prędkościomierza już w 38 s nawilżania. Czas wymagany do powrotu prawidłowych wskazań po włączeniu ogrzewania OCP wynosił aż 140 s. Podczas próby oblodzenia ogrzewanego PWD-4 (por. rys. 9) nie nastąpiło oblodzenie, a najniższą temperaturę zarejestrowano w miejscu mocowania czujnika nr 1. Wynosiła ona 11.2°C. Wskazania prędkościomierza nie uległy zmianie.



Rys. 9. Duże przechłodzenie ($t_p = -10^\circ\text{C}$, $w = 38.6 \text{ m/s}$, $\varphi = 84\%$) – próba oblodzenia PWD-4 z włączonym podgrzewaniem, doza 100 s

Zestawienie zbiorcze charakterystycznych parametrów wykonanych doświadczeń przedstawiono w tabeli 2. Analizując rezultaty eksperymentów można stwierdzić, że:

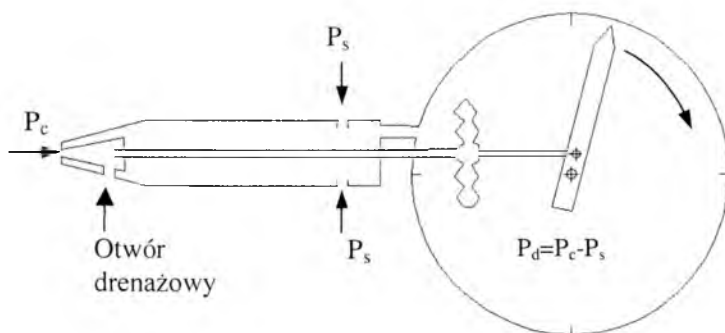
1. Możliwość oblodzenia czujnika PWD-4 z włączonym ogrzewaniem wydaje się mało prawdopodobna.
2. Zmierzone wartości czasu odładzania wydają się dość duże. Ze względu jednak na specyfikę zachodzących zjawisk zmniejszenie czasu odładzania drogą prostych zmian konstrukcyjnych (np. przez zwiększenie mocy grzałki) nie jest możliwe.
3. Przy obładzaniu odbiornika ciśnień, jak również w jego zabezpieczeniu przed obładzaniem, istotną rolę odgrywa przewodzenie ciepła wewnątrz od grzałki do przedniej części czujnika, świadczą o tym uzyskane wyniki pomiaru temperatury.

Tabela 2. Zestawienie wyników eksperymentów

Temperatura powietrza [°C]	Proces	Charakterystyka dozowania*	Czas reakcji wskaźnika**	Minimalna temperatura PWD ogrzewanego [°C]
-2.5	obładanie	285s (5×15s)	272s	
-2.5	odładanie		59s	
-2.5	próba obłodzenia podgrzewanego PWD	284s (4×15s)		37.7
-10	obładanie	200s (3×15s)	169s	
-10	odładanie		105s	
-10	próba obłodzenia podgrzewanego PWD	134s (4×15s)		22.3
-10	obładanie	100s (1×100s)	38s	
-10	odładanie		140s	
-10	próba obłodzenia podgrzewanego PWD	100s (1×100s)		11.2

* czas liczony od początku pierwszej dozy do końca ostatniej, w nawiasie podana liczba doz i czas trwania dozy;

** w przypadku obładania – zanik wskazań lub wskazania nieprawidłowe, przy odładaniu – powrót do wskazań poprawnych.



Rys. 10. Szkic ideowy przekazywania ciśnienia z PWD-4 na wskaźnik prędkości:

P_c - ciśnienie całkowite; P_s - ciśnienie statyczne; P_d - ciśnienie dynamiczne (proporcjonalne do prędkości). Strzałka na wskaźniku określa kierunek wzrostu prędkości

W trakcie badań dokonano wielu interesujących obserwacji. Między innymi, w jednym z eksperymentów stwierdzono, iż wskazania prędkościomierza nie uległy zmianie mimo wystąpienia oblodzenia i zatkania otworów pobierania ciśnienia całkowitego i otworu drenażowego (znajdującego się na części stożkowej odbiornika ciśnień). Wyjaśnienie tego zjawiska wymaga przypomnienia konstrukcji OCP oraz przekazywania sygnału ciśnieniowego (por. rys. 10). Jeżeli oblodzenie ma następujący przebieg: oblodzeniu ulegnie najpierw otwór drenażowy, a dopiero potem otwór pobierający ciśnienie całkowite wtedy wskazania prędkości będą zatrzymane na ostatnim wskazaniu przed „zamknięciem”. W takim przypadku można zorientować się o wystąpieniu oblodzenia dopiero po zmianie wysokości, czyli zmianie ciśnienia statycznego. Zaobserwowane zostaną wtedy wskazania nietypowe. W przypadku zniżania bez zmiany prędkości, czyli wzrostu ciśnienia statycznego obserwowany będzie spadek prędkości bez rzeczywistych przyczyn. W przypadku odwrotnym, tj. przy zwiększaniu wysokości i co za tym idzie zmniejszaniu ciśnienia statycznego zaobserwujemy wzrost prędkości. Taki wariant oblodzenia wystąpił przy małym przechłodzeniu. W tych warunkach stwierdzono, że woda nie zamarza od razu po zetknięciu się kropli z oblodzoną powierzchnią, lecz dopiero w trakcie rozplywu cieczy w cienkiej warstwie wzdłuż obladzanego elementu. Obserwacja ta stawia pod znakiem zapytania wniosek prezentowany w publikacji [5], który mówi: „Pierwszym objawem oblodzenia odbiornika CP jest spadek wartości wskazań prędkości lotu, bez występowania rzeczywistych przyczyn (spadek prędkości obrotowej silnika, wzrost wysokości lotu itp.)”

5. Podsumowanie

W wyniku realizacji przedstawionego projektu badawczego opracowano metodykę badań oblodzeniowych rzeczywistego obiektu. Metodykę i układy przetestowano wykonując doświadczenia dla odbiornika ciśnień powietrza PWD-4. W doświadczeniu dokonano pomiaru rozkładu temperatury prowadząc jednoczesną obserwację i rejestrację fotograficzną (filmową) zjawisk oblodzeniowych. Uzyskano szereg interesujących rezultatów i określono wartości parametrów niezbędnych do planowanych modeli analitycznych i numerycznych zjawisk zachodzących przy obladzaniu i odladzaniu odbiornika ciśnień powietrza.

Bibliografia

1. Michalski L., Eckersdorf K., Kucharski J., *Termometria, Przyrządy i pomiary*, Wydawnictwo Politechniki Łódzkiej, Łódź 1998
2. Wiśniewski S., Wiśniewski T., *Wymiana ciepła*, WNT, Warszawa 2000
3. Panas A., Terpiłowski J., *Analiza termodynamiczna zjawisk wymiany ciepła przy opływie wybranych elementów konstrukcyjnych samolotu TS-11 strumieniem wilgotnego przechłodzonego powietrza dla danych z lotu na trasie Mińsk Mazowiecki-Otwock w dniu 11.11.1998r*, WAT Warszawa 2001

4. Panas A., Waślicki P., *Skalowanie termoelementów z wykorzystaniem wirtualnych przyrządów pomiarowych*, WAT, Warszawa 2001
5. Winiarski R., *Wpływ oblodzenia odbiornika ciśnień powietrza podczas lotu na wskazania przyrządów pilotażowych oraz zapis pokładowego rejestratora parametrów lotu*, Przegląd WLOP 2001
6. Mazin I.P., *Fizicheskie osnovy obledenija samoljotov*, Gidrometeorologicheskoe Izdatelstvo, Moskva 1957
7. Lankford T.T., *Aircraft icing*, McGraw Hill, New York 2000

Experimental investigations of the PWD-4 Pitot tube using a low temperature wind tunnel

Summary

In the paper preliminary results of experiments performed using a PWD-4 dynamic pressure Pitot tube are presented. The experiments were carried out in an IRT at the Institute of Aviation Technology of the Military University of Technology. The research forward on dynamic investigations of the icing and de-icing processes under conditions dose to freezing. During experiments the icing processes were observed and the temperature histories were recorded. The thermocouples of type *K* were mounted at some selected points of the PWD-4 tube. The temperature data was acquired using an adopted or commercially available virtual instrumentation. Simultaneous video recording was done as well. The investigations revealed some interesting phenomena. The data gathered will be used in improving of a methodology of the analysis of transient heat and mass transfer under icing conditions.

ANALIZA WYMIANY CIEPŁA ODBIORNIKA CIŚNIEŃ PWD-4 W WARUNKACH OBLODZENIOWYCH

ANDRZEJ J. PANAS¹

PIOTR WAŚLICKI²

Praca dotyczy modelowania wymiany ciepła dla odbiornika ciśnień powietrza PWD-4. Przedstawiono w niej hybrydowy, analityczno-numeryczny model do analizy zjawisk oblodzeniowych. W części analitycznej wykorzystano klasyczne opracowanie Messingera i zmodyfikowane zależności kryterialne do określenia warunków brzegowych. Osiowosymetryczny model numeryczny zbudowany został przy użyciu pakietu COSMOS/M. Umożliwia on przeprowadzenie obliczeń dla zagadnienia niestacjonarnego. Opracowany model poddano weryfikacji poprzez porównanie wyników obliczeń z wynikami badań doświadczalnych odbiornika ciśnień PWD-4 w warunkach laboratoryjnych, bez oblodzenia przy konwekcji swobodnej. Porównanie pozwoliło na skorygowanie niektórych założeń. W pracy przedstawiono wyniki omawianych testów. Sam model będzie wykorzystany do analizy danych z badań odbiornika ciśnień PWD-4 w tunelu niskich temperatur a w szczególności do rozszerzenia opracowywanych wyników

1. Wstęp

Wśród wielu zagrożeń bezpieczeństwa lotu spowodowanych oblodzeniem można wyróżnić dwie główne ich kategorie: bezpośrednie i pośrednie. Bezpośrednie zagrożenie powodowane jest głównie zmianą charakterystyk aerodynamicznych statku powietrznego. Na przyczyny pośrednie składają się przede wszystkim zjawiska oblodzenia urządzeń pomiarowych i czujników prowadzące w rezultacie do utraty orientacji przestrzennej, czy też kontroli nad parametrami lotu, przez załogę statku powietrznego. Fakt ten uzasadnia potrzebę analizy zjawisk oblodzeniowych elementów konstrukcyjnych różnego typu. Należy przy tym dążyć do udoskonalania metod analizy i włączania do rozważań przypadków słabo dotychczas rozpoznanych.

Przeprowadzone badania miały na celu określenie możliwości przeprowadzenia teoretycznej analizy wymiany ciepła dla odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 w warunkach oblodzeniowych z wykorzystaniem hybrydowych modeli analityczno-numerycznych. Badania rozpoczęto od przeprowadzenia pomiarów rozkładu temperatury w odbiorniku ciśnień powietrznych w warunkach laboratoryjnych przy konwekcji swobodnej. Następnie opracowano model numeryczny odbiornika ciśnień

¹ Dr hab. inż., Wojskowa Akademia Techniczna, apanas@wat.waw.pl.

² Mgr inż., Wojskowa Akademia Techniczna, waslicki@wul.wat.waw.pl.

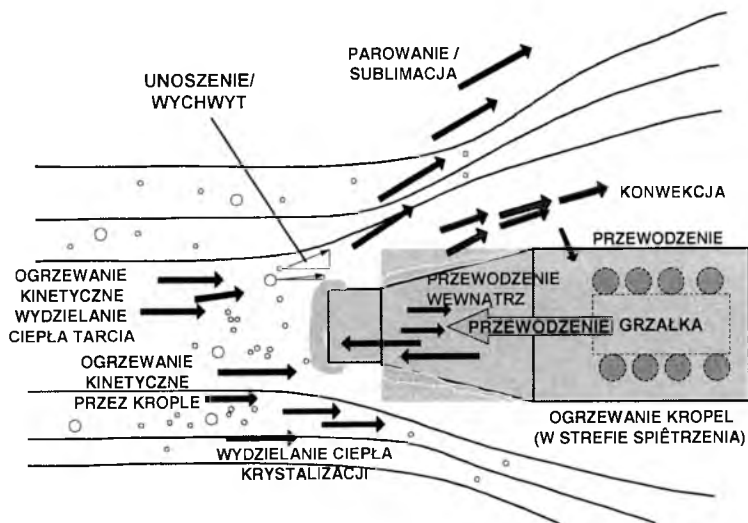
powietrza dla zagadnień niestacjonarnych. Przeprowadzone pomiary rozkładu temperatury pozwoliły na weryfikację oraz uzgodnienie parametrów zbudowanego modelu numerycznego. Uzgodniony dla warunków laboratoryjnych model numeryczny wykorzystano następnie do wstępnej analizy zjawisk wymiany ciepła w odbiorniku ciśnieni w warunkach oblodzeniowych. Uzyskane wyniki zostały skonfrontowane z wynikami wcześniej wykonywanych obliczeń numerycznych dla zagadnienia stacjonarnego z wykorzystaniem modelu uproszczonego [1].

2. Charakterystyka procesu oblodzania

Oblodzenie jest to złożony proces wymiany ciepła i masy w optywie wielofazowym. Złożoność procesu wymiany ciepła wynika z występowania następujących zjawisk fizycznych na oblodzonym obiekcie (rys. 1) [2]:

- parowania i/lub sublimacji,
- ogrzewania kinetycznego i wydzielania ciepła tarcia,
- wydzielania ciepła krystalizacji,
- ogrzewania kropeł w strefie spiętrzenia,
- konwekcji,
- przewodzenia ciepła,
- wychwytu kropeł lub cząstek wody

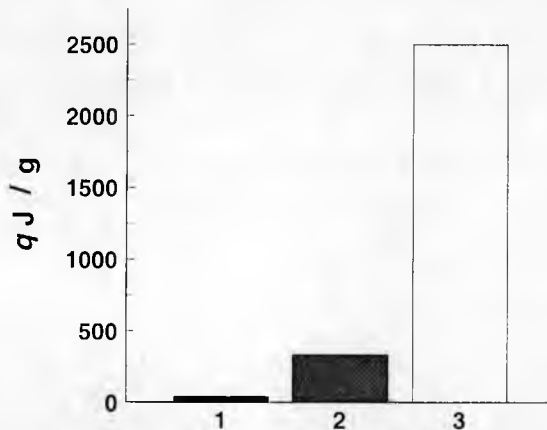
oraz wielu innych, które we wstępnych rozważaniach na ogół są pomijane.



Rys. 1. Zjawiska zachodzące na oblodzonym odbiorniku ciśnieni powietrza PWD-4

Cechy charakterystyczne procesu oblodzania to duże strumienie energii oraz niestabilność, uwarunkowana przeciwstawnym charakterem zachodzących zjawisk

fizycznych (rys. 2). Przeciwny charakter zjawisk fizycznych jest w dużej mierze uwarunkowany dysproporcjami pomiędzy wartością ciepła właściwego wody lub lodu, ciepła topnienia lodu oraz parowania lub sublimacji wody, a także specyficznymi parametrami charakteryzującymi wilgotną atmosferę [1]. Rozwijając pierwszy z wymienionych wątków można stwierdzić, iż ciepło wydzielane przy zamrażaniu 1g wody wystarcza do ogrzania 80g wody o około 1K, będąc jednocześnie równoważnym ciepłu parowania zaledwie około 1/8 g wody.



Rys. 2. Zobrazowanie przeciwnego charakteru zjawisk podczas obładzania:
 1 – ogrzanie 1g wody o 10 K, 2 – ciepło krystalizacji oddane przez 1g wody,
 3 – odprowadzane ciepło parowania 1g wody

Energetyczność procesu można zilustrować innym przykładem. Jeżeli powietrze zostanie potraktowane jako gaz doskonały to wyznaczona gęstość strumienia entalpii powietrza przepływającego z prędkością 150 m/s wynosi $\dot{q} \approx 195 \text{ kW/m}^2$ [2]. Zatem w celu ogrzania o 1 K płynu napływającego w ciągu 1s na 1 m^2 powierzchni należy dostarczyć moc około 0.2 MW. Dla porównania warto podać, że moc turbiny silnika SO-3 (samolot TS-11 ISKRA) wynosi około 0.6 MW, a z przeliczenia pola przekroju poprzecznego samolotu otrzymuje się wartość strumienia entalpii równą około 0.5 MW.

3. Modelowanie numeryczne

Podczas przygotowywania modelu numerycznego pojawiły się problemy natury ogólnej. Pierwszy dotyczył braku możliwości uzyskania rozwiązań analitycznych nawet dla zagadnień o mało skomplikowanej geometrii. Drugi dotyczył braku możliwości pełnego modelowania numerycznego. Ujęcie wszystkich zjawisk przepływu ciepła i masy z przemianami fazowymi w ramach jednego modelu numerycznego jest niezwykle trudne. W szczególności trudne jest uwzględnienie zjawisk cząstkowych i różnic wymiany ciepła w warstwie osadzonego lodu w przypadkach obładzenia matowego oraz szklatego (rys. 3). Pociągnęło to za sobą konieczność przeprowadzenia analizy z wykorzystaniem modelu skojarzonego (hybrydowego) analityczno-numerycznego.

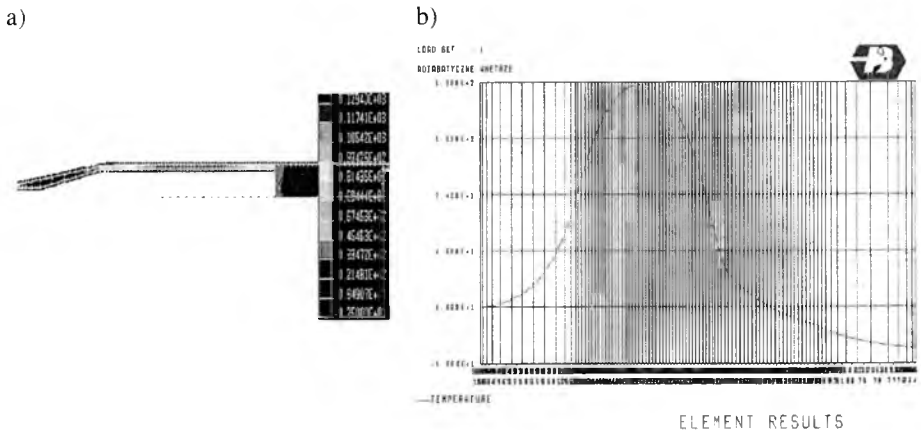


Rys. 3. Przypadki oblodzenia: a) matowe, b) szkliste

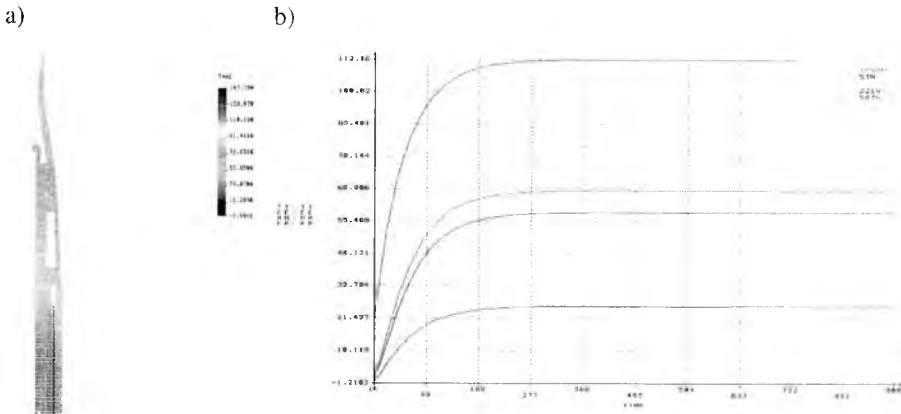
W czasie budowy modelu numerycznego napotkano również problemy innego rodzaju. Wynikły one z braku danych dotyczących parametrów konstrukcyjnych oraz charakterystyk układu przeciwoblodzeniowego (odladzania) odbiornika ciśnień powietrzna PWD-4.

W kolejnych przybliżeniach przygotowano dwa modele numeryczne. Model stacjonarny z uproszczoną geometrią wewnętrzną odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 powstał z wykorzystaniem pakietu BEASY [1] (rys. 4). Charakterystyka modelu uproszczonego PWD-4 – BEASY wygląda następująco:

- metoda elementów brzegowych (MEB),
- zagadnienie stacjonarne, osiowoosymetryczne (dwuwymiarowe),
- przewodzenie ciepła przez elementy konstrukcyjne wewnętrzne zastąpiono poprzez wprowadzenie zastępczej przewodności cieplnej ścianki,
- współczynniki przejmowania ciepła określono ze wzorów kryterialnych,
- strumień ciepła przemian fazowych wody określono na podstawie oszacowań analitycznych (nie dotyczy obliczeń dla warunków laboratoryjnych).



Rys. 4. Model uproszczony PWD-4 – BEASY: a – geometria przedniej części czujnika z naniesionym przykładem rozkładu temperatury; b – przykładowy rozkład temperatury na powierzchni czujnika w warunkach opływu powietrzem suchym; na skali rzędnych podano temperatury w skali od -10 do 130°C



Rys. 5. Model rozwinięty PWD-4 – COSMOS/M: a – geometria modelu z przykładowym rozkładem temperatury; b – przykład wyników obliczeń niestacjonarnych dla przypadku opływu powietrzem suchym (model nieuzgodniony)

Drugim modelem był model niestacjonarny, rozwinięty, z odtworzeniem ciepłowodu wewnętrznego odbiornika ciśnień powietrza PWD-4. Do jego budowy wykorzystano pakiet COSMOS/M (rys. 5). Charakterystyka modelu rozwiniętego PWD-4 – COSMOS/M jest następująca:

- metoda elementów skończonych (MES),
- zagadnienie niestacjonarne, osiowosymetryczne (dwuwymiarowe),
- pełne modelowanie przewodzenia ciepła przez wewnętrzne elementy konstrukcyjne,
- modelowanie wymiany ciepła pomiędzy spiralą grzałki i wewnętrznymi elementami konstrukcyjnymi,
- współczynniki przejmowania ciepła ze wzorów kryterialnych,
- strumień ciepła przemian fazowych wody określony na podstawie oszacowań analitycznych (nie dotyczy obliczeń dla warunków laboratoryjnych).

Wykonanie obliczeń numerycznych wymagało analitycznego określenia współczynnika przejmowania ciepła na powierzchni odbiornika ciśnień powietrza PWD-4. Liczbą stanowiącą kryterium podobieństwa przejmowania ciepła jest liczba Nusselta Nu . Dla przypadku konwekcji swobodnej obliczenia wykonano z zastosowaniem wzorów kryterialnych [3], według algorytmu:

- określenie liczby Rayleigha uwzględniającej siłę masowe

$$Ra_d = Gr \cdot Pr = \frac{g \beta (T_s - T_\infty) d^3 Pr}{\nu^2} \quad (1)$$

- dla $Ra_d < 10^4$ średnią liczbę Nusselta określono z zależności

$$\overline{Nu}_d^3 \exp\left(\frac{-6}{Nu_d}\right) = \frac{Ra_d}{236} \quad (2)$$

- dla $Ra_d > 10^4$ średnią liczbę Nusselta określono z zależności

$$\overline{Nu}_d = 0.372 \sqrt[4]{Gr_d} \quad (3)$$

- średni współczynnik przejmowania ciepła $\bar{\alpha}$ określono z zależności

$$\bar{\alpha} = \frac{\overline{Nu}_d \lambda}{d} \quad (4)$$

gdzie:

Gr – liczba Grashofa,

Pr – liczba Prandtla,

T – temperatura,

g – przyspieszenie grawitacyjne,

β – współczynnik rozszerzalności objętościowej,

ν – współczynnik lepkości kinematycznej,

λ – współczynnik przewodzenia ciepła,

d – średnica charakterystyczna PWD-4.

Dla przypadku konwekcji wymuszonej konieczne jest uwzględnienie liczby Reynoldsa. Obliczenia w tym przypadku wykonano z zastosowaniem następujących zależności [3]:

- liczba Reynoldsa uwzględniającej prędkość płynu

$$Re_{dp} = \frac{w_\infty d}{\nu_p} \quad (5)$$

- liczba Nusselta

$$\overline{Nu}_{dp} = 0.3 + \frac{0.62 Re_{dp}^{\frac{1}{2}} Pr_p^{\frac{1}{3}}}{\left[1 + \left(\frac{0.4}{Pr_p}\right)^{\frac{2}{3}}\right]^{\frac{1}{4}}} \left[1 + \left(\frac{Re_{dp}}{282000}\right)^{\frac{5}{8}}\right]^{\frac{4}{5}} \quad (6)$$

- średni współczynnik przejmowania ciepła $\bar{\alpha}$ określono z zależności

$$\bar{\alpha}_\perp = \frac{\overline{Nu}_{dp} \lambda}{d} \quad (7)$$

- przeliczenie średniego współczynnika przejmowania ciepła na opływ wzdłużny

$$\bar{\alpha} = \varepsilon_{\psi} \bar{\alpha}_{\perp} \quad (8)$$

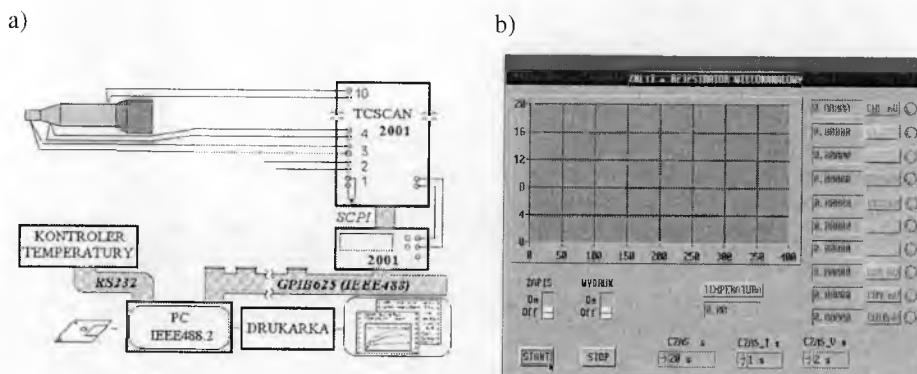
Współczynnik ε_{ψ} określono z ekstrapolacji zależności podanej w [3] (por. opracowanie [1]).

Przy analizie wymiany ciepła podczas opływu odbiornika ciśnień powietrza wilgotnym powietrzem w warunkach oblodzenia powtórzono założenia przyjęte w opracowaniu [1]. Oznaczało to założenie, że cała wychwycona woda odparowuje, odprowadzając tym samym ciepło przemiany fazowej. Ilość wychwyconej wody oszacowano z uwzględnieniem odpowiednich zależności dla obliczeniowych warunków zewnętrznych i obliczeniowych parametrów atmosfery (np.: rozkład widmowy kropeł chmury).

4. Badania doświadczalne

Stanowisko do badania odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 w warunkach konwekcji swobodnej zbudowane zostało w oparciu o multimetr KEITHLEY 2001 [4] z kartą dziesięciokanałowego przełącznika sygnałów niskonapięciowych termoelektrycznych TSCAN 2001 [5] oraz komputer klasy PC z kartą interfejsu NI 488.2 firmy National Instruments. Układ przedstawiono schematycznie na rys.6 (por. również [6]). Stanowisko składało się z:

- podukładu pomiaru temperatury,
- podukładu automatycznej kontroli pomiaru,
- podukładu rejestracji sygnałów.

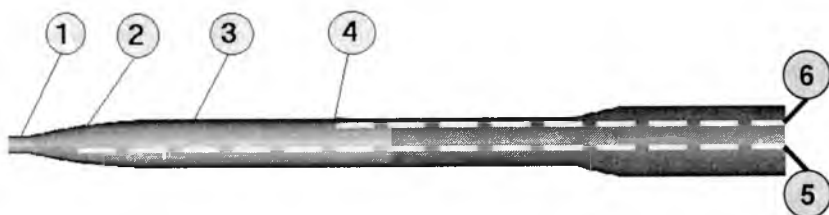


Rys. 6. Układ pomiaru temperatury odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 w warunkach laboratoryjnych przy konwekcji swobodnej (a) oraz panel rejestratora wirtualnego (b)

Rejestrator zapewnia rejestrację w 10 niezależnych kanałach. W pomiarach wykorzystano 6 kanałów. Sterowanie układem pomiaru i rejestracji temperatury

odbywało się z wykorzystaniem wirtualnego przyrządu pomiarowego. Zastosowanie wirtualnego kontrolera – rejestratora w połączeniu z multimetrem niskonapięciowym nie tylko znacznie ułatwia zapisywanie sygnałów pomiarowych, ale umożliwia ciągłą kontrolę układu pomiarowego i dostosowywanie parametrów rejestracji do zmian warunków doświadczenia.

Do pomiaru temperatury wykorzystano termoelementy typu K [7]. W celu uzyskania odpowiednich parametrów dynamicznych termopary wykonano z drutów o średnicy 0.06 mm (podwójny, w osłonie teflonowej, dostawca: OMEGA/USA). Termoelement właściwy, o długości około 1 m, zakończono wtykiem MTK do podłączenia przewodów kompensacyjnych o długości 1 m.



Rys. 7. Schemat rozmieszczenia termoelementów na odbiorniku ciśnień powietrza PWD-4

Do montażu termoelementów wybrano cztery charakterystyczne punkty na powierzchni (por. tab. 1, poz. 1, 2, 3, 4 oraz rys. 7), w których wykonano wyfrezowania i umieszczono termoelementy w taki sposób, by nie wystawały ponad powierzchnię i pozostawały w kontakcie z podłożem. Wcięcia zalano żywicą ciepłoprzewodzącą OMEGA BOND 400, przytwierdzając w ten sposób końcówki termoelementów. Dodatkowo umieszczono dwa termoelementy wewnątrz odbiornika ciśnienia powietrza PWD-4 (por. tab. 1, poz. 5, 6 oraz rys. 7). Termoelement nr 5 umieszczono w rejonie otworu odbioru ciśnienia całkowitego, termoelement nr 6 w rejonie otworów odbioru ciśnienia statycznego (por. tab. 1, poz. 5, 6 oraz rys. 7).

Tabela 1. Zestawienie informacji o zastosowanych termoelementach

Nr termoelementu	Miejsce mocowania na PWD-4 (od czoła OCP)	Kanał	Uwagi
1	4.5 mm	5	rejon odbioru ciśnienia całkowitego
2	25 mm	6	za ciepłowodem
3	86 mm	7	rejon grzałki PWD-4
4	167 mm	8	rejon odbioru ciśnienia statycznego
5	28 mm	9	w kanale ciśnienia całkowitego
6	170 mm	10	w kanale ciśnienia statycznego

Termoelementy zajęły sześć z dziesięciu kanałów rejestratora w tym wypadku były to kanały o numerach od 5 do 10. Kanał pierwszy jest standardowo wykorzystywany do rejestracji sygnału napięciowego z wewnętrzznego, integralnego czujnika temperatury wnętrza karty przełączników (skanera).

Przygotowanie pomiarów laboratoryjnych poza opisanymi powyżej zagadnieniami wymagało sprecyzowania warunków pomiarów. Warunki te są następujące:

- moc grzałki odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 14.6 W (ok. 5% deklarowanej wartości nominalnej),
- temperatura powietrza 20°C,
- rozdzielczość rejestracji 10⁻⁷V,
- łączny czas skanowania wszystkich kanałów około 1min,
- zastosowanie sekwencji zwrotnej skanowania (por. [6]).

W czasie doświadczeń badano procesy nagrzewania się czujnika po włączeniu zasilania grzałki oraz studzenia po jej wyłączeniu. Wyniki pomiarów opracowano przy wykorzystaniu standardowych charakterystyk czujników termoelektrycznych typu K (por. [7]).

5. Wyniki i ich analiza

Wykonanie analizy numerycznej wymiany ciepła dla odbiornika ciśnień PWD-4 w warunkach oblodzeniowych wymaga uprzedniego określenia parametrów modelu dyskretnego. Ustalenie części z nich, takich jak np. dane materiałowe większości elementów konstrukcyjnych, nie wzbudza większych kontrowersji. Niektóre z parametrów można określić posilując się zależnościami kryterialnymi - problem ten dyskutowano w poprzednich punktach. Pozostają jednak pewne charakterystyki, których wyznaczenie nie do końca można uznać za jednoznaczne. Do kluczowych tego typu parametrów należy zaliczyć dane dotyczące modelowania zjawisk wewnętrznej wymiany ciepła. W modelu uproszczonym PWD-4 - BEASY są to zastępcze wartości przewodności cieplnej materiału ścianki (por. [1]), a w modelu rozwiniętym PWD-4 - COSMOS zastępcze wartości przewodności cieplnej ośrodka wypełniającego przestrzeń pomiędzy spiralą grzałki i wewnętrznymi elementami konstrukcyjnymi czujnika ciśnień. Rozsądnym sposobem postępowania w takim przypadku wydaje się być uzgadnianie parametrów modelu numerycznego poprzez eksperymentalną weryfikację wyników obliczeń otrzymanych dla przypadku modelowego. Za modelowe uznano wyniki badań laboratoryjnych czujnika w warunkach konwekcji swobodnej. Procesowi uzgadniania poddano model rozwinięty PWD-4 - COSMOS.

Wstępne obliczenia numeryczne wykonane zostały w ramach pracy [1]. Ze względu na charakter opracowania wykorzystano w nich model uproszczony PWD-4 - BEASY. Przyjęte do obliczeń charakterystyki odpowiadały zawyżonym wartościom ciepła odprowadzanego od czujnika i niedoszacowanym wartościom strumieni ciepła przekazywanego do neuralgicznej czołowej części czujnika. W założeniu chodziło o otrzymanie dolnego oszacowania temperatur w określonych punktach odbiornika ciśnień. Zastosowanie modelu stacjonarnego nie pozwoliło jednak na uzyskanie danych dotyczących dynamiki procesów wymiany ciepła w warunkach oblodzeniowych.

Tabela 2. Zestawienie wartości temperatury w wybranych punktach pomiarowych

Numer punktu	Temperatura [°C]		
	Model numeryczny		Doświadczenie
	uproszczony BEASY	rozwinięty COSMOS	
1	76	80	92
2	79	81	93
3	84	84	88
4	58	63	68
5	X	82	94
6	X	62	68

Tabela 3. Zestawienie stałych czasowych procesu nagrzewania

Numer punktu	Stała czasowa procesu nagrzewania przy konwekcji swobodnej [s]		Proporcja dośw./numer.
	COSMOS	Doświadczenie	
1	709	713	1.01
2	695	715	1.03
3	658	708	1.08
4	881	927	1.05
5	690	720	1.04
6	882	911	1.03

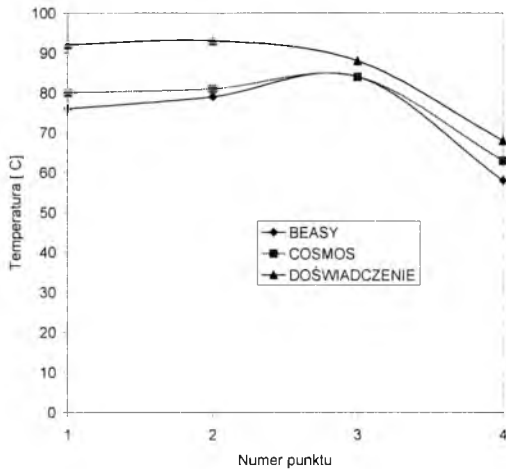
Model rozwinięty, niestacjonarny, PWD-4 - COSMOS powstał w oparciu podobne założenia obliczeniowe. Przy obliczeniach wymiany ciepła dla laboratoryjnych warunków modelowych przyjęto zależności kryterialne podane w punkcie 3. W procesie uzgadniania zmieniano wartości zastępczej przewodności cieplnej ośrodka otaczającego grzałkę odbiornika ciśnień, starając się uzyskać, podobne jak w doświadczeniu, charakterystyki czasowe procesu nagrzewania elementów konstrukcyjnych po włączeniu grzałki.

Wyniki obliczeń wykonanych z wykorzystaniem modelu przyjętego do dalszej analizy i wyniki badań doświadczalnych porównano w tabelach 2 i 3 oraz na rys. 8 i 9.

W tabeli 2 i na rysunku 8 zestawiono wartości temperatur uzyskiwanych w stanie ustalonym po włączeniu grzałki odbiornika ciśnień. Dla porównania do prezentacji włączono również wyniki uzyskane przy tych samych założeniach w modelu uproszczonym.

Charakterystyczne dla przedniej części odbiornika ciśnień PWD-4 rozbieżności wyników obliczeń numerycznych w stosunku do doświadczenia są prawdopodobnie spowodowane brakiem uzgodnienia lokalnych wartości współczynnika przyjmowania ciepła. Poprawienie dokładności modelowania będzie możliwe po iteracyjnym uzgodnieniu wartości współczynników przyjmowania ciepła na powierzchniach zewnętrznych poprzez ich dopasowanie do otrzymanywanych powierzchniowych rozkładów temperatury. Na obecnym etapie analizy, wobec spełnienia założeń

podstawowych, dotyczących uzyskania oszacowania dolnego, dalszych prac w tym kierunku zaniechano.



Rys. 8. Porównanie rozkładów temperatury na powierzchni odbiornika ciśnień w warunkach konwekcji swobodnej

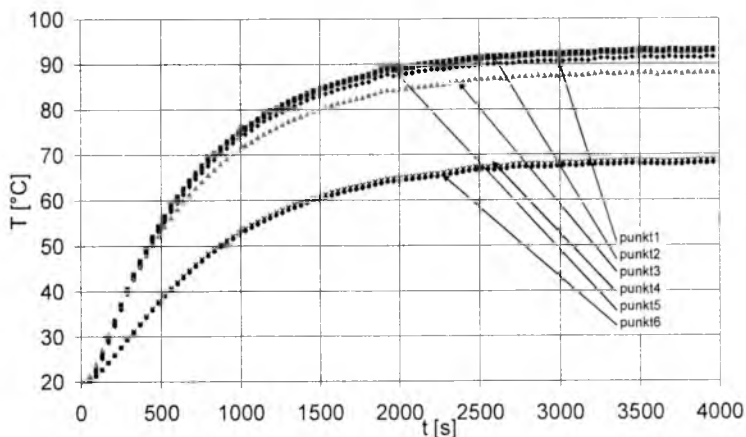
Zmiany temperatury w wybranych punktach kontrolnych z badań doświadczalnych i niestacjonarnego modelowania numerycznego porównano na rysunku 9. Oprócz różnic omówionych w przypadku powyżej przeprowadzonej analizy stacjonarnego stanu nasycenia większych rozbieżności w tym zakresie nie zaobserwowano. Zgodność wstępnie uzgodnionego niestacjonarnego modelu numerycznego z doświadczeniem ilustrują dane zawarte w tabeli 3. Zamieszczono tam wartości stałych czasowych procesu nagrzewania poszczególnych stref odbiornika ciśnień PWD-4. Obliczeń stałych czasowych dokonano zgodnie z metodyką przedstawioną w monografii [7]. Zgodność poszczególnych wartości dowodzi poprawności modelowania wewnętrznej dystrybucji ciepła w odbiorniku ciśnień.

W ramach prezentowanej pracy dokonano również wstępnych obliczeń numerycznych wymiany ciepła w odbiorniku ciśnień PWD-4 w warunkach oblodzeniowych przy wykorzystaniu opracowanego rozwiniętego modelu niestacjonarnego PWD-4 - COSMOS. Ograniczono się przy tym do przypadku stacjonarnego, przyjmując założenia obliczeniowe jak w opracowaniu [1], tzn.:

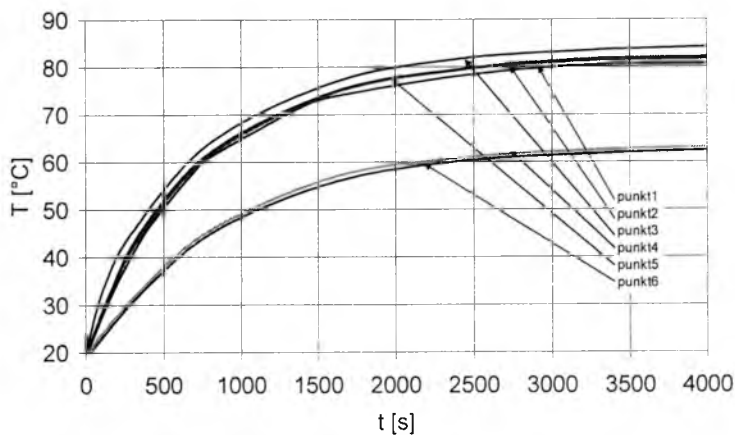
- prędkość lotu 150 m/s,
- wodność atmosfery 1 g/m³,
- temperatura powietrza -2,5 °C,
- wilgotność względna 98%,
- globalny współczynnik wychwytu równy 1,
- moc grzałki 260 W.

Założenia te odpowiadały przypadkowi lotu statku powietrznego analizowanego w cytowanej wyżej pracy.

a)



b)



Rys. 9. Konwekcja swobodna – zmiany temperatury w czasie: a) – doświadczenie; b) – obliczenia numeryczne (model niestacjonarny)

Tabela 4. Wyniki obliczeń numerycznych – stacjonarne modelowanie wymiany ciepła

Model	Powietrze suche		Powietrze wilgotne (warunki oblodzeniowe)	
	T_{\min} [°C]	T_{\max} [°C]	T_{\min} [°C]	T_{\max} [°C]
BEASY	16	128	6	126
COSMOS	39	122	25	117

Obliczenia numeryczne wykonano dla warunków opływu powietrzem suchym i wilgotnym. Warunki brzegowe, odzwierciedlające zjawiska fizyczne omówione niniejszego punkcie 2 niniejszego opracowania, przyjęto również zgodnie z [1]. W wyniku obliczeń uzyskano wyniki jakościowo pokrywające się z wcześniejszymi wynikami szacunkowych obliczeń w modelowaniu uproszczonym PWD-4 BEASY. Zestawienie minimalnych i maksymalnych temperatur powierzchni odbiornika ciśnień PWD-4 dla analizowanych przypadków zawiera tabeli 4. Porównanie uzyskanych wartości potwierdza postawioną w [1] tezę dotyczącą małego prawdopodobieństwa utrzymania oblodzenia sprawnego odbiornika ciśnień PWD-4 z włączoną grzałką. Inny wniosek dotyczy istotnej roli wewnętrznego miedzianego ciepłowodu zastosowanego w konstrukcji odbiornika ciśnień. Przy podobnych wartościach temperatur maksymalnych otrzymuje się bowiem znaczne różnice w wartościach minimalnej temperatury powierzchni dla obu porównywanych modeli. Można dodać, że temperatury maksymalne w modelu rozwiniętym występują w obszarach bliższych czołowej części odbiornika ciśnień PWD-4.

6. Podsumowanie

W pracy przedstawiono metodykę analizy zjawisk wymiany ciepła i masy w warunkach oblodzeniowych odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 jako elementu konstrukcyjnego z wewnętrznym źródłem ciepła. Metodyka ma charakter uniwersalny i może zostać wykorzystana do analizy wymiany ciepła innych elementów konstrukcyjnych. Zbudowano model numeryczny umożliwiający analizę procesów niestacjonarnych. Uzyskanie większej zgodności pomiędzy wynikami obliczeń i doświadczenia wymaga jeszcze wprowadzania dalszych zmian do modelu numerycznego.

Prezentowane wyniki obliczeń z wykorzystaniem rozwiniętego modelu niestacjonarnego mają jedynie charakter wyników wstępnych. Niezbędnym ich uzupełnieniem wydaje się być analiza procesów niestacjonarnych zachodzących w obładzanym czujniku.

Przedstawiony w pracy model będzie wykorzystany do analizy wyników badań tunelowych odbiornika ciśnień PWD-4 (por. [8]).

Bibliografia

1. Panas A., Terpiłowski J., *Analiza termodynamiczna zjawisk wymiany ciepła przy opływie wybranych elementów konstrukcyjnych samolotu TS-11 strumieniem wilgotnego przechłodzonego powietrza dla danych z lotu na trasie Mińsk Mazowiecki-Otwock w dniu 11.11.1998r*, WAT Warszawa 2001
2. Messinger B.L., *Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed*, Journal of the Aeronautical Sciences, January 1953
3. Wiśniewski S., Wiśniewski T., *Wymiana ciepła*, WNT, Warszawa 2000
4. *Model 2001 Multimetr Operator's Manual*, KEITHLEY Instruments, Inc., Cleveland 1992

5. *Model 2001 – TASCAN Scanner Card*, Instruction Manual, Keithley Instruments, Inc., Cleveland 1993
6. Panas A., Waślicki P., *Skalowanie termoelementów z wykorzystaniem wirtualnych przyrządów pomiarowych*, WAT, Warszawa 2001
7. Michalski L., Eckersdorf K., Kucharski J., *Termometria, Przyrządy i pomiary*, Wydawnictwo Politechniki Łódzkiej, Łódź 1998
8. W. Sobieraj, A. Panas, Z. Wojciechowski, P. Waślicki, *Doświadczalne badania odbiornika ciśnień PWD-4 w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur*, Mechanika w lotnictwie 2002

Modelling of the heat exchange in the analysis of PWD-4 pitot tube under icing conditions

Summary

The weather related effects, including aircraft icing, affect flying behaviour more than other physical factor. Within a wide range of the icing related hazards two categories can be distinguished: direct, when the aerodynamic characteristics of aircraft are deteriorated by the ice accretions and indirect, when the icing causes malfunctioning of the flight control devices which results in deceiving the crew. Due to the fact that many icing related accidents could be attributed to the indirect loss of the control over the flight and as well as that the range of the icing physical parameters combination is almost infinite such problems should still be analysed.

The present paper is devoted to modelling of the heat exchange in the PWD-4 Pitot tube under icing conditions. This is an aircraft device of crucial importance. A hybrid analytical-numerical model has been developed. Analytically determined boundary conditions have been planned to use as input to numerical step-wise calculations. A finite element axisymmetric model of the PWD-4 Pitot tube has been elaborated using the COSMOS/M software package for transient heat exchange calculations. Then, the model has been adjusted then by comparison of the results of test calculations with the results of experiments. The experiments have been performed on a PWD-4 Pitot tube under free convection while the deicing heater has been alternatively turned on and off. The paper contains both a brief description of the measuring apparatus and the results of test measurements and calculations.

The developed model will be employed in analysis of the icing effect using wind tunnel tests with the PWD-4 dynamic pressure sensor.

Rozdział IV

Dynamika środków bojowych

ZASTOSOWANIE METOD IDENTYFIKACJI DO OCENY JAKOŚCI PROCESU NAPROWADZANIA I LOTU STEROWANEJ RAKIETY

PIOTR GOLAŃSKI¹⁾
JERZY MANEROWSKI²⁾
STANISŁAW RYMASZEWSKI³⁾

W artykule przedstawiono opracowaną przez autorów metodologię oceny stanu technicznego przelicznika komend stacji naprowadzania raket (SNR) oraz kierowanej rakiety przeciwlotniczej średniego zasięgu. Podstawą zaproponowanej metodologii jest ocena stanu wspomnianych elementów zestawu raketowego na podstawie wyznaczanych metodami identyfikacji wartości ich parametrów dynamicznych. Dla rozpatrywanych obiektów technicznych wspomnianymi parametrami są odpowiednie współczynniki opracowanych modeli praw sterowania przelicznika komend SNR oraz modeli przeciążeń aerodynamicznych i silnikowych sterowanej rakiety. Z kolei oceny wyników identyfikacji współczynników powyższych modeli, a w efekcie oceny stanu technicznego układów przelicznika i rakiety dokonuje się w oparciu o zaproponowane modele diagnostyczne opisane odpowiednimi wskaźnikami i kryteriami oceny.

1. Wstęp

Rosnące zainteresowanie problemami oceny lub szerzej diagnostyki technicznej związane jest z wciąż wzrastającymi wymaganiami stawianymi urządzeniom technicznym. Szczególnie istotne znaczenie odgrywają metody diagnostyczne w ocenie stanu technicznego sprzętu wojskowego. Wynika to z faktu, iż utrzymywanie wysokiego stopnia gotowości bojowej oraz bezpieczeństwa użytkowania stanowią jedne z najistotniejszych wymagań stawianych przed tym sprzętem. Dlatego też zagadnienia związane z szeroko rozumianą eksploatacją lotniczego sprzętu wojskowego były jednym z podstawowych kierunków prac naukowo-badawczych prowadzonych w ITWL praktycznie od początku jego istnienia. Niniejszy artykuł dotyczy tej problematyki. Przedstawiono w nim proponowaną przez autorów metodologię oceny stanu technicznego najistotniejszych elementów przeciwlotniczego zestawu raketowego: przelicznika komend stacji naprowadzania raket (SNR) oraz kierowanej rakiety średniego zasięgu. Podstawą prezentowanej metodologii jest zastosowanie

¹⁾ dr inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. +48 (0)22 6852191, e-mail: pgoal@polbox.com

²⁾ prof. dr hab.inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. +48 (0)22 6852191

³⁾ dr inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. +48 (0)22 6852191

w ocenie wspomnianych obiektów metod modelowania matematycznego dynamiki obiektów i procesów z wykorzystaniem metod identyfikacji parametrycznej [1, 2, 4]. Opracowanie powyższych modeli i metod oceny możliwe było w oparciu o zarejestrowane w trakcie rzeczywistych strzelań rakietowych przebiegi czasowe sygnałów SNR, zawierające informację o chwilowych położeniach rakiety i wartościach komend kierowania rakieta.

W artykule przedstawiono przyjęty do identyfikacji parametrów dynamicznych przelicznika komend model matematyczny praw sterowania rakieta wraz z odpowiadającym mu modelem diagnostycznym i przykładowymi wynikami oceny jakości funkcjonowania (p.2) oraz przyjęte przez autorów do opisu własności dynamicznych rakiety postacie modeli przeciążeń z odpowiadającym im modelem diagnostycznym (p.3). Wspomniane modele diagnostyczne określono w postaci odpowiednich wskaźników jakości i kryteriów ich oceny, charakteryzujących stan funkcjonowania (sprawny, niesprawny) wymienionych elementów rozpatrywanego zestawu przeciwlotniczego w oparciu o zidentyfikowane parametry dynamiczne przelicznika i rakiety.

2. Ocena stanu technicznego przelicznika komend

Proponowana przez autorów metoda oceny stanu technicznego przelicznika komend stacji naprowadzania dotyczy, jak wspomniano wcześniej, oceny poprawności charakterystyk dynamicznych przelicznika w oparciu o odpowiedni model diagnostyczny, wykorzystujący zidentyfikowane parametry dynamiczne podlegającego ocenie przelicznika. Model taki przedstawiono w p.2.1 niniejszego artykułu. Natomiast w p.2.2 zamieszczono wyniki oceny stanu technicznego przeliczników różnych SNR otrzymane z wykorzystaniem opracowanego modelu diagnostycznego.

2.1. Model diagnostyczny przelicznika komend SNR

Dla określenia modelu diagnostycznego obiektu technicznego wymagana jest znajomość zjawisk fizycznych, w oparciu o które działa dany obiekt. Formalny opis matematyczny zjawiska fizycznego jest wyrażany w formie modelu matematycznego. Opis taki zawiera charakterystyki dynamiczne badanego obiektu wyrażone w postaci odpowiednich równań. Równania te zawierają znane wielkości fizyczne i związane z nimi współczynniki. Współczynniki te zwane współczynnikami modelu mogą być wyznaczane metodami analitycznymi lub, jak to przedstawiono w artykule „Identyfikacja modeli dynamiki procesów naprowadzania i lotu sterowanej rakiety”, metodami identyfikacji parametrycznej. Wyznaczone współczynniki można traktować jako wektor cech obiektu w . Korzystając z tego wektora można zdefiniować model diagnostyczny jako zależność [3]:

$$J = G(w) \quad (1)$$

gdzie:

J – wskaźnik jakości,

G – operator.

Dla rozpatrywanego w niniejszym punkcie obiektu to jest przelicznika komend, o sprawności jego funkcjonowania decyduje zachowanie zakładanych (projektowanych) własności dynamicznych procesu generacji komend. W pracy [2] autorzy wykazali, że wspomniany proces generacji komend jest dobrze odwzorowywany przez model matematyczny praw sterowania przelicznika opisywany następującą zależnością:

$$u(t) = \sum_{i=0}^K a_i \frac{d^{(i)}}{dt^i} h(t) + \sum_{j=1}^L b_j \frac{d^{(j)}}{dt^j} u(t) + c \quad (2)$$

gdzie a_i , b_j i c są nieznanymi, wyznaczanymi metodami identyfikacji współczynnikami charakteryzującymi parametry dynamiczne procesu naprowadzania. Mając na uwadze własności metod identyfikacji wspomniane współczynniki opisują własności dynamiczne rzeczywistego, identyfikowanego przelicznika. Tym samym mogą one stanowić podstawę do oceny stanu przelicznika na drodze porównania ze współczynnikami uznanymi za poprawne (wzorcowe).

Mając na uwadze powyższe autorzy przyjęli, że miarodajnym wskaźnikiem oceny funkcjonowania przelicznika komend stacji naprowadzania może być wskaźnik jakości J zdefiniowany wzorem:

$$J = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (w_i - w_i^*)^2 \quad (3)$$

gdzie:

N – liczba współczynników,

w_i – współczynniki badanego (identyfikowanego) przelicznika,

w_i^* – współczynniki przelicznika przyjętego za wzorcowy.

Poniżej przedstawiono wyniki zastosowania przyjętego wskaźnika jakości J do oceny stanu technicznego przeliczników komend różnych SNR.

2.2. Wyniki oceny stanu technicznego przelicznika

W oparciu o wyniki rejestracji prawidłowego procesu naprowadzania uzyskane na wybranej stacji, przeprowadzono identyfikację modeli praw sterowania (2) przelicznika tejże stacji. W wyniku identyfikacji otrzymano zestaw współczynników modeli, które zostały przyjęte za wzorcowe i oznaczone jako w_i^* . Następnie przeprowadzono identyfikację modeli (2) wykorzystując wyniki poligonowych strzelań raketowych otrzymane z innych SNR lub też dla innych rodzajów naprowadzania. W rezultacie określono wartości współczynników modeli praw sterowania badanych przeliczników komend w_i . Następnie wykorzystując zależność (3) obliczono wskaźniki jakości odpowiadające zidentyfikowanym zestawom współczynników. W tabeli 1 przedstawiono przykładowe wartości wskaźników jakości J wyznaczone dla dwóch kanałów naprowadzania w oparciu o sześć zestawów danych pomiarowych oznaczonych kolejnymi symbolami od Id1 do Id6.

Tabela 1. Wartości wskaźników jakości J

Kanał	Identyfikacja					
	Id1	Id2	Id3	Id4	Id5	Id6
I	0.10	2.84	2.55	2.13	0.01	183.54
II	0.26	7.31	5.34	1.85	0.26	395.35

Jak łatwo zaobserwować na podstawie zamieszczonych w tablicy danych, obliczone wartości wskaźnika jakości J charakteryzują się bardzo dużą rozpiętością. Wartości te można podzielić umownie na trzy zakresy: wartości małe poniżej 1.0, średnie powyżej 1.0 i mniejsze od 10.0 oraz duże. Małe wartości wskaźnika występują dla strzelań Id1 i Id5 i odpowiadają wynikom identyfikacji uzyskanym dla danych otrzymanych z rejestracji naprowadzania rakiety metodą trzech punktów (TP) [5, 6]. Warto zaznaczyć, że współczynniki dla Id1 otrzymano z tej samej SNR co współczynniki wzorcowe, natomiast współczynniki dla Id5 otrzymano z innej stacji naprowadzania. Wartości średnie występują dla Id2, Id3 i Id4. Wyniki te uzyskano w oparciu o dane z rejestracji strzelań raketowych realizowanych metodą naprowadzania TP-MW [5, 6]. Dla tej metody, jak wynika z opisów literaturowych, przelicznik ma modyfikowany współczynnik c modelu (2), czego odzwierciedleniem są otrzymane większe wartości wskaźnika jakości. Największe modyfikacje wspomnianego współczynnika przelicznika występują podczas strzelania do celu naziemnego (metoda TP-ZIEMIA [5, 6]). Potwierdzeniem tego faktu są bardzo duże wartości wskaźnika jakości J uzyskane dla danych ze strzelania oznaczonego jako Id6, realizowanego powyższą metodą.

Uwzględniając poczynione spostrzeżenia należy stwierdzić, że określony zależnością (3) wskaźnik jakości J umożliwia ogólną ocenę stanu funkcjonowania przelicznika. Jego wadą jest natomiast to, iż charakteryzuje stan pracy przelicznika jako pewnej całości zawierając w swojej definicji wszystkie współczynniki modelu praw sterowania. Dlatego też autorzy zaproponowali wprowadzenie dodatkowego wskaźnika oceny pozwalającego na ocenę poszczególnych parametrów dynamicznych badanego przelicznika, a tym samym ocenę funkcjonowania jego poszczególnych układów. Wspomniany wskaźnik sformułowano w postaci błędu względnego δw_i , wartości ocenianego współczynnika badanego przelicznika w stosunku do wartości odpowiedniego współczynnika przelicznika przyjętego za wzorcowy. Matematycznie rozpatrywany wskaźnik zdefiniowany jest zależnością:

$$\delta w_i = \left| \frac{w_i - w_i^*}{w_i^*} \right| \quad (4)$$

Wartości błędów względnych współczynników (4), wyznaczone na podstawie wyników identyfikacji modeli praw sterowania (2) dla sześciu zestawów danych pomiarowych oznaczonych symbolami od Id1 do Id6, zamieszczono w tabeli 2.

Tabela 2. Wartości błędów względnych współczynników δw_i

		δw_i					
		a_0	a_1	a_2	b_1	b_2	c
Id1	I	0.47	0.37	0.67	0.01	0.11	0.21
	II	0.24	0.11	0.66	0.00	0.37	0.60
Id2	I	0.19	0.05	0.94	0.04	0.07	1.21
	II	0.13	0.10	0.93	0.25	0.22	3.21
Id3	I	0.11	0.06	1.77	0.24	0.17	1.15
	II	0.22	0.25	1.16	0.05	0.24	2.74
Id4	I	0.72	0.76	1.33	0.30	0.37	1.04
	II	0.20	0.01	1.85	0.68	0.78	1.61
Id5	I	0.00	0.28	1.40	0.13	0.14	0.07
	II	0.24	0.29	1.86	0.14	0.28	0.60
Id6	I	0.65	0.58	0.81	0.49	0.24	9.73
	II	0.17	0.50	1.05	0.60	0.00	23.58

Jak wynika z przedstawionych w tab.2 danych, największe rozbieżności w określeniu wartości błędu względnego δw_i występują zgodnie z oczekiwaniami dla współczynnika c modelu praw sterowania (2). Jak już wspomniano wcześniej, w interpretacji fizycznej współczynnik ten jest związany z wartością modyfikującą sygnał sterujący w zależności od stosowanego rodzaju naprowadzania rakiety dla metody trzech punktów (TP, TP-MW, TP-ZIEMIA). Podobnie jak w przypadku wskaźnika jakości J , uzyskane wartości błędu względnego δw_i dla współczynnika c modelu, można podzielić na trzy grupy. Grupę pierwszą tworzą wartości małe (poniżej 1.0), które otrzymano dla strzelań Id1 oraz Id5 realizowanych metodą TP. Większe wartości błędu względnego występują dla danych eksperymentalnych Id2, Id3, Id4 i odpowiadają one strzelaniom wykonywanym metodą naprowadzania TP-MW, dla której współczynnik c jest większy. Trzecią grupę stanowią wyniki otrzymane dla Id6 co odpowiada strzelaniu metodą TP-ZIEMIA, dla której to metody występują bardzo znaczne modyfikacje wartości współczynnika c modelu praw sterowania (2). Tym samym potwierdzone zostały wnioski poczynione podczas analizy wskaźników jakości J . Należy jednak mieć na uwadze, że dowodem na decydujący wpływ współczynnika c na wartość wskaźników jakości są przedstawione w tabeli 2 wartości błędów względnych tego współczynnika.

Podsumowując, należy stwierdzić dużą przydatność wprowadzonego wskaźnika δ_w , do oceny pracy części funkcjonalnych przelicznika komend rozpatrywanego w pracy typu SNR.

3. Ocena stanu technicznego sterowanej rakiety

Przedstawiona w niniejszym rozdziale metodologia oceny stanu technicznego rakiety przeciwlotniczych rozpatrywanego typu, analogicznie jak w przypadku oceny funkcjonowania przeliczników komend SNR, dotyczy oceny poprawności jej parametrów dynamicznych. W proponowanej metodzie omawiane parametry określone są w procesie identyfikacji współczynników tzw. modeli przeciążeń, stanowiących modele matematyczne podlegających ocenie charakterystyk dynamicznych badanej (identyfikowanej) rakiety. Opracowane przez autorów dla potrzeb identyfikacji wspomnianych charakterystyk postaci modeli przeciążeń podłużnych oraz poprzecznych rakiety przedstawiono w p.3.1. Natomiast odpowiadający przyjętym modelom przeciążeń model diagnostyczny, przeznaczony do oceny stanu technicznego rakiety, zaprezentowano w p.3.2 niniejszego artykułu. Omawiany model określono w postaci odpowiednich wskaźników zdefiniowanych za pomocą identyfikowanych współczynników modeli przeciążeń oraz kryteriów oceny tych wskaźników.

3.1. Modele przeciążeń sterowanej rakiety

Model ogólny przeciążenia podłużnego n_x dla potrzeb zamodelowania własności dynamicznych rozpatrywanej rakiety w kanale związanym z jej osią podłużną określono w postaci zależności:

$$n_x = \frac{F_{st} (1 + 0.006\Delta T_p) - 0.3C_{x0_{zn}} (Ma)qS}{mg} + \frac{-w_{ind} \frac{0.96 (n_I^2 + n_{II}^2)mg}{qS} - 0.96 W_{\alpha\beta} (n_I^2 + n_{II}^2)}{qS} \quad (5)$$

gdzie:

- F_{st} – ciąg marszowego silnika raketowego dla temperatury paliwa $T_{st}=288K$,
- ΔT_p – odchyłka rzeczywistej temperatury paliwa raketowego od T_{st} ,
- q – ciśnienie dynamiczne,
- g – przyspieszenie ziemskie,
- $C_{x0_{zn}} (Ma)$ – założony przebieg znormalizowanego współczynnika oporu rakiety przy zerowej sile nośnej,
- m – bieżąca masa rakiety,
- w_{ind} – współczynnik oporu indukowanego,
- n_I, n_{II} – składowe przeciążenia rakiety wzdłuż jej osi związanych odpowiednio z kanałem I oraz II naprowadzania,
- $W_{\alpha\beta}$ – współczynnik wiążący wartości kątów aerodynamicznych z wielkością składowych przeciążenia n_I i n_{II} .

W powyższym modelu podlegającymi identyfikacji, a tym samym opisującymi rzeczywiste własności dynamiczne ocenianej rakiety w jej kanale podłużnym parametrami są ciąg silnika marszowego F_{st} i współczynnik oporu indukowanego w_{ind} .

Z kolei modele przeciążeń poprzecznych autorzy przyjęli w identycznej dla obu jej kanałów naprowadzania (z uwagi na identyczność zjawisk fizycznych generacji przeciążeń w tych kanałach) postaci równań różniczkowych zwyczajnych II-go rzędu:

$$\frac{d^2}{dt^2}n(t) + a_1 \frac{d}{dt}n(t) + a_0 n(t) = b_2 \frac{d^2}{dt^2}K(t) + b_0 K(t) + c \quad (6)$$

gdzie:

n – przeciążenie rakiety w danym kanale naprowadzania (n_I lub n_{II}),

K – komenda kierowania w danym kanale naprowadzania (K_I lub K_{II}).

W modelu (6) identyfikowanymi w oparciu o dane eksperymentalne zarejestrowane w trakcie strzelań raketowych, a tym samym określającymi parametry dynamiczne rzeczywistej (ocenianej) rakiety są współczynniki równania a_0 , a_1 , b_0 , b_2 oraz c .

Metody opracowania podanych powyżej postaci modeli przeciążeń podłużnych i poprzecznych rakiety opisano szczegółowo w pracy [2]. Tamże przedstawiono wyniki weryfikacji tych modeli dowodzące bardzo dobrej dokładności odwzorowania charakterystyk dynamicznych rzeczywistych raket przez zidentyfikowane modele przeciążeń (5) oraz (6). Tym samym potwierdzono możliwości wiarygodnego wykorzystania wyników identyfikacji, a dokładniej zidentyfikowanych wartości współczynników przedstawionych modeli przeciążeń do celów oceny stanu technicznego rozpatrywanego w artykule typu rakiety.

3.2. Model diagnostyczny sterowanej rakiety

Model diagnostyczny rozpatrywanego w artykule typu rakiety opracowano w postaci odpowiednich wskaźników określonych przez współczynniki modeli przeciążeń oraz wiarygodnych kryteriów, jakie powinny spełniać zdefiniowane wskaźniki dla sprawnej technicznie rakiety. Z uwagi na istotnie odmienne postacie modeli przeciążeń podłużnych oraz poprzecznych, w obu rozpatrywanych przypadkach określono zupełnie różne wskaźniki i tym samym kryteria ich oceny.

Dla kanału podłużnego wyznaczenie powyższych parametrów diagnostycznych jest zagadnieniem stosunkowo prostym. Z faktu, że jedynym elementem rakiety mającym praktycznie wpływ na jej własności dynamiczne w rozpatrywanym kanale jest silnik raketowy intuicyjnie wynika, że miarodajnym wskaźnikiem stanu technicznego rakiety dotyczącym kanału podłużnego jest względna wartość odchyłki zidentyfikowanej wartości ciągu silnika ocenianej rakiety od wartości ciągu odpowiadającej w pełni sprawnemu technicznie silnikowi marszowemu modelowanej rakiety. Uwzględniając powyższe uwagi poszukiwany wskaźnik zdefiniowano zależnością:

$$J_1 = \frac{100|23200 - F_{st}|}{23200} \quad [\%] \quad (7)$$

w której wartość F_{st} jest wielkością ciągu silnika ocenianej rakiety dla temperatury paliwa raketowego $T_{st}=288$ K, wyznaczoną z identyfikacji modelu przeciążeń

podłużnych (5), natomiast wartość 23200 N odpowiada uzyskanym wynikiem identyfikacji ciągu rzeczywistych rakiet. Ze względu na brak danych literaturowych powyższa wielkość została przyjęta jako nominalna wartość ciągu dla modelowanego typu rakiet. Z kolei uwzględniając oszacowany poziom błędów identyfikacji ciągu silnika raketowego F_{st} , małą liczbę zidentyfikowanych rakiet (2 egzemplarze), na podstawie których określono nominalną wartość ciągu we wskaźniku (7) oraz szacowane (nieznane) dopuszczalne eksploatacyjne tolerancje ciągu, kryterium oceny określono na poziomie kilkunastoprocentowym. Tym samym w opinii autorów wartości wskaźnika J_1 przekraczające kilkanaście procent zdają się potwierdzać odstępstwa stanu technicznego silnika ocenianej rakiety od normy tym większe, im większa wartość wskaźnika.

Określenie właściwych wskaźników i kryteriów oceny własności dynamicznych ruchu poprzecznego rakiety stanowi znacznie bardziej złożone zagadnienie. W pierwszym rzędzie wynika to z faktu, że ze względu na sposób modelowania przeciążeń poprzecznych, zidentyfikowane wartości współczynników tych modeli nie reprezentują rzeczywistych wielkości fizycznych, jak to ma miejsce w przypadku ciągu dla modelu przeciążeń podłużnych. Po drugie, z teorii układów dynamicznych, a takimi są rozpatrywane modele przeciążeń poprzecznych wynika, że o ich własnościach dynamicznych decydują nie bezwzględne wartości współczynników, lecz przede wszystkim proporcje pomiędzy nimi. W wyniku szczegółowych analiz wyników identyfikacji potwierdzających powyższe uwagi ustalono, że miarodajnymi wskaźnikami oceny własności dynamicznych ruchu bocznej rakiety, a tym samym stanu technicznego układów rakiety odpowiedzialnych za ten ruch, są proporcje odpowiednich współczynników modeli, mających decydujący wpływ na podlegające ocenie własności tj. proporcje pomiędzy współczynnikami a_0 , a_1 i b_0 . W ocenie nie uwzględniono współczynnika b_2 z uwagi na jego zdecydowanie mniejszy wpływ na dokładność odwzorowania rzeczywistych przeciążeń, a tym samym istotnie gorszą dokładność jego identyfikacji. Ostatecznie zdefiniowano dwa identyczne dla obu ocenianych kanałów poprzecznych rakiety wskaźniki określone wzorami:

$$J_2 = \frac{a_0}{a_1} \qquad J_3 = \frac{a_0}{b_0} \qquad (8)$$

Z kolei kryteria oceny powyższych wskaźników określono na podstawie otrzymanych wyników identyfikacji współczynników modeli przeciążeń poprzecznych dla dwóch egzemplarzy sprawnych technicznie rakiet. Wyliczone wartości wskaźników w zależności od numeru zidentyfikowanego kanału poprzecznego oraz rakiety zawierały się w następujących przedziałach:

$$J_2 = 2.6 \div 3.3 \qquad J_3 = 3.2 \div 3.7 \qquad (9)$$

Wydaje się, że dla sprawnych technicznie rakiet, zidentyfikowane wartości współczynników modeli przeciążeń poprzecznych tych rakiet powinny spełniać kryteria, zdefiniowane przedstawionymi w (9) dopuszczalnymi przedziałami zmienności. Tryb przypuszczający powyższego stwierdzenia wynika z faktu, że kryteria oceny określone zostały na podstawie jedynie dwóch egzemplarzy rakiet. Niewątpliwie

wiarygodne potwierdzenie przyjętych granic przedziałów zmienności czy też ich modyfikacja wymaga przeanalizowania wyników identyfikacji znacznie większej ilości rakiet (reprezentatywnej próby statystycznej). Zamiarem autorów artykułu jest praktyczna realizacja tego postulatu w miarę napływu danych eksperymentalnych ze strzelań raketowych.

4. Podsumowanie

Przedstawione w artykule wyniki potwierdzają przydatność opracowanych modeli diagnostycznych bazujących na metodach identyfikacji do zastosowań związanych z oceną stanu technicznego rzeczywistych elementów przeciwlotniczego zestawu raketowego: rakiety średniego zasięgu i układ przelicznika komend. Zaprezentowane metody diagnostyczne w głównej mierze mogą być wykorzystane w zobiektywizowaniu oceny poprzez wsparcie procesu decyzyjnego o przyczynach nieudanego strzelania. W przypadku modelu diagnostycznego rakiety jest to w praktyce jego jedyne racjonalne wykorzystanie. Powyższy wniosek wynika z faktu, iż stwierdzenie ewentualnej niesprawności rakiety wymaga jej wystrzelenia, a zatem nie ma możliwości jej usprawnienia przed wykonaniem strzelania. Natomiast w przypadku przelicznika komend model diagnostyczny umożliwia wykrycie usterki technicznej tego elementu i tym samym pozwala na doprowadzenie przelicznika do stanu zdatności przed następnym strzelaniem. Tym samym w opinii autorów przedstawiony model diagnostyczny przelicznika komend w istotny sposób może się przyczynić do poprawy stanu gotowości rozpatrywanych zestawów raketowych. Możliwe jest również, jak pokazano w artykule, określenie metody naprowadzania w oparciu o wartość wskaźnika jakości J .

Bibliografia

1. Golański P., *Identyfikacja układu wylicznika komend stacji naprowadzania rakiet*, Prace Naukowe ITWL zeszyt nr 10 „Technika Lotnicza”, Wyd. ITWL, Warszawa, 2000, s.5+10
2. Golański P., Rymaszewski S., *Identyfikacja modeli dynamiki procesów naprowadzania i lotu sterowanej rakiety*, Rozprawa doktorska, Wyd. ITWL, Warszawa, 2001
3. Józefik W., Pietrasieński J., *Modelowanie obiektów dla celów diagnostycznych*, Biuletyn WAT XXVII nr 3, Warszawa, 1978
4. Manerowski J., *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa, 1999
5. *Stacja naprowadzania rakiet SNR-125MI, opis techniczny UWK*, DWOPK, Warszawa, 1986, OPK 1013/85, BT ITWL pf3883
6. *Opis i eksploatacja aparatury UWK i APS stacji SNR-125M*, MON DWOPK, Warszawa 1978

Identification methods in the assesement of missile guidance/flight quality**Summary**

Methods for evaluating health/maintenance status of the medium-range surface-to-air missile and the guidance system thereof (the commands-processing unit of the missile-guiding station) are presented in the paper. The methods mentioned above are based on evaluation of specified elements of the missile set, employing the results of identification of its dynamic coefficients. These are the coefficients of models of steering rules and coefficients of g-force models. The final evaluation is performed basing on the developed diagnostic models described with proper indicators and evaluation criteria.

IDENTYFIKACJA MODELI DYNAMIKI PROCESÓW NAPROWADZANIA I LOTU STEROWANEJ RAKIETY

PIOTR GOLAŃSKI¹⁾

JERZY MANEROWSKI²⁾

STANISŁAW RYMASZEWSKI³⁾

Problematyka niniejszego artykułu dotyczy zagadnień modelowania matematycznego z wykorzystaniem metod identyfikacji rzeczywistych procesów i obiektów występujących w trakcie pracy bojowej dywizjonu kierowanych rakiet przeciwlotniczych średniego zasięgu. Zainteresowanie autorów powyższymi zagadnieniami wynikało w głównej mierze z prowadzonych w ITWL prac związanych z budową symulatora szkoleniowego rozpatrywanego dywizjonu raketowego. W artykule przedstawiono opracowane przez autorów dla potrzeb symulatora modele matematyczne: dynamiki procesu naprowadzania realizowanego przez przelicznik komend stacji naprowadzania oraz dynamiki lotu sterowanej komendami kierowania rakiety. Ze względu na brak danych literaturowych wspomniane modele wyznaczono metodami identyfikacji wykorzystując posiadane dane eksperymentalne zarejestrowane podczas rzeczywistych strzelań poligonowych. W przyjętej przez autorów metodologii identyfikacji podlegały współczynniki modeli praw sterowania przelicznika i modeli przeciążeń sterowanej rakiety, charakteryzujące rzeczywiste własności dynamiczne identyfikowanych obiektów. Zaprezentowane w artykule przykładowe wyniki identyfikacji i weryfikacji dowodzą dobrego odwzorowania rzeczywistości przez opracowane modele procesów naprowadzania i lotu sterowanej rakiety, a tym samym potwierdzają możliwość wykorzystania tych modeli we wspomnianym symulatorze szkoleniowym.

1. Wstęp

Wysokie koszty związane z wykorzystaniem współczesnego sprzętu bojowego, bezpieczeństwo szkolenia oraz zapewnienie wysokiej jego efektywności determinują coraz szersze wykorzystanie różnego rodzaju imitatorów i symulatorów. Podstawą ich działania są modele symulacyjne, opisujące istotne z punktu widzenia przeznaczenia danego symulatora własności symulowanych obiektów i procesów. W tym kontekście niezwykle ważnym wymogiem stawianym przed tymi modelami jest dokładność odwzorowania przez nie rzeczywistości. Problematyka niniejszego artykułu dotyczy właśnie metod wyznaczania wiarygodnych matematycznych modeli symulacyjnych,

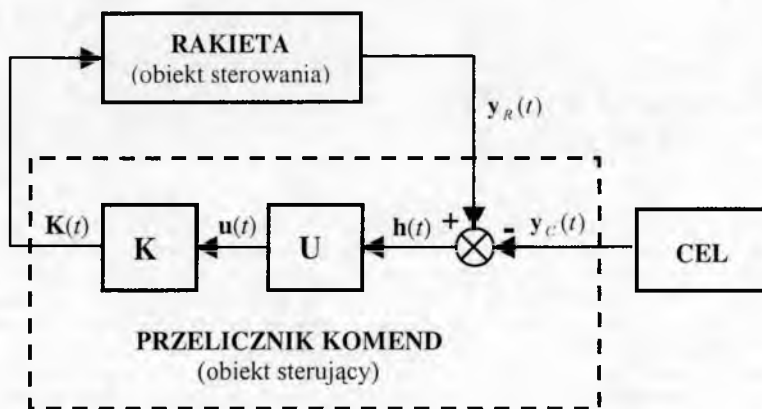
¹ dr inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. +48 (0)22 6852191, e-mail: pgoal@polbox.com

² prof. dr hab.inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. +48 (0)22 6852191

³ dr inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, tel. +48 (0)22 6852191

wykorzystywanych w opracowanym w ITWL symulatorze szkolenia załóg dywizjonów rakiet przeciwlotniczych średniego zasięgu.

W procesie modelowania matematycznego podstawowe znaczenie ma przeznaczenie modelu w symulatorze oraz związane z tym wymogi stawiane przed modelem. Dla poszukiwanych modeli symulacyjnych powyższe kryteria wynikają z analizy strukturalnej i funkcjonalnej pracy bojowej modelowanego dywizjonu raketowego, którego schemat funkcjonalny przedstawiono na rys. 1.



Rys.1. Schemat funkcjonalny pracy bojowej dywizjonu raketowego

Z przedstawionego schematu wynika, że dla potrzeb rozpatrywanego symulatora szkoleniowego niezbędne jest wyznaczenie następujących modeli matematycznych:

- modelu dynamiki lotu rakiety, umożliwiającego wyznaczenie toru lotu sterowanej komendami kierowania $K(t)$ rakiety,
- modelu dynamiki lotu celu powietrznego przeznaczonego do symulacji jego toru lotu,
- modelu przelicznika komend Stacji Naprowadzania Rakiet (SNR) generującego komendy kierowania $K(t)$ rakiety na podstawie położenia rakiety $y_R(t)$ i celu $y_C(t)$.

Z uwagi, że cel nie jest związany sprzężeniem zwrotnym z pozostałymi układami i może być traktowany jako zewnętrzny element wejściowy. Zatem do generacji chwilowych położenia celu można wykorzystać opracowane w ITWL modele statków powietrznych (m.in. przedstawione w [2, 4]) lub nawet tory lotów rzeczywistych obiektów. Uwzględniając powyższe, zagadnienie modelowania pracy bojowej dywizjonu raketowego sprowadza się praktycznie do opracowania modeli dynamiki naprowadzania i lotu rakiety. Najistotniejszym problemem w określeniu powyższych modeli, stanowił brak niezbędnych do modelowania danych literaturowych (transmitancje elektronicznych układów przelicznika, charakterystyki aerodynamiczne rakiety, układów sterowania rakiety itd.), wynikający ze ściśle limitowanej wiedzy na ten temat. Brak wspomnianych charakterystyk danych z jednej strony jak też jakościowe wymagania stawiane przed poszukiwanymi modelami matematycznymi, skłoniły autorów do zastosowania w procesie modelowania metod identyfikacji parametrycznej [3, 5], umożliwiających wyznaczenie poszukiwanych własności

obiektów (procesów) na podstawie danych eksperymentalnych. Do identyfikacji niezbędnych charakterystyk modelowanych obiektów autorzy wykorzystali posiadane dane, zawierające przebiegi czasowe współrzędnych położenia rakiety i celu oraz komend kierowania, zarejestrowane podczas rzeczywistych strzelań poligonowych.

W punkcie 2 artykułu przedstawiono założone przez autorów postacie ogólne modeli praw sterowania przelicznika, przykładowe wyniki identyfikacji i weryfikacji tych modeli. Natomiast punkt 3 poświęcony jest modelowi dynamiki lotu sterowanej rakiety. Zaprezentowano w nim sformułowaną postać tego modelu, założone postacie ogólne modeli przeciążeń (podłużnych i poprzecznych) charakteryzujących własności dynamiczne rakiety, wyniki identyfikacji tych modeli oraz rezultaty weryfikacji modelu dynamiki wykorzystującego zidentyfikowane modele przeciążeń.

2. Model matematyczny przelicznika komend SNR

Przelicznik komend stacji naprowadzania rakiet stanowi element funkcjonalny zamkniętego układu sterowania rakieta przedstawionego na rys. 1. W zaznaczonym na rysunku węźle sumacyjnym, w oparciu o wyznaczone wektory stanu celu i rakiety generowana jest wektor uchybów $\mathbf{h}(t)$ określony ogólną zależnością:

$$\mathbf{h}(t) = \mathbf{h}(\mathbf{y}_R(t), \mathbf{y}_C(t), t) \quad (1)$$

Zadaniem sterowania jest minimalizacja wektora uchybów $\mathbf{h}(t)$. Realizacją tego zadania zajmuje się blok generacji sygnałów sterujących U (rys. 1.) Blok ten stanowi układ elektroniczny przelicznika, którego wyjście w dziedzinie zmiennej zespolonej s przekształcenia Laplace'a opisane jest wektorem sterowania $\mathbf{u}(s)$:

$$\mathbf{u}(s) = \mathbf{U}(s) \cdot \mathbf{h}(s) \quad (2)$$

Transmitancję $\mathbf{U}(s)$ układu U można wyrazić ilorazem:

$$\mathbf{U}(s) = \frac{W_n(s)}{W_m(s)} \quad (3)$$

gdzie $W_n(s)$ oraz $W_m(s)$ są wielomianami odpowiednio n -tego i m -tego stopnia ($n \leq m$).

Podstawiając (3) do (2), po przekształceniu otrzymujemy równanie:

$$W_m(s) \cdot \mathbf{u}(s) = W_n(s) \cdot \mathbf{h}(s) \quad (4)$$

Mając na uwadze, że rozpatrywana rakietą jest naprowadzana w dwóch niezależnych kanałach nazywanych odpowiednio kanałem I oraz II naprowadzania, wektor sterowań $\mathbf{u}(t)$ w zależności (4) określony jest przez składowe:

$$\mathbf{u}(t) = \begin{bmatrix} u_I(t) \\ u_{II}(t) \end{bmatrix} \quad (5)$$

Opierając się na metodologii teorii sterowania oraz analizie układu U modelowanego przelicznika [6, 7] równanie (4) można, przechodząc na dziedzinę czasu, zapisać w postaci równań różniczkowych:

$$u(t) = \sum_{i=0}^I a_i \frac{d^{(i)}}{dt^i} h(t) + \sum_{j=1}^J b_j \frac{d^{(j)}}{dt^j} u(t) + c \quad (6)$$

gdzie:

$u(t)$ – sygnał sterujący w danym kanale naprowadzania (u_I lub u_{II}),

$h(t)$ – uchyby naprowadzania w danym kanale,

a_i, b_j, c – nieznanne współczynniki,

stanowiących postać ogólną modeli praw sterowania dla wymienionych kanałów naprowadzania.

Z kolei w oparciu o wyznaczone sygnały sterujące u_I i u_{II} generowane są komendy kierowania K_I i K_{II} według poniższych zależności:

$$\begin{aligned} K_I(t) &= C \cdot u_I(t) - \kappa(t) \cdot u_{II}(t) \\ K_{II}(t) &= C \cdot u_{II}(t) + \kappa(t) \cdot u_I(t) \end{aligned} \quad (7)$$

gdzie:

C – stała,

$\kappa(t)$ – zmienny w czasie współczynnik.

Układy równań (6) i (7) stanowią pełny model przelicznika komend SNR, którego nieznanne współczynniki a_i, b_j i c wyznaczone zostały, zgodnie z przyjętymi przez autorów założeniami, metodami identyfikacji w oparciu o zarejestrowane dane eksperymentalne.

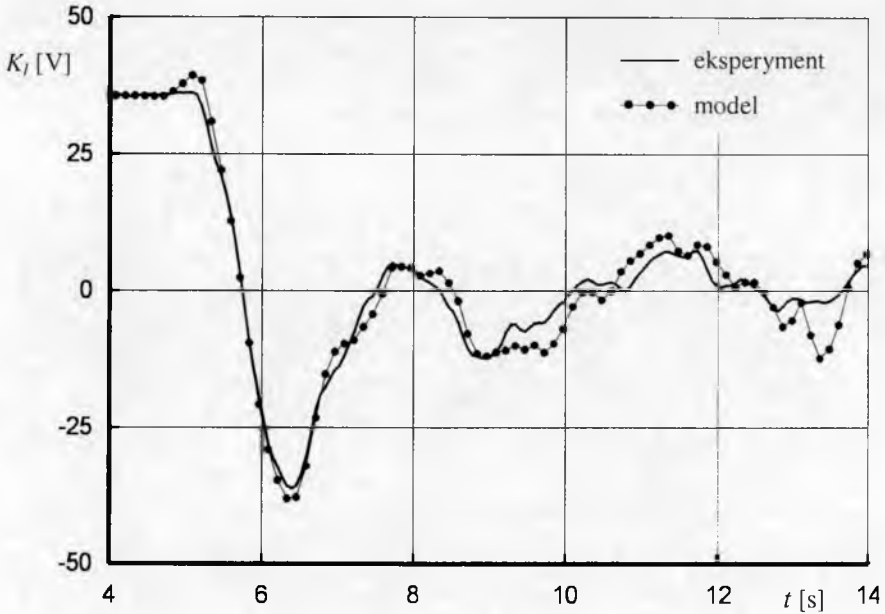
W tabeli 1 przedstawiono wartości współczynników modelu praw sterowania (6) dla kanału I zidentyfikowane metodą regresji dla czterech wariantów obliczeń różniących się doбором danych do identyfikacji oraz liczbą określanych współczynników określających rząd modelu. I tak warianty I i II otrzymano dla identyfikacji przeprowadzonej na danych pochodzących z rejestracji danych pomiarowych oznaczonych umownie jako POM1, natomiast warianty III i IV na danych pochodzących z POM1 i POM2. Ponadto w wariantach I i III liczba określanych współczynników jest większa niż w wariantach II i IV. Dla określenia stopnia wiarygodności wyznaczonych współczynników, w nawiasach podano wartości błędów względnych, będących stosunkiem przedziału ufności danego współczynnika do jego wyznaczonej wartości. Poza tym w tabelicy zamieszczono wskaźniki jakości identyfikacji uogólniony współczynnik korelacji ρ i wariancję resztkową s^2 [5]. Z danych zamieszczonych w tabeli wynika, że pod względem liczby zidentyfikowanych współczynników oraz ich dokładności najlepszy jest wariant III. Jednak, z punktu widzenia jakości uzyskanych wariantów, istotny jest współczynnik korelacji ρ oraz wariancja resztkowa s^2 . Pod tym względem lepsze wskaźniki mają warianty I i II. W wyniku analizy zawartej w pracy [1] jako końcowy przyjęto wariant II modelu praw sterowania (wartości współczynników zaznaczone czcionką wytłuszczoną). Podane dla wybranego wariantu modelu wartości wskaźników jakościowych dowodzą dobrej

dokładności procesu identyfikacji a tym samym odpowiadającej rzeczywistości postaci modelu i bliskim rzeczywistym wartościom współczynników. Jednak ze względu na dynamiczny charakter identyfikowanego obiektu, ostatecznym potwierdzeniem jego wiarygodności są przedstawione poniżej wyniki weryfikacji.

Tabela 1. Wyniki identyfikacji w kanale I otrzymane metodą regresji

	Wariant I	Wariant II	Wariant III	Wariant IV
a_0	4.21E-01 (0.06)	4.40E-01 (0.06)	3.31E-01 (0.05)	3.16E-01 (0.08)
a_1	6.20E-01 (0.05)	6.22E-01 (0.04)	5.41E-01 (0.04)	4.84E-01 (0.06)
a_2	4.95E-02 (0.24)	1.47E-02 (0.34)	3.51E-02 (0.11)	7.32E-03 (0.33)
a_3	1.77E-03 (0.41)	0	1.03E-03 (0.22)	0
a_4	2.32E-05 (0.76)	0	1.16E-05 (0.45)	0
b_1	-1.33E-01 (0.14)	-8.21E-02 (0.19)	-1.83E-01 (0.06)	-9.47E-02 (0.14)
b_2	-3.66E-02 (0.14)	-1.89E-02 (0.15)	-3.78E-02 (0.05)	-1.81E-02 (0.09)
b_3	-8.83E-04 (0.35)	0	-1.35E-03 (0.08)	0
b_4	-1.43E-04 (0.26)	0	-1.52E-04 (0.09)	0
c	-3.39E+00 (0.10)	-3.41E+00 (0.13)	-2.43E+00 (0.11)	-2.75E+00 (0.18)
ρ	0.988	0.982	0.972	0.898
s^2	2.92	4.73	5.85	20.5

Ocenę porównawczą przeprowadzono, zgodnie z wymogami procesu weryfikacji, dla danych odpowiadających POM1, czyli danych na podstawie których przeprowadzono identyfikację współczynników modeli praw sterowania. Na rys. 2 przedstawiono porównanie przebiegów czasowych komend kierowania w kanale I naprowadzania zarejestrowanych w trakcie strzelania POM1 z wynikami symulacji uzyskanymi z wykorzystaniem zidentyfikowanych modeli przelicznika. Jak wynika z przedstawionego rysunku weryfikacja potwierdziła dobrą jakość symulacji pracy identyfikowanego przelicznika komend. Tym niemniej z punktu widzenia wykorzystania modelu przelicznika w symulatorze, zasadniczym zagadnieniem jest zgodność opracowanego modelu z własnościami dynamicznymi przeliczników komend innych SNR. W tym celu przeprowadzono analizę porównawczą dla danych eksperymentalnych odpowiadających pomiarom zarejestrowanym na innych stacjach.

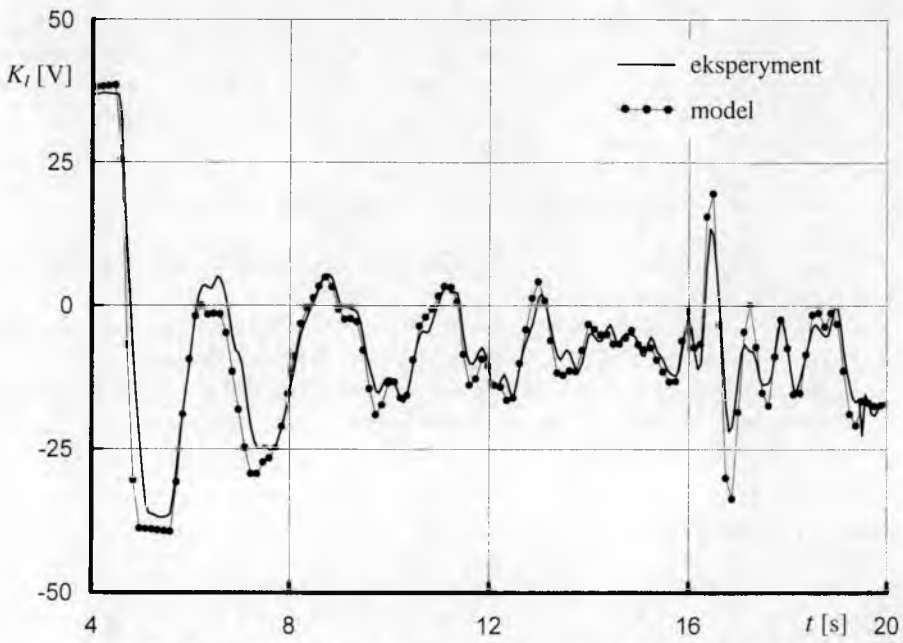
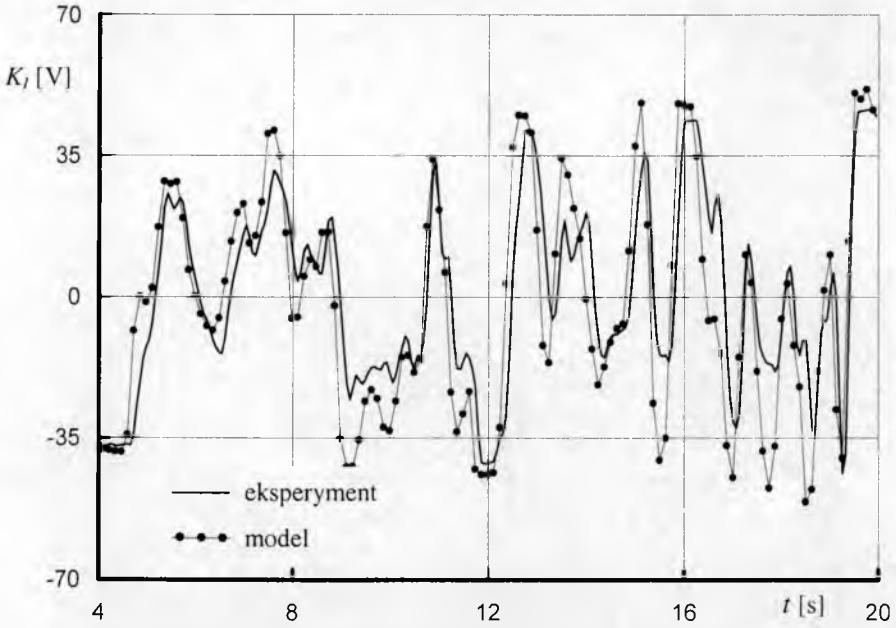


Rys. 2. Porównanie przebiegów czasowych komend kierowania K_1 (POM1)

Dla ilościowej oceny dokładności odwzorowania przez opracowany model własności innych przeliczników wykorzystano, analogicznie jak dla identyfikacji, współczynnik korelacji i wariancję resztkową. Powyższe wskaźniki wyznaczono na podstawie danych eksperymentalnych charakteryzujących porównywane przeliczniki (POM2, POM8 i POM11) oraz wyników symulacji otrzymanych w oparciu o testowany model. Jak wynika z przedstawionych w tabeli 2 wartości wskaźników jakościowych dla innych stacji są zgodnie z oczekiwaniami gorsze od wartości dla identyfikowanego przelicznika (POM1). Należy to przypisać eksploatacyjnym rozrzutom parametrów technicznych przeliczników. Tym niemniej, jak wynika z przedstawionych na rys. 3÷4 przebiegów, daje się zaobserwować dobrą zgodność charakterów przebiegów otrzymanych z komputerowej symulacji z zarejestrowanymi z eksperymentu.

Tabela 2. Wskaźniki jakości weryfikacji

	Kanał I		Kanał II	
	ρ	s^2	ρ	s^2
POM1	0.890	9.7	0.785	12.1
POM2	0.743	25.5	0.848	46.9
POM8	0.640	225.1	0.758	152.9
POM11	0.808	20.5	0.913	30.8

Rys. 3. Porównanie przebiegów czasowych komend kierowania K_I (POM11)Rys. 4. Porównanie przebiegów czasowych komend kierowania K_I (POM8)

Podsumowując przedstawione przykładowe wyniki, w opinii autorów, opracowany model przelicznika może być uznany za reprezentatywny dla przeliczników rozpatrywanego typu stacji, a tym samym spełnia wymogi stawiane przed modelem symulacyjnym procesu naprowadzania i może być zastosowany we wspomnianym na wstępie symulatorze szkoleniowym dywizjonu raketowego.

3. Model matematyczny dynamiki lotu sterowanej rakiety

Zgodnie z przedstawionymi we wstępie uwagami poszukiwany model symulacyjny powinien spełniać dwa podstawowe wymagania:

- umożliwiać wyznaczenie bieżących współrzędnych liniowych położenia rakiety (symulację jej toru lotu) odpowiadających komendom kierowania,
- umożliwiać identyfikację w oparciu o posiadane dane eksperymentalne nieznanymi autorom, a koniecznych do pełnego opisu modelu, charakterystyk modelowanego typu rakiety.

W wyniku przeprowadzonych szczegółowych analiz tego zagadnienia autorzy ustalili, że powyższe wymagania spełnia model dynamiki rakiety wykorzystujący tzw. *zwrotnościowe* równania ruchu, opisujące zmianę w czasie parametrów toru lotu w funkcji przeciążeń oddziaływujących na modelowany obiekt. W pracy [1] pokazano, że wspomniane *zwrotnościowe* równania dla rozpatrywanej w artykule rakiety przy założeniach:

- początek układu współrzędnych związanego z rakieta $Oxyz$ leży w środku jej masy, zaś oś Ox jest podłużną osią symetrii (rys. 5),
- kąt przechylenia rakiety jest zerowy (funkcja jej autonomicznego układu stabilizacji),
- przeciążenie \vec{n}_A pochodzące od sił aerodynamicznych i ciągu silnika raketowego określone jest przez składowe odpowiadające układowi związanemu ze sterami i skrzydłami rakiety $Ox_Sy_Sz_S$ (rys. 5), ponieważ w tym układzie generowane są wspomniane siły wyrażone równaniem wektorowym postaci

$$\left[\dot{V}_0, \dot{\gamma}, \dot{\chi} \right]^T = \mathbf{E}_v(V_0, \gamma) \mathbf{E}_t(\chi, \gamma) \mathbf{E}^T(\Psi, \Theta, 0) [\mathbf{n}_G(\Theta) + \mathbf{E}_S \mathbf{n}_A] \quad (8)$$

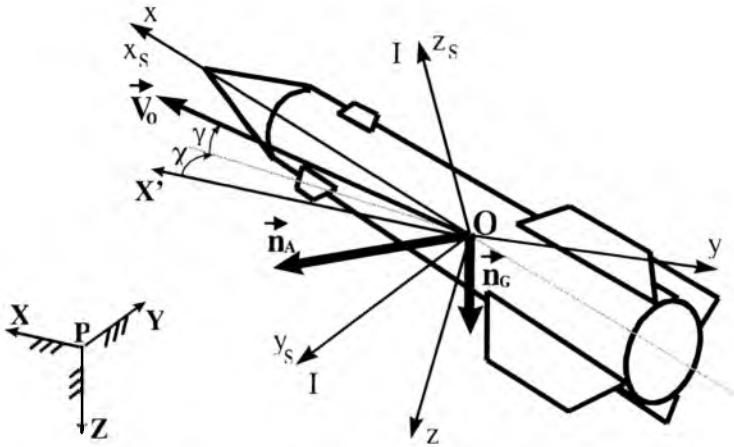
gdzie:

- V_0 – rzeczywista prędkość lotu rakiety,
- γ, χ – kąt pochylenia oraz kursu toru lotu rakiety,
- \mathbf{E}_i – macierze transformacji (patrz [1]),
- \mathbf{n}_G – wektor przeciążeń grawitacyjnych równy:

$$\mathbf{n}_G = [-\sin \Theta, 0, \cos \Theta]$$

- \mathbf{n}_A – wektor przeciążeń aerodynamicznych i silnikowych oddziaływujących na rakieta określony przez składowe:

$$\mathbf{n}_A = \left[n_{x_S}, n_{y_S}, n_{z_S} \right]$$



Rys. 5. Układ aerodynamiczny rakiety oraz układy współrzędnych

Mając na uwadze, że w literaturze przedmiotu osie Oy_s oraz Oz_s rakiety nazywane są odpowiednio kanałami I oraz II naprowadzania, natomiast oś Ox_s pokrywa się z osią Ox w dalszej części artykułu do opisu składowych wektora przeciążeń \mathbf{n}_A wykorzystano bardziej czytelne oznaczenia

$$\mathbf{n}_A = [n_x, n_I, n_{II}] \quad (9)$$

Jak wynika z przedstawionej postaci równania (8), do wyznaczenia pochodnych parametrów toru lotu (lewa strona równania) niezbędna jest znajomość bieżących wartości kątów pochylenia Θ oraz kursy Ψ rakiety, pozwalających na obliczenie wyrazów macierzy Eulera \mathbf{E} i wektora przeciążeń grawitacyjnych \mathbf{n}_G . W związku z tym równania ruchu () uzupełniono o odpowiednie zależności trygonometryczne wyrażające poszukiwane kąty położenia rakiety w funkcji jej kątów toru lotu i oszacowanych wielkości kątów aerodynamicznych. Z kolei w celu określenia bieżących położenia liniowych rakiety, do równań ruchu dołączono także związki kinematyczne prędkości liniowych oraz zależności trygonometryczne umożliwiające wyznaczenie chwilowych położenia rakiety w biegunowym układzie współrzędnych, odpowiadającym metodzie pomiaru realizowanej przez stację naprowadzania (odległość oraz kąt azymutu β_R i elewacji ϵ_R). Szczegółowe postacie wspomnianych zależności wykorzystywanych do wyznaczenia położenia kątowych i liniowych rakiety podano w pracy [1].

W rezultacie otrzymano model dynamiki lotu, w którym jedynymi nieznanymi, a niezbędnymi do pełnego opisu matematycznego ruchu modelowanej rakiety są bieżące wartości składowych wektora przeciążeń \mathbf{n}_A (9). W „klasycznym” procesie modelowania zależności, umożliwiające wyznaczenie aktualnych wartości przeciążeń w funkcji parametrów lotu i sterowania, określa się w oparciu o znane charakterystyki aerodynamiczne, silnikowe oraz układów sterowania. Dla rozpatrywanego typu rakiety,

z uwagi na brak w danych literaturowych wspomnianych charakterystyk, poszukiwane zależności na przeciążenia nazwane przez autorów modelami przeciążeń opracowano metodami identyfikacji parametrycznej [3, 5] z wykorzystaniem posiadanych wyników eksperymentalnych, zarejestrowanych podczas strzelań raketowych. Należy podkreślić, iż był to najtrudniejszy naukowo (dobór postaci modeli, metod estymacji danych, metod identyfikacji itp.) i najbardziej pracochłonny etap przedstawionego w artykule procesu modelowania dynamiki lotu rakiety. Najistotniejsze zagadnienia związane z problematyką identyfikacji modeli przeciążeń rozpatrywanego typu rakiety przedstawiono poniżej.

Przeprowadzenie identyfikacji wymaga oprócz dysponowania odpowiednimi danymi eksperymentalnymi określenia postaci zależności, stanowiącej opis matematyczny zidentyfikowanego obiektu lub procesu. W rozpatrywanym przypadku problem sprowadzał się do wyznaczenia nieznanych postaci ogólnych modeli przeciążeń, opisujących możliwie wiernie rzeczywiste procesy fizyczne generacji modelowanych przeciążeń rakiety. Z uwagi na odmiennosc zjawisk fizycznych powodujących powstawanie przeciążeń w kanale podłużnym rakiety (istotny wpływ ciągu silnika raketowego) oraz w jej kanałach poprzecznych I i II (wyłącznie czynniki aerodynamiczne), zarówno opracowane postacie ogólne modeli przeciążeń podłużnych i poprzecznych, jak też sposoby ich opracowania były istotnie różne. Model ogólny przeciążenia podłużnego n_x rakiety, uwzględniając mało skomplikowany charakter jego generacji, wyprowadzono metodą przekształceń analitycznych oraz pewnych stosunkowo dokładnych oszacowań. W rezultacie otrzymano:

$$n_x = \frac{F_{st} (1 + 0.006 \Delta T_p) - 0.3 C_{x0_{zn}} (Ma) q S}{mg} + \quad (10)$$

$$- w_{ind} \frac{0.96 (n_I^2 + n_{II}^2) mg}{q S} - 0.96 W_{\alpha\beta} (n_I^2 + n_{II}^2)$$

gdzie:

F_{st} – ciąg marszowego silnika raketowego dla temperatury paliwa $T_{st}=288$ K,

ΔT_p – odchyłka rzeczywistej temperatury paliwa raketowego od T_{st} ,

q – ciśnienie dynamiczne,

g – przyspieszenie ziemskie,

$C_{x0_{zn}} (Ma)$ – założony przebieg znormalizowanego współczynnika oporu rakiety przy zerowej sile nośnej,

m – bieżąca masa rakiety,

w_{ind} – współczynnik oporu indukowanego,

n_I, n_{II} – składowe przeciążenia rakiety wzdłuż jej osi związanych odpowiednio z kanałem I oraz II naprowadzania,

$W_{\alpha\beta}$ – współczynnik wiążący wartości kątów aerodynamicznych z wielkością składowych przeciążenia n_I i n_{II} .

W powyższym modelu nieznanymi, podlegającymi identyfikacji współczynnikami są ciąg silnika marszowego rakiety F_{st} oraz jej współczynnik oporu indukowanego w_{ind} .

Z kolei wyznaczona pierwotnie przez autorów metodami analitycznymi, na podstawie znanych ogólnie mechanizmów generacji przeciążeń poprzecznych, postać ogólna modelu tych przeciążeń nie zapewniała możliwości identyfikacji nieznanymi współczynników z uwagi na nieznane wartości zmiennych (kątownych wychyleń sterów, położenia środka parcia rakiety itp.), występujących w opracowanym w ten sposób modelu. W związku z tym przyjęto, iż poszukiwana postać ogólna określona zostanie na podstawie analizy wyników identyfikacji różnych zakładanych postaci modeli przeciążeń poprzecznych. W głównej mierze proces poszukiwania sprowadzał się do testowania wpływu poszczególnych parametrów lotu (ciśnienia dynamicznego, liczby Macha lotu, pochodnych względem czasu przeciążeń i komend itp.) na dokładność modelowania rzeczywistych, wyznaczonych z danych eksperymentalnych, przeciążeń n_I i n_{II} rakiety. Ostatecznie w wyniku przeprowadzonych testów autorzy ustalili, że najlepiej rzeczywiste procesy generacji przeciążeń poprzecznych modelowanego typu rakiety charakteryzują modele dynamiczne opisane identycznymi dla obu rozpatrywanych kanałów (z uwagi na identyczność procesów powstawania przeciążeń) równaniami różniczkowymi zwyczajnymi II-go rzędu o postaci:

$$n(t) = \sum_{i=1}^2 a_i \frac{d^i}{dt^i} n(t) + \sum_{j=0}^2 b_j \frac{d^j}{dt^j} K(t) + c \quad (11)$$

gdzie:

- $n(t)$ – przeciążenie rakiety w danym kanale naprowadzania (n_I lub n_{II}),
- $K(t)$ – komenda kierowania w danym kanale naprowadzania (K_I lub K_{II}),
- a, b, c – nieznane (identyfikowane) współczynniki.

Mając na uwadze wspomniane wyłącznie aerodynamiczny charakter powstawania omawianych przeciążeń, nieoczekiwany jest brak w modelu (11) przede wszystkim składników związanych z ciśnieniem dynamicznym. Jak wynika z opisu, powyższy efekt stanowi celowy zamysł konstruktorów rakiety, dążących do uniezależnienia przeciążeń poprzecznych rakiety od parametrów lotu, a jedynie od komend kierowania. Wyznaczona postać modelu dowodzi, że zamierzony cel udało się zrealizować.

Kolejnym etapem modelowania była identyfikacja nieznanymi współczynników przedstawionych modeli przeciążeń podłużnych (10) oraz poprzecznych (11) rakiety. Wykorzystano do tego posiadane dane eksperymentalne, na podstawie których wyliczono niezbędne do identyfikacji parametry lotu (przeciążenia, pochodne przeciążeń, prędkość lotu itp.) i sterowania (komendy kierowania rakieta). Poniżej, jako przykład, podano w formie tabelarycznej zidentyfikowane metodą regresji [3, 5] wartości poszukiwanych współczynników modeli przeciążeń odpowiadające rakiecie charakteryzowanej danymi pomiarowymi oznaczonymi symbolicznie jako POM1.

Tabela 3. Wyniki identyfikacji modelu przeciążeń podłużnych rakiety (POM1)

	w_{ind}	ρ_{vy}	s^2
23194E+05	0.35854E-01	0.9485	0.3196E+00

Ponadto celem oceny dokładności procesu identyfikacji przeciążeń w tabelach zamieszczono także wskaźniki jakości identyfikacji: współczynnik korelacji ρ_{yy} , oraz wariancję resztkową s^2 . Tabela 3. przedstawia wyniki identyfikacji modelu przeciążeń podłużnych (10) rakiety. Uzyskane w tym przypadku wartości wariancji resztkowej, mając na uwadze wartości modelowanych przeciążeń rzędu $1\text{--}3g$, nie są szczególnie korzystne. Ustalono, że główną przyczyną tego nie jest przyjęcie niewłaściwej postaci modelu, lecz silne oscylacje przeciążenia podłużnego wyznaczanego z danych eksperymentalnych, wynikające ze skwantowania danych pomiarowych w kanale pomiaru odległości. Potwierdzeniem powyższych wniosków są przedstawione w dalszej części artykułu wyniki weryfikacji modelu przeciążeń podłużnych (rys. 8.).

Tabela 4. Wyniki identyfikacji współczynników modelu przeciążeń w kanale I (POM1)

	Wariant I	Wariant II	Wariant III	Wariant IV
a_1	-0.43783E+00	-0.44293E+00	-0.52541E+00	0.00000E+00
a_2	-0.10154E+00	-0.10549E+00	0.00000E+00	-0.16354E+00
b_0	0.28864E+00	0.28949E+00	0.43335E+00	0.55577E-02
b_1	-0.34169E-02	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
b_2	0.16962E-02	0.16963E-02	0.31326E-02	0.17170E-02
c	0.58076E+00	0.57922E+00	0.91098E+00	-0.57114E+00
ρ_{yy}	0.9920	0.9919	0.9476	0.8543
s^2	0.1578	0.1596	1.007	2.661

Z kolei w tabeli 4 oraz tabeli 5 zamieszczono rezultaty identyfikacji modeli przeciążeń poprzecznych odpowiednio w kanale I oraz II rakiety dla czterech wariantów postaci szczegółowych modeli. Wariant I obliczeń odpowiada w pełni postaci modelu (11), zaś w wariantcie II założono zerową wartość współczynnika b_1 stojącego przy pochodnej względem czasu komendy kierowania. Praktycznie identyczne wartości wskaźników jakościowych dla tych wariantów modeli wskazują na brak wpływu wspomnianej zmiennej na wielkość generowanych przeciążeń poprzecznych rakiety. Natomiast w wariantach III oraz IV zbadano wpływ pochodnych względem czasu przeciążenia na jakość identyfikacji, a tym samym dokładność opisu rzeczywistości. Praktycznie o rząd wielkości większe wartości wariancji resztkowej s^2 dla tych wariantów w porównaniu z wariantami I i II dobitnie dowodzą, jak istotne znaczenie dla dokładności odwzorowań rzeczywistych procesów generacji przeciążeń poprzecznych modelowanej rakiety ma uwzględnienie w omawianym modelu dynamicznego charakteru tych procesów, opisywanego wspomnianymi pochodnymi przeciążenia. Podsumowując powyższe uwagi, jako właściwe do opisu matematycznego

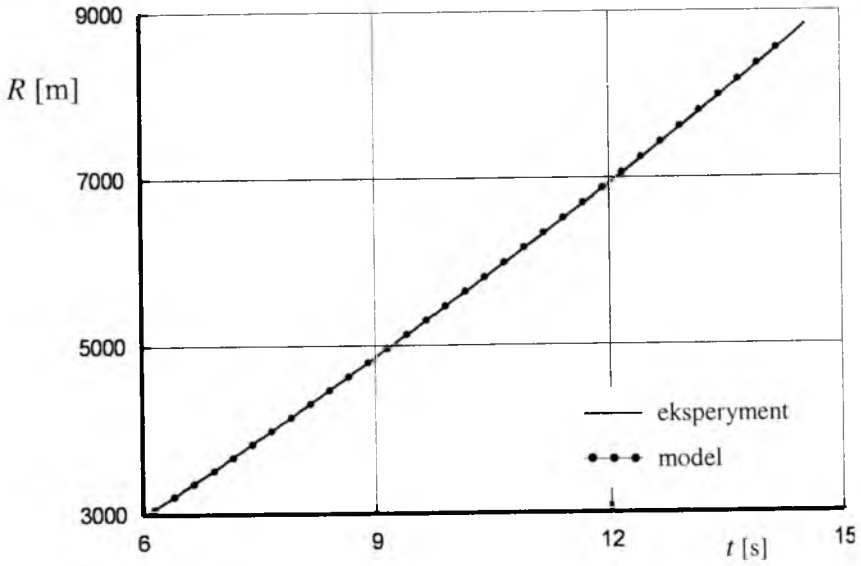
rzeczywistych przeciążeń poprzecznych rozważanej rakiety autorzy przyjęli modele przeciążeń odpowiadające wariantom II identyfikacji, oznaczone w tabelach pogrubioną czcionką. Uzyskane dla tych wariantów wskaźniki jakościowe ρ_{yy} i s^2 oraz przedziały ufności współczynników (nie podane w artykule) świadczą o dobrej dokładności identyfikacji rzeczywistych przeciążeń działających na raketę, a tym samym dowodzą poprawności wyznaczonych postaci szczegółowych modeli oraz wiarygodności zidentyfikowanych współczynników, charakteryzujących własności dynamiczne rakiety.

Tabela 5. Wyniki identyfikacji współczynników modelu przeciążeń w kanale II (POM1)

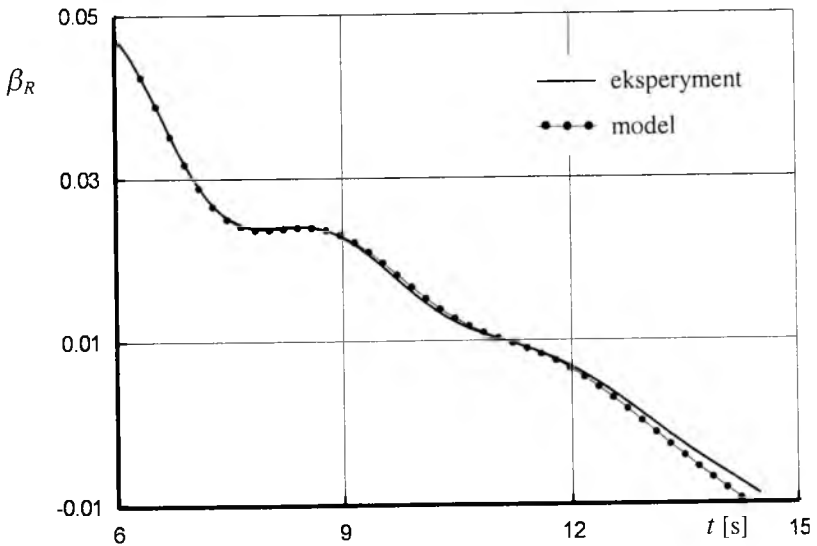
	Wariant I	Wariant II	Wariant III	Wariant IV
a_1	-0.37121E+00	-0.37083E+00	-0.63559E+00	0.00000E+00
a_2	-0.10720E+00	-0.10702E+00	0.00000E+00	-0.25055E+00
b_0	0.27301E+00	0.27293E-01	0.57301E-01	-0.10971E-01
b_1	0.18059E-03	0.00000E+00	0.00000E+00	0.00000E+00
b_2	0.19480E-02	0.19473E-02	0.39417E-02	-0.99491E-04
c	0.59566E-02	0.65443E-02	-0.13885E+01	0.17883E+01
ρ_{yy}	0.9914	0.9914	0.9532	0.8954
s^2	0.4748	0.4749	1.460	2.002

Końcowym etapem przeprowadzonego przez autorów procesu modelowania była weryfikacja opracowanego modelu dynamiki lotu sterowanej rakiety zawierającego wspomniane wcześniej *zwrotnościowe* równania ruchu (8), zależności kinematyczne, związki geometryczne i zidentyfikowane modele przeciążeń. Podstawowym celem weryfikacji była jakościowa ocena dokładności symulacji toru lotu rzeczywistej rakiety przez wyznaczony model dynamiki, decydująca o przydatności przedstawionego w artykule modelu do symulatora szkoleniowego. Wyniki weryfikacji modelu dynamiki w formie porównania przebiegów czasowych współrzędnych biegunowych toru lotu rakiety (odległości R oraz kątów azymuru β_R i elewacji ε_R) uzyskanych z eksperymentu oraz komputerowej symulacji przedstawiono w postaci graficznej na rys. 6÷8. Linie ciągłe na rysunkach odpowiadają przebiegom czasowym parametrów uzyskanym z rejestracją strzelania raketowego oznaczonego jako POM1, zaś linie kropkowane reprezentują wyniki uzyskane na podstawie opracowanego modelu dynamiki lotu rakiety. Rysunek 6 przedstawia zmiany w czasie odległości położenia rakiety od stacji naprowadzania i stanowi w głównej mierze weryfikację wyznaczonego modelu przeciążeń poprzecznych. Jak wynika z rysunku zgodność modelu z rzeczywistością

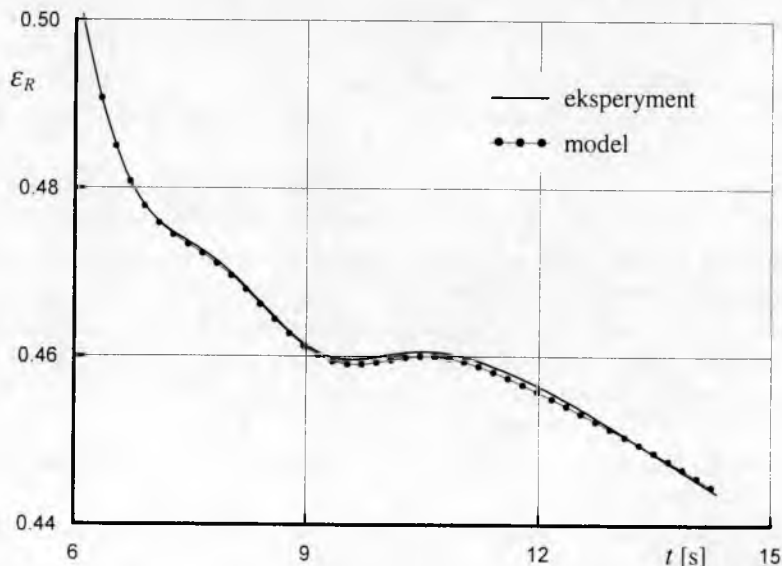
jest bardzo dobra, a różnica odległości dla chwili czasowej końca symulacji, odpowiadającej momentowi zderzenia rakiety z celem, wynosi jedynie 7.5 m.



Rys. 6. Porównanie przebiegów czasowych odległości R położenia rakiety



Rys. 7. Porównanie przebiegów czasowych kąta azymutu β_R położenia rakiety



Rys. 8. Porównanie przebiegów czasowych kąta elewacji ϵ_R położenia rakiety

Z kolei na rys. 7 oraz rys. 8 pokazano porównanie odpowiednio przebiegów czasowych kątów azymutu β_R i elewacji ϵ_R położenia rakiety względem SNR. W tym przypadku zaprezentowane wyniki stanowią w głównej mierze weryfikację zidentyfikowanych modeli przeciążeń poprzecznych. Oceniając zgodność przedstawionych wyników wyliczonych z modelu dynamiki z danymi eksperymentalnymi należy mieć na uwadze, że zostały one uzyskane dla przebiegów czasowych komend kierowania rakieta odpowiadających zarejestrowanym w stanowiącym podstawę porównania strzelaniu (POMI). Tym samym pojawiające się wskutek ograniczonej dokładności opracowanego modelu różnice pomiędzy symulowanymi a rzeczywistymi położeniami rakiety nie są korygowane na bieżąco komendami. Uwzględniając powyższy fakt należy stwierdzić, że zaprezentowane wyniki dowodzą wysoce zadowalającej dokładności odwzorowania rzeczywistości przez opracowany model dynamiki lotu i tym samym potwierdzają możliwość wykorzystania tego modelu w symulatorze szkoleniowych dywizjonu raketowego wyposażonego w modelowany typ raket.

4. Podsumowanie

W artykule przedstawiono modele dynamiki procesu naprowadzania realizowanego przez przelicznik komend stacji naprowadzania oraz lotu sterowanej komendami rakiety. Niezbędne do modelowania charakterystyki dynamiczne przelicznika i rakiety wyznaczono metodami identyfikacji w oparciu o posiadane dane z poligonowych strzałów raketowych. Zaprezentowane rezultaty weryfikacji opracowanych modeli dowodzą dobrej jakości odwzorowania rzeczywistości przez te modele. Potwierdza to poprawność przyjętych przez autorów założeń i metod modelowania oraz możliwość wykorzystania wyznaczonych modeli w symulatorze szkolenia dywizjonu raketowego.

Bibliografia

1. Golański P., Rymaszewski S., *Identyfikacja modeli dynamiki procesów naprowadzania i lotu sterowanej rakiety*, Rozprawa doktorska, Wyd. ITWL, Warszawa, 2001
2. Koczorowski Z., Manerowski J., Zgrzywa F., *Model dynamiki lotu samolotów do imitatorów nawigacyjnych*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa, 1992
3. Manerowski J., *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa, 1999
4. Manerowski J., *Modelling of aircraft flight dynamics using manoeuvrability characteristics*, Proceedings of the Second Seminar on „Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education”, Biul. 6, ITLiMS PW, WPW, Warszawa. 1997
5. Mańczak K., Nahorski Z., *Komputerowa identyfikacja obiektów dynamicznych*, PWN, Warszawa, 1983
6. *Stacja naprowadzania rakiet SNR-125M1, opis techniczny UWK*, DWOPK, Warszawa, 1986, OPK 1013/85, BT ITWL pf3883
7. *Opis i eksploatacja aparatury UWK i APS stacji SNR-125M*, MON DWOPK, Warszawa 1978

Identification of the models of missile guidance/flight dynamics

Summary

The research presented in the paper is concentrated on the problems of mathematical modelling using identification methods of real processes and objects engaged in the combat work of the medium-range surface-to-air guided missiles launching troops. The authors are interested in the above-mentioned problems mainly due to AFiT's works, that focused on elaboration of the missile-launching troops training simulator.

A set of mathematical models of dynamics, suitable for a simulator, of both the missile flight and the control laws of the commands-processing unit of the Missile Guidance Station has been presented in the paper. Due to the lack of complete literature data, the above-mentioned models have been determined the identification methods on the grounds of the data recorded in the course of actual missiles-launching tests. According to the Authors both, the coefficients of control laws of the commands-processing unit models and coefficients of guided missile g-load models, were identified.

The results of that identification and verification shown in the paper, prove a good reality projection by the elaborated both, guidance processes and guided-missile flight models. That is why those models should be implemented in that training simulator.

NUMERYCZNE BADANIA DYNAMIKI LOTU RAKIETY NIEKIEROWANEJ Z USZKODZONĄ GŁOWICĄ

LESZEK BARANOWSKI¹⁾
JÓZEF GACEK²⁾

W pracy przedstawiono modelowanie i badanie właściwości dynamicznych rakiet niekierowanych w przypadku wystąpienia awarii w locie. Rozważono przypadek niekontrolowanego zadziałania zapalnika na biernym odcinku toru, podczas strzałów pociskiem raketowym M-21OF z głowicą elaborowaną obojętnie. W modelowaniu szczególnie nacisk położono na poprawne określenie charakterystyk aerodynamicznych rakiety w funkcji liczby Macha dla pełnego zakresu kątów natarcia i ślizgu (od 0° do 360°). Wyniki analiz teoretycznych lotu rakiety w stanach awaryjnych porównano z wynikami zarejestrowanymi radarem dopplerowskim podczas strzałów poligonowych.

1. Wstęp

Podczas strzałów poligonowych raketami niekierowanymi klasy ziemia – ziemia czasami zdarzają się przypadki rejestrowania toru lotu rakiety znacznie odbiegającego od toru tabelarycznego. Celem ustalenia przyczyny takiego stanu rzeczy, w pierwszej kolejności weryfikuje się hipotezę zakłócenia trajektorii warunkami atmosferycznymi panującymi w trakcie trwania lotu rakiety. Jeśli przeprowadzona analiza wykazuje, iż nieprawidłowy lot nie może być następstwem stanu atmosfery, przyjmuje się hipotezę o wystąpieniu awarii:

- w pracy zespołu napędowego (silnika raketowego),
- w funkcjonowaniu zapalnika, bądź głowicy bojowej,
- w układzie statecznika.

Zidentyfikowanie układu, w którym wystąpiła awaria, można próbować przeprowadzić metodami teoretycznymi, dysponując programem symulacji komputerowej lotu badanej rakiety w stanach awaryjnych. Mając to na uwadze, w pracy podjęto próbę opracowania modelu fizycznego i matematycznego lotu zakłóconego (po wystąpieniu awarii) modernizowanej aktualnie rakiety niekierowanej M-21OF.

W pierwszej kolejności rozważono zakłócenie spowodowane detonacją głowicy na biernym odcinku toru, wskutek niekontrolowanego zadziałania zapalnika i zapalenia się

1 Dr inż., Wojskowa Akademia Techniczna. e-mail: LeszekB@wul.wat.waw.pl

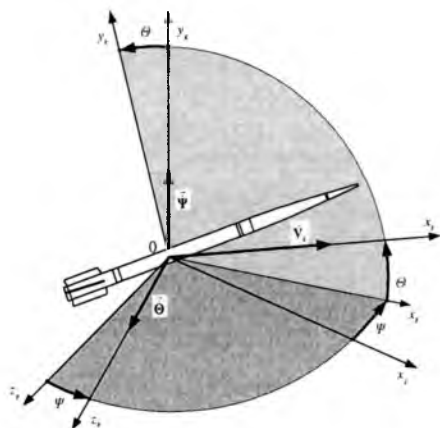
2 Prof. dr hab. inż., Wojskowa Akademia Techniczna. e-mail: JGacek@wul.wat.waw.pl

podsyпки prochu czarnego umieszczonego w głowicy elaborowanej obojętnie. W konsekwencji ulegają gwałtownej zmianie charakterystyki geometryczne, masowo-bezwładnościowe i aerodynamiczne rakiety. Dla rakiety najbardziej niebezpieczny jest impuls siły, wywołany detonacją, skierowany prostopadłe do osi podłużnej rakiety. Działając na dużym ramieniu, może on wywołać znaczny wzrost wahań rakiety dookoła jej środka masy, a tym samym wzrost miejscowych kątów opływu stateczników. Jeśli kąty te osiągną wartości, przy których obciążenia aerodynamiczne działające na stateczniki przekroczą wartość obciążeń dopuszczalnych - następuje urywanie się stateczników. Rakieta traci stateczność i zaczyna „koziołkować” na torze lotu, wskutek czego kształt jej trajektorii lotu może ulec istotnej zmianie względem przewidywanego.

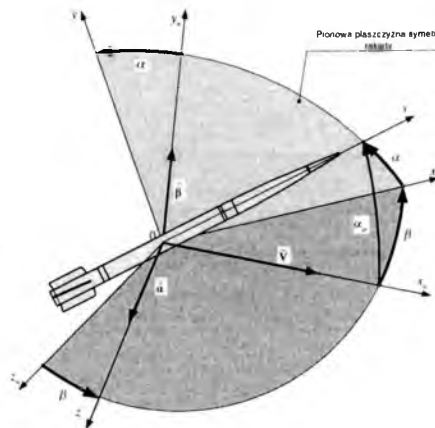
W związku z powyższym umiejętność modelowania ruchu rakiety w stanach awaryjnych ma również kolosalne znaczenie przy wyznaczaniu stref bezpieczeństwa na coraz to bardziej kurczących się terenach poligonowych.

2. Model fizyczny lotu rakiety w stanie awaryjnym

Na etapie badań wstępnych, przy opracowywaniu modelu fizycznego lotu rakiety



Rys. 1. Orientacja układu związanego z wektorem prędkości $Ox_k y_k z_k$ względem układu związanego z Ziemią $Ox_g y_g z_g$



Rys. 2. Orientacja układu związanego z rakieta $Oxyz$ względem układu związanego z przepływem $Ox_a y_a z_a$

w stanie awaryjnym, wykorzystano prawoskrętne kartezyjskie układy odniesienia stosowane w balistyce zewnętrznej (rys. 1 i rys. 2) oraz poczyniono następujące założenia:

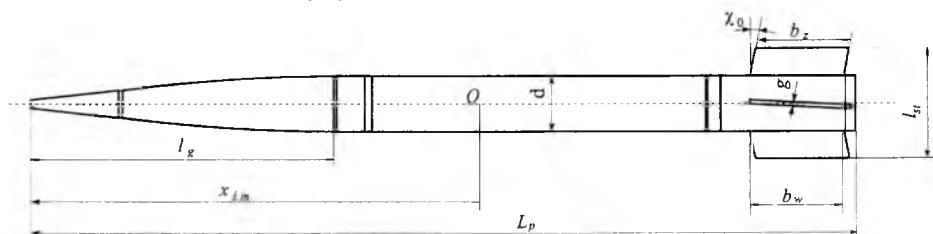
- zarówno przed jak i po wystąpieniu awarii rakietą jest bryłą sztywną,
- zadziałanie zapalnika lub zapalenie się podsyпки prochu czarnego powoduje rozerwanie i „odstrzelenie” fragmentu głowicy, co potwierdziły statyczne badania doświadczalne przeprowadzone na poligonie,
- impuls siły zakłócającej powstający w chwili eksplozji, w wyniku oddziaływania ciśnienia detonacji na część głowicy rakiety, może działać w dowolnym kierunku, wywołując moment zakłócający lot,

- w stanie awaryjnym rakietę charakteryzuje się symetrią geometryczną i masową (rys. 4),
- skrzydełka statecznika urywają się, gdy ich obciążenia aerodynamiczne F_{osk} przekroczą wartość 2800 N, co zostało potwierdzone próbami wytrzymałościowymi.

Indeksem „0” oznaczono charakterystyki modelu fizycznego rakiety w chwili startu, indeksem „k” – po wypaleniu się paliwa w silniku, natomiast indeksem „a” - charakterystyki modelu fizycznego rakiety po wystąpieniu awarii.

2.1. Charakterystyki geometryczne

Schemat aerodynamiczny i oznaczenie podstawowych wymiarowych charakterystyk geometrycznych rakiety M-210F w locie niezakłóconym przedstawiono na rys. 3. Wartości liczbowe charakterystyk zestawiono w tabeli 1.

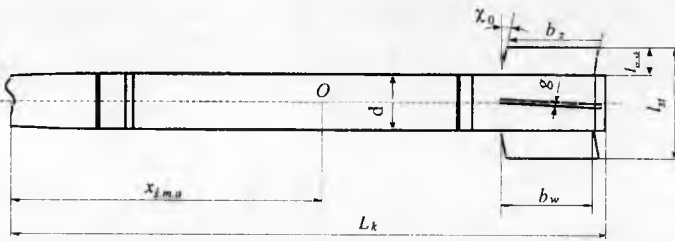


Rys. 3. Schemat aerodynamiczny rakiety M-210F w locie niezakłóconym

Tabela 1. Podstawowe charakterystyki geometryczne rakiety M-210F w locie niezakłóconym

	Rodzaj charakterystyki	Oznaczenie	Wartość liczbowa	Miano
1	Długość rakiety	L_p	2.671	m
2	Długość części głowicowej	l_g	0.465	m
3	Średnica rakiety	d	0.122	m
4	Wydluzenie czesci glowicowej	λ_g	3.8	-
5	Rozpiętość stateczników	l_{st}	0.254	m
6	Cięciwa wewnętrzna statecznika	b_w	0.200	m
7	Cięciwa zewnętrzna statecznika	b_z	0.180	m
8	Grubość stabilizatorów	g	0.0015	m
9	Kąt skosu krawędzi natarcia	χ_0	15	deg

Na rys. 4 i w tabeli 2 przedstawiono schemat aerodynamiczny oraz podstawowe charakterystyki geometryczne rakiety po wystąpieniu awarii (uszkodzeniu głowicy), niezbędne do teoretycznego wyznaczenia jej charakterystyk aerodynamicznych.



Rys. 4. Schemat aerodynamiczny rakiety M-210F z uszkodzoną głowicą

Tabela 2. Podstawowe charakterystyki geometryczne rakiety M-210F z uszkodzoną głowicą

	Rodzaj charakterystyki	Oznaczenie	Wartość liczbowa	Miano
1	Długość kadłuba	L_k	2.225	m
2	Średnica kadłuba	d	0.122	m
4	Wydłużenie kadłuba	λ_k	18.2	-
5	Rozpiętość stateczników	l_{st}	0.254	m
6	Cięciwa wewnętrzna skrzydełka statecznika	b_w	0.200	m
7	Cięciwa zewnętrzna skrzydełka statecznika	b_z	0.180	m
8	Grubość skrzydełka statecznika	g	0.0015	m
9	Rozpiętość izolowanego skrzydełka	$l_{iz.sk}$	0.066	m
10	Wydłużenie skrzydełka statecznika	λ_{sk}	0.33	-
11	Powierzchnia skrzydełka statecznika	S_{sk}	0.1216	m ²

2.2. Charakterystyki masowo-bezwładnościowe

Wartości liczbowe charakterystyk masowo-bezwładnościowych rakiety w locie niezakłóconym oraz po wystąpieniu awarii zestawiono w tabeli 3.

Tabela 3. Charakterystyki masowo-bezwładnościowe rakiety M-210F

	Rodzaj charakterystyki	Oznaczenie	Wartość liczbowa	Miano
1	Masa początkowa rakiety dla $t = t_0$	m_0	60.51	kg
2	Masa końcowa rakiety dla $t = t_k$	m_k	35.71	kg
3	Masa rakiety po awarii	m_a	27.0	kg
3	Biegunowy moment bezwładności dla $t = t_0$	I_{x0}	0.145	kgm ²
4	Równikowy moment bezwładności dla $t = t_0$	$I_{y0} = I_{z0}$	34.038	kgm ²
5	Biegunowy moment bezwładności dla $t = t_k$	I_{yk}	0.098	kgm ²
6	Równikowy moment bezwładności dla $t = t_k$	$I_{yk} = I_{zk}$	23.356	kgm ²
7	Biegunowy moment bezwładności dla $t > t_a$	I_{xa}	0.110	kgm ²
8	Równikowy moment bezwładności dla $t > t_a$	$I_{ya} = I_{za}$	13.665	kgm ²
9	Współrzędna środka masy rakiety dla $t = t_0$	$x_{s.m.0}$	1.317	m
10	Współrzędna środka masy rakiety dla $t = t_k$	$x_{s.m.k}$	1.145	m
11	Współrzędna środka masy rakiety dla $t > t_a$	$x_{s.m.a}$	1.019	m

2.3. Charakterystyki aerodynamiczne

Oddziaływanie ośrodka ruchu na badaną raketę opisano wypadkową siłą i momentem aerodynamicznym.

Składowe wypadkowej siły aerodynamicznej wyznaczono w układzie związanym z przepływem $Ox_a y_a z_a$ i zgodnie z [7] oznaczono następująco

$$\mathbf{R}^A = [X_a^A, Y_a^A, Z_a^A] = [-P_x, P_y, -P_z] \quad (1)$$

gdzie: $P_x = C_x \frac{\rho V^2}{2} S$ - siła oporu,

$P_y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$ - siła nośna,

$P_z = C_z \frac{\rho V^2}{2} S$ - siła boczna.

Natomiast składowe wypadkowego momentu układu sił aerodynamicznych wyznaczono w układzie związanym z raketą $Oxyz$ i zgodnie z [7] oznaczono następująco

$$\mathbf{M}_O^A = [M_x, M_y, M_z] \quad (2)$$

gdzie: $M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} S l_x$ - moment przechylający,

$M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} S l_y$ - moment odchylający,

$M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} S l_z$ - moment pochylający.

Charakterystyki aerodynamiczne dla rakiety w locie niezakłóconym (konfiguracja rakiety jak na rys. 3) wyznaczono w oparciu o badania tunelowe i badania poligonowe dla następujących parametrów charakterystycznych: $S = \Pi d^2/4$, $l_x = l_{vt}$, $l_y = l_z = L_p$.

W modelu fizycznym przedstawiono je w następującej postaci:

$$C_x = C_{x0}(Ma, Re) + C_{\alpha\alpha^2}(Ma)\alpha^2 + C_{\alpha\beta^2}(Ma)\beta^2$$

$$C_y = C_{y0}(Ma) + C_{y\alpha}(Ma)\alpha$$

$$C_z = C_{z0}(Ma) + C_{z\beta}(Ma)\beta$$

$$m_x = m_{x0}(Ma) + m_{\alpha\bar{p}}(Ma)\bar{p}$$

$$m_y = m_{y0}(Ma) + m_{y\beta}(Ma)\beta + m_{yq}(Ma)\bar{q} + m_{y\beta}(Ma)\bar{\beta}$$

$$m_z = m_{z0}(Ma) + m_{z\alpha}(Ma)\alpha + m_{zr}(Ma)\bar{r} + m_{z\alpha}(Ma)\bar{\alpha}$$

gdzie: $m_{\alpha\bar{p}} = \frac{\partial m_x}{\partial \bar{p}}$, $m_{zr} = \frac{\partial m_z}{\partial \bar{r}}$, $m_{y\beta} = \frac{\partial m_y}{\partial \beta}$, ... - pochodne cząstkowe.

$\bar{p} = \frac{pl_x}{V}$, $\bar{q} = \frac{ql_y}{V}$, ... , $\bar{\alpha} = \frac{\alpha l_z}{V}$, $\bar{\beta} = \frac{\beta l_y}{V}$ - bezwymiarowe prędkości kątowe.

W przypadku wystąpienia awarii i uszkodzenia głowicy (konfiguracja rakiety jak na rys. 4), charakterystyki aerodynamiczne dla pełnego zakresu kątów natarcia i ślizgu (od 0 do 360 stopni) wyznaczono w oparciu o dane literaturowe [1, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10] wyników badań tunelowych dla opływu płaskiej płytki (rys. 5, 6, 7, 8) oraz walca podłużnego (oś symetrii walca wzdłuż przepływu (rys. 9, 10)) i porzecznego (oś symetrii walca poprzecznie do przepływu (rys. 11, 12)). W modelu fizycznym przedstawiono je w następującej postaci:

$$C_x = C_{x,st}(Ma, Re, \alpha_p, \lambda_{sk}) + C_{x,w}(Ma, Re, \alpha_p, \lambda_k)$$

$$C_y = C_{y,st}(Ma, Re, \alpha, \lambda_{sk}) + C_{y,w}(Ma, Re, \alpha, \lambda_k)$$

$$C_z = C_{z,st}(Ma, Re, \beta, \lambda_{sk}) + C_{z,w}(Ma, Re, \beta, \lambda_k)$$

$$m_x = m_{x0}(Ma) + m_{xp}(Ma)\bar{p}$$

$$m_y = m_{y0}(Ma) + m_{y,st}(Ma, \beta) + m_{y,w}(Ma, \beta) + m_{yq}(Ma)q + m_{y\beta}(Ma)\bar{\beta}$$

$$m_z = m_{z0}(Ma) + m_{z,st}(Ma, \alpha) + m_{z,w}(Ma, \alpha) + m_{zr}(Ma)r + m_{z\alpha}(Ma)\bar{\alpha}$$

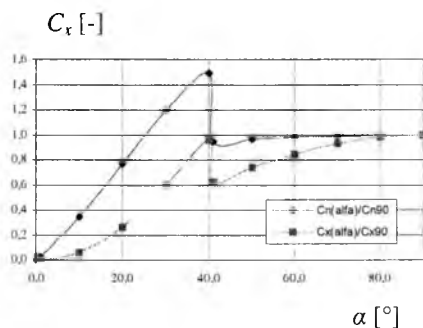
gdzie:

$$C_{x,w}(Ma, Re, \alpha_p, \lambda_k) = C_{x,w,pod}(Ma, Re, \lambda_k) + C_{x,w,pop}(Ma, Re, \lambda_k) \sin^3 \alpha_p$$

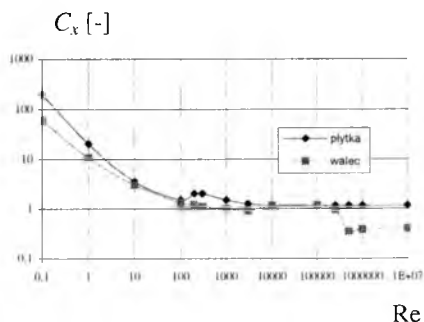
$$C_{y,w}(Ma, Re, \alpha, \lambda_k) = C_{x,w,pop}(Ma, Re, \lambda_k) \cos \alpha \sin^2 \alpha$$

$$C_{z,w}(Ma, Re, \beta, \lambda_k) = -C_{x,w,pop}(Ma, Re, \lambda_k) \cos \beta \sin^2 \beta$$

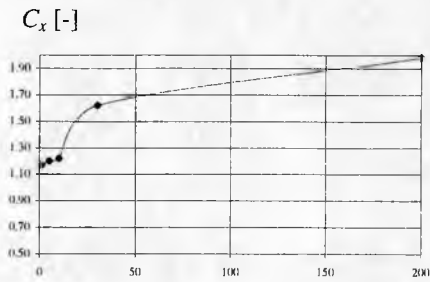
$C_{x,st}, C_{y,st}, C_{z,st}$ - charakterystyki aerodynamiczne płaskiej płytki o wymiarach skrzydełek statecznika.



Rys. 5. Zależność współczynnika siły normalnej i siły oporu płaskiej płytki od kąta natarcia

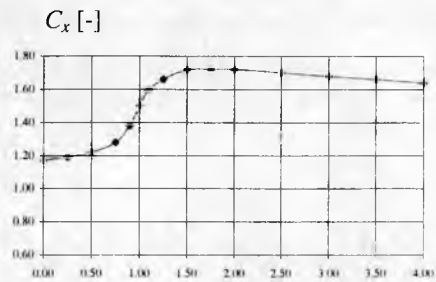


Rys. 6. Zależność współczynnika siły oporu płaskiej płytki i walca od liczby Reynoldsa



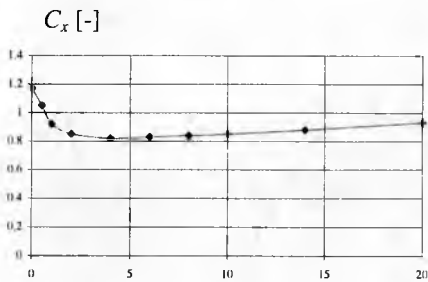
a/b

Rys. 7. Zależność współczynnika siły oporu płaskiej płytki od jej wydłużenia



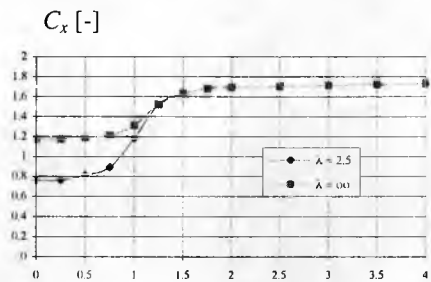
Ma

Rys. 8. Zależność współczynnika siły oporu płaskiej płytki od liczby Macha



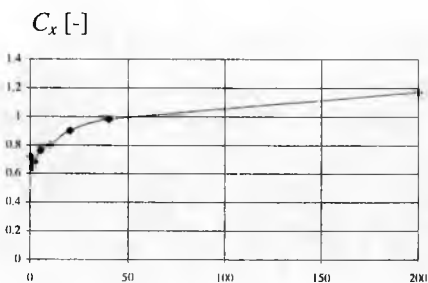
λ

Rys. 9. Zależność współczynnika siły oporu walca podłużnego od wydłużenia



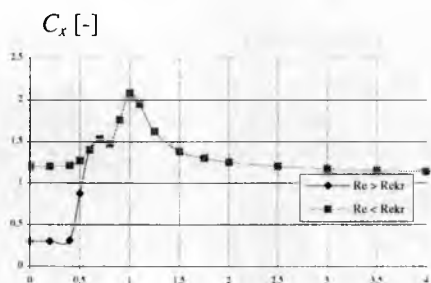
Ma

Rys. 10. Zależność współczynnika siły oporu walca podłużnego od liczby Macha



λ

Rys. 11. Zależność współczynnika siły oporu walca poprzecznego od wydłużenia



Ma

Rys. 12. Zależność współczynnika siły oporu walca poprzecznego od liczby Macha

2.4. Charakterystyki zespołu napędowego

Charakterystyki zespołu napędowego wyznaczono w postaci charakterystyki wysokościowej silnika, uwzględniającej wpływ temperatury początkowej paliwa T_0 , i w układzie związanym z rakieta $Oxyz$ wyrażono następująco

$$\mathbf{F} = [F(t, h), 0, 0]$$

gdzie:

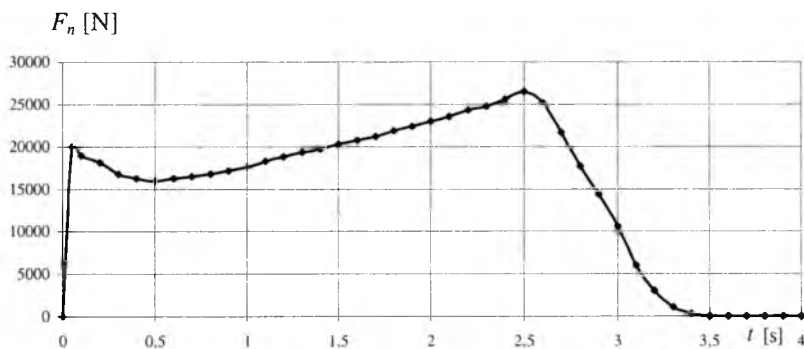
$F(t, h) = F_n(t) + (p_{ah=0} - p_a(h))S_w$ - ciąg wzdłuż osi podłużnej rakiety,

F_n - ciąg silnika o tem. początkowej paliwa T_0 na poziomie morza (rys. 13),

S_w - pole przekroju wylotowego silnika raketowego,

$p_{ah=0}$ - ciśnienie atmosferyczne na poziomie morza,

$p_a(h)$ - ciśnienie atmosferyczne na wysokości lotu rakiety.



Rys. 13. Ciąg silnika F_n w temperaturze $T_0 = 20^\circ$

2.5. Charakterystyki siły i momentu zakłócającego wywołane detonacją głowicy

Wektor wypadkowej siły i momentu zakłócającego, stanowiący sumaryczne oddziaływanie nadciśnienia (wywołanego detonacją głowicy) na rakieta, w układzie $Oxyz$ określono następująco

$$\mathbf{F}_{zak} = [F_{zak_x}(t), F_{zak_y}(t), F_{zak_z}(t)] \quad (3)$$

$$\mathbf{M}_0^{zak} = [0, M_{zak_y}, M_{zak_z}] \quad (4)$$

gdzie:

$$M_{zak_y} = F_{zak_y} \cdot x_{s.m.a}$$

$$M_{zak_z} = F_{zak_z} \cdot x_{s.m.a}$$

Wielkości poszczególnych składowych siły oraz momentu zakłócającego zależą od ciśnienia detonacji, kierunku „odstrzelenia” części głowicy i jej wymiarów.

3. Model matematyczny lotu zakłóconego rakiety

Do opisu zakłóconego awarią przestrzennego ruchu rakiety, jako bryły sztywnej o zmiennej masie, wykorzystano znane z mechaniki klasycznej twierdzenia o zmianie pędu i krętu [7]. W rezultacie otrzymano równania ruchu rakiety, które w postaci wektorowej, w układzie poruszającym się ze środkiem masy rakiety składają się z:

- dynamicznych i kinematycznych równań ruchu postępowego rakiety

$$m \left(\frac{\delta V_K}{dt} + \Omega^K \times V_K \right) = R^A + Q + F + F_{zak} \quad (5)$$

$$\frac{dr_K}{dt} = V_K \quad (6)$$

- dynamicznych i kinematycznych równań ruchu obrotowego rakiety

$$\frac{\delta K_0}{dt} + \Omega \times K_0 = M_0^A + M_0^{zak} \quad (7)$$

$$\Omega = \dot{\psi} + \dot{\vartheta} + \dot{\gamma} \quad (8)$$

gdzie:

- Ω^K - wektor prędkości kątowej układu związanego z wektorem prędkości $Ox_k y_k z_k$ względem układu związanego z Ziemią $Ox_R y_R z_R$,
- Ω - wektor prędkości kątowej rakiety o składowych $[p, q, r]$ w układzie $Oxyz$,
- r^K - wektor wodzący środka masy rakiety w układzie $Ox_R y_R z_R$,
- V_K - wektor prędkości środka masy rakiety,
- ψ, ϑ, γ - odpowiednio: kąt odchylenia, pochylenia i przechylenia rakiety,
- Q - wektor siły ciężkości,
- R^A - wektor wypadkowy układu sił aerodynamicznych działających na raketę w locie,
- K_0 - wektor momentu pędu (kręt) rakiety względem środka masy rakiety,
- F - wektor ciągu silnika raketowego,
- F_{zak} - wektor siły zakłócającej,
- M_0^A - wypadkowy moment układu sił aerodynamicznych działających na raketę w locie względem jej środka masy,
- M_0^{zak} - wektor momentu siły zakłócającej względem środka masy rakiety.

Postać skalarna powyższych równań wektorowych, łącznie z równaniami uzupełniającymi, stanowi zamknięty, nieliniowy model matematyczny lotu zakłóconego rakiety niekierowanej w stanie awaryjnym, w którym można wyróżnić:

- równania ruchu postępowego środka masy rakiety w układzie $Ox_k y_k z_k$:

$$m \frac{dV_K}{dt} = X_k^A + Q_{x_k} + F_{x_k} + F_{zak_{x_k}} \quad (9)$$

$$m V_K \frac{d\Theta}{dt} = Y_k^A + Q_{y_k} + F_{y_k} + F_{zak_{y_k}} \quad (10)$$

$$-mV_K \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = Z_k^A + Q_{z_k} + F_{z_k} + F_{zak z_k} \quad (11)$$

$$\frac{dx_g}{dt} = V_K \cos \Theta \cos \Psi \quad (12)$$

$$\frac{dy_g}{dt} = V_K \sin \Theta \quad (13)$$

$$\frac{dz_g}{dt} = -V_K \cos \Theta \sin \Psi \quad (14)$$

- równania ruchu obrotowego dookoła środka masy rakiety w układzie $Oxyz$:

$$I_x \frac{dp}{dt} - (I_y - I_z) q \cdot r = M_x \quad (15)$$

$$I_y \frac{dq}{dt} - (I_z - I_x) p \cdot r = M_y + M_{zak y} \quad (16)$$

$$I_z \frac{dr}{dt} - (I_x - I_y) p \cdot q = M_z + M_{zak z} \quad (17)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = (q \cos \gamma - r \sin \gamma) \frac{1}{\cos \vartheta} \quad (18)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = q \sin \gamma + r \cos \gamma \quad (19)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = p - (q \cos \gamma - r \sin \gamma) \tan \vartheta \quad (20)$$

- równania uzupełniające:

- zależności na składowe prędkości wiatru V_W oraz prędkości rakiety względem Ziemi $V_K[u_K, v_K, w_K]$ i względem powietrza $V[u, v, w]$ w układzie $Oxyz$:

$$u = u_K - u_W \quad v = v_K - v_W \quad w = w_K - w_W \quad (21)$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (22)$$

$$\begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix} = L_{\Phi\Theta\Psi} \begin{bmatrix} u_{W_g} \\ v_{W_g} \\ w_{W_g} \end{bmatrix} \quad \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix} = L_{\Phi\Theta\Psi} \begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} \quad (23)$$

- zależności na kąt natarcia i kąt ślizgu

$$\beta = \arcsin \frac{v}{V} \qquad \alpha = \arctg \frac{w}{u} \qquad (24)$$

- zależności na składowe siły zewnętrznych w układzie $Ox_k y_k z_k$:

$$\begin{bmatrix} Q_{x_k} \\ Q_{y_k} \\ Q_{z_k} \end{bmatrix} = L_{\psi\theta} \begin{bmatrix} 0 \\ -mg \\ 0 \end{bmatrix} \qquad \begin{bmatrix} X_k^A \\ Y_k^A \\ Z_k^A \end{bmatrix} = L_{\psi\theta} L_{\psi\theta\gamma}^{-1} L_{\beta\alpha} \begin{bmatrix} -P_x \\ P_y \\ -P_z \end{bmatrix} \qquad (25)$$

$$\begin{bmatrix} F_{x_k} \\ F_{y_k} \\ F_{z_k} \end{bmatrix} = L_{\psi\theta} L_{\psi\theta\gamma}^{-1} \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \qquad \begin{bmatrix} F_{z_{ak} x_k} \\ F_{z_{ak} y_k} \\ F_{z_{ak} z_k} \end{bmatrix} = L_{\psi\theta} L_{\psi\theta\gamma}^{-1} \begin{bmatrix} F_{z_{ak} x} \\ F_{z_{ak} y} \\ F_{z_{ak} z} \end{bmatrix} \qquad (26)$$

gdzie:

$$L_{\psi\theta\gamma} = \begin{bmatrix} \cos \vartheta \cos \psi & \sin \vartheta & -\sin \psi \cos \vartheta \\ \sin \psi \sin \vartheta + & \cos \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma + \\ -\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & & \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ \sin \psi \cos \vartheta + & -\cos \vartheta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma + \\ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & & -\sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma \end{bmatrix} \qquad (27)$$

$$L_{\psi\theta} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \Psi & \sin \theta & -\cos \theta \sin \Psi \\ -\sin \theta \cos \Psi & \cos \theta & \sin \theta \sin \Psi \\ \sin \Psi & 0 & \cos \Psi \end{bmatrix} \qquad (28)$$

$$L_{\beta\alpha} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix} \qquad (29)$$

4. Wyniki obliczeń numerycznych

Badania wpływu detonacji głowicy na pasywnym (biernym) odcinku toru na dynamikę lotu rakiety niekierowanej przeprowadzono w oparciu o program symulacji lotu modernizowanej rakiety M-21OF w stanach awaryjnych, opracowany na podstawie modelu matematycznego zestawionego w pkt. 3.

Na poniższych wykresach przedstawiono wyniki wstępnych badań wpływu długości trwania impulsu siły zakłócającej (wywołanej detonacją głowicy) na podstawowe parametry lotu rakiety oraz na wartość siły aerodynamicznej obciążającej skrzydełka

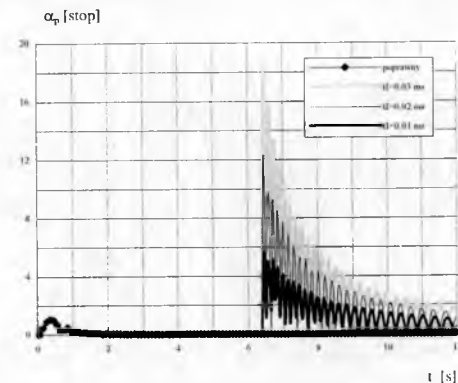
statecznika. Rozpatrywano symulację strzelania w warunkach, odpowiadających warunkom strzelania poligonowego, podczas którego zarejestrowano za pomocą radaru Dopplera niepoprawny lot rakiety:

- kąt podniesienia wyrzutni raketowej - $\vartheta_0 = 10 \text{ deg}$,
- czas wystąpienia awarii - $t_a = 6.434 \text{ s}$.

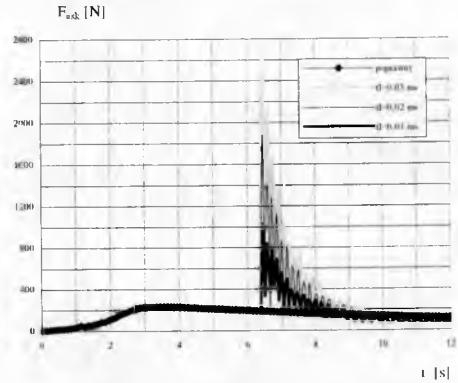
Poszczególne warianty obliczeń oznaczono na wykresach następująco:

- poprawny - symulacja lotu niezakłóconego rakiety (bezawaryjnego),
- poligon - niepoprawny lot rakiety zarejestrowany podczas strzelań poligonowych,
- $t_I = 0.01 \text{ ms}$ - symulacja lotu rakiety zakłóconego impulsem siły trwającym 0.01 ms,
- $t_I = 0.02 \text{ ms}$ - symulacja lotu rakiety zakłóconego impulsem siły trwającym 0.02 ms,
- $t_I = 0.03 \text{ ms}$ - symulacja lotu rakiety zakłóconego impulsem siły trwającym 0.03 ms,
- $t_I = 0.035 \text{ ms}$ - symulacja lotu rakiety zakłóconego impulsem siły trwającym 0.035 ms, obciążenia aerodynamiczne skrzydełek w tym wariancie przekraczają obciążenia dopuszczalne, wskutek czego skrzydełka urywają się i rakietą, tracąc stateczność, zaczyna „koziołkować” na torze lotu.

Na rys. 14 przedstawiono wpływ długości trwania impulsu zakłócającego na oscylacje przestrzennego kąta opływu rakiety α_p , natomiast na rys. 15 wywołane tym kątem obciążenia skrzydełek statecznika. W przypadku zakłócenia trwającego mniej niż 0.035 ms, obciążenia aerodynamiczne skrzydełka nie przekraczają obciążen dopuszczalnych.



Rys. 14. Wykresy przestrzennego kąta opływu

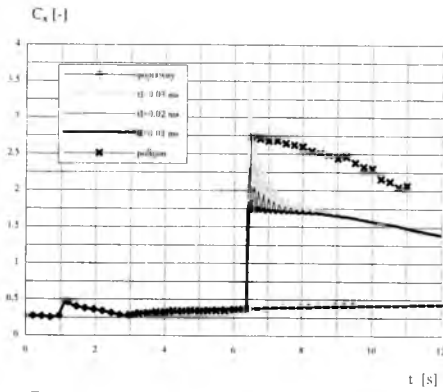


Rys. 15. Przebiegi obciążenia skrzydełek

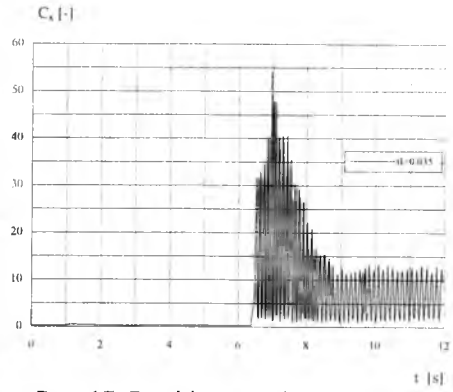
Na rys. 16 porównano wartości współczynnika siły oporu oddziaływującej na raketę w locie poprawnym, zakłóconym oraz poligonowym. Obok, na rys. 17, pokazano przebieg współczynnika siły oporu rakiety w przypadku lotu niestatecznego.

Efekty oddziaływania różnych sił oporu w warunkach lotu poprawnego, zakłóconego i poligonowego przedstawiono na rys. 18, w postaci przebiegów prędkości rakiety dla pierwszych 12 s lotu.

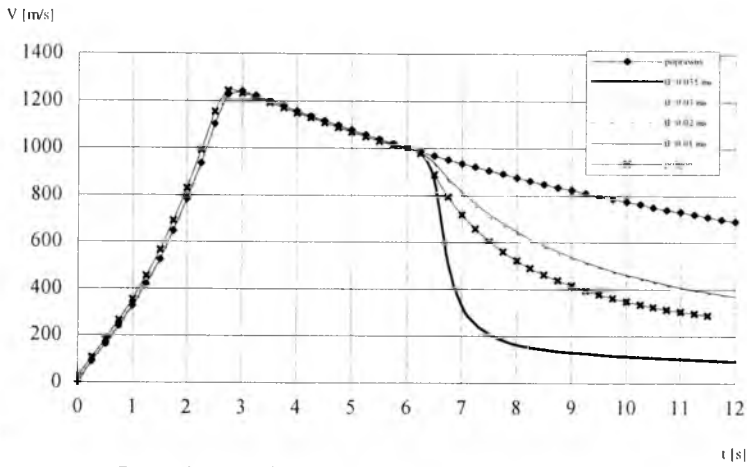
Na rys. 19 i 20 przedstawiono przebiegi kątów pochylenia i odchylenia rakiety, na rys. 21 i 22 przebiegi kątów pochylenia i odchylenia wektora prędkości, natomiast na rys. 23 i 24 odpowiadające im tory lotu rakiety w płaszczyźnie poziomej i pionowej.



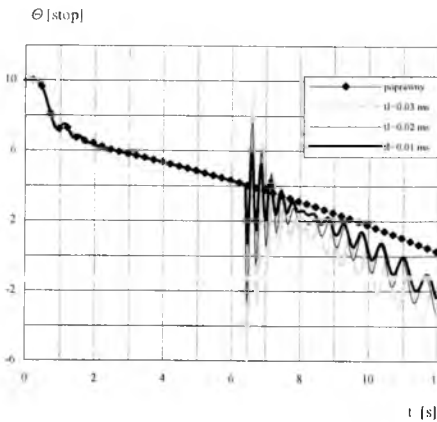
Rys. 16. Porównanie współ. siły oporu w locie zakłóconym i poligonomym



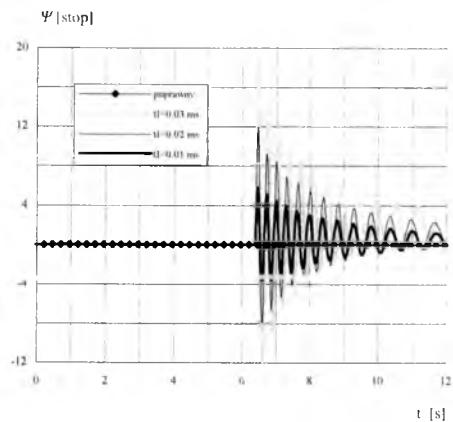
Rys. 17. Przebieg współ. siły oporu w locie niestatecznym



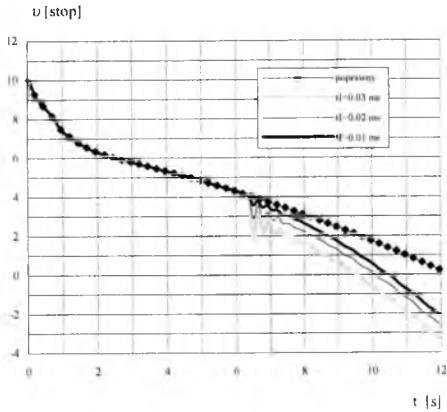
Rys. 18. Przebiegi prędkości rakiety na torze lotu



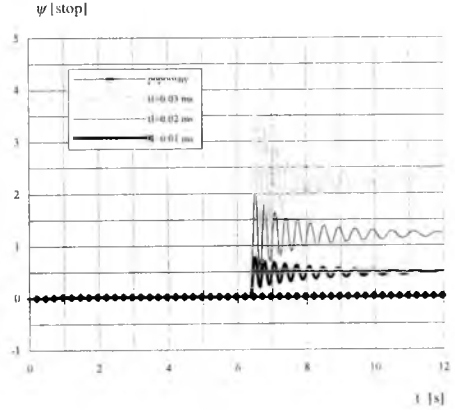
Rys. 19. Wykresy kąta pochylenia rakiety



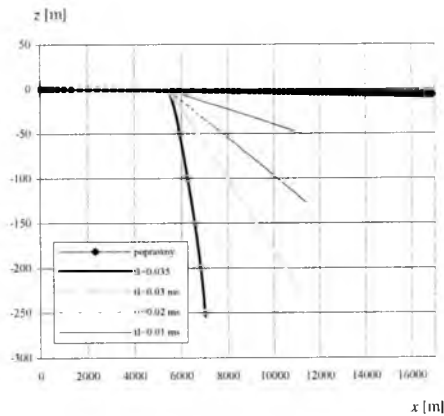
Rys. 20. Wykresy kąta odchylenia rakiety



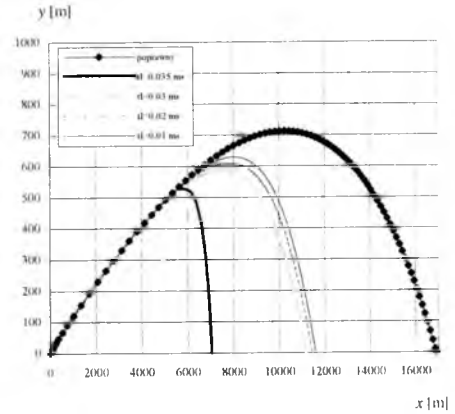
Rys. 21. Kąty pochylenia prędkości rakiety



Rys. 22. Kąty odchylenia prędkości rakiety



Rys. 23. Tory w płaszczyźnie poziomej



Rys. 24. Tory w płaszczyźnie pionowej

5. Wnioski końcowe

Niekontrolowane zadziałanie zapalnika na torze lotu może doprowadzić do rozerwania głowicy, a w konsekwencji do zmiany charakterystyk geometrycznych (rys. 2), masowo-bezwładnościowych (tab. 2) i aerodynamicznych rakiety, co potwierdzają obliczenia wytrzymałościowe i przeprowadzone badania eksperymentalne.

Impuls siły zakłócającej powstający w chwili detonacji głowicy, w wyniku oddziaływania nadciśnienia na część głowicy rakiety, w istotny sposób wpływa na ruch rakiety dookoła środka masy (rys. 14, 19 i 20). Wywołuje on również duże zmiany w kształcie toru lotu. Donośność ulega zmniejszeniu (rys. 24), powiększa się natomiast odchylenie boczne rakiety od płaszczyzny strzelania (rys. 23).

Przeprowadzona wstępna analiza numeryczna pozwala wprawdzie odrzucić hipotezę o urywaniu się skrzydełek stateczników podczas lotu poligonowego, o czym świadczy

duża różnica we współczynniku siły oporu (rys. 16 i 17) i przebiegu prędkości lotu (rys. 18), nie daje jednak jednoznacznej odpowiedzi na pytanie, co było powodem niepoprawnego lotu rakiety zarejestrowanego podczas badań poligonowych.

Otrzymane wyniki symulacji lotu rakiety z uszkodzoną (wskutek detonacji) głowicą, są porównywalne z poligonowymi, ale tylko w chwili wystąpienia awarii. W dalszych sekundach lotu daje się zauważyć różnicę między nimi (rys. 16 i 18). Jednym z powodów tych rozbieżności mogą być zjawiska dynamiczne związane z występowaniem asymetrii aerodynamicznej i masowo-bezwładnościowej rakiety po detonacji głowicy, które w tej fazie badań zostały pominięte. Przyczyna może również tkwić w oszacowaniu teoretycznym wartości charakterystyk rakiety po wystąpieniu awarii, zwłaszcza współczynników momentów aerodynamicznych zależnych od prędkości kątowych.

Dalsze analizy wymagają wyznaczenia w badaniach tunelowych pełnych charakterystyk rakiety w niesymetrycznych konfiguracjach awaryjnych oraz uwzględnienia w modelu matematycznym asymetrii masowo-bezwładnościowej.

Bibliografia

1. Arżanikow N. S., Malcew W. N., *Aerodynamika*, PWN, Warszawa, 1959
2. Baranowski L., Gacek J., Przanowski J., *Algorytm badania właściwości dynamicznych rakiet niekierowanych*, Materiały międzynarodowej konferencji naukowo-technicznej „Rozwój przeciwlotniczych i przeciwpancernych zestawów raketowych oraz pocisków i systemów artylerii raketowej”, Skarżysko-Kamienna, 1999
3. Hoerner S. F., *Aerodynamic drag: Practical data on aerodynamic drag*, 1951
4. Hoerner S. F., *Fluid Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*, published by the author, 1965
5. Krasnov N.F., *Aerodinamika tel vrashchenija*, Gosudarstvennoe Izdatelstvo Oboronnoj Promyshlennosti, Moskwa, 1958
6. Krasnov N.F., Zacharchenko V.F., Koshevoj V.N., *Osnovy aerodinamicheskogo racchjota*, Vysshaja Shkola, Moskwa, 1984
7. Lebedev A.A., Cherobrovkin L.S., *Dinamika poljota*, Mashinostroenije, Moskwa, 1973
8. Martynov A.K., *Eksperimentalnaja aerodinamika*, Gosudarstvennoe Izdatelstvo Oboronnoj Promyshlennosti, Moskwa, 1950
9. Rościszewski I. *Aerodynamika stosowana*, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa, 1957
10. Zaks N., *Podstawy aerodynamiki doświadczalnej*, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa, 1957

Numerical investigation into flight dynamics of a free rocket with a damaged head

Summary

In the paper a model supplied with the analysis of dynamical properties of free rockets in the case of in-flight damage. The case of not controlled ignition of has been considered the detonator during shots with rockets M-21OF with a training head has been considered. In the process of modelling a special attention has been paid to determination of paper of aerodynamic characteristics of rockets as a function of the Mach number the whole range of angles of attack and sideslip. The results of theoretical analysis of the rocket flight under failure conditions have been compared with these registered using a Doppler radar in shooting of a distance of the rocket range.

WPLYW INTERFERENCJI AERODYNAMICZNEJ NA RUCH ZASOBNIKÓW ZRZUCANYCH Z SAMOLOTU WYKONUJĄCEGO MANEWR

MACIEJ LASEK¹
KRZYSZTOF SIBILSKI²

W pracy przedstawiono koncepcję wykorzystania numerycznego wyznaczenia wpływu interferencji układu płatewiec-podwieszenie na ruch podwieszenia lotniczego w fazie zrzutu z samolotu wykonującego manewr. Omówiony został model fizyczny i matematyczny układu oraz zaproponowano sposób wykorzystania otrzymanych wyników w badaniach wyznaczających wzajemne położenie podwieszeń i samolotu w początkowej fazie zrzutu z samolotu

I.. Wstęp

Przy coraz większej różnorodności środków przenoszonych przez współczesne samoloty bojowe, określenie trajektorii zewnętrznego podwieszenia po zrzucie z samolotu bojowego stanowi ważne zagadnienie projektowania aerodynamicznego układu podwieszenie-samolot. Doświadczenia z eksploatacji samolotów bojowych, a także wyniki badań eksperymentalnych i obliczeń numerycznych wskazują na duży wpływ interferencji aerodynamicznej występującej w układzie nosiciel-podwieszenie, zarówno na bezpieczeństwo zrzutu jak i na celność bombardowania. Wpływ ten jest istotny zwłaszcza dla zasobników o małej masie w stosunku do objętości (np. puste dodatkowe zbiorniki paliwa) lub zasobników o dużej nośności (np. uskrzydłone bomby, nosiciele subamunicji). Z drugiej strony, podwieszenia lotnicze przenoszone są przez samoloty o coraz większej manewrowości, a więc zakres możliwych do wystąpienia stanów lotu staje się coraz szerszy. Osobnym przypadkiem jest zrzut środków bojowych przenoszonych przez samoloty projektowane jako trudno wykrywalne przez radary. Z powodów konstrukcyjnych, środki bojowe przenoszone przez te samoloty, umieszczone są w komorach bombowych i w chwili opuszczania luku bombowego narażone są na nagłą zmianę warunków opływu.

Można wyróżnić dwie fazy lotu zrzuconego podwieszenia. W pierwszej, w której podwieszenie przemieszcza się w polu bliskiego opływu nosiciela podstawowym problemem jest bezpieczeństwo zrzutu tj. zapewnienie takiej separacji podwieszenie-

¹ dr inż., SP-Inż. e-mail: mlas@poczta.onet.pl

² dr hab. inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. e-mail: sibi@hot.pl

nosiciel dla zadanych warunków zrzutu aby nie wystąpiła kolizja zrzuconego podwieszenia z jakimkolwiek elementem samolotu-nosiela a także z innymi przenoszonymi przez nosiciel podwieszeniami. W fazie tej ważną rolę spełnia interferencja aerodynamiczna nosiciela na ruch zrzuconego zasobnika.

W drugiej fazie lotu, z dala od nosiciela, podstawowym zagadnieniem jest określenie dynamiki i trajektorii, w tym określenie zasięgu czy też trafienia w określony punkt zrzuconego podwieszenia.

W badaniach powyższych zagadnień stosowane są obliczeniowe metody numeryczne aerodynamiki i dynamiki lotu, symulacyjne badania eksperymentalne w tunelach aerodynamicznych oraz badania w locie. Zazwyczaj metody te w konkretnym rozpatrywanym przypadku podwieszenie-nosiciel stosowane są łącznie, z tym, że ostatnio coraz większego znaczenia nabierają metody obliczeniowe. Fakt ten zilustrowano w pracy [5], podając, że w roku 1989 udokumentowanie bezpiecznego zrzutu podwieszenia JSOW z samolotu F-18 w zakresie do $Ma=0.95$ wymagało 400 godzin badań tunelowych i 20 lotów. Natomiast dzięki szerszemu zastosowaniu metod obliczeniowych, dla których przeprowadzono obszerną walidację w pełnej obwiedni eksploatacji samolotu F-18 do $Ma=1.3$, w roku 2000 przeprowadzono takie udokumentowanie wykonując 60 godzin badań tunelowych i 5 lotów. W pracy [5] wskazano, że możliwe było to przede wszystkim dzięki wdrożeniu zintegrowanego systemu Modelowania i Symulacji, badań tunelowych i badań w locie. Tak znaczne zmniejszenie ilości lotów doświadczalnych jest istotne przede wszystkim z punktu widzenia kosztów programu badawczego, ponieważ koszt badań w locie jest często o 2-3 rzędy wyższy niż badania z wykorzystaniem technik obliczeniowych. Nie znaczy to, że należy się spodziewać całkowitego wyeliminowania badań w locie i istotnego zmniejszenia doświadczeń w tunelach aerodynamicznych na korzyść metod obliczeniowych, gdyż możliwości metod obliczeniowych oraz moc komputerów jeszcze przez pewien czas nie spełni pokładanych w nich oczekiwań. Poza tym, wykonanie lotów doświadczalnych przy wdrażaniu do eksploatacji nowych środków bojowych, jest wymaganą przepisami próbą dowodową.

W prezentowanej pracy przedstawiono wyniki prac, których celem było opracowanie efektywnej i niskokosztowej metodyki badań bezpieczeństwa zrzutu podwieszenia lotniczego, łączącej metody eksperymentalne oraz techniki obliczeniowe aerodynamiki numerycznej.

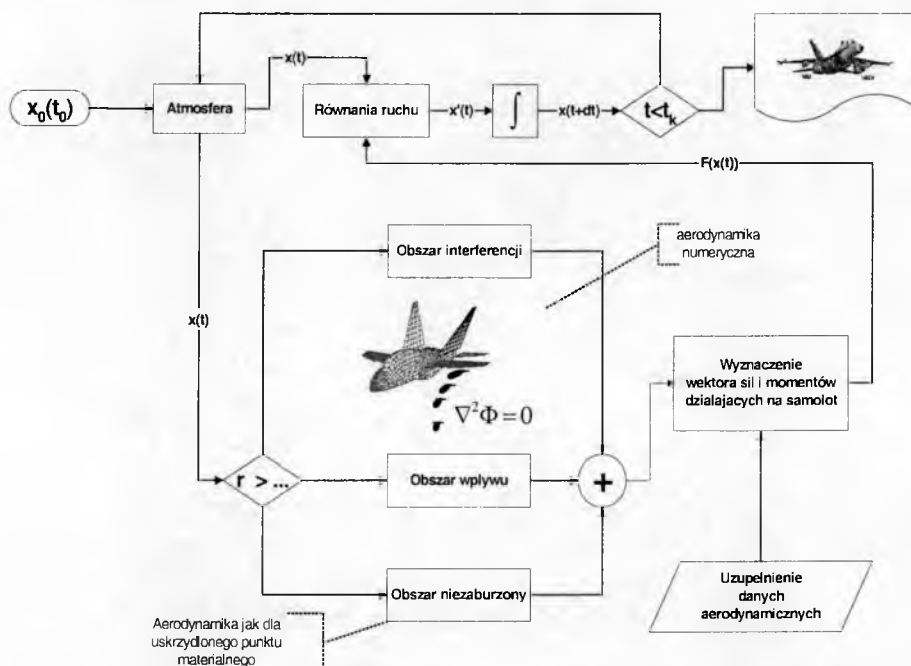
2. Model fizyczny i matematyczny

Do realizacji przedstawionego zadania przyjęto model obliczeniowy oparty na połączeniu metod aerodynamiki numerycznej z modułem całkowania równań ruchu (rys.1). Do wyznaczenia sił i momentów aerodynamicznych działających na zasobnik wykorzystano zmodyfikowaną metodę panelową [7, 10, 14], bazującą na równaniu Laplace'a dla potencjału zaburzeń:

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (1)$$

do którego sprowadza się równanie ruchu płynu po przyjęciu założeń o nielepkości i nieściśliwości płynu, braku oderwań i bezwirowości opływu (z wyjątkiem śladu). Wybór metody podyktowany był stosunkowo prostą aplikacją oraz niskim kosztem

obliczeniowym umożliwiającym realizację postawionego zadania na komputerach klasy PC.



Rys. 1. Schemat programu obliczeniowego

Stosując do równania (1) tożsamość Greena oraz wprowadzając definicję osobliwości numerycznych:

a) natężenie dipola ($-\mu = \Phi - \Phi_i$),

b) natężenie źródła ($-\sigma = \frac{\partial \Phi}{\partial n} - \frac{\partial \Phi_i}{\partial n}$)

można otrzymać równanie całkowe opisujące rozkład potencjału zaburzeń prędkości na powierzchni obiektu:

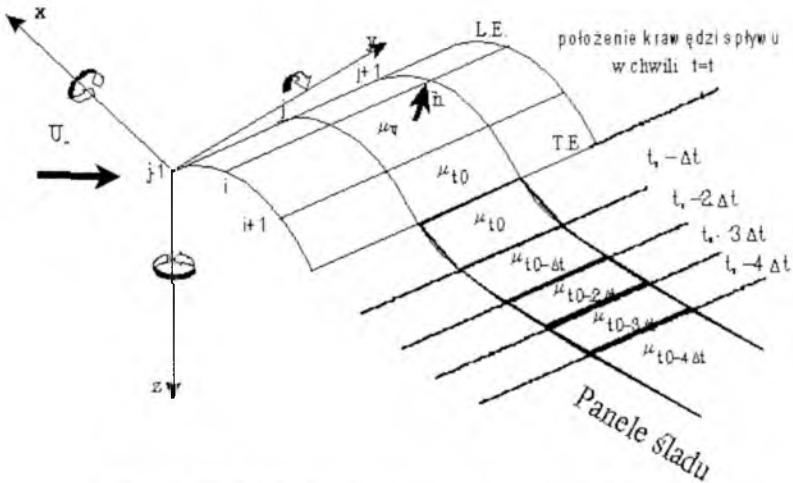
$$\Phi(P) = -\frac{1}{4\pi} \int_{S_B} \left[\sigma \frac{1}{r} - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] ds + \frac{1}{4\pi} \int_{S_W} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) ds + \Phi_\infty(P) \quad (2)$$

Ponieważ obiekt znajduje się w ruchu nieustalonym, rozwiązanie uzyskano metodą tzw. *time-stepping* [10] tj. dla każdego kroku czasowego modyfikowano odpowiednio ślad sphywający z powierzchni nośnych (rys. 2).

Rozkład osobliwości, otrzymany z rozwiązania równania opływu, jednoznacznie wyznacza pole prędkości na powierzchni i w obszarze wokół zespołu nościel-zasobnik.

Rozkład ciśnienia obliczany jest z równania Bernoulliego dla opływu niestacjonarnego zwanego również równaniem Lagrange'a:

$$C_p = 1 - \frac{Q^2}{V^2} - \frac{2}{V^2} \cdot \frac{\partial \Phi}{\partial t} \quad (3)$$



Rys. 2. Model śladu wirowego w ruchu niestacjonarnym

Dynamiczne równania podwieszenia lotniczego zostały wyprowadzone w nieinercyjnym układzie współrzędnych $Oxyz$ (rys. 3) z uogólnionych równań zmiany pędu i zmiany krętu bryły sztywnej [1, 6, 21, 24, 26], przy założeniu, że zarówno masa podwieszenia, momenty bezwładności i położenie jego środka masy nie zmieniają się w czasie oraz układ $Oxyz$ jest zaczepiony w środku masy podwieszenia.

Położenie układów grawitacyjnych $Ox_Gy_Gz_G$ i $O_sx_{G_s}y_{G_s}z_{G_s}$ związanych odpowiednio z poruszającymi się podwieszeniem i samolotem względem nieruchomego inercyjnego $O_1x_1y_1z_1$ określają dla podwieszenia wektor \bar{R}_P o współrzędnych $[x_1, y_1, z_1]$ oraz dla samolotu wektor \bar{R}_S o współrzędnych $[x_{1s}, y_{1s}, z_{1s}]$.

Wzajemne usytuowanie względem siebie układów grawitacyjnych $Ox_Gy_Gz_G$ i $O_sx_{G_s}y_{G_s}z_{G_s}$ określa wektor \bar{R}_{PS} o współrzędnych $[x_{PS}, y_{PS}, z_{PS}]$.

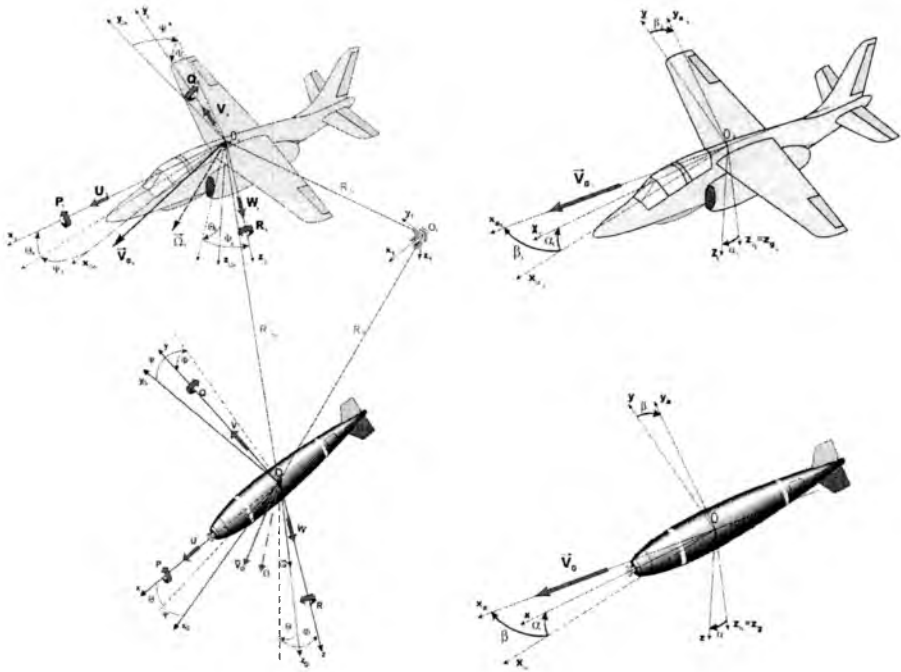
Położenie układów konstrukcyjnych $Oxyz$ oraz $O_sx_{s,y,s}z_s$ względem odpowiadających im układów grawitacyjnych $Ox_Gy_Gz_G$ i $O_sx_{G_s}y_{G_s}z_{G_s}$, jednoznacznie opisują quasi-eulerowskie kąty obrotu zwane również kątami samolotowymi [1, 6, 24, 26].

Zwrot wektora prędkości przepływu względem układów $Oxyz$ oraz $O_sx_{s,y,s}z_s$ określają kąty: α - kąt natarcia i β - kąt ślizgu (por. [1, 6, 24, 26]).

Składowe chwilowej prędkości kątowej p, q, r są liniowymi związkami prędkości uogólnionych $\dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}$ o współczynnikach zależnych od współrzędnych uogólnionych Φ, Θ, Ψ . Odpowiednie zależności i transformacje można znaleźć np. w pracach: [1, 6, 24, 26].

Związki kinematyczne między składowymi prędkości liniowej $\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1$ mierzonymi w układzie inercyjnym $O_1x_1y_1z_1$ a składowymi prędkości u, v, w w układzie odniesienia $Oxyz$ związanym z podwieszeniem znaleźć można w pracach [1, 6, 24, 26].

Oznaczenia kątów, współrzędnych oraz prędkości bez indeksów odnoszą się do podwieszenia, natomiast dla samolotu odpowiadają oznaczenia z indeksem s .



Rys. 3. Przyjęte układy odniesienia, współrzędne kątowe, prędkości liniowe i prędkości kątowe [14, 19].

Model matematyczny układu samolot-podwieszenie może być przedstawiony w postaci:

$$B \dot{Z} + P B Z = Q \tag{4}$$

gdzie:

- wektor stanu.

$$Z = \text{col}\{u, v, w, p, q, r\}$$

-macierz bezwładności:

$$B = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_X & -J_{XY} & -J_{XZ} \\ 0 & 0 & 0 & -J_{XY} & J_Y & -J_{YZ} \\ 0 & 0 & 0 & -J_{XZ} & -J_{YZ} & J_Z \end{bmatrix}$$

- pom. macierz prędkości:

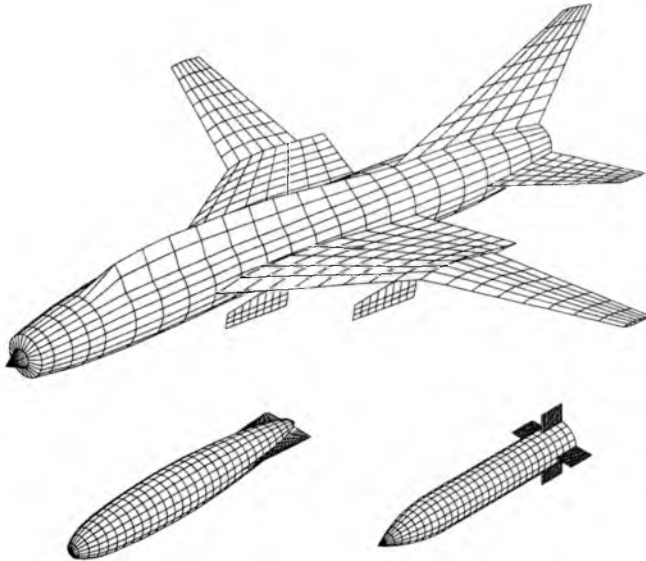
$$P = \begin{bmatrix} 0 & -r & q & 0 & 0 & 0 \\ r & 0 & -p & 0 & 0 & 0 \\ -q & p & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -w & v & 0 & -r & q \\ w & 0 & -u & r & 0 & -p \\ -v & u & 0 & -q & p & 0 \end{bmatrix}$$

-wektor sił zewnętrznych:

$$Q = \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix}$$

3. Realizacja numeryczna przyjętego modelu obliczeniowego

Na podstawie przyjętego modelu matematycznego ruchu oraz opływu podwieszenia, opracowany został cyfrowy model symulacyjny ruchu podwieszenia lotniczego w niejednorodnym polu prędkości.



Rys. 4. Panelizacja modelu badanego na stanowisku modelowania swobodnego zrzutu

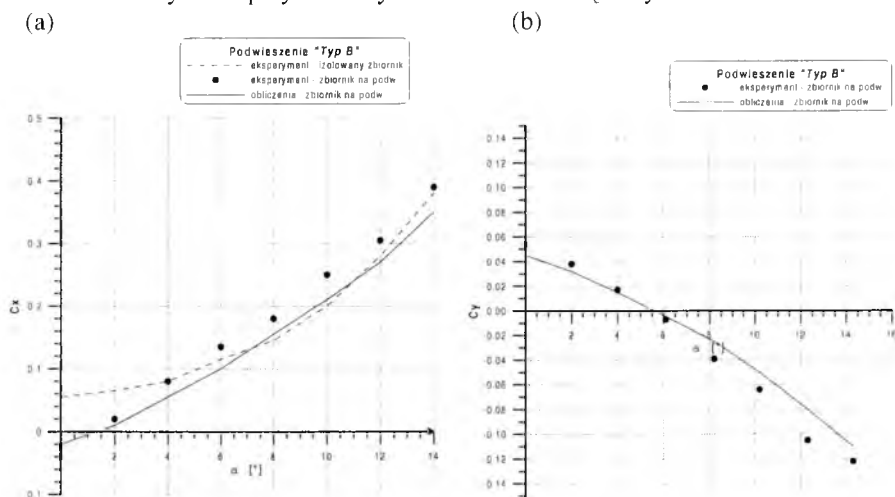
Geometryczne dane wejściowe opisujące geometrię obiektu (samolotu i podwieszenia) przekazywane są do programu obliczeniowego w formie plików tekstowych zawierających współrzędne wierzchołków siatki opisującej powierzchnie brył.

Przykładowa numeryczna reprezentacja geometrii obiektów obliczeniowych wykorzystanych w prezentowanej pracy przedstawiona jest na rys. 4.

Szczegółowy opis struktury programu obliczeniowego można znaleźć w pracach [14, 16, 17, 18, 19].

4. Wyniki

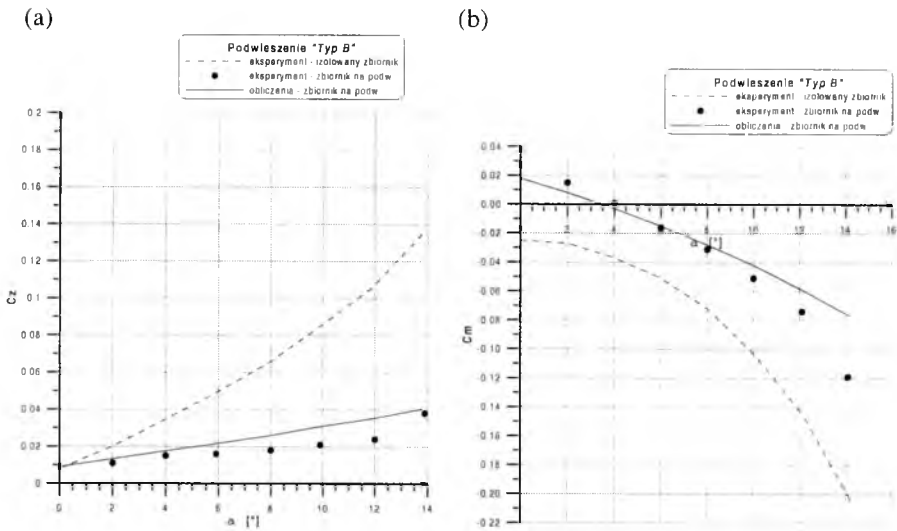
Wpływ interferencji aerodynamicznej na charakterystyki podwieszenia wyznaczony został na przykładzie porównania obliczeń obciążeń aerodynamicznych działających na podwieszenie typu zbiornik paliwa podwieszony na belce podskrzydłowej samolotu I-22 „Iryda” z wynikami pomiarów wagowych przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym. Obliczenia wykonano dla konfiguracji podwieszenie-belka podwieszenia-skrzydło. Kadłub samolotu nie był modelowany. Zastosowano ustalony model aerodynamiki (bez modelowania nieustalonego śladu wirowego). Współczynnik oporu tarcia oszacowano na podstawie danych zamieszczonych w [12]. Wyniki obliczeń porównane z danymi eksperymentalnymi zamieszczone są na rysunkach 5 i 6.



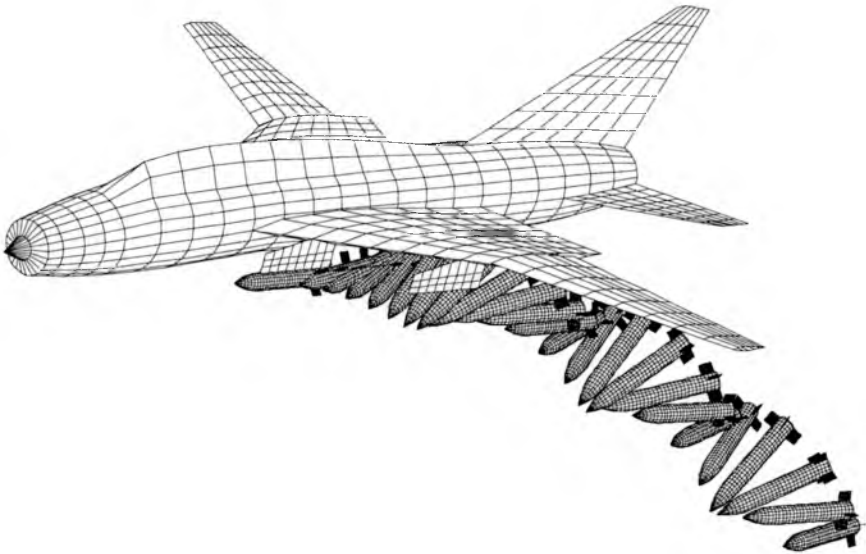
Rys. 5. (a) współczynnik siły oporu; (b) współczynnik siły-bocznej podwieszenia na belce podskrzydłowej w funkcji kąta natarcia układu samolot-podwieszenie

Pomimo braku zamodelowania kadłuba, wyniki obliczeń charakteryzują się bardzo dobrą zgodnością z wynikami eksperymentu. Sugeruje to, iż dominujący wpływ na opływ podwieszenia podczepionego na belce podskrzydłowej ma skrzydło samolotu. Istotnym wynikiem obliczeń jest także pojawienie się na symetrycznym podwieszeniu znajdującym się w zaburzonym przez samolot opływie, wyraźnej siły bocznej.

Obliczenia trajektorii podwieszenia po zrzucie wykonano dla konfiguracji nosiciela kadłub-skrzydło-belka oraz podwieszenia zrzucanego z wewnętrznej belki podwieszeń.



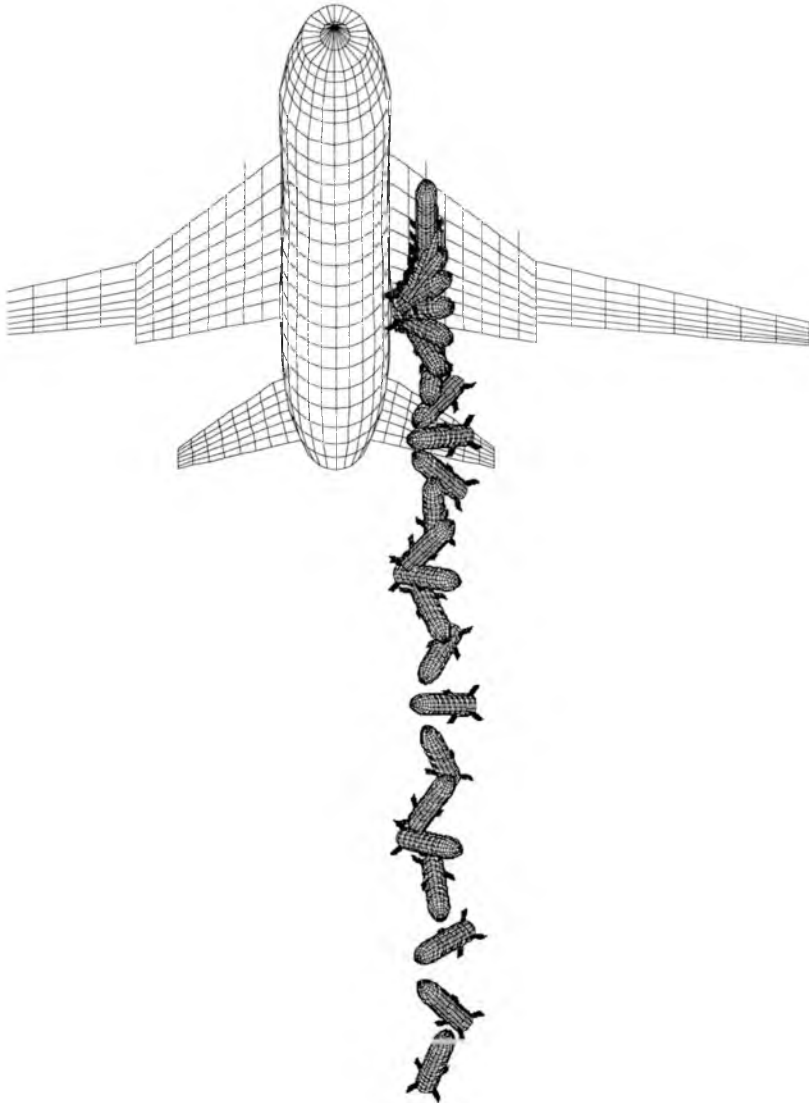
Rys. 6. (a) współczynnik siły nośnej, (b) momentu pochylającego podwieszenia na belce podskrzydłowej w funkcji kąta natarcia układu samolot-podwieszenie



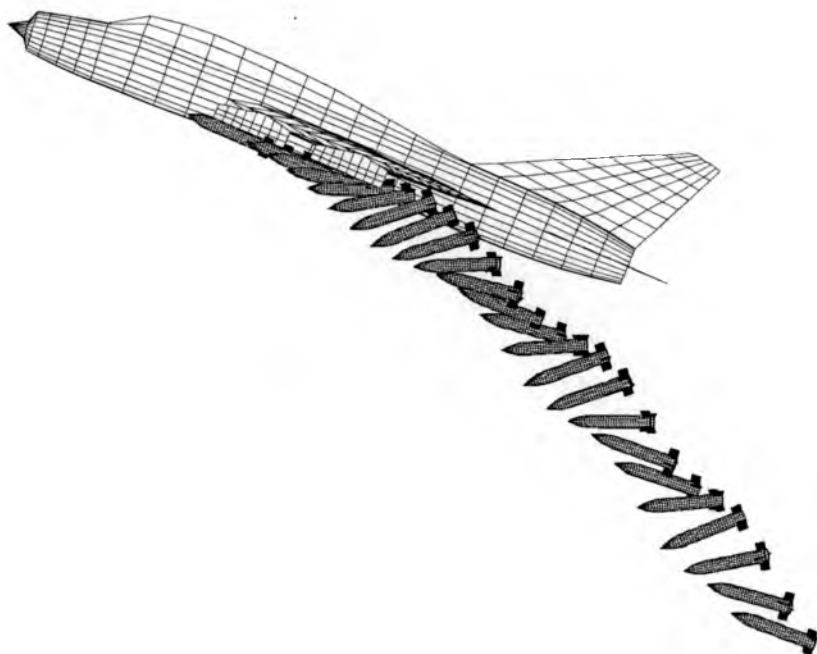
Rys. 7. Widok trajektorii obliczeniowej zrzutu bomby kasetowej z lotu wznoszącego o kącie toru $\gamma=20^\circ$, czas zrzutu 1 s., kąt natarcia $\alpha=3^\circ$, kąt zaklinowania usterzeń podwieszenia $\delta=3^\circ$.

Jako przykład zrzutu podwieszenia w locie manewrowym wykorzystano manewr bombardowania na wznoszeniu. Zrzuconym środkiem bojowym była bomba kasetowa

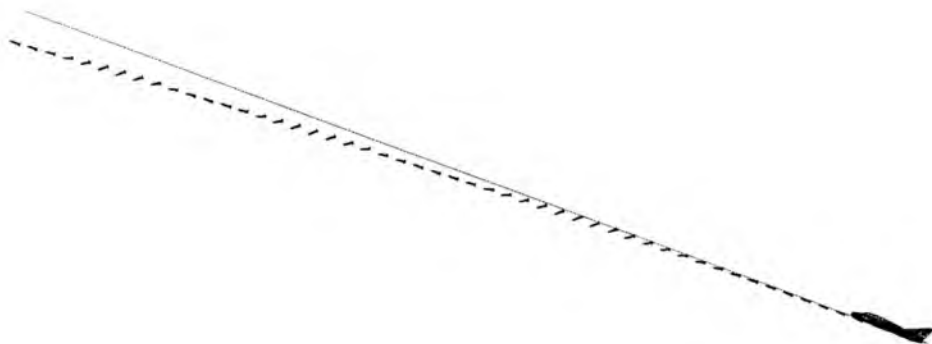
o wagomiarze 222 kg. Zrzut podwieszenia nastąpił w chwili przejścia samolotu do prostoliniowego lotu wznoszącego o kącie pochylenia toru $\gamma=20^\circ$. W chwili zrzutu kąt natarcia zespołu samolot-podwieszenie był równy $\alpha=3^\circ$ a prędkość lotu $V=600$ km/h ($Ma=0.48$). Obliczenia przeprowadzono dla przedziału czasowego od $t=0$ s. do $t=1$ s., krok całkowania $\Delta t=0.01$ s. Na rysunkach od rys. 7 do rys. 10 przedstawiono kolejne położenia podwieszenia w stosunku do samolotu.



Rys. 8. Trajektoria obliczeniowa bomby kasetowej zrzuconej w locie wznoszącym o kącie toru $\gamma=20^\circ$, widok w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny układu grawitacyjnego OY_gZ_g .



Rys. 9. Trajektoria obliczeniowa bomby kasetowej zrzuconej w locie wznoszącym o kącie toru $\gamma=20^\circ$, widok w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny układu grawitacyjnego OX_gZ_g .



Rys. 10. Widok kolejnych położeń bomby kasetowej na tle toru lotu samolotu-nosiciela

5. Wnioski

Przedstawione powyżej analizy wykonanych obliczeń i badań porównawczych wykazują, że opracowane modele fizyczne, matematyczne i informatyczne układu podwieszenie – samolot stanowią dobre odwzorowanie rzeczywistego procesu zrzutu podwieszenia lotniczego w zaburzonym przez samolot polu prędkości. Charakteryzują się także stosunkowo niewielkim kosztem obliczeniowym (w zależności od analizowanych przypadków obliczenia trwały od 4 do 25 godzin na komputerze klasy PC 800 MHz).

Zaobserwowano znaczący wpływ interferencji aerodynamicznej na charakterystyki aerodynamiczne podwieszenia oraz jego ruch w bezpośredniej bliskości samolotu. Dlatego też wykonywanie jakichkolwiek analiz ruchu podwieszenia w pobliżu nosiciela z pominięciem wpływu interferencji jest błędne.

Przypadek obliczeń wykraczających poza zakres możliwości badawczych tuneli aerodynamicznych przedstawiono na rysunkach od rys. 7-10. Rysunki te przedstawiają wyniki symulacji numerycznej w warunkach manewru bombardowania na wznoszeniu z celowaniem do wyniesionego punktu. Wyniki obliczeń wskazują na znacznie większe zaburzenie toru lotu podwieszenia po zrzucie niż dla przypadku bombardowania z lotu poziomego. Można zauważyć (rys. 7-9) że opóźnienie wykonania manewru odejścia przez samolot („manewr przeciwoślankowy”) lub zmniejszenie prędkości lotu po zrzucie może doprowadzić do kolizji samolotu z podwieszeniem. Należy podkreślić, że w praktyce poligonowej zaobserwowano podobne zdarzenia.

Pewnym ograniczeniem przyjętej metodyki, jest brak uwzględnienia wpływu ściśliwości na wyniki obliczeń niestacjonarnych. W związku z tym zakres stosowalności ww. metody jest ograniczony do prędkości odpowiadających liczbie $Ma=0.65$. Jednak wiele praktycznych przypadków zrzutów odbywa się na prędkościach odpowiadających zakresowi stosowalności metody.

Zaprezentowaną w niniejszej pracy metodykę obliczeniową można wzbogacić o analizy:

- wpływu turbulencji lub oscylacji parametrów ruchu samolotu w chwili zrzutu na charakter odejścia podwieszenia,
- zrzutu podwieszeń o zmiennej masie lub geometrii (np. wysuwane skrzydła),
- zbadanie wpływu dodatkowych więzów występujących w czasie zwolnienia podwieszenia z zamka podwieszenia (np. siłę tarcia, wpływ naciągu zamka itp.),
- zamodelowanie ograniczeń ruchu podwieszenia przez geometryczne więzy struktury płatowca.

Możliwa jest również zmiana modelu opływu na model pozwalający na analizę zrzutów w zakresie prędkości około- i naddźwiękowych

Reasumując, można stwierdzić, że opracowana metodyka łącząca zmodyfikowaną metodę panelową wykorzystaną do wyznaczania sił i momentów aerodynamicznych z metodami rozwiązywania równań ruchu umożliwia efektywną analizę ruchu zrzucanego z samolotu zasobnika w zaburzonym przez samolot polu prędkości.

Bibliografia

1. Abzug M.J., *Computational flight mechanics*, AIAA Educational Series, Reston, 1998
2. Arnold R.J., Epstein C.S., *Store Separation Flight Testing*, AGARDograph, **5**, 300, 1986
3. Barbero S., Ferretti A., *Application of Euler Code to Evaluation of Store Release in a Heavily Disturbed Aircraft Flow-Field*, ICAS-94-2.6.4
4. Beecham L.J., Walters W.J., Partridge D.W., *Proposals for an Integrated Wind Tunnel-Flight Dynamics Simulator System*, Aeronautical Research Council Current Paper, C.P. No.789, Nov. 1962, London
5. Cenko A., Lutton M., *ACFD Application to Store Separation-Status Report*, ICAS Paper 561.1, 2000
6. Etkin B., *Dynamics of atmospheric flight*, Ed. John Willey, N. York, 1972
7. Goraj Z., Błaszczuk P., Goetzendorf-Grabowski T., Kulicki P., Lasek M., Winiecki J., *Badanie stateczności ruchu złożonych konfiguracji aerodynamicznych*, sprawozdanie wew. I.Lot. Warszawa, 1996
8. Goudie S.H., *A simple method for the derivation of isolated and installed store loads*, Aeronautical Journal, November 1983
9. Kacprzyk J., *Eksperymentalne badania wpływu płatowca na współczynniki aerodynamiczne podwieszek*, Materiały Konferencji Mechanika w Lotnictwie "ML-V", PTMTS, Warszawa 1992, 511-517
10. Katz J., Plotkin A., *Low-speed aerodynamics, second edition*, Cambridge University Press, 2001
11. Krzysiak A., *Analiza kryteriów bezkolizyjnego zrzutu swobodnego podwieszenia z samolotu bojowego*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa 1996
12. Krzysiak A., *Modelowe badania zrzutu zbiornika L z symulacją wymuszonego odejścia oraz podwieszek D1, C1, H, I w tunelu N-3 i 5m*, Sprawozdanie wew. I.Lot. nr. 160/BA/89/A
13. Krzysiak A., *Wizualizacyjne badania modelowe zrzutu podwieszek*, Sprawozdanie wew. I.Lot. nr 145/BA/87/A;
14. Lasek M., *Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzucanych z samolotu zasobników*, praca doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2001
15. Lasek M., Kania W., *Symulacyjne badania numeryczne i tunelowe dla zapewnienia statecznego i bezpiecznego zrzutu zmodyfikowanego zasobnika ZR-8MB z nosiciela*, Sprawozdanie wew. I.Lot. nr 54/BA/00/C, Warszawa 2000
16. Lasek M., Sibilski K., *Modelowanie dynamiki ruchu podwieszenia w fazie odejścia od płatowca*, Zeszyty Naukowe KMS, nr 15/2001
17. Lasek M., Sibilski K., *Modelowanie wpływu płatowca na współczynniki aerodynamiczne podwieszek za pomocą metody panelowej niskiego rzędu*, Zeszyty Naukowe KMS, nr 13/2000

18. Lasek M., Sibilski K., *Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzucanych z samolotu zasobników*, Mechanika w Lotnictwie ML-IX, 239-246, Warszawa 2000
19. Lasek M., Sibilski K., *Modelling of external stores separation*, AIAA 2002-0687, Reno, January 2002
20. Lee S., Park M., Kum Won Cho, *New Fully Automated Procedure for the Prediction of Store Trajectory*, J Aircraft, **37**, 6, 2000
21. Leyko J., *Mechanika Ogólna*, PWN, Warszawa, 1978
22. Maryniak J., Michalewicz K., Winczura Z., *Badanie teoretyczne własności dynamicznych lotu obiektów zrzucanych z samolotu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, **15**, 1977
23. Maryniak J., Tarka B., *Wpływ położenia płata na współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 1-2, **25**, 1987
24. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe, Mechanika nr 32, Wyd. Pol. Warszawa 1975
25. Sadeh Y., Gatton V. A., Geva G., *F-16/Spice Separation Analysis – Summary of the Risk-Reduction Phase Program*, AIAA-2001-0260, Reno, 2001
26. Sibilski K., *Modelowanie dynamiki granicznych stanów lotu statków powietrznych o podwyższonej manewrowości*, WAT, 1998
27. Tarka B., Maryniak J., *Modelowanie matematyczne ruchu zasobnika lotniczego w pobliżu nosiciela*, ITWL, Materiały Konferencji Naukowo-Technicznej, Warszawa 1978
28. Yurkovich R.N., Liu D.D., Chen P.C., *The State-of-the-Art. Of Unsteady Aerodynamics for High Performance Aircraft*, AIAA 2001-0428, January 2001

Modelling of external store separation in maneuvering flight

Summary

The paper presents contents concepts and results solutions of aircraft – external store configuration interference in maneuvering flight. A Computational Fluid Dynamics (CFD) technique based on the Nonlinear Panel Method with unsteady free wake formulation for flow field predictions around manoeuvring aircraft to be obtained – external store configuration just before and during the separation is the primary goal of the investigation. The main emphasis is placed on practical, cost-effective engineering solution to a complex problem with reasonable computational efficiency allowing the computer code to run on PC computers.

MODELOWANIE FIZYCZNE I MATEMATYCZNE DYNAMIKI TORPED LOTNICZYCH W TRAKCIE LOTU SWOBODNEGO ZE SPADOCHRONEM

KRZYSZTOF SŁOTA¹⁾
JERZY MARYNIAK²⁾

W pracy przedstawiono zagadnienia modelowania fizycznego i matematycznego dynamiki ruchu w wodzie sterowanej torpedy lotniczej. Stosując równania Boltzmann-Hamela dla układów mechanicznych, opracowano model matematyczny torpedy w wodzie, uwzględniono siły i momenty hydrodynamiczne. Na przykładzie amerykańskiej torpedy Mk-15 [9, 12] dokonano identyfikacji parametrycznej, wyznaczając współczynniki hydrodynamiczne.

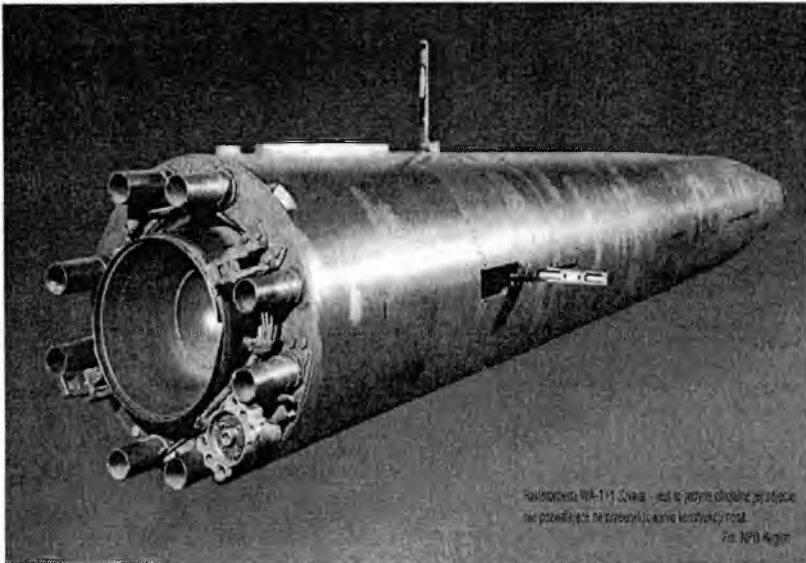
Wyprowadzone równania ruchu wraz z prawami sterowania umożliwiają zastosowanie ich do symulacji ruchu torped samonaprowadzających się na manewrujący okręt-cel lub naprowadzanych różnymi systemami - zarówno torped lotniczych zrzucanych z samolotów i śmigłowców, jak i morskich wyrzucanych z okrętów nawodnych i podwodnych. Przy formułowaniu modelu fizycznego rozpatrzono układ otoczenie-torpeda-sterowanie. Torpedę traktowano jako bryłę nieodkształcalną. Zbudowano model symulacyjny opierając się na interaktywnym programie czasu rzeczywistego. W czasie lotu swobodnego torpeda zachowuje się w sposób nie kontrolowany, co może prowadzić do jej zniszczenia. Aby temu zapobiec, wprowadza się zespół stabilizujących hamujących w postaci spadochronu. W pracy przedstawiono wpływ spadochronu na zachowanie się torpedy w trakcie jej lotu swobodnego oraz dokonano porównania pomiędzy lotem torpedy bez spadochronu, jak i ze spadochronem.

1. Wstęp

Główną myślą przewodnią, która inspirowała konstruktorów torped, była chęć rażenia podwodnej części kadłuba okrętu. Od dawna bowiem zdawano sobie sprawę, że zanurzona część kadłuba okrętu jest jego słabą stroną, stanowiącą przysłowiową „piętę Achillesa”. Okręt mający uszkodzone dno lub burtę poniżej linii wodnej nabiera wodę, traci pływalność dodatnią i w rezultacie tonie. Ta niezwykle atrakcyjna z militarnego punktu widzenia idea była również motorem powstania miny morskiej i okrętu podwodnego

1 mgr inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW. e-mail: kslot@meil.pw.edu.pl.

2 prof. dr hab. inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW



Rys. 1. Rakieto torpeda WA-111 Skwiał

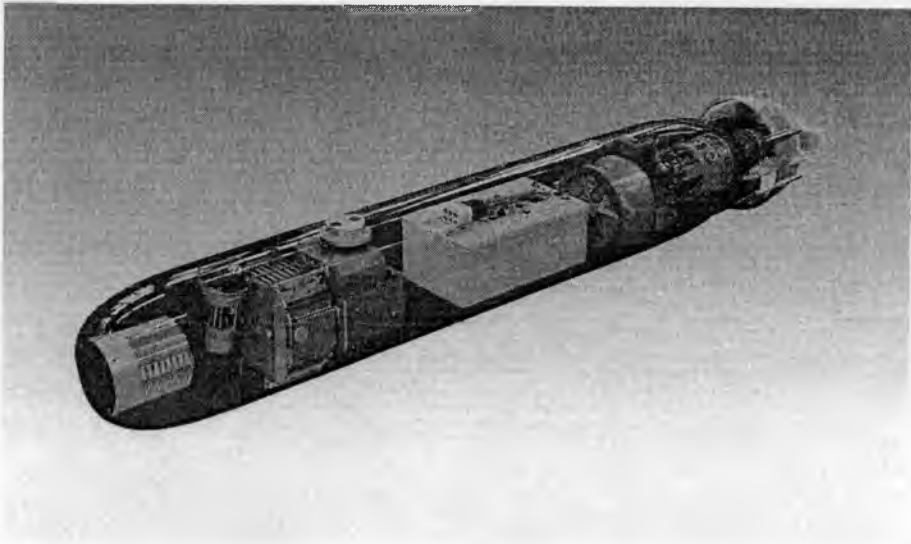
Torpedy po raz pierwszy zostały użyte podczas wojny rosyjsko-tureckiej w 1877–1878 roku. Mianowicie dwa rosyjskie kutry torpedowe: *Czesma* i *Sinop*, wyposażone w udoskonalone torpedy R. Whiteheada, wykonały udany atak torpedowy, zatapiając na początku 1878 roku turecki okręt *Intibach* o wyporności 700 ton [3, 4, 9].

Rozwój torped postępował nieustannie. W czasie II wojny światowej pojawiają się torpedy samonaprowadzające się na cel, a także torpedy mające napęd elektryczny z akumulatorów. Udoskonalenia te jeszcze bardziej zwiększyły groźbę torpedy jako potężnego pocisku podwodnego. Po wojnie pojawiły się rakieto-torpedy, czyli pociski łączące w sobie cechy pocisków rakietowych i klasycznych torped.

2. Modelowanie ruchu torpedy

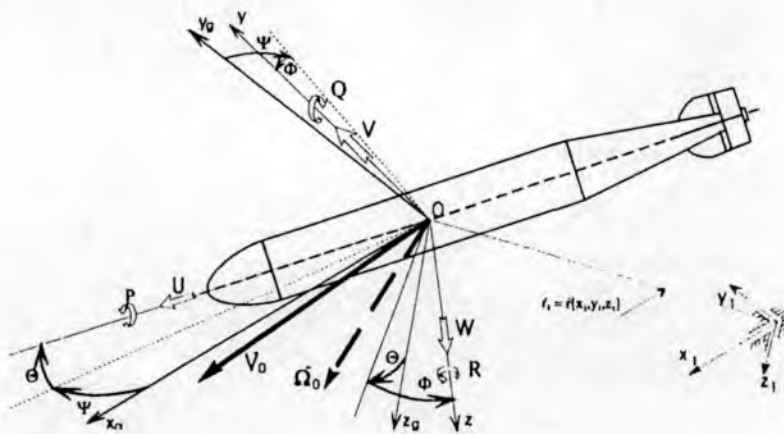
Przy formułowaniu modelu fizycznego rozpatrzono układ: otoczenie-torpeda-sterowanie. Torpedę traktowano jako bryłę nieodkształcalną.

Zbudowano model symulacyjny opierając się na interaktywnym programie czasu rzeczywistego z uwzględnieniem możliwości sterowania przez operatora oraz zmiany parametrów ruchu celu tj. zmiany kursy, zmiany prędkości, zmiany zanurzenia. Zdecydowano się na użycie metody biernej (nie czynnej - z przewidywaniem położenia celu) ze względu na niewielkie prędkości oraz duże rozmiary celu.



Rys. 2. Torpeda klasyczna – współczesna

Układy odniesienia, współrzędne liniowe i kątowe przyjęto zgodnie z przyjmowanymi w lotnictwie [8, 9, 10, 14] - Rys. 3.



Rys. 3. Przyjęte układy odniesienia, prędkości liniowe i kątowe

Siły i momenty sił działające na torpedę sprowadzono do wektora momentu sił oraz wektora siły i rozpisano na składowe w układzie odniesienia sztywno związanym z torpedą.

Do wyprowadzenia równań ruchu zastosowano równania mechaniki analitycznej Boltzmann-Hamela dla układów mechanicznych [8, 9, 12, 14]. Poniżej przedstawiono równania po sprowadzeniu do postaci macierzowej:

$$M\dot{V} + KMV = Q \quad (1)$$

gdzie:

- macierz bezwładności

$$M = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_Z & -S_Y \\ 0 & m & 0 & -S_Z & 0 & S_X \\ 0 & 0 & m & S_Y & -S_X & 0 \\ 0 & S_Z & -S_Y & J_X & 0 & -J_{XZ} \\ -S_Z & 0 & S_X & 0 & J_Y & 0 \\ S_Y & -S_X & 0 & -J_{XZ} & 0 & J_Z \end{bmatrix} \quad (2)$$

- macierz parametrów kinematycznych [8]

$$K = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & & & \\ R & 0 & -P & & 0 & \\ -Q & P & 0 & & & \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & Q \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

- wektor przyspieszeń

$$\dot{V} = \text{col}[\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}] \quad (4)$$

- wektor prędkości

$$V = \text{col}[U, V, W, P, Q, R] \quad (5)$$

- macierz sił zewnętrznych [8, 9, 14]

$$Q = \text{col}[X, Y, Z, L, M, N] \quad (6)$$

- związki kinematyczne można przedstawić w postaci [8, 9, 10, 14, 15]

$$\dot{r} = \text{col}[\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}] = F[U, V, W, P, Q, R, \phi, \theta, \psi] \quad (7)$$

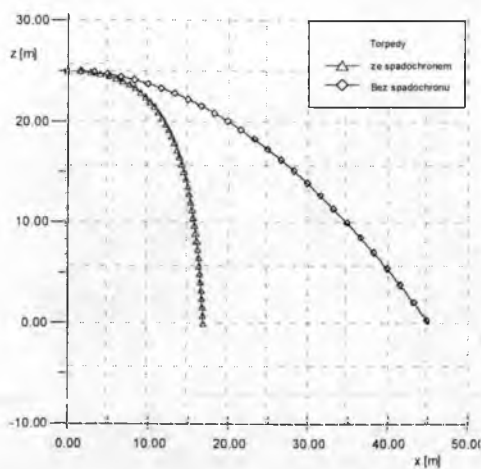
Pełne wyprowadzenia przedstawione są w publikacjach [8, 9, 10].

3. Symulacja numeryczna

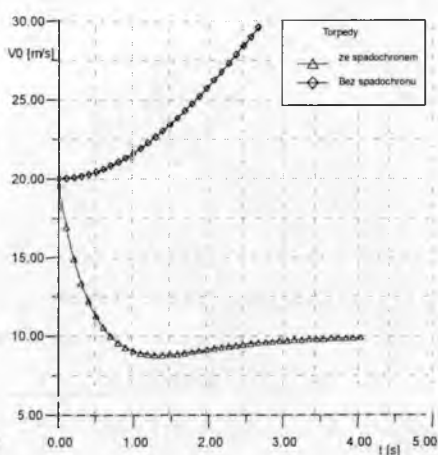
Przeprowadzono symulację numeryczną zakładając, że torpeda została zrzucona ze śmigłowca z wysokości 25 m, przy prędkości początkowej równej 20 m/s. Przeanalizowano dwa przypadki. W pierwszym torpeda poruszała się bez spadochronu, w drugim torpeda była wyposażona w urządzenie hamujące w postaci spadochronu.



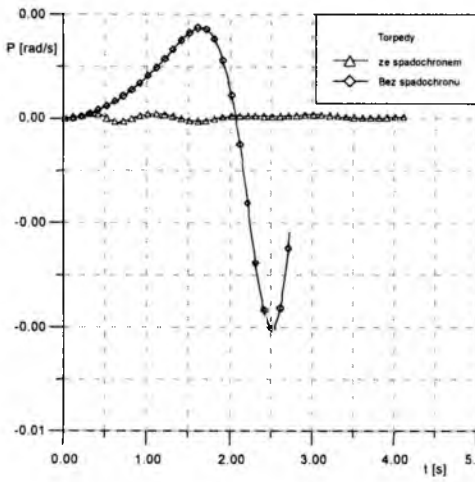
Rys. 4. Zrzut torpedy ze śmigłowca



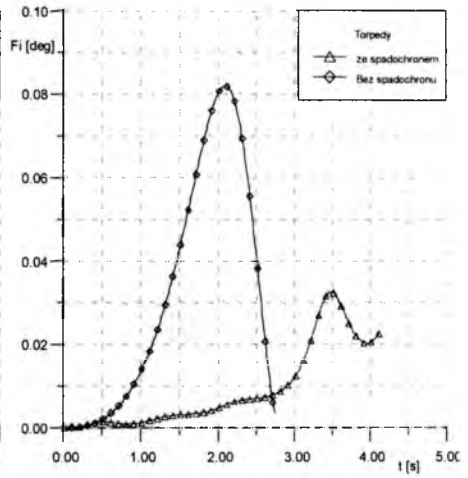
Rys. 5. Wykres torów torped X-Z



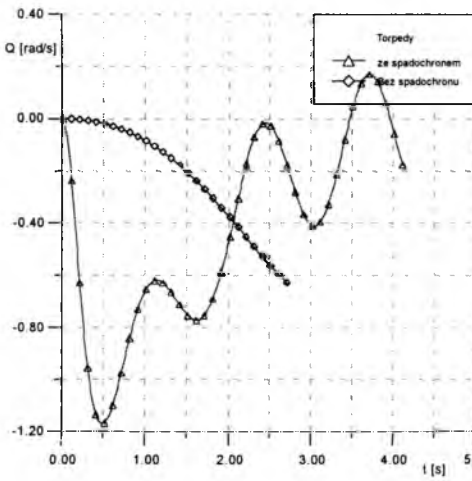
Rys. 6. Wykres prędkości torped



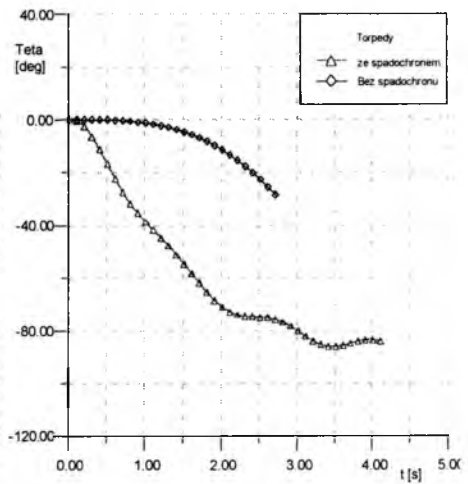
Rys. 7. Wykres prędkości przechylenia



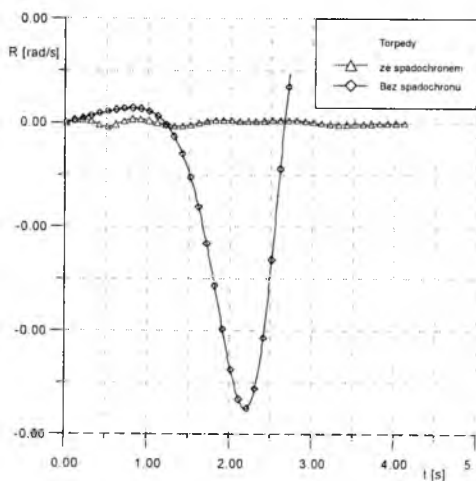
Rys. 8. Wykres - kąt przechylenia



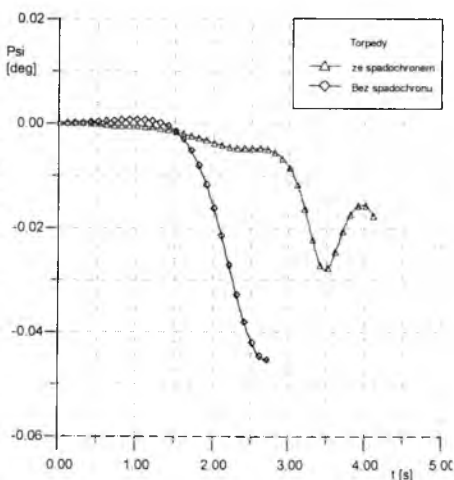
Rys. 9. Wykres prędkości pochylenia



Rys. 10. Wykres - kąt pochylenia



Rys. 11. Wykres prędkości odchylenia



Rys. 12. Wykres - kąt odchylenia

4. Podsumowanie

Przedstawiona praca stanowi przyczynek do dalszych badań i prac prowadzonych nad dynamiką sterowanych torped. Z przedstawionej powyżej symulacji (rys. 5–12) wynika, że:

- torpeda niehamowana spadochronem:
 - rozpędza się zwiększając prędkość (rys. 6) i pada na powierzchnię wody pod małym kątem nachylenia (rys. 10) co może spowodować uszkodzenie torpedy
 - ruchy odchylające (rys. 11, 12) są niewielkie i nie wpływają na dynamikę ruchu.
- rozwinięcie spadochronu hamującego powoduje:
 - zmniejszenie prędkości torpedy, aż do szybkiego osiągnięcia prędkości krytycznej (rys. 6)
 - wystromienie toru lotu torpedy (rys. 10 i rys. 5)
 - spadochron powoduje powstanie niewielkich wahań torpedy (rys. 8, 9, 10).

W związku z wystromieniem toru lotu swobodnego ze spadochronem konieczne jest odstrzelenie spadochronu przy wejściu w wodę oraz włączenie systemu sterowania i przejście na naprowadzanie na manewrujący cel.

Bibliografia

1. Błagobeszęnskij S., *Sprawačnik po statike i dinamike korablja*, Sudostroenie, Leningrad 1975
2. *Instrukcja broni podwodnej, Opis torpedy wzór 53-38*, Wyd. Marynarki Wojennej, Gdynia 1950

3. Komorowski A., *Torpedy*, Wyd. MON, Warszawa 1977
4. Komorowski A., *Uzbrojenie torpedowe i systemy kierowania strzelaniem*, Wyższa Szkoła Marynarki Wojennej, Gdynia 1982
5. Kostjukov A., *Soprotivlenie vody dvizheniju sudov*, Sudostroenie, Leningrad 1966
6. Kordjumov A., *Vibracija korablja*, SUDROMGIZ, 1961
7. Laubeuf M., *Sous-Marins, torpilles et mines*, Librairie J.-Bailliere B., Paris 1923
8. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe PW, seria Mechanika, **35**, Warszawa 1975
9. Maryniak J., Oskroba B., *Zagadnienia modelowania matematycznego dynamiki ruchu torpedy*, V Sympozjum Wojskowej Techniki Morskiej, V SWTM'95, Tom 1, Gdynia, 1995
10. Maryniak J., Słota K., *Modelowanie fizyczne i matematyczne dynamiki torped lotniczych w trakcje lotu swobodnego*, Materiały VII Krajowej Konferencji Naukowo-Dydaktycznej „Automatyka i eksploatacja systemów sterowania”, Gdynia 1999, 71-82
11. *Naval ordance andgumery. United States Government Printing Off*, Washington 1957
12. Oskroba B., *Modelowanie fizyczne i matematyczne ruchu torpedy na przykładzie torpedy Mk-15*, Praca magisterska, Wyd. MEiL PW, 1983
13. Schiltner M., *Torpfdomcchamh'r*, MiliUir Verlag DDR, Berlin 1973
14. Słota K., Maryniak J., *Modelowanie i symulacja numeryczna zrzutu torpedy lotniczej z obiektu latającego*, materiały IX Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa 2000
15. Słota K., Maryniak J., *Analiza naprowadzania torpedy na poruszający się cel – symulacja w czasie rzeczywistym*, Materiały X Konferencji Naukowo- Technicznej „Problemy Rozwoju, Produkcji i Eksploatacji Techniki Uzbrojenia”, Rynia 2001, przyjęty do druku

Physical and mathematical modeling of aerial torpedoes in free motion dynamics with a parachute

Summary

The problem of physical and mathematical modelling of a torpedo motion in air after the drop from a bomber has been presented in the paper. The Boltzmann-Hamel equations for mechanical system have been applied to formulation of a mathematical model for the torpedo motion in water and reduced equations in the free motion in air. In the motion of torpedo aerodynamical and moments forces have been taken into consideration. The parameters of American Mk-15 torpedo have been applied to identification of the model, in the course of which the aerodynamic coefficients have been determined in a wind tunnel.

EKSPERYMENTALNA WERYFIKACJA MATEMATYCZNEGO MODELU DYNAMIKI LOTU BOMB LOTNICZYCH

ANDRZEJ ŻYLUK¹

W pracy przedstawiono ogólny model badań własności dynamicznych bomb lotniczych. Badania przeprowadzono metodą doświadczalną i teoretyczną. Porównanie rozwiązań układu równań ruchu uzyskanych z modelu symulacyjnego z rzeczywistym przebiegiem zjawiska oraz ocenę przyjętego modelu z punktu widzenia realizacji celów modelowania nazwano weryfikacją.

1. Wstęp

Charakterystyki dynamiczne lotniczych środków bojowych, np. bomb lotniczych, są zazwyczaj zdefiniowane w postaci zbioru wielkości fizycznych opisujących swobodny ruch obiektu [2, 3, 5, 9]. Można tu wymienić parametry geometryczne i masowe, charakterystyki aerodynamiczne, współrzędne liniowe i kątowe oraz prędkości liniowe i kątowe, przeciążenia itp. Wielkości te stanowią zbiór parametrów wejściowych wprowadzanych do cyfrowych przeliczników urządzeń nawigacyjno-celowniczych statków powietrznych. Urządzenia te wypracowują momenty: zrzutu, odpalania lub strzału. Wydaje się więc oczywiste, że możliwie jak najdokładniejsze wyznaczenie tych wielkości jest niezbędne do zapewnienia wysokiej efektywności lotniczych środków bojowych.

Badania własności dynamicznych bomb lotniczych można realizować metodą doświadczalną, teoretyczną lub mieszaną. Porównanie rozwiązań układu równań ruchu, uzyskanych na podstawie analiz modelu symulacyjnego z rzeczywistym przebiegiem parametrów lotu lotniczych środków bojowych, pozwala na ocenę przyjętego do obliczeń modelu. Taką analizę, przeprowadzoną z punktu widzenia realizacji celów modelowania, nazwano weryfikacją modelu [3, 9, 10, 11].

2. Badania teoretyczne

2.1. Model bomby lotniczej

Badania teoretyczne sprowadzono do analizy modeli fizycznych i matematycznych oraz budowy odpowiedniego modelu symulacyjnego. Równania ruchu wyprowadzono na podstawie ogólnych zasad dynamiki bryły sztywnej o zmiennej masie. Równania

¹ mgr inż., Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, e-mail: azylu@itwlz14.polbox.pl.

wyprowadzono w klasycznym układzie współrzędnych sztywno związanym z poruszającym się obiektem. Przyjęto, że początek tego układu współrzędnych znajduje się w dowolnym punkcie znajdującym się wewnątrz badanego obiektu. Wyprowadzony układ równań ruchu – wraz z zależnościami opisującymi obciążenia pochodzące od sił i momentów sił zewnętrznych, związkami kinematycznymi oraz zależnościami dodatkowymi opisującymi kąty natarcia i ślizgu, zmianę gęstości powietrza z wysokością, prędkość opływu – stanowi ogólny model matematyczny niekierowanego lotniczego środka bojowego (bomby lotniczej) poruszającego się ruchem przestrzennym [2, 3, 5, 9]. W postaci ogólnej przyjmuje postać:

$$\dot{M}\dot{V} + KMV = Q \quad (1)$$

gdzie:

M – macierz bezwładności

\dot{V} – wektor przyspieszeń:

$$\dot{V} = \text{col} [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]$$

V – wektor prędkości:

$$V = \text{col} [U, V, W, P, Q, R]$$

Q – macierz sił zewnętrznych:

$$Q = \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} = \text{col} [X, Y, Z, L, M, N]$$

K – macierz parametrów kinematycznych

r – związki kinematyczne:

$$r = \text{col} [x_1, y_1, z_1, \varphi, \theta, \psi] = F [U, V, W, P, Q, R, \varphi, \theta, \psi]$$

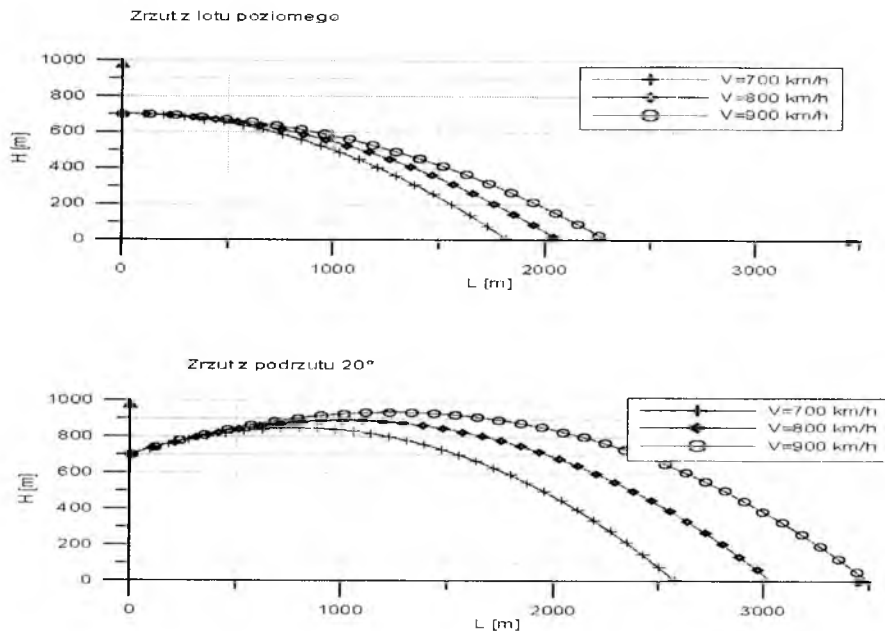
2.2. Przykładowe wyniki obliczeń

Do badań przyjęto model bomby kasetowej o masie całkowitej 250 kg, długości całkowitej 2000 mm i średnicy 320 mm. W pracy analizowano ruch bomby nierozcalonej.

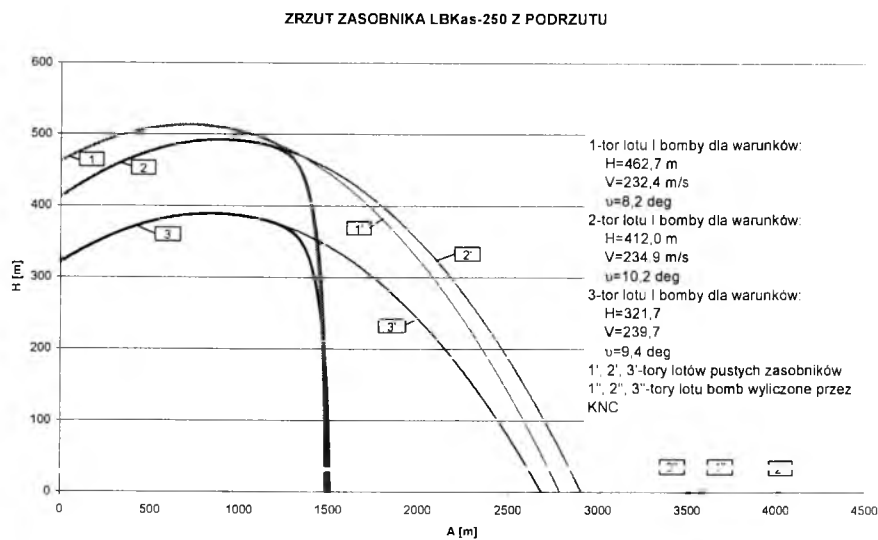
W ruchu swobodnym bomby można wyróżnić następujące fazy:

- lot bomby od momentu zrzutu do początku rozcalania;
- proces rozcalania (miotania podpocisków) wg przyjętego algorytmu;
- niezależny ruch kadłuba i subamunicji.

Charakterystyczne wyniki symulacji zostały przedstawione na poniższych wykresach. Rys.1 przedstawia tory lotu bomby kasetowej zrzuconej z lotu poziomego i wznoszącego. Na rys. 2. przedstawiono kolejne fazy lotu bomby, tor lotu bomby nierozcalonej, tory lotu podpocisków oraz tory lotu pustego kadłuba. Dla porównania zaprezentowano tory bomb obliczone przez pokładowy system nawigacyjno-celowniczy (KNC).



Rys. 1. Tory lotu bomby kasetowej (wysokość zrzutu 700 m)

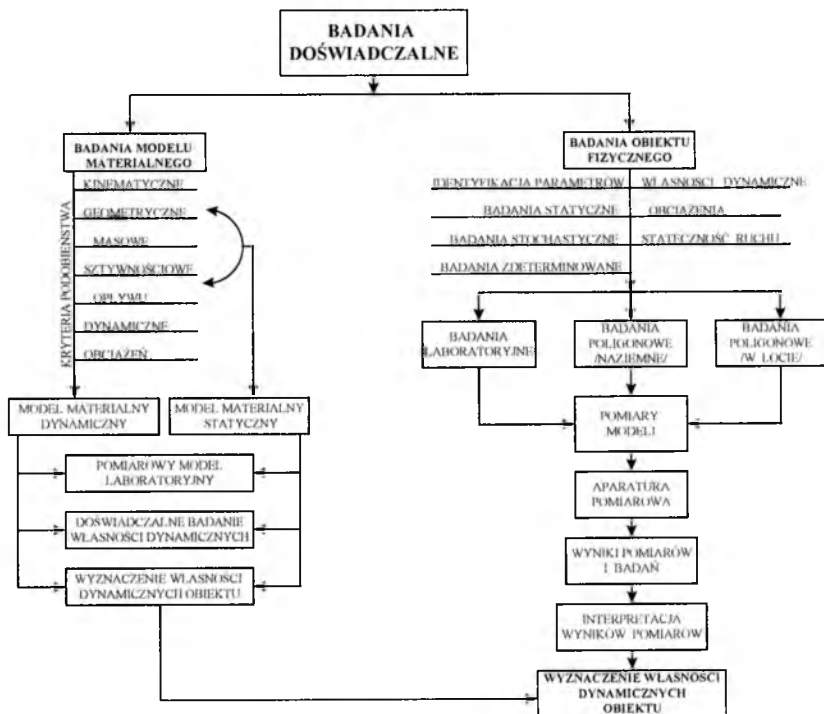


Rys. 2. Tory lotu bomby kasetowej zrzuconej z podrzutu

3. Badania doświadczalne

3.1. Zasady prowadzenia badań

Badania doświadczalne dynamiki bomb prowadzone są na modelach materialnych i obiektach fizycznych rys.3. Badania na obiekcie rzeczywistym przeprowadza się w celu kompleksowej oceny jego parametrów.



Rys. 3. Schemat badań doświadczalnych dynamiki bomb

Z uwagi na przyjęte kryterium budowy modelu materialnego, możemy wyróżnić:

- model statyczny – zbudowany z zachowaniem kryterium podobieństwa geometrycznego i sztywnościowego;
- model dynamiczny - zbudowany z zachowaniem kryterium podobieństwa geometrycznego, masowego i sztywnościowego.

Badania modelu statycznego sprowadzają się do wyznaczenia charakterystyk aerodynamicznych.

Należy podkreślić specyfikę badań w locie bomb lotniczych. Wymagają one znacznych nakładów finansowych, dlatego też niezwykle istotnym problemem jest opracowanie właściwego modelu badań i przygotowanie odpowiedniego zestawu aparatury pomiarowej. Lotnicze środki bojowe, w przeciwieństwie do statków powietrznych, są obiektami jednokrotnego użytku. Stąd też zbiór informacji z badań

w locie jest funkcją wielu zmiennych, a między innymi zestawu aparatury pomiarowej, organizacji lotów doświadczalnych, przygotowania pilota, warunków zrzutu lub odpalania, warunków meteorologicznych itp.

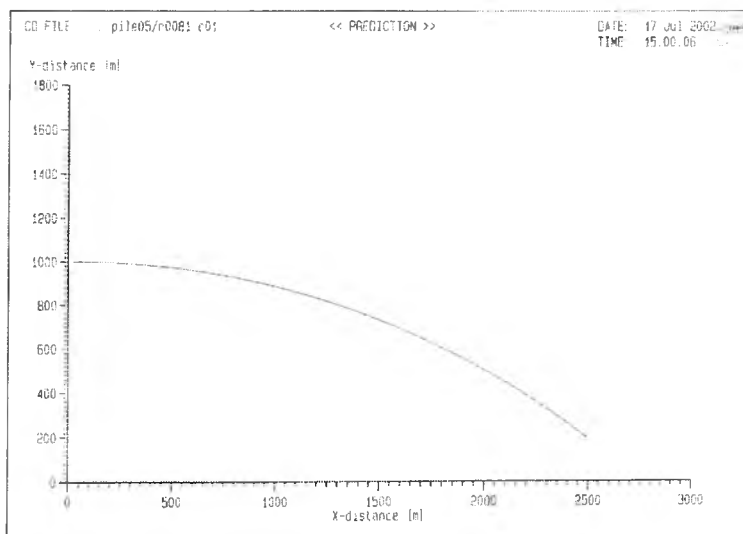
Aparatura pomiarowa powinna umożliwić rejestrację:

- parametrów lotu nosiciela w momencie zrzutu;
- toru lotu oraz miejsca upadku badanych bomb lotniczych;
- funkcjonowania obiektu na swobodnym torze lotu.

3.2. Przykładowe wyniki badań

3.2.1. Wyznaczenie parametrów toru lotu bomby przy pomocy radaru balistycznego

Rys. 4 przedstawia tor lotu bomby o masie 250 kg zarejestrowany przy pomocy radaru DR-5000 [4].

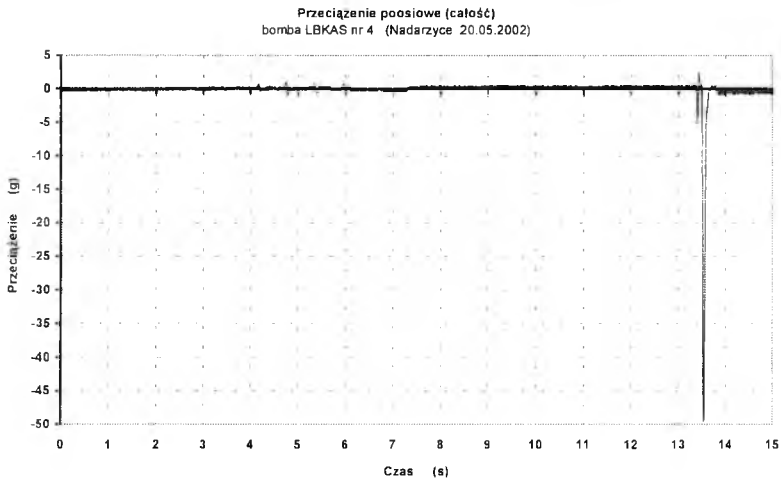


Rys. 4. Tor lotu bomby

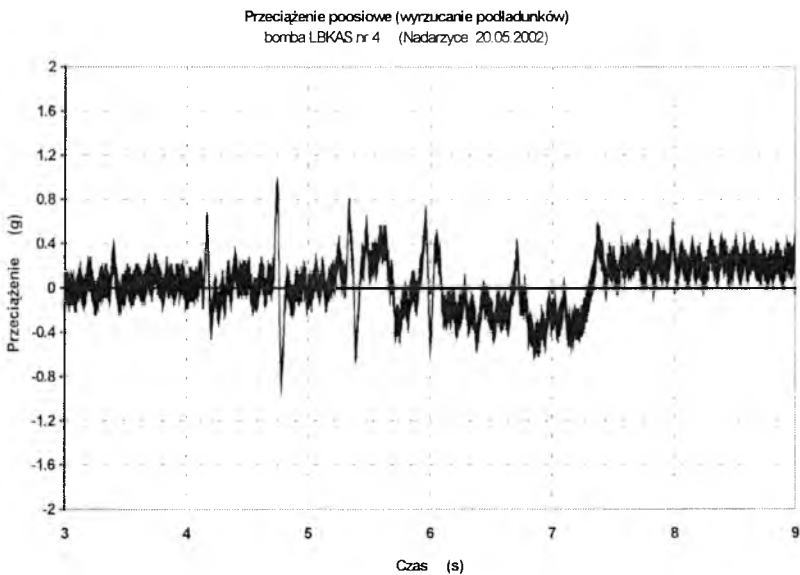
3.2.2. Pomiar wybranych charakterystyk bomby przy pomocy rejestratora pokładowego

ITWL opracował pokładowe rejestratory wybranych parametrów lotniczych środków bojowych. Jednym z istotniejszych parametrów są przeciążenia działające na środek bojowy. Do pomiaru zastosowano zminiaturyzowane akcelerometry krzemowe o zakresie ≤ 50 firm Motorola i Analog Devices oraz ≥ 500 firmy Pizotronics. Brak możliwości bezpośredniego odczytu narzucił konieczność opracowania układów cyfrowej archiwizacji danych pomiarowych oraz odtworzenia przebiegu parametrów w funkcji czasu przy pomocy interfejsów współpracujących z komputerem [11].

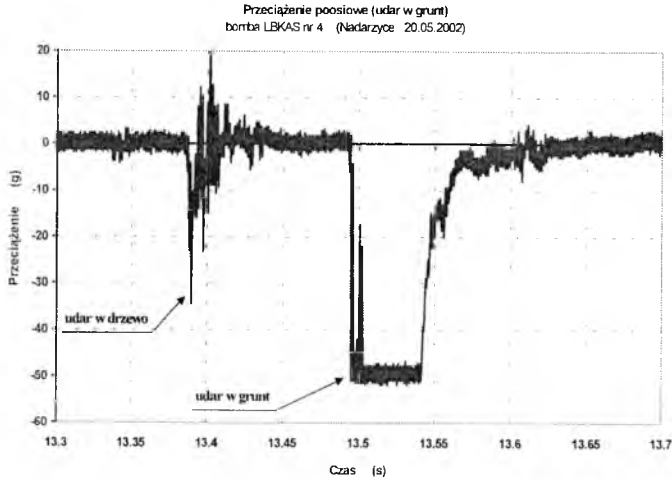
Na rys. 5, 6, 7 przedstawiono przebiegi przeciążeń n_x działających na bombę podczas lotu swobodnego, miotania pod pocisków i przy uderzeniu w przeszkodę.



Rys. 5. Przebieg przeciążeń dla bomby kasetowej o masie 250 kg



Rys. 6. Przebieg przeciążeń dla bomby kasetowej o masie 250kg – miotanie pod pocisków



Rys. 7. Przebieg przeciążeń dla bomby kasetowej o masie 250 kg – spotkanie z przeszkodą

4. Podsumowanie

W pracy zaprezentowano ogólny model prowadzenia badań bomb lotniczych. Zwrócono szczególną uwagę na poligonowe badania w locie. Istotnym jest oprzyrządowanie badań w zestaw aparatury pomiarowej, ponieważ uzyskany zbiór informacji rzutuje w sposób bezpośredni na ocenę przedmiotu badań. Jest on wykorzystywany po pierwsze do uzupełnienia modelu matematycznego wybranego obiektu, po drugie do oceny poprawności działania modelu materialnego lub obiektu fizycznego (rzeczywistego) i po trzecie do weryfikacji opracowanego modelu lotniczego środka bojowego.

Wyniki badań doświadczalnych potwierdzają poprawność opracowanego modelu matematycznego i wykazują dużą zgodność z wynikami badań symulacyjnych.

Specyfikacja zagadnień związanych ze zjawiskiem zrzutu bomb, odpalania raket lub strzelania z działek ułatwia wyznaczanie charakterystycznych parametrów opisujących badane zjawisko a jednocześnie powoduje generację nowych metod badawczych dla pomiarów tych wielkości.

Bibliografia

1. Gacek J., Krzyżanowski A., *Doświadczalne wyznaczanie charakterystyk aerodynamicznych obiektów balistycznych o złożonym układzie konstrukcyjnym*, Biuletyn WAT, XLV, 2, Warszawa 1996

2. Gacek J., *Analiza teoretyczna właściwości dynamicznych obiektów balistycznych o złożonym układzie aerodynamicznym*, Biuletyn WAT, XLV, 2, Warszawa 1996
3. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe PW, Mechanika, 32, WPW Warszawa 1975
4. Olejniczak E., Winczura Z., Żyluk A., *Możliwość wykorzystania aparatury dopplerowskiej DR-5000 do wyznaczania charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, VIII Konferencja Naukowo-Techniczna „Problemy rozwoju, produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia”, Rynia 1999
5. Sibilski K., Winczura Z., Żyluk A., *Badania lotniczego zasobnika subamunicji w aspekcie zwiększenia donośności*, XLI Sympozjon „Modelowanie w mechanice”, Wisła 2002
6. Winczura Z., Żyluk A., *Badania w locie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, I Konferencja Metody i technika badań statków powietrznych w locie, Mrągowo 94
7. Winczura Z., Żyluk A., *Metoda wyznaczania warunków początkowych swobodnego ruchu bomby*, PTMTS, Mechanika w lotnictwie „ML-VIII”, Warszawa 1998
8. Winczura Z., Żyluk A., *Wybrane problemy badań w locie ćwiczebnych środków uzbrojenia lotniczego*, II Konferencja Metody i technika badań statków powietrznych w locie, Mrągowo 96
9. Winczura Z., *Badania dynamiki lotniczych środków bojowych*, Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej, ITWL Warszawa 1993 (rozdz. 7, t. 3)
10. Żyluk A., Winczura Z., Długołęcki A., *Doświadczalne wyznaczenie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, II Międzynarodowa Konferencja Uzbrojenia „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia”, WAT, Waplewo 1998
11. Żyluk A., Winczura Z., Pietraszek M., Buczkowska-Murawska T., *Badania w locie lotniczych środków bojowych – możliwości pomiarowe*, V Konferencja Metody i Technika Badań Statków Powietrznych w Locie, Mrągowo 2002

Experimental identification of mathematical model of flight dynamics of bombs

Summary

The paper shows a general research model of air weapons dynamic properties. The investigations were conducted using both a theoretical and experimental methods. The models were verified in terms of comparison between the solution results of the equations of motion comparison (obtained from simulation model) a the real course of phenomena as well as evaluation of the model from the modeling success point of view.

Rozdział V

Loty w trudnych warunkach

METODY ANALIZY NIEKONWENCJONALNYCH STANÓW LOTU

KRZYSZTOF SIBILSKI¹

Współczesne, tzw. „supermanewrowe” samoloty myśliwskie mogą wykonywać manewry na dużych okołokrytycznych i nadkrytycznych kątach natarcia. Klasyczne metody badania stateczności ruchu w tym zakresie parametrów lotu zawodzą. W pracy jako podstawową metodę badań zastosowano teorię systemów dynamicznych i teorię bifurkacji, umożliwiające stosunkowo szybkie pogłębienie wiedzy o przebiegu i współzależności zjawisk związanych z osobliwościami lotów na bardzo dużych kątach natarcia. Zbadano wpływ wybranych parametrów (np. pochodnych aerodynamicznych czy też składowych wektora sterowania) na stateczność quasi-ustalonych stanów lotu w szerokim zakresie kątów natarcia. Uzyskano szereg oryginalnych wyników potwierdzających użyteczność teorii bifurkacji i metod kontynuacyjnych do analizy nieliniowych zagadnień dynamiki lotu samolotów supermanewrowych w szerokim zakresie parametrów eksploatacyjnych.

1. Wprowadzenie

Termin „supermanewrowość” pojawił się w literaturze dotyczącej mechaniki lotu na początku lat osiemdziesiątych. Samolot „supermanewrowy” charakteryzuje się tym, że przez dłuższy czas (przynajmniej przez kilka sekund) może lecieć lotem sterowanym na nadkrytycznych kątach natarcia oraz manewrować z bardzo dużymi prędkościami kątowymi (rzędu radiana na sekundę). Pojawienie się samolotów takiego typu spowodowało powstanie nowych problemów związanych z ich aerodynamiką i dynamiką lotu.

Ruch samolotu opisywany jest za pomocą układu silnie nieliniowych równań różniczkowych zwyczajnych. Liczba tych równań zależy od przyjętego modelu fizycznego. Klasyczne metody badania stateczności ruchu na zakresie charakterystycznych dla samolotów supermanewrowych parametrów lotu (tj. kątów natarcia, dużych prędkości kątowych i przyspieszeń) zawodzą. W pracy jako podstawową metodę badań zastosowano teorię systemów dynamicznych i teorię

¹ Dr hab. inż. prof. nzw. P.R. Politechnika Radomska, e-mail: sibilski@hot.pl

bifurkacji, umożliwiające stosunkowo szybkie pogłębienie wiedzy o przebiegu i współzależności zjawisk związanych z osobliwościami lotów na bardzo dużych kątach natarcia.

Pierwsze prace publikowane w dostępnej literaturze światowej na temat bifurkacyjnej analizy dynamiki lotu samolotu pojawiły się na początku lat osiemdziesiątych. Dotyczyły one głównie problemów niestateczności oscylacji typu „wing rock”, niestateczności spiralnej, wprowadzenia w korkociąg i dynamiki płaskiego korkociągu (np. [2, 13, 17]). Analiza literatury wykazuje, że zastosowanie teorii systemów dynamicznych do badania dynamiki lotu na nadkrytycznych kątach natarcia jest wydajnym narzędziem pozwalającym na efektywne badanie osobliwości tego lotu w tym zakresie parametrów eksploatacyjnych samolotu. Szereg niedawno opublikowanych prac dotyczy zastosowania teorii bifurkacji do analizy dynamiki ruchu samolotu z automatycznym systemem sterowania (np. [1, 4, 10, 11]), oraz optymalizacji automatycznego układu sterowania (np. [3, 16, 20]) supermanewrowym samolotem.

Praca jest kontynuacją badań autora dotyczących nieliniowych problemów dynamiki lotu ([18, 22, 23, 24]). Zbadano w niej wpływ wybranych parametrów na stateczność quasi-ustalonych stanów lotu w szerokim zakresie kątów natarcia. Uzyskano szereg oryginalnych wyników potwierdzających użyteczność teorii bifurkacji i metod kontynuacyjnych do analizy nieliniowych zagadnień dynamiki lotu samolotów supermanewrowych w szerokim zakresie parametrów eksploatacyjnych, a w szczególności na zakresie dużych nadkrytycznych kątów natarcia.

2. Teoretyczne podstawy bifurkacyjnej analizy dynamiki ruchu samolotu

Zachowanie się układu dynamicznego jakim jest samolotu można opisać układem równań różniczkowych zwyczajnych.

$$\frac{dx}{dt} = f(x(t), \mu(t), t) \quad (1)$$

w ogólnym przypadku: $x, \mu \in \mathcal{B}$, \mathcal{B} oznacza przestrzeń Banacha. Często wygodnie jest podzielić układy dynamiczne ze względu na wymiar przestrzeni \mathcal{B} . Zazwyczaj przyjmuje się, że w przypadku modeli matematycznych samolotów przestrzeń Banacha ma skończony wymiar, tj. $\mathcal{B} = \mathcal{R}^n$ (\mathcal{R}^n oznacza n -wymiarową przestrzeń Euklidesową). Oznacza to, że układ dynamiczny opisujący ruch samolotu jest dyskretny

Podstawowe pojęcia związane z teorią bifurkacji zostaną przedstawione na podstawie modelu matematycznego opisanego układem równań różniczkowych zwyczajnych (1).

Przyjmując, że w $x \in \mathcal{R}^n$, $\mu \in \mathcal{R}^n$, $f : \mathcal{R}^n \times \mathcal{R}^n \rightarrow \mathcal{R}^n$. Układ równań różniczkowych (1) może być reprezentowany przez pole wektorowe X . Rozwiązaniem układu (1) jest potok fazowy $f : \mathcal{R}^n \times \mathcal{R}^n \rightarrow \mathcal{R}^n$, gdzie $f(x, t) = X(t)$ przy warunkach początkowych $X = X(0)$. Krzywe $X(t)$ nazywają się orbitami lub trajektoriami potoku.

* Szczegółowy opis przyjętych w dalszych analizach ruchu samolotu, definicje przyjętych układów współrzędnych oraz dane dotyczące modelu aerodynamicznego samolotu można znaleźć np. w pracach [7, 8, 24]

Przyjmując, że ruch układu dynamicznego (samolotu) jest opisany przez strukturę rozbicia przestrzeni fazowej na trajektorie, bifurkacyjną wartością μ_0 parametru μ nazywa się taką wartość, w pobliżu której istnieje taka wartość μ_1 , że potoki f_0 i f_1 są jakościowo różne.

Każdemu elementowi wektora parametrów μ odpowiada pewien układ dynamiczny z określoną strukturą rozbicia przestrzeni fazowej na trajektorie, przy czym struktura rozbicia zależy od wektora parametrów μ . Przestrzeń parametrów μ można rozbić na podprzestrzenie odpowiadające różnym strukturom przestrzeni fazowej. Hiperpowierzchnie rozdzielające te obszary odpowiadają bifurkacyjnym wartościom parametrów. Przy przejściu przez nie z jednego obszaru w drugi zachodzą pewne zmiany w strukturze rozbicia przestrzeni fazowej w jakościowym układzie trajektorii fazowych.

W ogólnym przypadku bifurkacje można podzielić na statyczne i dynamiczne. Bifurkacje statyczne zachodzą wówczas, gdy badana jest zależność położenia równowagi układu od wybranych parametrów. Bifurkacje dynamiczne są bifurkacjami występującymi poza położeniem równowagi (por. [12, 26]).

W przypadku zagadnienia statycznego zadanie sprowadza się do wyznaczenia zer rodziny $f : \mathfrak{R}^n \rightarrow \mathfrak{R}^n$, czyli do wyznaczenia rozwiązań stacjonarnych równań algebraicznych nieliniowych:

$$f(x, \mu) = 0 \quad (2)$$

gdzie wektor μ jest znany. Wymiar parametru μ nazywany jest wymiarem bifurkacji. Zatem zagadnienie sprowadza się do wyznaczenia punktów osobliwych równania (2).

W celu zilustrowania problemu przyjęto, że x jest wielkością skalarną, $x \in \mathfrak{R}^1$, natomiast $-\infty < x < \infty$ oraz $-\infty < \mu < \infty$. Zatem $f(x, \mu)$ jest nieliniową funkcją dwóch zmiennych. Przy stosowaniu metod analitycznych wygodnie jest przeprowadzić redukcję zagadnienia do współrzędnych lokalnych. Zakładając, że przedmiotem rozważań jest analiza bifurkacji w pobliżu pewnego, arbitralnie wybranego rozwiązania $x(\mu_0)$, rozwiązanie to musi spełniać równanie:

$$\frac{dx(\mu_0)}{dt} = f_1(x(\mu_0), \mu_0) \quad (3)$$

Inne rozwiązanie $x(\mu_0) + \varepsilon$ leżące w pobliżu poprzedniego musi także spełniać równanie:

$$\frac{d(x(\mu_0) + \varepsilon)}{dt} = f_1(x(\mu_0) + \varepsilon, \mu_0) \quad (4)$$

po uwzględnieniu równania (3) otrzymuje się:

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = f_1(x(\mu_0) + \varepsilon, \mu_0) - f_1(x(\mu_0), \mu_0) \quad (5)$$

Zatem zagadnienie sprowadza się do wyznaczenia punktów osobliwych równania:

$$f(\mu, \varepsilon) = 0 \quad (6)$$

przy czym:

$$f \equiv f_1(x(\mu_0) + \varepsilon, \mu_0) - f_1(x(\mu_0), \mu_0) \quad (7)$$

Rozwiązania równania (7) mogą być sklasyfikowanym w następujący sposób:

1. Punkt regularny w którym $\frac{\partial f}{\partial \mu} \neq 0$ lub $\frac{\partial f}{\partial \varepsilon} \neq 0$; przy zastosowaniu twierdzenia o funkcji uwikłanej można wyznaczyć krzywe $\mu(\varepsilon)$ lub $\varepsilon(\mu)$.
2. Punkt regularny graniczny w którym chodna $\frac{\partial \mu(\varepsilon)}{\partial \varepsilon}$ zmienia znak i $\frac{\partial f(\mu, \varepsilon)}{\partial \mu} \neq 0$.
3. Punkt osobliwy w którym $\frac{\partial f(\mu, \varepsilon)}{\partial \mu} = \frac{\partial f(\mu, \varepsilon)}{\partial \varepsilon} = 0$.
4. Punkt podwójny (bifurkacji) - jest to taki punkt osobliwy, w którym przecinają się dwie krzywe o różnych stycznych.
5. Podwójny punkt osobliwy (bifurkacyjno-graniczny) – jest to taki punkt podwójny, w którym pochodna $\frac{\partial \mu(\varepsilon)}{\partial \varepsilon}$ zmienia znak.
6. Punkt styczny- jest to punkt kontaktu między krzywymi, w rym mają one tę samą styczną.
7. Punkt osobliwy wyższego rzędu - jest to taki punkt osobliwy, w którym znikają wszystkie pochodne drugiego rzędu.

W analizowanym przypadku $x \in \mathfrak{R}^1$ macierz $[D_x f(x, \mu)]$ ma tylko jedną rzeczywistą wartość własną. Zmiana stateczności rozwiązań może pojawić się tylko wówczas, gdy ta wartość własna przechodzi z lewej półpłaszczyzny Gaussa na jej prawą stronę, co może nastąpić tylko w punkcie zero. Wówczas jest spełniona równość $[D_x f(0, 0)] = 0$, co z kolei definiuje punkty regularne graniczne, bifurkacyjne i bifurkacyjno-graniczne.

Wprowadzenie pojęcia rozmaitości umożliwia geometryczną interpretację topologicznych własności układów dynamicznych (przykładem rozmaitości może być przestrzeń liniowa, okrąg, sfera lub torus).

Na podstawie obserwacji potoku fazowego generowanego przez układ równań różniczkowych można wyciągnąć pewne wnioski dotyczące globalnej dynamiki analizowanego układu. Przez stateczną niezmienniczą rozmaitość W^s pewnego punktu stałego rozumiany jest zbiór wszystkich punktów będących początkowymi wartościami trajektorii fazowych takimi, że z upływem czasu trajektorie te dążą do tego punktu stałego.

Niestateczną niezmienniczą rozmaitością W^u pewnego punktu stałego nazywany jest zbiór wszystkich punktów będących początkowymi wartościami trajektorii fazowych takimi, że dla $t \rightarrow -\infty$ dążą one do tego punktu.

Dodatknie części rzeczywiste wartości własnych odpowiadają wektorom własnym tworzącym niestateczną rozmaitość, natomiast wektory odpowiadające wartościom własnym, których części rzeczywiste są równe zero, wyznaczają centralną rozmaitość. Centralna rozmaitość ma fundamentalne znaczenie, gdyż wyznacza ona granicę między rozmaitościami statecznymi i niestatecznymi.

Rozwiązania, które startują z punktów należących do rozmaitości E^s , zbiegają asymptotycznie do położenia równowagi (punktu stałego). Rozwiązania, których punkty startu należą do podprzestrzeni E^u , oddalają się od położenia równowagi.

O zachowaniu punktów należących do centralnej podprzestrzeni E^c decydują człony nieliniowe.

Ze względu, że ogólne postacie analityczne rozwiązań układu równań różniczkowych nieliniowych nie istnieją, należy posłużyć się innymi metodami badań. Pomocne są tu dwa fundamentalne twierdzenia gwarantujące lokalne istnienie i jednoznaczność rozwiązań, co najmniej w bliskim otoczeniu punktu $t = t_0$.

Pierwszym z nich jest twierdzenie Hartmana-Grobmana, które można sformułować następująco [14, 15, 21]: *Jeśli jacobian $\partial f/\partial \mathbf{x}$ w punkcie \mathbf{x}_0 nie ma wartości własnych równych zeru lub czysto urojonych, to istnieje w pewnym otoczeniu U punkt \mathbf{x}_0 homeomorfizm h (ciągłe odwzorowanie mające odwzorowani odwrotne h^{-1}) zawarty wewnątrz przestrzeni fazowej \mathfrak{R}^n , który przekształca lokalne trajektorie układu nieliniowego w trajektorie układu liniowego i który zachowuje ich charakter stateczności.*

Zgodnie z twierdzeniem Hartmana-Grobmana, omówione wcześniej podprzestrzenie układu liniowego, tj. E^s , E^u i E^c , odpowiadają statecznym rozmaitościom W_{lok}^s i niestatecznym rozmaitościom W_{lok}^u układu nieliniowego.

Drugie twierdzenie można sformułować w sposób następujący [25]:

Niech \mathbf{x}_0 będzie hiperbolicznym punktem stałym układu autonomicznego $\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x})$.

Wówczas stateczne i niestateczne rozmaitości $W_{lok}^s(\mathbf{x}_0)$ i $W_{lok}^u(\mathbf{x}_0)$ o wymiarach odpowiednio s i n są różniczkowalne tyle razy, co funkcje f , i są one styczne odpowiednio do rozmaitości E^s , E^u układu zlinearyzowanego w tym punkcie. Ponadto centralnej rozmaitości W_{lok}^c odpowiada centralna podprzestrzeń E^c .

Jeśli badamy lokalne otoczenie punktu stałego rozważanego układu dynamicznego nieliniowego, to celowe jest maksymalne zredukowanie wymiaru rozważanego układu, tak aby jego własności topologiczne były zachowane. Proces ten odbywa się przy wykorzystaniu twierdzenia o centralnej rozmaitości [25].

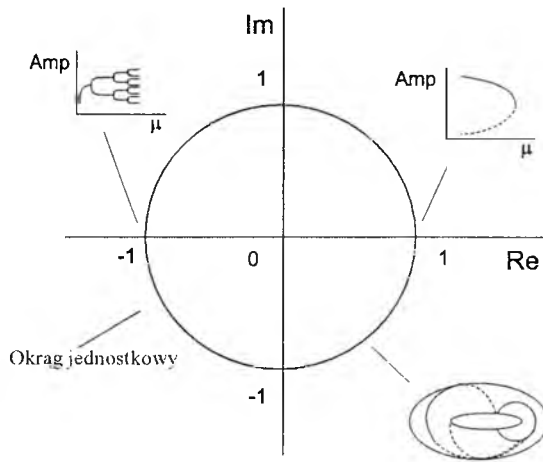
Podstawowe typy bifurkacji [5, 15]:

Bifurkacja typu siodło węzeł. Załóżmy, położeniu równowagi $\mathbf{x} = \mathbf{x}_0$ odpowiada wartość własna równania charakterystycznego równa zeru. Twierdzenie o rozmaitości centralnej pozwala na redukcję problemu do $\mathbf{x} \in \mathfrak{R}^1$, czyli umożliwia znalezienie dwuwymiarowej centralnej rozmaitości $S \in \mathfrak{R}^1 \times \mathfrak{R}^1$ przechodzącej przez punkt (x_0, λ_0) , o następujących własnościach:

- a) płaszczyzna styczna do rozmaitości S w punkcie (x_0, λ_0) jest rozpostarta na wektorach własnych, odpowiadających wartości własnej $\lambda=0$, i wektorze równoległym do osi σ ,
- b) dla dostatecznie małego otoczenia punktu (x_0, σ_0) rozmaitość S jest klasy C^k , gdzie k jest dowolną liczbą naturalną,
- c) pole wektorowe $\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \sigma)$ jest styczne do rozmaitości S ,
- d) istnieje otoczenie U punktu (x_0, σ_0) w $(\mathfrak{R}^1 \times \mathfrak{R}^1)$ takie, że wszystkie trajektorie zawarte w otoczeniu U przez cały czas przebywają w rozmaitości S .

Bifurkacja typu widły. Najprostsze równanie różniczkowe opisujące bifurkację typu widły ma postać $\dot{x} = \sigma x - x^3$. Dla $\sigma < 0$ mamy jedną gałąź rozwiązania, podczas gdy dla $\lambda > 0$ mamy ich trzy (dwie stateczne i jedną niestateczną). W punkcie $\sigma = 0$ następuje bifurkacja.

Bifurkacja Hopfa. Jeżeli dany potok fazowy X_λ w pobliżu punktu równowagi x_0 oraz układ równań $\dot{x} = f_v(x)$ zostanie zastąpiony układem zlinearyzowanym $d\eta/dt = [D_{f_v}(x_0)]\eta$, takim że elementy macierzy $[D_{f_v}(x_0)]$ zależą w sposób ciągły od parametru v , wówczas wartości własne tej macierzy $[D_{f_v}(x_0)]$ będą zależały w sposób ciągły od parametru v . Jeżeli ze zmianą parametru jedna rzeczywista wartość własna przekracza oś urojoną, wtedy taka bifurkacja nazywana jest rzeczywistą. Jeżeli przez oś urojoną przechodzi jedna para zespolonych sprzężonych wartości własnych, wówczas bifurkacja tego typu nazywa się bifurkacją Hopfa.



Rys. 1. Schemat ilustrujący podstawowe bifurkacje orbity okresowej

Bifurkacje orbit okresowych. Bifurkacje orbit okresowych o wymiarze równym 1 są bardziej skomplikowane w porównaniu z bifurkacjami położenia równowagi o takim samym wymiarze. W przypadku analizy numerycznej zagadnienie sprowadza się najpierw do znalezienia orbity okresowej, a następnie zdefiniowania pewnego odwzorowania punktowego (mapy Poincarego) i wyznaczenia punktów stałych tego odwzorowania. Punkty stałe odwzorowania tracą stateczność i zachodzi bifurkacja, jeśli wartości własne jacobianu obliczone w tym punkcie są równe -1 , $+1$ lub są urojone sprzężone i spełniają równość $|\lambda_i| = 1$.

Bifurkacja towarzysząca przejściu wartości własnej przez wartość $+1$ jest analogiczna do bifurkacji położenia równowagi z wartością własną równą zero. Dwuwymiarowa centralna rozmaitość umożliwia pełny opis zjawiska bifurkacji i jest topologicznie równoważna jednoparametrowej rodzinie określonej przez odwzorowanie

$$F(x, y) = x + y - x^2 \quad (8)$$

i opisującej bifurkację typu siodło-węzeł.

Bifurkacja orbity okresowej, związana z przejściem wartości własnej przez wartość -1 , nie ma analogii do bifurkacji położenia równowagi. Prowadzi ona do podwojenia okresu i pojawienia się rozwiązania subharmonicznego

Trzeci podstawowy przypadek (przejście pary zespolonych sprzężonych wartości własnych przez okrąg jednostkowy) jest analogiczny do bifurkacji Hopfa położenia równowagi. Możliwe bifurkacje orbity okresowej zilustrowano na rys. 1. Są one związane z przejściem jednego multiplikatora przez okrąg jednostkowy w punkcie -1 , $+1$ lub z opuszczeniem tego okręgu przez parę wartości zespolonych sprzężonych.

2.1. Metody numeryczne teorii bifurkacji

Metody numeryczne służące do rozwiązywania problemów bifurkacyjnych pojawiły się stosunkowo niedawno i stanowią uzupełnienie analitycznych osiągnięć w tej dziedzinie [19]. Można wyróżnić następujące podstawowe trudności, które się napotyka przy stosowaniu tych metod:

- numeryczne niestabilności związane z obliczeniami w bliskim otoczeniu punktów bifurkacji,
- problemy związane z parametryzacją w sąsiedztwie punktów bifurkacji i punktów granicznych,
- konstrukcje gałęzi bifurkacyjnych,
- ustalenie, czy bifurkacja rzeczywiście zachodzi,
- problemy związane ze zbieżnością metody Newtona w punktach osobliwych.

Jak już wspomiano, teoria bifurkacji nieliniowych równań różniczkowych zwyczajnych zajmuje się układem równań różniczkowych pierwszego rzędu (1). Zależnym od wektora parametrów μ i opisującym ruch układu dynamicznego w n – wymiarowej przestrzeni euklidesowej \mathcal{R}^n . Zakłada się, że opisany równaniem (1) układ równań różniczkowych ma asymptotycznie stabilne rozwiązanie stacjonarne $x=0$. Oznacza to, że dla wszystkich $x(0)$ należących do tego otoczenia spełnione są warunki:

- Trajektoria $x(t)$ spełnia warunek: $|x(t)| < \epsilon$ dla $t > 0$
- $|x(t)| \rightarrow 0$ dla $t \rightarrow \infty$

Rozwiązanie problemu polega na znalezieniu odpowiedzi na pytanie, jak zmiana parametru

$\mu \in \mu$ wpłynie lokalnie na otoczenie punktu $x = 0$. Ze względu na to, że dla wszystkich μ spełnione jest równanie:

$$f(0, \mu) = 0 \quad (8)$$

Równanie to można zapisać w postaci:

$$x(t) = H_\mu x + f(x, \mu) \quad (9)$$

Przy czym $H_\mu = D_x f(0, \mu)$ jest kwadratową macierzą charakterystyczną o elementach danych równaniem:

$$[H_\mu]_{i,j} = \frac{\partial f_i(0, \mu)}{\partial x_j} \quad (10)$$

Zaś nieliniowa funkcja wektorowa f spełnia warunki:

$$f(0, \mu) = 0, \quad D_x f(0, \mu) = 0 \quad (11)$$

W procesie badania stateczności stacjonarnego rozwiązania równania (7) ($x=0$) ma zastosowanie przytoczone w poprzednich paragrafach twierdzenie Hartmana-Grobmana. Stanowi ono, że jeżeli wszystkie wartości własne λ_i macierzy charakterystycznej H_μ zlinearyzowanego układu (7) leżą w lewej półpłaszczyźnie zespolonej, tj.:

$$\operatorname{Re}(\lambda_j) < 0, \text{ dla } j=1,2,3,\dots,n \quad (11)$$

wówczas istnieje pewna ciągła, homomorficzna transformacja zmiennych sprowadzająca lokalnie nieliniowy układ równań (7) do układu liniowego. Oznacza to, że jeżeli stacjonarne rozwiązanie zlinearyzowanego układu równań jest asymptotycznie stateczne, to również stateczne jest rozwiązanie układu nieliniowego. Z twierdzenia Hartmana-Grobmana wynika również, że każda jakościowa zmiana charakteru rozwiązań układu nieliniowych równań opisujących system dynamiczny jest wskazywana przez pojawienie się zerowych części rzeczywistych wartości własnych macierzy charakterystycznej H_μ układu zlinearyzowanego.

W celu przybliżenia tematyki zostanie rozwiązane zadanie wyznaczenia punktów (położeń) równowagi. Sprowadza się ono do rozwiązania układu równań algebraicznych nieliniowych

$$f(x, \mu) = 0 \quad (12)$$

gdzie $x \in \mathfrak{R}^n$, $\mu \in \mathfrak{R}^1$. W celu uproszczenia rozważań, zostanie rozpatrzony przypadek skalarny. Przyjęto, że skalar μ jest pewnym ustalonym, arbitralnie wybranym parametrem. Ogólnie rzecz biorąc, układ równań (12) może mieć wiele rozwiązań, mogą to być rozwiązania izolowane i na koniec może ich nie być wcale. Niestety, nie istnieje teoria, na podstawie której można byłoby ustalić, z którym przypadkiem mamy do czynienia. Dlatego zagadnienie to nie należy do łatwych, ponieważ przy użyciu metod numerycznych ciągle jest aktualne pytanie, czy już wszystkie rozwiązania zostały znalezione. Spośród wielu metod, w przypadku gdy funkcje F są gładkie, najczęściej stosowana jest metoda Newtona.

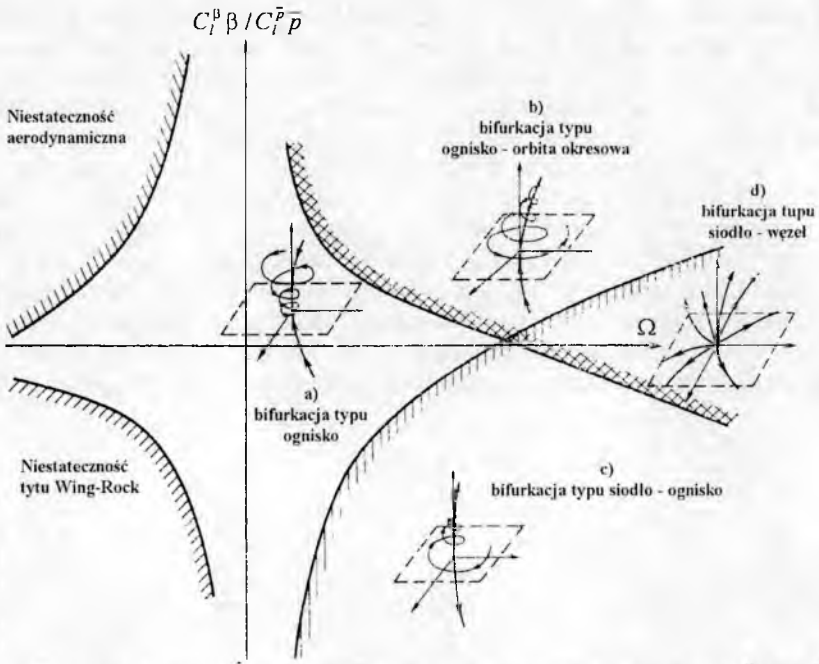
2.2. Przykłady bifurkacji występujących w dynamice lotu

Na rysunku 2 przedstawiono granice stateczności w zależności od wartości całkowitej prędkości kątowej samolotu $\Omega = \sqrt{p^2 + q^2 + r^2}$ i stosunku $C_l^\beta \beta / C_l^{\bar{p}} \bar{p}$. Zaznaczono obszary niestateczności aerodynamicznej, a także wskazano obszary występowania bifurkacji: typu ognisko, typu ognisko - orbita okresowa, siodło - węzeł oraz siodło - ognisko.

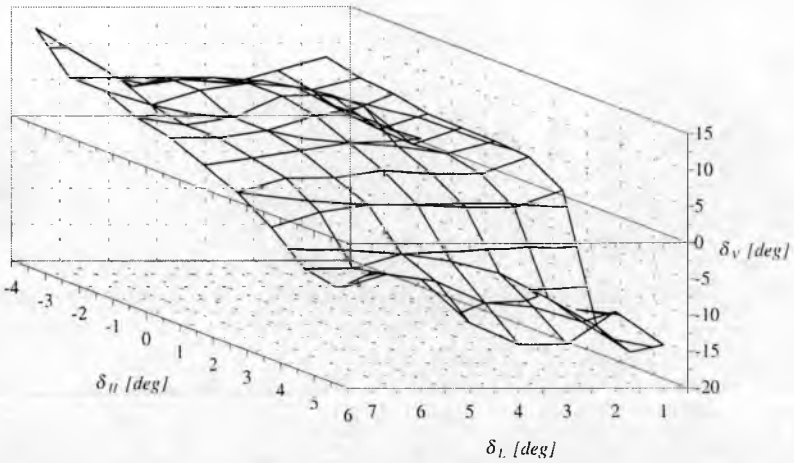
3. Bifurkacyjna analiza wybranych stanów lotu

Przykładowe obliczenia wykonano dla hipotetycznego samolotu o danych zbliżonych do danych samolotu myśliwskiego MiG-29, stosując program XPPAUT [9], będący pracującą w środowisku WINDOWS 2000 wersją programu AUTO97 [6].

Na rysunku 3 przedstawiono powierzchnię stanów równowagi samolotu.

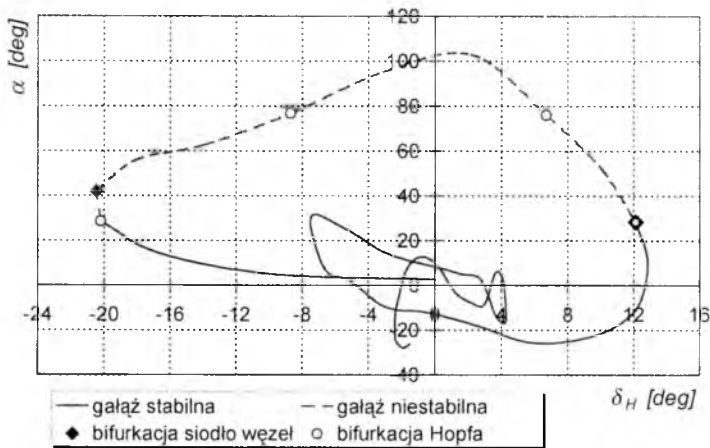


Rys. 2. Granice obszarów stateczności samolotu w zależności stosunku $C_l^\beta / C_l^{\beta \bar{p}}$ i prędkości kątownej obrotu samolotu Ω . Zaznaczono występujące bifurkacje: a) stateczne ognisko, b) ognisko - orbita okresowa.

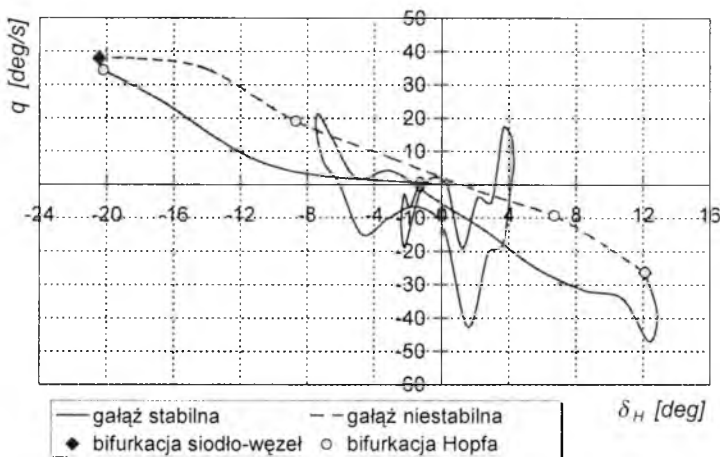


Rys. 3. Płaszczyzna stanów ustalonych samolotu

Rysunki 4 i 5 przedstawiają stany quasi-ustalone podłużnych manewrów samolotu na umiarkowanych i dużych kątach natarcia [23]. Stany ustalone przedstawione na tych rysunkach ukazują warunki równowagi ruchu podłużnego i rozbieżności spiralnej. Można stwierdzić, że praktycznie dla wszystkich wychyleń steru wysokość samolotu osiąga stateczne i niestateczne warunki równowagi. Warunki równowagi dla danego kąta wychylenia steru wysokości można odczytać prowadząc pionową linię reprezentującą daną wartość wychylenia steru; każdy punkt przecięcia tej linii z krzywą stanów ustalonych określa możliwy do osiągnięcia stan ustalony lotu samolotu. Na przykład, pionowa linia reprezentująca kąt wychylenia steru wysokości $\delta_H=4^\circ$ przecina trzy stany ustalone. Dwa z nich są stateczne, jeden jest niestateczny. Oznacza to, że samolot może osiągnąć każdy z przedstawionych warunków równowagi. Jeden z nich oznacza warunki równowagi prostoliniowego, ustalonego lotu poziomego ($p=q=r=0$). Dwa pozostałe punkty równowagi odpowiadają warunkom wyrwania i spirali.



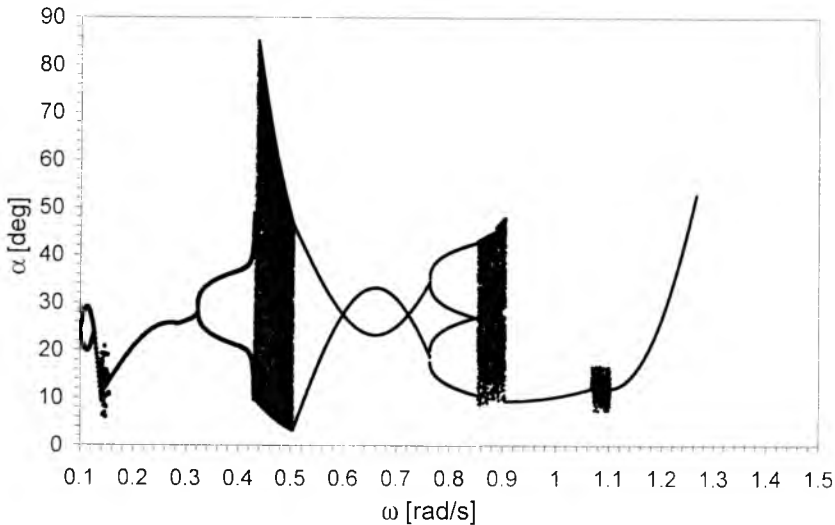
Rys. 4. Stany quasi-ustalone samolotu: $\delta_L = \delta_V = 0$, $\alpha = f(\delta_H)$



Rys. 5. Stany quasi-ustalone samolotu: $\delta_L = \delta_V = 0$, $q = f(\delta_H)$

Przedział niestatecznych stanów ustalonych mieści się przedziale kątów wychylenia steru wysokości pomiędzy -20.5° a 12.1° . Jest to wynik wystąpienia sześciu bifurkacji typu siodło-węzeł lub Hopfa. Bifurkacje te występują przy następujących wartościach wychylenia steru wysokości: -20.5° (bifurkacja typu siodło-węzeł), -20.1° (bifurkacja Hopfa), -8.8° (bifurkacja Hopfa); 7.1° (bifurkacja Hopfa), 12.1° (bifurkacja siodło-węzeł) i 12.1° (bifurkacja Hopfa).

Bifurkacja Hopfa prowadzi do pojawienia się ruchów periodycznych, więc dla wychyleń steru wysokości mieszczących się w przedziale pomiędzy -20.1° i -8.8° , oraz 7.1° i 12.1° samolot zacznie wykonywać oscylacje, które można zinterpretować jako drgania typu wing-rock. Bifurkacja siodło-węzeł (występująca przy kącie wychylenia steru wysokości $\delta_H = -20.5^{\circ}$ i $\delta_H = 12.1^{\circ}$) wskazują, że samolot przy tych kątach wychylenia sterów traci podłużną stateczność.



Rys. 6. Wykres bifurkacyjny

Na rysunku 6 przedstawiono wykres bifurkacyjny dla zmian kąta natarcia samolotu. Parametrem bifurkacyjnym jest tu częstość wymuszeń wychyleń steru wysokości. Średnią wartość wychylenia steru wysokości otrzymywano dla wartości stanów quasi-ustalonych przedstawionych na rys. 4. Amplituda wychyleń wynosiła 5° . Częstość wymuszenia zmieniała się w granicach 0.1 – 1.3 rad/sek. Można stwierdzić, że w dla częstości wymuszeń z przedziałów: $\omega \in (0.15, 1.16)$; $(0.4, 0.5)$; $(0.86, 0.9)$ oraz $(1.05, 1.1)$ występuje ruch chaotyczny.

4. Wnioski

Zasadniczym celem pracy było zastosowanie nowoczesnych metod analizy nieliniowych równań różniczkowych do badania nieliniowych zagadnień mechaniki lotu. Opierając się na przedstawionych powyżej badaniach można stwierdzić, że:

- Przedstawione wyniki obliczeń potwierdzają celowość stosowania metod Teorii Systemów Dynamicznych do analizy rozwiązań równań ruchu samolotu.
- Efektywność opisanych metod pozwala na uwzględnienie w podejmowanych analizach skomplikowanych modeli aerodynamicznych (uwzględniających nieliniowości, zjawisko histerezy itp.). Możliwe jest prześledzenie rozwiązań w całym zakresie wychyleń powierzchni sterowych.
- Wiedza o wychyleniach powierzchni sterowych powodujących wystąpienie bifurkacji pozwala na wybór najbardziej prawdopodobnych scenariuszy zdarzeń poprzedzających katastrofę samolotu, pozwalając jednocześnie na unikanie zakresów niebezpiecznych ruchów.
- Zasadniczym źródłem problemów jest możliwie najdokładniejsze zamodelowanie obciążeń aerodynamicznych.
- Przedstawione powyżej analizy mogą być zastosowane do przewidywania wszelkich możliwych przestrzennych ruchów samolotu, dlatego też mogą zostać wykorzystane w procesie modyfikacji charakterystyk dynamicznych samolotu.

Bibliografia

1. Avanzini G., De Matteis G., *Bifurcation analysis of a highly augmented aircraft model*, Journal of Guidance, Control & Dynamics, **20**, 1, 1998
2. Carroll J.V., Mehra R.K., *Bifurcation Analysis of Non-Linear Aircraft Dynamics*, Journal of Guidance Control and Dynamics, **5**, 5, 1982
3. Charles G.A., et. all., *Aircraft Flight Dynamics Analysis and Controller Design Using Bifurcation Tailoring*, AIAA Paper AIAA 2002-4751, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 5-8 August Monterey, Ca, 2002
4. Charles G.A., et. all., *Feedback Stabilized Bifurcation Tailoring Applied to Aircraft Models*; ICAS 2002-5.3.1. Proceedings 23rd ICAS Congress, Toronto, Canada, 2002
5. Crawford I. E., *Introduction to Bifurcation Theory*, Reviews of Modern Physics, **63**, 4, 1991
6. Doedel E., Kernevez J.P., *AUTO – software for continuation and bifurcation problems in ordinary differential equations*, Caltech, Pasadena 1986
7. Dzygadło Z., Kowaleczko G., Sibilski K., *Method of Control of a Straked Wing Aircraft for Cobra Manoeuvres*, ICAS-96-3.7.4, Proceedings of 20th ICAS Congress, Sorrento, Italy, 1996
8. Dzygadło Z., Sibilski K., *Dynamics of Spatial Motion of an Aeroplane After Drop of Loads*, Journal of Technical Physics, **29**, 3-4, 1988
9. Ermentrout B., *XPPAUT5.41 – the differential equations tool*, 2001
10. Goto N., Kawakita T., *3D-Simulation Of Nonlinear Dynamics for a Reentry Vehicle*, ICAS 2002-5.1.2. Proceedings 23rd ICAS Congress, Toronto, Canada, 2002

11. Gránásy P., *Effect of Modification of Aerodynamic Coefficients on the Longitudinal Motion at High Angle of Attack*, Unconventional Flight Analysis, Ed. J. Rohács, Budapest, 1999
12. Guckenheimer J., Holmes J., *Nonlinear Oscillations, Dynamical Systems, and Bifurcations of Vector Fields*, Springer, NY, 1983
13. Guicheteau P., *Bifurcation Theory in Flight Dynamics an Application to a real Combat Aircraft*, ICAS-90-5.10.4, Proceedings of 17th ICAS Congress, Stockholm, Sweden, 1990
14. Hassard B.D., Kazarinoff N.D., Wan Y.H., *Theory and Applications of Hopf Bifurcation*, Cambridge University Press, 1981
15. Ioos G., Joseph D., *Elementary Stability and Bifurcation Theory*, Springer-Verlag, New York, 1980
16. Iqbal S., *Bifurcation Analysis Methods Used in a Multi-Disciplinary Optimisation Framework*, AIAA Paper, AIAA-2001-4076, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 6-9 August, Montréal, CA, 2001
17. Jahnke C.C., Culick F.E.C., *Application of Bifurcation Theory to the High-Angle-of-Attack Dynamics of the F-14*, Journal of Aircraft, **31**, 1, 26-34, 1994
18. Sibilski K., *Prediction of an Agile Aircraft Post stall Behaviour Using Continuation and Bifurcation Methods*, Proceedings Third International Conference on Unconventional Flight, Budapest, Hungary, 12-14 September 2001
19. Keller H.B., *Numerical Solution of Bifurcation and Nonlinear Eigenvalue Problems*, Application of Bifurcation Theory, Academic Press, N. York, 1977
20. Lowenberg M.H., Richardson T. S., *The Continuation Design Framework For Nonlinear Aircraft Control*, AIAA Paper AIAA-2001-4100, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 6-9 August, Montréal, CA, 2001
21. Marsden J.E., McCracken M., *The Hopf Bifurcation and its Applications*, Applied Mathematical Science, **19**, Springer Verlag, New York, 1976
22. Marusak A.J., Pietrucha J.A., Sibilski K.S., *Prediction of Aircraft Critical Flight Regimes Using Continuation and Bifurcation Methods*, AIAA Paper, AIAA-2000-0976, 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January, 2000
23. Sibilski K., *An Agile Aircraft Non-Linear Dynamics by Continuation Methods and Bifurcation Theory*, ICAS-2000-712, Proceedings of 22nd ICAS Congress, Harrogate, UK, 2000
24. Sibilski K., *Bifurcation analysis of a helicopter non-linear dynamics*, Preprints of the 24th European Rotorcraft Forum, Marseilles (France), 15-17 Sept, 1998
25. Sibilski K., *Modelowanie dynamiki granicznych stanów lotu statków powietrznych o podwyższonej manewrowości*, Wyd. WAT, Warszawa, 1998 (praca habilitacyjna)
26. Troger H., Steindl A., *Nonlinear Stability and Bifurcation Theory*, Springer Verlag, New York, 1991
27. Wiggins S., *Introduction to Applied Nonlinear Dynamical Systems and Chaos*, Springer-Verlag, New York, 1990

Methods for unconventional flight analysis

Summary

In the paper a study of the high angle of attack dynamics of an advanced fighter aircraft is presented. Such dynamics reveals non-linearity, therefore the dynamical system theory approach can be useful in the analysis. The equations of motion used in this investigation assume a rigid aircraft with movable control surfaces. Aerodynamic forces and moments found in the equations of motion are valid for a region of higher angles of attack including deep stall phenomena. The results obtained from dynamical systems theory are used in prediction of the nature of the instabilities caused by bifurcations. Basic data on the MiG29 fighter aircraft are used.

*Pracę wykonano w ramach grantu nr OT00B 026 21
finansowanego przez KBN*

WYKORZYSTANIE SYSTEMÓW EKSPERCKICH DO SYNTEZY UKŁADÓW STEROWANIA SAMOŁOTEM PODCZAS PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA

GRZEGORZ KOPECKI¹⁾
ANDRZEJ TOMCZYK²⁾

Jedną z nowoczesnych metod sterowania jest zastosowanie systemów eksperckich. Ich idea polega na wykorzystaniu wiedzy eksperta do sterowania danym procesem. Sterowanie rozmyte zastosowane w systemach eksperckich umożliwia konstrukcję prostych algorytmów, działających w szerokim zakresie zmienności parametrów systemu. W opracowaniu przedstawiono próbę zastosowania systemu eksperckiego Takagi-Sugeno-Kanaga do sterowania ruchem bocznym samolotu podczas podejścia do lądowania według ILS-LOC. Przedstawiono ogólną metodykę projektowania struktury autopilota z systemem eksperckim oraz jego porównanie z regulatorem klasycznym. Badania oparto na analizie komputerowych symulacji procesów sterowania. Opracowano odpowiednie modele i algorytmy symulacyjne. Zaproponowano metodykę oceny jakości sterowania samolotem podczas podejścia do lądowania.

1. Wstęp

Najogólniej mówiąc, celem sterowania jest uzyskanie na wyjściu pożądanej odpowiedzi układu (obiektu sterowania). Sterowanie klasyczne odbywa się za pomocą układów ze sprzężeniem zwrotnym. Wykorzystuje się w nim opis matematyczny układu sterowania.

Sterowanie rozmyte polega na wykorzystaniu wiedzy eksperta do sterowania danym procesem. Zastosowanie systemów eksperckich umożliwia konstrukcję prostych algorytmów, działających w szerokim zakresie zmienności parametrów systemu [1-4]. Zalety systemów eksperckich zachęcają do próby ich zastosowania w automatycznym sterowaniu samolotem [5].

W opracowaniu dokonano próby zastosowania sterownika rozmytego Takagi-Sugeno-Kanaga do polepszenia jakości sterowania ruchem bocznym samolotu, podczas podejścia do lądowania według ILS-LOC (Instrument Landing System-Localizer). Sterowanie rozmyte jest szczególnym przypadkiem realizacji systemu eksperckiego.

¹⁾ mgr inż., Politechnika Rzeszowska, e-mail: gkopecki@prz.rzeszow.pl

²⁾ dr hab. inż., prof. PRz, Politechnika Rzeszowska, e-mail: ATomczyk@prz.rzeszow.pl

2. Automatyczne sterowanie podejściem do lądowania

Podejście do lądowania jest bardzo złożoną fazą lotu. Podczas tego manewru pilot obciążony jest zarówno psychofizycznie, jak również informacyjnie. Fakt ten potwierdza liczba wypadków, która jest wielokrotnie wyższa niż w pozostałych fazach lotu (10-15-krotnie). Dlatego też w automatyzacji podejścia do lądowania i samym lądowaniu samolotu upatruje się możliwość zwiększenia bezpieczeństwa lotu oraz zapewnienia regularności realizacji planów lotu [6].

Jednym z najpopularniejszych systemów umożliwiających automatyczne lądowanie, jest system ILS. W poniższych rozważaniach przedstawiono automatyczne sterowanie w ruchu bocznym. Jest to sterowanie kątem ϵ_s , zawartym pomiędzy osią podejścia do lądowania a odcinkiem łączącym środek masy samolotu z nadajnikiem lokalizera (LOC).

2.1. Ocena jakości sterowania samolotem podczas podejścia do lądowania

Projektując dowolny układ regulacji automatycznej, dąży się ogólnie do zminimalizowania (wyeliminowania) uchybu statycznego, uzyskania akceptowalnego czasu regulacji oraz zminimalizowania (wyeliminowania) przeregulowań i oscylacji. Przy ocenie uwzględnić należy również dodatkowe niekorzystne czynniki pojawiające się w danym układzie, mogące wynikać np. z występowania nieliniowości.

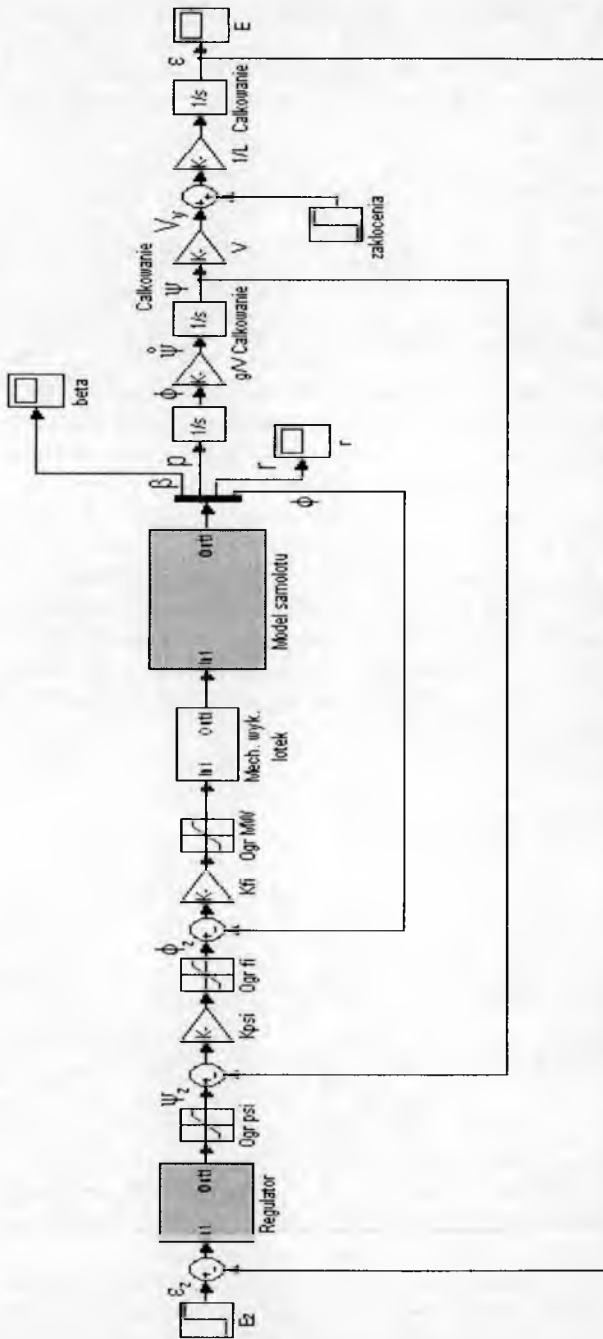
Dla potrzeb tworzonego układu automatycznego podejścia do lądowania zaproponowano wzięcie pod uwagę następujących wielkości:

- Ocena przeregulowania. Należy dążyć do tego, aby przeregulowanie było jak najmniejsze.
- Ocena oscylacji. Oscylacje mogą występować jedynie w uzasadnionych przypadkach. Bezwymiarowy współczynnik tłumienia układu d powinien być nie mniejszy niż 0.7.
- Minimalizacja czasu regulacji. Akceptowalny czas regulacji przyjmuje się w zależności od klasy samolotu.
- Wyeliminowanie lub minimalizacja punktów przecięć trajektorii, wynikających ze zmiany struktury układu sterowania.

Powyższe oceny mają charakter jakościowy i opierają się na wiedzy eksperta. Wiedza ta jest efektem praktycznej działalności pilotów oraz rezultatem eksperymentów numerycznych i symulacyjnych.

3. Autopilot podejścia do lądowania o stałych współczynnikach wzmocnień

Najprostszymi autopilotami realizującymi sterowanie podejściem do lądowania w ruchu bocznym są autopiloty ze stałymi współczynnikami wzmocnień regulatora. Ponieważ metodyka projektowania autopilotów opisanych w późniejszych rozważaniach jest rozwinięciem metodyki projektowania autopilota ze stałymi współczynnikami wzmocnień, opisana ona będzie w sposób bardziej szczegółowy.



Rys. 1. Ogólny schemat symulacyjny układu automatycznego sterowania ruchem bocznym samolotu podczas podejścia do lądowania. Przyjęto model mechanizmu wykonawczego wychylającego lotki w postaci członu oscylacyjnego z ograniczeniami kąta wychYLENIA lotki (Ogr MW), Elementy liniowe z nasyceniem służą do ograniczenia kąta przechYLENIA w zakręcie (Ogr fi) i kąta przechYLENIA osi podejścia do lądowania (Ogr psi).

Projektując klasyczny układ automatycznego sterowania, należy przyjąć odpowiedni model obiektu. We wstępnej fazie projektowania przyjęto liniowy model samolotu i wprowadzono uproszczenia, zgodnie z założeniami aperiodycznego ruchu przechyłającego. Przy obliczeniach posługiwano się modelem samolotu w postaci członu inercyjnego pierwszego rzędu:

$$G_{\delta L}^p(s) = \frac{p(s)}{\delta L(s)} = \frac{L_b'}{L_p' \cdot s + 1} \quad (1)$$

gdzie:

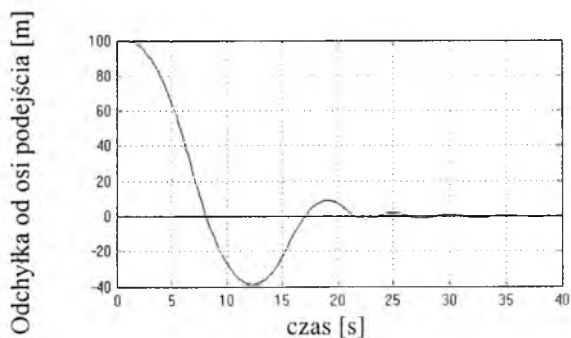
$p(t)$ – prędkość kątową przechyłania,

$\delta L(t)$ – kąt wychylenia prawej lotki,

L_b' , L_p' – odpowiednie pochodne aerodynamiczne.

Zaprojektowano najpierw układ sterowania kątem przechylecia, następnie układ sterowania kursem i na końcu regulator sterujący kątem odchylenia od osi podejścia ε_s .

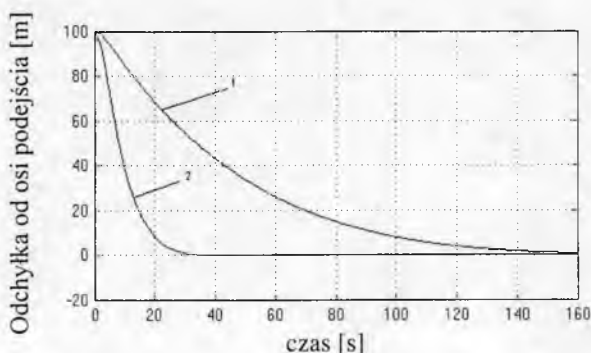
Sterowanie kątem przechylecia i kursem zrealizowano przy pomocy regulatorów proporcjonalnych. Współczynniki wzmocnień dobrano w taki sposób, aby nie występowały przeregulowania. Strukturę układu sterowania podejściem do lądowania przedstawia rys. 1. Dobrano stałe współczynniki, odpowiednie dla odległości $L=2000$ m, posługując się kryteriami omówionymi w punkcie 2.1. Autopilot o stałych współczynnikach wzmocnień ma tę wadę, że sterowanie jest realizowane zgodnie z założeniami tylko dla jednej odległości. Gdy odległość od nadajnika LOC jest mniejsza niż rozważana, zaczynają pojawiać się przeregulowania i oscylacje. Od pewnego momentu przeregulowania i oscylacje są tak duże, że autopilota należy wyłączyć.



Rys. 2. Odchylenie samolotu od płaszczyzny LOC podczas sterowania samolotem przez autopilota o stałych współczynnikach wzmocnień przy małej odległości od nadajnika lokalizera

Z punktu widzenia pilota niekorzystna jest również różnica czasu regulacji dla różnych odległości od nadajnika LOC. Zbyt długi czas regulacji może wywoływać niepokój załogi. Również w razie wystąpienia zakłóceń w postaci wiatru korzystniejszą jest, gdy samolot utrzymuje ścieżkę, niż gdyby do niej dopiero dochodził. Z punktu

widzenia optymalizacji trasy lotu, korzystniejsze jest zróżnicowanie czasu regulacji w funkcji odległości.



Rys. 3. Odchylenie samolotu od osi podejścia podczas sterowania samolotem przez autopilota o stałych współczynnikach wzmocnień, przy
1 – $L_0=10000$ m, 2 – $L_0=2000$ m

4. Autopilot podejścia do lądowania o współczynnikach wzmocnień zależnych od odległości

W celu polepszenia jakości sterowania, uzależniono współczynniki wzmocnień regulatora od odległości od nadajnika lokalizera [7]. W ten sposób uzyskano wartości współczynników wzmocnień odpowiednie dla każdej odległości.

Dobierając współczynniki wzmocnień w funkcji odległości, przyjęto następującą metodykę:

- Stworzono liniowy układ sterowania kątem ε_s i dobrano współczynniki wzmocnień regulatora dla jednej odległości.
- Znalaziono transmitancję zastępczą autopilota kursu i przedstawiono ją w formie członu oscylacyjnego.
- Znalaziono transmitancję zastępczą całego układu. Aby układ miał taką samą charakterystykę skokową, transmitancja układu musi być stała. Na tej podstawie ułożono zależności współczynników wzmocnienia regulatora PD $P=f(L)$ i $D=g(L)$.

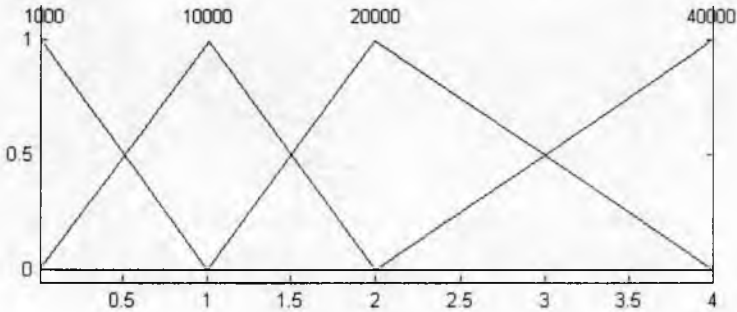
W tabeli 1 przedstawiono przykładowe wartości wzmocnień, przy zastosowaniu regulatora PD dla liniowego modelu samolotu *Koliber*.

Tabela 1. Przykładowe wartości współczynników wzmocnień regulatora PD zależne od odległości dla samolotu *Koliber*

$L[m]$	1000	5000	10000	15000	20000	40000
P	2	10	20	30	40	80
D	3.8	19	38	57	76	152

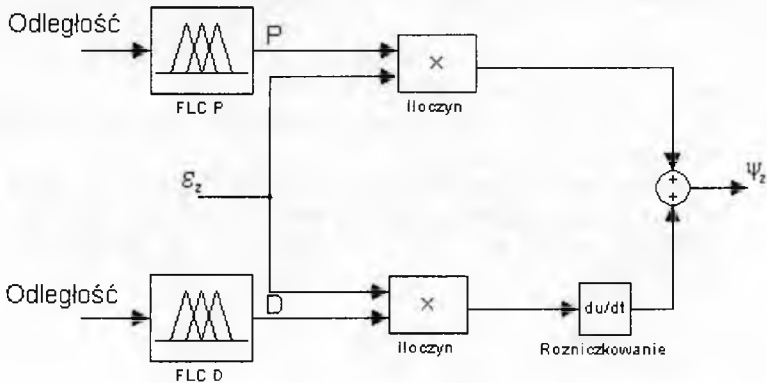
4.1. Zastosowanie systemów eksperckich w autopilocie podejścia do lądowania o współczynnikach wzmocnień zależnych od odległości

Przy symulacji komputerowej bardzo wygodnym okazało się zastosowanie prostych systemów eksperckich o jednym wejściu (odległość od nadajnika LOC) i jednym wyjściu (wartość odpowiedniego współczynnika wzmocnienia). Danymi wejściowymi były cztery odległości: 1000 m, 10000 m, 20000 m, 40000 m z funkcjami przynależności pokazanymi na rys. 4.



Rys. 4. Funkcje przynależności odległości

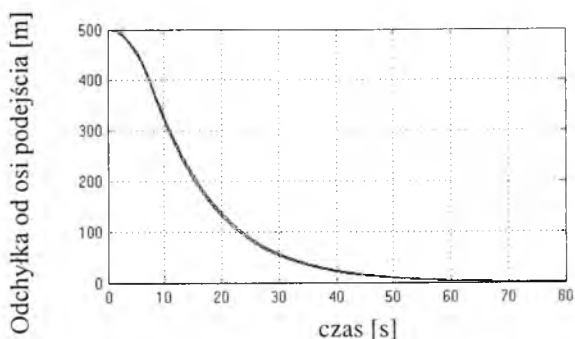
Wyjściami były cztery wartości wzmocnień, odpowiadające wzmocnieniom dla podanych wyżej odległości. Podane wielkości w zupełności wystarczyły, ponieważ zależność pomiędzy odległością a współczynnikami wzmocnień ma charakter liniowy. Strukturę sterownika przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Struktura regulatora PD z systemami eksperckimi

Stosując sterownik o zaproponowanej strukturze, uzyskano ciągłą, liniową zmianę współczynników wzmocnienia w funkcji odległości, dzięki czemu wykresy zależności odległości od osi podejścia w funkcji czasu niemal pokrywają się, co ilustruje rys. 6.

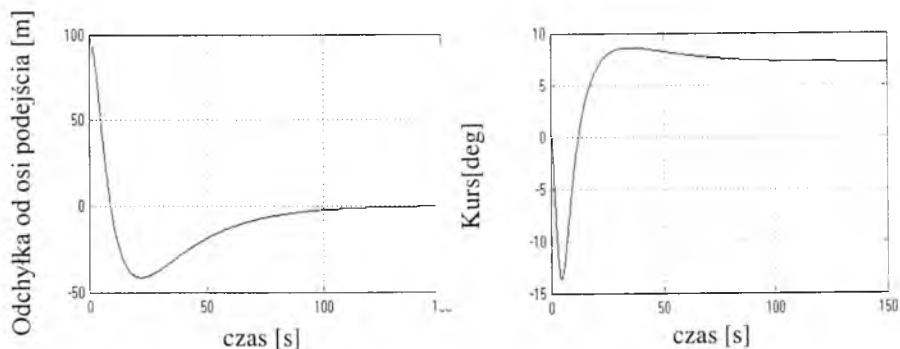
Niewielkie różnice można wytłumaczyć błędami obliczeniowymi programu symulacyjnego, związanymi z różniczkowaniem numerycznym.



Rys. 6. Odchylenie samolotu od osi podejścia podczas sterowania samolotem przez autopilota o współczynnikach wzmocnień ustalanych przez sterownik rozmyty przy odległości $L_0=10000$ m, $L_0=20000$ m

6. Kompensacja wpływu wiatru

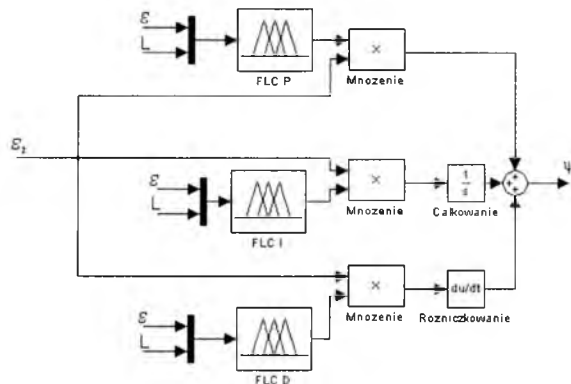
Jeśli podejściu do lądowania towarzyszy wiatr boczny, samolot będzie „schodził” z nakazanej trajektorii lotu. Aby rozwiązać ten problem, można zastosować regulator PID, w miejsce stosowanego dotychczas regulatora PD. W efekcie działania takiego regulatora, układ sterowania, w zależności od prędkości i kierunku wiatru bocznego, będzie ustawiał samolot pod kątem ψ , równym ujemnej wartości kąta znoszenia samolotu. Pozwala to na kontynuowanie lotu po zadanej trajektorii.



Rys. 7. Odchylenie samolotu od osi podejścia oraz kurs samolotu podczas sterowania samolotem przez układ sterowania z regulatorem PID, przy wietrze bocznym o prędkości -5 m/s

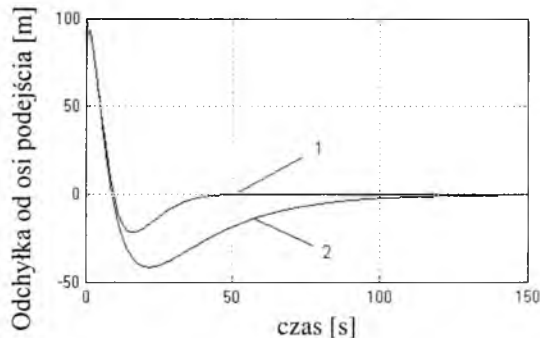
6.1. Zastosowanie systemów eksperckich do kompensacji wpływu wiatru

Regulator PID, pomimo zakłóceń, steruje bez uchybu statycznego. W układzie regulacji występuje jednak duże przeregulowanie. Wynika ono z zastosowania całkowania. Aby je zminimalizować, całkowanie powinno zostać włączone dopiero wtedy, gdy samolot będzie się znajdował blisko osi podejścia do lądowania. Do zmiany współczynników całkowania, w zależności od kąta ε_x i odległości od teoretycznego punktu przyziemienia, wykorzystano systemy eksperckie. Analogicznie do poprzedniego rozwiązania, wielkością wejściową będzie odległość od teoretycznego punktu przyziemienia oraz dodatkowo kąt ε_x . Wielkością wyjściową będzie odpowiedni współczynnik wzmocnienia. Strukturę regulatora przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Struktura regulatora PID z systemami eksperckimi

Zastosowanie regulatora o opisanej wyżej strukturze, w znacznym stopniu polepszyło jakość sterowania. Zmniejszony został uchyb regulacji, a także jej czas. Różnicę sterowania pomiędzy autopilotem sterowanym przy pomocy regulatora PID a regulatora PID z systemami eksperckimi prezentuje rysunek 9.



Rys. 9. Porównanie jakości sterowania autopilota z klasycznym regulatorem PID (2) oraz regulatorem PID z systemami eksperckimi (1). Odległość od LOC: 10000 m. Zakłócenia: podmuch boczny -5 m/s

7. Podsumowanie

Analizując wyniki symulacji można stwierdzić, że zastosowanie systemów eksperckich w znacznym stopniu polepsza jakość regulacji. Przy syntezie układów regulacji z użyciem systemów eksperckich, najistotniejszą jest wiedza eksperta, dysponującego praktycznym doświadczeniem pilotażowym. Wybór właściwości systemów eksperckich powinien być poprzedzony bardzo licznymi eksperymentami symulacyjnymi, których wyniki dostarczają niezbędnej wiedzy eksperckiej. Oprócz tego systemy eksperckie umożliwiają ciągły rozwój systemu. Dochodzić mogą nowe reguły polepszające sterowanie, gdy poprzednie są wciąż aktualne. Można również dołączać nowe wejścia i w ten sposób uzyskiwać jeszcze lepszą jakość sterowania, biorąc pod uwagę nowe czynniki. W artykule przedstawiono jedynie pierwsze doświadczenia syntezy układów sterowania podejściem do lądowania z zastosowaniem sterowników rozmytych. Wyniki eksperymentów symulacyjnych są jednak bardzo obiecujące.

Niepokojący może być fakt, że przy dodaniu kolejnego wejścia pojawia się potrzeba utworzenia dużej ilości reguł. W tym momencie pojawia się duże prawdopodobieństwo pomyłki osoby tworzącej system ekspercki.

Zastosowanie systemów eksperckich w znacznym stopniu ułatwia toolbox *Fuzzy Logic* pakietu *Matlab*. Jego użycie nie nastęrcza większych problemów. System ekspercki tworzy się w sposób prosty, dzięki czemu można się skupić na problemie, a nie walce z narzędziem.

Sterowanie samolotem jest procesem wieloetapowym i bardzo złożonym. Podczas wykonywania jednej fazy lotu, często zmienia się struktura układu sterowania. Samolot jest obiektem nieliniowym, z tego powodu często trudno jest uzyskać jego dokładny opis matematyczny. Systemy eksperckie mogą więc w znacznym stopniu ułatwić syntezę układu sterowania samolotem.

Bibliografia

1. Yager R., Filev D., *Podstawy modelowania i sterowania rozmytego*, ISBN 83-204-1909-3, WNT, Warszawa, 1995
1. Driankov D., Hellendroorn H., Reinfrank M., *Wprowadzenie do sterowania rozmytego*, ISBN 83-204-2030-X, WNT, Warszawa, 1996
2. Kacprzyk J., *Wieloetapowe sterowanie rozmyte*, WNT, Warszawa 2001
3. Rutkowska D., Piliński M., Rutkowski L., *Sieci neuronowe, algorytmy genetyczne i systemy rozmyte*, ISBN 83-01-12304-4, PWN, Warszawa 1997
4. Grzybowski J., *Wieloetapowy regulator rozmyty do sterowania obiektem autonomicznym, praca doktorska (w przygotowaniu)*
5. Bociek S., Gruszecki J., *Układy sterowania automatycznego samolotem*, ISBN 83-7199-123-1, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999
6. Sarnikowski A., *Synteza układu sterowania ruchem bocznym samolotu w fazie podejścia do lądowania, praca magisterska WBMiL Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1993*

Expert systems in synthesis of the approach control systems

Summary

One of the modern control methods consists in application of expert systems. They are based on the expert knowledge of the control for a given system. The fuzzy logic control applied to expert systems allows for the development of simple algorithms which can be applied in the case of substantial changes in the system parameters. This study aims at checking the applicability of Takagi Sugo Kanaga expert system to controlling the airplane lateral motion in approach using ILS-LOC. The methodology of designing autopilot structure is presented. An autopilot with the expert system is compared with classical one. The research is based on computer simulation of the control processes. The necessary simulation models and algorithms are developed. The paper also discusses the methodology of control quality of the airplane control during landing.

ZMIANY PARAMETRÓW LOTU STEROWANEGO SAMOŁOTU PODCZAS STRZELANIA Z DZIAŁKA POKŁADOWEGO NA PRZYKŁADZIE SAMOŁOTU I-22 „IRYDA”

ANETA OTRĘBSKA¹
JERZY MARYNIAK²

W pracy przedstawiono model fizyczny i matematyczny sterowanego samolotu w ruchu przestrzennym w czasie prowadzenia strzelania z działka pokładowego.

Strzelanie z działka pokładowego odbywało się w locie stromym, a liczba pocisków w serii wynosiła 6.

1. Wstęp

Własności dynamiczne samolotu w fazie strzelania z działka pokładowego są podstawą oceny samolotu pod względem zastosowania bojowego. Skuteczność ataków samolotu na cele powietrzne i naziemne zależy od jakości działka, systemu nawigacji i amunicji oraz od własności dynamicznych samolotu.

Dotychczasowe analizy dynamiki samolotu w fazie strzelania z działka pokładowego były prowadzone w ruchu płaskim.

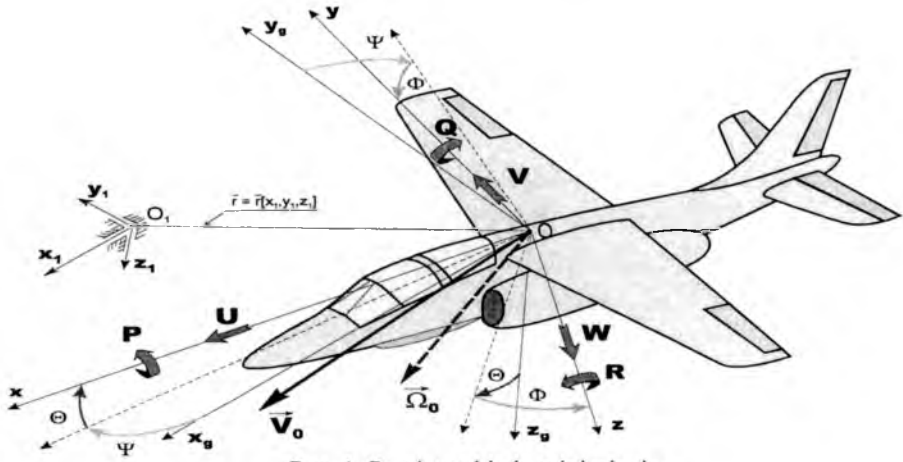
Interesującym zagadnieniem jest wpływ strzelania z działka pokładowego na ruch przestrzenny samolotu.

Równania zostały wyprowadzone przy wykorzystaniu układu współrzędnych $Oxyz$ związanego sztywno z samolotem. Posiada on początek w dowolnie przyjętym punkcie, oś Ox jest zawsze równoległa do średniej cięciwy aerodynamicznej.

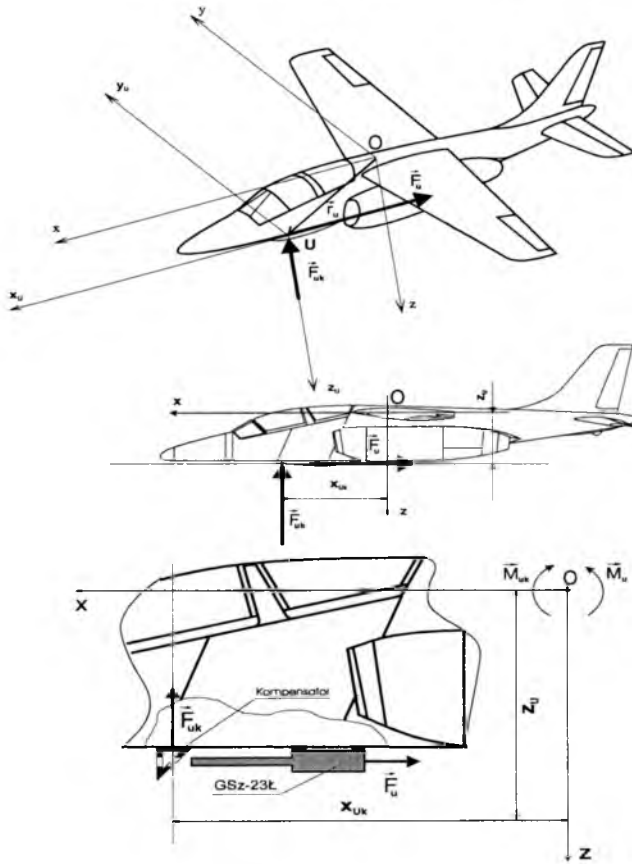
Równania opisujące dynamikę samolotu zostały wyprowadzone przy wykorzystaniu równań Boltzmana-Hamela.

¹ dr inż. Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

² prof. dr hab. inż. Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia



Rys. 2. Zamocowanie działka na samolocie

2. Model matematyczny samolotu I-22 „Iryda” w ruchu przestrzennym z działkiem GSz-23Ł

2.1 Założenia modelu fizycznego

Samolot jest traktowany jako bryła sztywna o sześciu stopniach swobody, powierzchnie sterowe są ruchome i mają wpływ na siły i momenty sił aerodynamicznych. Siły i momenty sił pochodzące od działka zostały wprowadzone zgodnie z węzłami mocowań działka.

2.2. Model matematyczny

$$\frac{\delta \Pi}{\delta t} + \Omega \times \Pi = F \quad (1)$$

$$\frac{\delta K_0}{\delta t} + \Omega \times K_0 + V_0 \times \Pi = M_0 \quad (2)$$

gdzie:

$$\Pi = m(V_0 + \Omega \times r_c) \quad (3)$$

Ostatecznie równania ruchu mają następującą postać:

$$\bar{M} \dot{V} + K M V = Q^* \quad (4)$$

gdzie:

$\bar{M} = M + M_{\dot{W}}$ -zmodyfikowana macierz bezwładności,

$\dot{V} = \text{col}[\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]$ - wektor przyspieszeń,

$V = \text{col}[U, V, W, P, Q, R]$ - wektor prędkości,

$Q^* = \text{col}[X, Y, Z, L, M, N]$ -wektor sił i momentów sił zewnętrznych,

oraz

$$\bar{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_Z & -S_Y \\ 0 & m & 0 & -S_Z & 0 & S_X \\ 0 & 0 & m & S_Y & -S_X & 0 \\ 0 & S_Z & -S_Y & J_X & 0 & -J_{XZ} \\ -S_Z & 0 & S_X & 0 & J_Y & 0 \\ S_Y & -S_X & 0 & -J_{XZ} & 0 & J_Z \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$K = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & & & \\ R & 0 & -P & & 0 & \\ -Q & P & 0 & & & \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

Składowe wektora sił i momentów sił zewnętrznych działających na samolot

$$\mathbf{Q}^* = \mathbf{Q}^a + \mathbf{Q}^g + \mathbf{Q}^T + \mathbf{Q}^u + \mathbf{Q}^\delta \quad (7)$$

gdzie:

\mathbf{Q}^a - wektor sił i momentów sił aerodynamicznych

\mathbf{Q}^g - wektor sił i momentów sił grawitacyjnych,

\mathbf{Q}^T - wektor sił i momentów sił od zespołu napędowego,

\mathbf{Q}^u - wektor sił i momentów sił od uzbrojenia strzeleckiego,

\mathbf{Q}^δ - wektor sił i momentów sił od sterowania

oraz

$$\mathbf{Q}^g = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \\ mgy \cos \theta \cos \phi - mgz \cos \theta \sin \phi \\ mgz \sin \theta - mgx \cos \theta \sin \phi \\ mgx \cos \theta \cos \phi + mgy \sin \theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\mathbf{Q}^a = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + X^Q Q + X^{\delta H} \delta_H + X^{\alpha ZH} \alpha_{ZH} \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-C_{xa} \sin \beta + C_{ya} \cos \beta) + Y^P P + Y^R R + Y^{\delta V} \delta_V \\ -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{ya} \sin \beta \sin \alpha - C_{za} \cos \alpha) + Z^Q Q + Z^{\delta h} \delta_H + Z^{\alpha ZH} \alpha_{ZH} \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [-b(C_{mxa} \cos \beta \cos \alpha + C_{mya} \sin \beta \cos \alpha - C_{mza} \sin \alpha)] + L^P P + L^R R + L^{\delta L} \delta_L + L^{\delta V} \delta_V \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [r_a(C_{mxa} \sin \beta \cos \alpha + C_{mya} \sin \beta \cos \alpha - C_{mza} \sin \alpha)] + M^Q Q + M^W W + M^{\delta h} \delta_H + M^{\alpha ZH} \alpha_{ZH} \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [-b(C_{mxa} \cos \beta \cos \alpha + C_{mya} \sin \beta \sin \alpha - C_{mza} \cos \alpha)] + N^P P + N^R R + N^{\delta N} \delta_V + N^{\delta L} \delta_L \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{Q}^u = \begin{bmatrix} -F_u \cos \varphi + F_{uk} \sin \varphi \\ 0 \\ +F_u \sin \varphi + F_{uk} \cos \varphi \\ 0 \\ -(F_u \sin \varphi + F_{uk} \cos \varphi) x_{uk} + (F_u \cos \varphi + F_{uk} \sin \varphi) z_u \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

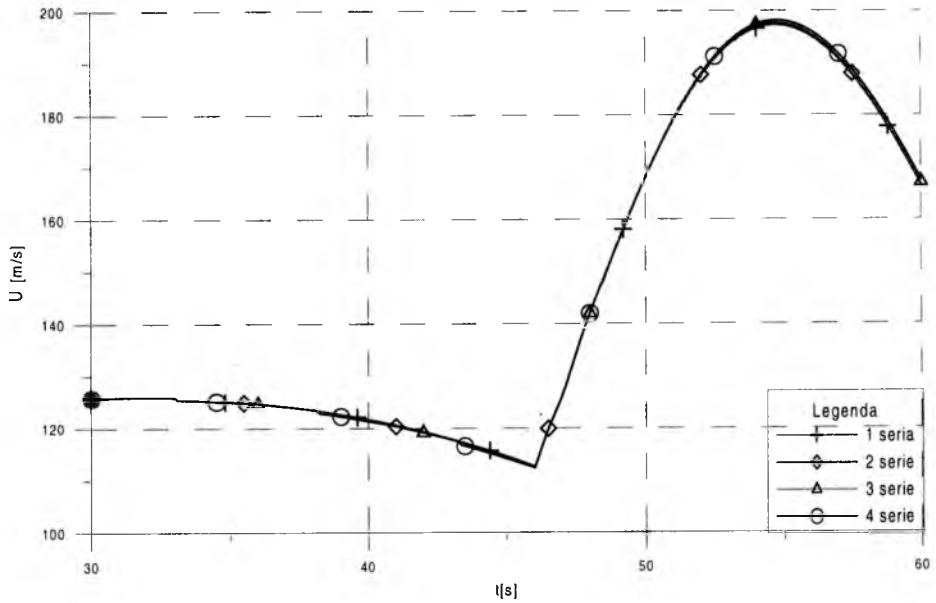
$$\begin{aligned}
 Q^T = & \begin{bmatrix} T_L \cos \varphi_{TzL} + T_P \cos \varphi_{TzP} \\ T_L \sin \varphi_{TzL} + T_P \sin \varphi_{TzP} \\ -T_L \cos \varphi_{TzL} - T_P \cos \varphi_{TzP} \\ -T_L (\gamma_{TL} \cos \varphi_{TzL} \sin \varphi_{TzL} + z_{TL} \sin \varphi_{TzL}) - T_P (\gamma_{TP} \cos \varphi_{TzP} \sin \varphi_{TzP} + z_{TP} \sin \varphi_{TzP}) \\ T_L z_{TL} \cos \varphi + T_P z_{TP} \cos \varphi_{TzP} \\ T_L (x_{TL} \sin \varphi_{TzL} - \gamma_{TL} \cos \varphi_{TzL}) + T_P (x_{TP} \sin \varphi_{TzP} - \gamma_{TP} \sin \varphi_{TzP}) \end{bmatrix} + \\
 & + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ J_{TL} \omega_{TL} R \sin \varphi_{T\omega zL} + J_{TP} \omega_{TP} R \sin \varphi_{T\omega zP} \\ -J_{TL} \omega_{TL} R \cos \varphi_{T\omega zL} + J_{TP} \omega_{TP} R \cos \varphi_{T\omega zP} \\ J_{TL} \omega_{TL} (Q \cos \varphi_{T\omega zL} - P \sin \varphi_{T\omega zL}) + J_{TP} \omega_{TP} (Q \cos \varphi_{T\omega zP} - P \sin \varphi_{T\omega zP}) \end{bmatrix} \quad (11)
 \end{aligned}$$

$$Q^\delta = \begin{bmatrix} X^{\delta_H} & 0 & 0 & X^{\alpha_{ZH}} \\ 0 & Y^{\delta_V} & 0 & 0 \\ Z^{\delta_H} & 0 & 0 & Z^{\alpha_{ZH}} \\ 0 & L^{\delta_V} & L^{\delta_L} & 0 \\ M^{\delta_H} & 0 & 0 & M^{\alpha_{ZH}} \\ 0 & N^{\delta_V} & N^{\delta_L} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_V \\ \delta_L \\ \alpha_{ZH} \end{bmatrix} \quad (12)$$

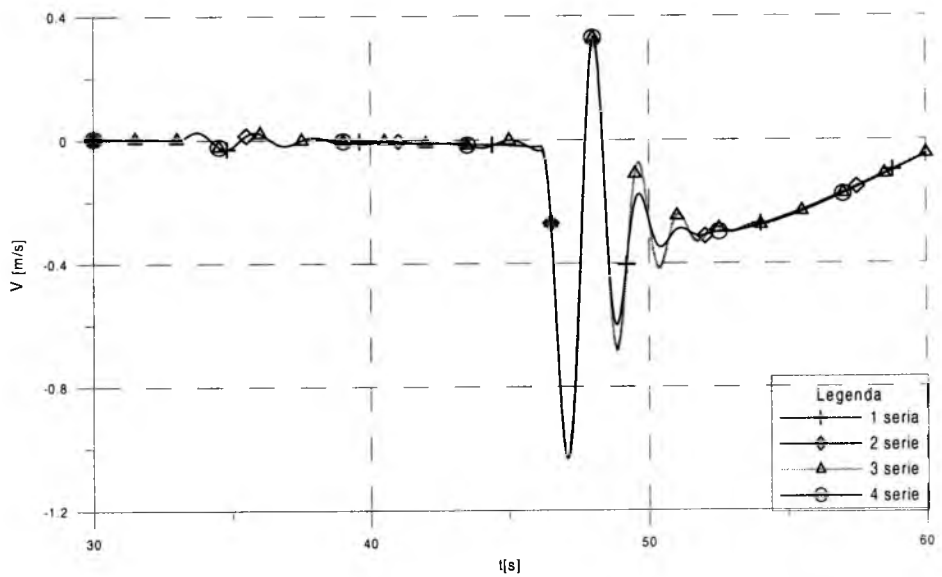
3. Symulacja numeryczna

- Strzelanie prowadzone było w locie stromym do celu naziemnego.
- Strzelanie rozpoczęto się w 33 sekundzie lotu, a odstęp między seriami wynosił 5 sekund.
- Symulacja przeprowadzona była dla 4 serii.
- Obciążenia wykonano dla następujących danych początkowych: $V_0=500$ km/h, $-H=3000$ m, $\gamma=0^0$ (kąt toru lotu), $\alpha_{ZH}=-2^0$ (kąt zaklinowania statecznika poziomego), $m=6.000$ kg, $-x=22\%$ (położenie środka masy SCA), położenie działka od 1/4 SCA: $x_{odz}=3.076$ m, $z_{odz}=1.72$ m.
- Siła odrzutu działka: $F_{odz}=28430$ N, siła kompensacji działka: $F_{komp}=2980$ N [8].

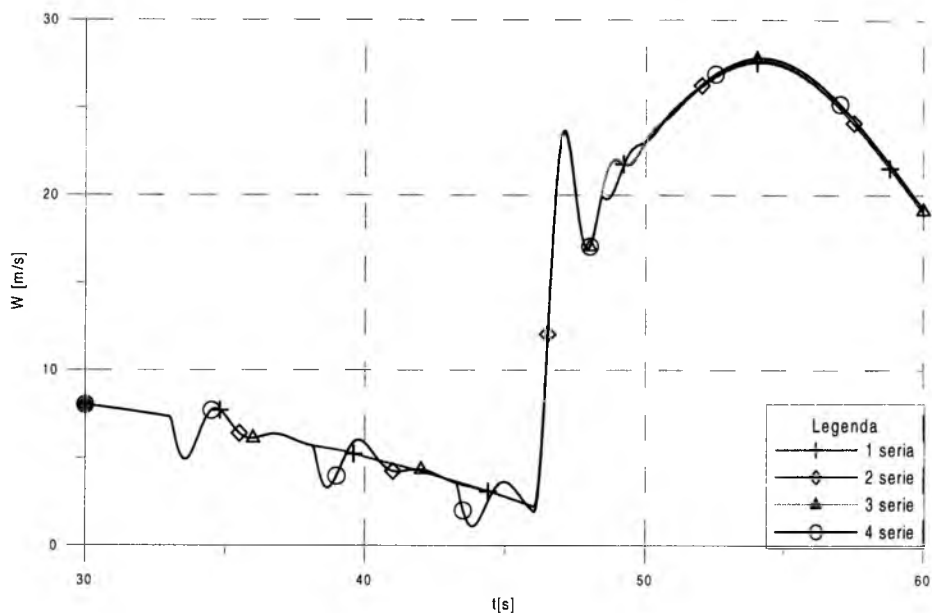
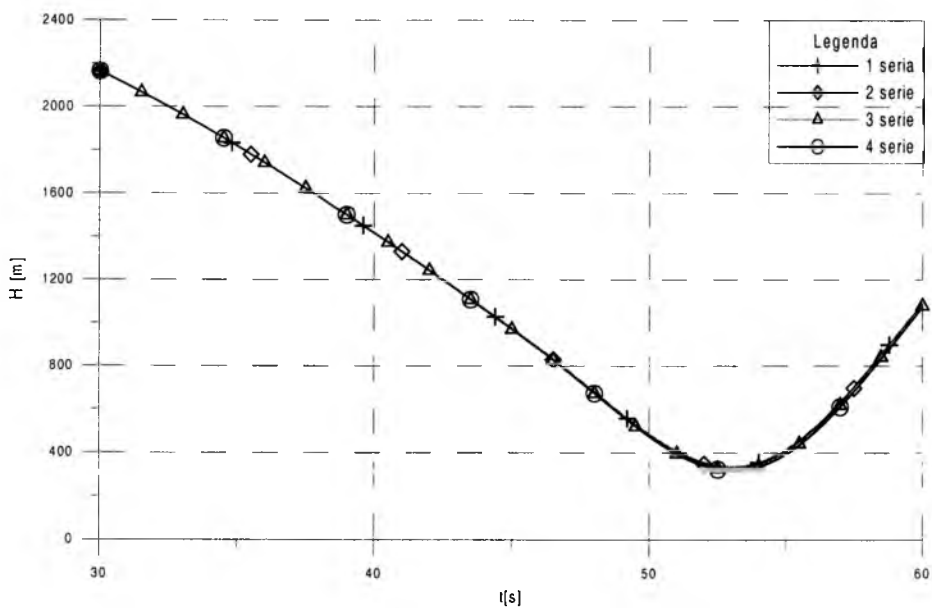
4. Wyniki symulacji dla samolotu sterowanego

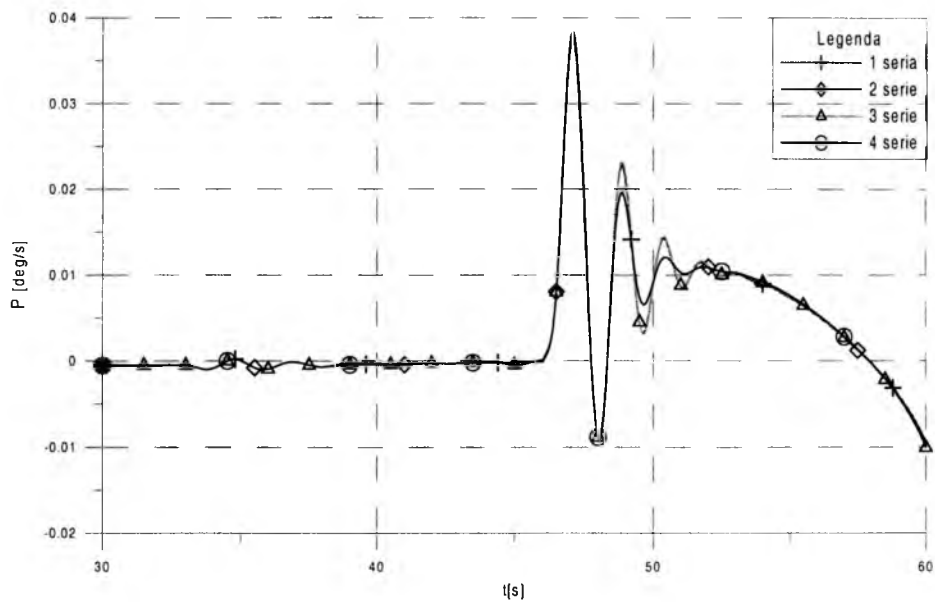
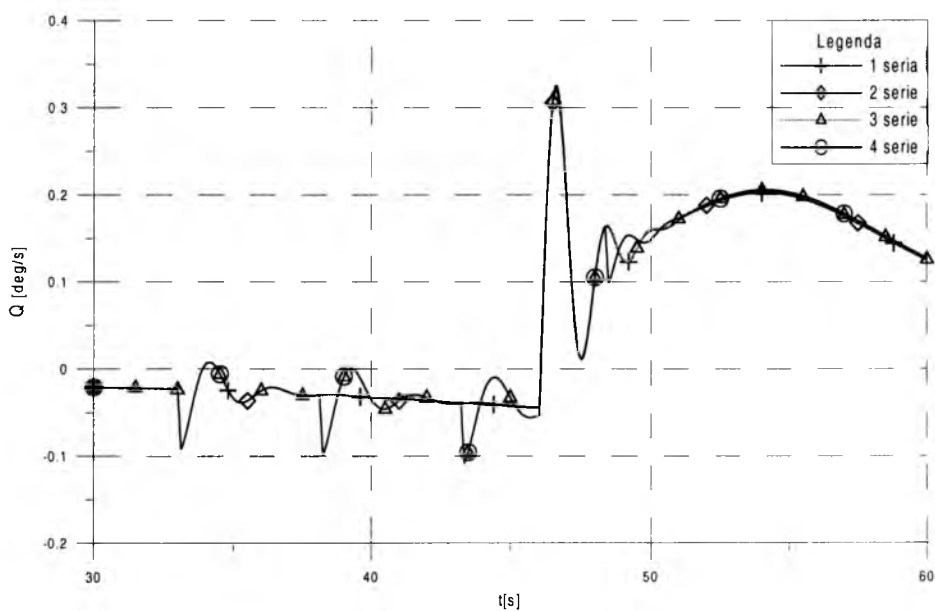


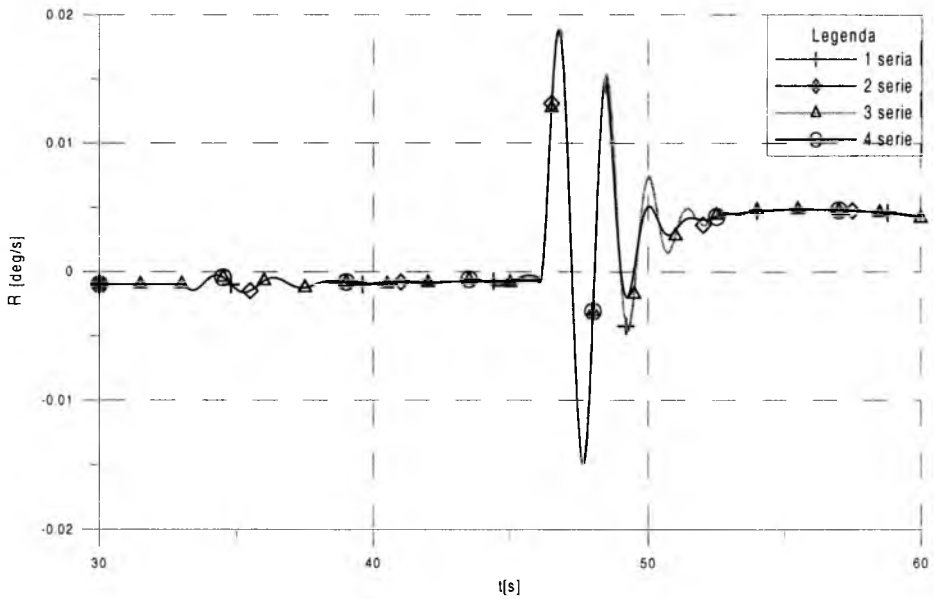
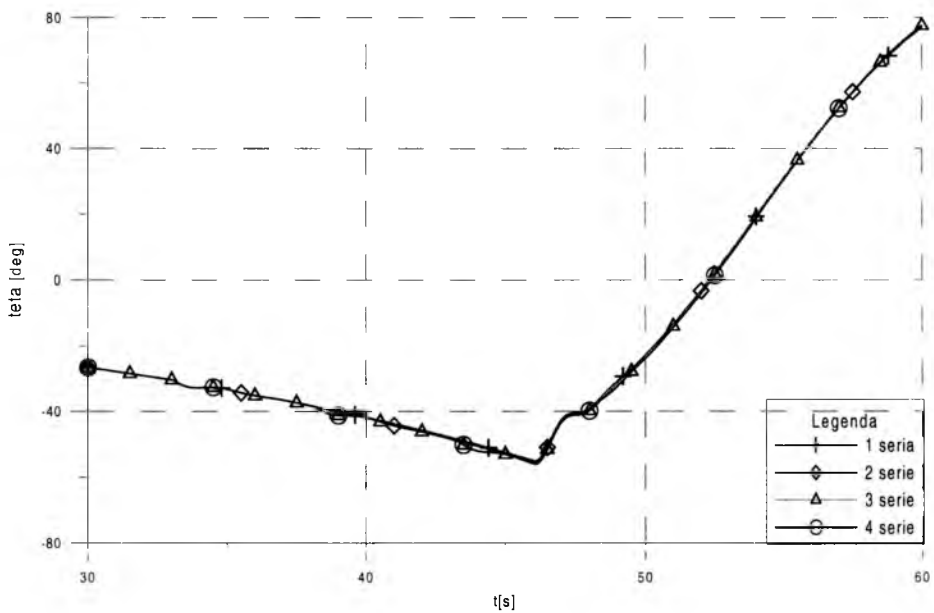
Rys. 3. Wykres zmian prędkości podłużnej U w czasie t



Rys. 4. Wykres zmian prędkości bocznej V w czasie t

Rys. 5. Wykres zmian prędkości wznoszenia W w czasie t Rys. 6. Wykres zmian wysokości H w czasie t

Rys. 7. Wykres zmian prędkości kątowej przechylenia P w czasie t Rys. 8. Wykres zmian prędkości kątowej pochylenia Q w czasie t

Rys. 9. Wykres zmian prędkości odchylenia R w czasie t Rys. 10. Wykres zmian kąta pochylenia samolotu θ w czasie t

5. Wnioski

Na podstawie otrzymanych wyników można stwierdzić, że przedstawiony model dynamiki samolotu jest wystarczający do przeprowadzenia analizy dynamiki ruchu przestrzennego samolotu z uwzględnieniem układu automatycznego sterowania.

Samolot wykazuje się dużą statecznością, i szybko tłumí drgania pochodzące od strzelania z działka pokładowego.

Siły pochodzące od działka nie mają dużego wpływu na główne parametry lotu takie jak: wysokość czy prędkość lotu.

Wyprowadzony model matematyczny jest uniwersalny, może służyć do symulacji numerycznej dynamiki dowolnego samolotu w trakcie strzelania z działka pokładowego. Uwzględnia strzelania po naprowadzeniu na cel jak również sterowanie samolotem przez pilota lub automatycznie w trakcie strzelania.

Bibliografia

1. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 1992
2. Maryniak J., Olak A., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu w fazie strzelania z działka pokładowego na przykładzie I-22 „Iryda”*, V Konferencja Naukowo Techniczna, 60, Warszawa 1996
3. Otrębska A., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu w locie przestrzennym w fazie strzelania seriami z działka pokładowego - na przykładzie I-22 „Iryda”*, Praca magisterska, Wydział MEil, Politechnika Warszawska 1997
4. Maryniak J., Otrębska A., Goszczyński J.A., *Symulacja numeryczna dynamiki sterowanego samolotu strzelającego seriami z działka pokładowego w oparciu o model przestrzenny lotu – na przykładzie I-22 „Iryda”*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej – Materiały II Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej „Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia, Waplewo 1998
5. Maryniak J., Otrębska A., Goszczyński J.A., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu przy obciążeniu impulsowym od działka pokładowego w zależności od liczby pocisków w serii*, Mechanika w Lotnictwie „ML-VIII”, PTMTS, Warszawa 1998
6. Maryniak J., Otrębska A., *Wpływ strzelania seriami powtarzalnymi z działka pokładowego na ruch przestrzenny samolotu na przykładzie I-22 „Iryda”*, Mechanika w Lotnictwie „ML-IX” PTMTS, Warszawa 2000
7. Maryniak J., Otrębska A., *Wpływ strzelania wieloma seriami z działka na dynamikę samolotu w locie*, Biuletyn Wojskowej Akademii Technicznej – Materiały III Międzynarodowej Konferencji Uzbrojeniowej „Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia, Waplewo 2000
8. Otrębska A., *Modelowanie, analiza i symulacja układu strzelające działko pokładowe-samolot w locie*, Rozprawa doktorska, Wydział Inżynierii Produkcji Politechniki Warszawskiej, Warszawa 2002

Changes in flight parameters of the controlled I-22 „Iryda” aircraft in a shooting phase

Summary

The paper presents physical and mathematical models of a controlled aircraft in a shooting phase with the aircraft gun in a spatial motion.

The aircraft gun shot in diving and the number of bullets in a series was 6.

The equations of motion have been derived using the Boltzman-Hamel equations for a material system with holonomic constrains. These equations were based on simplifying assumptions involved by the physical model applied, i.e., symmetry of masses and geometry symmetry.

The mathematical model has been derived on the assumption that we have an aircraft fixed reference system and its origin is situated at 0.25 SCA of the aircraft.

The results of numerical simulation are presented in a graphical form.

DYNAMIKA SAMOLOTU W FAZIE WZNOŚZENIA Z WZGLĘDNIE NIEM ODDZIAŁYWANIA ZMIENNEGO PODMUCHU

RAFAŁ DEPTUŁA¹⁾
JERZY MARYNIAK²⁾

W pracy przedstawiono sposób modelowania wpływu zmiennego podmuchu na dynamikę sterowanego samolotu. Równania ruchu wyprowadzono w układzie odniesienia związanym z samolotem przy zastosowaniu formalizmu Boltzmanna-Hamela dla układów mechanicznych o więzach holonomicznych. Przyjęto, że samolot jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody. Pole prędkości podmuchu opisano trójwymiarowym modelem matematycznym. Wpływ lokalnych parametrów wiatru na równania ruchu samolotu uwzględniono przez trzy chwilowe liniowe składowe wektora prędkości wiatru i trzy chwilowe kątowe składowe tego pola. W pracy przeanalizowano zachowanie się samolotu w fazie wznoszenia przez obszar oddziaływania podmuchu. Do przeprowadzenia symulacji jako samolot testowy wybrano PZL I-22 „Iryda”.

1. Wstęp

Zjawisko uskoku wiatru jest szczególnie niebezpieczne w strefie bezpośredniej bliskości ziemi, w czasie wykonywania procedur na małych prędkościach. Występuje on w połączeniu z chmurą burzową – cumulonimbus (Cb). Występują wówczas intensywne pionowe i poziome ruchy powietrza, z których główne zagrożenie stwarzają prądy pionowe skierowane z góry w dół oraz poziome, zgodne z kierunkiem lotu, które powodują nagłe zmniejszenie prędkości względem powietrza. Zdaniem niektórych badaczy [1, 2] składowe poziome podmuchów są, zwłaszcza w blisko ziemi, najczęstszą przyczyną utraty siły nośnej i wynikającego stąd zagrożenia. W pracy przedstawiono modelowanie wpływu uskoku typu „microburst” na własności dynamiczne PZL I-22 „Iryda” z racji wiarygodnie oszacowanych jego charakterystyk i pochodnych aerodynamicznych [9]. Zastosowana metoda jest klasycznym sposobem podejścia do analizy dynamiki sztywnego obiektu latającego.

W ustalonym locie wznoszącym wszystkie siły działające na samolot muszą się oczywiście równoważyć. A więc siła nośna równoważy część ciężaru samolotu – składową prostopadłą do toru lotu, natomiast ciąg silnika musi równoważyć opór samolotu oraz drugą składową ciężaru równoległą do toru lotu. Tak więc do lotu

¹⁾ mgr inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW,

²⁾ prof. dr hab. inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

wznoszącego jest potrzebna trochę mniejsza siła nośna niż do lotu poziomego, ale za to potrzebny jest nadmiar mocy silnika, od którego zależy prędkość wznoszenia pionowego i po torze wznoszenia.

Start, o ile to możliwe, zawsze powinien być wykonywany pod wiatr i w łozu wiatru. Składowa prędkości wiatru czołowego daje zmniejszenie prędkości względem ziemi i skraca rozbieg. Zabezpiecza ponadto najwyższy przelot nad przeszkodami w czasie startu. W przypadku zaistnienia podmuchu microburst w niesprzyjającym położeniu, wystąpić może sytuacja, że samolot będąc jeszcze na małej wysokości wleci w obszar wiatru tylnego i pionowego (w dół). Następuje wtedy spadek siły nośnej, co zmniejsza bezpieczeństwo lotu.

2. Modelowanie wpływu podmuchu na dynamikę samolotu

Model matematyczny „microburst” opracowany został na podstawie danych meteorologicznych z eksperymentu JAWS, który miał miejsce w USA w 1982 roku. Opis formalny rozkładu prędkości w przestrzeni można znaleźć w [5].

Przestrzenne pochodne (widziane przez samolot) składowych prędkości liniowych wiatru w układzie związanym z ziemią mają postać:

$$\frac{d\bar{W}}{dt} = \frac{\partial \bar{W}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{W}}{\partial \bar{r}_1} \frac{d\bar{r}_1}{dt} = \frac{\partial \bar{W}}{\partial t} + \begin{bmatrix} W_{xx} & W_{xy} & W_{xz} \\ W_{yx} & W_{yy} & W_{yz} \\ W_{zx} & W_{zy} & W_{zz} \end{bmatrix} \frac{d\bar{r}_1}{dt} \quad (1)$$

W symulacji nie uwzględniono zmiany prędkości wiatru w czasie (pierwszy człon równania), ponieważ pole prędkości wiatru może być uważane jako niezmiennie w czasie gdyż to, że prędkość samolotu jest dużo większa od średniej prędkości wiatru. Oznacza to, że czas trwania „dojrzałej” formy podmuchu jest dużo większy od czasu przelotu przez samolot obszaru wiatru. Wektory prędkości wiatru i samolotu wzajemnie wpływają na powstawanie sił i momentów aerodynamicznych przez związki (2) i (3):

$$\bar{V}_A = \bar{V}_0 - \bar{W} \quad (2)$$

$$\bar{\Omega}_A = \bar{\Omega} - \bar{\Omega}_W \quad (3)$$

gdzie:

\bar{V}_A - wektor względnej prędkości liniowej między samolotem a powietrzem,

\bar{V}_0 - wektor prędkości liniowej samolotu,

\bar{W} - wektor prędkości liniowej wiatru,

$\bar{\Omega}_A$ - wektor względnej prędkości kątowej między samolotem a powietrzem,

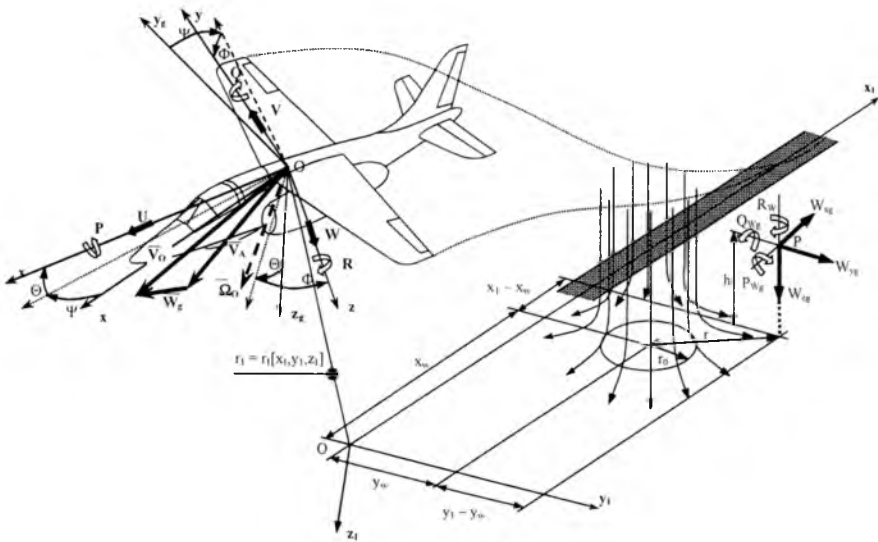
$\bar{\Omega}$ - wektor prędkości kątowej samolotu,

$\bar{\Omega}_W$ - wektor prędkości kątowej pola wiatru.

Wpływ podmuchu wynika z oddziaływania lokalnego wektora prędkości wiatru w środku układu sztywno związanego z samolotem (rozważanego jako uskrzydłony punkt materialny), powodując jedynie zmiany prędkości opływu, kąta natarcia i ślizgu.

Lokalne składowe gradientów wiatru, wprowadzono do równań ruchu jako efekt obrotu masy powietrza. Jest to dobre podejście, gdyż zależności pochodnych aerodynamicznych od prędkości kątowych samolotu są znane. Chwilową prędkość kątową pola wiatru przedstawia się przez wektor funkcji rotacji:

$$\overline{\Omega}_W = \begin{bmatrix} P_W \\ Q_W \\ R_W \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \text{rot} \overline{W} = \frac{1}{2} \Lambda_V \begin{bmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} \\ W_x & W_y & W_z \end{bmatrix}_g = \frac{1}{2} \Lambda_V \begin{bmatrix} \frac{\partial W_z}{\partial y} - \frac{\partial W_y}{\partial z} \\ \frac{\partial W_x}{\partial z} - \frac{\partial W_z}{\partial x} \\ \frac{\partial W_y}{\partial x} - \frac{\partial W_x}{\partial y} \end{bmatrix}_g \quad (4)$$



Rys. 1. Układy odniesienia: ziemski $O_1x_1y_1z_1$, samolotowy $Oxyz$ i grawitacyjny $Ox_p y_p z_p$ oraz szczegóły geometryczne microburst

Należy stwierdzić, że wiatr nie działa na samolot jako niezależne zakłócenie zewnętrzne, ale jest sprzężony z ruchem samolotu. Istnieją trzy efekty sprzężenia zwrotnego. Wektor r_1 określa lokalny wektor prędkości wiatru i jego gradienty działające na samolot, prędkość lotu $V_0(t)$ wpływa na chwilową zmianę wektora prędkości wiatru i razem z wektorem wiatru wytwarza prędkość opływu V_A , kąty eulerowskie $\Phi(t)$ $[\phi, \theta, \psi]$ umożliwiają transformacje prędkości wiatru i jego gradienty z układu ziemskiego do samolotowego. To z kolei, stanowi nieustalone efekty wiatru, szczególnie na równania momentów.

Bezwymiarowe współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych z uwzględnieniem wpływu zmiennego podmuchu zależą od kąta natarcia α i kąta ślizgu β oraz liczb Macha i Reynoldsa:

$$C_x^w, C_y^w, C_z^w, C_L^w, C_M^w, C_N^w = f(\alpha, \beta, Ma, Re) \quad (5)$$

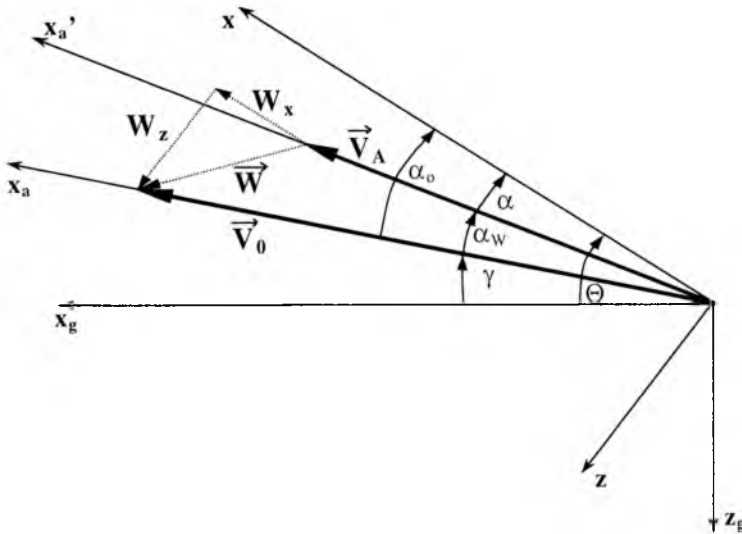
Kąty aerodynamiczne z uwzględnieniem ruchu powietrza określają następujące zależności:

- kąt natarcia, zawarty pomiędzy kierunkiem napływającego powietrza a średnią cięciwą aerodynamiczną:

$$\alpha = \alpha_0 - \alpha_w = \arcsin\left(\frac{W - W_z}{V_A}\right) \quad (6)$$

- kąt ślizgu, zawarty pomiędzy kierunkiem napływającego powietrza a osią podłużną samolotu:

$$\beta = \beta_0 - \beta_w = \arcsin\left(\frac{V - W_y}{V_A}\right) \quad (7)$$

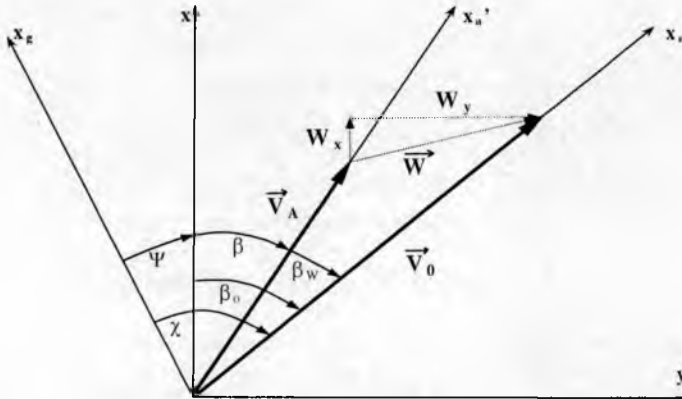


Rys. 2. Prędkości: opływu V_A , postępową samolotu V_0 oraz wiatru w płaszczyźnie symetrii samolotu

Na rys. 2 i rys. 3 przedstawiono relacje geometryczne, które wiążą aerodynamiczny kąt natarcia, kąt toru lotu, kąt pochylenia i kąt natarcia wiatru:

$$\alpha = \theta - \gamma - \alpha_w \quad (8)$$

$$\sin \alpha_w = \frac{1}{V_A} (W_{xg} \sin \gamma + W_{zg} \cos \gamma) \quad (9)$$



Rys. 3. Prędkości: opływu V_A , postępową samolotu V_0 oraz wiatru w płaszczyźnie poziomej

Oraz relacje wiążące kąt azymutu, odchylenia, kąt ślizgu samolotu i kąt ślizgu wiatru:

$$\chi = \Psi + \beta + \beta_w \quad (10)$$

$$\sin \beta_w = \frac{1}{V_A} (-W_{xg} \sin \chi + W_{yg} \cos \chi) \quad (11)$$

3. Model fizyczny i matematyczny samolotu

Dla potrzeb budowy modelu matematycznego dynamiki samolotu przyjęto następujące założenia upraszczające:

- siły aerodynamiczne i momenty sił aerodynamicznych uwzględniono przez współczynniki aerodynamiczne $C_n^W(\alpha, \beta)$, $C_{Mu}^W(\alpha, \beta)$,
- środek układu współrzędnych sztywno związanego z samolotem leży w $1/4$ średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu,
- silniki są rozmieszczone symetrycznie względem płaszczyzny Oxz i są identyczne,
- samolot posiada symetrię masową i geometryczną względem płaszczyzny Oxz ,
- samolot jest traktowany jako bryła sztywna,
- pomija się ruchy obrotowe kuli ziemskiej i wpływ jej krzywizny.

Równania ruchu samolotu wyprowadzono w układzie $Oxyz$ sztywno związanym z samolotem [6, 7, 8]. Po pewnych przekształceniach i uproszczeniach równania ruchu zapisano w postaci macierzowej:

$$\dot{\bar{V}} = \bar{M}^{-1}(-KMV + Q + U\delta) \quad (12)$$

gdzie:

$$\bar{M} = M + M_w \quad - \text{zmodyfikowana macierz bezwładności,}$$

$$\dot{\bar{V}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T \quad - \text{wektor przyspieszeń,}$$

$$V = [U, V, W, P, Q, R]^T \quad - \text{wektor prędkości,}$$

$$Q = [X, Y, Z, L, M, N]^T \quad - \text{wektor sił zewnętrznych,}$$

$$U\delta \quad - \text{wektor sił od wychyleń sterów.}$$

4. Symulacja przelotu przez obszar podmuchu

Dla potrzeb pracy opracowano program symulacyjny w języku FORTRAN do całkowania numerycznego równania (12) metodą Ruge-Kutty, przy zadanych warunkach początkowych. Wykonano obliczenia przykładowe dla fazy wznoszenia, dla kąta toru lotu $\gamma_z = 5.7^\circ$ (warunków równowagi wynikających z przyjęcia prędkości początkowej i kąta wychylenia klap 20°). Obliczenia wykonano dla poprzecznej współrzędnej położenia osi podmuchu $y_w = 100 \text{ m}$, pionowej prędkości odniesienia wiatru $W_{z0} = 10 \text{ m/s}$. Założono, że centrum podmuchu znajduje się o $x_w = 2500 \text{ m}$ za końcem pasa startowego.

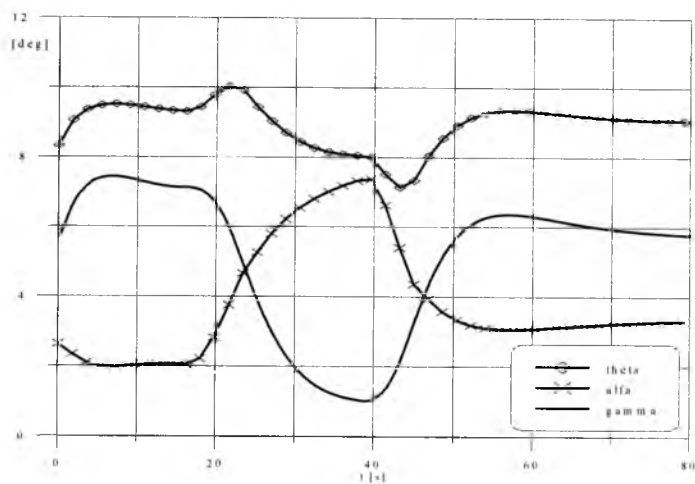
5. Wnioski

Symulacja numeryczna fazy wznoszenia przez obszar uskoku wiatru „microburst” dała wyniki wskazujące, że największy wpływ na zmianę trajektorii lotu ma składowa pionowa wiatru (w dół), mimo, że wartości prędkości wiatru są o rząd wielkości mniejsze od prędkości samolotu. Gradienty wiatru W_{zx} i W_{xz} (rys. 13) generują składową pochylającą od wiatru. Zmiany prędkości kątowej pochylania są znacznie większe od pozostałych dwóch składowych (rys. 8). Na rys. 5 pokazane są zmiany wysokości lotu wraz ze składowymi prędkości wiatru. Widać, że najpierw samolot wlatuje w wiatr czołowy (rys. 12) przez co nabiera wysokości. Gdy samolot wlatuje w obszar wiatru pionowego ok. 20 s lotu następuje silne duszenie, maleje kąt toru lotu (rys. 6), które zanika po przelocie przez tę strefę.

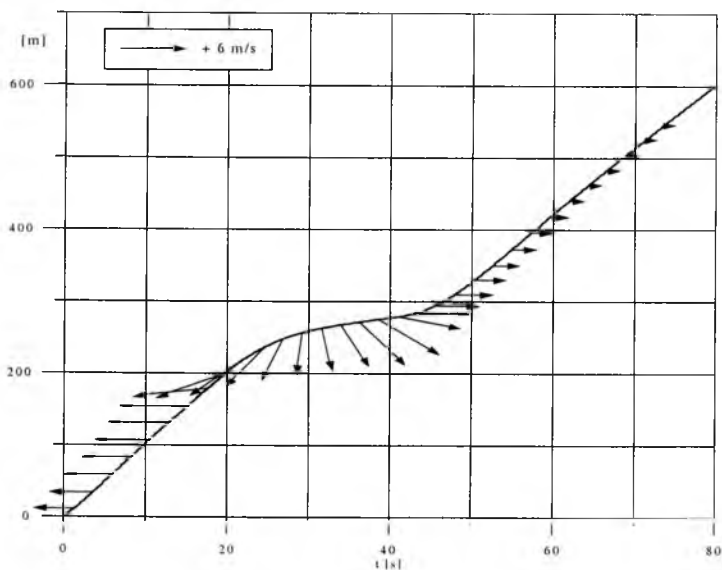
W momencie zaistnienia składowej czołowej wiatru samolot zwalnia (wzrost siły oporu powietrza) względem powietrza (rys. 11). Autopilot kompensuje spadek prędkości zwiększając kąt pochylecia (rys. 6). Tam gdzie pojawia się wiatr pionowy szybko spada kąt pochylecia.. Ciąg silnika wzrasta najbardziej, gdy następuje spadek kąta toru lotu (rys. 4).

Autopilot musi wypracować takie sygnały sterujące, które pozwolą jak najdokładniej trzymać się zadanej trajektorii lotu. Przez 80 s lotu samolot osiąga pułap

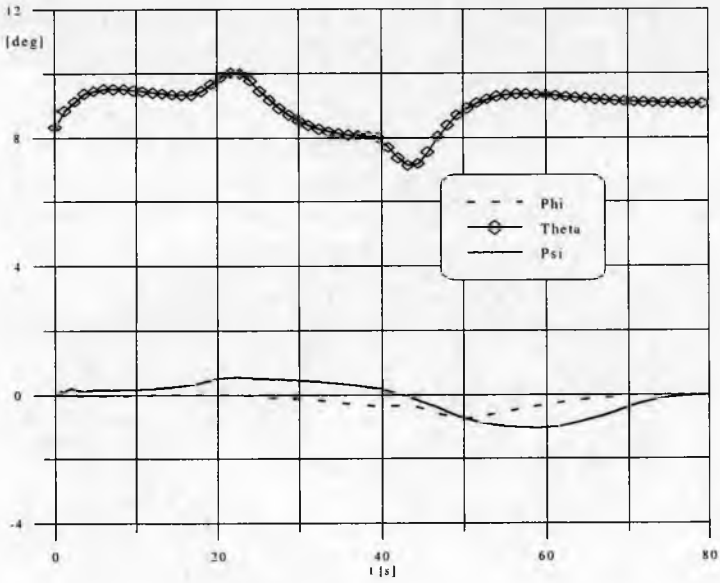
ok. 600 m. Wartości wektora stanu dążą asymptotycznie do wartości zadanych, gdyż wciąż na samolot działa składowa pozioma wiatru (znak ujemny rys. 5 i rys. 12).



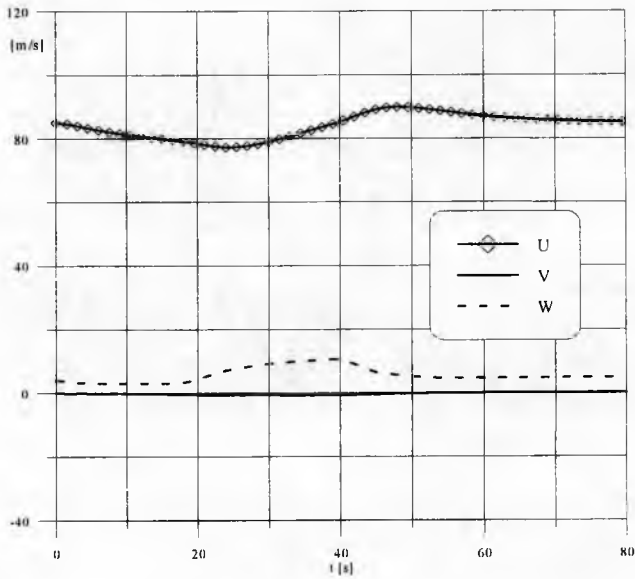
Rys. 4. Zmiany kąta pochylenia, natarcia i kąta toru lotu



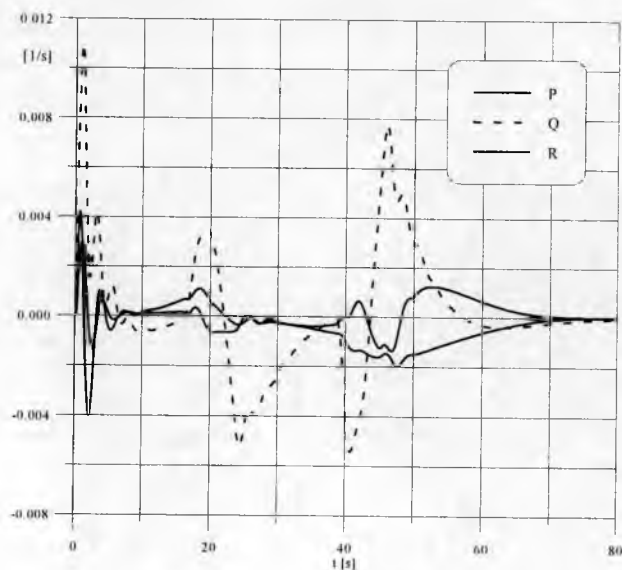
Rys. 5. Zmiana wysokości w czasie i składowe prędkości wiatru wzdłuż trajektorii



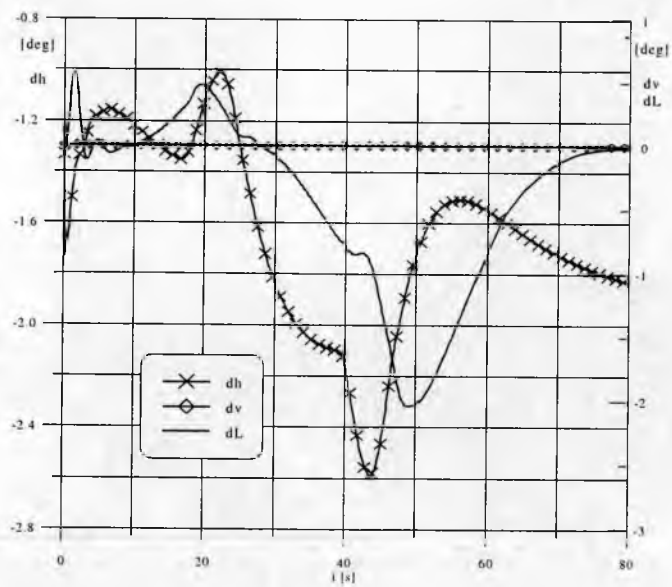
Rys. 6. Przebiegi kątów: pochylenia, odchylenia i przechylenia



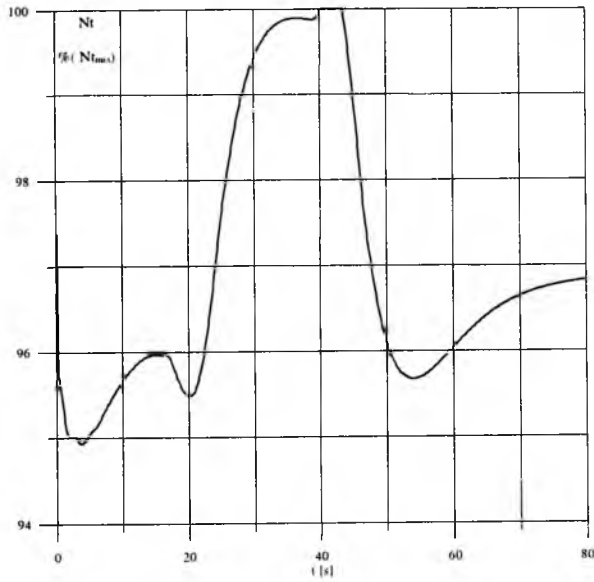
Rys. 7. Składowe prędkości samolotu w układzie samolotowym



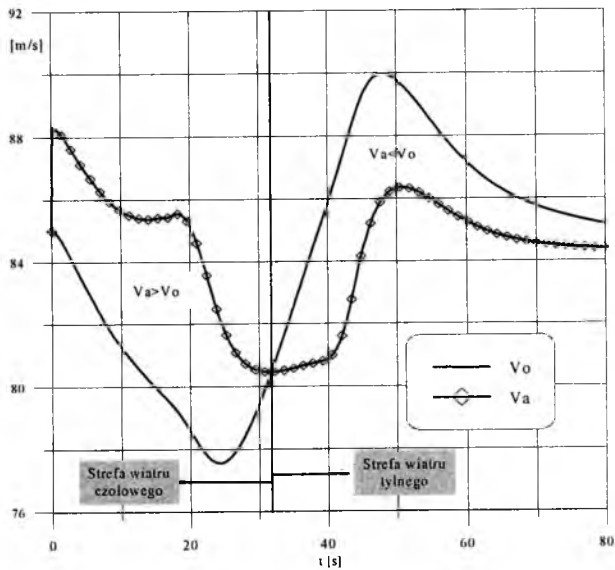
Rys. 8. Składowe prędkości kątowej samolotu: pochylania, przechylania i odchylania



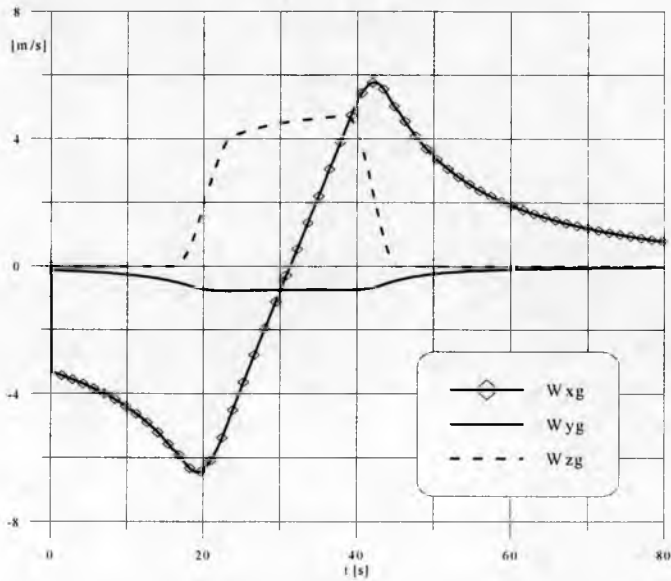
Rys. 9. Wychylenia sterów: kierunku, wysokości i lotek



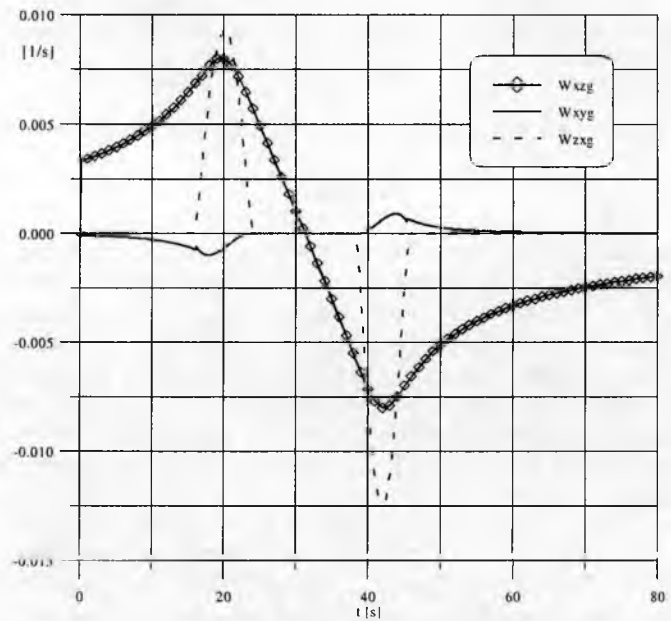
Rys. 10. Zmiana ciągu silników wyrażona w procentach ciągu maksymalnego



Rys. 11. Przebiegi czasowe prędkości lotu i prędkości powietrznej



Rys. 12. Składowe wektora prędkości wiatru w układzie ziemskim



Rys. 13. Zmiany gradientów wiatru w funkcji czasu

Bibliografia

1. Frost W., Ho-Pen Chang, *Aircraft Performance in a JAWS Microburst*, Journal of Aircraft, **22**, 7, 1985, 561-567
2. Bullock C., *Wind Shear Effects on Aircraft Low-Level Shear and Clear-Air Turbulence as Accident Causes*, Interavia., **12**, 1980, 1155-1158
3. Dietenberger M., *Reconstruction of Pan Am New Orleans Accident*, Journal of Aircraft, **22**, 8, 1985, 719-728
4. Ivan M., *A Ring-Vortex Downburst Model for Flight Simulations*, Journal of Aircraft, **23**, 3, 1985, 232-236
5. Jimoh O.P., *Badania symulacyjne reakcji samolotu pasażerskiego w locie przestrzennym po wejściu w zmienny podmuch*, praca doktorska, PW 1992
6. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe PW, Mechanika, **3**, Warszawa 1975
7. Maryniak J., *Modelowanie fizyczne i matematyczne w dynamice obiektów ruchomych*, Zbiór referatów XXVI Sympozjum „Modelowanie w Mechanice”, Gliwice-Kudawa 1987
8. Frost W., *Wind Shear Term in the Equations of Aircraft Motion*, Journal of Aircraft, **21**, 11, 1985, 866-872
9. Goszczyński J.A., Pyrz J., *Wyznaczenie pochodnych aerodynamicznych samolotu I-22 z wykorzystaniem badań tunelowych, ESDU i innych metod obliczeniowych*, sprawozdanie nr 248/SZ – OA/97, Prace Instytut Lotnictwa, Warszawa 1997

Aircraft dynamics in a take-off climb phase with the microburst windshear effect

Summary

Physical and mathematical modelling of the microburst influence on the aircraft behaviour is presented in the paper. Dynamical assumed forces equations of the aircraft motion are derived in an aircraft-fixed coordinate system on the basis of Boltzmann-Hamel equations for the material system with holonomic constraints. The plane is as a 6 degree-of-freedom rigid body. For calculating aerodynamic and moments the quasi-stationary aerodynamics approach was used. The wind shear velocity field is represented by a three-dimensional mathematical model that was developed on the basis of meteorological data to determine spatial distribution of local wind speed components.

The influence of local parameters of the microburst on the equations of object motion was taken into consideration in terms of three instantaneous linear components of wind velocity and three angular equations. The paper presents the analysis of aircraft dynamics in a take-off climb phase. Computations were made for the PZL I-22 „Iryda” as a test aircraft.

DYNAMIKA STEROWANEGO SAMOLOTU W ZAKRĘCIE Z UWZGLĘDNIENIEM WPLYWU WIATRU POZIOMEGO

MICHAŁ CICHON¹
JERZY MARYNIAK²

W pracy przedstawiono uniwersalny model fizyczny i matematyczny przestrzennego ruchu sterowanego samolotu uwzględniający wpływ pola wiatru. Przyjęto czterokanałowy układ automatycznego sterowania lotem, mogący sterować samolotem za pomocą wychyleń wszystkich głównych powierzchni sterowych. Przeprowadzono symulacje numeryczne zakrętu odbywającego się w sposób automatyczny. Uwzględniono oddziaływanie poziomego wiatru atmosferycznego na przestrzenny ruch samolotu. Stały wiatr poziomy względem Ziemi, z punktu widzenia manewrującego samolotu okazuje się wiatrem zmiennym. Wyniki uzyskano w oparciu o własny program napisany w środowisku MATLAB. Praca jest wstępem do podjęcia badań różnych szczególnych przypadków lotu w trudnych warunkach atmosferycznych.

1. Wstęp

Atmosfera ziemską jest skomplikowanym układem dynamicznym. Przez wiele stuleci prowadzono obserwacje zjawisk meteorologicznych i próbowano wyjaśnić ich zagadkową naturę. W starożytnej Grecji wierzono, że wiatr jest podmuchem wydobywającym się z jaskini boga Eola. Grecki filozof Arystoteles (384-322 p.n.e), utrzymywał, że wiatr jest ruchem powietrza powodowanym westchnieniami oddychającej Ziemi.

Przez ponad tysiąc lat w zasadzie nie kwestionowano słuszności tych teorii. Jeszcze w Średniowieczu byli ludzie, którzy wierzyli, że wiatry są powodowane ruchami anielskich skrzydeł [14].

2. Wiatry w atmosferze

Wiatr to ruch powietrza atmosferycznego o przeważającej składowej poziomej względem powierzchni Ziemi, powstały w skutek nierównomiernego rozkładu ciśnienia atmosferycznego na danym poziomie nad powierzchnią Ziemi. Określają go dwa parametry – kierunek oraz prędkość, które ustawicznie się zmieniają podlegając pewnym wahaniom. Przy powierzchni Ziemi najczęściej występuje wiatr o prędkości

¹ mgr inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW, e-mail: michalci@meil.pw.edu.pl

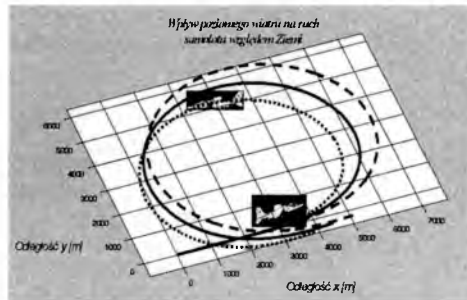
² prof. dr hab. inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW.

kilku m/s, rzadko powyżej 15 m/s, podczas sztormów lub huraganów prędkość wiatru może przekraczać 60-100 m/s.

Najsilniejszy poryw wiatru zanotowano 12 kwietnia 1934 r. na Mount Washington, leżącym w New Hampshire szczycie o wysokości 1910 m n.p.m. Prędkość wiatru wynosiła 373 km/h. Średnia prędkość w ciągu 5 min. sięgała 303 km/h [14].

Silne wiatry stanowią zagrożenie dla drapaczy chmur, wież, mostów itp. Szczególnie niebezpieczne są jednak dla samolotów podczas manewrów z małą prędkością i na małej wysokości.

3. Modelowanie matematyczne pola wiatru



Rys. 1. Wpływ wiatru na ruch samolotu względem Ziemi

Wektory prędkości (liniowych i kątowych) wiatru i samolotu wzajemnie wpływają na powstawanie sił i momentów aerodynamicznych działających na statek powietrzny przez związek (1) i (2). Pokazują one sprzężenie aerodynamiczne między ruchem samolotu i powietrza.

$$\vec{V}_A = \vec{V}_0 - \vec{V}_W \quad (1)$$

$$\vec{\Omega}_A = \vec{\Omega}_0 - \vec{\Omega}_W \quad (2)$$

gdzie:

$\vec{V}_A = [U_A, V_A, W_A]^T$ - wektor prędkości liniowej samolotu względem powietrza,

$\vec{V}_0 = [U, V, W]^T$ - wektor prędkości liniowej samolotu względem Ziemi,

$\vec{V}_W = [U_W, V_W, W_W]^T$ - wektor prędkości liniowej wiatru w układzie samolotowym,

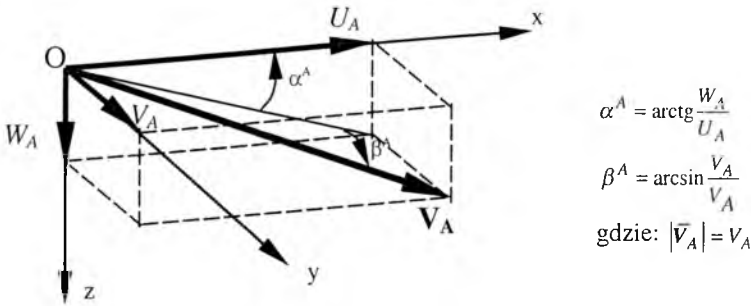
$\vec{\Omega}_A = [P_A, Q_A, R_A]^T$ - wektor prędkości kątowej samolotu względem powietrza,

$\vec{\Omega}_0 = [P, Q, R]^T$ - wektor prędkości kątowej samolotu względem Ziemi,

$\vec{\Omega}_W = [P_W, Q_W, R_W]^T$ - wektor prędkości kątowej wiatru w układzie samolotowym.

Wpływ pola wiatru w równaniach ruchu obiektu latającego uwzględniono więc przez trzy składowe wektora prędkości liniowej wiatru i trzy składowe wektora prędkości kątowej wiatru.

Rozkład \vec{V}_A na osi układu $Oxyz$ wraz z definicją kąta natarcia α^A i ślizgu β^A został przedstawiony na rys. 2 [2].

Rys. 2. Rozkład wektora \vec{V}_A

Związki kinematyczne między składowymi prędkościami liniowej wiatru $W_{x_1}, W_{y_1}, W_{z_1}$ mierzonymi w układzie ziemskim $O_1x_1y_1z_1$ a składowymi prędkościami wiatru U_w, V_w, W_w w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem są następujące:

$$\vec{V}_W = \Delta_V \vec{V}_{Wg} \quad (3)$$

czyli:

$$\begin{bmatrix} U_w \\ V_w \\ W_w \end{bmatrix} = \Delta_V \begin{bmatrix} W_{x_1} \\ W_{y_1} \\ W_{z_1} \end{bmatrix} \quad (4)$$

gdzie:

$\vec{V}_{Wg} = [W_{x_1}, W_{y_1}, W_{z_1}]^T$ - wektor prędkości liniowej wiatru w układzie ziemskim.

Macierz transformacji Δ_V równa się:

$$\Delta_V = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi + & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + & \sin \Phi \cos \Theta \\ -\cos \Phi \sin \Psi & +\cos \Phi \cos \Psi & \\ \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi + & \cos \Phi \cos \Theta \\ +\sin \Phi \sin \Psi & -\sin \Phi \cos \Psi & \end{bmatrix} \quad (5)$$

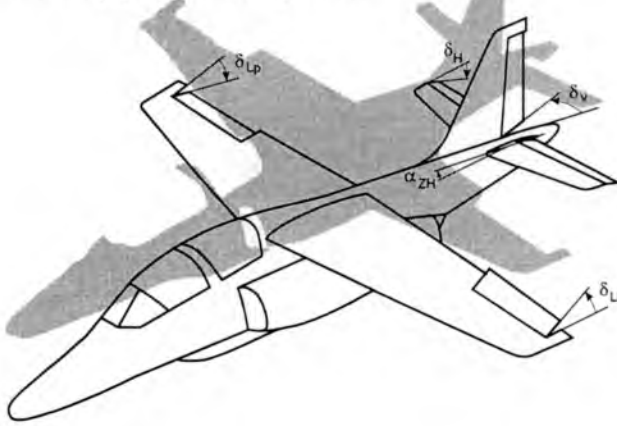
4. Model fizyczny i matematyczny samolotu w polu wiatru

4.1. Założenia

Założenia modelu fizycznego:

- Samolot jest traktowany jako ciało sztywne, o sześciu stopniach swobody, z ruchomymi układami sterowania.
- Sterowanie odbywa się w czterech kanałach (rys. 3) przez wychylenie: steru wysokości δ_H , lotek δ_L , steru kierunku δ_V oraz dźwigni sterowania silnikami δ_T . Możliwa jest zmiana kąta zaklinowania statecznika poziomego α_{ZH} .

- Masa i masowe momenty bezwładności samolotu nie ulegają zmianie w czasie (wydatek paliwa pomijamy ze względu na krótki czas wykonywania manewru).
- Model dynamiki silników jest nieliniowy. Uwzględniane są efekty giroskopowe turbinowych silników odrzutowych. [5]
- Warunki atmosferyczne są zmienne, zgodnie z Międzynarodową Atmosferą Wzorcową.
- Atmosfera jest wietrzna i nie zaburzona (wiatr stacjonarny, brak turbulencji). Pomijamy składowe prędkości kątowej wiatru.



Rys. 3. Dodatnie kierunki wychyleń sterów i lotek

4.2. Równania ruchu

Dynamiczne równania ruchu samolotu wyprowadzono w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem wykorzystując formalizm Boltzmanna-Hamela dla mechanicznych układów o więzach holonomicznych.

Model matematyczny przestrzennego lotu samolotu w konfiguracji gładkiej z uwzględnieniem sterowania i wiatru ma postać:

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & 0 \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & 0 & -S_x & 0 \\ 0 & -S_z & 0 & J_x & 0 & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & 0 & J_y & 0 \\ 0 & S_x & 0 & -J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix}$$

(6)

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & 0 \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & 0 & -S_x & 0 \\ 0 & -S_z & 0 & J_x & 0 & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & 0 & J_y & 0 \\ 0 & S_x & 0 & -J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^s \\ Y^s \\ Z^s \\ L^s \\ M^s \\ N^s \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^T \\ Y^T \\ Z^T \\ L^T \\ M^T \\ N^T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^a \\ Y^a \\ Z^a \\ L^a \\ M^a \\ N^a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^\delta \\ Y^\delta \\ Z^\delta \\ L^\delta \\ M^\delta \\ N^\delta \end{bmatrix}$$

- Związki kinematyczne prędkości kątowych w układzie $Oxyz$:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \mathcal{A}_{\Omega}^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \sec \Theta & \cos \Phi \sec \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (7)$$

gdzie:

$$\sec \Theta = \frac{1}{\cos \Theta} \quad (8)$$

- Związki kinematyczne prędkości liniowych w układzie $O_1x_1y_1z_1$:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{y}_1 \\ \dot{z}_1 \end{bmatrix} = \mathcal{A}_V^{-1} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (9)$$

- Kąty aerodynamiczne z uwzględnieniem ruchu powietrza (rys. 2):

– kąt natarcia:

$$\alpha^A = \arctg \left(\frac{W - W_W}{U - U_W} \right) = \arctg \left(\frac{W_A}{U_A} \right) \quad (10)$$

– kąt ślizgu:

$$\beta^A = \arcsin \left(\frac{V - V_W}{|\bar{V}_0 - \bar{V}_W|} \right) = \arcsin \left(\frac{V_A}{V_A} \right) \quad (11)$$

- Prędkości:

– prędkość wiatru

$$|\bar{V}_W| = V_W = \sqrt{U_W^2 + V_W^2 + W_W^2} \quad (12)$$

– prędkość podróżna:

$$|\bar{V}_0| = V_0 = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2} \quad (13)$$

– prędkość aerodynamiczna:

$$|\bar{V}_A| = V_A = \sqrt{U_A^2 + V_A^2 + W_A^2} \quad (14)$$

lub

$$|\bar{V}_A| = V_A = \sqrt{(U - U_W)^2 + (V - V_W)^2 + (W - W_W)^2} \quad (15)$$

4.3. Dynamika silnika samolotu [5]

- Równanie pochodnej prędkości obrotowej i -tego silnika:

$$\dot{n}_{T_i} = \left(\frac{n_{T_i \max} - n_{T_i}}{\delta_{T_i \max}} \cdot \delta_{T_i} + n_{T_i 0} - n_{T_i} \right) \cdot \frac{1}{T_{iK15}(n_{T_i})} \quad (16)$$

gdzie stała czasowa:

$$T_{iK15}(n_{T_i}) = b_0 + b_1 n_{T_i} + b_2 n_{T_i}^2 \quad (17)$$

- Równanie ciągu i-tego silnika:

$$T_i(n_{T_i}) = a_0 + a_1 n_{T_i} + a_2 n_{T_i}^2 \quad (18)$$

4.4. Prawa sterowania

Przyjęte prawa sterowania autopilota:

- w kanale pochylenia Θ :

$$T_1^H \dot{\delta}_H + \delta_H = K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + K_{\Theta}^H (\Theta - \Theta_z) + \delta_{H0} \quad (19)$$

- w kanale przechylenia Φ :

$$T_1^L \dot{\delta}_L + \delta_L = K_{\Phi}^L (\Phi - \Phi_z) + K_{\Psi}^L (\Psi - \Psi_z) + \delta_{L0} \quad (20)$$

- w kanale odchylenia Ψ :

$$T_1^V \dot{\delta}_V + \delta_V = K_V^V (V_A - V_z) + \delta_{V0} \quad (21)$$

- w kanale prędkości V_0 :

$$T_1^T \dot{\delta}_T + \delta_T = K_U^T (U_A - U_z) + K_{\Theta}^T (\Theta - \Theta_z) + \delta_{T0} \quad (22)$$

Ruch przestrzenny dowolnego statku powietrznego jest więc wynikiem działania wielu czynników. Należą do nich zarówno obciążenia od sterowania, otaczającego środowiska (atmosfera i grawitacja), jak i zespołu napędowego oraz własności samego obiektu (momenty statyczne i bezwładności) [9].

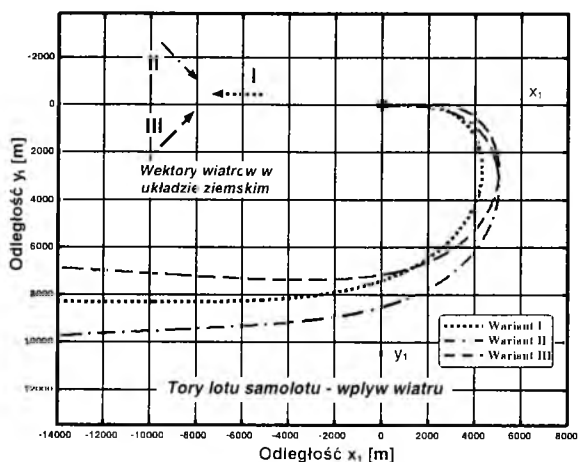
5. Symulacja numeryczna

Model matematyczny, uwzględniający znaczną ilość istotnych czynników opisujących dynamikę samolotu, posłużył do zbudowania modelu cyfrowego. Symulacja została wykonana w oparciu o własny program napisany w środowisku obliczeniowym pakietu MATLAB.

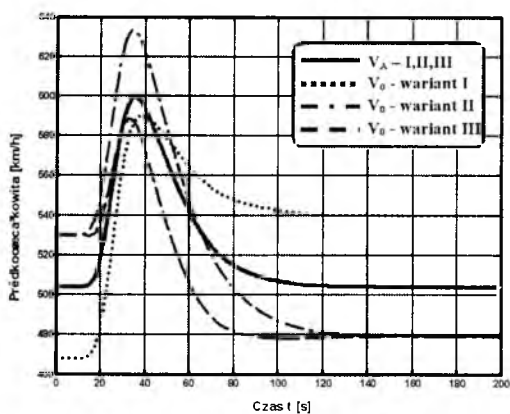
Przeprowadzono symulację dynamiki sterowanego samolotu w zakręcie 180° , podobnie jak w pracach [4, 5], z różnicą że odbywa się on w strumieniu wiatru. Wprowadzony został umiarkowany wiatr poziomy o prędkości równej 10 m/s w różnych kierunkach (rys 4) – trzy warianty.

Parametry początkowe programu i parametry autopilota przyjęto jak w [4, 5].

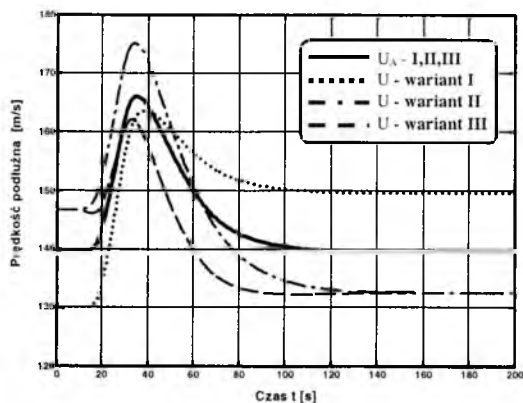
Wybrane parametry lotu przedstawiono na wykresach (rys. 4 ÷ 12).



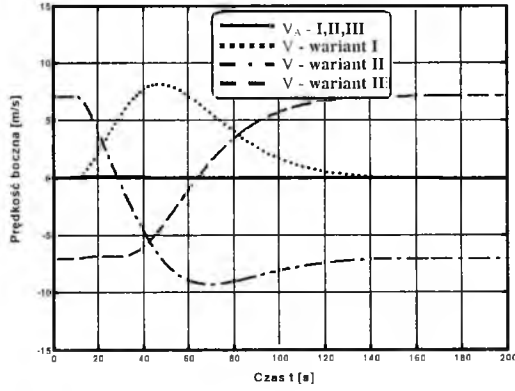
Rys. 4. Zależność $y_1(x_1)$



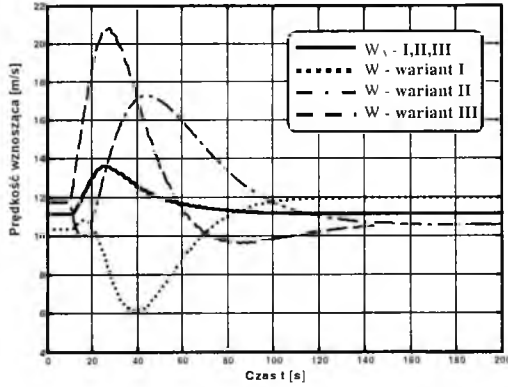
Rys. 5 Zależność $V_A(t)$ i $V_0(t)$



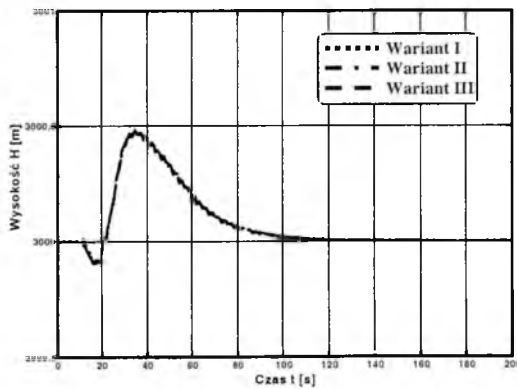
Rys. 6. Zależność $U_A(t)$ i $U(t)$



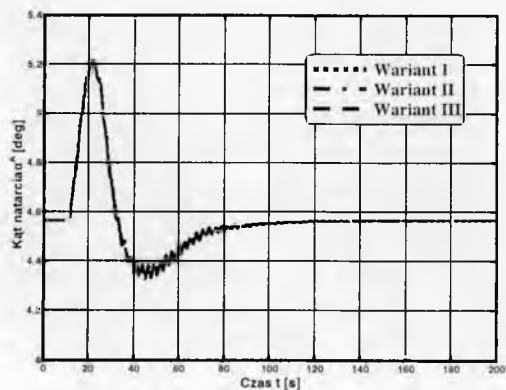
Rys. 7. Zależność $V_A(t)$ i $V(t)$



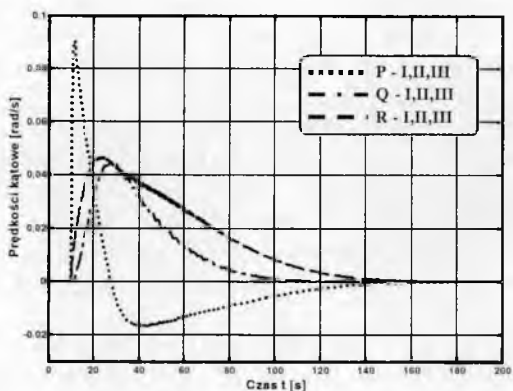
Rys. 8. Zależność $W_A(t)$ i $W(t)$



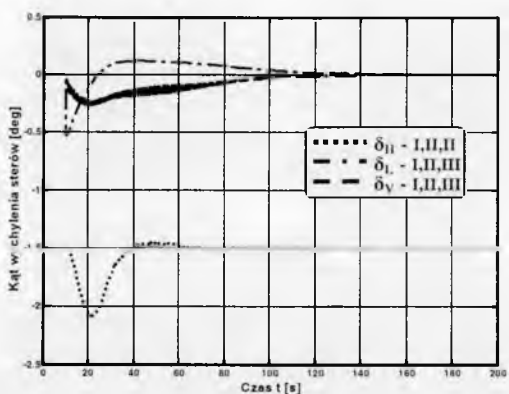
Rys. 9. Zależność $H(t)$



Rys. 10. Zależność $\alpha^A(t)$



Rys. 11. Zależność $P(t)$, $Q(t)$, $R(t)$



Rys. 12. Zależność $\delta_H(t)$, $\delta_L(t)$, $\delta_V(t)$

6. Omówienie wyników

Przeprowadzona symulacja numeryczna, lotu samolotu w zakręcie z uwzględnieniem wiatru, ukazuje różnicę wykonania manewru względem Ziemi w zależności od przyjętego wariantu - kierunku działania wektora wiatru (rys. 4). Może on rozciągać zakręt - wariant II, lub zacieśniać - wariant III.

Wiatr poziomy, w przedstawionych wariantach, nie powoduje zmiany wysokości lotu H (rys. 9), prędkości opływu samolotu V_A, U_A, V_A, W_A (rys. 5 ÷ 8), kątów natarcia α^A (rys. 10) i ślizgu β^A ze względu na sposób sterowania samolotem (względem powietrza) oraz brak podmuchów i łagodny przebieg lotu. Odształca on jedynie tor lotu samolotu względem Ziemi na skutek występujących zdecydowanych różnic w prędkościach V_0, U, V, W (rys. 5 ÷ 8). Pokazuje to, że stały wiatr poziomy względem Ziemi, z punktu widzenia manewrującego samolotu okazuje się wiatrem zmiennym.

7. Wnioski

Pewne zjawiska atmosferyczne mogą być szczególnie niebezpieczne dla samolotów podczas startu, przelotu, zakrętu i lądowania. Dlatego należy badać wpływ wybranych związanych z atmosferą zjawisk na lot samolotu, aby w miarę możliwości nie dopuścić by stały się one przyczyną katastrofy lotniczej.

Proces badania własności dynamicznych obiektu rzeczywistego można przeprowadzić doświadczalnie lub teoretycznie. Badania doświadczalne przeprowadza się na istniejącym obiekcie fizycznym, lub na jego modelu. Badanie teoretyczne wymaga zaś zbudowania odpowiedniego modelu matematycznego.

Model matematyczny umożliwi symulację numeryczną, zaś ta pozwala na analizę dynamiczną obiektów również w zadanych stanach awaryjnych oraz w sytuacjach stwarzających zagrożenie.

Zastosowany w modelowym samolocie autopilot zapewnia założoną dokładność realizacji lotu przy jednoczesnym zapewnieniu jego stabilności. Układ ASL dobrze utrzymuje samolot na zadanej H oraz sprowadza na odpowiedni kurs Ψ i kąt przechylenia Φ .

W dalszym etapie prac można byłoby pokusić się o przeprowadzenie badań sterowanego samolotu w zmiennych warunkach atmosferycznych. Należy mieć na uwadze, iż występujące w praktyce ruchy atmosfery mają składowe prędkości w kierunkach wszystkich trzech osi układu związanego z samolotem, przy czym wartości tej prędkości ulegają zmianie w czasie. Porywisty wiatr nie tylko wpływa na prędkości liniowe ale również i na prędkości kątowe samolotu, zmieniając je niezależnie od woli pilota, czemu musi on przeciwdziałać odpowiednimi sterami [13].

Bibliografia

1. Abłamowicz A., *Loty w trudnych warunkach atmosferycznych – IFR, Szkolenie samolotowe*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982
2. Bociek S., Gruszecki J., *Układy sterowania automatycznego samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999

3. Cheda W., Malski M., *Techniczny poradnik lotniczy – Płatowce*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1981
4. Cichoń M., Maryniak J., *Automatic control of an aircraft flying a turn*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 4, **38**, Warsaw 2000, 929-945
5. Cichoń M., Maryniak J., Sterowanie samolotem w zakręcie z uwzględnieniem efektów giroskopowych turbinowych silników odrzutowych, Raport z Projektu Badawczego KBN nr 9T12C 018 13, Warszawa, lipiec 2000, Str. 124-135, „Dynamika, modelowanie i symulacja sterowanych automatycznie i przez operatora obiektów ruchomych z zastosowaniem w projektowaniu środków transportu i symulatorów”
6. Cichoń M., Maryniak J., *Dynamika sterowanego samolotu w manewrze przestrzennym*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej nr 186, Mechanika z. 56, Awionika t. 1, Rzeszów 2001, 45-54
7. Domicz J., Szutowski L., *Podręcznik pilota samolotowego*, Wydawca Technika, Poznań 1998
8. Frost W., Bowles R.L., *Wind shear terms in the equations of aircraft motion*, Journal of Aircraft, **21**, 11, 866-872, 1985
9. Goszczyński J.A., Goetzendorf-Grabowski T., Maryniak J., Michalski W., Pietrucha J., *Identyfikacja parametrów ruchu samolotu – ocena możliwości*, Materiały VIII Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa 1998, 153-165
10. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe, Mechanika, **32**, Wydawnictwa PW, Warszawa 1975
11. Maryniak J., *Ogólny model symulacji samolotu*, Sprawozdanie nr 141/85, Sprawozdanie Zespołu Naukowo-Badawczego Dynamiki Obiektów Ruchomych, ITLiMS, Wydz. MEiL PW, Warszawa 1985
12. Mrozek B., Mrozek Z., *Matlab 5.x Simulink 2.x*, Wydawnictwo PLJ, Warszawa 1998
13. Pazio A., *Zasady pilotażu szybowcowego*, Aeroklub Polski, Kielce 1994
14. Sorbjan Z., *Meteorologia dla każdego*, Prószyński i S-ka, Warszawa 2001
15. Zalewski A., Cegiela R., *Matlab – obliczenia numeryczne i ich zastosowania*, PWN, Poznań 1996

Dynamics of a guided aircraft in turn, with the effect of horizontal wind included

Summary

A general physical and mathematical model of a 3D guided aircraft motion has been presented in the paper. The model applied allows for estimation of the influence a horizontal wind exerts upon dynamics of the guided aircraft in turn. The four-channel autopilot has been assumed, which has controlled the flight by means of deflection of all principal control surfaces, i.e., elevator, rudder, ailerons and engines in the speed channel.

Numerical simulations of different turns in a windy atmosphere have been performed for comparison purposes. The simulation has revealed differences in executing turns, proving the wind effect, which is considerable especially when executing manoeuvres relative the earth. That, very simple at the first glance, case shows, however, that the wind horizontal relative to the earth, for the aircraft occurs to be a baffling wind. The results have been obtained by means of a program written by the Authors, using the MATLAB package. The work done creates a starting point for investigation of different flight cases under heavy weather conditions (HWC).

Rozdział VI

***Niekonwencjonalne
systemy sterowania***

BADANIE WRAŻLIWOŚCI STRUKTURALNEJ MODELU RUCHU ORNITOPTERA STEROWANEGO

Maciej Lasek¹⁾
Józef Pietrucha²⁾
Krzysztof Sibilski³⁾
Maria Złocka⁴⁾

W pracy zaproponowano badanie skuteczności sterowania stabilizującego ruch płaski ornitoptera. Ornitopter modelowano jako zespół dwóch skrzydeł i steru wysokości, przy czym nie uwzględniano ich sprężystości. Przyjęto, że ruchy skrzydeł można traktować jako złożenie wahań i przekręceń. W przyjętym modelu sterowanie ruchem odbywa się za pomocą kąta wychylenia steru wysokości i amplitudy kąta przekręcenia skrzydła. Sterowanie zsyntetyzowane zostało wyznaczone na podstawie nieliniowej dynamiki odwrotnej.

1. Wstęp

Pomiary przeprowadzone w tunelach aerodynamicznych wskazują wyraźnie [1], że lot z ruchomymi (machającymi) skrzydłami jest bardziej ekonomiczny niż lot przy zastosowaniu skrzydeł konwencjonalnych lub wirników nośnych. Kłopoty przy projektowaniu tzw. MAV-ów (ang. *Micro Air Vehicles*), czyli mikrosamolotów, wzmogły podpatrywanie Natury jako fabryki patentów. Zrozumienie dynamiki lotu ptaków i owadów ma bowiem bardzo duże znaczenie przy budowie ornitoptera. Przez *ornitopter* będziemy rozumieli mały obiekt latający (o masie rzędu kilkuset gramów najwyżej i rozpiętości do 50 cm) zbudowany przez człowieka, ale oparty na zasadzie lotu stworzeń żywych. Ornitopter jest zatem MAV-em, ale ze skrzydłami machającymi.

Lot ustalony ornitopterów w takim sensie jak dla samolotów nie występuje, ponieważ istnieje stałe okresowe zaburzenie ruchu ornitoptera. Już pierwsze próby wykazały, że ornitoptery są mało odporne na wiatry i ulewy. Trzeba przy tym pamiętać, że tradycyjne metody analizy stateczności i sterowności opierają się na założeniu, że płat nośny znajduje się w jednorodnym strumieniu powietrza, że jego kształt nie jest skomplikowany, że kadłub może być wyraźnie odseparowany od płata i usterzenia. Dla

1 Dr inż., Politechnika Warszawska, e-mail: mlas@poczta.onet.pl

2 Dr inż. Politechnika Warszawska, e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

3 Dr hab. inż. Politechnika Radomska, e-mail: sibilski@hotmail.pl

4 Dr inż. Politechnika Warszawska, e-mail: mzlocka@meil.pw.edu.pl

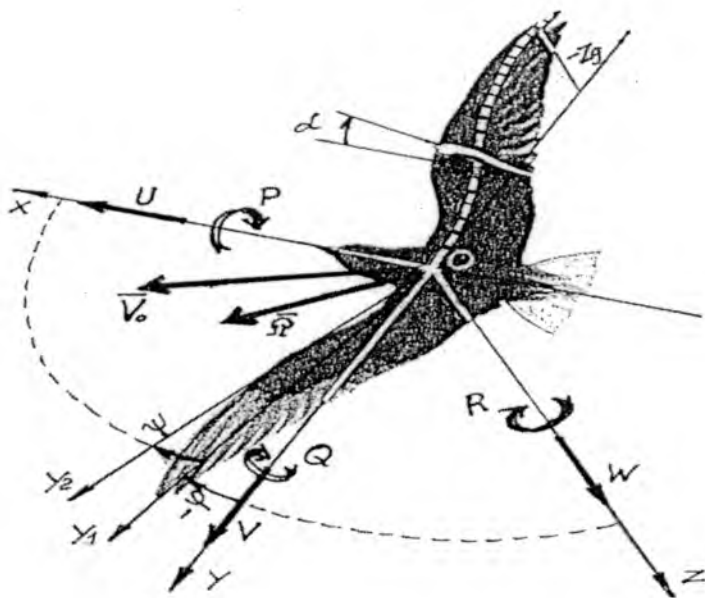
konstrukcji niekonwencjonalnych, do jakich niewątpliwie należą ornitoptery, założenia te nie są spełnione i dlatego potrzebne jest inne podejście.

Siła ciągu ornitopterów jest wytwarzana przez ruchome płaty nośne. Bardzo ważnym problemem staje się zatem stabilizacja ruchu. Sterowanie usztywniające jest utrudnione przez brak na skrzydłach niektórych typowych powierzchni sterujących takich jak lotki. W przypadku płatów nośnych można jedynie wpływać na ruch przez zmianę amplitud oraz częstości wahań i przekręceń skrzydeł, od których zależą lokalne kąty natarcia, a zatem także siła ciągu ornitoptera. W prezentowanej pracy zakłada się, że skrzydła wykonują ruchy wahające i przekręcające. Poważny kłopot sprawia postać tych równań, gdyż jest ona silnie nieliniowa.

Celem referatu jest przedstawienie zagadnienia wrażliwości strukturalnej modelu matematycznego, które pojawia się wówczas, gdy poszukiwane jest zsyntetyzowane prawo sterowania na podstawie modelu nieliniowego.

2. Model ornitopera sterowanego

Do opisu ruchu przestrzennego ornitoptera proponujemy wykorzystać te same układy współrzędnych, które stosuje się w mechanice lotu samolotów (rys. 1 wg [2]).



Rys. 1. Układ współrzędnych $Oxyz$ związany z obiektem

Przy budowie modelu do symulacji numerycznej lotu ornitoptera przyjęto następujące założenia: ruchy skrzydeł mikrosamolotu można rozłożyć na wahania i przekręcania; każde skrzydło jest traktowane jako ciało sztywne obracające się wokół

wspólnej osi; siły aerodynamiczne wytwarzane przez skrzydła zmieniają się okresowo; struktury wirowe są generowane tylko przez krawędzie spływu; kształt śladu wirowego jest wyznaczany w trakcie obliczeń za pomocą metody kroków czasowych.

Równania ruchu odniesione do układu $Oxyz$ związanego z ornitopterem (rys. 1) mają postać [3, 4]:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} + QW) + \dot{Q}S_z - Q^2S_x + Q\dot{S}_z &= \frac{1}{2}\rho V_0^2 SC_x(C_L(\alpha, \mathbf{u}), C_D(\alpha, \mathbf{u})) - mg \sin \theta \\
 m(\dot{W} - QQ) - \dot{Q}S_x - Q^2S_z - Q\dot{S}_z &= \frac{1}{2}\rho V_0^2 SC_z(C_L(\alpha, \mathbf{u}), C_D(\alpha, \mathbf{u})) + mg \cos \theta \quad (1) \\
 (J_y + J_y^R + J_y^L)\dot{Q} + (S_z + S_z^S)\dot{U} - (S_x + S_x^S)\dot{W} + \dot{S}_z^S U + S_x U Q + S_z W Q + (J_y^R + J_y^L)Q &= \\
 = \frac{1}{2}\rho V_0^2 Sc C_m(C_L(\alpha, \mathbf{u}), C_D(\alpha, \mathbf{u}), C_{m0}, \alpha) - mg x_c \cos \theta - mg z_c \cos \theta + \delta(J_{xy}^L - J_{xy}^R) + \\
 -\dot{\gamma}(J_y^R + J_y^L) + (\dot{\delta})^2 \left(-\frac{\partial J_{xy}^R}{\partial \delta} + \frac{\partial J_{xy}^L}{\partial \delta}\right) - \dot{\gamma}\delta \left(\frac{\partial J_y^R}{\partial \delta} + \frac{\partial J_y^L}{\partial \delta}\right) \\
 \frac{dh}{dt} &= U \sin \theta - W \cos \theta
 \end{aligned}$$

gdzie: α - kąt natarcia; U, W - składowe prędkości ornitoptera; Q - prędkość kątowna; θ - kąt pochylenia; h - wysokość lotu; δ - kąt machania skrzydłami; γ - kąt przekręcania skrzydeł; S_x, S_z - momenty statyczne ornitoptera bez skrzydeł; S_x^S, S_z^S - momenty statyczne skrzydeł ornitoptera; J_y, J_y^R, J_y^L - momenty bezwładności ornitoptera bez skrzydeł i momenty bezwładności skrzydeł. Zakładamy, że:

$$\begin{aligned}
 \dot{S}_z^S &= m_s \eta_s \delta_0 \omega \cos \delta \cos(\omega t) \quad ; \quad \dot{S}_x^S = 0 \\
 j_y^R &= \frac{\partial J_y^R}{\partial \delta} \dot{\delta} \quad ; \\
 \delta &= \delta_0 \sin(\omega t) \quad ; \quad \gamma = \gamma_0 \sin(\omega t + \lambda)
 \end{aligned} \quad (2)$$

gdzie: η_s - położenie środka masy skrzydła wzdłuż rozpiętości; ω - częstość ruchów skrzydeł względem kadłuba, λ - przesunięcie fazowe między ruchami.

Siły aerodynamiczne wyznaczone zgodnie z założeniami modelu odniesione do przyjętych osi są nieliniowymi funkcjami prędkości lotu, kąta natarcia α , kąta przekręcania γ , kąta machania δ i ich prędkości.

W pracy dodatkowo założono, że siły aerodynamiczne dla ruchu zaburzonego można przedstawić w postaci

$$C_L = C_{L_s}(\alpha, \gamma) + C_{L_H}(\alpha) \delta_H + C_{L_Q}(\alpha, \gamma) Q \quad (3)$$

gdzie: C_L - siła nośna; C_D - opór aerodynamiczny; C_{m0} - moment względem 1/4 cięciwy przykadłubowej; δ_H - kąt wychylenia steru wysokości. Należy podkreślić, że siły te są

nadal nieliniowe zarówno ze względu na wektor stanu $x = [U, W, Q, \theta, h]^T$, jak i wektor sterowania $u = [\delta_H, \gamma]^T$.

Ponieważ proponowana w nin. pracy metoda wyznaczania sterowania wymaga przedstawienia układu równań ruchu w postaci normalnej, liniowo zależnej od wektora sterowania, tzn. w postaci

$$\dot{x} = F(x) + G(x)u \quad (4)$$

więc musimy wprowadzić dodatkowe założenia upraszczające. W równaniu (4) $x(t)$ oznacza wektor stanu o wymiarze n , natomiast $u(t)$ - wektor sterowania o wymiarze $m \leq n$. Te dodatkowe założenia polegają na tym, że zaniedbujemy zarówno okresowe zmiany momentów bezwładności, jak i położenia środka masy ornitoptera. Przyjmujemy również liniową zależność sił aerodynamicznych od kąta przekręcenia skrzydeł. Okresowe zmiany tych sił mogą być niestety źródłem zaburzeń, które zdestabilizują lot. Ustatecznienie ruchu o zadanych parametrach lotu ornitoptera jest między innymi celem pracy.

3. Elementy nieliniowej dynamiki odwrotnej

Wyznaczenie nieliniowego prawa sterowania przeprowadzono na podstawie metod *nieliniowej dynamiki odwrotnej* (NDO) [5]. Podstawową ideą NDO jest przekształcenie za pomocą transformacji algebraicznej układu nieliniowego na układ liniowy (w pełni lub częściowo), co umożliwi już stosowanie dobrze rozwiniętych metod klasycznej teorii sterowania. Standardowa technika linearyzacji przedstawia się następująco: założymy, że naszym celem jest zapewnienie warunku

$$y(t) := y_z(t) \quad (5)$$

gdzie $y(t)$ jest m -wymiarowym wektorem wyjścia w równaniu wyjścia

$$y = h(x) \quad (6)$$

natomiast $y_z(t)$ jest trajektorią zadaną. Mamy zatem do czynienia z *zagadnieniem nadążania*. Jego rozwiązanie polega na tym, że każde wyjście y_i różniczkujemy tyle razy aż pojawi się sterowanie. Otrzymamy wówczas równanie

$$y^{(r_j)} = N(x) + D(x)u \quad (7)$$

gdzie macierz $N(x)$ dana jest wzorem

$$N(x) = [L_F^{r_j} h_j(x)] \quad (8)$$

natomiast macierz D o wymiarach $m \times m$ nazywa się *macierzą rozprzegającą* i ma postać

$$D = \begin{bmatrix} L_{G_1} L_F^{r_1-1} h_1 & \dots & L_{G_m} L_F^{r_1-1} h_1 \\ \dots & \dots & \dots \\ L_{G_1} L_F^{r_m-1} h_m & \dots & L_{G_m} L_F^{r_m-1} h_m \end{bmatrix} \quad (9)$$

Symbole typu $L_F h$ pojawiające się w wyrażeniach (8) i (9) oznaczają tzw. *pochothane Liego* [5, 6]. Definicja formalna jest następująca: niech $h : \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}$ będzie funkcją gładką, a $F : \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^n$ - gładkim polem wektorowym na \mathbf{R}^n . Wówczas pochodna Liego funkcji h względem pola F jest polem wektorowym zdefiniowanym wzorem

$$L_F h(x) = \sum_{i=1}^n \frac{\partial h}{\partial x_i} F_i \quad (10)$$

Tak więc pochodna Liego jest po prostu pochodną funkcji h w kierunku wektora F . Ponieważ pochodne wyższych rzędów pojawiają się w macierzy (9), więc ważna jest następująca własność rekurencyjna

$$L_F^k h(x) = \frac{\partial(L_F^{k-1})}{\partial x} F(x), \quad L_F^0 h(x) = h(x) \quad (11)$$

Zauważmy, że rząd najwyższy wynosi $r_m - 1$, gdzie r_m oznacza tzw. *stopień względności* - pojęcie kluczowe w zagadnieniu wrażliwości strukturalnej. Mówi się, że układ opisany modelem (4) i (6) ma wektorowy stopień względności (r_1, \dots, r_m) w punkcie x_0 , jeśli istnieje takie otoczenie tego punktu, że zachodzą następujące warunki:

$$1) \quad L_{G_i} L_F^k h_j(x) = 0 \quad \text{dla} \quad 0 \leq k \leq r_i - 1 \quad (1 \leq i, j \leq m) \quad (12)$$

$$2) \quad \det D(x) \neq 0 \quad (13)$$

Całkowity stopień względności układu zdefiniowany jest wzorem

$$\sum_{j=1}^m r_j = r \quad (14)$$

Proces sterowania będzie realizowany, gdy stopień względności $r = n$. W przypadku, gdy $r < n$, powodzenie sterowania zależy będzie od tzw. *dynamiki wewnętrznej* [6], która wiąże się ściśle z niemierzalnymi współrzędnymi wektora stanu.

Jeżeli teraz zażądamy, aby

$$y^{(r_j)} = v \quad (15)$$

gdzie v dobiera się na podstawie (5), to układ (4) będzie rozprzężony za pomocą sprzężenia zwrotnego w postaci

$$u = D^{-1}(x)[v - N(x)] \quad (16)$$

które zrealizuje postulat (5). Na ogół v dobiera się w postaci

$$v = P_0 y_z - \sum_{j=0}^{r-1} P_j y^{(j)} \quad (17)$$

gdzie indeks j oznacza j -tą pochodną wektora wyjścia, natomiast P_j są stałymi macierzami o wymiarach $m \times m$, przyjmowanymi arbitralnie (zob. np. [7, 8]).

4. Sterowanie ruchem płaskim ornitoptera

Poszukiwane w pracy sterowanie ruchem ornitoptera ma na celu zapewnić stateczny lot na stałej wysokości i ze stałą prędkością. W przypadku, gdy sterowanie odbywa się tylko za pomocą steru wysokości, ruch może być stabilizowany jedynie ze względu na jedną współrzędną wektora wyjścia y .

Jak podkreślono w p. 3, zastosowanie metod nieliniowej dynamiki odwrotnej wymaga przekształcenia układu (1) do równania (4); w zapisie symbolicznym przybierze ono postać

$$\begin{aligned}\dot{U} &= f_1(U, W, Q, \Theta) + f_{1\delta_H} \delta_H \\ \dot{W} &= f_2(U, W, Q, \Theta) + f_{2\delta_H} \delta_H \\ \dot{Q} &= f_3(U, W, Q, \Theta) + f_{3\delta_H} \delta_H \\ \dot{h} &= U \sin \Theta - W \cos \Theta\end{aligned}\quad (18)$$

W przypadku, gdy wektorem wyjścia jest $y=[Q]$ do układu równań (18) należy dołączyć równanie $\dot{y} = \dot{Q}$, z którego zostanie wyznaczone prawo sterowania.

W przypadku, gdy wektor sterowania u ma w rozważanym ruchu dwie współrzędne (w nin. pracy są to kąt wychylenia steru wysokości δ_H i kąt przekręcenia skrzydeł γ), mogą być stabilizowane dwie współrzędne wektora wyjścia y . Oznacza to, że struktura modelu sterowanego ruchu ornitoptera będzie zależała od wyboru współrzędnych wektora wyjścia. Po przyjęciu wektora wyjścia jako $y = [h, Q]$ model sterowanego ruchu ornitoptera przebierze następującą postać:

$$\begin{aligned}\dot{U} &= f_1(U, W, Q, \Theta) + f_{1\delta_H} \delta_H + f_{1\gamma} \gamma \\ \dot{W} &= f_2(U, W, Q, \Theta) + f_{2\delta_H} \delta_H + f_{2\gamma} \gamma \\ \dot{Q} &= f_3(U, W, Q, \Theta) + f_{3\delta_H} \delta_H + f_{3\gamma} \gamma \\ \dot{h} &= U \sin \Theta - W \cos \Theta\end{aligned}\quad (19)$$

Do układu (19) należy dołączyć zróżniczkowane współrzędne wektora wyjścia. Zgodnie z metodologią **NDO** różniczkowanie przeprowadza się aż do chwili otrzymania liniowej zależności układu od wektora sterowania. Dla przyjętego wektora wyjścia $y = [h, Q]$ współrzędną y_1 należy zróżniczkować dwukrotnie, a y_2 - jednokrotnie. W wyniku tych zabiegów otrzymuje się układ równań dodatkowych

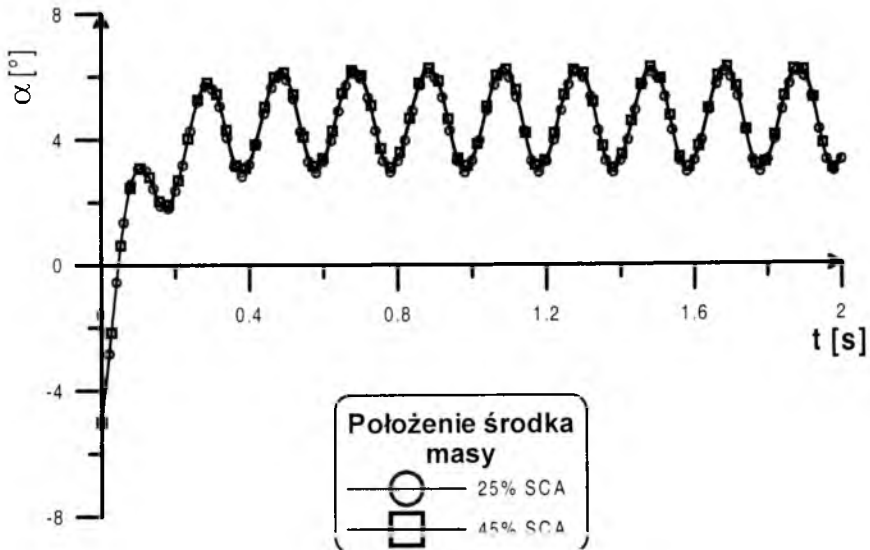
$$\dot{y}_1 = \dot{h}, \quad \ddot{y}_1 = \dot{U} \sin \Theta + \dot{Q}(U \cos \Theta + W \sin \Theta) - \dot{W} \cos \Theta, \quad \dot{y}_2 = \dot{Q} \quad (20)$$

Po podstawieniu do układu (20) równań (19) uzyskuje się układ ze względu na współrzędne wektora sterowania $\mathbf{u} = [\delta_H, \gamma]^T$. Rozwiązanie tego układu umożliwia już wyznaczenie prawa sterowania ze wzoru (16).

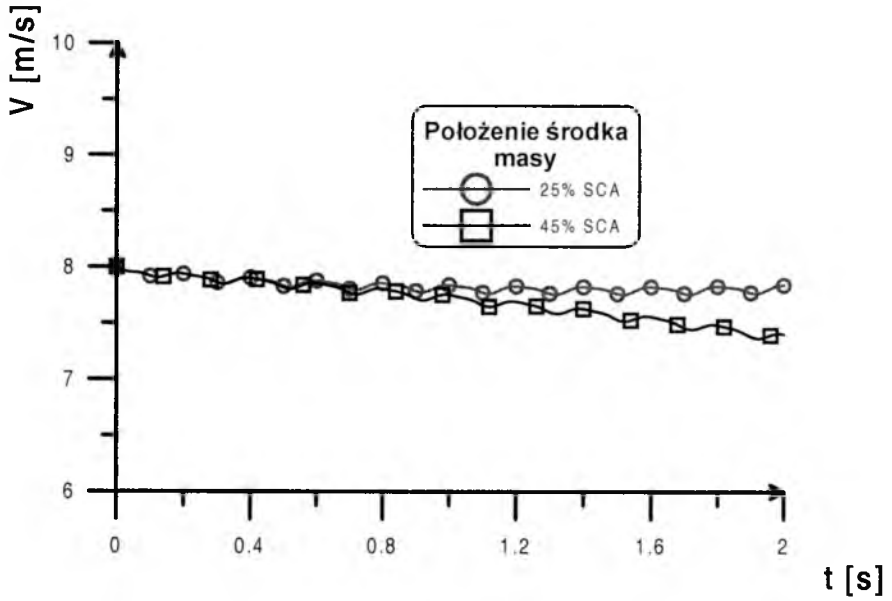
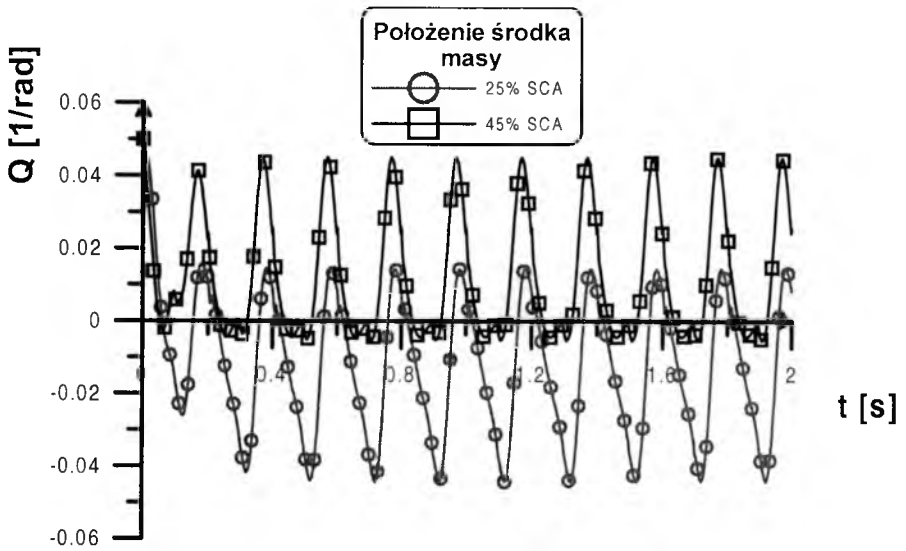
5. Wyniki symulacji ruchu ornitoptera

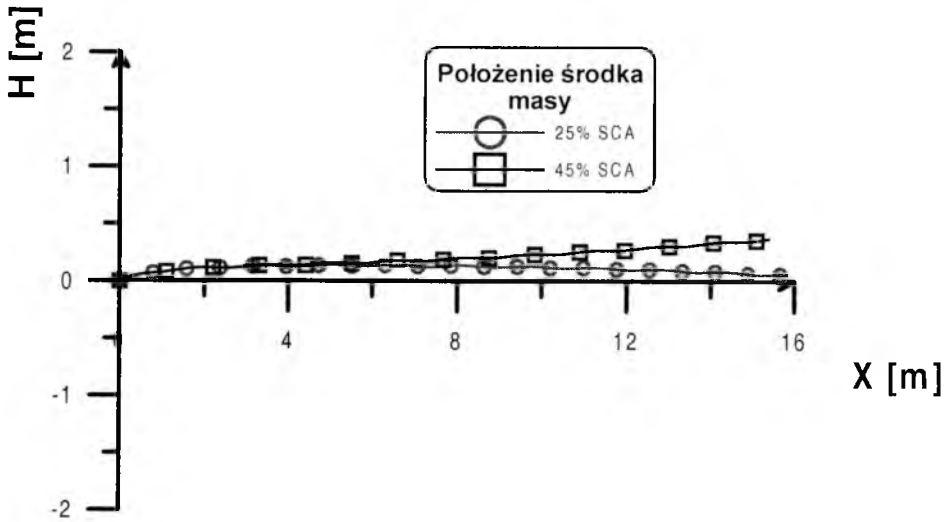
W pracy przedstawiono przykłady najprostszej stabilizacji ruchu ornitoptera sterem wysokości ze względu na kątową prędkość pochylania Q . Obliczenia wykonano dla dwóch przypadków położenia środka ciężkości: w 25% średniej ciężkości aerodynamicznej (SCA) i w 45% SCA. Przebieg kąta natarcia α (rys. 2) jest prawie taki sam dla obu położań środka ciężkości.

W pierwszym przypadku sterowanie stabilizujące sterem wysokości jest wystarczające. Prędkość lotu (rys. 3) i wysokość (rys. 5) nie zmieniają się. W drugim przypadku, dla położenia środka ciężkości w 45% SCA sterowanie sterem wysokości (rys. 6) ze względu na kątową prędkość przechylenia Q (rys. 4) nie jest wystarczające. Zmienia się prędkość, a wraz z nią wysokość lotu. Potwierdza to konieczność potraktowania kąta przekręcenia skrzydeł jako współrzędnej wektora sterowania. Skuteczność stabilizacji zależy od wrażliwości strukturalnej modelu (zob. [9,10] ruchu w zależności od przyjętej postaci wektora wyjścia.

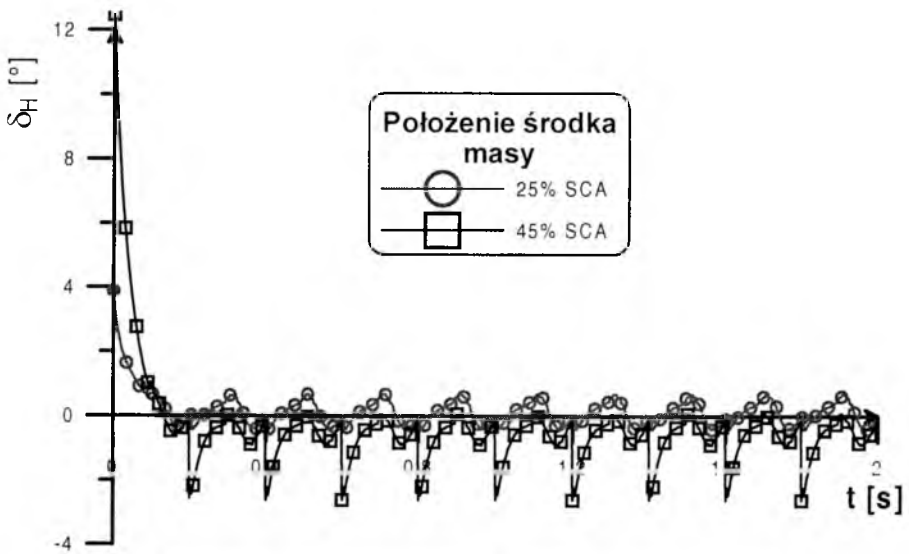


Rys. 2. Symulacja ruchu ornitoptera. Zmiany kąta natarcia α

Rys. 3. Symulacja ruchu ornitoptera. Zmiany prędkości lotu V Rys. 4. Symulacja ruchu ornitoptera. Zmiany prędkości kątowej pochylenia Q



Rys. 5. Symulacja ruchu ornitoptera. Zmiany wysokości h w funkcji odległości



Rys. 6. Symulacja ruchu ornitoptera. Wychylenie steru wysokości δ_H

5. Podsumowanie

Otrzymane wyniki symulacji potwierdzają konieczność potraktowania kąta przekręcenia skrzydeł jako współrzędnej wektora sterowania. Przy wyborze wektora wyjścia należy kierować się stopniem względności; im jest on większy, tym sterowanie jest skuteczniejsze. Ponieważ stopień względności zależy od wymiaru wektora stanu, więc skuteczność stabilizacji zależna będzie od wrażliwości strukturalnej modelu ruchu ornitoptera ze względu na wybór wektora wyjścia. Wyznaczenie praw sterowania dla różnych par współrzędnych wektora wyjścia umożliwi wyznaczenie tej wrażliwości i dobranie odpowiedniej funkcji zmiany kąta przekręcenia. W pracy wrażliwość wyznaczano poprzez symulację numeryczną. W dalszych badaniach należałoby zastosować podejście umożliwiające badanie tendencji zmian (np. [11]).

Bibliografia

1. Shyy W., Berg M., Ljungqvist D., *Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles*, Progress in Aerospace Sciences, **35**, 455-505, 1999
2. Maryniak J., *Modelowanie matematyczne dynamiki odkształcalnego wahającego skrzydła*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Technicznej PŚL, **18**, 2002
3. Marusak A., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Mathematical modelling of flying animals as aerial robots*, Proceedings of 7th IEEE Inter. Conf. on MMAR-2000, (Ed. R. Kaszyński), 427-432
4. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Analogies between rotary and flapping wings from control theory point of view*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit, Montreal, Canada, Paper 2001-4002, 1-11
5. Isidori A., *Nonlinear Control Systems: An Introduction*, Springer-Verlag, 1989 (Sec. edition)
6. Slotine J. J. E., Li W., *Applied Nonlinear Control*, Prentice-Hall Inter., 1991 (Sec. edition)
7. Lane S.H., Stengel R.F., *Flight control design using Nonlinear Inverse Dynamics*, *Automatica*, **2**, 4, 471-483, 1988
8. Gao C., Hess R.A., *Inverse simulation of large-amplitude aircraft maneuvers*, J. of Guidance, Control & Dynamics, **16**, 4, 733-737, 1993
9. Pietrucha J., Złocka M., *Wrażliwość strukturalna modelu ruchu sterowanego czynnika samolotu*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Technicznej PŚL, **2**, 189-192, 1966
10. Złocka M., *Numerical analysis of the sensitivity of aircraft flight control at high of attack*, Proceedings of 4th Inter. Seminar on RRDPAE-2000, (Ed. Z. Goraj), Part II, 225-230
11. Pietrucha J., *Modelowanie i modyfikacja właściwości dynamicznych układów aeromechanicznych*, Prace Naukowe PW (przygotowywane do druku)

Investigation into structural sensitivity of an ornithopter controlled motion**Summary**

The effectiveness of stabilizing control an ornithopter plane motion is studied in the paper. The ornithopter is modeled as a set of two wings and rudder, their flexibility was not taken into account. In the paper the flapping and feathering motions of wings are assumed. In the proposed model the motion control is performed by means of the rudder deflection and feathering angle amplitude. The synthesis of control has been performed on the basis of nonlinear inverse dynamics.

*Pracę wykonano w ramach grantu nr 9 T12C 004 18
finansowanego przez KBN*

MODELOWANIE I SYMULACJA LOTU MIKROSAMOLOTU ZE SKRZYDŁAMI MACHAJĄCYMI

MACIEJ LASEK¹
JÓZEF PIETRUCHA²
KRZYSZTOF SIBILSKI³
MARIA ZŁOCKA⁴

Zbudowano oprogramowanie przeznaczone do symulacji *robotów latających*, zwanych *mikrosamolotami* lub *animalopterami*. Symulator lotu animalopterów składa się z kilku modułów, które przeznaczone są do opisu: aerodynamiki skrzydeł, ruchu kadłuba i algorytmów sterowania. Przy budowie modelu symulacyjnego przyjęto następujące założenia: ruchy skrzydeł mikrosamolotu można rozłożyć na wahania i przekręcania; każde skrzydło jest traktowane jako ciało sztywne obracające się wokół wspólnej osi; siły aerodynamiczne wytwarzane przez skrzydła zmieniają się okresowo; struktury wirowe są generowane tylko przez krawędzie splotu; kształt śladu wirowego jest wyznaczany w trakcie obliczeń za pomocą metody kroków czasowych. Do wyznaczenia nieustalonego pola opływu wokół animaloptera zastosowano zmodyfikowaną metodę pasową i zmodyfikowaną metodę panelową. Zaprezentowano wstępne wyniki symulacji ruchu animaloptera.

1. Wprowadzenie

Lot machający mikrosamolotów (znanych także pod nazwą animaloptery lub roboty latające [5]) jest nie tylko fascynującym sposobem poruszania się, ale także szansą na wykonywanie manewrów nieosiągalnych dla samolotów, a nawet śmigłowców. Aby uzyskać zadowalające wyjaśnienie osobliwości lotu obiektów żywych, trzeba koniecznie stworzyć adekwatne modele fizyczne, matematyczne i informatyczne. Kluczem do tego jest zrozumienie jakim sposobem złożony ruch skrzydłami stworzeń latających generuje siły aerodynamiczne. Jak dotąd bardzo mało wiadomo o dynamice lotu i osiąгах robotów latających. Na dobrą sprawę można wymienić tylko jedną pracę, w której ... symulowano kinematykę i dynamikę skrzydeł machających [8]. W pracy tej Smith wprowadził sformułował równanie ruchu w postaci II zasady Newtona dla ćmy, ale przedstawił tylko wyniki symulacji aerodynamiki.

1 Dr inż. Politechnika Warszawska, e-mail: mlas@poczta.onet.pl

2 Dr inż. Politechnika Warszawska, e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

3 Dr hab. inż. Politechnika Radomska, e-mail: sibilski@hotmail.pl

4 Dr inż. Politechnika Warszawska, e-mail: mzlocka@meil.pw.edu.pl

Spośród wielu metod wyznaczania obciążeń aerodynamicznych na skrzydłach animalopterów (przez co rozumiemy obiekty zbudowane przez człowieka, ale latające jak stworzenia naturalne: ptaki owady i nietoperze), których krytyczne omówienie można znaleźć w pracy [6], metodą wiodącą staje się metoda panelowa. Jest to metoda stosunkowo nowa, nawet na gruncie klasycznych statków powietrznych [2], natomiast dla obiektów biologicznych ciągle ma znamiona nowości [4, 8].

Wydaje się nam jednak, że jeszcze nie w pełni wykorzystano możliwości metody pasowej. Podjęto więc próbę zmodyfikowania klasycznej metody pasowej poprzez wkomponowanie nieliniowych charakterystyk profilu, uwzględnienie niestacjonarności opływu i zjawiska przeciagnięcia dynamicznego. Uwzględniono także lokalną zmianę kąta natarcia profilu spowodowaną wirami generowanymi przez sąsiednie pasma. Te możliwości czynią zmodyfikowaną metodę pasową niezwykle pożytecznym narzędziem w procesie tworzenia algorytmów numerycznej symulacji stanów lotu żywych obiektów latających. Starano się przy tym opracować sposób wyznaczenia obciążeń aerodynamicznych działających na obiekt traktowany jako całość (a nie jak w tradycyjnym podejściu do mechaniki lotu samolotu jako zbiór oddzielnych elementów jak powierzchnie nośne, sterowe czy kadłub).

Ponieważ opracowane metody mogą być zastosowane także dla innych stworzeń żywych (mamy na myśli owady, nietoperze, a nawet ryby i delfiny), więc dla zachowania uniwersalności podejścia będziemy posługiwali się niekiedy pojęciem *obiektu*, a nie *animaloptera*, choć ten właśnie obiekt jest głównym przedmiotem naszych badań.

2. Model matematyczny ruchu animaloptera

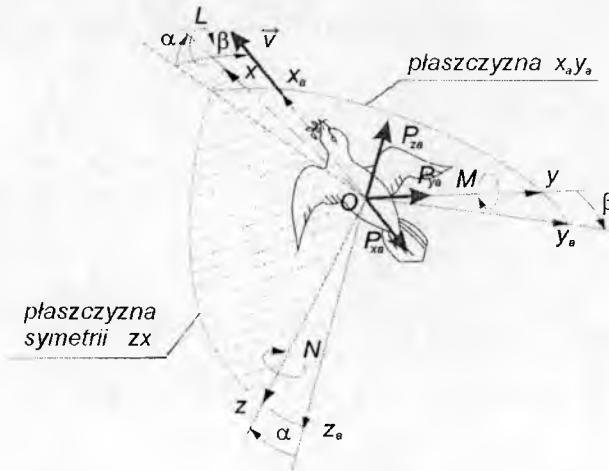
Do opisu ruchu przestrzennego animalopterów proponujemy wykorzystać te same układy współrzędnych, które stosuje się w mechanice lotu samolotów (zob. rys. 1). Z tego powodu nie przytaczamy tutaj skomplikowanych związków kinematycznych, które w tym miejscu tylko zaciemniałyby obraz sytuacji. Warto jednak zwrócić uwagę na to, że w mechanice lotu ptaków stosuje się terminologię wzbogaconą z mechaniki lotu śmigłowców, a mianowicie: machanie (ang. *flapping*), odchylenie (ang. *lagging*) i przekręcanie (ang. *feathering*).

Równania ruchu animaloptera zostały wyprowadzone na podstawie zasad zmiany pędu i krętu dla dowolnego punktu

$$\frac{\delta \Pi}{\delta t} + \Omega \times \Pi = F + G \quad (1)$$

$$\frac{\delta K_0}{\delta t} + \Omega \times K_0 + V_0 \times \Pi = M_0 \quad (2)$$

gdzie: pęd animaloptera $\Pi = m(V_0 + \Omega \times r_C)$; wektor prędkości katowej $\Omega = [P, Q, R]^T$ w układzie $Oxyz$ (rys. 1); $F = [F_x, F_y, F_z]^T$ – wektor sił aerodynamicznych; G – wektor sił zewnętrznych; V_0 – prędkość początku układu współrzędnych $Oxyz$.



Rys. 1. Układ odniesienia związany z opływem

Po przeprowadzeniu operacji występujących w równaniach (1) i (2) otrzymujemy następujące równania ruchu animaloptera:

$$m\dot{V} + m(J_{\Omega}r_C + J_{\Omega}r_C + J_{\Omega}V + J_{\Omega}J_{\Omega}r_C) = F + G \quad (3)$$

$$J_S^w V + J_B^R \Omega^R + J_B^L \Omega^L + J_S \dot{V} + J_B \Omega + J_S^w \dot{V} + J_B^R \Omega^R + J_B^L \Omega^L + J_{\Omega} J_S V + J_{\Omega} J_B \Omega + J_{\Omega} J_S V + J_{\Omega} J_B^R \Omega^R + J_{\Omega} J_B^L \Omega^L = r_C \times G \quad (4)$$

gdzie:

$$J_{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix}, \quad J_S = \begin{bmatrix} 0 & -S_z & S_y \\ S_z & 0 & -S_x \\ -S_y & S_x & 0 \end{bmatrix}, \quad \Omega^R = \begin{bmatrix} P - \delta \\ Q + \gamma \\ R \end{bmatrix}, \quad \Omega^L = \begin{bmatrix} P + \delta \\ Q + \gamma \\ R \end{bmatrix} \quad (5)$$

S_x, S_y, S_z – momenty statyczne animaloptera bez skrzydeł; J_S^w - macierz momentów statycznych skrzydeł animaloptera; J_B - moment bezwładności animaloptera bez skrzydeł; J_B^R, J_B^L - momenty bezwładności skrzydła prawego i lewego, odpowiednio;

$$\begin{aligned} \delta &= \delta_0 \sin(\omega t) & \dot{\delta} &= \delta_0 \omega \cos(\omega t) \\ \gamma &= \gamma_0 \sin(\omega t + \lambda) & \dot{\gamma} &= \gamma_0 \omega \cos(\omega t + \lambda) \end{aligned} \quad (6)$$

przy czym: γ - kąt przekręcania skrzydeł; δ - kąt machania skrzydłami; ω - częstość ruchu skrzydeł; λ - przesunięcie fazowe między machaniem i przekręcaniem.

Jak od dawna wiadomo zasadniczą trudnością przy wszelkich badaniach obiektów latających jest aerodynamika. Z tego powodu znaczna część pracy jest poświęcona temu zagadnieniu. Zaproponowano dwa sposoby wyznaczania obciążeń aerodynamicznych działających na skrzydła machające: zmodyfikowaną metodę pasową [7] i zmodyfikowaną metodę panelową [1].

Prędkość indukowaną V_i można obliczyć na podstawie prawa Biota-Savarta

$$V_i(y) = -\frac{\Gamma(y)}{4\pi r_1} (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2) - \frac{\Gamma(y)}{4\pi r_2} (\cos \varphi_3 + \cos \varphi_4) \quad (8)$$

gdzie r_1 i r_2 – odpowiednio odległość lewego i prawego wiru związanego od punktu A (w którym liczona jest prędkość indukowana).

Po odpowiednich przekształceniach wzór (8) można przedstawić w postaci

$$V_i(y) = -\frac{\Gamma(y)k_n(y)}{\cos \chi} \left(\frac{1}{2\pi\chi_k(y)} - \frac{2}{\frac{\partial C_z}{\partial \alpha} c_A(y)} \right) \quad (9)$$

gdzie

$$k_n(y) = \frac{1}{2} \left(\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2 + \frac{\cos \varphi_3 + \cos \varphi_4}{1 + \frac{2y}{x_k(y)} \operatorname{tg} \chi} \right) \quad (10)$$

Numeryczny etap realizacji metody zaczyna się od podziału skrzydła animaloptera na „j” pasów (każdy z nich o długości $\Delta b = b/j$). Powierzchnia pasa wynosi ΔS_j . Po rozwiązaniu trójkątów prędkości ABC, ACD i AED (rys. 3) za pomocą twierdzenia sinusów i kosinusów otrzymuje się wzory na kąt natarcia i wartość prędkości. Zmianę kąta natarcia spowodowaną prędkością indukowaną oblicza się ze wzoru (7). Prędkość całkowita wynosi

$$V_{0j} = \sqrt{V_0^2 + V_i^2} \quad (11)$$

Wszystkie prędkości, kąty, siły i momenty dla każdego z przekrojów są wyznaczone w przekroju przechodzącym przez środek pasa. Wektor prędkości punktu A pokrywającego się z 25% cięciwy można obliczyć ze wzoru

$$V_{\Omega j} = \Omega_k \times r_{Aj} = \begin{vmatrix} \vec{i} & \vec{j} & \vec{k} \\ P & Q & R \\ x_{Aj} & y_{Aj} & z_{Aj} \end{vmatrix} \quad (12)$$

przy czym r_A jest wektorem łączącym środek masy animaloptera z punktem A bieżącego przekroju skrzydła. Pojawienie się prędkości kątowej pochylenia Q powoduje zmienny rozkład prędkości (prostopadłej do cięciwy aerodynamicznej) wzdłuż cięciwy. Średnia wartość tej prędkości wyniesie

$$V_{zqr} = \frac{1}{4 c_{A_j}} Q c_{A_j} \quad (13)$$

Na podstawie wzorów (12) i (13) składowe wektora prędkości V_{Ω} na kierunek równoległy i prostopadły do cięciwy aerodynamicznej przybierają postać

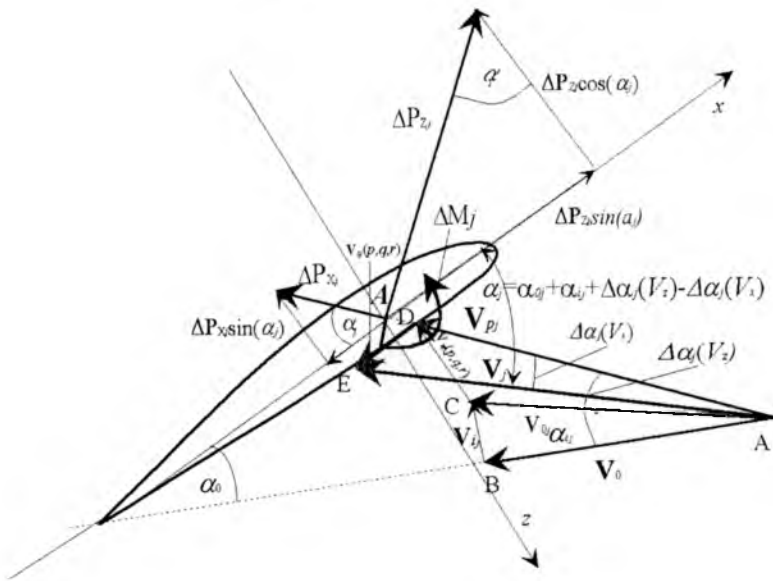
$$\begin{aligned}
 V_{x_j}(P, Q, R) &= Q z_{A_j} - R y_{A_j} \\
 V_{y_j}(P, Q, R) &= R x_{A_j} - P z_{A_j} \\
 V_{z_j}(P, Q, R) &= P y_{A_j} - Q x_{A_j} + 0.25 Q c_{A_j}
 \end{aligned}
 \tag{14}$$

Przyrost kąta natarcia na profilu skrzydła spowodowany prędkością wywołaną prędkością kątową animaloptera można obliczyć na podstawie rys. 3. W trójkącie ACD kąt CAD jest równy $\alpha_j(P)$, kąt ADC jest równy $90^\circ - \alpha_j$ zaś kąt DCA wynosi $90^\circ + \alpha_0 + \alpha_j$. Wartość sumy wektorów prędkości V_{0j} i składowej prędkości V_{0j} na oś Az można obliczyć z twierdzenia cosinusów:

$$V_{0j} = \sqrt{(P y_{A_j} - Q x_{A_j} + 0.25 Q c_{A_j})^2 + V_{0j}^2 + (P y_{A_j} - Q x_{A_j} + 0.25 Q c_{A_j}) V_{0j} \sin(\alpha_0 + \alpha_j)}
 \tag{15}$$

Kąt natarcia indukowany prędkością kątową przechylenia P i Q można obliczyć z twierdzenia sinusów:

$$\Delta\alpha_j(V_z) = \arcsin\left\{\frac{1}{V_{0j}}(P y_{A_j} - Q x_{A_j} + 0.25 Q c_{A_j}) \cos(\alpha_0 + \alpha_{ij})\right\}
 \tag{16}$$



Rys. 3. Przyrost kąta natarcia na profilu skrzydła

W przypadku pojawienia się prędkości kątowej odchylenia R wypadkową prędkość i kąt natarcia indukowany przez tę prędkość oblicza się z trójkąta AED. W tym trójkącie kąt DAE jest równy $\Delta\alpha_j(V_x)$, kąt EDA jest równy $180^\circ - [\alpha_{ij} + \alpha_j(p)]$ i wobec tego mamy

$$V_j = \sqrt{V_{0j}^2 + (Q z_{A_j} - R y_{A_j})^2 + V_{0j} (Q z_{A_j} - R y_{A_j}) \cos(\alpha_{ij} + \Delta\alpha_j(V_x))}
 \tag{17}$$

Wartość kąta natarcia indukowanego prędkością kątową r i q jest wyznaczana z twierdzenia sinusów

$$\Delta\alpha_j(V_x) = \arcsin\left(\frac{1}{V_j}(Q z_{Aj} - R y_{Aj}) \cos(\alpha_{ij} + \Delta\alpha_j(V_z))\right) \quad (18)$$

Kąt natarcia j -tego pasa przekroju skrzydła animaloptera poruszającego się z prędkością V_0 , obracającego się wokół środka masy z prędkościami kątowymi P , Q i R , przy znanym rozkładzie wzdłuż rozpiętości cyrkulacji $\Gamma = f(y)$ dany jest zależnością

$$\alpha_j = \alpha_0 + \Delta\varphi_s + \alpha_{ij} + \Delta\alpha_j(V_z) - \Delta\alpha_j(V_x) \quad (19)$$

Dla takiego kąta natarcia wyznaczane są współczynniki aerodynamiczne C_{Zj} , C_{Xj} i C_{mj} na podstawie nieliniowych charakterystyk aerodynamicznych. Następnie można obliczyć (na przykład korzystając z modelu ONERA [9]) niestacjonarne charakterystyki aerodynamiczne profilu w zakresie głębokiego przeciągnięcia dynamicznego, uwzględniając w ten sposób histerezę współczynników aerodynamicznych. Obciążenia te są wyznaczane ze wzorów:

$$\begin{cases} \Delta P_{Xj} = \frac{1}{2} \rho S_j V_j^2 C_{Xj} \\ \Delta P_{Zj} = \frac{1}{2} \rho \Delta S_j V_j^2 C_{Zj} \end{cases} \quad (20)$$

Po zrzutowaniu sił (20) na osie układu Axz (zob. rys. 3) otrzymujemy

$$\begin{cases} \Delta X_j = \Delta P_{Zj} \sin \alpha_j - \Delta P_{Xj} \cos \alpha_j \\ \Delta Z_j = -\Delta P_{Zj} \cos \alpha_j - \Delta P_{Xj} \sin \alpha_j \end{cases} \quad (21)$$

Moment przechylający j -tego paska można obliczyć ze wzoru

$$\Delta L_j = -\frac{1}{2} \rho V_j^2 (\Delta C_{Zj} \cos \alpha_j + \Delta C_{Xj} \sin \alpha_j) \Delta S_j y_j \quad (22)$$

Podobnie można obliczyć moment pochylający:

$$\Delta M_j = \frac{1}{2} \rho V_j^2 \Delta C_m \Delta S_j c_{Aj} - \frac{1}{2} \rho V_j^2 (\Delta C_{Zj} \cos \alpha_j + \Delta C_{Xj} \sin \alpha_j) \Delta S_j l_{xj} \quad (23)$$

przy czym l_{xj} jest odległością między środkiem aerodynamicznym przekroju i środkiem masy animaloptera.

Moment odchylający wytwarzany przez j -ty pas skrzydła

$$\Delta N_j = -\frac{1}{2} \rho V_j^2 (\Delta C_{Zj} \sin \alpha_j - \Delta C_{Xj} \cos \alpha_j) \Delta S_j y_j \quad (24)$$

Całkowita wartość siły i momentu aerodynamicznego będzie równa sumie sił i momentów działających na poszczególne pasy

$$\begin{cases} \Delta P_{Xaj} = \Delta P_{Zj} \sin \alpha_0 - \Delta P_{Xj} \cos \alpha_0 \\ \Delta P_{Xaj} = -\Delta P_{Zj} \cos \alpha_0 - \Delta P_{Xj} \sin \alpha_0 \end{cases} \quad (25)$$

Wartość wypadkowej siły nośnej obliczana jest ze wzoru

$$P_{Za} = \left(\sum_j \Delta P_{Zaj} \right)_{\text{lewe skrzydło}} + \left(\sum_j \Delta P_{Zaj} \right)_{\text{prawe skrzydło}} \quad (26)$$

W podobny sposób są obliczana jest siła oporu oraz momenty, np.

$$L_c = \left(\sum_j \Delta L_j \right)_{\text{lewe skrzydło}} + \left(\sum_j \Delta L_j \right)_{\text{prawe skrzydło}} \quad (27)$$

4. Zmodyfikowana metoda panelowa

Przy założeniu, że powietrze jest nieściśliwe i nielepkie, jego ruch "rządzony" jest przez równanie Laplace'a

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (28)$$

gdzie ϕ jest potencjałem prędkości. Należy podkreślić, że ruch ten opisany jest w układzie inercyjnym (X, Y, Z) . Podstawowy warunek brzegowy dla równania (28) ma postać

$$(\nabla \phi + \mathbf{v}) \mathbf{n} = 0 \quad (29)$$

gdzie $-\mathbf{v}$ jest prędkością punktu na powierzchni, a $\mathbf{n} = \mathbf{n}(X, Y, Z, t)$ jest wektorem normalnym do powierzchni ruchomej, oglądanej z układu inercyjnego. Drugi warunek brzegowy ma postać klasyczną i stanowi żądanie zanikania ruchu daleko od animaloptera

$$\lim_{|\mathbf{R} - \mathbf{R}_0| \rightarrow \infty} \nabla \phi = 0 \quad (30)$$

gdzie $\mathbf{R} = [X, Y, Z]^T$.

Po rozwiązaniu równania (28) rozkład ciśnienia można już wyznaczyć z równania Bernoulliego

$$\frac{p_\infty - p}{\rho} = \frac{\partial \phi}{\partial t} - \frac{1}{2} (V_\infty - V)^2 \quad (31)$$

gdzie „ ∞ ” oznacza wartość odpowiednich wielkości w przepływie niezaburzonym.

Aby jednak rozwiązać równanie (28) należy wprerw ustalić granice obszaru, w którym zachodzi ruch. W przypadku trójwymiarowym, granicami tymi są: powierzchnia obiektu, powierzchnie śladów wirowych oraz powierzchnia otaczająca obiekt i płyn. Dodatkowo konieczne jest uzupełnienie założeń o warunek na śladzie wirowym, tj. warunek zerowego skoku ciśnienia przy przejściu przez powierzchnię śladu oraz uzupełniający warunek Kutty-Żukowskiego, który musi być spełniony na krawędzi spływu.

Idea metody panelowej polega na wykorzystaniu III tożsamości Greena. Z matematycznego punktu widzenia tożsamość ta służy do przejścia z całkowania w pewnym obszarze do całkowania po powierzchni tego obszaru, co prowadzi do

całkowego równania brzegowego. Po wprowadzeniu osobliwości typu źródeł i dipoli można otrzymać następujące równanie

$$4\pi\phi(P) = - \int_{S_b} \left(\sigma \left(\frac{\perp}{r} \right) - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\perp}{r} \right) \right) dS + \int_{S_w} \left(\mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\perp}{r} \right) \right) dS + \phi_{\infty}(P) \quad (32)$$

gdzie $\phi(P)$ jest wartością potencjału prędkości w danym punkcie, S_b oznacza powierzchnię obiektu, S_w – powierzchnię śladu, natomiast μ oraz σ oznaczają natężenie dipola i źródła, odpowiednio, zdefiniowane jako:

$$\mu = \phi_i - \phi, \quad \sigma = \frac{\partial \mu}{\partial n} \quad (33)$$

Po przestrzennym zróżniczkowaniu równania (32) otrzymuje się równania prędkości w punkcie P .

Ponieważ rozwiązanie (32) nie jest jednoznaczne, zatem konieczne jest przyjęcie założenia dotyczącego rozkładu powierzchniowego osobliwości. Możliwe są następujące warianty:

- 1) pomija się obecność źródeł ($\sigma=0$), co oznacza, że rozważa się opływ wokół powierzchni nieskończenie cienkich;
- 2) pomija się obecność dipoli ($\mu=0$) co oznacza, że rozważa się bryły nienośne o skończonej grubości;
- 3) narzuca się arbitralny rozkład natężeń źródłowości, co oznacza, że rozważa się bryły o skończonej grubości z uwzględnieniem ich nośności.

Rozwiązaniem równania Laplace'a jest ciągły rozkład osobliwości na powierzchni ciała i śladu wirowego. Możliwe jest przybliżenie tego rozkładu poprzez podzielenie powierzchni na dyskretne elementy powierzchniowe (*panele*), na których zakłada się postać funkcji rozkładu natężeń osobliwości (stałe lub zmienne) W opracowaniu przyjęto stałe natężenia osobliwości. Przy takich założeniach równanie (32) przybiera postać

$$\sum_{k=1}^{N_b} \int_{S_{\mu}^k} \mu \mathbf{n} \cdot \nabla \left(\frac{\perp}{r} \right) dS + \sum_{l=1}^{N_w} \int_{S_{\mu}^l} \mu \mathbf{n} \cdot \nabla \left(\frac{\perp}{r} \right) dS - \sum_{k=1}^{N_b} \int_{S_{\sigma}^k} \sigma \nabla \left(\frac{\perp}{r} \right) dS = 4\pi(\phi(P) - \phi_i) \quad (34)$$

Do obliczenia natężeń osobliwości na śladzie wykorzystuje się ich powiązanie z osobliwościami na obiekcie za pomocą warunku Kutty-Żukowskiego na krawędziach spływu. Umożliwia to zredukowanie liczby niewiadomych i liczby równań do liczby paneli na obiekcie.

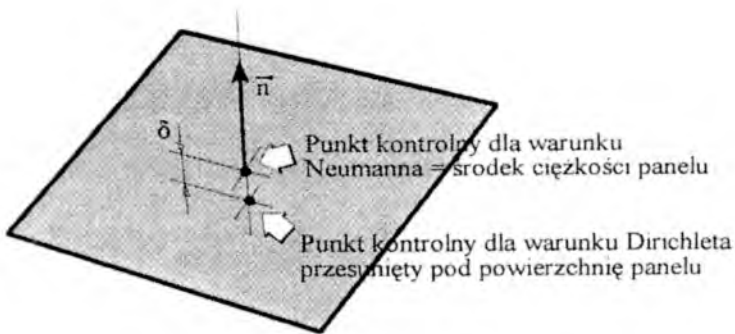
Przy wykorzystaniu założenia o stałym rozkładzie natężenia osobliwości na paneli, całki występujące w równaniu (34) można sprowadzić do postaci funkcji zależnych od geometrii elementu powierzchniowego i natężenia osobliwości (noszą one nazwę *współczynników wpływu paneli w punkcie P*).

Równanie (34) można zapisać dla N paneli i N punktów kontrolnych (rys. 4). Po uzupełnieniu otrzymanego układu równań o warunki brzegowe (również w liczbie N) otrzymuje się układ liniowych równań algebraicznych, które można już stosunkowo prosto rozwiązać numerycznie metodami standardowymi. W popularnym zapisie skróconym układ ten ma postać

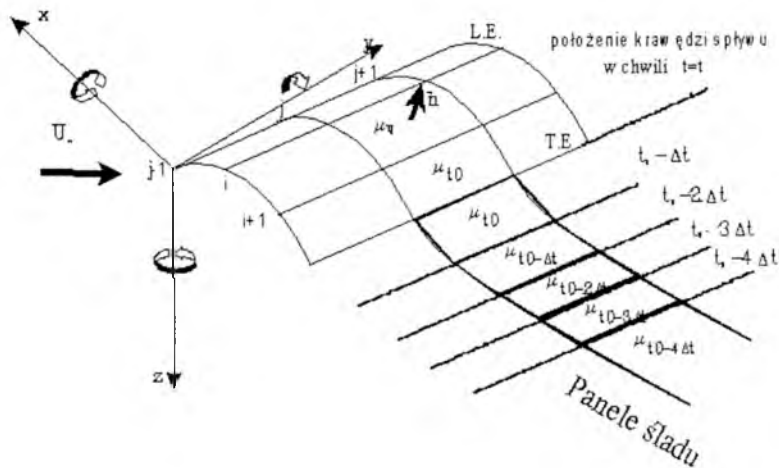
$$A \mu = RHS \quad (35)$$

gdzie: A – dana macierz współczynników wpływu; μ – wektor niewiadomych natężeń dipoli; RHS – dany wektor prawych stron (zob. [3]).

Aby przystosować opisaną metodę do zagadnień związanych z nieustalonym ruchem obiektu, należy wzbogacić ją o technikę znaną w literaturze pod nazwą *time-stepping* [2]. Polega ona na tym, że dla każdego kroku czasowego $t_{i+1} = t_i + \Delta t$, następuje przesunięcie obliczanego obiektu zgodnie z kierunkiem wektora chwilowej prędkości liniowej i obrót zgodnie z chwilową prędkością kątową w położenie końcowe.



Rys. 4. Definicja położenia punktów kontrolnych



Rys. 5. Schemat modelowania nieustalonego śladu wirowego metodą *time-stepping*

Ślad wirowy związany z obiektem w poprzedniej chwili czasowej t_i , pozostaje w poprzednim położeniu, natomiast na krawędzi spływu tworzone jest nowe pasmo śladu łączące poruszający się obiekt ze śladem wirowym utworzonym w poprzednich krokach czasowych (rys. 5). Panele śladu zachowują wartość natężenia wirowości wyznaczoną poprzednich krokach obliczeniowych (*nieustalony* warunek Kutty-Żukowskiego), natomiast na panelach należących do pasma śladu związanego z krawędzią spływu obiektu natężenia osobliwości wyznaczane są z *ustalonego* warunku Kutty-Żukowskiego. Dodatkowo w każdym kroku czasowym powierzchnia śladu wirowego jest iteracyjnie odkształcana aż do osiągnięcia pozycji, w której na żaden panel nie działają siły normalne (brak skoku ciśnienia w kierunku prostopadłym do każdego panelu na śladzie).

Dysponując rozwiązaniem równania (34) w postaci rozkładu natężeń dipoli można wyznaczyć prędkości indukowane na panelach skrzydła. Dla powierzchni nieskończenie cienkich prędkość na panelu j oblicza się ze wzoru

$$\mathbf{V}_{ind_i} = \sum_{k=1}^{N_\mu} \mathbf{W}_{\mu_{i,k}} \mu_k + \sum_{k=1}^{N_\sigma} \mathbf{W}_{\sigma_{i,k}} \sigma_k \quad (36)$$

gdzie \mathbf{W} oznacza wektor współczynników wpływowych (por. (35)).

Lokalna prędkość całkowita na danym panelu jest obliczana jako suma lokalnej prędkości napływu i prędkości indukowanej

$$\mathbf{V}_{C_i} = \mathbf{V}_i + \mathbf{V}_{ind_i} \quad (37)$$

Dzięki znajomości prędkości całkowitej na panelach można już w sposób prosty wyznaczyć rozkład ciśnień na skrzydłach animaloptera. Dla powierzchni nieskończenie cienkich średnie ciśnienie C_{p_i} na panelu jest obliczone przez podzielenie siły danej wzorem Kutty-Żukowskiego

$$\mathbf{F}_i = \rho \mathbf{V}_{C_i} \times (-\boldsymbol{\mu}_i) \quad (38)$$

przez powierzchnię panelu.

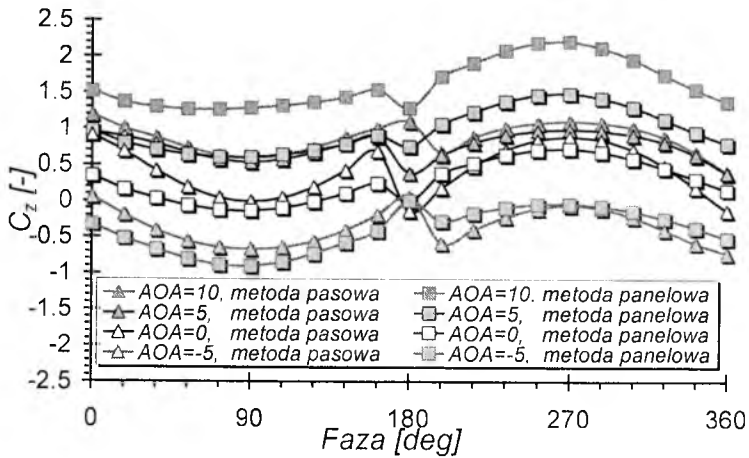
Globalne siły i momenty aerodynamiczne oblicza się ze wzorów

$$\mathbf{F}_{A_p} = q \sum_{i=1}^N F_i \mathbf{n}_i \quad (39)$$

$$\mathbf{M}_{A_p} = q \sum_{i=1}^N F_i \mathbf{n}_i \times \mathbf{r}_i \quad (40)$$

gdzie q jest ciśnieniem dynamicznym, a \mathbf{r}_i - wektorem wodzącym punktu kontrolnego i -tego panelu w układzie $Oxyz$.

Rys. 6 przedstawia porównanie bezwymiarowego współczynnika siły nośnej obliczonego metodą pasową i panelową. Widać, że zgodność jest niezła.



Rys. 6. Współczynnik siły nośnej

5. Weryfikacja eksperymentalna metod obliczeniowych

W celu weryfikacji przyjętych modeli obliczeniowych wykonano badania w tunelu aerodynamicznym na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

Centralna część ornitoptera zawiera mechanizm wymuszający machania skrzydłami. Mechanizm ten napędzany jest silnikiem elektrycznym prądu stałego. Ruch obu skrzydeł jest współzależny, tzn. nie umożliwia niezależnej zmiany parametrów ruchu dla każdego skrzydła. Prędkość machań jest sterowana wartością napięcia zasilającego silnik elektryczny. Przekręcanie jest realizowane poprzez skokową zmianę kąta zaklinowania skrzydła dwa razy w czasie jednego cyklu ruchu skrzydeł.

Skrzydła wykonane są z laminatu szklanego na rdzeniu styropianowym. Obrys skrzydła jest prostokątny, profil płasko-wypukły *Clark Y* o grubości około 9%, stały na całej rozpiętości.



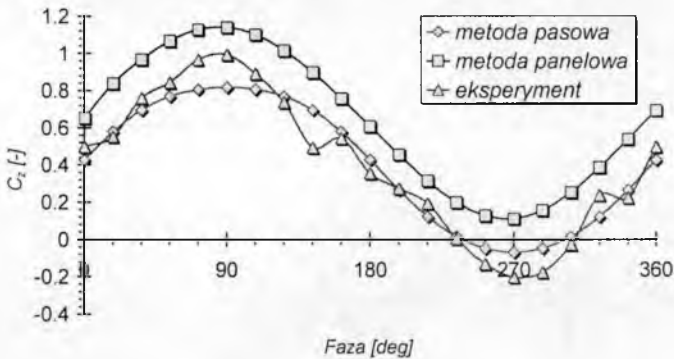
Rys. 7. Animalopter w tunelu aerodynamicznym

Animalopter był zamontowany bezpośrednio na trzykanałowej wadze tensometrycznej połączonej z komputerowym systemem zbierania danych. Widok modelu animaloptera zamocowanego w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego małej prędkości na wadze pomiarowej przedstawiony jest na rys. 7.

Skrzydła wykonane są z kevlaru i mają masę ok. 25g każde. Układ napędowy pozwala na utrzymanie częstotliwości wahań $f_o=5$ Hz przy prędkości przepływu od 8 do 12 m/s. Odległość końca skrzydła od osi obrotu $b_c = 0.24$ m. Przy użyciu skrzydeł o tej rozpiętości, ograniczenie mocy silnika napędowego nie pozwalało na uzyskanie wahań skrzydeł. W pomiarach zadawano całkowity kąt wahań skrzydeł γ równy ok. 40 stopni wokół średniego położenia 0 stopnia.

Zmianę kąta przekręcania skrzydeł uzyskano poprzez obrót skrzydła wokół jego osi podłużnej. Zrealizowano nieliniowy schemat ruchu, poprzez przemieszczanie wózka prostopadłego do osi skrzydła wewnątrz okna zderzaka, hamowane sprzęgłem ciernym zainstalowanym na osi. W skrajnych położeniach, styk tego wózka z krawędzią okna wymuszał przekręcanie skrzydła przewyższając moment oporowy sprzęgła ciernego. Wartość zmiany kąta przekręcania δ wynikała z wysokości (regulowanej) okna zderzaka i wynosiła odpowiednio 20° i 10° w dwu seriach pomiarów. Średnia wartość kąta δ przyjęto równą $+10^\circ$, $+5^\circ$, 0° , -5° , -10° i regulowano zmianą położenia pionowego zderzaka. Oba parametry regulowano śrubami. Na sprzęgłach ciernych ustawiono moment oporowy rzędu 0.1 Nm.

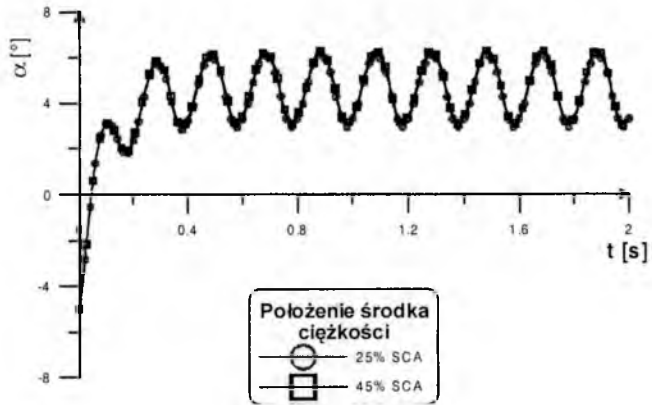
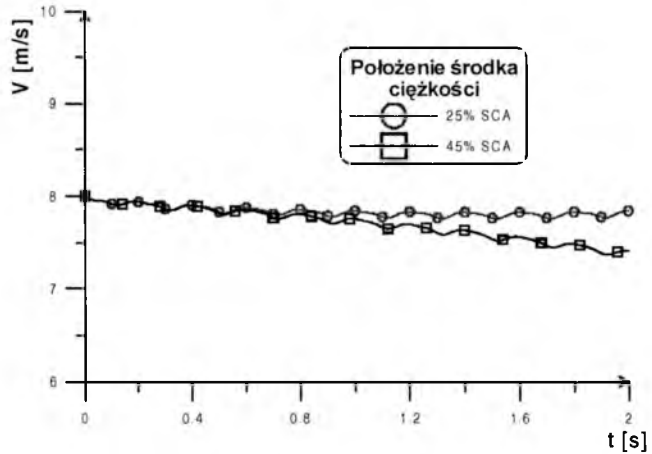
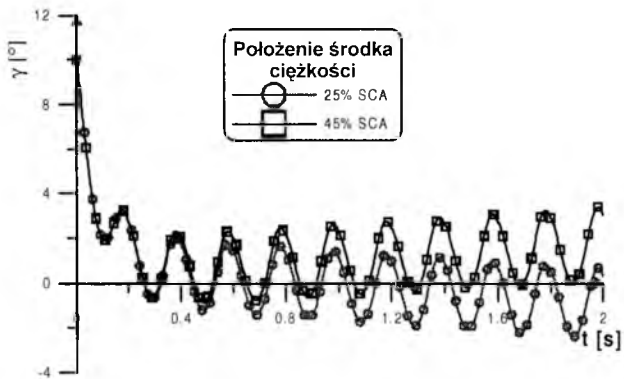
Wybrane wyniki badań przedstawiono na tle obliczeń oboma testowanymi metodami (rys. 8). Widać stosunkowo dobrą zgodność wyników, ale trzeba wyznać, iż jest to raczej wyjątek niż reguła. Tym nie mniej otrzymane wyniki eksperymentalne nie są sprzeczne ze standardowymi wynikami Fejtka i Nehery [1].

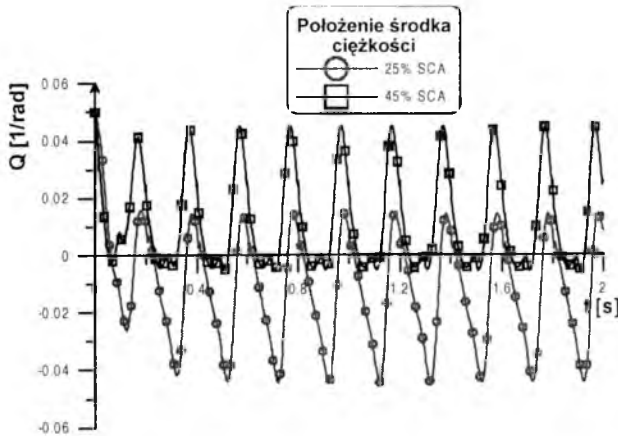


Rys. 8. Współczynnik siły nośnej via obliczenia i eksperyment

6. Wyniki symulacji ruchu animaloptera

Rys. 9 do 12 (skrót CSA oznacza średnią ciężewę aerodynamiczną) obrazują wyniki symulacji uzyskane przy wykorzystaniu siły nośnej i oporu (opór ujemny oznacza ciąg) obliczonych metodami opisanymi w p. 3 i 4. Symulację przeprowadzono dla ruchu płaskiego. Z pokazanych wykresów widać wyraźnie, że dynamika animaloptera ma charakter oscylacyjny, co jest skutkiem sił aerodynamicznych generowanych na skrzydłach machających wg założonej kinematyki (6).

Rys. 9. Symulacja ruchu animaloptera. Zmiany kąta natarcia α Rys. 10. Symulacja ruchu animaloptera. Zmiany prędkości lotu V Rys. 11. Symulacja ruchu animaloptera. Zmiany kąta pochylania γ



Rys. 12. Symulacja ruchu animaloptera. Zmiany prędkości kątowej pochylania Q

7. Podsumowanie

Zaproponowano dwa sposoby wyznaczania obciążeń aerodynamicznych działających na skrzydła machające: 1) Zmodyfikowano klasyczną metodę pasowej poprzez wkomponowanie nieliniowych charakterystyk profilu, uwzględnienie niestacjonarności opływu i zjawiska przeciągnięcia dynamicznego. Uwzględniono także lokalną zmianę kąta natarcia profilu spowodowaną wirami generowanymi przez sąsiednie pasma. Te możliwości czynią zmodyfikowaną metodę pasową niezwykle pożytecznym narzędziem w procesie tworzenia algorytmów numerycznej symulacji stanów lotu żywych obiektów latających; 2) Zmodyfikowano klasyczną metodę panelową poprzez rozwiązanie modelu opływu w postaci równania Laplace'a z odpowiednimi warunkami brzegowymi. Rozwiązaniem jest ciągły rozkład osobliwości na powierzchni ciała i śladu wirowego. W opracowaniu przyjęto stałe natężenia osobliwości. Dla modelu powierzchni nieskończenie cienkich wykorzystano równowagę między panelem dipolowym a pierścieniem wirowym. Opracowany sposób umożliwia dla każdego kroku czasowego wyznaczenie obciążeń aerodynamicznych działających na obiekt traktowany jako całość.

Bibliografia

1. Fejtek I, Nehera J., *Experimental study of flapping wing lift and propulsion*, Aeronautical Journal, Jan. 1980, 28-33
2. Goraj Z., Pietrucha J., *Modified panel methods with examples of applications to unsteady and nonlinear flowfield calculations*, Transaction of Aviation Institute, 1998, 152, 41-60
3. Katz J., Plotkin A., *Low-speed aerodynamics*, Cambridge University Press 2001 (Sec. edition)

4. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Analogies between rotary and flapping wings from control theory point of view*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference & Exhibit, Montreal, Canada, Paper 2001-4002, 1-11
5. Marusak A., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Mathematical modelling of flying animals as aerial robots*, Proceedings of 7th IEEE Inter. Conf. on MMAR-2000, (Ed. R. Kaszyński), 427-432
6. Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Modelling of aerodynamic forces on flapping wings – questions and results*, Proceedings of 4th Inter. Seminary on RRDPAE-2000, (Ed. Z. Goraj), Part III, 45-52
7. Sibilski K., *Zastosowanie zmodyfikowanej metody pasowej do wyznaczania niestacjonarnych obciążeń aerodynamicznych samolotu*, Mechanika w Lotnictwie „ML – VIII”, 1998, 405-417
8. Smith M.J.C., *Simulating moth wing aerodynamics: towards the development of flapping – wings technology*, AIAA Journal, 1996, **34**, 1348-1355
9. Tran C., Petot D., *Semi-empirical model for the dynamic stall of airfoils in view of the application to the calculation of responses of a helicopter rotor blade in forward flight*, Vertica, 1981, **5**

Modelling and simulation of a flapping wing micro-air-vehicle flight

Summary

The paper aims at designing software simulations of micromechanical flying robots (so called *microaircraft* or *animalopters*). The animalopter flight simulator is an end-to-end tool consisting of several modular blocks, which represent: aerodynamics of wings, body motion, and control algorithms. The following assumptions are accepted to construct the proper computational models for the simulation: motion of an MAV may be decomposed into flapping and feathering; each wing is rigid and rotates about the common axis; aerodynamic forces exerted by airfoils have a periodical character; wing vortices are generated at the trailing edge only; shape of the wake is determined from calculations using a time-stepping procedure. The modified strip theory and modified panel method are used for computing unsteady flows of the animalopter flight. Preliminary results of simulation of the animalopter motion are presented.

*Pracę wykonano w ramach grantu nr 9 T12C 004 18
finansowanego przez KBN*

SYNTEZA STEROWANIA SAMOLOTEM BEZPILOTOWYM W RUCHU PO ZAŁOŻONEJ TRAJEKTORII PRZESTRZENNEJ

WOJCIECH BLAJER¹⁾

JERZY GRAFFSTEIN²⁾

MARIUSZ KRAWCZYK³⁾

Dynamika odwrotna jest jedną z metod syntezy sterowania ruchem nieliniowych układów mechanicznych. Zagadnienie polega na sformułowaniu najpierw programu ruchu, a następnie na wyznaczeniu sterowania realizującego ten ruch. Rozwiązania takiego zadania są szczególnie użyteczne przy projektowaniu praw sterowania samolotami bezpilotowymi, a także projektowaniu i cenie realizowalności modelowanych manewrów i misji.

Sterowanie programowe ma charakter sterowania nominalnego, które w warunkach lotu rzeczywistego ze względu na konieczność zapewnienia stabilności ruchu musi być uzupełnione sterowaniem w układzie zamkniętym. W pracy zaproponowano koncepcję i model matematyczny procesu syntezy sterowania programowego ze sprzężeniem zwrotnym. Przedstawione zostaną wybrane wyniki symulacji numerycznej.

1. Wstęp

Rozwijana teoria wykorzystuje matematyczną równoważność zagadnień sterowania obiektami mechanicznymi w ruchu programowym i dynamiki układów nieswobodnych. Zadanie symulacji dynamiki odwrotnej polega bowiem najpierw na sformułowaniu żądanego ruchu układu, a następnie wyznaczeniu sterowania układem wymaganego dla realizacji tego ruchu. Warunki nałożone na ruch układu, wyrażone za pomocą zmiennych stanu i czasu, traktowane są w tych zagadnieniach jako więzy programowe, a siły sterujące układem utożsamiane są z reakcjami tych więzów. O ile jednak reakcje więzów materialnych działają na kierunkach ortogonalnych do więzów, reakcje sterowania zależą od własności układu i mogą mieć dowolne kierunki względem uogólnionych powierzchni więzów programowych. W granicznym przypadku dostępne siły sterujące mogą być styczne do więzów programowych [2, 4].

Jak zostanie pokazane realizacja styczna więzów wiąże się z dodatkowymi warunkami nakładanymi na ruch układu. Narzuca to odpowiednie warunki na

1 Dr hab. inż., Politechnika Radomska. e-mail: wblajer@poczta.onet.pl; wblajer@kiux.man.radom.pl

2 Dr inż., Instytut Lotnictwa w Warszawie. e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

3 Dr inż., Instytut Lotnictwa w Warszawie. e-mail: krawczyk@ilot.edu.pl

realizowalność zakładanego ruchu programowego, zależne zarówno od własności dynamicznych sterowanego obiektu, jak też przyjętego programu ruchu. Równania ruchu programowego formułowane są w postaci układu równań różniczkowo-algebraicznych zależnych od zmiennych stanu ruchu układu i parametrów sterowania. W wyniku ich całkowania otrzymywane są przebiegi czasowe zmiennych stanu i sterowania programowego. Uzyskane tą drogą sterowanie nominalne (w układzie otwartym) uzupełniane jest następnie o sterowanie ze sprzężeniem zwrotnym (w układzie zamkniętym), zapewniającym stabilną realizację ruchu programowego w warunkach zaburzeń zewnętrznych i niepewności modelowych [1, 8].

Rozważania teoretyczne zilustrowano za pomocą złożonej symulacji ruchu samolotu. Skuteczności sterowania programowego dowiedziono poprzez eksperymenty numeryczne.

2. Model samolotu bezpilotowego



Rys. 1. BSL "Sowa" podczas prób na lotnisku w Modlinie (Instytut Lotnictwa)

Samoloty bezpilotowe (rys. 1) mogą stanowić użyteczne uzupełnienie tradycyjnych samolotów i śmigłowców bezpośrednio pilotowanych przez człowieka. Możliwe relatywnie małe rozmiary, ciche zespoły napędowe i potencjalnie niskie koszty produkcji znacznie rozszerzają zakres zastosowań BSL w porównaniu z pilotowanymi statkami latającymi. Nie bez znaczenia jest też realizacja zadań uważanych za niebezpieczne lub trudne – misji wywiadowczych i szpiegowskich, długotrwałego patrolowania, czy lotu rozpoznawczego w rejonu uznane za niebezpieczne z innych powodów. Wszędzie tam BSL otwierają nowe możliwości zastosowań.

Idea BSL polega na możliwości automatycznej realizacji podstawowych zadań, zaprogramowanych przez człowieka, bez jego ingerencji, począwszy od startu po lądowanie [2]. W przypadku misji charakteryzującej się złożonymi manewrami, należy przy tym wykluczyć możliwość bezpośredniego wykorzystania klasycznych schematów

sterowania automatycznego z zastosowaniem autopilota. Stawia to pod znakiem zapytania skuteczność sterowania na podstawie uchybu.

2.1. Założenia modelu fizycznego

Przyjęto, że BSL jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody. Zakłada się przy tym klasyczną konstrukcję symetryczną, sterowaną za pomocą wychylenia lotek δ_L , steru wysokości δ_H , steru kierunku δ_V oraz siły ciągu T . Przyjmuje się też, że wychylenia powierzchni sterowych wpływają wyłącznie na zmiany sił aerodynamicznych, pomijając wpływ tych wychyleń na zmiany masowych momentów bezwładności płatowca oraz ewentualne efekty dynamiczne typu sił bezwładności czy giroskopowych. Ponieważ zmiana siły ciągu wiąże się z istotnymi zmianami prędkości kątowej części wirujących silnika, uwzględnione zostały ewentualne momenty giroskopowe.

2.2. Układy odniesienia

Wykorzystano następujące układy odniesienia:

- (..) – inercyjny $Oxyz$, związany z Ziemią, o osi Oz skierowanej zgodnie z kierunkiem i zwrotem przyspieszenia ziemskiego. Osie tego układu nie będą indeksowane,
- (g) – grawitacyjny $Ox_g y_g z_g$, zaczepiony w środku masy samolotu O , o osiach stale pozostających równoległymi do osi układu inercjalnego,
- (b) – własny, zwany samolotowym, $Ox_b y_b z_b$, zaczepiony w środku masy samolotu O , tak, że $Ox_b y_b$ jest płaszczyzną symetrii płatowca,
- (w) – związany z przepływem (trajektoria), $Ox_w y_w z_w$, zaczepiony w środku masy samolotu O , o osi Ox_w skierowanej zgodnie z wektorem prędkości samolotu względem powietrza V .

Orientację układu (b) względem (g), określają kąty samolotowe: ϕ - przechylenia, θ - pochylenia i ψ - odchylenia, natomiast układu (w) względem (g), kąty: φ - obrotu wokół wektora prędkości V , γ - pochylenia wektora V , χ - odchylenia od kierunku osi Ox rzutu V na płaszczyznę Oxy . W końcu orientację układu (b) względem (w) określają kąty: α - natarcia i β - ślizgu.

W analizie ruchu programowego wykorzystuje się podane w [4] macierze transformacji pomiędzy tymi układami współrzędnych, pozwalające po elementarnych przekształceniach na wyznaczenie zależności kątów samolotowych ϕ , θ i ψ w funkcji kątów α , β , φ , γ i χ stanowiące związek (1), oraz prędkości kątowych samolotu: P - przechylenia, Q - pochylenia oraz R - odchylenia w funkcji α , β , φ , γ i χ oraz $\dot{\alpha}$, $\dot{\beta}$, $\dot{\varphi}$, $\dot{\gamma}$ i $\dot{\chi}$ [4] stanowiące związek (2)

$$A_{bg}(\phi, \theta, \psi) = A_{bw}(\alpha, \beta) A_{wg}(\varphi, \gamma, \lambda) \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = A_{bw}(\alpha, \beta) \left\{ B_w(\varphi, \gamma) \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} - B_{wb}(\beta) \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} \right\} \quad (2)$$

2.3. Model matematyczny – dynamiczne równania ruchu

Dynamiczne równania ruchu samolotu formułowane są najczęściej w układzie własnym $Ox_b y_b z_b$. W modelowaniu ruchu programowego wygodniej jest jednak użyć dynamicznych równań ruchów translacyjnych wyrażonych w osiach układu $Ox_w y_w z_w$, natomiast równań ruchów obrotowych sformułowanych w układzie $Ox_b y_b z_b$. Równania te zapisać można w następującej formie macierzowej

$$m \dot{V}^{(w)} + m \tilde{\omega}_w^{(w)} V^{(w)} = F^{(w)} \quad (3)$$

$$J \dot{\omega}^{(b)} + \tilde{\omega}_w^{(b)} J \omega^{(b)} = M^{(b)} \quad (4)$$

gdzie: m i J oznaczają masę i macierz momentów masowych bezwładności samolotu w (b) , $v^{(w)} = [1 \ 0 \ 0]^T V$ jest reprezentacją prędkości samolotu V w (w) , $\omega_w^{(w)}$ i $\omega^{(b)} = [P \ Q \ R]^T$, są odpowiednio reprezentacjami prędkości kątowej samolotu ω_w w układzie (w) i prędkości kątowej samolotu ω , a symbol \sim oznacza macierz anty-symetryczną, operator mnożenia wektorowego

$$\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \Rightarrow \tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

Reprezentacje sił i momentów sił działających na samolot w locie, odpowiednio w układach (w) i (b) , przyjęto następująco

$$F^{(w)} = -\frac{1}{2} \rho S V^2 \begin{bmatrix} c_D \\ c_S \\ c_L \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \alpha_T) \cos \beta \\ -\cos(\alpha + \alpha_T) \sin \beta \\ -\sin(\alpha + \alpha_T) \end{bmatrix} + mg \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ \sin \varphi \cos \gamma \\ \cos \varphi \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$M^{(b)} = -\frac{1}{2} \rho S V^2 \begin{bmatrix} bc_l \\ c_a c_m \\ bc_n \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} 0 \\ d \\ 0 \end{bmatrix} + J_T \omega_T \begin{bmatrix} -Q \sin \alpha_T \\ P \sin \alpha_T - R \cos \alpha_T \\ Q \cos \alpha_T \end{bmatrix} \quad (7)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, S , b i c_a – powierzchnia nośna, rozpiętość i cięciwa aerodynamiczna płata, T , α_T i d – działająca w płaszczyźnie Ox_bz_b siła ciągu, kąt jej pochylenia do Ox_b i odległość linii działania T od O , J_T i $\omega_T = \omega_T(T)$ – moment bezwładności części wirujących silnika i prędkość kątowna wirnika silnika, c_D , c_S , c_L i c_l , c_m , c_n – współczynniki aerodynamiczne sił i momentów sił aerodynamicznych

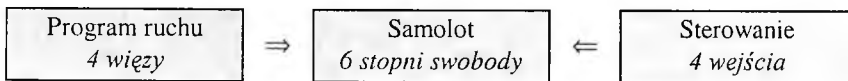
3. Program ruchu i równania ruchu programowego

Program ruchu stanowią cztery następujące zależności opisujące więzy nałożone na ruch samolotu: trajektoria przestrzenna, położenie samolotu w odniesieniu do tejże trajektorii oraz żądany przebieg wartości prędkości lotu, które zapisać można w następującej formie:

$$\mathbf{r} = \hat{\mathbf{r}}(s) = \begin{bmatrix} \bar{x}(s) \\ \bar{y}(s) \\ \bar{z}(s) \end{bmatrix}, \quad \beta = \hat{\beta}(s) \text{ lub } \varphi = \hat{\varphi}(s), \quad s = \bar{s}(t) \quad (8)$$

gdzie: s jest parametrem naturalnym, równym długości łuku (trajektorii), a oznaczenie $(\bar{\cdot})$ odnosi się do wielkości programowych.

Opisana trajektoria (8_a) jest równoważna dwóm więzom nałożonym na położenie przestrzenne samolotu traktowanego jako punkt materialny. Kolejno może być uwzględniona jedna z dwóch zależności na położenie kątowne płatowca (8_b). Pierwsza, wybierana najczęściej $\hat{\beta}(s) = 0$, przynależna jest grupie manewrów charakteryzujących się zakrętami skoordynowanymi. Druga znajduje zastosowanie w modelowaniu niektórych figur akrobacji lotniczej, jak beczka szybka, lub sterowana. Wreszcie ostatnie, najbardziej naturalne więzy nałożone na prędkość lotu $V = \hat{V}(s)$, które zawsze mogą być transformowane do postaci (8_c) [4].



Rys. 2. „Paradoks”/konsekwencja stycznej realizacji więzów trajektorii

Jak wiadomo [3, 4] realizacja więzów (8_a) jest styczna, co oznacza, że dysponowane sterowania nie powodują bezpośrednio równowagi sił czynnych i biernych na kierunkach ortogonalnych do trajektorii. Zamiast tego konieczny balans sił jest realizowany poprzez odpowiednie położenie samolotu względem trajektorii. Stanowi to dwa dodatkowe więzy nałożone na położenie kątowne płatowca realizowane przez odpowiednie wychylenia powierzchni sterowych. Zjawisko to, nazywane podwojeniem więzów powoduje, że ruch samolotu opisany czterema więzami jest z analitycznego punktu widzenia ruchem zupełnym. Z drugiej strony wyjaśnia ono także pozorny paradoks: po nałożeniu czterech więzów na układ o sześciu stopniach swobody,

możemy tym układem sterować przy użyciu jedynie czterech zmiennych sterujących $u = [\delta_L \ \delta_H \ \delta_V \ T]^T$. W procesie wyznaczania wektora sterowania u , realizującego przyjęty program ruchu wyliczane są także następujące zmienne stanu: prędkość kąтова samolotu $\omega^{(b)} = [P \ Q \ R]^T$, prędkość lotu V , jego kąt natarcia α i ślizgu β , a także kąty φ , γ oraz χ , określające położenie samolotu względem trajektorii zadanej. Równania ruchu programowego stanowi zatem układ następujących, opisanych w tabeli 1, 13 równań algebraiczno-różniczkowych:

Tabela 1. Równania ruchu programowego

Lp.	Charakter związku	związek nr	ilość równań
1	położenie kątowe płatowca	(8b)	1
2	prędkość lotu	(8c)	1
3	styczność wektora prędkości do trajektorii	(8a) po jednokrotnym zróżniczkowaniu	2
4	bilans sił czynnych i biernych na kierunkach więzów	(8a) po dwukrotnym zróżniczkowaniu	3
5	równania ruchów obrotowych	(4)	3
6	związki kinematyczne	(2)	3

Analizując tabelę 1, p. 1, konstatujemy, że jego rozwiązanie, poza znajomością modelu matematycznego samolotu zapisanego w postaci (3) i (4), determinuje także określenie pożądanej trajektorii lotu (8_a). W praktyce pierwotnie jest ona szkicowana jako zbiór punktów w przestrzeni (tzw. punktów drogi), które kolejno są aproksymowane (względnie interpolowane) przy użyciu funkcji sklepanych. Zasady projektowania trajektorii przestrzennych zostały opisane w pracach [4, 8].

W zastosowaniu do zagadnień dynamiki odwrotnej warunkiem wystarczającym jest aby funkcja $\bar{r}(s)$ dana w (8a) była co najmniej dwukrotnie różniczkowalna. Oznacza to konieczność zastosowania funkcji sklepanych przynajmniej trzeciego stopnia [4], których użycie prowadzi jednak do niegładkich przebiegów zarówno zmiennych sterujących, jak też zmiennych stanu.

Przeprowadzone badania ujawniły, że równie niedogodne dla celów projektowania trajektorii są także funkcje stopnia czwartego, przy których na „ułożenie” krzywej w przestrzeni zasadniczy wpływ miały przyjęte warunki początkowe (określenie kierunku działania wektora prędkości liniowej).

Z tego powodu ostatecznie w prezentowanej metodzie wykorzystywane są funkcje sklepane piątego stopnia, co znacznie poprawiło otrzymywane rezultaty.

W tabeli 2 zestawiono własności funkcji sklepanych III, IV i V rzędu tak, aby uwidocznic, że jedynie w przypadku zastosowania funkcji V stopnia, istnieje wymóg określenia pierwszych pochodnych zarówno w pierwszym jak i ostatnim punkcie drogi. Oznacza to, że podczas konstrukcji trajektorii lotu należy określić kierunek lotu w chwili gdy samolot znajduje się na jej końcach. Własność ta jest szczególnie przydatna w przypadku łączenia poszczególnych trajektorii, co w praktyce polega na

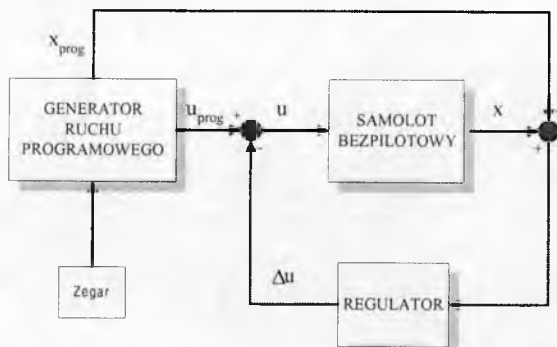
utworzeniu nowego zbioru punktów drogi, z dwóch lub więcej podzbiorów wyznaczających składowe trajektorie, które zamierzamy ze sobą połączyć.

Tabela 2. Zestawienie własności funkcji sklepanych III, IV i V rzędu

Funkcja sklejana		III rzędu	IV rzędu	V rzędu
Warunki początkowe	r_0	+	+	+
	$r_0^{(I)}$	nieokreślona	+	+
Warunki końcowe	r_k	+	+	+
	$r_k^{(I)}$	nieokreślona	nieokreślona	+
Punkty pośrednie	r_{pos}	+	+	+
	$r_{pos}^{(I)}$	+	+	+
	$r_{pos}^{(II)}$	+	+	+
	$r_{pos}^{(III)}$	nieokreślona	+	+
	$r_{pos}^{(IV)}$	nieokreślona	nieokreślona	+

4. Prawa sterowania samolotem w ruchu programowym

Idea integracji układu sterowania samolotem w ruchu programowym polega na wykorzystaniu do tego celu zmodyfikowanych praw sterowania uchybowego. Analogię stanowi tu sposób definiowania pojęcia uchybu, który podobnie jak w klasycznym podejściu stanowi różnicę pomiędzy wartościami zadanymi a rzeczywistymi. Różnica natomiast polega na wykorzystaniu wartości zaobserwowanego uchybu, która w prezentowanej metodzie wykorzystywana jest do obliczenia poprawki Δu wyznaczonego wektora sterowania nominalnego u , a nie jego całkowitej wartości.



Rys. 3. Zasada sterowania samolotem w ruchu programowym

Na rys. 3. przedstawiono poglądowo strukturę układu sterowania realizującego ruch programowy. Jego głównymi elementami są generator ruchu programowego oraz prosty regulator. Analizując rys.3 stwierdzamy, że zmienne stanu i wektor sterowań nominalnych odczytywane są w zsynchronizowany sposób (zegarem taktującym)

z generatora programu ruchu, po czym wartość sterowania modyfikowana jest poprawką z regulatora, na którego wejście wprowadzamy uchyb pomiędzy parametrami programowymi a rzeczywistymi. Prezentowana metoda umożliwi wyliczenie wektora sterowań nominalnych koniecznych do realizacji dowolnie przyjętego programu ruchu, co praktycznie oznacza możliwość sterowania samolotem po dowolnej przestrzennej trajektorii. Jedyne ograniczenie metody podyktowane jest warunkiem realizowalności programu ruchu z punktu widzenia własności dynamicznych obiektu sterowania, skuteczności powierzchni sterowych oraz ciągu rozporządzalnego.

Najistotniejszymi przesłankami wprowadzenia do struktury układu sterowania regulatora proporcjonalnego było:

- występowanie zaburzeń ruchu samolotu w postaci wiatru, itp.,
- niebezpieczeństwo destabilizacji ruchu samolotu,
- niepewność strukturalna modelu samolotu,
- mała częstotliwość próbkowania oraz błędy numeryczne obliczeń programu ruchu.

Dobór współczynników wzmocnień w prawach sterowania przeprowadzono w dwóch etapach. W pierwszym etapie zlinearyzowano nieliniowy model dynamiki samolotu wokół stanów równowagi zbliżonych do wyliczonych w ruchu programowym. Na podstawie tych modeli oszacowano wstępnie współczynniki wzmocnień wykorzystując zasadę minimalizacji funkcji Hamiltona. Do optymalizacji przyjęto kwadratowy wskaźnik jakości [8] minimalizujący uchyb i energię konieczną do sterowania.

W etapie drugim wykonano badania symulacyjne sterowanego lotu BSL, w obecności elementarnych zaburzeń. Wykorzystano w nich przyjęte prawa sterowania i obliczone współczynniki. Analiza uzyskanych przebiegów poszczególnych zmiennych stanu pozwoliła na dokonanie poprawek niektórych współczynników i wyeliminowanie tych, których wpływ okazał się nieistotny.

Ostatecznie wartości wyznaczonych współczynników wzmocnień występujących w prawach sterowania, umożliwiające modyfikację wektora sterowania nominalnego $\mathbf{u} = [\delta_L \ \delta_H \ \delta_V \ T]^T$ o wartość $\Delta \mathbf{u}$ stanowiącą funkcję liniową uchybów poszczególnych zmiennych stanu, wyniosły:

- dla lotek $\Delta \delta_L$

$$K_V^L = -0.8123, \quad K_P^L = -1.3952, \quad K_R^L = 0.212, \quad K_\Phi^L = -0.9089,$$

$$K_\Psi^L = 93.7831, \quad K_x^L = 0.0281, \quad K_y^L = 0.03034,$$

- dla steru wysokości $\Delta \delta_H$

$$K_U^H = 2.4627, \quad K_W^H = 0.1701, \quad K_Q^H = -15.9048,$$

$$K_\Theta^H = -58.0493, \quad K_z^H = 0.0148$$

- dla steru kierunku $\Delta\delta_V$

$$K_V^V = 0.6199, \quad K_P^V = 2.6767, \quad K_R^V = -32.188, \quad K_x^V = 0.0066,$$

$$K_y^V = 0.0443, \quad K_\phi^V = 2.5277, \quad K_\psi^V = -26.0098,$$

- dla układu napędowego ΔT

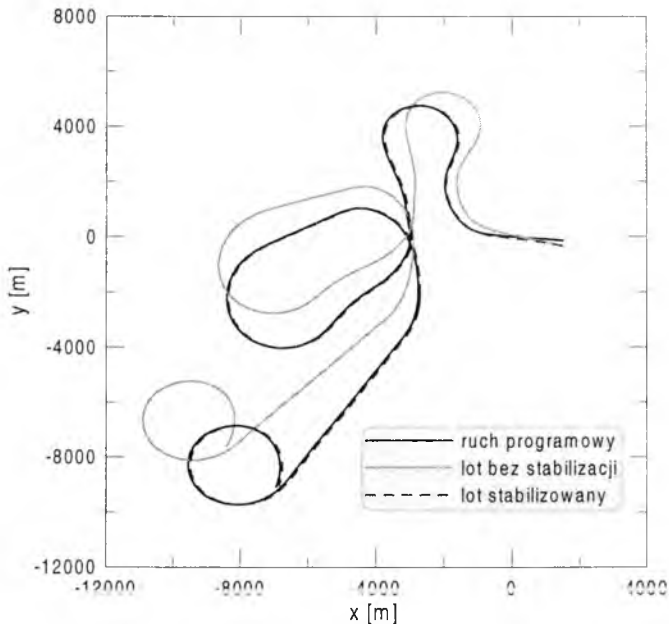
$$K_U^T = 9.0331, \quad K_W^T = 0.3534, \quad K_Q^T = 6.1357,$$

$$K_x^T = -0.1305, \quad K_z^T = -0.6651, \quad K_\Theta^T = 46.3923$$

5. Weryfikacja prezentowanej metody w procesie symulacja numerycznej

Do rozwiązania układu równań różniczkowo-algebraicznych stanowiących równania ruchu programowego wykorzystano metodę Eulera [5]. W celu poprawienia dokładności rozwiązania schemat numeryczny Eulera może być oczywiście zastąpiony inną, bardziej dokładną metodą.

Prezentowana metoda została zweryfikowana poprzez szereg symulacji numerycznych. W najbardziej złożonej użyto rozbudowanego modelu matematycznego samolotu I-23 Iryda (wersja 92).

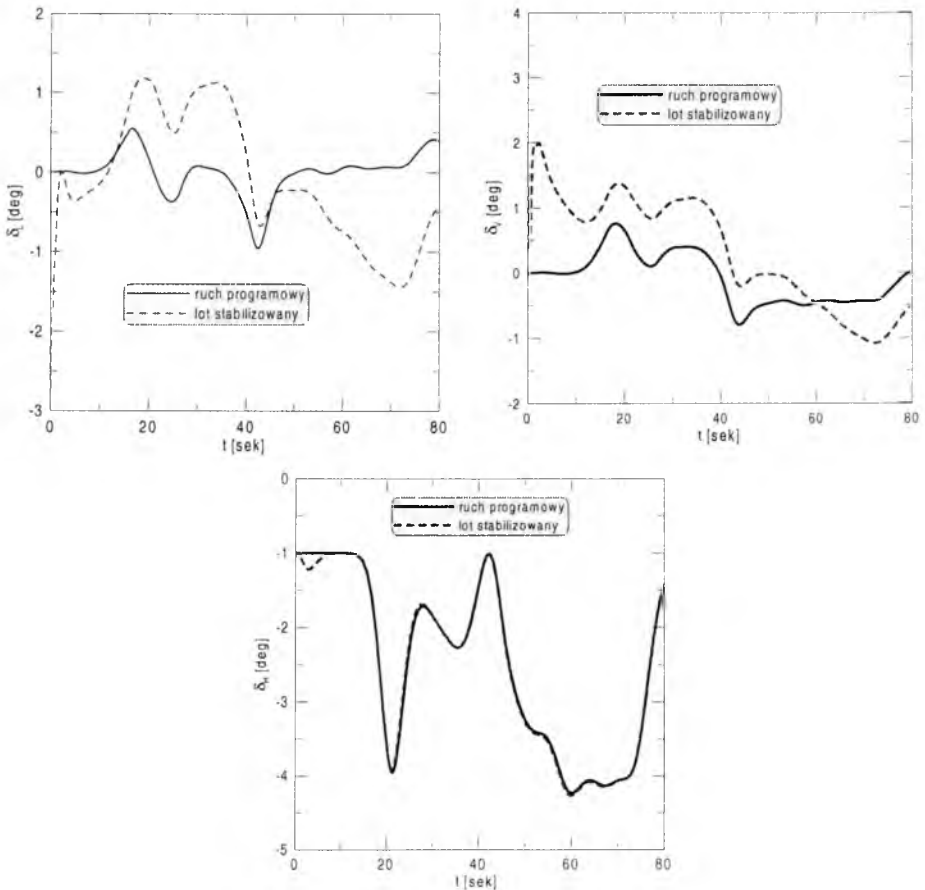


Rys. 4. Trajektoria programowa oraz otrzymana w wyniku symulacji

Do zaprojektowania pokazanej na rys.4 trajektorii nominalnej wykorzystano rzeczywiste rejestracje parametrów lotu wykonane podczas badań w locie systemu nawigacji i ataku firmy SAGEM. Założono, że zarówno prędkość jak i wysokość lotu

podczas symulowanego odcinka lotu będą stałe i równe odpowiednio $V = 130 \text{ ms}^{-1}$ i $H = 103 \text{ m}$, a wszystkie manewry będą wykonywane w sposób skoordynowany, a więc przy zachowaniu zerowej wartości kąta ślizgu $\bar{\beta} = 0$. Dodatkowo wprowadzono zaburzenie w warunkach początkowych, polegające na tym, że lot symulowany rozpoczyna się z punktu nie należącego do zaplanowanej trajektorii (oddalonego od niej o 200 m), a początkowy uchyb kursu wynosi $\Delta\Psi = 30^\circ$.

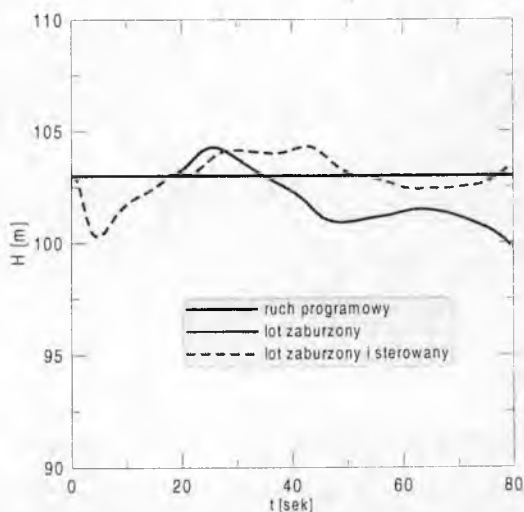
Analizując rys. 4 konstatujemy, że wprowadzenie regulatora do układu pokazanego na rys. 3, ma zasadniczy wpływ na dokładność realizacji zadania. Przy włączonym regulatorze, trajektoria otrzymana w wyniku symulacji lotu prawie dokładnie pokrywa się z zaplanowaną. Jedynie w początkowej fazie wystąpiły różnice, wynikające z niezgodności warunków początkowych, szybko eliminowane przez układ sterowania. Efektywność regulatora pozwala ocenić dodatkowo trajektoria otrzymana w wyniku symulacji lotu, w którym był on wyłączony. Jej przebieg wyraźnie odbiega od trajektorii zaplanowanej, a błędy mają charakter narastający.



Rys. 5. Wychylenia powierzchni sterowych w symulowanych manewrach

Na rys. 5 pokazano otrzymane przebiegi wychyleń powierzchni sterowych przyjętych dla pierwszych 80s symulacji numerycznych lotu, odpowiadające wykonaniu dwóch kolejnych zakrętów (rys. 4). Przebiegi wartości nominalnych wychyleń powierzchni sterowych, obliczone za pomocą prezentowanej metody oznaczono jako „ruch programowy”. Ich zmienione wartości (o poprawkę wyliczoną w regulatorze – rys. 3) oznaczono natomiast jako „lot stabilizowany”.

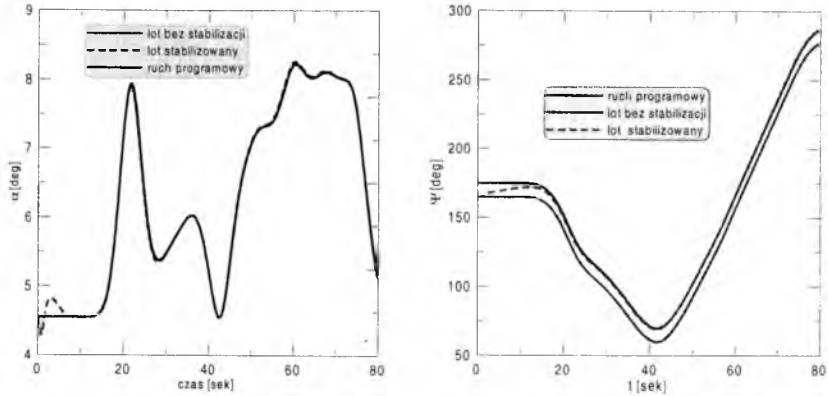
Różnice w wychyleniach lotek δ_L i steru kierunku δ_V w obu rozważanych przypadkach są wynikiem wprowadzenia niezgodności warunków początkowych, która jedynie w przypadku lotu stabilizowanego jest kompensowana. Wchylenia δ_H są natomiast w obu przypadkach sobie bliskie, ponieważ prędkość V i wysokość lotu H w chwili początkowej są zgodne z ich wartościami programowymi. Analizując przebiegi wysokości lotu zamieszczone na rys.6 konstatujemy, duża zgodność otrzymanych wyników symulacji z planowanym programem ruchu. Jest to szczególnie widoczne w wypadku lotu sterowanego, gdzie początkowe oscylacje wokół wartości zadanej zostają skutecznie wy tłumione.



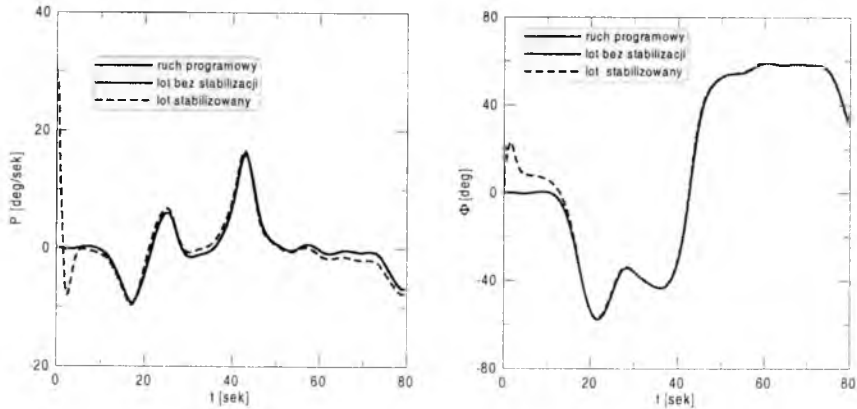
Rys. 6. Przebieg wysokości lotu w symulowanych manewrach

Zmiany kąta natarcia widoczne na rys. 7 są skutkiem zwiększenia się siły nośnej niezbędnej do wykonania zaplanowanych zakrętów. Jest to wynik kompensacji sił bezwładności wywołanych ruchem po łuku. Niewielka rozbieżność jaka ma miejsce w początkowej fazie symulacji, jest skutkiem wejścia samolotu na trajektorię nominalną, w przypadku symulacji lotu sterowanego.

Rys. 8 pozwala ocenić dynamikę modelowanego zjawiska. Zakręty są wykonywane przez samolot z przechyleniem dochodzącym do $\Phi = 60^\circ$. Ich przebieg w pełni odzwierciedla fizyczną stronę zjawiska i sposób pilotowania przyjęty za właściwy. Po szybkim przechyleniu, następuje faza zakrętu, w której samolot pozostaje w takim położeniu, a jego prędkość kątowna przechylenia oscyluje w okolicach zera.



Rys. 7. Przebieg kąta natarcia i kursu w symulowanych manewrach



Rys. 8. Przebieg prędkości przechylenia i kąta przechylenia

Analiza jakościowa przebiegów otrzymanych sterowań prowadzi do wniosku, że są one dostatecznie „gładkie”. Nie obserwuje się gwałtownych, krótkich (impulsowych) i dużych (przekraczających możliwości techniczne) wychyleń sterów, które należałoby uznać za niepożądane. Wydaje się, że jest to skutek zastosowania funkcji sklejanej V rzędu do modelowania trajektorii nominalnej.

6. Wnioski

Prezentowany materiał, a także inne doświadczenia autorów wynikające z przeprowadzonych badań [2, 3, 8], pozwalają na sformułowanie następujących wniosków:

1. Opracowana metoda symulacji odwrotnej oraz model matematyczny obiektu, pozwala na dokonywanie jakościowych i ilościowych ocen przebiegów czasowych: zmiennych stanu i zmiennych sterujących.

2. Zmienne sterujące, wyznaczone przy wykorzystaniu omówionej metody, można traktować jako sterowania nominalne, który dodatkowo należy uzupełnić układem regulacji zapewniającym stabilną realizację zaplanowanej trajektorii lotu, modelowanej przy użyciu funkcji sklepanych V rzędu.
3. Istnieją przynajmniej trzy obszary zastosowań opracowanej metody:
 - symulacja i analiza możliwości wykonania szerokiej gamy manewrów, obejmujących także manewry właściwe akrobacji lotniczej,
 - projektowanie i symulacja misji obiektów bezpilotowych,
 - rekonstrukcja przebiegu zdarzeń i wypadków lotniczych.
4. Opracowano prostą metodę numerycznego rozwiązywania układu równań algebraiczno-różniczkowych.

Bibliografia

1. Azam M., Singh S.N., *Invertibility and trajectory control for nonlinear maneuvers of aircraft*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, **17**, 1994
2. Blajer W., Graffstein J., Krawczyk M., *Modelowanie zadania-misji samolotu bezpilotowego*, XXXVI Sympozjon "Modelowanie w mechanice", Wisła 1997
3. Blajer W., *Dynamics and control of mechanical systems in partly specified motion*, Journal of the Franklin Institute, 334B, 1997
4. Blajer W., Graffstein J., and Krawczyk M., *Prediction of the dynamic characteristics and control of aircraft in prescribed trajectory flight*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, **39**, 2001
5. Gear C.W., Petzold L.R., *ODE methods for the solution of differential/algebraic equations*, SIAM Journal on Numerical Analysis, **2**, 1984
6. Isidori A., *Nonlinear control systems*, Springer-Verlag, New York, 1989
7. Kato O., Sugiura I., *An interpretation of aircraft general motion and control as inverse problem*, Journal of Guidance, **9**, 1986
8. Krawczyk M., Graffstein J., Masłowski P., *Ruch programowy a układ sterowania samolotu bezpilotowego*, zbiór prac II Krajowej Konferencji Awioniki, Rzeszów-Jawor, 1998

Synthesis of control for a pilotless aircraft in a prescribed trajectory flight

Summary

Dynamic inversion (inverse simulation) is a systematic method of designing controllers for nonlinear control systems. The problem involves first prescribing a desired motion and then determining the control inputs to a dynamic system that force the system to complete the prescribed motion. This can be especially useful for running

unpiloted simulations, studying the required control strategies, and evaluating feasibility of the modeled aircraft maneuvers and missions.

The inverse simulation technique was applied to the prediction of dynamic characteristics and control of aircraft in a prescribed trajectory flight. The four motion specifications were a desired trajectory, which means two constraints on position of aircraft mass center, a condition on the airframe attitude with respect to the trajectory, and a specified flight velocity. The four control inputs were then the deflections of aileron, elevator and rudder, respectively, and the thrust change. By combining the motion specification conditions and the aircraft dynamic equations, the governing equations of the programmed motion are developed in the form of differential-algebraic equations (DAEs). The solution to the DAEs consisted of variations of the aircraft state variables and control that ensures the realization of motion specifications.

The control obtained from the analysis of program motion can be treated as a feedforward (open-loop) control. In a real/perturbed flight this nominal control must then be enhanced by a feedback (closed-loop) control to stabilize realization of the specified motion. The present contribution is devoted to this problem. An idea and a mathematical model for the synthesis of the stabilized control law in a prescribed trajectory flight will be demonstrated. The robustness of the synthesized control will be illustrated through some numerical simulations.

KSZTAŁTOWANIE WŁAŚCIWOŚCI PILOTAŻOWYCH SAMOLOTU Z ODLEGŁOŚCIOWYM UKŁADEM STEROWANIA - SYMULACJA W UJĘCIU NIELINIOWYM

TOMASZ ROGALSKI¹⁾
PAWEŁ RZUCIDŁO²⁾
ANDRZEJ TOMCZYK³⁾

Odległościowy system sterowania, w odróżnieniu od klasycznego, umożliwia swobodne kształtowanie relacji przemieszczeń sterownicy i płaszczyzny sterowej. Poprzez odpowiedni dobór zależności pomiędzy położeniem (prędkością zmiany położenia) sterownicy, a wychyleniem lotek, steru wysokości i kierunku, można w pewnym zakresie modyfikować właściwości pilotażowe samolotu.

W ramach niniejszej pracy wykorzystano dwa niezależne rozwiązania, umożliwiające symulację pracy układów sterowania odległościowego w czasie rzeczywistym. Zawierają one różne rozwiązania sprzętowe. Cechą wspólną jest jednak możliwość łatwej i szybkiej wymiany badanych modeli. Stoiska umożliwiają również dynamiczne sprzęgnięcie komputerowych modeli z rzeczywistymi mechanizmami wykonawczymi. Sterowanie odbywa się przy użyciu miniaturowej sterownicy, a dane wizualizowane są za pomocą standardowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych.

W pracy pokazano, że zastosowanie odpowiedniej funkcji kształtującej właściwości układu sterowania pozwala poprawić charakterystyki pilotażowe samolotu.

1. Wstęp

Termin *Fly-By-Wire (FBW)* jest stosowany w odniesieniu do systemów sterowania samolotem, w których urządzenia elektroniczne przetwarzają czynności pilota (ruchy sterownicą) na sygnały elektryczne. Po dokonaniu odpowiednich przeliczeń wypracowywane są sygnały, służące do sterowania mechanizmami wykonawczymi, odpowiedzialnymi za wychylenia powierzchni sterowych. Proces ten odbywa się bez użycia bezpośrednich, mechanicznych połączeń organów i płaszczyzn sterowych [5].

W nowoczesnych systemach FBW pilot spełnia rolę operatora nadzorującego działanie układów automatycznego sterowania. W zależności od zaistniałej sytuacji może on realizować zadania na jednym z trzech określonych poziomów [6, 7]:

- stan podstawowy (I) – samolot automatycznie prowadzony i stabilizowany,

1 Mgr inż., Politechnika Rzeszowska. e-mail: Orakl@prz.rzeszow.pl

2 Mgr inż., Politechnika Rzeszowska. e-mail: PawelRz@prz.rzeszow.pl

3 Dr hab. inż. prof. PRz, Politechnika Rzeszowska. e-mail: ATomczyk@prz.rzeszow.pl

- sterowanie uproszczone (II) – aktywne systemy poprawiające stateczność i stabilność samolotu, kształtujące charakterystyki pilotażowe, itp.
- sterowanie awaryjne (III) – wychylenie płaszczyzn sterowych zależne od wychylenia sterownicy.

Niniejsza praca prezentuje próbę stworzenia systemu odległościowego sterowania samolotem, umożliwiającego realizację zadań charakterystycznych dla poziomu III i częściowo II. Będzie on w przyszłości wykorzystany do budowy zintegrowanego systemu FBW dla samolotów ogólnego przeznaczenia. W przyszłości poszukiwane będą rozwiązania kształtujące nowe właściwości pilotażowe samolotu.

2. Modelowanie samolotu z odległościowym układem sterowania

Stosując odpowiednie kryteria projektowe można w sposób teoretyczny przewidywać jakość sterowania samolotem [1, 2, 6]. Pozwalają one przewidzieć, czy dany obiekt będzie w określonych warunkach (fazach) lotu łatwy, trudny lub wręcz niebezpieczny w pilotażu. Istnieją również kryteria pozwalające określić obciążenie uwagi pilota podczas sterowania danym obiektem. Nieco więcej problemów pojawia się, gdy na etapie projektowania padają bardziej szczegółowe pytania, np. o komfort sterowania, czy też jak zachowa się samolot podczas konkretnego manewru. Na pełną ocenę własności pilotażowych samolotu ma wpływ tak wiele czynników, że ich ujęcie w sposób ścisły jest trudne.

W niniejszych badaniach posłużono się metodą eksperymentalną. Taka ocena właściwości pilotażowych samolotu wymaga aktywnego udziału pilota (operatora) w badaniach. Dla potrzeb eksperymentu potrzebny jest więc model działający w czasie rzeczywistym. Jednocześnie model ten trzeba wyposażyć w odpowiednie interfejsy pozwalające stworzyć choćby namiastkę kabiny rzeczywistego samolotu.

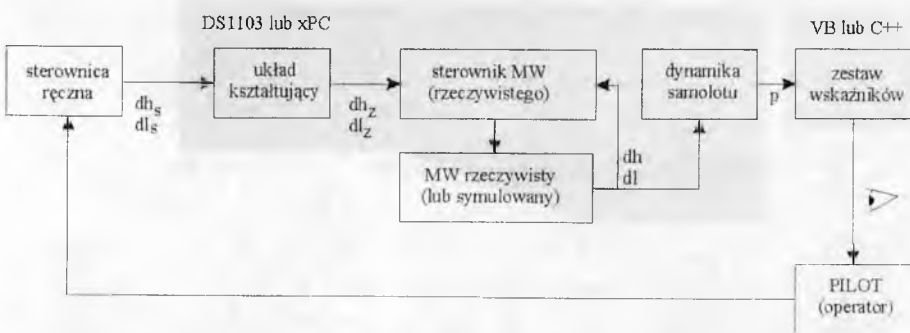
2.1. Stoisko badawcze

W ramach niniejszej pracy wykonano dwa niezależne stoiska umożliwiające symulację pracy układów sterowania odległościowego w czasie rzeczywistym.

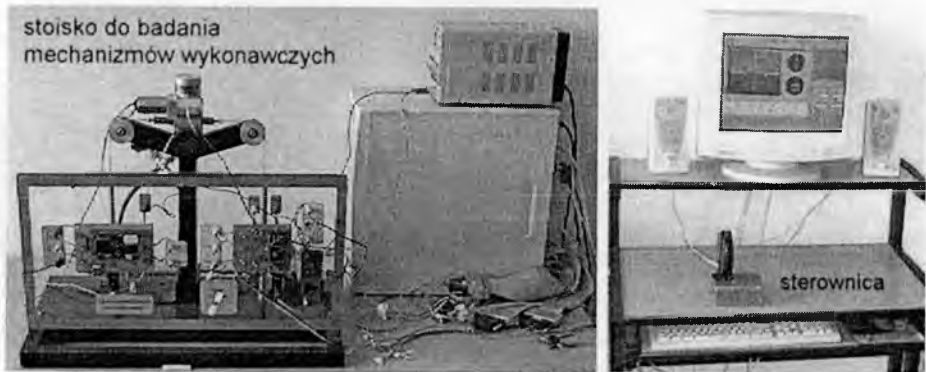
Pierwsze z nich składa się z dwóch typowych komputerów, z których jeden pracuje jako system czasu rzeczywistego xPC. Odpowiada za komunikację ze sterownicą, mechanizmami wykonawczymi, symuluje dynamikę samolotu. Drugi komputer służy natomiast do wizualizacji parametrów lotu (wirtualny kokpit), przełączania trybów pracy i modyfikacji modelu układu sterowania i samolotu.

Stoisko numer 2 bazuje na komputerze wyposażonym w kartę DS1103 PPC. Pracując w czasie rzeczywistym, karta ta daje możliwość symulacji dynamiki samolotu, mechanizmów wykonawczych (lub sterowania rzeczywistymi mechanizmami), obsługuje sterownicę jak również komunikuje się z oprogramowaniem komputera bazowego.

W przypadku obu stoisk parametry lotu są zobrazowane za pomocą typowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych: sztucznego horyzontu, prędkościomierza, wysokościomierza, żyrobosoli, itd. Modułowe oprogramowanie tworzone w językach wysokiego poziomu daje możliwość kształtowania zestawu wirtualnych przyrządów.



Rys. 1. Stoisko do symulacji odległościowego układu sterowania, gdzie: dh_s, dl_s – sygnały wypracowane na potencjometrach sterownicy, dh_z, dl_z – zadane wychylenia lotek i steru wysokości, dh, dl – rzeczywiste wychylenia, p – wektor wybranych parametrów lotu.



Rys. 2. Zdjęcia stoiska do symulacji odległościowego układu sterowania

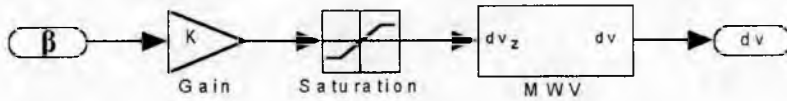
2.2. Dynamika samolotu i układy automatycznego sterowania

Dynamika samolotu została zamodelowana w oparciu o liniowe równania stanu, uwzględniające wzajemne sprzężenie ruchu podłużnego i bocznego poprzez układ równań różniczkowych Eulera [4, 6] opisujący zależności kinematyczne:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= p + \operatorname{tg} \vartheta (q \sin \varphi + r \cos \varphi) \\ \dot{\vartheta} &= q \cos \varphi - r \sin \varphi \\ \dot{\psi} &= \frac{(r \cos \varphi - q \sin \varphi)}{\cos \vartheta}\end{aligned}\quad (1)$$

W badaniach posłużono się modelami samolotów M-20 Mewa i AN-28 Skytruck. Jednym z założeń niniejszej pracy było takie ukształtowanie układu sterowania odległościowego, aby w działaniu przypominał tradycyjne organy sterowe i jednocześnie usprawniał pracę pilota. Zdecydowano więc, że sterownica będzie odpowiadała bezpośrednio tylko za pracę lotek i steru wysokości. Ster kierunku

wykorzystano natomiast do automatycznego tłumienia oscylacji holendrowania i eliminacji kąta ślizgu.



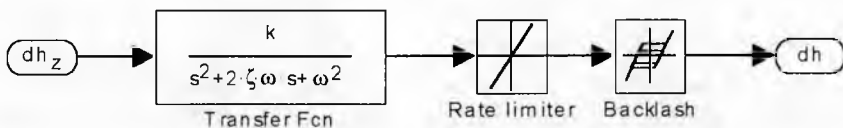
Rys. 3. Struktura zastosowanego tłumika holendrowania, gdzie: β – kąt ślizgu, Gain – wzmacnienie tłumika, MWV – mechanizm wykonawczy steru kierunku (patrz p.2.3), Saturation – ograniczenie maksymalnego wychylenia steru, dv – wychylenie steru kierunku

2.3. Mechanizmy wykonawcze

W pracy wykorzystano również stoisko laboratoryjne służące do badań rzeczywistych, elektromechanicznych elementów wykonawczych. Jest ono wyposażone w układy obciążające jak również sterownik mocy. Sterownik posiada dwa wejścia. Jednym z nich można zadawać kierunek działania mechanizmu (lewo lub prawo), natomiast drugie jest sterowane sygnałem PWM i służy do sterowania prędkością obrotową silnika napędowego. Położenie mechanizmu można wyznaczyć na podstawie sygnałów z odpowiedniego potencjometru.

Kontroler odpowiadający za pozycjonowanie powierzchni sterowych wykonano jako część systemu pracującego w czasie rzeczywistym na karcie DS1103. Dzięki temu może on współpracować z modelem dynamiki samolotu i układami kształtującymi.

Rzeczywisty mechanizm wykonawczy stosowano do sterowania lotkami (lub sterem wysokości) podczas gdy drugi mechanizm wykonawczy był symulowany. Jego strukturę przyjęto w postaci:

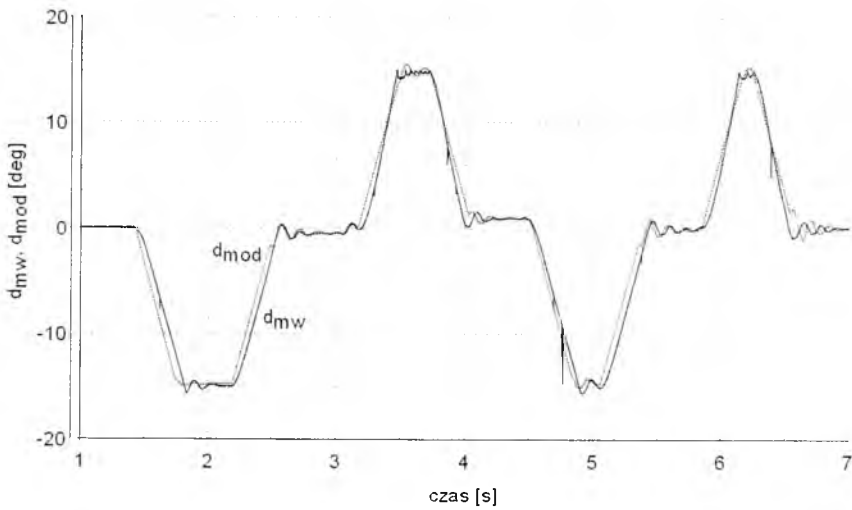


Rys. 4. Model mechanizmu wykonawczego, gdzie: dh_z – zadana wartość położenia steru wysokości, ζ , ω , s – parametry członu oscylacyjnego 2-go rzędu, Rate limiter – ograniczenie prędkości działania mechanizmu do w_{max} , Backlash – luzy mechaniczne, histereza o wartości h

Parametry powyższego modelu zostały zidentyfikowane na podstawie badań rzeczywistego elementu wykonawczego. Otrzymano następujące wyniki:

$$\zeta = 0.15 \qquad \omega = 0.7854 \text{ rad/s} \qquad k = 0.6154 \text{ rad}^2/\text{s}^2$$

$$w_{max} = 0.7854 \text{ rad/sh} = 0.00349 \text{ rad}$$



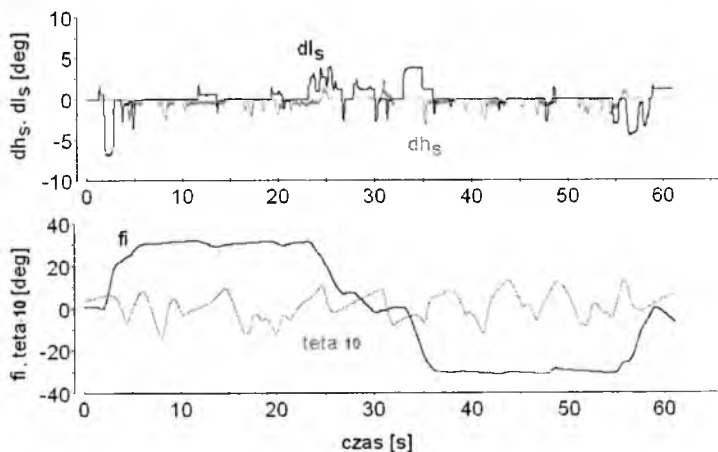
Rys. 5. Porównanie działania mechanizmu wykonawczego rzeczywistego (d_{mw}) i modelowanego (d_{mod})

Jednoczesne zastosowanie dwóch modeli mechanizmu wykonawczego jak również ich kombinacja z rzeczywistym elementem wykonawczym potwierdziły poprawność procesu identyfikacji. Nie zaobserwowano wyraźnych różnic wynikających z zamiennego zastosowania modelu i rzeczywistego mechanizmu.

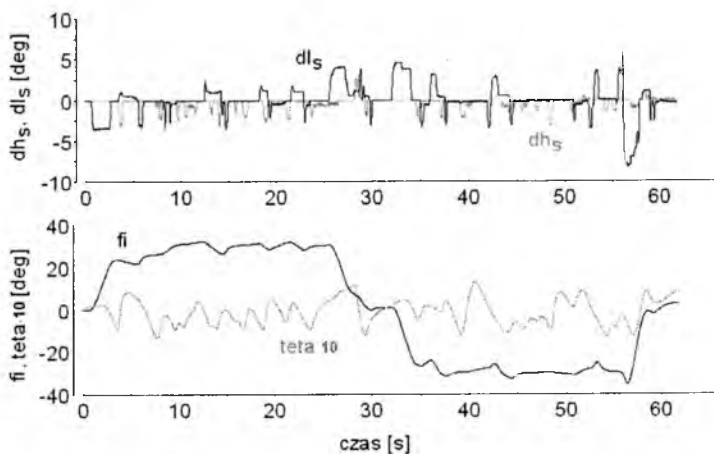
3. Kształtowanie właściwości pilotażowych

Pierwsze próby symulacji odległościowego układu sterowania prowadzone z pominięciem mechanizmów wykonawczych wykazały, że mini sterownica ręczna jest dość czułym urządzeniem. Model samolotu wyraźnie reagował na działania pilotów, którzy są przyzwyczajeni do nieco większych organów sterowych i działających na nie sił. Na rysunku 6 przedstawiono wykresy wychyleń sterownicy podczas wykonywania zakrętów o 90° (w prawo i lewo z przechyleniem 30°) jak również wykresy kąta przechylenia i pochylenia.

Wprowadzenie rzeczywistych mechanizmów wykonawczych spowodowało znaczne pogorszenie właściwości pilotażowych samolotu. Na wykresie 7 widać, że pilot usiłował utrzymywać założony kąt przechylenia w zakręcie. Opóźnienie reakcji płaszczyzn sterowych wprowadzało jednak układ pilot-samolot w oscylacje, których amplituda dochodziła w przypadku kąta przechylenia nawet do 10° . Pogorszenie jakości sterowania widać również w przypadku kąta pochylenia.



Rys. 6. Przykład ręcznego sterowania samolotem AN28 podczas wykonywania zakrętów, układ sterowania z idealnymi mechanizmami wykonawczymi



Rys. 7. Przykład ręcznego sterowania samolotem AN28 podczas wykonywania zakrętów, układ sterowania z rzeczywistymi mechanizmami wykonawczymi

W celu eliminacji niekorzystnego wpływu właściwości mechanizmów wykonawczych zastosowano układy kształtujące [3] zależność wychylenia płaszczyzn sterowych od wychylenia sterownicy (patrz rys. 1). Jako pierwszy zastosowano układ o funkcji przejścia:

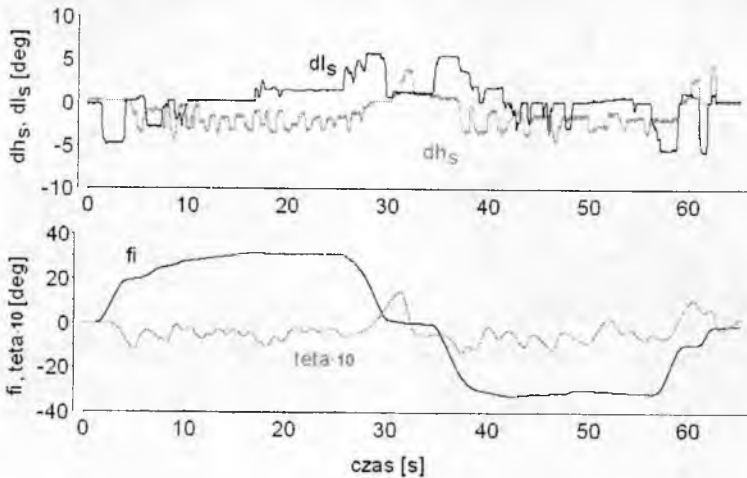
$$d_z = \left(\frac{d_s}{\sqrt{d_{s_{\max}}}} \right)^2 \operatorname{sgn} d_s \quad (2)$$

przy czym

$$d_{zmax} = d_{smax} = |d_{zmin}| = |d_{smin}|$$

gdzie: d_s – sygnał wypracowywany na potencjometrze (wychylenie ministerownicy),
 d_z – zadawane przemieszczenie płaszczyzny sterowej.

W wyniku działania tego układu samolot stał się znacznie łatwiejszy w pilotażu. Utrzymanie stałych parametrów w zakręcie wymagało co prawda obszerniejszych wychyleń sterownicy, dzięki temu jednak małe korekty nie zaburzały przebiegu całości manewru. Samolot w opinii pilotów zachowywał się bardziej naturalnie niż poprzednie modele. W konsekwencji można było dość dokładnie wykonywać zadane manewry (rys. 8).



Rys. 8. Przykład ręcznego sterowania samolotem AN28 podczas wykonywania zakrętów, układ sterowania z rzeczywistymi mechanizmami wykonawczymi i układem formującym o funkcji przejścia (2)

Kolejnym etapem badań było zastosowanie funkcji przejścia, uwzględniającej nie tylko statyczne położenie sterownicy, lecz także szybkość i kierunek zmian tego położenia [3]. Funkcję tę można opisać w ogólnym przypadku równaniem:

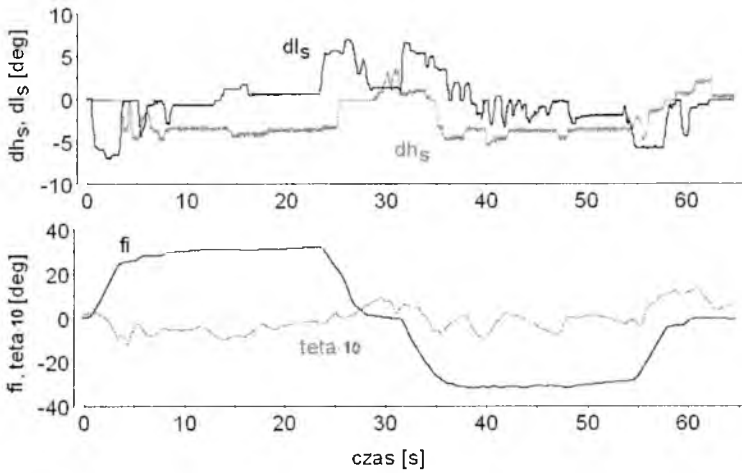
$$d_z = \min \left\{ \begin{array}{l} |f(d_s) + k \cdot \dot{d}_s| \\ d_{s \max} \end{array} \right\} \operatorname{sgn} (f(d_s) + k \dot{d}_s) \quad (3)$$

gdzie:

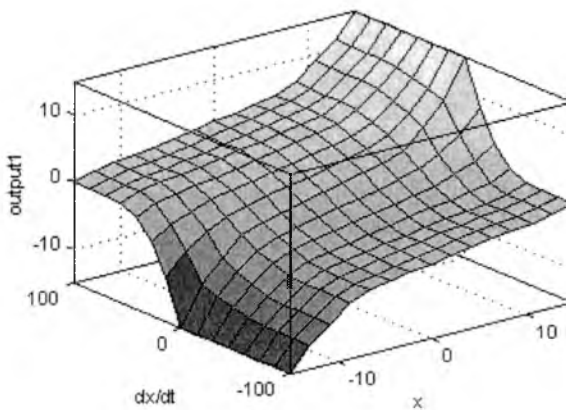
- $f(d_s)$ – funkcja położenia sterownicy, np. (2),
 - k – współczynnik wagi prędkości wychylania sterownicy.
- Założenia analogiczne jak dla wzoru (2).

Wprowadzenie powyższych modyfikacji wpłynęło bardzo korzystnie na właściwości pilotażowe samolotu. Oprócz cech pozytywnych, opisanych w przypadku zależności (2), zastosowanie funkcji (3) w modelu dało następujące korzyści:

- możliwość skutecznej i szybkiej korekcji tak małych jak i dużych odstępstw od zadanych parametrów lotu,
- zmniejszenie ilości koniecznych ruchów sterownicą.



Rys. 9. Przykład ręcznego sterowania samolotem AN28 podczas wykonywania zakrętów, układ sterowania z rzeczywistymi mechanizmami wykonawczymi i układem formującym o funkcji przejścia (3)



Rys. 10. Płaszczyzna sterowania charakteryzująca rozmytą funkcję przejścia zastosowanego układu formującego [3]

Opierając się na bazie wiedzy ekspertów, zarówno pilotów jak i konstruktorów, można zbudować rozmytą funkcję kształtującą reakcję płaszczyzn sterowych w klasycznym trybie sterowania. Powinna ona charakteryzować się małymi wzmocnieniami dla niewielkich i powolnych ruchów sterownicą. W przypadku obszernych i szybkich sterowań jej współczynnik wzmocnienia powinien odpowiednio rosnąć (aż do osiągnięcia maksymalnych wychyleń sterów). Przykład takiej funkcji przedstawiono na rysunku 10.

4. Wnioski i uwagi końcowe

Badania wykonane przy współpracy z pilotami udowodniły, że kształtowanie wychyleń płaszczyzn sterowych, zarówno na podstawie statycznego położenia sterownicy jak i jej dynamiki, powoduje naturalne i adekwatne do oczekiwań zachowanie modelu. Dzieje się tak, gdyż:

- duże odchylenia od zadanych parametrów lotu koryguje się poprzez większe statyczne wychylenia sterownicy (w tym zakresie powinna posiadać ona duże wzmocnienie),
- małych korekt pilot dokonuje zwykle za pomocą niewielkich, lecz szybkich ruchów sterownicą – ważna jest tu prędkość wychyleń, a nie ich dokładna wartość (oprócz tego blisko neutralnego położenia, ze względów konstrukcyjnych, sterownica posiada strefę nieczułości),
- wykorzystanie prędkości wychylania sterownicy powoduje automatyczną kontrolę przy powracaniu do położenia neutrum (tym mocniejszą im szybciej wycofano drążek).

Dużym ograniczeniem przy kształtowaniu właściwości pilotażowych samolotu mogą okazać się układy wykonawcze. Wraz ze spadkiem prędkości ich działania szybko maleje skuteczność układów kompensujących.

Należy również podkreślić, że przedstawiona na rys. 10 płaszczyzna sterowania nie jest jedynym możliwym rozwiązaniem opisywanego zagadnienia. Prowadzone są w tym kierunku dalsze badania i eksperymenty.

Prezentowany sposób kształtowania właściwości pilotażowych samolotu jest fragmentem prac zmierzających do budowy zintegrowanego systemu sterowania odległościowego samolotem ogólnego przeznaczenia.

Bibliografia

1. Bociek S., Gruszecki J., *Układy sterowania automatycznego samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999
2. Morawski J.M., *Gospodarka informacją w układzie pilot-samolot*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1994
3. Rogalski T., *The conception of the pilot friendly control system for small local communication aircraft*, AIAA 2002-4871 (w przygotowaniu)
4. Stevens B.L., Lewis F.L., *Aircraft Control and Simulation*, Willey & Sons, Kanada, 1992
5. Stowe S., *Fly-By-Wire*, Air Line Pilot, 2, 2000

6. Tomczyk A., *Pokładowe cyfrowe systemy sterowania samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999
7. Tomczyk A., *Handling Qualities Augmentation System for General Aviation*, AIAA Paper No 2001-4264, CDROM ISBN1-56347-511-1

Modification of piloting characteristics of a fly-by-wire aircraft. Nonlinear simulation

Summary

Unlike the classical aircraft control systems (where the control-lever or steering-wheel is directly connected on the control surfaces) the fly-by-wire systems enable one to assume arbitrarily the relations between free formation of the stick-control surface. By the proper choice of relations between the mini stick position (or/and speed) and control surfaces deflection, we can modify piloting characteristics of the aircraft.

Two independent solutions were used in this project which allowed for the real-time simulation of the fly-by-wire aircraft. These systems consist of different hardware structures. They both enabled quick and easy switching between the models. This equipment also allows for a dynamic connection between computer models and real elements such as actuators. The mini stick is responsible for steering. Data visualisation instruments are typical aircraft gauges.

The results of computer simulations and laboratory tests show that is possible to improve the handling qualities of a general aviation aircraft.

ZINTEGROWANY SYSTEM POMIAROWY DLA LEKKICH SAMOLOTÓW Z POŚREDNIM SYSTEMEM STEROWANIA

ANDRZEJ TOMCZYK¹⁾

Referat przedstawia koncepcję oraz niektóre rozwiązania zintegrowanego systemu pomiarowego, przewidzianego dla samolotów ogólnego przeznaczenia nowej generacji, wyposażonych w pośredni (odległościowy) układ sterowania.

Zaprezentowano strukturę systemu, na który składają się urządzenia i czujniki pomiarowe połączone z centralnymi komputerami magistralą cyfrową CAN-2. Omówiono wybrane metody podwyższania dokładności i niezawodności działania systemu, wykorzystujące redundancję sprzętową i programową.

Przedstawiono metodykę wyboru właściwości algorytmów układu orientacji przestrzennej wykorzystującego tanie i mało dokładne żyroskopy pomiarowe.

1. Wprowadzenie

W ostatnich latach obserwuje się wzrost zainteresowań samolotami lekkimi, tworzącymi tzw. lotnictwo ogólne (*General Aviation*). Szczególnie widoczne jest to w USA, gdzie od 1994 roku realizowany jest program AGATE (*Advanced General Aviation Transport Experiment*), kontynuowany od 2000 roku jako SATS (*Small Aircraft Transportation System*). Programy te skupiają kilkanaście instytucji federalnych, uczelni i przedsiębiorstw lotniczych. Celem programu jest zbudowanie systemu powszechnej komunikacji powietrznej przy pomocy małych samolotów operujących z 5.400 publicznych lotnisk i 18.000 lokalnych lądowisk. Ruch lotniczy ma być zorganizowany na wzór autostrad (*Free Flight, Air Highway System*). Czas podróży ma ulec zmniejszeniu o połowę w ciągu najbliższych 10 lat i o 2/3 za 25 lat [5, 14].

Z wielu oczywistych powodów w kraju mamy realną szansę na rozwój jedynie niektórych gałęzi lotnictwa, nie wymagających wyrafinowanych technologii i wielomiliardowych inwestycji. Wydaje się, że można upatrywać szansę w budowie oryginalnych i funkcjonalnie zaawansowanych samolotów lekkich.

Zespół badawczy Katedry Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej realizuje projekt perspektywicznego układu sterowania samolotami lekkimi, który powinien zapewnić możliwość bezpiecznego pilotowania samolotu osobom z niewielkim doświadczeniem lotniczym. Podstawową ideą tego rozwiązania jest

1) dr hab. inż., prof. PRz, Katedra Awioniki i Sterowania, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska, ATomczyk@prz.rzeszow.pl

zastosowanie pośredniego systemu sterowania (*Fly-by-Wire*), a jego istotną cechą będzie wysoki poziom automatyzacji, prowadzący do budowy "prawie bezpilotowego" samolotu ogólnego przeznaczenia [10, 11]. Nie oznacza to wyeliminowania człowieka z procesu sterowania, lecz zmianę jego roli w systemie. Przyjazny użytkownikowi układ sterowania powinien tak ukształtować właściwości pilotażowe samolotu, aby sterowanie było łatwe i bezpieczne. Pilot przede wszystkim podejmuje decyzje, a system będzie je realizował lub sugerował najlepsze sposoby ich wykonania. System taki można również nazwać elektronicznym asystentem pilota.

Zastosowanie pośredniego systemu sterowania oznacza, że wszystkie jego zespoły powinny cechować się wysoką niezawodnością i wystarczającą (racjonalnie uzasadnioną) dokładnością działania. W pracy przedstawiono pokładowy system pomiarowy, będący źródłem informacji dla systemu sterowania i nawigacji. Zasygnalizowano niektóre zastosowane metody podwyższenia niezawodności i dokładności działania systemu bazujące na redundacji sprzętowej i analitycznej. Prezentowany projekt wykorzystuje doświadczenia i niektóre rozwiązania zastosowane we wcześniejszych konstrukcjach zespołu: cyfrowym autopilocie dla samolotów lekkich i lokalnej komunikacji (1990) oraz systemie nawigacji i sterowania bezpilotowym aparatem latającym (1999) [9, 10].

2. Struktura systemu pomiarowego

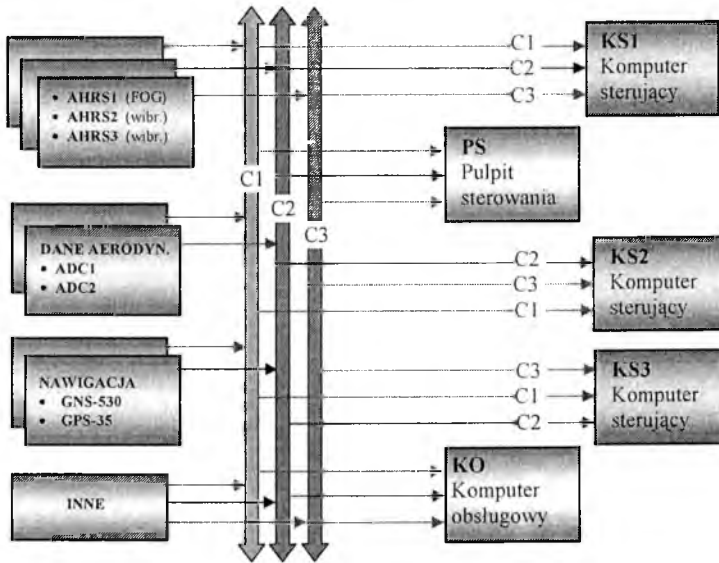
Na pokładowy system pomiarowy składa się wiele czujników i układów niezbędnych dla określenia stanu lotu oraz wielkości potrzebnych dla monitorowania urządzeń pokładowych. Uproszczoną strukturę zintegrowanego systemu pomiarowego przedstawia rys. 1. Podstawowym źródłem informacji o orientacji przestrzennej samolotu jest układ odniesienia i kursu (AHRS – *Attitude and Heading Reference System*), parametry ruchu samolotu względem powietrza określa centrala aerometryczna (ADC – *Air Data Computer*). Zespół nawigacyjny składający się z zintegrowanego odbiornika GNS-530 (GPS, VOR, ILS, radiostacja łączności) oraz rezerwowego odbiornika GPS-35 zapewnia niezbędne informacje nawigacyjne. Blok "Inne" reprezentuje pozostałe czujniki i układy pomiarowe, które nie będą omawiane w niniejszym artykule. Układy pomiarowe są zwielokrotnione (redundacja sprzętowa), a integrację systemu umożliwia potrójna magistrala cyfrowa CAN-2 łącząca wszystkie elementy systemu z komputerami sterującymi [1]. Oprogramowanie komputerów sterujących realizuje funkcje redundancji analitycznej, wykonuje procedury diagnostyczne oraz rekonfiguracji systemu w przypadku wykrycia uszkodzenia. Generalną przyjętą zasadą projektową jest założenie, że prawdopodobieństwo jednoczesnego uszkodzenia dwóch uzupełniających się urządzeń jest nie większe niż klasycznego mechanicznego układu sterowania (rzędu 10^{-8} w czasie 1 godziny lotu).

2.1. Redundancja sprzętowa i analityczna, diagnozowanie i rekonfiguracja systemu

Decydujące znaczenie dla bezpiecznego funkcjonowania pośredniego układu sterowania ma niezawodność określenia orientacji przestrzennej samolotu. Z tego powodu zastosowano 3 niezależne układy pomiarowe AHRS, z których pierwszy jest bezkardanowym układem opartym na światłowodowych żyroskopach optycznych (FOG – *Fiber Optic Giro*), dwa pozostałe wykorzystują znacznie tańsze monolityczne

żyroskopy wibracyjne. Każdy z systemów realizuje odmienny algorytm obliczeniowy oraz wewnętrzne procedury diagnostyczne. Poprawność działania AHRS określana jest dwoma niezależnymi sposobami:

- przez porównanie sygnałów wyjściowych trzech urządzeń,
- przez porównanie pomierzonych kątów pochylenia i przechylenia z estymowaną wartością tych kątów, obliczonych na podstawie sygnałów z innych urządzeń pomiarowych (redundancja analityczna).



Rys. 1. Ogólna struktura pokładowego układu pomiarowego

W przypadku uszkodzenia jednego z czujników należy dokonać rekonfiguracji systemu, a do kontroli poprawności działania pozostałych należy wykorzystać ESTYMOWANĄ wartość analizowanej wielkości, uzyskaną niezależnie od obserwowanego układu pomiarowego. Przykładowo kąt przechylenia Φ można wyznaczyć z przybliżonego związku kinematycznego:

$$\Phi = \arctg \left(\frac{d\Psi_{GS}}{dt} \frac{V_{GS}}{g} \right) \quad (1)$$

gdzie:

- $\frac{d\Psi_{GS}}{dt}$ – pochodna kąta drogi mierzonego przy pomocy GPS,
 V_{GS} – prędkość lotu względem Ziemi mierzona przez GPS.

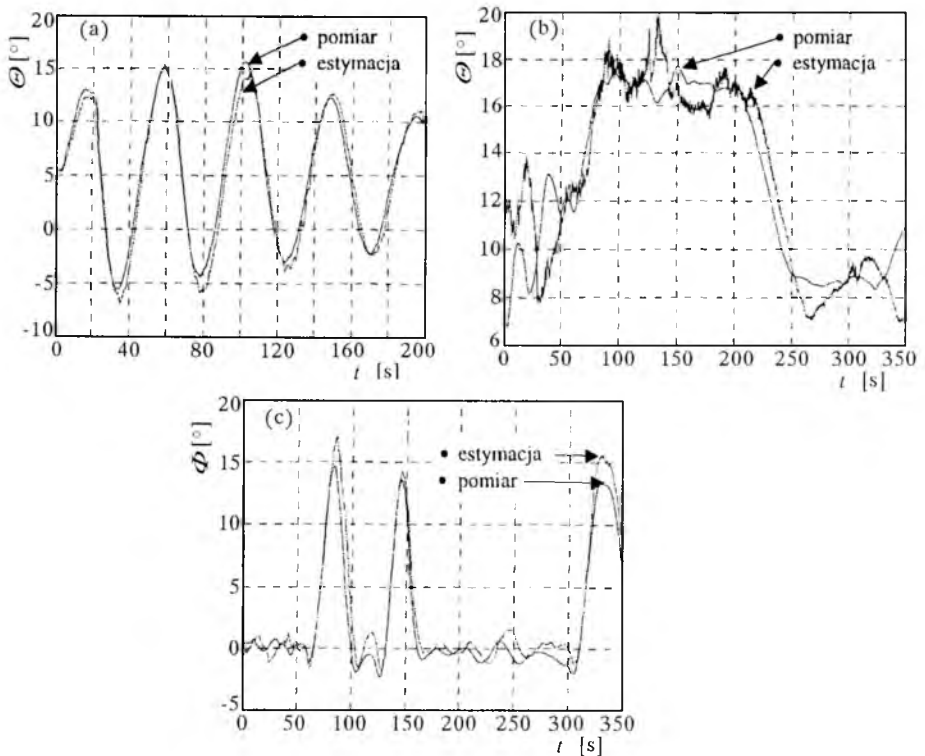
Kąt pochylenia Θ może być oszacowany z zależności aerodynamicznych:

$$\Theta = \gamma + \alpha \quad \gamma = \arcsin \left(\frac{w_G}{V_{TAS}} \right) \quad (2)$$

$$\alpha = b \frac{n_Z}{V_{IAS}^2 \cos \gamma} \quad b = \Theta V_{IAS}^2 \Big|_{H=\text{const}}$$

gdzie:

- γ – kąt toru,
- α – kąt natarcia,
- w_G – prędkość pionowa względem Ziemi,
- V_{TAS} – prędkość rzeczywista,
- V_{IAS} – prędkość instrumentalna,
- n_Z – współczynnik przeciążenia pionowego,
- b – współczynnik wyznaczony w ustalonym locie poziomym.



Rys. 2. Porównanie pomierzonych w locie (Cessna Citation II, $h=3500\text{m}$) (a), Koliber, $h=500\text{m}$) (b i c)) oraz estymowanych kątów: a) kąt pochylenia, atmosfera spokojna, b) kąt pochylenia, silna turbulencja, c) kąt przechylenia, silna turbulencja

Powyższe estymaty są przybliżone (założenia: zerowy kąt ślizgu, brak ruchów mas powietrza), lecz pozwalają wykryć najczęściej występujące uszkodzenia systemu pomiarowego.

Rekonfiguracja systemu polega na wyborze poprawnie działającej grupy urządzeń pomiarowych. W przypadku braku uszkodzeń nadmiarowość pomiaru wykorzystuje się do zmniejszenia statystycznego błędu pomiarowego zmiennej x , np. wg zależności:

$$x = \sum_{i=1}^n a_i x_i \quad \sum_{i=1}^n a_i = 1 \quad (3)$$

gdzie:

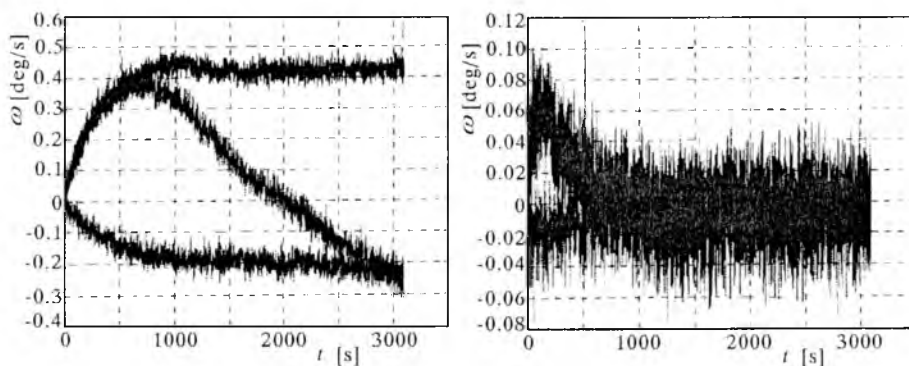
x_i – pomiary,

a_i – współczynniki wagowe uwzględniające dokładność i -tego pomiaru.

Przykładowe porównania mierzonych i estymowanych kątów pochylenia i przechylenia przedstawia rys. 2.

3. Układ orientacji przestrzennej i kursu

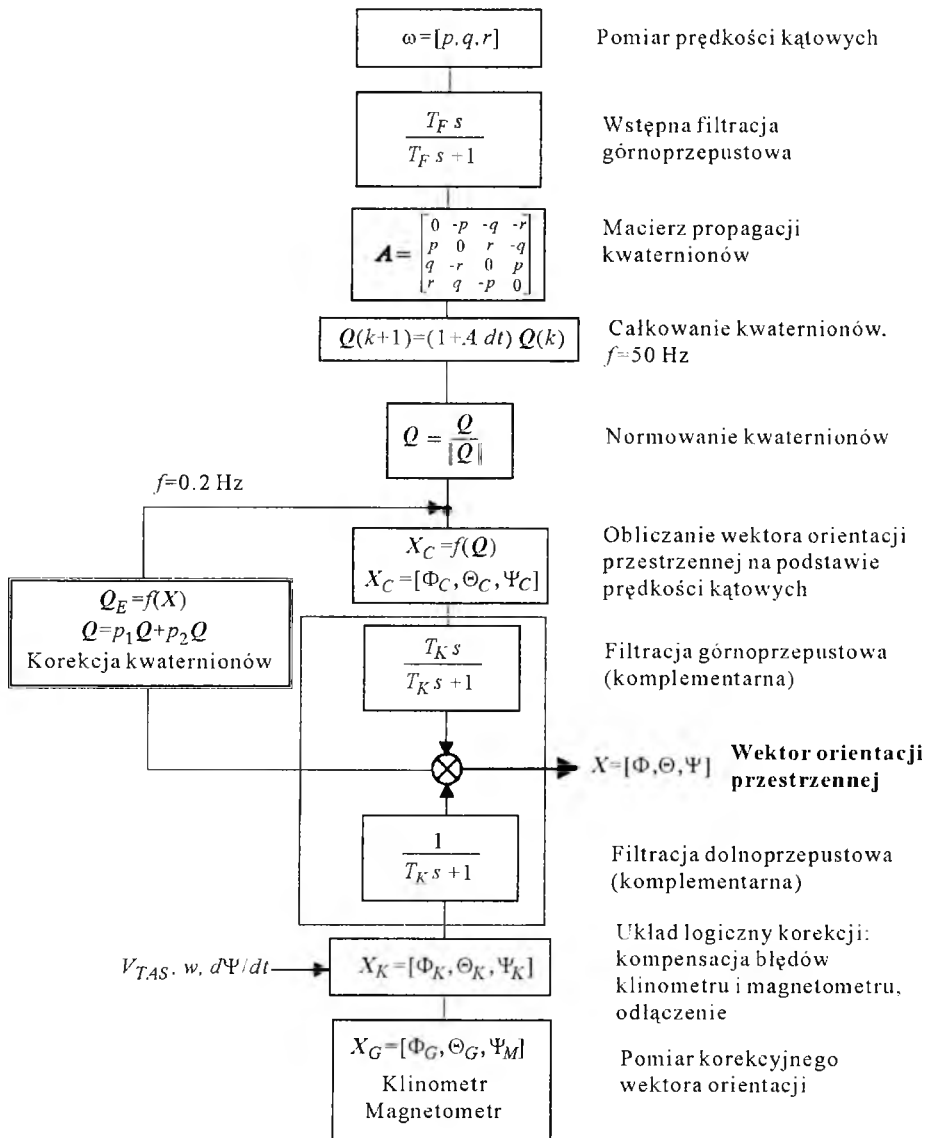
Dla potrzeb zintegrowanego systemu pomiarowego opracowano dwie wersje konstrukcyjne bezkardanowych układów odniesienia i kursu różniące się rodzajem zastosowanych żyroskopów pomiarowych. W pierwszym rozwiązaniu (μ IRU-3) wykorzystano światłowodowe żyroskopy optyczne (FOG μ FORS-36), w drugim (μ IRU-5) monolityczne żyroskopy wibracyjne (Murata ENC-05E). Model μ IRU-3 jest zmodyfikowaną wersją modelu μ IRU-1, stosowanego wcześniej na pokładzie bezpilotowego aparatu latającego [9, 12]. Dążąc do zmniejszenia kosztów systemu pomiarowego w modelu μ IRU-5 zastosowano tanie żyroskopy monolityczne, których właściwości metrologiczne są jednak znacznie gorsze [7]. Czujniki te są bardzo wrażliwe na zmiany temperatury, co powoduje konieczność umieszczenia ich w izotermicznym pojemniku o temperaturze stabilizowanej z dokładnością 0.5 K.



Rys. 3. Dryf żyroskopów wibracyjnych Murata ENC-5E po ustaleniu się temperatury wewnątrz obudowy (a) oraz efekt filtracji górnoprzepustowej ($T_f=60$ s) – widoczny szum pomiarowy czujników ± 0.05 °/s (b) [13]

Laboratoryjne badania wykazały, że nawet po ustaleniu się temperatury obserwowany dryf pomiarowy 3 czujników zawiera się w granicach 0.2 ± 0.5 °/s (rys. 3a).

Takie właściwości czujników pomiarowych wymagają zastosowania specjalnych algorytmów obliczeniowych, które zminimalizują wpływ błędów pomiarowych [4,6, 8]. Przykład zastosowania filtracji górnoprzepustowej przedstawia rys. 3b.



Rys. 4. Uproszczony schemat obliczeń bezkardanowego układu odniesienia μ IRU-5

Kąty orientacji obliczane są na podstawie całkowania prędkości kątowych obrotu samolotu względem układu związanego z Ziemią, a błędy pomiaru prędkości korygowane są sygnałami pionu grawitacyjnego i kursu magnetycznego. Zasadniczą część algorytmu stanowią obliczenia kinematyczne oraz filtracji komplementarnej [2, 3, 12]. Uproszczoną strukturę obliczeń przedstawia rys. 4. Estymowany wektor orientacji przestrzennej X obliczany jest poprzez sumowanie w filtrze komplementarnym I rzędu wektora orientacji X_C obliczonego przy pomocy rachunku kwaternionowego na podstawie pomierzonych prędkości kątowych ω , z korekcyjnym wektorem orientacji X_K pomierzonym przy pomocy klinometru i magnetometru. Kwaterniony są normalizowane oraz okresowo korygowane do wartości zbliżonej do estymowanej. Zapobiega to narastaniu różnicy pomiędzy wektorami orientacji X_C i X_K , co jest rezultatem względnie dużej prędkości dryfu żyroskopów monolitycznych (ok. 0.1°/s). Ta dodatkowa pętla sprzężenia modyfikuje właściwości filtru komplementarnego, który staje się filtrem II rzędu, a więc jest niewrażliwy na stały i liniowo narastający dryf czujników prędkości kątowych.

Właściwości filtru komplementarnego zdeterminowane są wielkością stałej czasowej T_K . W pracy [12] przedstawiono oszacowanie pozwalające na wstępny wybór stałej czasowej filtru w zależności od wielkości dryfu żyroskopów prędkościowych oraz przewidywanych zakłóceń działających na korekcyjne układy pomiarowe. W rzeczywistości błąd chwilowy obliczenia estymowanego wektora orientacji przestrzennej zależy od charakteru zakłóceń, które trudne są do teoretycznego modelowania. W niniejszym opracowaniu zaproponowano wybór stałej czasowej filtru komplementarnego poprzez minimalizację błędu pomiarowego powstającego podczas typowych manewrów samolotu, będącego pod wpływem rzeczywistych (pomierzonych) zakłóceń oraz uwzględniając rzeczywiste dryfy żyroskopów. Do oceny jakości pomiaru przyjęto funkcjonal kwadratowo-całkowy $J(T_K)$:

$$J(T_K) = \frac{1}{\Delta T} \int_0^{\Delta T} (\Delta X^T R \Delta X) dt \quad T_K = [T_\Phi, T_\Theta, T_\Psi] \quad (4)$$

gdzie:

$\Delta X(t)$ – błąd chwilowy pomiaru,

$\Delta X = [\Delta\Phi, \Delta\Theta, \Delta\Psi]^T$,

R – macierz wagowa, przyjęto $R = \text{diag}[r_1, r_2, r_3]$,

ΔT – czas obserwacji (symulacji).

Z powodu sprzężenia ruchów kątowych samolotu poszukiwano minimum funkcjonalu $J(T_K)$ jednocześnie względem stałych czasowych trzech filtrów komplementarnych dla kątów przechylenia, pochylenia i odchylenia.

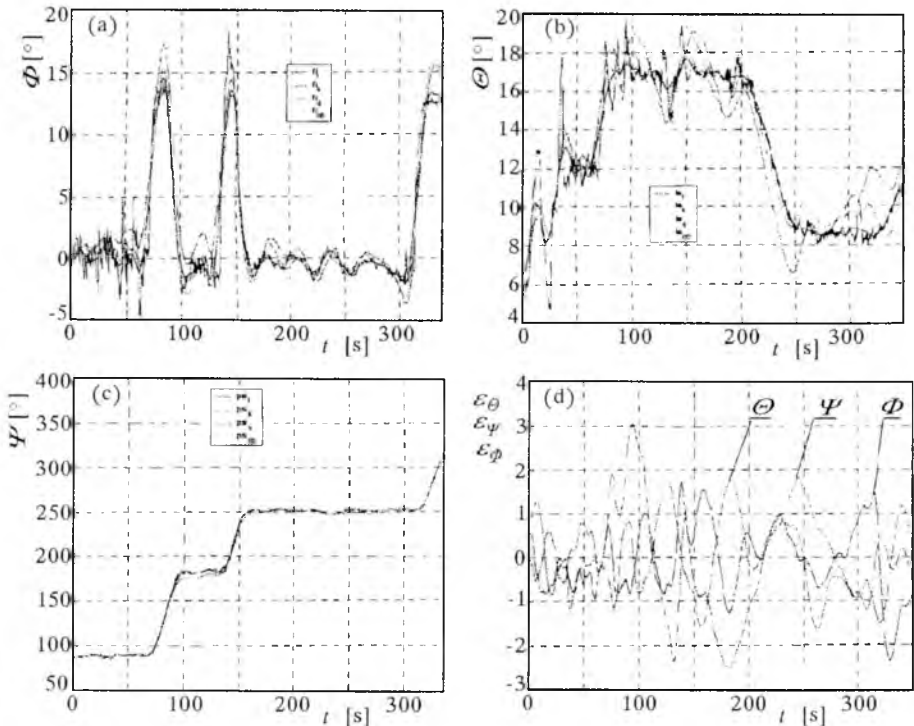
Do eksperymentów symulacyjnych wykorzystano dwa sposoby generowania tablic danych imitujących sygnały czujników pomiarowych:

A. Wariant analityczny:

- na okresowo zmienne funkcje prędkości kątowych p , q i r (przebiegi teoretyczne) nałożono stałe lub okresowe dryfy wolnozmiennne,
- teoretyczne sygnały korekcyjne zakłócono okresowymi zaburzeniami o nieskorelowanych częstotliwościach.

B. *Wariant eksperymentalny:*

- wykorzystano rzeczywiste dane pomiarowe z lotów próbnych, zarejestrowane prędkości kątowe traktując jako wartości teoretyczne,
- do przebiegów teoretycznych dodano dryf żyroskopów prędkościowych pomierzony na stanowisku laboratoryjnym,
- uwzględniono rzeczywiste (pomierzone) zakłócenia grawitacyjnych czujników układu korekcji oraz magnetometru.



Rys. 5. Przykładowe realizacje symulacji obliczeń układu AHRS wykorzystujących rzeczywiste dane z lotów pomiarowych samolotu PZL-110 Koliber: a) kąt przechylenia, b) kąt pochylenia, c) kurs, d) błąd obliczeń

Obliczenia wykonane dla wariantu analitycznego (A) pozwoliły zweryfikować poprawność działania algorytmów obliczeniowych oraz oszacować wrażliwość stałych czasowych filtrów komplementarnych na zmianę dryfu żyroskopów oraz częstotliwość i amplitudę zakłóceń. Zasadnicze obliczenia projektowe wykonano wykorzystując dane z lotów pomiarowych wykonanych na samolocie Cessna Citation II w Delft University of Technology oraz na samolocie PZL-110 Koliber zrealizowanych w Politechnice Rzeszowskiej podczas badań w locie systemu sterowania i nawigacji APC-4 [9]. Wybrano charakterystyczne i różniące się między sobą fragmenty lotów w spokojnej (Cessna) i turbulentnej (Koliber) atmosferze, gdy samolot prowadzony był przez

autopilota lub pilotowany ręcznie. Przykładowe realizacje obliczeń symulacyjnych służących do obliczania wartości minimalizowanej funkcji celu przedstawia rys. 5.

Wykonano szereg cykli obliczeń i wyznaczono wartości stałych czasowych minimalizujących funkcjonal (2). Dla macierzy wagowej $R = \text{diag}[0.3, 0.5, 0.2]$ uzyskano uśrednione wartości stałych czasowych: $T_\phi = 12$ s, $T_\theta = 23.8$ s, $T_\psi = 39.1$ s. Średniokwadratowe błędy obliczeń przyjmują średnią wartość $\overline{\Delta X} = [0.8^\circ, 0.7^\circ, 1.2^\circ]^T$.

Wartości skrajne stałych czasowych różnią się od średnich o ok. 60%, zastosowanie tych wartości zwiększa błędy obliczeń o ok. 30% w stosunku do optymalnych (minimalizujących funkcjonal jakości).

Proponowany sposób wyboru parametrów algorytmu bezkardanowego układu odniesienia uwzględnia rzeczywiste (w tym również indywidualne) właściwości żyroskopów pomiarowych oraz charakter zakłóceń typowych dla danej klasy samolotów, wykonujących loty w najczęściej spotykanych warunkach meteorologicznych. Jest to więc próba "indywidualizacji" właściwości urządzenia pomiarowego. Wariantem rozwojowym systemu będzie wyposażenie go w mechanizm adaptacji, dostosowujący parametry algorytmu obliczeniowego do aktualnych warunków lotu i stanu burzliwości atmosfery.

4. Podsumowanie

Zintegrowany system pomiarowy jest elementem składowym pokładowego systemu nawigacji i sterowania samolotem lekkim. Zaproponowane rozwiązania pozwalają spodziewać się, że uzyskana będzie niezbędna niezawodność działania systemu, a jednocześnie pomimo zastosowania tanich elementów pomiarowych, dokładność pomiaru będzie wystarczająca dla realizacji funkcji automatycznego sterowania samolotem, oraz poprawnego działania systemów modyfikujących właściwości pilotażowe samolotu. Istotną cechą systemu jest jego modułowość, zastosowanie zwielokrotnionej cyfrowej magistrali danych oraz integracja wskazań wielu przyrządów w celu uzyskania możliwie dużej dokładności i niezawodności pomiarów poprzez zastosowanie rekonfiguracji systemu pomiarowego. Istotną rolę w systemie pomiarowym spełnia układ odniesienia i kursu (AHRS), dlatego też warto stosować algorytmy minimalizujące jego błędy pomiarowe, w tym poszukiwać odpowiednich metod adaptacji tych algorytmów. W proponowanym rozwiązaniu zastosowano redundancję sprzętową i programową, a także specjalistyczne algorytmy obliczeń dla uzyskania satysfakcjonujących właściwości systemu pomiarowego.

Bibliografia

1. *CAN specification Version 2.0*, Robert Bosch GmbH, 1991
2. Dąbrowski W., Popowski S., *System pomiaru parametrów lotu dla bezzałogowego statku latającego*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, **186**, seria Mechanika, **56**, I, 2001, 137-144
3. Dąbrowski W., Popowski S., *Sztuczny horyzont strapdown*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, **186**, seria Mechanika, **56**, I, 2001, 145-152

4. Gosiewski Z., Ortyl A., *Algorytmy inercyjnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1999
5. Jorgensen C., Wheeler K., *Letting thoughts take wing*, Aerospace America, AIAA, March 2002, 33-37
6. Ortyl A., *Tani bezkardanowy układ orientacji przestrzennej*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, **186**, seria Mechanika, **56**, 1, 2001, 177-184
7. Petersen J., *MEMS – beginnings of a navigation breakthrough*, Professional Pilot, January 2002, 78-82
8. Titterton D.H., Weston J.L., *Strapdown inertial navigation technology*, Peter Peregrinus Ltd, Stevenage, 1997
9. Tomczyk A., *Badania w locie układu nawigacji i sterowania bezpilotowym aparatem latającym*, IV Konferencja Metody i Technika Badań Statków Powietrznych w Locie, **1**, Mrągowo, 2000, 237-252
10. Tomczyk A., *Handling Augmentation System for General Aviation Aircraft*, AIAA Paper, 2001-4264, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, 6-9 August 2001
11. Tomczyk A., *Pokładowe cyfrowe systemy sterowania samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999
12. Tomczyk A., *The Testing of the Inertial Reference Unit*, Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw Univ. of Technology, Research Bulletin, **10**, 1, Warszawa, 2001, 211-217
13. Trela A., *Przelicznik integralnego układu odniesienia*, Praca dyplomowa, Politechnika Rzeszowska, 2002 (w opracowaniu)
14. Wilson J.R., *Creating cars that fly*, Aerospace America, AIAA, July 2001, 52-61

Integrated measuring system for a general aviation aircraft equipped with a Fly-by-Wire control system

Summary

The paper presents the idea and some technical solutions of the integrated measuring system designed for new generation of a general aviation aircraft.

Research team of Rzeszów University of Technology has undertaken the task of designing, building, and testing of a new version of the flight control system, user-friendly for pilots with limited aviation experience. The main idea of the project is to use a specialized Fly-by-Wire control system. Accordingly, all its subsystems should ensure a high level of reliability and sufficient precision of operation.

In the paper one of the subsystems is presented: the on-board measuring system. Its structure, which consists of the set of sensors connected to the central processor unit using CAN-2 digital bus, is presented. Some methods for improving precision and reliability of the equipment are also discussed.

The Attitude and Heading Reference System (AHRS) plays a major role in the instrumentation system, so basic algorithms assuring minimization measurement errors are described. That is especially important since the applied solution is based on cheap sensors, not revealing a very high performance characteristics. The hardware and analytical redundancy as well as specialized algorithms were used to obtain satisfying metrological properties of the system.

The results of computer simulations and laboratory tests are presented.

Rozdział VII

Aerodynamika systemów latających

PROJEKT AERODYNAMICZNY PROFILI SKRZYDŁA SZYBOWCA WYCZYNOWEGO

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI¹

W artykule omówiono metodykę oraz podstawowe problemy obliczeniowego projektowania klapowych profili laminarnych do skrzydła szybowca wyczynowego. Celem projektowania było uzyskanie zarówno niskiego oporu w całym użytkowym zakresie współczynników siły nośnej, jak również dużej nośności maksymalnej oraz małej wrażliwości na zabrudzenie powierzchni skrzydła.

1. Wprowadzenie

Konkurencja na rynku szybowcowym sprawiła, że osiągi szybowców osiągnęły niemal pułap teoretycznych możliwości dla klasycznych rozwiązań odnośnie ich aerodynamiki. Aby to osiągnąć powszechne stało się zastosowanie nowoczesnych metod obliczeniowych aerodynamiki oraz technik eksperymentalnych. Proces projektowania aerodynamicznego szybowca obejmuje zwyczajowo trzy etapy. Pierwszym jest projekt profili dla skrzydła i usterzeń. W przeszłości stosowano określony profil na skrzydło, dostępny w katalogach profili (głównie Wortmanna i Epplera). Aktualnie, dzięki znacznemu postępowi metod obliczeniowych [1] profile projektuje się specjalnie do danego szybowca w taki sposób, aby spełniał on w sposób możliwie najlepszy wymagania postawione przez konstruktora. Pozwala to jednocześnie zastosować zmienne profile wzdłuż rozpiętości, dla optymalnego dopasowania ich własności do zmiennej liczby Reynoldsa wynikającej z kształtu obrysu skrzydła. Projekt profili aerodynamicznych zwykle obejmuje też weryfikację eksperymentalną co najmniej niektórych z tych profili. Profile tak projektowane nie są już ogólnodostępne i na ogół nie podaje się do publicznej wiadomości ich własności ani geometrii. Drugi etap projektowania aerodynamiki szybowca obejmuje analizę aerodynamiki kadłuba. Ostatnim, zamykającym etapem projektowania jest eliminacja niekorzystnych efektów interferencji aerodynamicznej [2], która powoduje, że rzeczywiste charakterystyki osiągowie szybowca mogą dość znacząco odbiegać od przewidywanych. Opór skrzydła stanowi od ok. 55% w warunkach dużej prędkości do nawet 95% oporu całkowitego szybowca przy dużych współczynnikach siły nośnej. Powoduje to, że dobre własności profilu płata mają zasadniczy wpływ na własności szybowca. Profil taki powinien

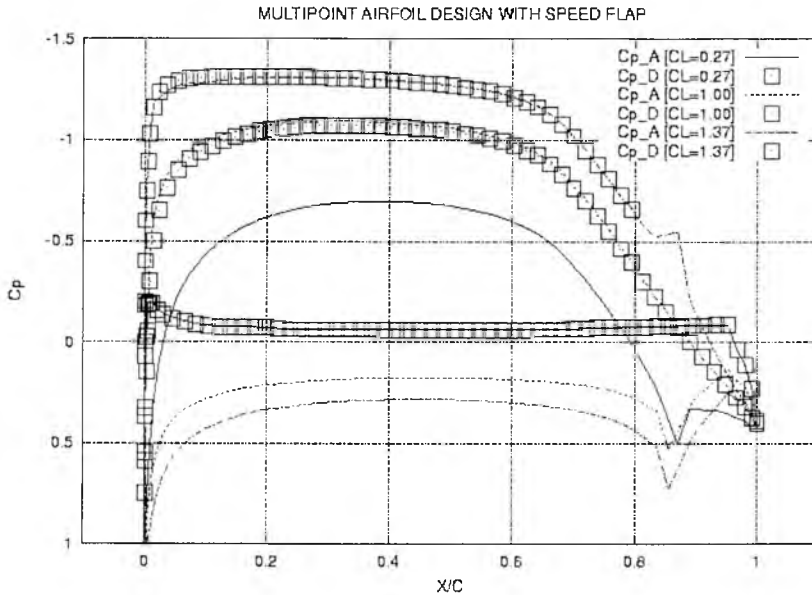
¹ Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

oprócz małego oporu charakteryzować się dużą nośnością maksymalną, dobrymi własnościami wytrzymałościowymi i sztywnościami oraz stosunkowo małą wrażliwością na zabrudzenie powierzchni (owady) oraz opad atmosferyczny. Mały opór uzyskać można poprzez rozległą laminaryzację opływu profilu. Prowadzi to jednak do niebezpieczeństwa oderwania warstwy laminarnej (np. w postaci pęcherza oderwania laminarnego) i w efekcie do degradacji własności aerodynamicznych. Aby temu zapobiec stosuje się w końcowym fragmencie opływu laminarnego wymuszoną turbulizację warstwy laminarnej w oparciu o mechaniczne lub (coraz częściej) pneumatyczne turbulizatory. Opór profilu, jego charakterystyki nośne oraz wrażliwość na brud zależy zasadniczo od rozkładów ciśnienia na jego powierzchni. Projektowanie aerodynamiczne prowadzi się głównie w oparciu o tak zwane metody odwrotne. Polega to na zadaniu rozkładu ciśnienia na konturze profilu i następnym wyznaczeniu geometrii która możliwie wiernie generuje taki rozkład. Sprawa projektowania wyraźnie się komplikuje w przypadku profili klapowych, w których stosuje się wychylenia klap dla adaptacji profilu do zmiennych warunków przelotowych (zmiana prędkości i masy szybowca). Krytycznym parametrem, który decyduje o ostatecznym efekcie projektowania w oparciu o metody odwrotne jest trafne określenie wymaganych (tzw. konstrukcyjnych) rozkładów ciśnienia. W artykule zaprezentowano elementy procesu projektowania profilu skrzydła do wyczynowego szybowca o rozpiętości 18m z klapą prędkościową. Profil przeznaczony jest na część wewnętrzną skrzydła (ciężiwa ok. 700 mm).

2. Metodyka projektowania i wyniki

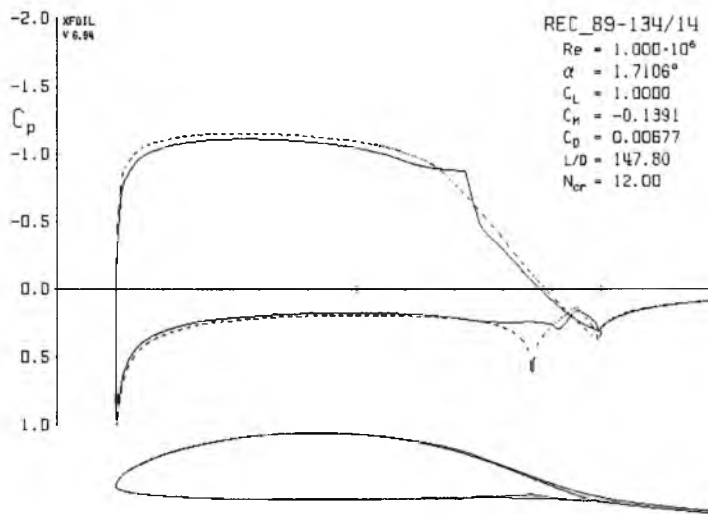
Z uwagi na brak danych porównawczych w postaci informacji o profilach najlepszych szybowców wyczynowych projektowanie objęło dwa etapy. Pierwszym była próba uzyskania takich danych dla profilu jednego z najlepszych szybowców wyczynowych klasy 15 m: ASW-27, którego dość szczegółowe dane projektowe (ale nie geometria) były opublikowane [3]. W szczególności opublikowane były rozkłady ciśnienia dla trzech punktów konstrukcyjnych (kątownatarcia i konfiguracji - kątów wychylenia klap) profilu DU89-134/14 zastosowanego na tym szybowcu. Przedstawione zostały również niektóre wyniki badań tunelowych. Profil ten zaprojektowany został stosunkowo dawno (1989) i zastosowany na szybowcu ok. czterech lat później, jednak wciąż pozostaje w czołówce jeżeli chodzi o uzyskiwane osiągi. W oparciu o metodę optymalizacji [4] wyznaczono geometrię, która realizuje zadane rozkłady ciśnienia dla trzech kątów natarcia i trzech różnych kątów wychylenia klap. Uzyskana geometria odtwarza dość wiernie (Rys. 1) konstrukcyjne rozkłady ciśnienia i posiada tę samą grubość (13.4%) co pierwowzór, należy się więc spodziewać, że jest bardzo zbliżona do oryginalnej. Projekt aerodynamiczny nowego profilu realizowany był w oparciu o w/w metodę optymalizacyjną oraz o program XFOIL, pozwalający zarówno na rozwiązanie zagadnienia odwrotnego dla przepływu potencjalnego jak i analizę opływu profilu uwzględnieniem oddziaływania warstwy przyściennej oraz takich zjawisk jak przejście laminarno-turbulentne (w oparciu o analizę stabilności warstwy laminarnej), oderwanie warstwy laminarnej z formowaniem pęcherza laminarnego, oderwania warstwy turbulentnej w obszarze

splywowym oraz oddziaływanie śladu lepkiego za profilem. Pozwala również oszacować wartość C_{z-max} profilu.

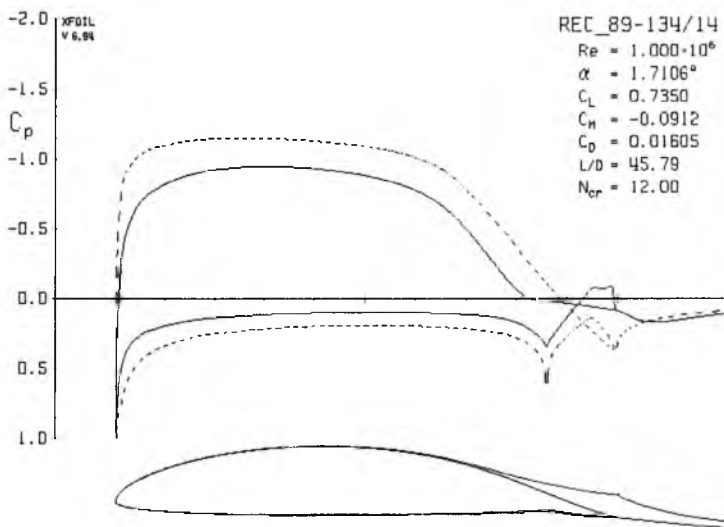


Rys. 1. Wymagane i uzyskane rozkłady ciśnienia na konturze profilu

Projektowany profil miał grubość względną 13%. Najistotniejszymi parametrami, które podlegały określeniu w procesie projektowania były: rozciągłość obszaru przepływu laminarnego na spodzie i górze profilu, cięciwa kłapy oraz gradienty ciśnienia w tylnej części profilu. Ich właściwe określenia rzutuje w sposób najbardziej istotny na efekt końcowy procesu projektowania. Szczegółowa analiza doprowadziła do przyjęcia cięciwy kłapy 17% (jest to wyraźnie więcej niż w konstrukcjach aktualnie budowanych) oraz 92% przepływu laminarnego na dolnej powierzchni (na szybowcu ASW-27 95%). W procesie projektowania rozważano różne wartości tych parametrów, kątów wychylenia kłap i kształtów rozkładu ciśnienia na górnej i dolnej powierzchni. Analizowano charakterystyki aerodynamiczne dla zmiennej liczby Reynoldsa, odpowiadającej warunkom lotu poziomego przy obciążeniu powierzchni nośnej 36 kg/m^2 . Zabrudzenie lub zmoczenie powierzchni symulowano wymuszonym przejściem w okolicy noska profilu (5% cięciwy). Typowym zjawiskiem występującym na profilach laminarnych, jest oderwanie warstwy przysięiennej w obszarze splywowym przy przedwczesnym przejściu warstwy laminarnej w turbulentną i wynikająca z tego degradacja własności aerodynamicznych. Objawia się ona zarówno znacznym wzrostem oporu jak i spadkiem siły nośnej. W szczególności rozkład ciśnienia na końcowych 40% górnej powierzchni okazał się wyjątkowo znaczący dla wyników końcowych, przebiegu charakterystyki siły nośnej w okolicy krytycznych kątów natarcia i wrażliwości na brud.



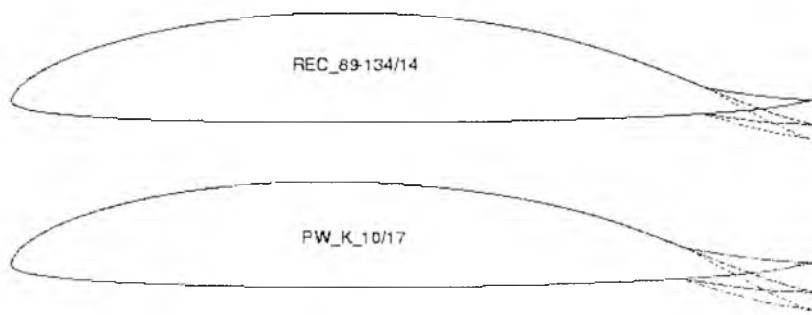
Rys. 2. Optyw profilu w warunkach swobodnego przejścia warstwy przyściennej



Rys. 3. Optyw profilu w warunkach przedwczesnej, wymuszonej turbulencji warstwy przyściennej

Rysunki 2 i 3 przedstawiają rozkłady ciśnienia na odtworzonym profilu przy kącie wychylenia kłapy 12.5° , liczbie Reynoldsa 1 mln i kącie natarcia 1.71° . W warunkach

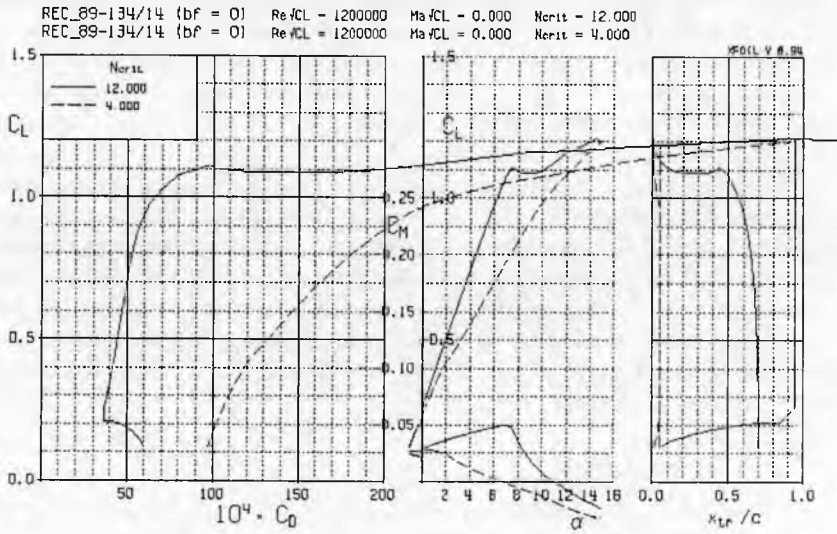
swobodnego przejścia (rys. 2) warstwy przyściennej obliczeniowa wartość współczynnika siły nośnej wynosi 1.0, a doskonałość aerodynamiczna profilu sięga 150. W warunkach wymuszonego przejścia warstwy laminarnej w turbulentną w 5% cięciwy (Rys. 3) pojawia się rozległe oderwania na górnej powierzchni w pobliżu spływu. Powoduje to zarówno silny spadek współczynnika siły nośnej (ponad 26%) jak i bardzo znaczący wzrost oporu (blisko 2.5-krotny). Dobierając w sposób właściwy rozkład ciśnienia na konturze profilu można zminimalizować te niekorzystne zjawiska Rys. 4 przedstawia kształty profili: odtworzonego i zaprojektowanego w oparciu o przyjęte własne parametry charakteryzujące przepływ. Problem analizy aerodynamicznych parametrów konstrukcyjnych i właściwego doboru rozkładów ciśnienia stanowił zasadniczą część prezentowanej pracy. W rozwiązaniu tego problemu pomógł też częściowo program (i doświadczenie w jego zastosowaniu) realizujący zagadnienie odwrotne dla warstwy przyściennej [5]. Zaprojektowany profil oznaczony jest jako PW_K_10/17. Profile wydają się być bardzo zbliżone, jednak zarówno rozkłady ciśnienia oraz zjawiska przepływowe jak i wynikowe charakterystyki aerodynamiczne różnią się (obliczeniowo) bardzo znacząco.



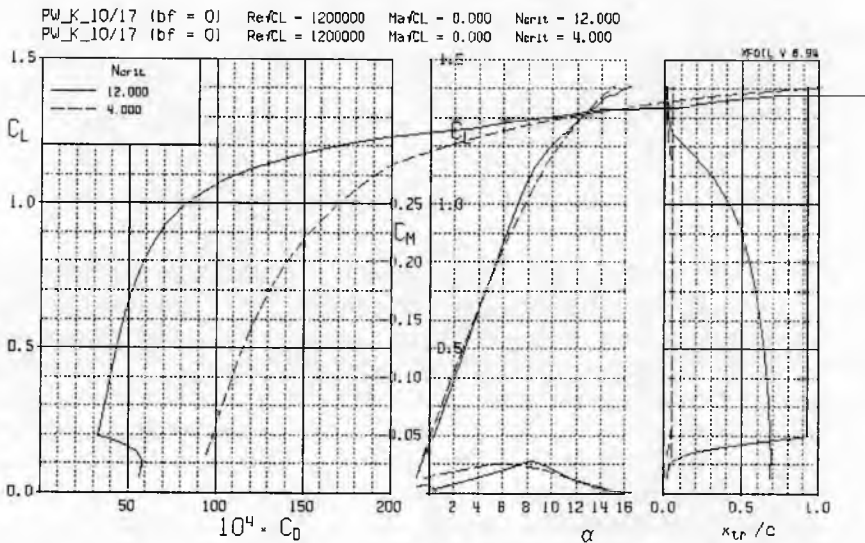
Rys. 4. Geometria profilu odtworzonego oraz zaprojektowanego

Na rysunku 5 przedstawiono przebieg charakterystyk dla profilu odtworzonego przy niewychylonej klapie w warunkach przejścia swobodnego i wymuszonego. Widać zarówno znaczący wzrost oporu profilowego, jak i bardzo znaczącą redukcję wartości współczynnika siły nośnej i jej nachylenia dla profilu brudnego. Charakterystyka nośności przy przejściu swobodnym jest również dość charakterystyczna (badania tunelowe ją w pełni potwierdzają) z zakresem kątów natarcia powodujących spadek C_L i późniejszym ponownym wzrostem. Jest to zjawisko, które oceniane jest niekorzystne z punktu widzenia własności lotnych szybowca. Rysunek 6 przedstawia obliczone charakterystyki profilu zaprojektowanego. Jak widać przebieg ich jest znacząco inny. Na rysunku 7 porównano charakterystyki obu profili dla niewychylonej kłapy i swobodnego przejścia warstwy laminarnej. Profil ten, w porównaniu do profilu odtworzonego, charakteryzuje się nieco mniejszym obszarem opływu laminarnego

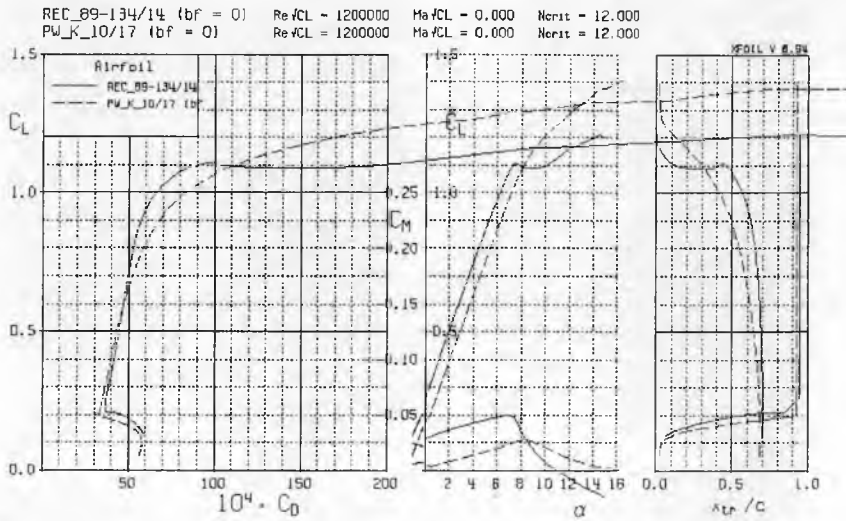
i zasadniczo różną statecznością warstwy laminarnej, posiada mniejszy opór minimalny i zupełnie inny (łagodniejszy) charakter przeciągnięcia.



Rys. 5. Charakterystyka dynamiczna profilu odtworzonego przy zerowym wychylenia kłapy w warunkach swobodnego i wymuszonego przejścia



Rys. 6. Charakterystyka aerodynamiczna profilu zaprojektowanego przy zerowym wychylenia kłapy w warunkach swobodnego i wymuszonego przejścia

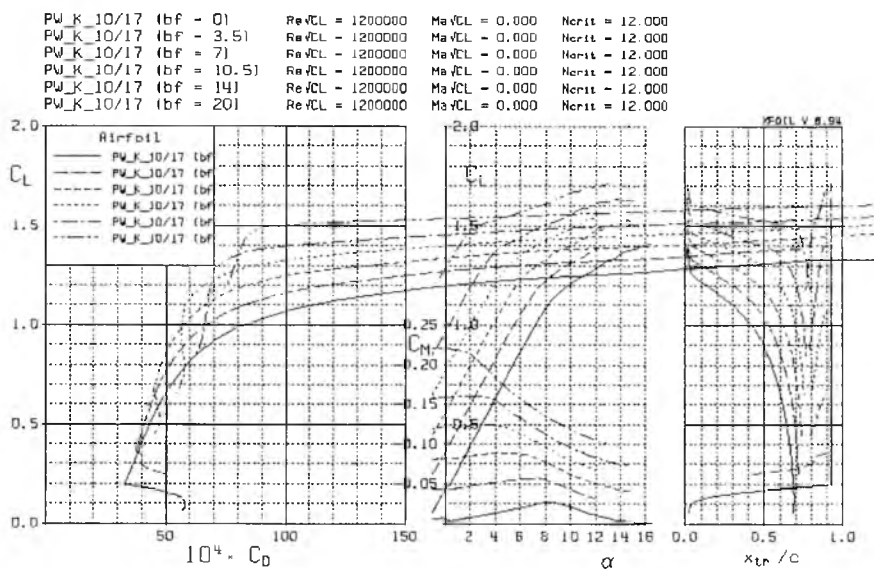


Rys. 7. Porównanie charakterystyk profili: odtworzonego i zaprojektowanego w warunkach swobodnego przepływu

Wymuszona turbulizacja przepływu praktycznie nie powoduje zmian przebiegu współczynnika siły nośnej, a spowodowany tym wzrost oporu jest znacząco mniejszy. Czułość profilu na zanieczyszczenie nieco wzrasta wraz z wychyleniem kłapy, jednak obliczeniowe charakterystyki zaprojektowanego profilu pozostają wyraźnie korzystniejsze w porównaniu do wyjściowego profilu porównawczego. Z uwagi na obszerność materiału nie zostały one zaprezentowane w artykule. Rys. 8 przedstawia sumaryczne, obliczeniowe własności profilu PW_K_10/17 dla różnych kątów wychylenia kłapy. Obwiednia biegunowej jest bardzo korzystna

3. Wnioski

Efektom prezentowanej pracy jest laminarny profil skrzydła przeznaczony do szybowca wyczynowego. Obliczeniowe charakterystyki aerodynamiczne są bardzo zachęcające. Obwiednia oporu prezentowana na Rys. 8 jest lepsza od analogicznej obliczonej dla porównawczego profilu odtworzonego z rozkładów ciśnienia. W szczególności profil powinien być stosunkowo mało wrażliwy na zabrudzenie. Niekorzystną konsekwencją przyjętych parametrów przepływu jest konieczność zastosowania stosunkowo wielu ustawień kłapy w celu optymalnej adaptacji profilu do bieżących wymagań. Pełna satysfakcja z zaprezentowanych efektów projektowania możliwa będzie jednak dopiero po pozytywnej weryfikacji eksperymentalnej tych własności. Aktualnie przygotowujemy model segmentu płata w pełnej skali i stoisko do badań w locie. Powinno to pozwolić na weryfikację prezentowanych wyników w warunkach niemal identycznych do tych, panujących w rzeczywistym opływie skrzydła szybowca.



Rys. 8. Charakterystyki aerodynamiczne zaprojektowanego profilu dla różnych kątów wychylenia klap

Bibliografia

1. Drela M., XFOIL: *An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Ed. T.J.Mueller, Lecture Notes in Eng. 54, 1989
2. Boermans L.M.M., Nikolosi F., Kubryński K., *Aerodynamic Design of High-Performance Sailplane Wing-Fuselage Combination*, ICAS Congress Proceedings – Melbourne, 1998
3. Boermans L.M.M., van Garrel A., *Design and Windtunnel Test Results of a Flapped Laminar Flow Airfoil for High-Performance Sailplane Applications*, 19th ICAS Congress, USA, 1241-1247, 1994
4. Kubryński K., Application of the Panel Method to Subsonic Aerodynamic Design, *Inverse Problems in Engineering*, 5, 87-112, 1997
5. Kubryński K., *Inverse Treatment of Design Problems in Low Speed Aerodynamics*, *Proceedings of Fifth World Congress on Computational Mechanics*, Ed. H.A.Mang, F.G.Rammerstorfer, J.Ererhardsteiner, Viena, Austria, July 7-12, 2002

Aerodynamic design of wing sections for high a performance sailplane**Summary**

The paper presents a procedure and most important problems of aerodynamic design of laminar wing sections for a high performance sailplane. The adaptation of the airfoil to the actual flight conditions is performed by the means of the trailing edge flap. The most important objective is to ensure a low drag within the whole range of lift coefficient, but low sensitivity of maximum lift coefficient to any roughness (e.g. insects) was also considered.

WPLYW SLOTA-DEFLEKTORA NA WSPÓŁCZYNNIKI AERODYNAMICZNE W NOWEJ TECHNOLOGII STEROWANIA OPLYWEM PROFILU

ROBERT JÓZWIAK¹
KRZYSZTOF KUBRYŃSKI¹
PIOTR SIERPUTOWSKI¹
MIECZYŚLAW LITWIŃCZYK¹

Przedmiotem artykułu jest nowa, oryginalna i nowatorska technologia sterowania opływem profilu oraz generowania w ten sposób pożądaných charakterystyk aerodynamicznych. Do sterowania opływem profilu stosowane jest urządzenie nazwane slotem-deflektorem. Slot-deflektor instalowany jest w odpowiedni sposób w rejonie krawędzi natarcia profilu. Głównym celem prezentowanej nowej metody było osiągnięcie lepszych rezultatów od uzyskiwanych przy konwencjonalnym stałym slotcie. Badania eksperymentalne i obliczenia numeryczne w pełni potwierdziły przyjęte na wstępie założenia. W porównaniu do klasycznego stałego slotu uzyskano podobne maksymalne wartości współczynnika siły nośnej i krytycznego kąta natarcia oraz znacznie mniejsze współczynniki oporu i dużo większą doskonałość w zakresie przelotowych kątów natarcia.

1. Wprowadzenie

Aktywne sterowanie opływem powierzchni nośnych to jedno z podstawowych zadań współczesnej aerodynamiki. Wiąże się ono z praktyczną, w warunkach lotu, realizacją wielokryterialnej optymalizacji układu sił i momentów działających na skrzydło samolotu.

Jednym z najważniejszych celów stawianych w procesie projektowania aerodynamicznego samolotu jest określenie jego geometrii zewnętrznej, która spełni takie wymagania jak: duże wartości maksymalnych współczynników siły nośnej, małą wartość współczynnika oporu, odpowiednią stateczność warstwy przyściennej i pożądaný (zwykle łagodny) przebieg rozwoju oderwania, małą wrażliwość na zabrudzenie, zmoczenie i deformację powierzchni itd., przy zachowaniu możliwie daleko idącej prostoty konstrukcyjnej rozwiązania i niskich kosztach produkcji i eksploatacji. Zwykle wymagane jest spełnienie powyższych wymogów aerodynamicznych nie w pojedynczym punkcie konstrukcyjnym, lecz w szerokim zakresie parametrów lotu, od prędkości minimalnej, poprzez warunki manewru z dużym przeciążeniem do warunków lotu poziomego z maksymalną prędkością (małe C_x).

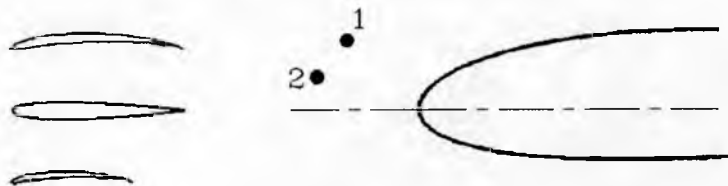
¹ Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawskiej

Wymagania te stoją zwykle we wzajemnej sprzeczności, np. mały opór klóci się z wymaganiem dużej nośności. Jednym z powszechnie stosowanych dotychczas sposobów i urządzeń do sterowania opływem skrzydła oraz generowania pożądanych charakterystyk aerodynamicznych są klasyczne sloty. Sloty stałe powodują bardzo duży wzrost minimalnej wartości współczynnika oporu, dlatego w praktyce stosuje się większe przelotowe kąty natarcia w celu zachowania możliwie dużej doskonałości aerodynamicznej. Odbywa się to niestety przy dużych wartościach współczynnika oporu, powodujących znaczny wzrost zużycia paliwa. Natomiast sloty wysuwane czynią konstrukcję skrzydła skomplikowaną, powodują znaczny wzrost jej ciężaru i również znaczny, niekorzystny wzrost oporu w czasie startu. Przedmiotem referatu będzie nowa, oryginalna i nowatorska technologia sterowania opływem profilu i generowanie w ten sposób odpowiednich charakterystyk aerodynamicznych. Koncepcja ta jest przedmiotem projektu badawczego, finansowanego przez Komitet Badań Naukowych. Sterowanie opływem profilu odbywa się w tym wypadku przez odpowiednio zaprojektowaną mechanizację jego krawędzi natarcia. Elementem mechanizacji profilu jest urządzenie nazwane obrotowym slotem-deflektorem. Specyficznym ukształtowany slot-deflektor jest instalowany w odpowiedni sposób w rejonie krawędzi natarcia profilu.

Głównym celem prezentowanej nowej metody sterowania opływem skrzydła przez slot-deflektor było uzyskanie podobnych maksymalnych wartości współczynnika siły nośnej i krytycznego kąta natarcia jak w przypadku klasycznego stałego slotu oraz zmniejszenie współczynnika oporu w zakresie małych kątów natarcia przy jednoczesnym uproszczeniu rozwiązań konstrukcyjnych i zmniejszeniu ich ciężaru.

2. Modele i warunki badań

Badania eksperymentalne przeprowadzono w tunelu małych prędkości (z otwartą przestrzenią o średnicy 1.16m) Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej. Model segmentu skrzydła z profilem NACA 2415 był wyposażony w dwie płyty brzegowe, w efekcie czego uzyskano efektywne wydłużenie 3.55. Ciężka profilu wynosiła 0.3 m, a rozpiętość 0.6 m. Slot-deflektor był instalowany przed krawędzią natarcia modelu w różnych miejscach. Przebadano trzy wersje geometryczne slota-deflektora z profilami wklęsło-wypukłymi, dwuwypukłymi i symetrycznymi. Zmieniona była również ciężka i grubość slota-deflektora.



Rys. 1. Geometrie slota-deflektora i ich usytuowanie

Badania eksperymentalne i obliczenia numeryczne prowadzone były przy liczbie Reynoldsa 840 000.

Pomiary współczynników aerodynamicznych przeprowadzone były przy użyciu trójskładowej wagi tensometrycznej podczas gdy pomiary rozkładów ciśnienia przy pomocy automatycznie sterowanego multimanometru kolumnowego z wyjściem cyfrowym. Pomiary w warstwie przyściennej przeprowadzono przy użyciu aparatury termoanemometrycznej. Obliczenia numeryczne prowadzone były przy wykorzystaniu programu MSES [2].

3. Wyniki badań eksperymentalnych

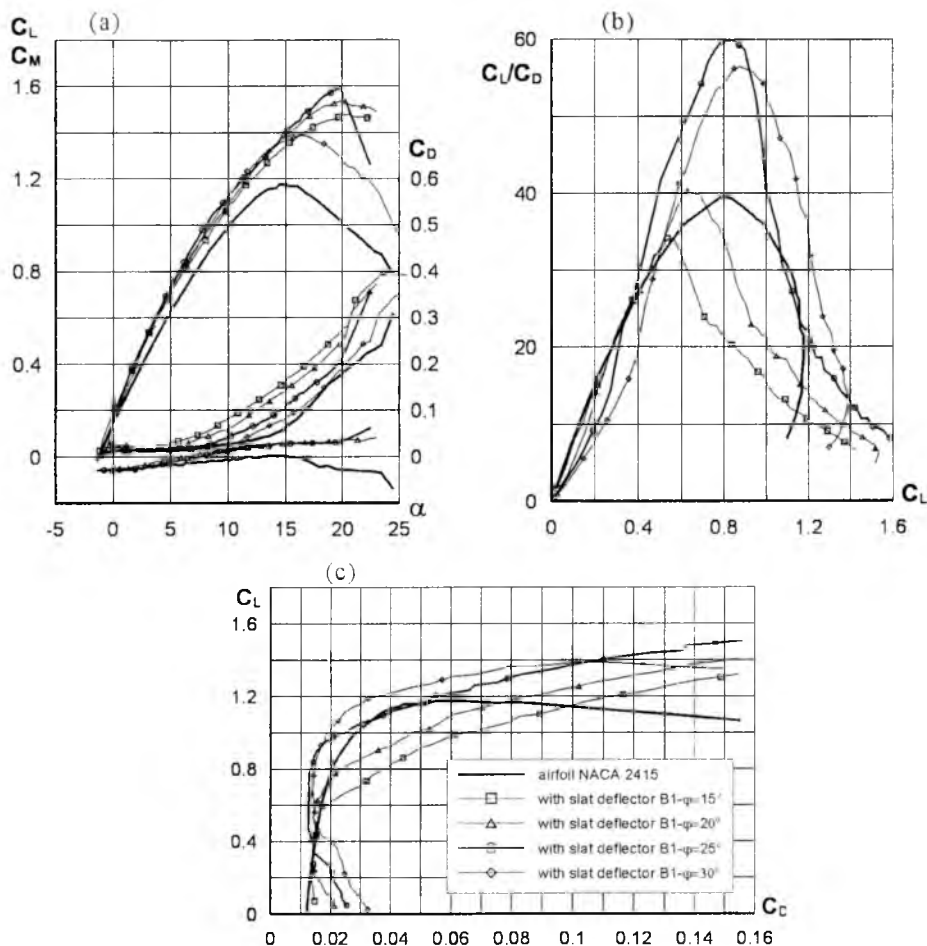
Zaprezentowane w artykule wyniki stanowią tylko niewielką część z przeprowadzonych pomiarów eksperymentalnych.

Na wstępie należy przede wszystkim powiedzieć, że uzyskane rezultaty w pełni potwierdziły wcześniejsze oczekiwania i kierunki zmian charakterystyk aerodynamicznych.

Najlepsze rezultaty z punktu widzenia minimum oporu i maksimum doskonałości aerodynamicznej uzyskane w trakcie badań tunelowych przedstawiono na rys. 2. Zaprezentowane na rys. 2a charakterystyki aerodynamiczne dotyczą konfiguracji profilu z wersją B1 slotu-deflektora, dla różnych jego kątów nachylenia φ .

Wykres ten pokazuje, że slot-deflektor powoduje znaczny wzrost zarówno maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej C_{zmax} , jak i krytycznego kąta natarcia α_{kr} . Uzyskana w tym przypadku wartość $C_{zmax}=1.59$ jest trochę mniejsza niż w przypadku klasycznego slotu (1.69), podczas gdy krytyczne kąty natarcia są podobne w obu rozwiązaniach. Jednakże slot-deflektor spowodował znaczące przyrosty pochodnej $dC_z/d\alpha$. Ten rezultat był dużym zaskoczeniem ponieważ klasyczne sloty nie powodują zmiany tej pochodnej.

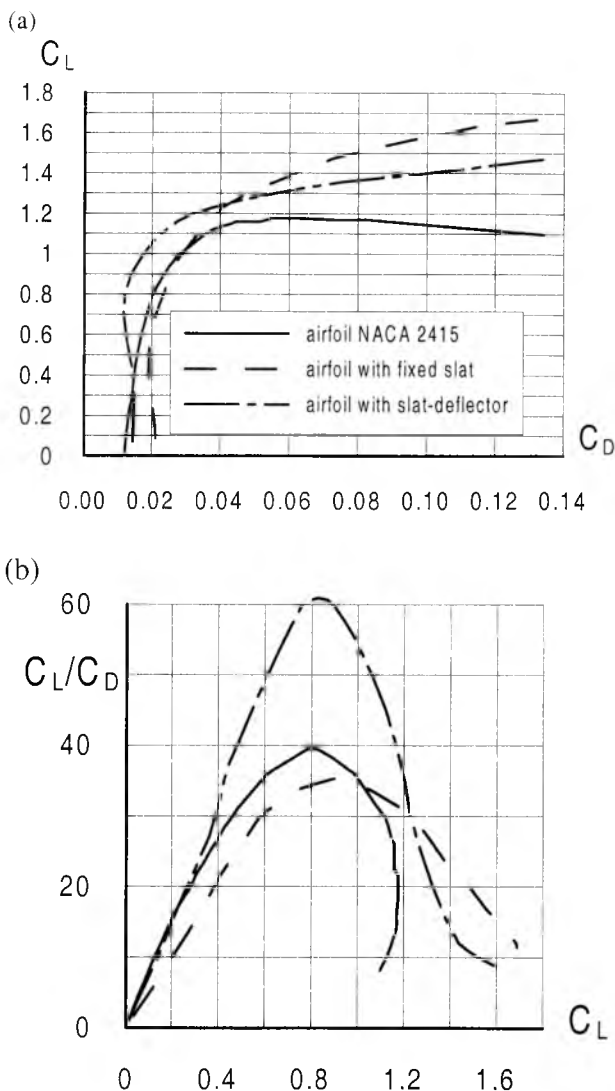
Biegunowe profilu ze slotem deflektorem $C_z(C_x)$, przy jego różnych kątach nachylenia, prezentowane są na rys. 2c. Na podstawie tego rysunku widzimy jak slot-deflektor wpływa na współczynnik tej konfiguracji. W zakresie bardzo małych współczynników siły nośnej C_z i przy większych kątach slotu deflektora powoduje duży wzrost współczynnika C_x . W miarę wzrostu C_z opór takiej konfiguracji szybko jednak maleje i na krzywych $C_z(C_x)$ profilu ze slotem-deflektorem zaczynają się kształtować siodła, podobnie jak to ma miejsce w przypadku profili laminarnych, czy też klap szybkościowych i manewrowych. Efektem tego jest przecięcie krzywej $C_z(C_x)$ izolowanego profilu przez krzywe profilu ze slotem-deflektorem, osiągające w szerokim zakresie C_z znacznie mniejsze wartości współczynnika oporu od izolowanego profilu. Taki przebieg tych zależności dosadnie o pozytywnej interferencji pomiędzy profilem a slotem-deflektorem. Widać z tego, że wprowadzenie slotu-deflektora w przepływ przed noskiem profilu nie tylko nie powoduje wzrostu oporu, lecz znacznie zmniejsza opór profilu ze slotem-deflektorem. Omawiane korzystne zmiany prowadzą w konsekwencji do dużego zwiększenia doskonałości profilu ze slotem-deflektorem w porównaniu do izolowanego profilu (rys. 2b).



Rys. 2. Charakterystyki aerodynamiczne profilu ze slotem-deflektorem przy różnych kątach nachylenia slotu-deflektora

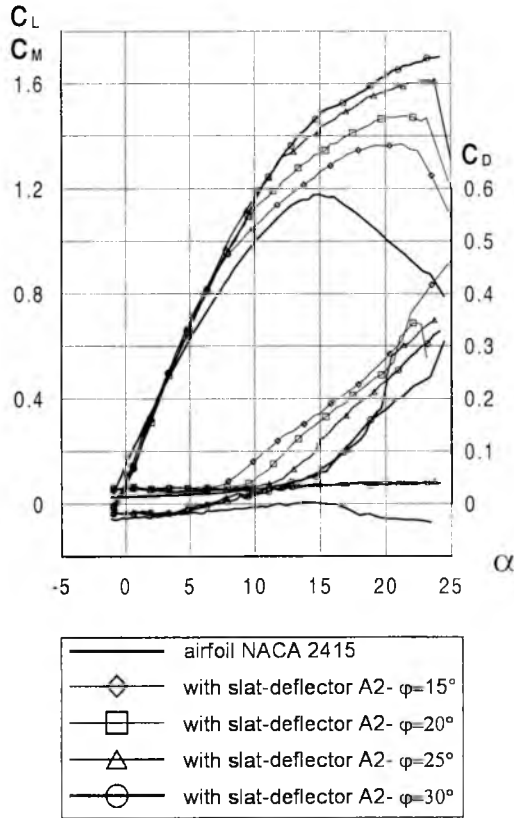
Patrząc na rys. 2b możemy wyciągnąć wniosek, że alternatywnym rozwiązaniem dla obrotowego slotu-deflektora może być realizacja wariantu stałego slotu-deflektora. Takie rozwiązanie może być zrealizowane dla kąta nachylenia slotu-deflektora 25° . Jak widać, przy takim rozwiązaniu zarówno biegunowa jak i doskonałość byłyby nieznacznie gorsze jedynie w zakresie małych i dużych wartości współczynników siły nośnej.

Na rys. 3 zaprezentowano porównanie biegunowych i doskonałości dla izolowanego profilu, profilu ze slotem-deflektorem i profilu z klasycznym stałym slotem. Przedstawione wykresy pokazują dobitnie, że slot-deflektor jest lepszym rozwiązaniem od klasycznych slotów. Slot-deflektor, w porównaniu do klasycznego stałego slotu, prowadzi do zmniejszenia oporu w warunkach przelotowych nawet do około 50% i zwiększenia maksymalnej doskonałości prawie o 70%.



Rys. 3. Porównanie biegunowych i doskonałości różnych konfiguracji

Charakterystyki aerodynamiczne najlepszego rozwiązania (z badanych), z punktu widzenia maksymalnych wartości C_{zmax} , zaprezentowano na rys. 4. W tym przypadku wersja slotu-deflektora A, usytuowanego w położeniu 2 (rys. 1) pozwala na uzyskanie $C_{zmax}=1.71$ (1.69 dla klasycznego stałego slotu). Doskonałość takiego rozwiązania jest jednak mniejsza aniżeli dla wersji B1.



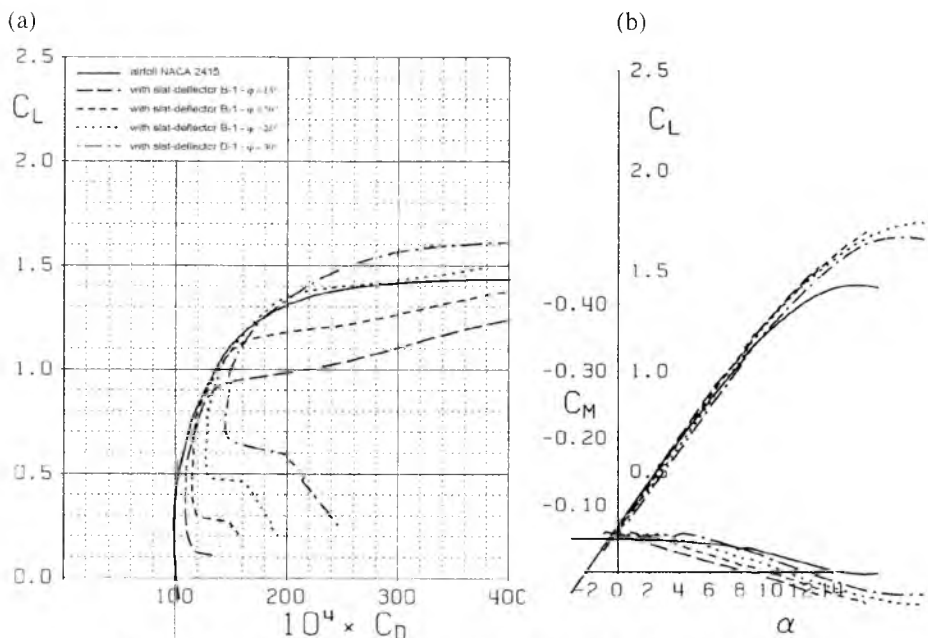
Rys. 4. Wpływ kąta slotu-deflektora na charakterystyki aerodynamiczne

4. Wyniki obliczeń numerycznych

Obliczenia numeryczne prowadzono głównie w oparciu o program MSES, bazujący na rozwiązaniu równań przepływu nielepkiego (Eulera) oraz równań warstwy przyściennej z silnym oddziaływaniem lepko-nielepkiem. Dostępne w literaturze dane pokazują, że jest to jeden z najlepszych programów komputerowych do analizy charakterystyk aerodynamicznych układów wieloelementowych. W szczególności daje on lepsze określenie charakterystyk niż, wydawałoby się, bardziej zaawansowane programy bazujące na rozwiązaniu równań Naviera-Stoksa. Fakt ten wynika z uwzględnienia w nim takich zjawisk jak przejście laminarno turbulентne z analizą stabilności warstwy laminarnej, oderwania laminarnego z formowaniem pęcherza, oderwania warstwy turbulენტnej, zlewania (mieszania się) warstw przyściennych z różnych elementów oraz z dużej rozdzielczości numerycznej. Posiada również bardzo użyteczne opcje projektowania odwrotnego i optymalizacji wielopunktowej. Dostępne aktualnie programy, bazujące na równaniach Naviera-Stoksa, są pod tym względem

mniej zaawansowane, mają mniejszą rozdzielczość oraz są znacznie mniej wydajne ze względu na długi czas obliczeń. Metody bazujące na sprzężeniu z warstwą przyścienną nie pozwalają jednak na szczegółową analizę struktury pola prędkości. Jest to prawdopodobnie jedna z przyczyn różnic ilościowych pomiędzy wynikami eksperymentalnymi a obliczeniowymi.

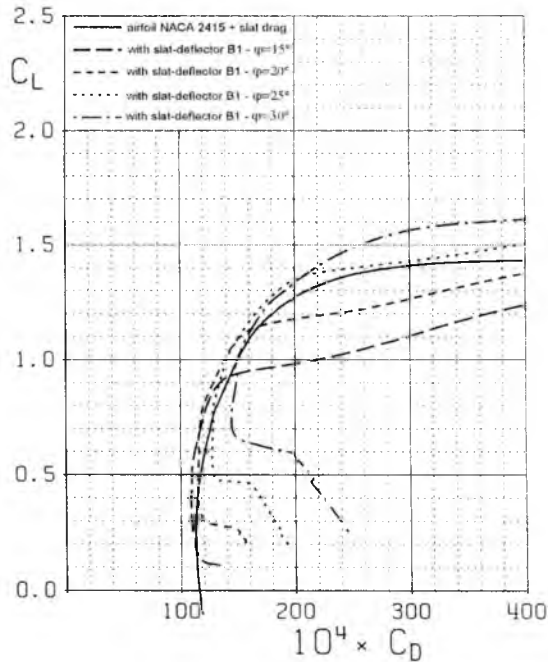
Rysunek 5 prezentuje rezultaty obliczeń charakterystyk aerodynamicznych izolowanego profilu i konfiguracji profilu ze slotem-deflektorem dla różnych kątów slotu-deflektora. Na podstawie przedstawionego wykresu można stwierdzić, że wyniki wykazują takie same tendencje jakie wynikają z badań eksperymentalnych.



Rys. 5. Charakterystyki aerodynamiczne układu profil-slot-deflektor przy liczbie $Re=840000$

Na krzywych $C_L(C_D)$ widać również i jeszcze silniej zarysowane siodła. Wyniki z tych badań różnią się jednak ilościowo. W pewnym zakresie mniejszych współczynników siły nośnej widać, że slot-deflektor powoduje tylko minimalny przyrost oporu, ale nie powoduje jego zmniejszenia. Obliczenia nie wykazały praktycznie zwiększenia pochodnej $dC_L/d\alpha$. Jedną z przyczyn takich wyników może być to, że ze względu na dość wysoki poziom turbulencji w tunelu aerodynamicznym (powyżej 0.5%), w obliczeniach przyjęto współczynnik wzmocnienia $n=2$. Znaczy to, że jeżeli w opływie pojawią się tylko warunki do przejścia z przepływu laminarnego w turbulentny, to takie przejście nastąpi. Drugą tego przyczyną i pewnie istotniejszą jest to, że stosowany w obliczeniach program nie uwzględnia w stopniu dostatecznym wzajemnych oddziaływań. Natomiast główną przyczyną różnic pomiędzy $C_{L,max}$ dla izolowanego profilu jest prawdopodobnie interferencja między skrzydłem a płytami

brzegowymi, prowadząca w konsekwencji do wcześniejszego oderwania warstwy przyściennej w tym rejonie. Na rys. 6 przedstawiono pewną symulację, polegającą na tym, że do oporu izolowanego profilu dodano minimalny opór slotu-deflektora przy $\alpha=0^{\circ}$. Jak widzimy z zaprezentowanych zależności opór układu profilu ze slotem-deflektorem, prawie w całym zakresie współczynników C_{∞} , jest mniejszy niż mógłby być oczekiwany chociażby z racji oporu tarcia slotu-deflektora. Uzyskane rezultaty świadczą zatem niezbicie o korzystnej interferencji układu profil-slot-deflektor.



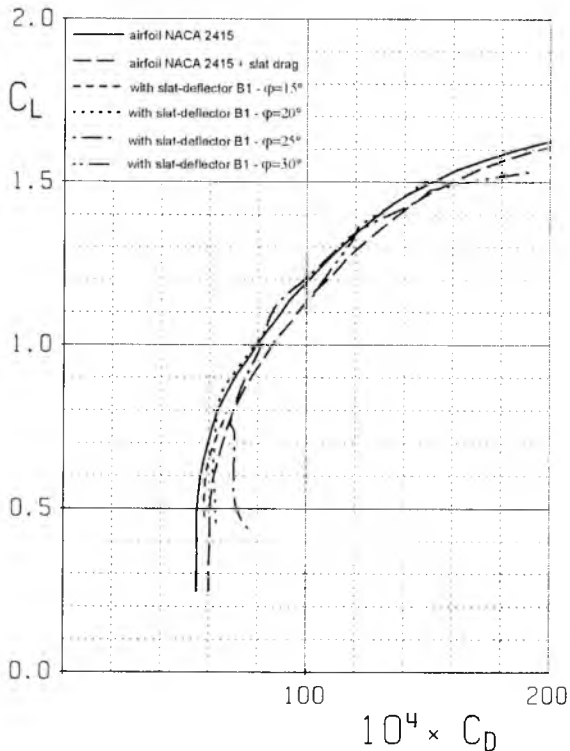
Rys. 6. Biegunowe dla różnych wersji profilu ze slotem-deflektorem przy $Re=840000$

Obliczenia wykonane dla rzeczywistych liczb Reynoldsa wykazały natomiast, że wprowadzenie slotu-deflektora w opływ powoduje, że opór takiej konfiguracji jest już mniejszy (w pewnych zakresach) od oporu izolowanego profilu, choć nie w takiej skali jak to wynika z badań eksperymentalnych.

5. Wnioski

Badania eksperymentalne i obliczenia numeryczne potwierdziły możliwości sterowania opływem profilu przy zastosowaniu urządzenia nazwanego slotem-deflektorem, który jest lokalizowany przed krawędzią natarcia profilu.

Zaprezentowana nowa technologia sterowania opływem profilu, przy zastosowaniu slotu-deflektora, prowadzi do poprawy wszystkich charakterystyk aerodynamicznych w porównaniu do klasycznego stałego slotu.



Rys. 7. Biegunowe profilu ze slotem-deflektorem przy $Re = 4\,000\,000\sqrt{C_x}$

Możliwość dostosowania kąta nachylenia slotu-deflektora do aktualnych warunków lotu zwiększają poziom bezpieczeństwa, ponieważ zapobiega to oderwaniu warstwy przyściennej.

Konstrukcja skrzydła ze slotem-deflektorem będzie mniej skomplikowana, a jej ciężar mniejszy niż w przypadku klasycznych slotów.

Zaprezentowane rozwiązanie ze slotem-deflektorem przyniesie znaczne korzyści zarówno podczas startu i lądowania, jak i w warunkach przelotowych, co zaowocuje zmniejszeniem zużycia paliwa, zwiększeniem prędkości lotu, zwiększeniem zasięgu, skróceniem długości startu i lądowania oraz zwiększeniem bezpieczeństwa lotu.

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

**Aerodynamic characteristics of the wing-slat deflector system.
New idea of the flow around the wing control**

Summary

In the paper a new idea of the flow around the wing control is presented. The desired aerodynamic characteristics are developed by means of the so called slat-deflector. This new solution aims mainly at drag reduction under cruise condition when compared to the case of a fixed slat, retaining, however its good characteristics at high angles of attack. The slat-deflector is located at a fixed position relative the main wing, but can be rotated about a fixed hinge point. Compared to the classical fixed slat, the slat-deflector is located at a slightly different position. Also the optimum shape of such a slat is different – a cross section is almost symmetrical with max. thickness at about 20% of the slat chord. Both, the experimental and computational results fulfil the expectations. The critical angles of attack and max. lift coefficient are about the same as in the case of classical fixed slat, but the drag coefficient under cruise conditions is significantly lower, even lower than the drag of an isolated, single element wing.

*Praca jest przedmiotem projektu badawczego finansowanego przez
Komitet Badań Naukowych*

NOWY SPOSÓB STEROWNIA STATKIEM POWIETRZNYM

EDWARD MARGAŃSKI¹

W trakcie realizacji prac nad projektem odrzutowego samolotu szkolno-treningowego EM-10 "Bielik", który powstaje w naszej firmie, mieliśmy okazję do głębszego przemyślenia wielu zagadnień, związanych z jego optymalizacją.

Analizy i przemyślenia zawiązane z chęcią zapewnienia naszemu samolotowi dobrych własności manewrowych oraz krótkiego startu i lądowania, doprowadziły do sformułowania pewnej idei, która kołatała się gdzieś tam w naszym umyśle od wielu lat.

Rzecz dotyczyła wyeliminowania bardzo niekorzystnej cechy występującej w każdym samolocie czy szybowcu, a mianowicie faktu, że w szerokim zakresie lotu na usterzeniu poziomym występuje siła ujemna, co jest warunkiem zapewnienia niezbędego zapasu stateczności.

Rzecz nie ma zasadniczego znaczenia w przypadku, gdy siła ta stanowi umiarkowany procent całkowitej siły nośnej, a więc w przypadku samolotów o stosunkowo dużym ramieniu L_H działania tej siły oraz samolotów latających wyraźnie z prędkością poddźwiękową, gdzie wędrowka środka ciężkości związana z kryzysem falowym jest do pominięcia.

W przypadku samolotów, których owe L_H jest małe oraz w których prędkość zbliżona jest do prędkości dźwięku, dodatkowa siła nośna, którą należy wytworzyć na skrzydle dla skompensowania siły na usterzeniu poziomym jest coraz to trudniejsza dla zaakceptowania przez konstruktora w jego dążeniu do zabudowania możliwie najdoskonalszego samolotu.

W przypadku "Bielika", którego aerodynamika jest bardzo zbliżona do aerodynamiki samolotów generacji F-16, F-18 czy MIG-29 i SU-27, problem ten wydawał nam się bardzo istotny, tym bardziej, że ze względu na możliwości wykonawcze nie mogliśmy sobie pozwolić na zbudowanie samolotu ze zdecydowanym przesunięciem do tyłu środka ciężkości, a więc samolotu z reguły niestatecznego, w którym ową stateczność uzyskuje się w sposób sztuczny.

Pan doktor Krzysztof Kubryński, główny twórca aerodynamiki naszego samolotu, dążył więc w ramach rozsądnych kompromisów, do osiągnięcia zadawalających rezultatów bez sięgania po drogie i skomplikowane systemy elektroniczne

¹ Mgr inż., Zakład Remontów i Produkcji Sprzętu Lotniczego. Bielsko-Biala, e-mail: .marganski@pro.onet.pl

i hydrauliczne. Wzorem tu był raczej MIG-29, w którym doskonałe parametry uzyskano głównie dzięki inwencji aerodynamiczków.

Projekt "Bielika" powstał przy zastosowaniu wypróbowanych już rozwiązań aerodynamicznych i konstrukcyjnych. Dodatkowe uproszczenia w konstrukcji uzyskano przez przyjęcie założenia iż w odróżnieniu od wymienionych wyżej samolotów, jest to samolot poddźwiękowy oraz o masie kilkakrotnie niższej niż wyżej wymienione.

Przyjęcie "na dziś" konwencjonalnych rozwiązań nie oznacza jednak wcale rezygnacji z nowego spojrzenia na stare problemy.

Analizy przebiegu rozbiegu i startu naszego samolotu oraz manewrów z dużymi przeciążeniami, w podświadomości konstruktora wywoływała pragnienie wytworzenia na nosie samolotu siły skierowanej do góry. Najlepiej byłoby oczywiście, aby to była jakaś siła metafizyczna zmieniająca wyważenie samolotu, lecz nienaruszająca jego stateczności. Jakaś taka antygravitacja, no a może w ostateczności sterowany przez pilota silniczek raketowy. Idea piękna lecz jakaś taka abstrakcyjna. A może jednak? Może istnieją możliwość wytworzenia siły aerodynamicznej zależnej tylko od woli pilota, lecz niezależnie od konfiguracji samolotu, jego prędkości, a przede wszystkim od kąta natarcia?

Okazuje się, że takie sformułowanie problemu to już pół drogi do sukcesu. Do wytworzenia takiej siły wystarczy odpowiednio sterowana powierzchnia nośna. Jak sterowana?

Tak aby siła na tej powierzchni była zależna od woli pilota (może być nie ożywiony), lecz była niezależna od kąta natarcia, konfiguracji samolotu i jego prędkości. Jak to zrobić? To już problem inżynierski możliwy do rozwiązania na wiele sposobów. Pierwszy narzucający się sposób, to zawieszenie tej powierzchni na osi znajdującej się w odpowiedniej odległości z przodu wzorem znanego od wieków kurka na dachu i przykładać do tej osi stały lecz zależny od pilota moment. Czy to nam statecznego samolotu nie rozstateczni? Jeżeli ten moment będzie równy zero to pewnie nie, ale jeżeli wytworzymy jakąś siłę, a więc moment względem środka ciężkości? Pamiętając, że zapas stateczności statecznej jest pochodną momentu pochyłającego, a że ta składowa momentu jest wielkością stałą to stateczność nie powinna się zmienić. Oczywiście, że jest to pierwsze, czy nawet zerowe przybliżenie nie uwzględniające ani dynamiki układu, ani wpływu zabudowy dodatkowej powierzchni na inne zespoły samolotu czy też innych czynników. Sformułowanie rozwiązania problemu to pierwszy etap, w następnym należy ten pomysł zweryfikować. Najprostszą formą weryfikacji jest oczywiście dyskusja. Dyskusja najpierw we własnym gronie, później konsultacje i dyskusje z autorytetami. Dyskusje, które toczyliśmy w trakcie ostatnich 2 lat wykazały że:

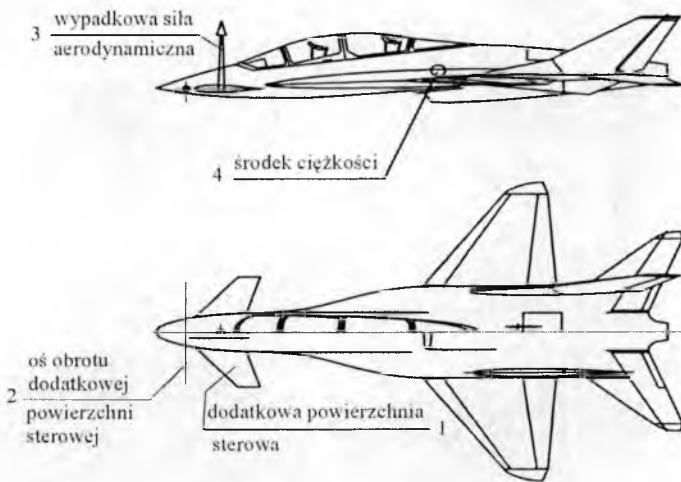
- pomysłowi nie można zarzucać braku poprawności;
- efekty możliwe do uzyskania są bardzo znaczące;
- nikt z dyskutantów nie mógł nam podać przykładu, że tego typu pomysł został już opracowany i ewentualnie wprowadzony w życie.

Po wielu miesiącach dyskusji i "dojrzewania" pomysłu, postanowiliśmy go wspólnie z Panem inżynierem Włodzimierzem Mysłowskim opatentować i w początku tego roku założyliśmy w Urzędzie Patentowym stosowne zgłoszenie.

Istotę pomysłu przedstawia przedstawiony niżej fragment ze zgłoszenia patentowego.

Sposób sterowania statkiem powietrznym

Sposób sterowania statkiem latającym, według wynalazku, charakteryzuje się tym, że do płatowca o wymaganym stopniu stateczności dodaje się z przodu w znacznej odległości przed środkiem ciężkości płatowca dodatkową powierzchnię sterującą na której występuje stała siła aerodynamiczna niezależna od kąta natarcia płatowca, kąta ustawienia powierzchni sterowej i innych elementów konfiguracji płatowca, która zależna jest od działania pilota na połączenie elektryczne i/lub hydrauliczne organów sterowania z dodatkową powierzchnią sterową, tak że określonemu wychyleniu organu sterowania odpowiada określona siła na dodatkowej powierzchni sterującej, przy czym zawieszają się tą powierzchnię na osi poprzecznej usytuowanej przed wypadkową sił aerodynamicznych działających na tą powierzchnię, zaś do tej osi przykładają się stały moment regulowany, ustalany przez pilota (rys. 1) lub że zmienia się wychylenie tej powierzchni tak aby uzyskać stałą lecz sterowaną przez pilota różnicę ciśnień w wybranych miejscach na górnej i dolnej stronie tej powierzchni (rys. 2).



Rys. 1

Dla prezentacji pomysłu oraz dla przekonania się o jego poprawności, postanowiliśmy go sprawdzić na modelu sterowanym radiem. Na modelu tym zainstalowaliśmy w dziobie wyważone masowo skrzydełka z osią obrotu przed środkiem parcia i w pierwszym etapie bez przykładania do tej osi żadnego momentu. Zabudowa skrzydełka o powierzchni $\frac{1}{2}$ powierzchni ustawienia poziomego jakie posiadał model nie spowodował żadnych zauważalnych zmian we własnościach lotnych modelu.



Rys. 2



Rys. 3

Dalsze próby postanowiliśmy kontynuować na zbudowanym przez nas modelu "Bielika" w skali 1:5 (rys. 3).

W modelu, na którym prowadziliśmy próby zastosowaliśmy prosty mechanizm do wywołania zadanego momentu, a więc siły na skrzydełku. Moment ten wytwarza naciągnięta guma, której wstępne napięcie jest kilkakrotnie większe niż jego zmiana wywołana obrotem rolki na osi skrzydełka, do której ta guma jest przyczepiona. W efekcie można założyć, że w zakresie kątowych ruchów skrzydełka, moment ten jest w przybliżeniu stały. Zmiana naciągu gumy następuje częściowo na ziemi (zmiana ilości gumy i jej wstępnego naciągu), a po części w locie przez zmianę naciągu gumy specjalnym serwomechanizmem.

W trakcie prób chcemy wykazać, że zabudowa skrzydełka do statecznego dotychczas modelu nie wpływa w istotny sposób na jego stateczność co jest możliwe do oceny jakościowej przez modelarza – pilota oraz zarejestrować przy pomocy kamery wideo efekty jego zainstalowania.

To drugie chcemy uzyskać przez zarejestrowanie na zdjęciach poklatkowych wychyleń powierzchni sterowych (skrzydełko, kłapy na skrzydłach, usterzenie poziome) przy przelocie przed kamerą z minimalną prędkością przy różnych nastawach siły na skrzydełku. Wydaje się nam, że takie przedstawienie naszego pomysłu byłoby (o ile próby to wykażą) wystarczającym argumentem za kontynuowaniem prac w tym kierunku.

W rzeczywistych zastosowaniach naszego pomysłu podstawowym efektem może być uzyskanie zadawalającej stateczności samolotu przy utrzymaniu takiego stanu równowagi, w którym na wszystkich powierzchniach nośnych uzyskuje się jednakowy kierunek i zwrot siły nośnej.

Ma to zasadnicze znaczenie jeżeli uwzględni się, że dla klasycznego układu niezbędnym jest wytworzenie dużej siły ujemnej na usterzeniu dla:

- utrzymania samolotu na dużych kątach natarcia;
- skompensowania momentu pochylającego powstałego wskutek wychylenia kłap;
- podniesienia przedniego koła przy rozbiegu;
- skompensowania przesunięcia środka parcia na skrzydła przy zmianie liczby Macha.

Inną, niejako wtórną możliwością jest możliwość uzyskania przesunięcia samolotu w kierunku prostopadłym do ruchu samolotu bez zmian położenia (pochylenia, odchylenia) kadłuba samolotu.

Ta możliwość w praktycznym zastosowaniu to na przykład zbudowanie samolotu, który przy lądowaniu z bocznym wiatrem nie musiałby trawersować, a boczną składową ruchu względem powietrza uzyskiwał by zgodnym działaniem steru kierunku oraz dodatkowej powierzchni zainstalowanej na nosie samolotu. Tą dodatkową powierzchnią mogłaby być odpowiednio ukształtowana osłona przedniego podwozia.

Jako konstruktorowi wydaje mi się, że najlepsze efekty można by uzyskać dla samolotów w układzie delta.

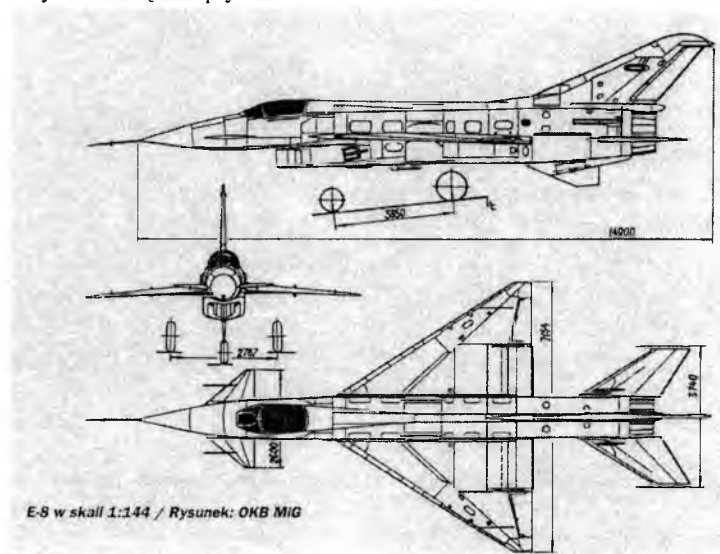
W tym wypadku można zastanowić się, czy umieszczona na krawędzi spływu skrzydła powierzchnia sterowa musiałaby pełnić funkcję sterowania podłużnego (stery wysokości), czy też przeznaczyć je do wytwarzania dodatkowej siły nośnej (kłapy) tak potrzebnej przy manewrach lub starcie czy lądowaniu.

Funkcję sterów mogą bowiem pełnić dodatkowe powierzchnie z przodu samolotu, na które pilot działa nie przez zmianę kąta ich wychylenia lecz przez zmianę siły, która na tych powierzchniach powstaje.

Nie licytując się co do zakresu możliwych zastosowań można powiedzieć, że są one natury tak zasadnicze, że warto je zbadać.

Co do podobnych idei to:

- znany jest układ “kaczka” oraz wady i zalety z nim związane;
- poprawną manewrowość w samolotach “Mirage”, F-16, F-18 i innych uzyskano przez istotne przesunięcie do tyłu środka ciężkości oraz wprowadzenie “sztucznej stateczności”;
- w jednym z eksperymentalnych wersji MIG-21 zabudowano z przodu swobodnie zawieszoną dodatkową powierzchnię nośną, którą blokowano przy zbliżaniu się samolotu do prędkości dźwięku, kompensując tym samym zmianę położenia środka parcia związaną z kryzysem falowym;
- w samolocie Tu-144 wprowadzono wypuszczane przy starcie i lądowaniu wieloszczelinowe (zapewne dla ograniczenia wpływu zmian kąta natarcia) dodatkowe skrzydełko na nosie samolotu;
- obserwując zarejestrowane na filmie sekwencje startu i lądowania B-70 można stwierdzić, że rzeczywiście dodatkowa powierzchnia z przodu służy tylko do tłumienia wahań podłużnych, zaś dla sterowania podłużnego służą normalne stery na krawędzi spływu.



Rys. 4

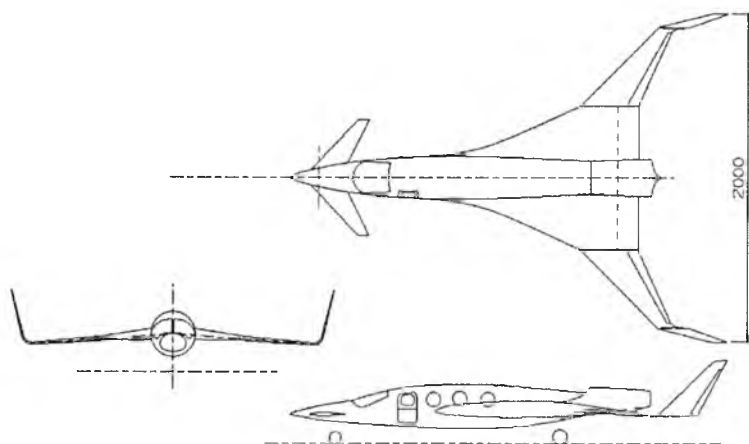
Zdając sobie sprawę z faktu, że nawet najlepsze pomysły mogą ulec zapomnieniu, a potem zdezaktualizowaniu, postanowiliśmy dla wypromowania naszego pomysłu zrealizować skromny program badawczy, który zamierzamy wykonać we własnym zakresie.

Celem tego programu ma być wykazanie poprawności naszego pomysłu oraz jakościowe wykazanie możliwości do uzyskanie efektów.

W pierwszym etapie zamierzamy kontynuować nasze próby na modelu "Bielika".

W drugim etapie zamierzamy zbudować nieco większy model (rys. 5) o zdecydowanie mniejszym obciążeniu powierzchni (problem ze startem i lądowaniem) oraz udźwigu zapewniającym zabudowę kilkukanałowego rejestratora lotu, który powstał w "Bieliku".

Ostateczny kształt i wymiary modelu zostaną ustalone po zaawansowaniu prób modelu "Bielika" i po uwzględnieniu wniosków wynikających z tych prób.



Rys. 5

Przedstawione wyżej próby służyć mają z jednej strony do jakościowej oceny efektów zastosowania naszego pomysłu, z drugiej zaś do jego zareklamowania i promocji.

Gdyby wszystko odbywało się mniej więcej zgodnie z naszymi zamieszczeniami oraz efekty naszych prób modelowych dały wyniki pozytywne, to chcielibyśmy dalsze badania realizować na rzeczywistym samolocie.

Oczywistym wyborem wydaje się wykonywanie prób na prototypie "Bielika". Poza względami aerodynamicznymi przemawia za tym fakt, że w prototypie przewidzieliśmy w nosowej części samolotu pustą przestrzeń do zabudowy balastu niezbędnego do realizacji prób w locie. Efektem tego jest łatwa możliwość zabudowy skrzydełka i systemów jego sterownia. Rozpoczęcie tego już profesjonalnego programu badawczego musi być jednak poprzedzone znacznym nakładem pracy na badania tunelowe, a przede wszystkim na teoretyczne prace obliczeniowe.

METODYKA NUMERYCZNYCH OBLICZEŃ POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH SAMOŁOTU

KRZYSZTOF KRĘT¹⁾

W pracy przedstawiono metodykę numerycznych obliczeń pochodnych aerodynamicznych stateczności. Omówiono zasady przetwarzania danych źródłowych i algorytmizacji metod obliczeń, na bazie których opracowano numeryczną procedurę umożliwiającą szybką analizę charakterystyk stateczności w obliczeniach projektowych. Pokazano wybrane wyniki obliczeń pochodnych i stateczności samolotu.

1. Wstęp

Jedną z istotnych grup wymagań technicznych formułowanych wobec projektowanego lub modyfikowanego samolotu są wymagania dotyczące charakterystyk stateczności. Na wstępnym etapie projektowania analiza stateczności wymaga szybkich obliczeń pochodnych aerodynamicznych nawet kosztem spadku ich dokładności. Wiąże się to z faktem, że obliczenia są wielokrotnie powtarzane, a więc tym bardziej długotrwałe i kosztowne im bardziej złożone.

Z powyższych względów do fazy doboru cech geometrycznych samolotu racjonalne jest zastosowanie „globalnych” metod obliczeń pochodnych aerodynamicznych w oparciu o teoretyczno-eksperymentalne dane źródłowe [1, 2, 3, 4, 5] zaś metody wymagające obliczeń rozkładów obciążeń aerodynamicznych [6, 7] stosowane być powinny w drugiej fazie, do weryfikacji uzyskanego rozwiązania projektowego.

Przywołane wyżej globalne, teoretyczno-eksperymentalne dane źródłowe podawane są w klasycznej postaci, zbiorów wykresów i tablic lub rzadziej formuł analitycznych, nadającej się do obliczeń „ręcznych”. Z natury rzeczy ich bezpośrednie użycie w obliczeniach numerycznych jest niemożliwe i wymaga opracowania podporządkowanej technikom komputerowym metodyki.

Zastosować można dwa podejścia:

- Dane w formie wykresów wprowadzić do procedury numerycznej jako tablice, a więc ciągłe krzywe zastąpić zbiorem punktów i wartości odpowiednich funkcji wyznaczać metodą interpolacji (np. liniowej). Podejście takie ma jednak tę wadę, że sam proces poszukiwania granic przedziałów interpolacji jest względnie długotrwały, musi być powtarzany w każdym cyklu obliczeń i trwa tym dłużej im funkcja jest bardziej złożona (np. zależna od trzech zmiennych).

¹⁾ dr inż., Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, e-mail: krzykret@prz.rzeszow.pl

- Przywołane wyżej dane aproksymować można funkcjami analitycznymi. Ma to tę zaletę, iż eliminuje fazę poszukiwania granic interpolacji, a przy właściwie dobranej postaci funkcji aproksymujących zapewnia tę samą dokładność. Takie podejście wymaga jednak pracochłonnej, wstępnej analizy wszystkich danych źródłowych, poszukiwania odpowiednich funkcji aproksymujących i weryfikacji dokładności obliczeń w założonym zakresie zmian parametrów geometrycznych samolotu.

Poniżej przedstawiono przykłady metodyki obliczeń pochodnych aerodynamicznych samolotu wg drugiej ze wskazanych metod. Pokazano także przykładowe wyniki obliczeń pochodnych i charakterystyk stateczności samolotu BA Jetstream 31.

2. Konwencja opisu pochodnych aerodynamicznych

Przyjęto, że najbardziej uniwersalną postacią opisu oddziaływań aerodynamicznych na samolocie będzie określenie współczynników sił i momentów aerodynamicznych. W klasie zadań obejmujących małe zaburzenia parametrów lotu wartości odpowiednich współczynników opisać można jako sumę ich początkowych wartości w ustalonym stanie lotu oraz zmian będących liniową kombinacją pochodnych aerodynamicznych i odpowiednich miar zaburzeń parametrów lotu. Zakładając brak sprzężenia między zmianami symetrycznych parametrów ruchu i asymetrycznymi oddziaływaniami aerodynamicznymi i odwrotnie możemy zapisać w postaci macierzowej:

$$\begin{array}{c} \frac{P_x}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \\ \frac{P_z}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \\ M \\ \frac{1}{2}\rho V^2 S l_a \end{array} = \begin{array}{c} \left\{ \begin{array}{c} c_{xe} \\ c_{ze} \\ 0 \end{array} \right\} + \begin{array}{c} \left[\begin{array}{cccc|cccc} 2c_{xe} + c_{xu} & & -c_{ze} + c_{x\alpha} & c_{x\dot{\alpha}} & c_{xq} & & & \\ \hline 2c_{ze} + c_{zu} & c_{xe} + c_{z\alpha} & c_{z\dot{\alpha}} & c_{zq} & & & & \\ \hline 2c_{me} + c_{mu} & & c_{m\alpha} & c_{m\dot{\alpha}} & c_{mq} & & & \end{array} \right] \begin{array}{c} \frac{u}{V_e} \\ \alpha \\ \dot{\alpha} l_a \\ \frac{2V}{ql_a} \\ \frac{2V}{2V} \end{array} \end{array} \right. \quad (1)$$

$$\begin{array}{c} \frac{P_y}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \\ L \\ \frac{1}{2}\rho V^2 S b \\ N \\ \frac{1}{2}\rho V^2 S b \end{array} = \begin{array}{c} \left\{ \begin{array}{c} 0 \\ 0 \\ 0 \end{array} \right\} + \begin{array}{c} \left[\begin{array}{cccc|cccc} c_{y\beta} & c_{y\dot{\beta}} & c_{yp} & c_{yr} & & & & \\ \hline c_{l\beta} & c_{l\dot{\beta}} & c_{lp} & c_{lr} & & & & \\ \hline c_{n\beta} & c_{n\dot{\beta}} & c_{np} & c_{nr} & & & & \end{array} \right] \begin{array}{c} \frac{\beta}{2V} \\ \frac{\dot{\beta} b}{2V} \\ \frac{pb}{2V} \\ \frac{rb}{2V} \end{array} \end{array} \right.$$

W przyjętej konwencji kolumnowe macierze po lewej stronie równań mają charakter definicji odpowiednich współczynników sił i momentów, a macierze po prawej to:

- macierz współczynników w stanie początkowym (ustalony, symetryczny lot prostoliniowy),
- macierz pochodnych aerodynamicznych (uwzględniono sprowadzenie zmian sił aerodynamicznych do kierunków działania odpowiednich sił w stanie ustalonym),
- macierz bezwymiarowych miar zaburzeń parametrów lotu.

3. Metodyka obliczeń wybranych pochodnych aerodynamicznych

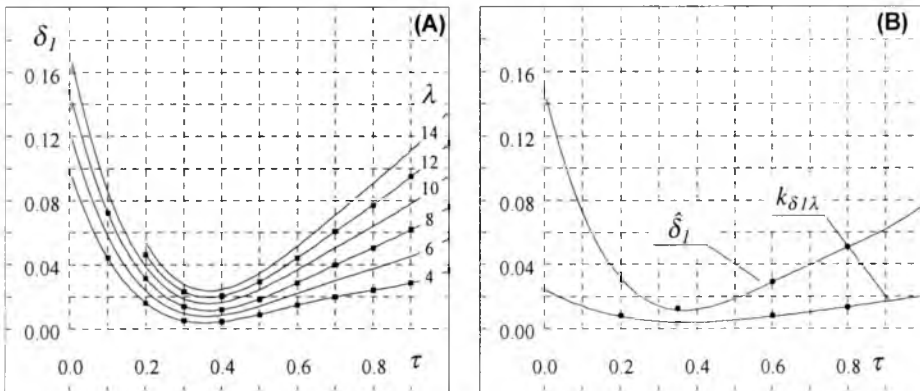
Pochodna współczynnika oporu samolotu względem kąta natarcia determinowana jest zmianą oporu płata i może być wyznaczona w postaci:

$$c_{x\alpha} = \frac{\partial c_x}{\partial \alpha} = \left(\frac{\partial c_x}{\partial c_z} \right)_{\substack{M=M_e \\ c_z=c_{ze}}} \left(\frac{\partial c_z}{\partial \alpha} \right)_{M=M_e} \approx \left(\frac{\partial c_{xS}}{\partial c_{zS}} \right)_{\substack{M=M_e \\ c_{zS}=c_{zSe}}} (a_S)_{M=M_e} \quad (2)$$

Ponieważ wpływ zmiany oporu profilowego jest pomijalny w porównaniu ze zmianą oporu indukowanego więc wg [4, 5]:

$$\frac{\partial c_{xS}}{\partial c_{zS}} = \begin{cases} \frac{2c_{zS}}{\pi\lambda} (1 + \delta_1 \delta_2)(1 + \delta_{M_e}) & \text{dla } \alpha \leq 0.2 \\ \frac{2c_{zS}}{\pi\lambda} (1 + \delta_1 \delta_2)(1 + \delta_{M_e}) + \frac{d\Delta c_{xS}^{ind}}{dc_{zS}} & \text{dla } \alpha > 0.2 \end{cases} \quad (3)$$

We wzorze tym δ_1 , δ_2 oznaczają teoretyczne współczynniki uwzględniające wpływ obrysu płata. We wszystkich źródłach (np. w [4]) podawane są one w formie graficznej jako funkcje dwóch zmiennych (rys. 1A i 2A).



Rys. 1. Źródłowa poprawka δ_1 (A) i funkcje składowe jej aproksymacji (B)

Analiza przebiegu tych funkcji pozwala opisać δ_1 w postaci:

$$\delta_1 = \hat{\delta}_1 + 0.5(\lambda - 8)k_{\delta 1\lambda} \quad (4)$$

gdzie δ_1 , $k_{\delta 1\lambda}$ zależą od zbieżności płata, a ich przebieg ilustruje rys. 1B:

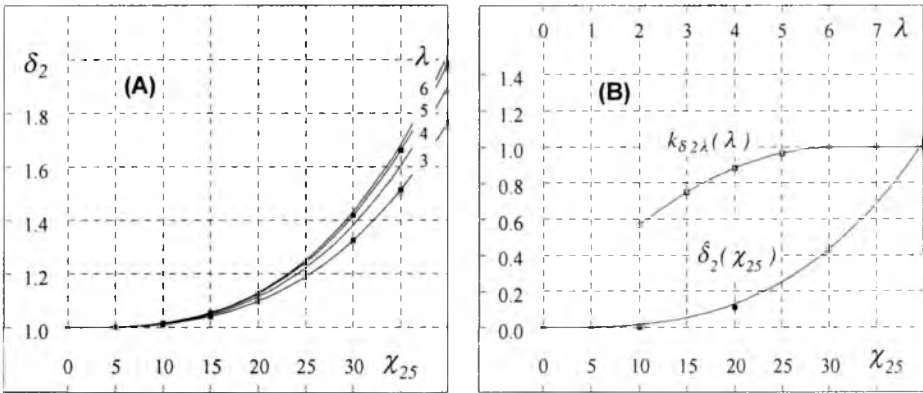
$$\begin{aligned}\delta_1 &= 0.1478 - 0.9743 \tau + 2.3752 \tau^2 - 2.2925 \tau^3 + 0.82 \tau^4 \\ k_{\delta 1\lambda} &= 0.0245 - 0.1328 \tau + 0.2782 \tau^2 - 0.2103 \tau^3 + 0.0604 \tau^4\end{aligned}\quad (5)$$

Poprawkę δ_2 jako zależną od kąta skosu i wydłużenia płata aproksymowano funkcją:

$$\delta_2 = 1 + \hat{\delta}_2 k_{\delta 2\lambda} \quad (6)$$

gdzie $\hat{\delta}_2$ (rys. 2B) jest funkcją kąta skosu:

$$\hat{\delta}_2 = 1.06 \cdot 10^{-5} \chi_{25}^2 + 1.57 \cdot 10^{-5} \chi_{25}^3; \quad \chi_{25} [\text{deg}] \quad (7)$$



Rys. 2. Źródłowa poprawka δ_2 (A) i funkcje składowe jej aproksymacji (B)

natomiast $k_{\delta 2\lambda}$ zależy od wydłużenia płata i przyjęto ją w postaci:

$$k_{\delta 2\lambda} = \begin{cases} 0.05 + 0.308\lambda - 0.025\lambda^2 & \text{dla } 3 \leq \lambda \leq 6 \\ 1 & \text{dla } \lambda > 6 \end{cases} \quad (8)$$

Poprawka δ_{M_e} w (3) uwzględnia ściśliwość powietrza i w [5] podana jest wprost w postaci analitycznej.

Przyrost oporu indukowanego wywołany lepkością powietrza Δc_{xS}^{ind} przyjęto wg wykresu w [4], który aproksymowano funkcją:

$$\Delta c_{xS}^{ind} = \begin{cases} 0 & \text{dla } 0.0 \leq \bar{\alpha} \leq 0.2 \\ 0.12(\bar{\alpha} - 0.2)^2 & \text{dla } 0.2 < \bar{\alpha} \leq 1.0 \end{cases} \quad (9)$$

przy czym do obliczeń przyjęto:

$$\hat{\alpha} = \frac{\operatorname{tg}(\alpha - \alpha_{0S})}{\operatorname{tg}(\alpha_{krS} - \alpha_{0S})} = \frac{\alpha - \alpha_{0S}}{\operatorname{tg}(\alpha_{krS} - \alpha_{0S})} = \frac{c_{zS}}{a_S \operatorname{tg}(\alpha_{krS} - \alpha_{0S})} \quad (10)$$

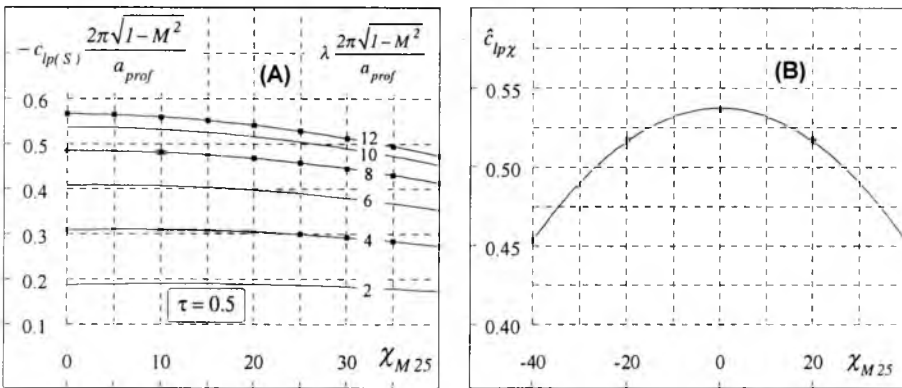
co ostatecznie pozwoliło wyznaczyć figurującą w (3) pochodną:

$$\frac{d\Delta c_{xS}^{ind}}{dc_{zS}} = 0.24 \left(\frac{c_{zS}}{a_S \operatorname{tg}(\alpha_{krS} - \alpha_{0S})} - 0.2 \right) \frac{1}{a_S \operatorname{tg}(\alpha_{krS} - \alpha_{0S})} \quad (11)$$

Na podstawie obliczeń sprawdzających stwierdzono, że w całym zakresie stosowalności przyjętego opisu pochodnej $c_{x\alpha}$ błąd aproksymacji nie przekracza 5% i mieści się w granicach błędu samej metody wyznaczania pochodnej.

Innym przykładem pochodnej wymagającej zmużnych poszukiwań analitycznej funkcji aproksymującej jest pochodna stateczności bocznej $(c_{lp})_S$, opisująca tłumienie przechylenia w części pochodzącej od płata. Źródła, np. [1], podają ją jako funkcję trzech zmiennych w formie rodziny wykresów, gdzie zmienną niezależną jest kąt skosu, parametrem krzywych – wydłużenie, a parametrem rodziny – zbieżność (przykład pokazano na rys. 3A)

$$-c_{lp(S)} \frac{2\pi\sqrt{1-M^2}}{a_{prof}}$$



Rys. 3. Źródłowe dane obliczeniowe dla $\tau = 0.5$ (A) i funkcja bazowa aproksymacji (B)

Analiza możliwych przybliżeń analitycznych doprowadziła ostatecznie do skonstruowania funkcji aproksymującej w postaci:

$$(c_{lp})_S = -\frac{a_{prof}}{2\pi} \frac{\hat{c}_{lp\chi}}{\sqrt{1-M^2}} k_{lp\lambda} k_{lp\tau} k_{lp\gamma} + \Delta c_{lpCx} \quad (12)$$

We wzorze tym $\hat{c}_{lp\chi}$ jest , zależną od efektywnego kąta skosu płata, wartością pochodnej wziętą dla $\lambda = 10$ oraz $\tau = 0.5$ (pokazano ją na rys. 3B):

$$\hat{c}_{lp\chi} = 0.5372 - 5.25 \cdot 10^{-5} (\chi_{M25})^2 \quad (13)$$

Wpływ wydłużenia i zbieżności płata uwzględniono wprowadzając funkcje poprawkowe $k_{lp\lambda}$ i $k_{lp\tau}$. Ponieważ jednak wartości tych funkcji zmieniają się z kolei odpowiednio z kątem skosu i wydłużeniem, wyznaczono je metodą liniowej interpolacji między węzłami definiowanymi przez charakterystyki pokazane na rys. 4A oraz 4B – kąt skosu w stopniach:

$$k_{lp\lambda} = k_{lp\lambda 0} + \frac{k_{lp\lambda 40} - k_{lp\lambda 0}}{40} \chi_{M 25}$$

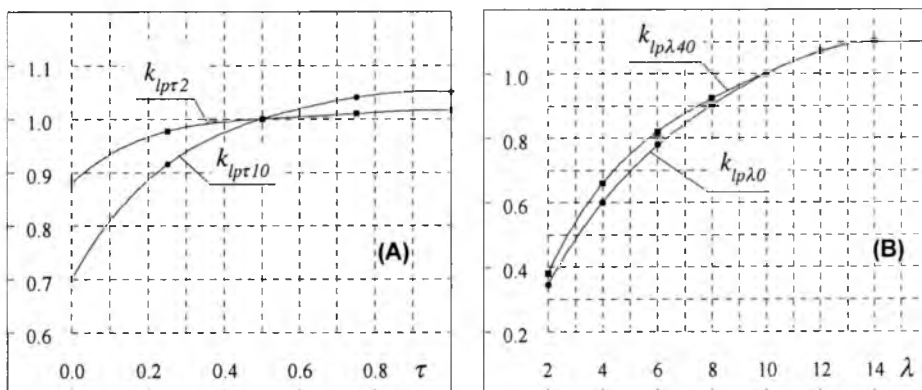
$$k_{lp\lambda 0} = -0.04643 + 0.2393 \lambda - 0.0248 \lambda^2 + 1.551 \cdot 10^{-3} \lambda^3 - 4.143 \cdot 10^{-5} \lambda^4 \quad (14)$$

$$k_{lp\lambda 40} = -0.1107 + 0.3162 \lambda - 0.0406 \lambda^2 + 2.724 \cdot 10^{-3} \lambda^3 - 7.102 \cdot 10^{-5} \lambda^4$$

$$k_{lp\tau} = k_{lp\tau 2} + \frac{k_{lp\tau 10} - k_{lp\tau 2}}{10 - 2} (\lambda - 2)$$

$$k_{lp\tau 2} = 0.88 + 0.6693 \tau - 1.4613 \tau^2 + 1.4827 \tau^3 - 0.5547 \tau^4 \quad (15)$$

$$k_{lp\tau 10} = 0.7 + 1.3033 \tau - 2.2333 \tau^2 + 2.0267 \tau^3 - 0.7467 \tau^4$$



Rys. 4. Węzłowe funkcje liniowej interpolacji wpływu wydłużenia na poprawkę od zbieżności (A) i kąta skosu na poprawkę od wydłużenia (B)

Wpływ wzniosu płata i konfiguracji skrzydło-kadłub ujęty w {12} opisać można wg [3]:

$$k_{lp\gamma} = 1 - 4 \left(\frac{1}{2} - \bar{z}_{SK} \right) \frac{h_K}{b} \sin \gamma + 12 \left[\left(\frac{1}{2} - \bar{z}_{SK} \right) \frac{h_K}{b} \right]^2 \sin^2 \gamma \quad (16)$$

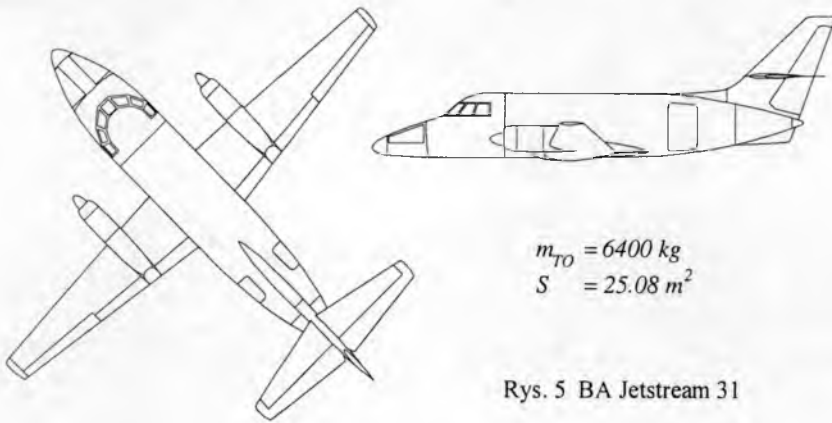
zaś wpływ oporu płata można przybliżyć zależnością:

$$\Delta c_{lp_{cx}} \approx - \frac{0.006}{\cos(1.15 \chi_{25})} c_{zS}^2 - 0.125 c_{x0S} \quad (17)$$

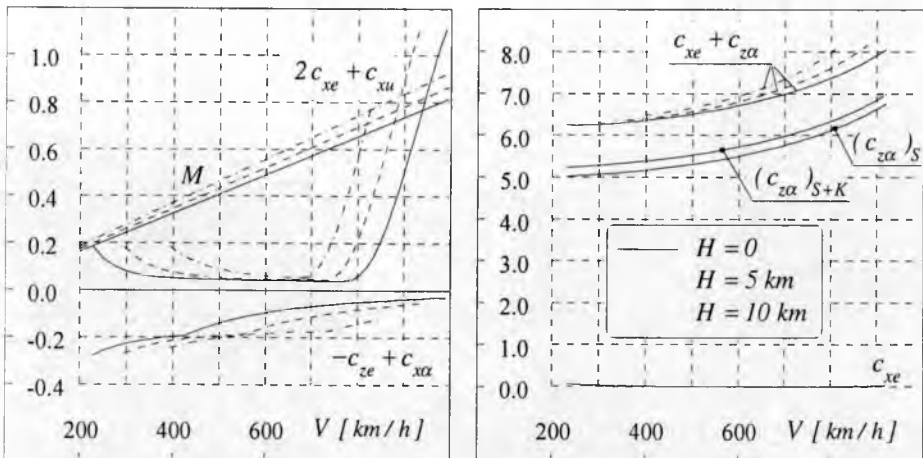
Podobnie jak w przypadku pochodnej $c_{x\alpha}$ sprawdzono, że analityczne przybliżenie (12) daje błędy nie przekraczające 5%, a umożliwia opracowanie szybkiej i efektywnej procedury numerycznych obliczeń pochodnej c_{lp} .

4. Przykład obliczeń pochodnych i charakterystyk stateczności dynamicznej

Wykorzystując opracowane procedury numeryczne wykonano przykładowe obliczenia pochodnych aerodynamicznych i charakterystyk stateczności dynamicznej samolotu z zablokowanymi sterami. Przyjęto dane geometryczne samolotu BA Jetstream 31 pokazanego na rys. 5.

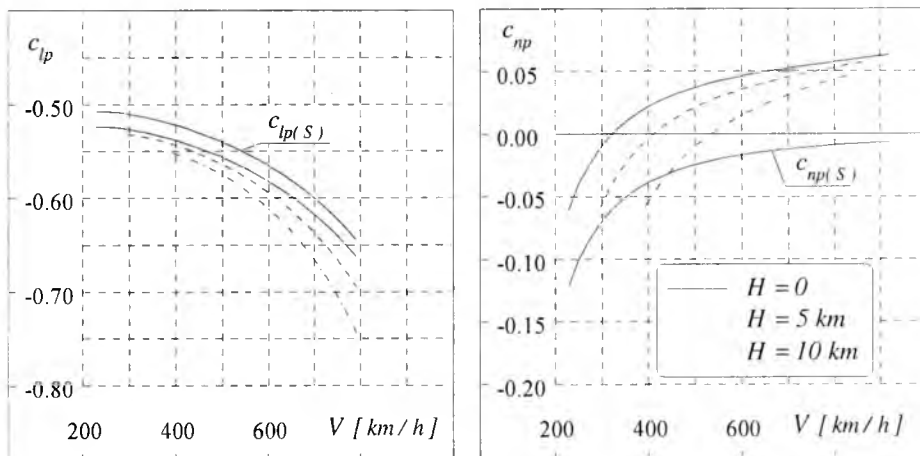


Rys. 5 BA Jetstream 31

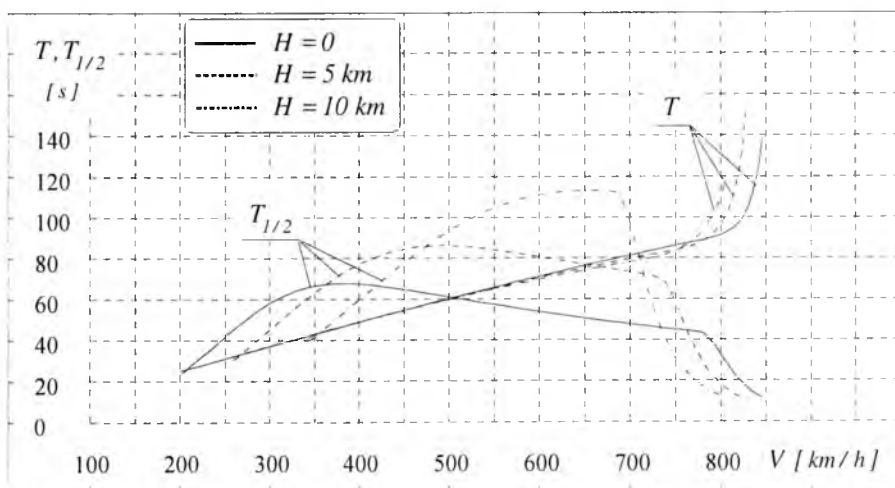


Rys. 6. Pochodne współczynnika oporu względem prędkości postępowej i kąta natarcia oraz współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia w funkcji prędkości i wysokości

Na rys. 6 pokazano przykład wyników obliczeń pochodnych aerodynamicznych stateczności podłużnej c_{xu} , $c_{x\alpha}$ i $c_{z\alpha}$, a na rys. 7 pochodnych stateczności bocznej c_{lp} i c_{np} w funkcji prędkości i wysokości lotu. Podkreślić należy, iż dla wybranego samolotu obliczenia w zakresie prędkości $V > 600$ km/h mają wyłącznie charakter poglądowy ($M_{kr0} = 0.64$). Opracowana procedura umożliwia jak widać szybką analizę pochodnych w całym zakresie prędkości eksploatacyjnych i np. określenie udziałów poszczególnych zespołów samolotu w całkowitej wartości pochodnej.

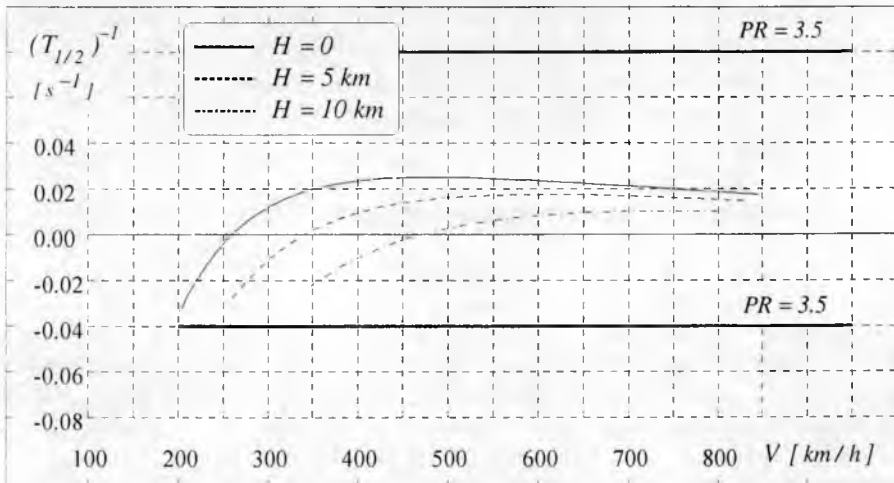


Rys. 7. Pochodne współczynnika momentu przechylającego i odchylającego względem prędkości kątownej przechylenia w funkcji prędkości i wysokości lotu



Rys. 8. Okres i czas połowienia amplitudy oscylacji długookresowych samolotu BA Jetstream 31

Rysunek 8 ilustruje wyniki obliczeń okresu i czasu połowienia amplitudy oscylacji długookresowych. Widać wyraźny wpływ ściśliwości powietrza przy nadkrytycznych liczbach Macha. Na rys. 9 pokazano zależność odwrotności czasu połowienia promienia spirali od prędkości i wysokości lotu. Jak widać analizowany samolot jest niestateczny spiralnie w zakresie małych prędkości lotu. Jest to jednak akceptowalne przez pilotów – w skali Coopera/Harpera jego charakterystyki oceniane są na poziomie lepszym niż przeciętne $PR < 3.5$.



Rys. 9. Czas połowienia (podwojenia) promienia spirali

5. Podsumowanie

Przedstawiona metodyka obliczeń pochodnych aerodynamicznych adoptuje klasyczne metody do wymagań obliczeń numerycznych. Pozwala na szybkie i wiarygodne analizy stateczności dynamicznej samolotu zarówno jako integralna część komputerowego systemu obliczeń projektowych jak i narzędzie wspomagające tradycyjne metody projektowania. Może być stosowana przy projektowaniu samolotów w układzie klasycznym, w szerokim zakresie wydłużeń, zbieżności i kątów skosu płata: $4 \leq \lambda \leq 20$, $0.2 \leq \tau \leq 1$, $\chi_{25} \leq 40^\circ$.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego KBN 8 T12C 041 21.

Bibliografia

1. Anonymous, *Engineering Sciences Data Units*, Royal Aeronautical Society, continuously updated
2. Roskam J., *Airplane design. Part VI: Preliminary calculation of aerodynamic, thrust and power characteristics*, University of Kansas, Lawrence, Kansas 1987

3. Roskam J., *Airplane design. Part VII : Determination of stability, control and performance characteristics: FAR and military requirements*, University of Kansas, Lawrence, Kansas 1987
4. Wolowicz Ch.H., Yancey R.B., *Longitudinal Aerodynamic Characteristics of Light, Twin-Engine, Propeller-Driven Airplanes*. NASA TN D-6800, Washington DC 1972
5. Eger S. M. (red), *Proektirowanie samoletow*, Maszynostroenie, Moskwa, 1983
6. Belocerkowskij S.M., Skripacz B.K., *Aerodynamczeskie proizvodnye letatel'nogo apparata i kryla pri dozvukowych skorostjach*, Nauka, Moskwa 1975
7. Goraj Z., *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2001

Methodology of the aircraft aerodynamic derivatives computations

Summary

The paper deals with the methodology of aerodynamic derivatives computations. The presented methodology adapts the classical methods to the computer methods, mainly by the source data approximation. Sample computations prove that the procedure works with an error up to 5% of source data values, which limits the accuracy of source methods. The developed methodology can be used for calculations of all stability derivatives in subsonic regime of flow within a wide range of wing aspect ratios ($4 \leq \lambda \leq 20$), taper ratios ($0.2 \leq \tau \leq 1$) and sweepback angles ($\chi_{25} \leq 40^\circ$).

WPLYW WYWAŻENIA ROGOWEGO STERU WYSOKOŚCI NA STATECZNOŚĆ PODŁUŻNĄ SAMOLOTU

JACEK A. GOSZCZYŃSKI¹
ANDRZEJ RADLICZ²

W pracy przedstawiono problem wpływu wyważenia rogowego steru wysokości na stateczność statyczną podłużną samolotu z drążkiem trzymanym i puszczonej. Dodatkowo przeanalizowano wpływ zabudowania w układzie sterowania sprężyny, która dość często występuje w samolotach lekkich.

W określeniu stateczności posłużono się definicjami typowymi dla mechaniki lotu, np. zapasem stateczności, jak i pojęciami związanymi z wymaganiami w sterujących w przepisach lotniczych FAR 23, np. gradientem sił na drążku względem prędkości oraz współczynnika obciążeń n_z w otoczeniu zadanej prędkości wyważenia.

Problem zmiany wyważenia rogowego wymaga bardzo dogłębnej analizy, a ograniczenie rozważań wyłącznie do zmiany pochodnych współczynników zawiasowych, a co za tym idzie, tylko do zmiany wartości momentu zawiasowego w locie ustalonym, jest dalece niewystarczające.

Właściwy dobór wyważenia, poprzedzony zaprezentowaną analizą, pozwala na dość proste poprawienie stateczności podłużnej samolotu, zwłaszcza z tylnym położeniem środka ciężkości, a co za tym idzie, na spełnienie wymagań przepisów, np. FAR czy JAR.

1. Analiza wpływu wyważenia rogowego na charakterystyki aerodynamiczne usterzenia poziomego

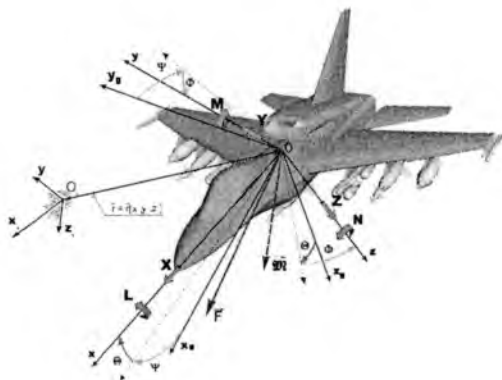
Wiele razy wyniki badań w locie wskazują na niedostateczną stateczność podłużną samolotu z puszczonej drążkiem oraz na występowanie małych gradientów sił na drążku, które są jednym z wymogów stawianych w zakresie stateczności przez przepisy lotnicze, np. FAR 23 [1]. Jedną z możliwości poprawienia istniejącego stanu rzeczy jest zmiana szerokości wyważenia rogowego steru wysokości. Celem niniejszej analizy jest zatem przebadanie wpływu powiększenia wyważenia rogowego steru wysokości na stateczność podłużną samolotu, oraz na gradienty sił na drążku w funkcji prędkości oraz współczynnika obciążeń n_z .

W pracy posłużono się pojęciami stateczności statycznej z trzymanym i puszczonej drążkiem. Miarą stateczności statycznej będzie zapas stateczności, tzn. odległość środka ciężkości względem punktu neutralnego samolotu, czyli punktu, względem którego pochodna współczynnika momentu pochylającego względem

¹ dr inż., Instytut Lotnictwa, e-mail: jagoszcz@ilot.edu.pl

² mgr inż., Instytut Lotnictwa, e-mail: radlicz@ilot.edu.pl

współczynnika siły nośnej $\partial C_{m_N} / \partial C_z = 0$ [4, 5, 7]. Analizę przeprowadzono wykorzystując klasyczne lotnicze układy odniesienia [3, 9], rys. 1.



Rys. 1. Przyjęte układy odniesienia

Zmiana szerokości wyważenia rogowego wpływa w istotny sposób na następujące charakterystyki całego usterzenia:

- pochodną współczynnika siły nośnej względem kąta wychylenia steru

$$a_{2H} = \frac{\partial C_{z_H}}{\partial \delta_H} \quad (1)$$

- pochodne współczynników momentów zawiasowych względem kąta natarcia na usterzeniu oraz kąta wychylenia steru:

$$b_1 = \frac{\partial C_{m_{\delta_H}}}{\partial \alpha_H} \quad (2)$$

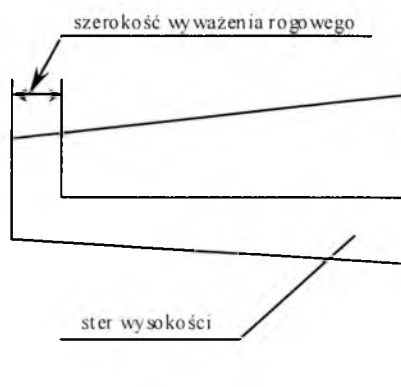
$$b_2 = \frac{\partial C_{m_{\delta_H}}}{\partial \delta_H} \quad (3)$$

Uwzględniając wpływ wyważenia rogowego na pochodną a_{2H} przyjęto następujący algorytm obliczeń:

- dla zerowej powierzchni wyważenia pochodna a_{2H} jest niezmienna,
- dla powierzchni wyważenia równej całej powierzchni statecznika przed osią obrotu, czyli szerokości wyważenia równej połowie rozpiętości usterzenia (usterzenie płytowe) - pochodna $a_{2H} = a_{1H}$.

Ten sposób przeliczeń oparty jest na założeniu, że na usterzeniu występuje prostokątny rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości. Jeżeli uwzględni się przy tym fakt, że szerokość wyważenia rogowego stanowi zwykle około 20% rozpiętości steru, założenie prostokątnego rozkładu na takiej rozpiętości wprowadza nieistotne błędy, toteż jest dopuszczalne. Wyważenie rogowe nie wpływa na pochodną a_{1H} .

Geometria wyważenia rogowego została zaprezentowana poniżej na rys. 2.

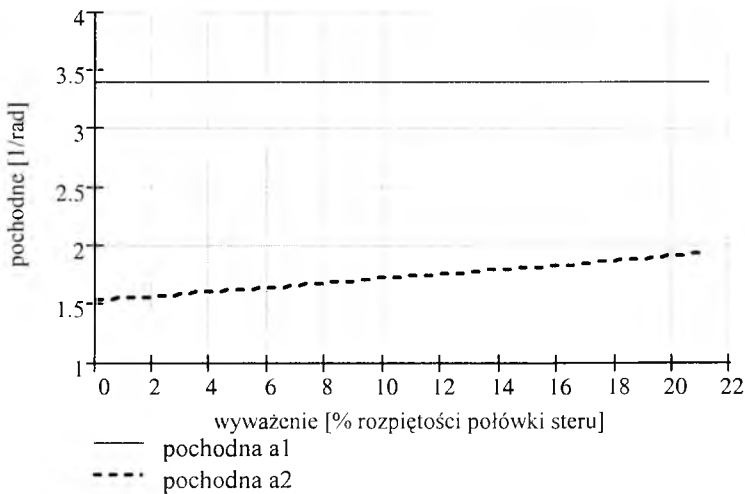


Rys. 2. Definicja szerokości wyważenia rogowego steru wysokości

Wymiar szerokości wyważenia rogowego określany jest dla jednej połówki steru, obliczenia zaś wraz z prezentowanymi wartościami uwzględniają cały ster.

Przedstawiona metoda jest bardzo prosta, a brak inżynierskich metod uwzględniających opisywany wpływ wyważenia na pochodną a_2 wymusza takie właśnie podejście.

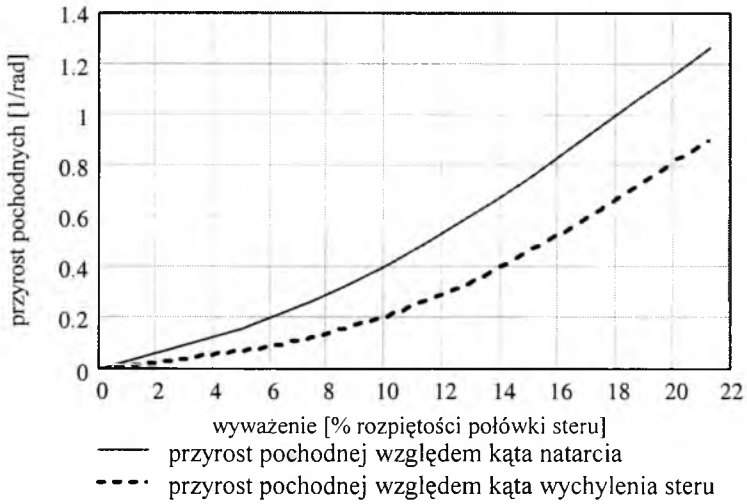
Wynik analizy prezentuje rys. 3.



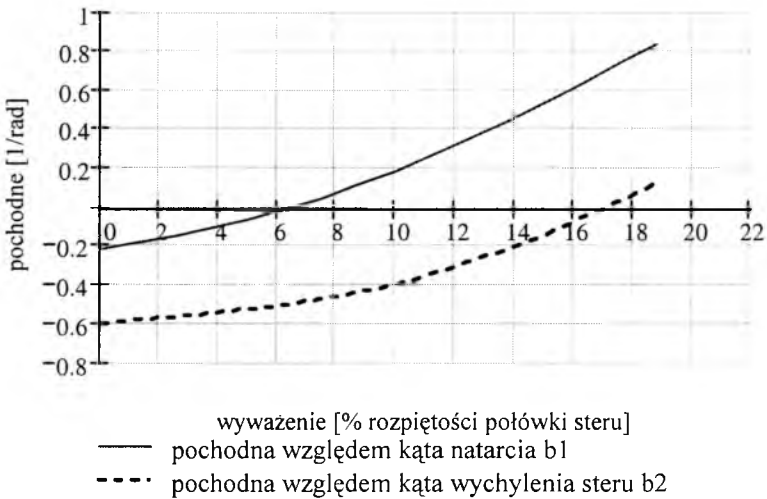
Rys. 3. Wpływ szerokości wyważenia rogowego na pochodne a_{1H} i a_{2H}

Określając wpływ wyważenia na pochodne współczynników momentów zawiasowych b_1 oraz b_2 można posłużyć się algorytmami zawartymi w literaturze; w niniejszej pracy posłużono się ESDU Data Sheets [11].

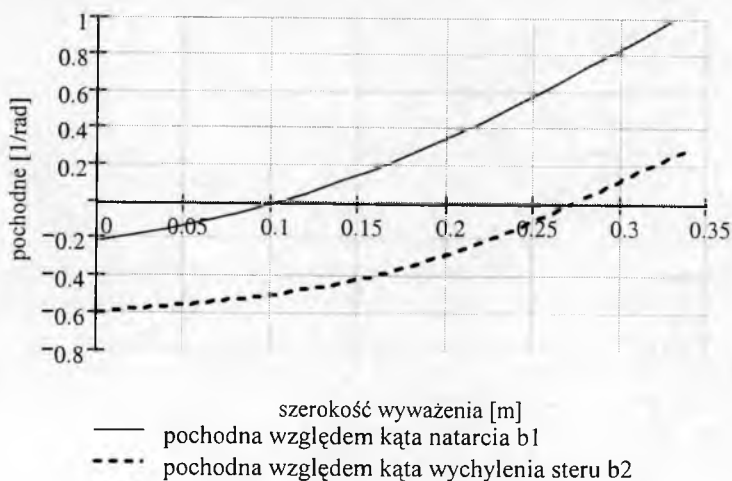
Wpływ szerokości wyważenia na pochodne b_1 oraz b_2 przedstawiają rys. 4-6.



Rys. 4. Przyrost pochodnych b_1 i b_2 w funkcji szerokości wyważenia rogowego



Rys. 5. Pochodne b_1 i b_2 w funkcji szerokości wyważenia rogowego

Rys. 6. Pochodne b_1 i b_2 w funkcji szerokości wyważenia rogowego

2. Wpływ wyważenia rogowego na stateczność statyczną samolotu

W niniejszym rozdziale przedstawiono analizę stateczności statycznej podłużnej samolotu z trzymanym oraz puszczoneym sterem, tzn. wyznaczono zapasy stateczności w układzie samolotowym $Oxyz$ (wartości ujemne oznaczają położenie punktów za $1/4$ SCA). Wyznaczono także gradienty sił na drążku podczas manewrowania (zgodnie z FAR 23.155 a1) [1].

Algorytm obliczeń oparto na [4, 5]. Przeliczeń dokonano dla wielkości wyważień: 0m, oraz 0.14m.

2.1. Punkt neutralny stateczności

Punktem neutralnym stateczności N nazywamy taki punkt, w którym pochodna współczynnika momentu pochylającego względem współczynnika siły nośnej jest równa 0 [4, 5, 7]:

$$\frac{\partial C_{m_N}}{\partial C_z} = 0 \quad (4)$$

W celu znalezienia położenia punktu neutralnego względem środka układu samolotowego $Oxyz$ należy przeprowadzić poniższy ciąg obliczeń.

Suma momentów w formie bezwymiarowej względem punktu neutralnego N :

$$C_{m_N} = C_{m_{bH}} - C_z \frac{x_N}{c_a} + C_{z_H} \frac{S_H}{S} \frac{x_H - x_N}{c_a} \quad (5)$$

gdzie: c_a – cięciwa odniesienia płata (średnia cięciwa aerodynamiczna SCA)

C_{m_N} – współczynnik momentu pochylającego samolotu względem punktu neutralnego,

- C_{mbH} – współczynnik momentu pochylającego samolotu bez usterzenia względem początku układu samolotowego,
 C_z – współczynnik siły nośnej samolotu,
 C_{zH} – współczynnik siły nośnej usterzenia poziomego,
 S – powierzchnia odniesienia (powierzchnia płata),
 S_H – powierzchnia usterzenia poziomego,
 x_H – odległość $1/4 SCA_H$ (SCA_H – średnia cięciwa odniesienia usterzenia poziomego) względem początku układu samolotowego ($1/4 SCA$) – wymiar w układzie samolotowym,
 x_N – odległość punktu neutralnego stateczności względem początku układu samolotowego ($1/4 SCA$) – wymiar w układzie samolotowym.

W równaniu (5) nie uwzględniono masy, gdyż ten człon zostałby i tak wyzerowany w trakcie wyznaczania poniższych pochodnych. Można przyjąć, dla ścisłości, że środek masy znajduje się w punkcie neutralnym.

Podstawiając równanie (5) do (4) otrzymuje się:

$$\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_z} - \frac{x_N}{c_a} + \frac{\partial C_{zH}}{\partial C_z} \frac{S_H}{S} \frac{x_H - x_N}{c_a} = 0 \quad (6)$$

przy czym:

$$\frac{\partial C_{zH}}{\partial C_z} = \frac{\partial C_{zH}}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial C_z} = \left(\frac{\partial C_{zH}}{\partial \alpha_H} \frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} \right) \frac{1}{a_1} \quad (7)$$

a także:

$$\frac{\partial C_{zH}}{\partial \alpha_H} = a_{1H} \quad (8)$$

$$\frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = 1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (9)$$

Zdefiniowano pojęcie zapasu stateczności statycznej, jako położenie punktu neutralnego w formie bezwymiarowej: $h_N = \frac{x_N}{c_a}$ (10)

Po połączeniu ze sobą wzorów (6)-(10) otrzymano:

$$h_N = \frac{\frac{\partial C_{mbH}}{\partial C_z} + \frac{x_H}{c_a} \frac{a_{1H}}{a_1} \frac{S_H}{S} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})}{1 + \frac{a_{1H}}{a_1} \frac{S_H}{S} (1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha})} \quad (11)$$

gdzie: $a_1 = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$ dla samolotu

α_H – kąt natarcia na usterzeniu poziomym

ε – kąt odchylenia strug za płatem

Równanie (11) opisuje zapas stateczności statycznej z drążkiem trzymanym. W celu znalezienia formuły na zapas stateczności z drążkiem puszczonej należy przeprowadzić dodatkowe przeliczenie, zaprezentowane poniżej.

Bezwymiarowy współczynnik momentu zawiasowego z uwzględnieniem trymera przyjmuje postać:

$$C_{m_zH} = \alpha_H b_1 + \delta_H b_2 + \delta_{trym} b_3 \quad (12)$$

gdzie δ_{trym} – kąt wychylenia klapki trymera oraz

$$b_3 = \frac{\partial C_{m_zH}}{\partial \delta_{trym}} \quad (13)$$

Gdy $C_{m_zH} = 0$, wtedy

$$\delta_H = \frac{-\alpha_H b_1 - \delta_{trym} b_3}{b_2} \quad (14)$$

Zerowanie się momentu zawiasowego oznacza, że po puszczeniu drążka ster pozostanie nieruchomy – nie zmieni kąta wychylenia, a więc siłą nośną na usterzeniu będzie taka sama dla drążka puszczonego i trzymanego:

$$C_{zH} = a_{1H} \alpha_H + a_{2H} \delta_H = C_{zH}^p \quad (15)$$

gdzie: C_{zH}^p - współczynnik siły nośnej usterzenia z puszczonym sterem

Podstawiając równanie (14) do (15) otrzymuje się:

$$C_{zH}^p = \alpha_H \left(a_{1H} - \frac{b_1}{b_2} a_{2H} \right) + \delta_{trym} \left(-a_{2H} \frac{b_3}{b_2} \right) \quad (16)$$

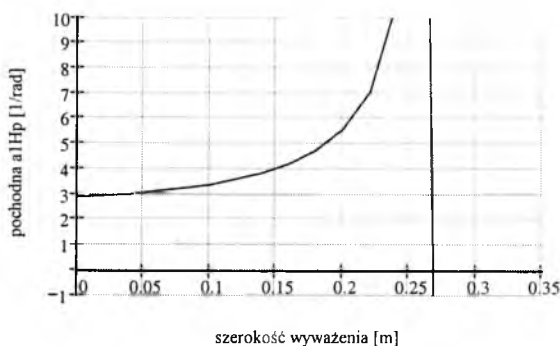
Upraszczając wzór (16) można go zapisać:

$$C_{zH}^p = \alpha_H a_{1H}^p + \delta_{trym} a_{3H}^p \quad (17)$$

Wprowadzając zatem pojęcie zastępczej pochodnej współczynnika siły nośnej na usterzeniu ze sterem puszczonym a_{1H}^p , otrzymano:

$$a_{1H}^p = a_{1H} - \frac{b_1}{b_2} a_{2H} \quad (18)$$

Przebieg a_{1H}^p w funkcji szerokości wyważenia rogowego pokazano na rys. 7.



Rys.7. Wpływ szerokości wyważenia rogowego na pochodną a_{1H}^p

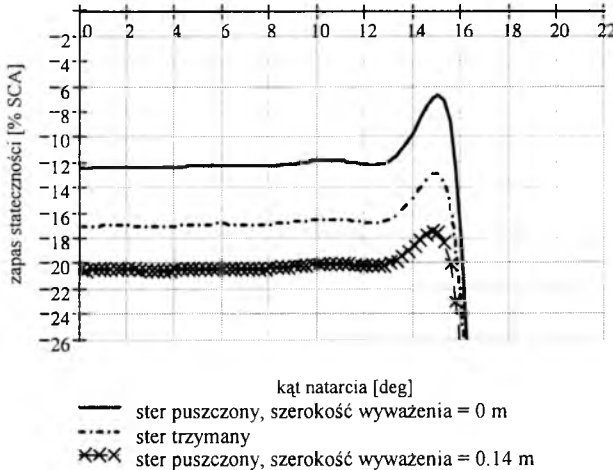
Z powodu zerowania się pochodnej b_2 dla wartości szerokości wyważenia około 0.27 m (rys. 7) pochodna a_{1H}^p dąży do nieskończoności. Jest to osobliwość przyjętego modelu matematycznego.

Gdy zależność (18) zostanie podstawiona do (11), uzyska się formułę wyznaczającą zapas stateczności statycznej z drążkiem puszczoneym:

$$h_N^p = \frac{\frac{\partial C_{m_{\text{pH}}}}{\partial C_z} + \frac{r_H}{c_a} \frac{a_{1H}^p}{a_1} \frac{S_H}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)}{1 + \frac{a_{1H}^p}{a_1} \frac{S_H}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)} \quad (19)$$

Przedstawiona zależność (19) jest także funkcją szerokości wyważenia rogowego poprzez zależność na a_{1H}^p , w której wielkości a_{2H} , b_1 , oraz b_2 zależą bezpośrednio od wyważenia.

Przebieg zapasu stateczności w funkcji kąta natarcia z uwzględnieniem zarówno szerokości wyważenia rogowego, jak i trzymanego drążka przedstawia rys. 8.



Rys. 8. Zapas stateczności statycznej samolotu względem $\frac{1}{4}$ SCA

Zmniejszeniu zapasu stateczności dla kątów natarcia $13^\circ \div 15.5^\circ$ wynika z przebiegu charakterystyki momentu pochylającego samolotu. W tym zakresie charakterystyka nieznacznie wypłaszcza się powodując zmniejszenie, co do modułu, wartości pochodnej momentu pochylającego względem kąta natarcia, a więc i względem współczynnika siły nośnej C_z .

2.2. Wpływ wyważenia rogowego na położenie punktu neutralnego sterowności

Aby wyznaczyć gradienty sił na drążku sterowym, co jest jednym z celów obliczeń w niniejszym rozdziale, należy wyznaczyć przebiegi zapasu sterowności samolotu z drążkiem trzymanym oraz puszczoneym dla wybranych szerokości wyważań rogowych steru wysokości, tj. bez wyważenia oraz z wyważeniem szerokości 0.14 m.

Punktem neutralnym sterowności M nazywamy taki punkt, w którym pochodna współczynnika momentu pochylającego względem współczynnika obciążenia n_Z jest równa 0 [4, 5, 7]:

$$\frac{\partial C_{m_M}}{\partial n_Z} = 0 \quad (20)$$

W definicji punktu neutralnego sterowności pojawił się współczynnik obciążeń n_Z , co oznacza, że analiza związana będzie z rozpatrywaniem dynamiki ruchu samolotu. Reprezentowana będzie ona poprzez uwzględnienie prędkości kątowej pochylania samolotu q oraz, jak już wspomniano, przez współczynnik obciążeń n_Z .

Wyprowadzenie szukanych zależności uzyskuje się w następujący sposób:

- pochodna współczynnika momentu pochylającego względem punktu neutralnego stateczności podłużnej N po prędkości kątowej pochylania q (bezwymiarowa postać $\frac{qc_a}{V}$)

$$C_{m_q} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{qc_a}{V}\right)} = \frac{\partial}{\partial \left(\frac{qc_a}{V}\right)} \left(C_{z_H} \frac{x_H - x_N}{c_a} \frac{S_H}{S} \right) \quad (21)$$

- współczynnik siły nośnej na usterzeniu poziomym powstały w wyniku prędkości kątowej pochylania q

$$C_{z_H} = -a_{1H} \frac{q(x_H - x_N)}{V} \quad (22)$$

po prostych przekształceniach:

$$C_{m_q} = -a_{1H} \frac{(x_H - x_N)^2}{c_a^2} \frac{S_H}{S} = -a_{1H} \frac{(x_H - h_N c_a)^2}{c_a^2} \frac{S_H}{S} \quad (23)$$

- suma momentów względem punktu neutralnego sterowności M :

$$C_{m_M} = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_a C_{m_N} + \frac{1}{2} \rho V^2 S c_a C_{m_q} \frac{qc_a}{V} - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z (x_M - x_N) \quad (24)$$

x_N – odległość punktu neutralnego sterowności względem początku układu samolotowego – wymiar w układzie samolotowym

- wypadkowa siła na kierunek Oz z uwzględnieniem ruchu z prędkością kątową q po trajektorii o promieniu r :

$$P_z - mg = \frac{mV^2}{r} = mVq \quad (25)$$

- definiując współczynnik obciążeń

$$n_Z = \frac{P_z}{mg} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 S C_z}{mg} \quad (26)$$

otrzymuje się:

$$q = g \frac{n_Z - 1}{V} \quad (27)$$

Po prostych przekształceniach, wykorzystując (27), (24) oraz (20) uzyskano:

$$\begin{aligned} \frac{x_M - x_N}{c_a} &= \frac{\frac{1}{2} \rho S c_a}{m} (-a_{1H}) \frac{(x_H - h_N c_a)^2}{c_a^2} \frac{S_H}{S} = \\ &= -a_{1H} \frac{\frac{1}{2} \rho S_H (x_H - h_N c_a)^2}{m c_a} \end{aligned} \quad (28)$$

Analogicznie, jak w przypadku zapasu stateczności, zdefiniowano pojęcie zapasu sterowności samolotu względem środka układu samolotowego ($1/4$ SCA):

$$h_M = \frac{x_M}{c_a} = \frac{x_M - x_N}{c_a} + \frac{x_N}{c_a} = \frac{x_M - x_N}{c_a} + h_N \quad (29)$$

Ostatecznie, zapas sterowności ze sterem trzymany ma następującą postać:

$$h_M = -a_{1H} \frac{\frac{1}{2} \rho S_H (x_H - h_N c_a)^2}{m c_a} + h_N \quad (30)$$

Modyfikując czony w równaniu (30) związane z wyważeniem rogowym otrzymuje się, jak w przypadku zapasu stateczności, zapas sterowności samolotu z drążkiem puszczonym, co przedstawia się następująco:

$$h_M^p = -a_{1H}^p \frac{\frac{1}{2} \rho S_H (x_H - h_N^p c_a)^2}{m c_a} + h_N^p \quad (31)$$

Zależności na zapasy stateczności oraz sterowności zostały wyznaczone względem środka układu samolotowego ($1/4$ SCA), należy zatem wyznaczyć formuły określające zapasy stateczności i sterowności względem dowolnego położenia środka ciężkości x_{sc} :

$$\begin{aligned} h_{N x_{sc}} &= h_N + (x_{sc} - 0.25) \\ h_{N x_{sc}}^p &= h_N^p + (x_{sc} - 0.25) \\ h_{M x_{sc}} &= h_M + (x_{sc} - 0.25) \\ h_{M x_{sc}}^p &= h_M^p + (x_{sc} - 0.25) \end{aligned} \quad (32)$$

x_{sc} – położenie środka ciężkości w częściach SCA

2.3. Wpływ wyważenia rogowego na gradienty wychyleń steru oraz sił na drążku

Wyznaczenie położenia punktów neutralnych jest wyłącznie rozważaniem teoretycznym – są abstrakcyjne, gdyż nie można ich utożsamić z jakimś charakterystycznym punktem na płatowcu. Należy zatem wyznaczyć parametry, które z jednej strony będą definiowały stateczność, z drugiej zaś – będą one mierzalne poprzez wielkości wychyleń drążka oraz sił na nim. Będzie to zatem kryterium stateczności odczuwalne przez pilota, a zarazem wymagane przez przepisy, np. FAR 23[1].

2.3.2. Gradienty wychyleń steru oraz sił na drążku względem prędkości lotu

Równowaga momentu pochylającego samolotu względem $1/4$ SCA (tj. początku układu samolotowego) ma następującą postać:

$$M = -mg(0.25 - x_{sc})c_a + \frac{1}{2}\rho V^2 S c_a C_m + \frac{1}{2}\rho V^2 S_H C_{z_H} x_H = 0 \quad (33)$$

Ze względu na małą różnicę pomiędzy prędkością przepływu niezaburzonego, a prędkością na usterzeniu wysokości, przyrównano obie prędkości.

Zakłada się, że przebieg funkcji współczynnika momentu pochylającego samolotu bez usterzenia ma następującą postać:

$$C_{m_{bh}} = C_{m_{bh} C_{z0}} + \frac{dC_{m_{bh}}}{dC_z} \cdot C_z \quad (34)$$

gdzie: C_m – współczynnik momentu pochylającego samolotu względem $\frac{1}{4}$ SCA

$C_{m_{bh} C_{z0}}$ – współczynnik momentu pochylającego samolotu bez usterzenia wysokości dla wartości $C_z=0$

Obie strony równania (34) zostają podzielone przez $\rho V^2 S c_a / 2$ wprowadzając jednocześnie zależność (15) oraz:

$$\varkappa_H = \frac{S_H x_H}{S c_a} \quad (35)$$

Tak więc po przekształceniach uzyskano:

$$\delta_H = \frac{2mg(0.25 - x_{sc})}{\rho V^2 S \varkappa_H a_{2H}} - \frac{C_{m_{bh} C_{z0}} + \frac{dC_{m_{bh}}}{dC_z} C_z}{\varkappa_H a_{2H}} - \frac{a_{1H}}{a_{2H}} \alpha_H \quad (36)$$

Teraz należy do równania (36) podstawić poniższe zależności:

$$C_z = \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

$$a_1 = \frac{dC_z}{d\alpha} \quad (37)$$

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{d\alpha}{dC_z} C_z = \alpha_0 + \frac{C_z}{a_1} = \alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S a_1}$$

$$\alpha_H = \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} = \left(\alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S a_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} \quad (38)$$

Równanie (36) przybiera postać:

$$\delta_H = \frac{2mg(0.25 - x_{sc})}{\rho V^2 S \varkappa_H a_{2H}} - \frac{C_{m_{bh} C_{z0}}}{\varkappa_H a_{2H}} - \frac{\frac{dC_{m_{bh}}}{dC_z}}{\varkappa_H a_{2H}} \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} + \left[\frac{a_{1H}}{a_{2H}} \left[\left(\alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 S a_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} \right] \right] \quad (39)$$

Z zależności (39) obliczona zostaje pochodna:

$$\frac{d\delta_H}{dV} = \frac{4mg}{\rho V^3 S \aleph_H a_{2H}} \left[(x_{sc} - 0.25) + \frac{dC_{m_{bh}}}{dC_z} + \aleph_H \frac{a_{1H}}{a_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \quad (40)$$

Ostatecznie otrzymuje się:

$$\frac{d\delta_H}{dV} = \frac{4mg}{\rho V^3 S \aleph_H a_{2H}} \left\{ (x_{sc} - 0.25) + h_N \left[1 + \frac{S_H}{S} \frac{a_{1H}}{a_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \right\} \quad (41)$$

Następnie zostanie wyznaczona pochodna siły na drążku po prędkości lotu. Przyjęto dodatnią wartość siły na drążku, gdy pilot musi go odpychać.

Siła na drążku przyjmuje następującą postać:

$$F_d = -f_d \frac{1}{2} \rho V^2 S_f c_f (b_1 \alpha_H + b_2 \delta_H + b_3 \delta_{kl}) + F_{spr} \quad (42)$$

gdzie: F_d – siła na drążku [N],

f_d – przełożenie w układzie sterowania – stosunek kąta wychylenia steru do przemieszczenia liniowego uchwytu drążka [rad/m],

S_f – powierzchnia steru,

c_f – cięciwa odniesienia steru,

δ_{kl} – kąt wychylenia trymera,

F_{spr} – siła od sprężyny zamontowanej w układzie sterowania.

Uwzględnienie dodatkowej siły od sprężyny w układzie sterowania wynika z faktu bardzo częstego jej zastosowania, jako elementu ustateczniającego, co pokazane zostanie w poniższej analizie.

Analizę pochodnych prowadzi się wokół punktu równowagi, tj. dla lotu wyrównoważonego (wytrymowanego), a więc:

$$F_d = 0 \quad (43)$$

Założono następujący przebieg siły sprężyny w funkcji wychylenia steru:

$$F_{spr} = F_{spr \delta_{H0}} + \frac{dF_{spr}}{d\delta_H} \delta_H \quad (44)$$

gdzie: $F_{spr \delta_{H0}}$ – siła sprężyny dla zerowego wychylenia steru wysokości.

Po podstawieniu i przekształceniach otrzymano:

$$\begin{aligned} F_d = & -f_d \frac{1}{2} \rho V^2 S_f c_f \left\{ b_1 \left[\left(\alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho V^2 S a_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} \right] + \right. \\ & + b_2 \left[\frac{2 \cdot m \cdot g \cdot (0.25 - X_{sc})}{\rho V^2 S \aleph_H a_{2H}} - \frac{C_{m_{bh} c_{z0}}}{\aleph_H a_{2H}} - \frac{dC_{m_{bh}}}{dC_z} - \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} + \right. \\ & \left. \left. - \frac{a_{1H}}{a_{2H}} \left[\left(\alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho V^2 S a_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} \right] + b_3 \cdot \delta_{kl} \right] \right\} + F_{spr} \end{aligned} \quad (45)$$

Obliczając pochodną składowej siły F_d pochodzącej od aerodynamiki (tj. od momentu zawiasowego steru) należy zauważyć, że na podstawie równania (42) i (45):

$$\begin{aligned}
 & b_1 \left[\left(\alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho V^2 S a_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} \right] + \\
 & + b_2 \left\{ \frac{2mg(0.25 - x_{sc})}{\rho V^2 S \aleph_H a_{2H}} - \frac{C_{m_{bh} c_{z0}}}{\aleph_H a_{2H}} - \frac{dC_z}{\aleph_H a_{2H}} \cdot \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} + \right. \\
 & \left. - \frac{a_{1H}}{a_{2H}} \left[\left(\alpha_0 + \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho V^2 S a_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} \right] \right\} + b_3 \delta_{kl} = \frac{F_{spr}}{f_d \frac{1}{2} \rho V^2 S_f c_f}
 \end{aligned} \quad (46)$$

Z kolei:

$$\frac{dF_{spr}}{dV} = \frac{\partial F_{spr}}{\partial V} + \frac{\partial F_{spr}}{\partial \delta_H} \cdot \frac{\partial \delta_H}{\partial V} \quad (47)$$

Podstawiając do równania (47) wyliczoną wcześniej zależność $\frac{\partial \delta_H}{\partial V}$ otrzymuje się:

$$\frac{dF_{spr}}{dV} = \frac{\partial F_{spr}}{\partial \delta_H} \left\{ \frac{4mg}{\rho V^3 S \aleph_H a_{2H}} \left[(x_{sc} - 0.25) + h_N \left[1 + \frac{S_H}{S} \frac{a_{1H}}{a_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \right] \right\} \quad (48)$$

Po przekształceniach ostatecznie otrzymuje się:

$$\begin{aligned}
 \frac{dF_d}{dV} = & - \frac{2F_{spr}}{V} + \\
 & + \frac{4mg}{\rho V^3 S \aleph_H a_{2H}} \left\{ - \frac{1}{2} \rho V^2 S_f c_f f_d b_2 \left[(x_{sc} - 0.25) + h_N \left[1 + \frac{S_H}{S} \frac{a_{1H}}{a_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \right] \right\} + \\
 & + \frac{\partial F_{spr}}{\partial \delta_H} \left\{ (x_{sc} - 0.25) + h_N \left[1 + \frac{S_H}{S} \frac{a_{1H}}{a_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \right\}
 \end{aligned} \quad (49)$$

2.3.2. Gradienty wychyleń steru oraz sił na drążku względem współczynnika obciążeń n_z

Równowaga momentu pochylającego samolotu względem środka ciężkości ma następującą postać:

$$M_C = M_N - P_N (x_C - x_N) = 0 \quad (50)$$

gdzie: indeks C – oznacza środek ciężkości,
 indeks N – punkt neutralny stateczności,
 x – położenie punktu w układzie samolotowym

$$x_C = (0.25 - x_{sc}) c_a \quad (51)$$

Rozpisując równanie (50) otrzymuje się:

$$M_C = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_a C_{m_N} + \frac{1}{2} \rho S c_a^2 C_{m_q}^N g (n_Z - 1) + -mgn_Z (x_C - x_N) = 0 \quad (52)$$

Gdy:
$$C_{m_N} = C_{mbh}^A - C_{zbu} \frac{x_N}{c_a} + C_{zH} \frac{S_H}{S} \frac{x_H - x_N}{c_a} \quad (53)$$

gdzie indeks A oznacza środek układu samolotowego ($1/4$ SCA),

oraz:
$$C_{zbu} = C_z - C_{zH} \frac{S_H}{S} \quad (54)$$

otrzymuje się:

$$C_{m_N} = C_{mbh}^A - C_z \frac{x_N}{c_a} + (a_{1H} \alpha_H + a_{2H} \delta_H) \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{c_a} \quad (55)$$

Jeżeli
$$\frac{dM_C}{dn_Z} = 0 \quad (56)$$

to jej uwikłaną składową jest pochodna $\frac{dC_{m_N}}{dn_Z}$ i wówczas należy przeprowadzić analizę:

$$\frac{dC_{m_N}}{dn_Z} = \frac{\partial C_{m_N}}{\partial n_Z} + \frac{\partial C_{m_N}}{\partial C_z} \frac{\partial C_z}{\partial n_Z} + \frac{\partial C_{m_N}}{\partial \delta_H} \frac{\partial \delta_H}{\partial n_Z} \quad (57)$$

Z definicji punktu neutralnego stateczności $\frac{\partial C_{m_N}}{\partial C_z} = 0$. Jednocześnie na podstawie

równania (56) pochodna cząstkowa $\frac{\partial C_{m_N}}{\partial n_Z} = 0$. Stąd równanie (57) przybiera zatem

postać:

$$\frac{dC_{m_N}}{dn_Z} = a_{2H} \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{c_a} \frac{\partial \delta_H}{\partial n_Z} \quad (58)$$

Wówczas równanie (56) ma następującą formę:

$$\frac{dM_C}{dn_Z} = \frac{1}{2} \rho V^2 S c_a a_{2H} \frac{S_H}{S} \frac{x_H}{c_a} \frac{\partial \delta_H}{\partial n_Z} + \frac{1}{2} \rho S c_a^2 C_{m_q}^N \cdot g - mg(x_C - x_N) = 0 \quad (59)$$

Po prostych przekształceniach otrzymuje się:

$$\frac{\partial \delta_H}{\partial n_Z} = - \frac{mgc_a (h_M + (x_{sc} - 0.25))}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_H a_{2H} x_H} \quad (60)$$

Po zróżniczkowaniu równania (47):

$$\frac{dF_d}{dn_Z} = -f_d \frac{1}{2} \rho^2 S_f c_f \left(b_1 \frac{d\alpha_H}{dn_Z} + b_2 \frac{d\delta_H}{dn_Z} \right) + \frac{dF_{spr}}{dn_Z} \quad (61)$$

$$C_z = \frac{mgn_z}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$$

$$a_1 = \frac{dC_z}{d\alpha} \quad (62)$$

$$\alpha = \alpha_0 + \frac{d\alpha}{dC_z} C_z = \alpha_0 + \frac{C_z}{a_1} = \alpha_0 + \frac{mgn_z}{\frac{1}{2}\rho V^2 Sa_1}$$

$$\alpha_H = \alpha \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} - \frac{x_H q}{V} \quad (63)$$

Uwzględniając wzory (27) oraz (61), otrzymuje się:

$$\alpha_H = \left(\alpha_0 + \frac{mgn_z}{\frac{1}{2}\rho V^2 Sa_1} \right) \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \varepsilon_0 + \alpha_{ZH} - \frac{x_H (n_z - 1) g}{V^2} \quad (64)$$

Zatem:

$$\frac{d\alpha_H}{dn_z} = \frac{mg}{\frac{1}{2}\rho V^2 Sa_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \frac{x_H g}{V^2} \quad (65)$$

Z kolei:

$$\frac{dF_{spr}}{dn_z} = \frac{\partial F_{spr}}{\partial n_z} + \frac{\partial F_{spr}}{\partial \delta_H} \frac{\partial \delta_H}{\partial n_z} \quad (66)$$

Podstawiając więc do równania (61) równanie (66) otrzymuje się po prostych przekształceniach:

$$\frac{dF_d}{dn_z} = \left[\frac{mgc_a (h_M + (x_{sc} - 0.25))}{\frac{1}{2}\rho V^2 S_H a_{2H} x_H} \right] \left(f_d \frac{1}{2}\rho V^2 S_f c_f b_2 - \frac{\partial F_{spr}}{\partial \delta_H} \right) +$$

$$- f_d S_f c_f b_1 mg \cdot \left[\frac{1}{Sa_1} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - \frac{x_H \rho}{2m} \right] \quad (67)$$

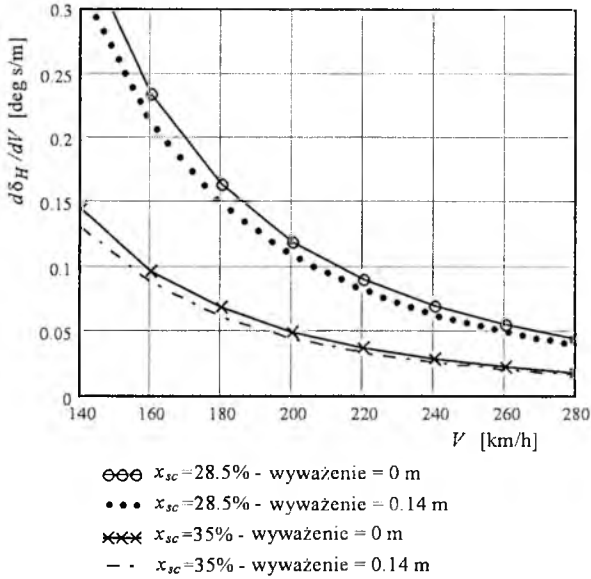
3. Analiza obliczeniowa gradientów sił i wychyleń steru

Poniżej zaprezentowano wykresy obrazujące przebiegi gradientów sił i wychyleń steru, opisane wzorami w rozdziale 0.

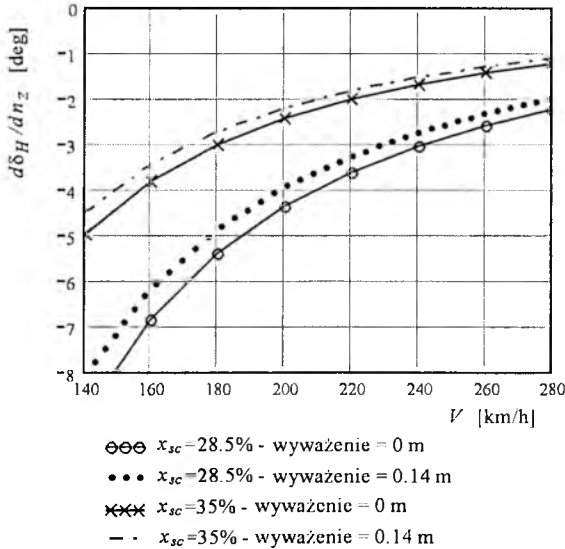
Obliczenia przeprowadzono dla następujących warunków:

- masa samolotu 1150 kg
- położenie środka ciężkości $x_{sc} = 28.5\%$ oraz 35%
- kąt natarcia 15° (z wykresów zapasu stateczności wynika, że jest to kąt krytyczny ze względu na stateczność, rys. 8)
- siła na drążku od sprężyny $F_{spr} = -4$ kG (wyrwa pilotowi drążek) i jest tak wprowadzana w układ sterowania, że nie zależy od kąta wychYLENIA steru,
- wyważenie rogowe: 0m oraz 0.14m

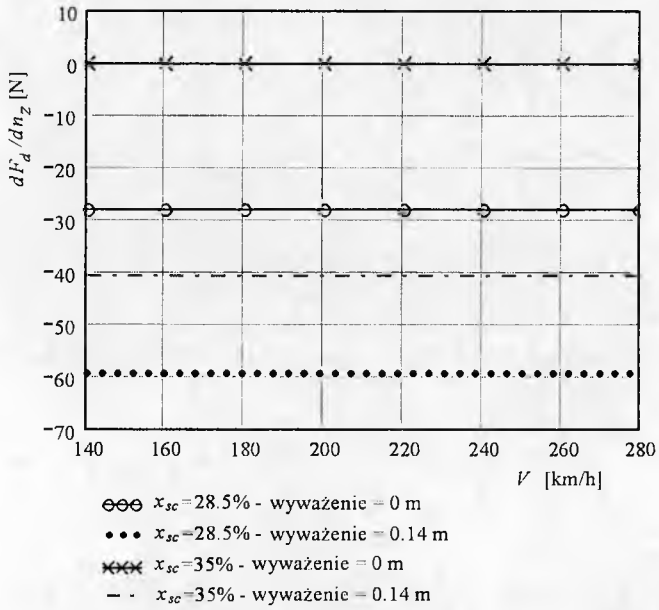
Obliczenia przeprowadzono dla układu sterowania ze sprężyną oraz bez. Różnice pojawiają się tylko w przypadku pochodnej dF_d/dV , gdyż dla stałej wartości siły pochodna tejże w formule na dF_d/dn_z zeruje się, zaś w gradientach kątów wychyleń w ogóle siła od sprężyny nie pojawia się.



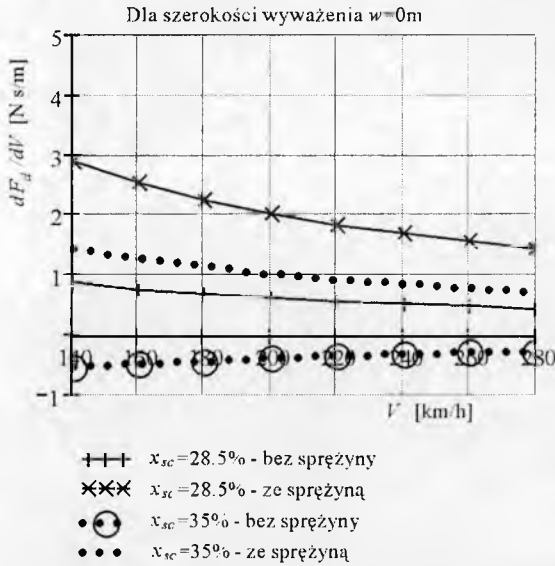
Rys. 9. Przebieg pochodnej $d\delta_H/dV$ w funkcji prędkości



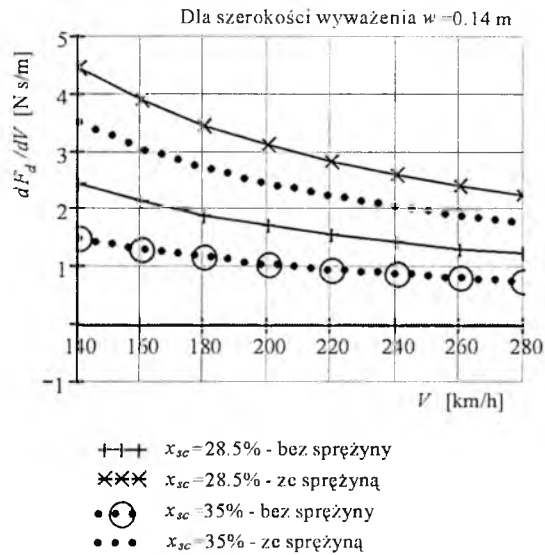
Rys. 10. Przebieg pochodnej $d\delta_H/dn_z$ w funkcji prędkości



Rys. 11. Przebieg pochodnej dF_d/dn_z w funkcji prędkości



Rys. 12. Przebieg pochodnej dF_d/dV w funkcji prędkości dla steru bez wyważenia rogowego



Rys. 13. Przebieg pochodnej dF_d/dV w funkcji prędkości dla steru z wyważeniem rogowym

4. Wnioski

Odpowiednie zastosowanie zarówno dodatkowych elementów w układzie sterowania, jak sprężyna, oraz zwiększenie szerokości wyważenia rogowego w bardzo prosty sposób pozwala na ustatecznienie samolotu, nawet dla skrajnie tylnych położen środka ciężkości. Jest to metoda dość często stosowana w przypadku samolotów lekkich, co także może świadczyć o jej skuteczności i nie skomplikowaniu pod względem konstrukcyjnym.

Bibliografia

1. Przepisy FAR 23
2. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie- IV, PTMTS, Warszawa, 1993
3. Maryniak J., *Ogólny model symulacji samolotu*, Sprawozdanie PW ITLiMS nr 140/85
4. Goraj Z., *Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym*, PW MEiL, Warszawa 1984
5. Goraj Z., *Obliczenia stateczności i sterowności statycznej samolotu*, Materiały pomocnicze do przedmiotu Mechanika Lotu II – projektowa, PW MEiL, Warszawa 1985

6. Goraj Z., Maryniak J., *Wpływ sztywności i tłumienia w układzie sterowania sterem wysokości na stateczność podłużną samolotu i oscylacje steru*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, **13**, 2, PWN, Warszawa 1975
7. Fiszdon W., *Mechanika Lotu*, cz. II, PWN, Łódź – Warszawa 1961
8. Goszczyński J., *Analiza wpływu dynamiki układu sterowania sterem wysokości na lot samolotu*, Rozprawa doktorska, PW MEiL ITLiMS, Warszawa 1993
9. Goszczyński J., Radlicz A., *Wybrane obliczenia samolotu z zakresu mechaniki lotu w oparciu o zapis rejestratora pokładowego*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, **15**, 113-118, Gliwice 2001
10. Scalan R.H., Rosenbaum R., *Drgania i flutter samolotów*, PWN, Warszawa 1964
11. *ESDU Data Sheet*

Influence of an elevator horn balance on aircraft longitudinal stability

Summary

In the paper presents the problem of influence of an elevator horn balance on aircraft longitudinal static stability with free and in a fixed position controls, respectively. Additionally, the problem of spring application to the control system very often used in the case of light aircraft is considered. In stability description typical definitions of mechanics of flight, e.g. stability margin, as well as the terms connected with requirements of the aviation regulations FAR 23, e.g. force gradients on control stick as functions of velocity or load factor n_z are used.

The problem of changing of elevator horn balance width requires very thorough analysis and considering only the influence on the hinge moment in a steady flight is insufficient.

The proper choice of the elevator horn balance, based on the presented method, allows one to improve the aircraft longitudinal stability in a simple way and meets the requirements of FAR or JAR regulations. It is very useful especially in the case of stability problems connected with the rear center of gravity position.

BADANIA AERODYNAMICZNE MODELU SKOCZKA NARCIARSKIEGO W LOCIE W KONFIGURACJI GRAFA-BOKLOEVA

SŁAWOMIR TOMCZAK¹
JERZY MARYNIAK²

W artykule przedstawiono opis badań tunelowych modelu skoczka narciarskiego w konfiguracji Grafa-Bokloeva, tzw. styl V. Rozpatrzono kilka ustawień kąta rozchylenia nart. Dla każdej z powyższych opcji zastosowano siedem różnych konfiguracji położenia ciała skoczka względem nart. Przedstawiono porównanie omawianych konfiguracji stylu Grafa-Bokloeva ze stylem klasycznym (równoległym). Zastosowano układ klasyczny dla konfiguracji k1, co stanowi odniesienie dla wszystkich siedmiu konfiguracji rozpatrywanych kolejno dla $\lambda = 0^\circ; 15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$. Wyniki przedstawiono w formie graficznej w postaci charakterystyk aerodynamicznych w funkcji kąta natarcia.

1. Wstęp

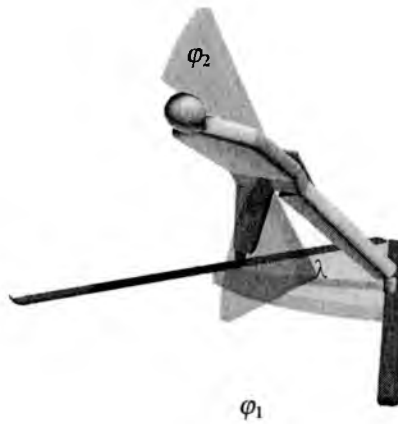
W latach 70-tych i 80-tych w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej (ITLiMS) Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa (MEiL) Politechniki Warszawskiej (PW) przeprowadzono badania aerodynamiczne modelu skoczka narciarskiego z nartami ustawionymi w obowiązującym w tamtych czasach układzie klasycznym (równoległym), a następnie otrzymane wyniki zastosowano do symulacji numerycznej skoku dla różnych konfiguracji skoczka.

Obecnie narciarze wykonują skoki stosując układ V zw. stylem Grafa-Bokloeva. Jest to technika pozwalająca na oddawanie skoków dłuższych i bezpieczniejszych. Styl ten umożliwia wykonywanie skoków w różnych konfiguracjach, przy kątach rozwarcia nart $\lambda = 15^\circ \div 45^\circ$.

Badania miały na celu sprawdzenie zachowania się modelu skoczka narciarskiego w różnych ustawieniach i określenie wpływu następujących parametrów: kątów φ_1 i φ_2 opisujących konfigurację skoczka oraz kąta rozchylenia λ nart na przebieg charakterystyk aerodynamicznych (rys. 1). Badania zostały przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym znajdującym się w Zakładzie Aerodynamiki ITLiMS MEiL PW.

¹ mgr inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej P.W., e-mail: st1214@meil.pw.edu.pl

² prof. dr hab. inż., Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej P.W.



Rys. 1. Oznaczenia kątów

2. Cel i zakres badań

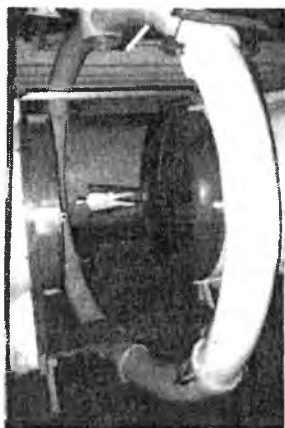
Celem badań było uzyskanie charakterystyk bezwymiarowych współczynników aerodynamicznych: siły nośnej C_z , oporu aerodynamicznego C_x i aerodynamicznego momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia α , dla danej konfiguracji (kąty φ_1 i φ_2) oraz kąta rozchylenia nart λ . Charakterystyki $C_z(\alpha)$ oraz $C_x(\alpha)$ posłużyły do określenia doskonałości aerodynamicznej $K(\alpha) = C_z(\alpha)/C_x(\alpha)$. W tym celu zostały wykonane pomiary siły nośnej P_z , siły oporu P_x oraz momentu pochylającego M_o , działających na model skoczka narciarskiego zawieszony w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego dla poszczególnych ustawień względem kierunku przepływającego powietrza. Zakres kąta natarcia α w zależności od konfiguracji wynosił: $\alpha = -10^\circ \div 20^\circ; 30^\circ; 40^\circ$ (patrz tabela 1).

Tabela 1. Wykaz kątów konfiguracji skoczka

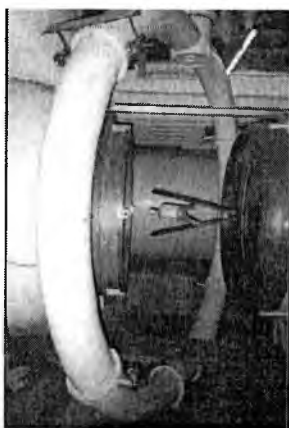
Konfiguracja	φ_1	φ_2	λ	α
k_1	10°	0°	$0^\circ; 15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 40^\circ$
k_2	10°	10°	$15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 40^\circ$
k_3	10°	20°	$15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 40^\circ$
k_4	20°	0°	$15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 30^\circ$
k_5	20°	20°	$15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 30^\circ$
k_6	30°	0°	$15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 20^\circ$
k_7	30°	30°	$15^\circ; 25^\circ; 45^\circ$	$-10^\circ \div 20^\circ$

Wyróżniono trzy kąty rozchylenia nart, tj. $\lambda = 15^\circ$ (rys. 2), 25° (rys. 3), 45° (rys. 4). Dla każdego z tych ustawień przebadano siedem różnych konfiguracji położenia tułowia i nóg, oznaczonych odpowiednio k_1, k_2, \dots, k_7 (rys. 1 oraz tab. 1). Ponadto dla

konfiguracji k1 zastosowano klasyczny (równoległy) układ nart $\lambda=0^\circ$. Konfiguracja ta była przez dłuższy czas obowiązująca w tej dyscyplinie sportu i dlatego traktujemy ją jako konfigurację odniesienia.



Rys. 2. Rozchylenie nart o kąt $\lambda=15^\circ$



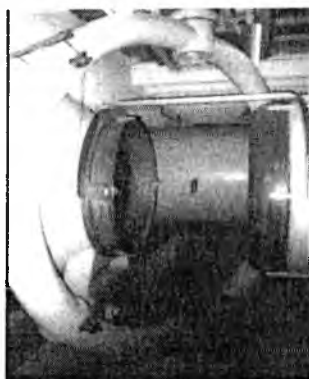
Rys. 3. Rozchylenie nart o kąt $\lambda=25^\circ$



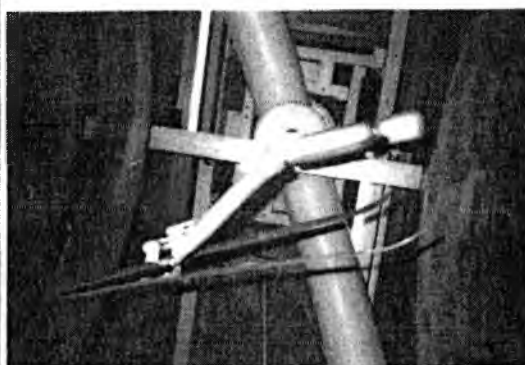
Rys. 4. Rozchylenie nart o kąt $\lambda=45^\circ$

3. Przygotowanie modelu

Badania zostały przeprowadzone na drewnianym modelu używanym od 1971 roku, teraz odpowiednio zmodyfikowanym, aby umożliwić dodatkowo zmianę i regulację kąta λ . Dokonano również zmiany elementu mocującego model skoczka w tunelu. Wcześniej, z uwagi na równoległe ustawienie nart, był on zawieszony na drutach mocowanych do nart. Teraz mocowanie w ten sposób było niemożliwe i dlatego zastosowano zamontowaną na drutach płytkę (rys. 5), do której przykręcono model w części biodrowej (rys. 6). Stanowiła ona dla modelu bazę ustalającą jego położenie



Rys. 5. Płytkę ustalającą zawieszoną na drutach

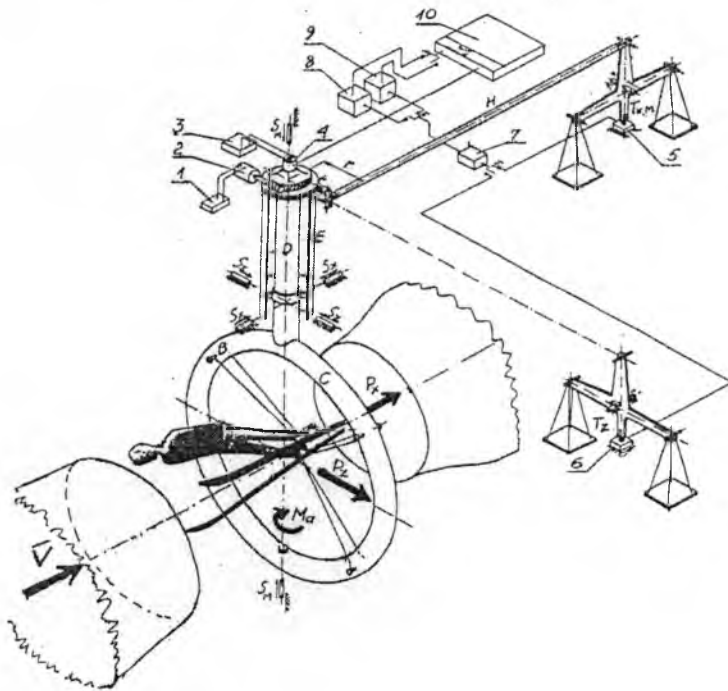


Rys. 6. Mocowanie modelu skoczka na płytce ustalającej (widok z dołu)

w tunelu i dlatego przy każdej zmianie konfiguracji można było odkręcić model od płytki i dokonać zmian kątów φ_1 , φ_2 oraz λ przy pomocy odpowiednich wzorników.

4. Stanowisko badawcze

Badania zostały przeprowadzone w tunelu nr 1 Zakładu Aerodynamiki (ITLiMS PW) (średnica przestrzeni pomiarowej 1.16 m) wyposażonym w wagę Witoszyńskiego (rys. 2) [1]. Badany model skoczka, poprzez płytkę mocującą, został zawieszony na drutach na ramie obejmującej całą przestrzeń pomiarową. Przy zerowym kącie natarcia oś nart była równoległa do kierunku przepływu. Aby dla każdej rozpatrywanej konfiguracji uzyskać takie położenie nart należało na samym początku odpowiednio ustawić płytkę mocującą (do której przykręcany jest model). Płytkę została zamocowana na drutach tak, że przy ustalonym jako zerowe położeniu wagi (w naszym wypadku -5°) oś wagi przechodziła przez środek krawędzi ścianki przylegającej do modelu, a oś tunelu biegła wzdłuż środka symetrii tej ścianki.



Rys. 7. Schemat wagi laboratoryjnej

Napięte druty mocujące model do ramy przenosiły na nią wszystkie siły występujące na modelu. Rama wagi zamocowana była obrotowo. Przez pokręcenie ślimaka F (rys. 7) można było ją obracać pod różnymi kątami względem osi tunelu.

Z uwagi na kąty związane z konfiguracją skoczka, kąt natarcia $\alpha=0$ uzyskuje się dla każdej z tych konfiguracji poprzez odpowiednie ustawienie kąta obrotu na wadze. W związku z ograniczonymi możliwościami obrotu ramy wagi względem osi tunelu ($\pm 25^\circ$) zakres kąta natarcia był różny dla poszczególnych konfiguracji. I tak dla konfiguracji k_1 , k_2 i k_3 , rzeczywistemu kątowi natarcia $\alpha=0$ odpowiadał na skali wagi kąt -15° , a zakres możliwego do ustawienia kąta natarcia wynosił: $-10 \div 40^\circ$. Dla konfiguracji k_4 i k_5 rzeczywistemu kątowi natarcia $\alpha=0$ odpowiadał na skali wagi kąt -5° , a zakres możliwego do ustawienia kąta natarcia wynosił: $-10 \div 30^\circ$. Dla konfiguracji k_6 i k_7 rzeczywistemu kątowi natarcia $\alpha=0$ odpowiadał na skali wagi kąt 5° , a zakres możliwego do ustawienia kąta natarcia wynosił $-10 \div 20^\circ$.

Konstrukcja wagi umożliwiała obrót całej ramy wraz z zamocowanym modelem względem wybranej odpowiednio jednej z trzech prostopadłych osi. Uzyskano to przez wybór odpowiedniej pary sworzni S i zwolnienie pozostałych. Siła, względnie moment działający na model zostały za pomocą układu dźwigni dwuramiennych przeniesione na tensometryczny przetwornik siły i równoległe z nim na wagę szalkową służącą do wzorcowania siłomierza (przetwornika) [2].

W celu pomiaru siły nośnej należało wkręcić sworznie S_z o osi równoległej do kierunku przepływu i połączyć drążkiem H rurę E , będącą przedłużeniem ramy C , z wagą znajdującą się w płaszczyźnie prostopadłej do osi tunelu. Przy pomiarze siły oporu należało wkręcić sworznie S_x o osi prostopadłej do osi tunelu a siłę, potrzebną do utrzymania wagi w położeniu niewychylonym, mierzy się siłomierzem związanym z wagą równoległą do osi tunelu. W celu pomiaru momentu należało wkręcić sworznie pionowe S_m i użyć tego samego przetwornika co do pomiaru siły oporu.

Stanowisko badawcze sprzężone było z komputerem zawierającym program umożliwiający pomiar odpowiednio każdej ze składowych siły aerodynamicznej.

Pomierzone siły aerodynamiczne były wielkościami brutto i należało je skorygować odejmując od nich tarę wagi oraz poprawkę na druty, co uwzględnił program. Wyniki otrzymane z pomiaru zawierały już tą zmianę.

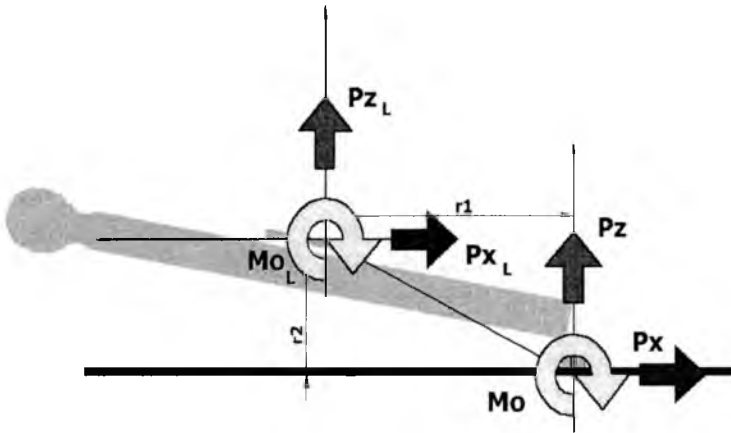
5. Zmiana pomiarowego układu odniesienia

Wszystkie zmierzone podczas badań parametry (siła nośna, siła oporu, moment aerodynamiczny) były mierzone w układzie laboratoryjnym związanym z płytką mocującą model skoczka. Przez płytkę przechodziła oś wagi oraz oś tunelu. Aby uzyskać wyniki porównywalne z uprzednio przeprowadzonymi badaniami i aby móc je wykorzystać w przyszłości do symulacji numerycznej należało przenieść punkt zaczepienia układu współrzędnych do punktu będącego środkiem odcinka łączącego punkty zaczepienia nart.

W związku z tym w obliczeniu wartości momentu uwzględniono wpływ składowych P_{x_L} , P_{z_L} oraz momentu Mo_L na wartość momentu Mo w nowym układzie odniesienia, przeniesionym z punktu O_L do punktu O . Wobec powyższego w punkcie O nowego układu odniesienia oprócz przeniesionych wprost składowych sił i momentu pojawiają się również momenty pochodzące od składowych P_{x_L} i P_{z_L} , tj.

$$Mo = Mo_L + P_{x_L} \cdot r_2 + P_{z_L} \cdot r_1 \quad (1)$$

Zasadę tę obrazuje rys. 8.



Rys. 8. Zasada obliczania poprawek

6. Obliczenia bezwymiarowych współczynników C_z , C_x i C_m

Mając otrzymane bezpośrednio siłę nośną $P_z(\alpha)$, siłę oporu $P_x(\alpha)$ oraz obliczony po uwzględnieniu poprawki (1) moment pochylający $M_o(\alpha)$ kolejnym krokiem było wyznaczenie współczynników aerodynamicznych: siły nośnej $C_z(\alpha)$, oporu aerodynamicznego $C_x(\alpha)$ i aerodynamicznego momentu pochylającego $C_m(\alpha)$ zgodnie z poniższymi wzorami:

$$C_z(\alpha) = \frac{P_z(\alpha)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad C_x(\alpha) = \frac{P_x(\alpha)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad C_m(\alpha) = \frac{M_o(\alpha)}{\frac{1}{2}\rho V^2 S l_n} \quad (2)$$

gdzie:

ρ – gęstość powietrza; $\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$

V – prędkość przepływu strumienia powietrza w tunelu ; $V=30\text{m/s}$

S – powierzchnia nart; $S=0.034739 \text{ m}^2$

l_n – długość narty; $l_n=0.705 \text{ m}$.

Mając policzone $C_z(\alpha)$ i $C_x(\alpha)$ można wyznaczyć doskonałość aerodynamiczną $K(\alpha)$ zgodnie ze wzorem:

$$K(\alpha) = \frac{C_z(\alpha)}{C_x(\alpha)} \quad (3)$$

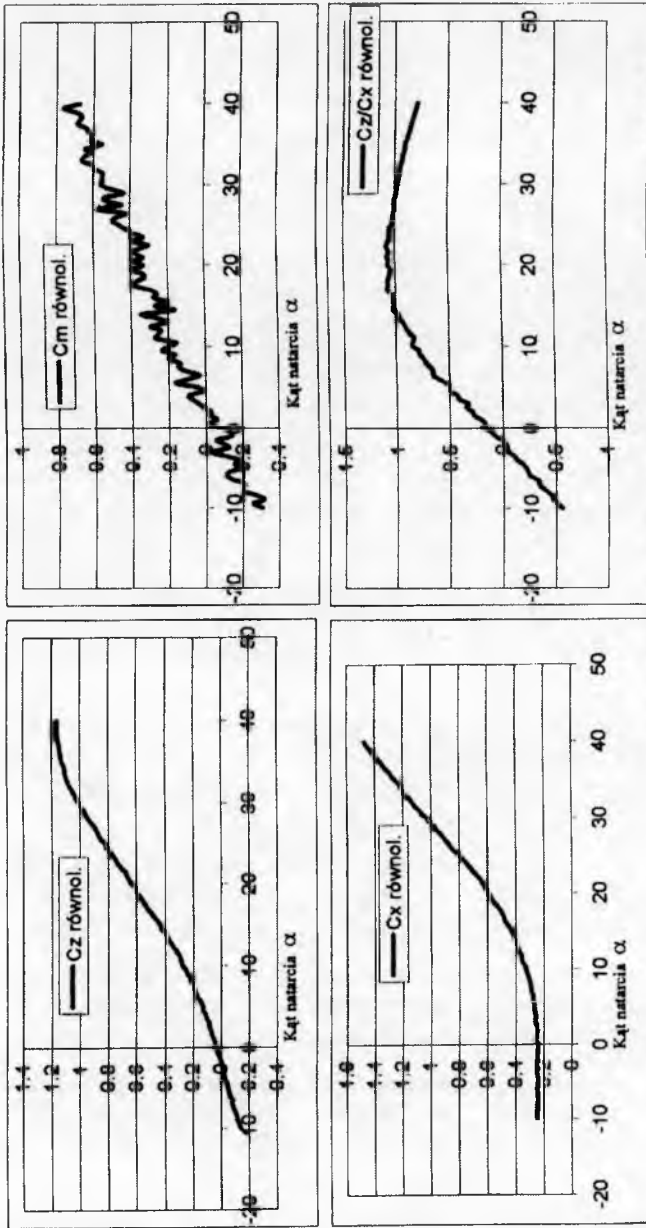
Wyniki przedstawiono na wykresach (rys. 9–16) stosując oznaczenie [7] konfiguracji jako kX_y , gdzie X oznacza numer konfiguracji w zależności od kątów φ_1 i φ_2 (tab. 1) zaś y kąt rozchylenia nart λ , np. $k3_{25}$ oznacza konfigurację, którą

charakteryzują kąty $\varphi_1=10^\circ$, $\varphi_2=20^\circ$ oraz $\lambda=25^\circ$. Na wykresach poszczególnych konfiguracji umieszczono dla porównania charakterystyki otrzymane dla konfiguracji $k1$ w ustawieniu równoległym.

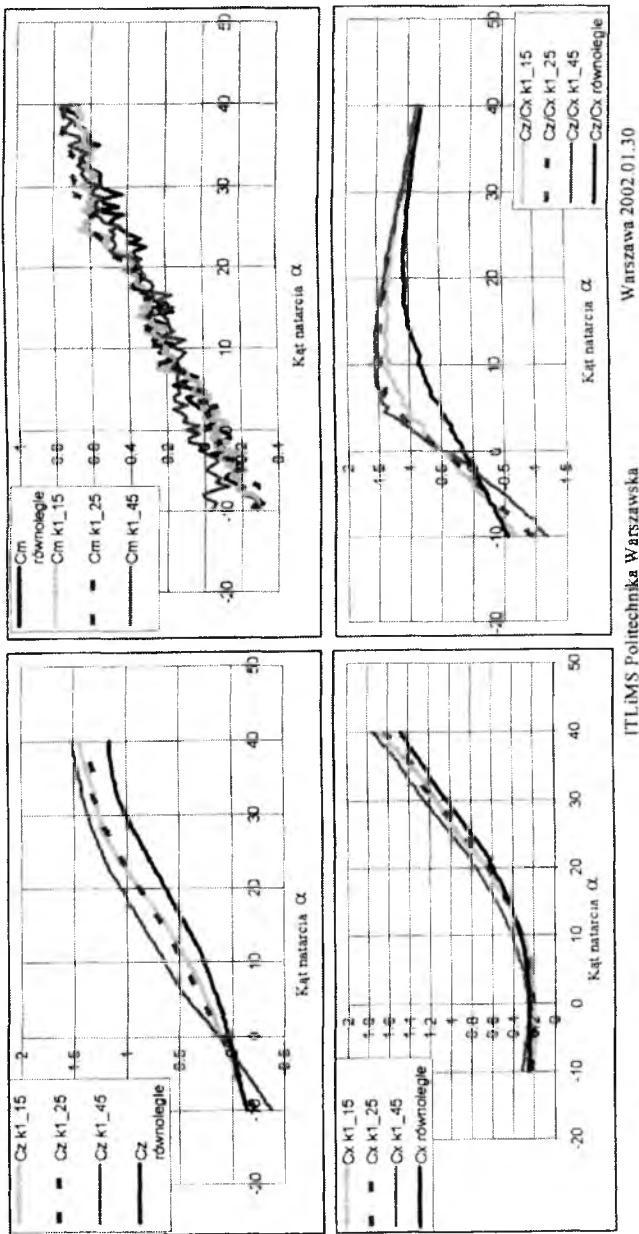
7. Podsumowanie i wnioski

- Badania tunelowe konfiguracji $k1$ w układzie równoległym ($k1_0$) zostały wykonane w celu uzyskania charakterystyk porównawczych dla konfiguracji stylu Grafa-Bokloeva. Dla $k1_0$ $C_{z_{max}}(\alpha)=1.16$ dla $\alpha=40^\circ$, a doskonałość aerodynamiczna $K_{max}(\alpha)=1.08$ dla $\alpha=21^\circ$.
- Dla konfiguracji $k1_y$ (rys. 10) największą wartością współczynnika siły nośnej oraz doskonałością aerodynamiczną charakteryzuje się konfiguracja $k1_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.53$ dla $\alpha=40^\circ$ zaś $K_{max}(\alpha)=1.58$ dla $\alpha=10^\circ$.
- Dla konfiguracji $k2_y$ (rys. 11) największą wartością współczynnika siły nośnej charakteryzuje się konfiguracja $k2_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.49$ dla $\alpha=40^\circ$ zaś największą doskonałością aerodynamiczną konfiguracja $k2_15$, gdzie $K_{max}(\alpha)=1.52$ dla $\alpha=12^\circ$.
- Dla konfiguracji $k3_y$ (rys. 12)) największą wartością współczynnika siły nośnej charakteryzuje się konfiguracja $k3_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.41$ dla $\alpha=40^\circ$ zaś największą doskonałością aerodynamiczną konfiguracja $k3_15$, gdzie $K_{max}(\alpha)=1.47$ dla $\alpha=18^\circ$.
- Dla konfiguracji $k4_y$ (rys. 13)) największą wartością współczynnika siły nośnej charakteryzuje się konfiguracja $k4_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.46$ dla $\alpha=30^\circ$ zaś największą doskonałością aerodynamiczną konfiguracja $k4_25$, gdzie $K_{max}(\alpha)=1.49$ dla $\alpha=2.5^\circ$.
- Dla konfiguracji $k5_y$ (rys. 14)) największą wartością współczynnika siły nośnej charakteryzuje się konfiguracja $k5_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.30$ dla $\alpha=30^\circ$ zaś największą doskonałością aerodynamiczną konfiguracja $k5_25$, gdzie $K_{max}(\alpha)=1.36$ dla $\alpha=7.5^\circ$.
- Dla konfiguracji $k6_y$ (rys. 15) największą wartością współczynnika siły nośnej oraz doskonałością aerodynamiczną charakteryzuje się konfiguracja $k6_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.37$ dla $\alpha=20^\circ$ zaś $K_{max}(\alpha)=1.36$ dla $\alpha=1.5^\circ$.
- Dla konfiguracji $k7_y$ (rys. 16) największą wartością współczynnika siły nośnej oraz doskonałością aerodynamiczną charakteryzuje się konfiguracja $k1_45$, gdzie $C_{z_{max}}(\alpha)=1.14$ dla $\alpha=20^\circ$ zaś $K_{max}(\alpha)=1.25$ dla $\alpha=5.5^\circ$.

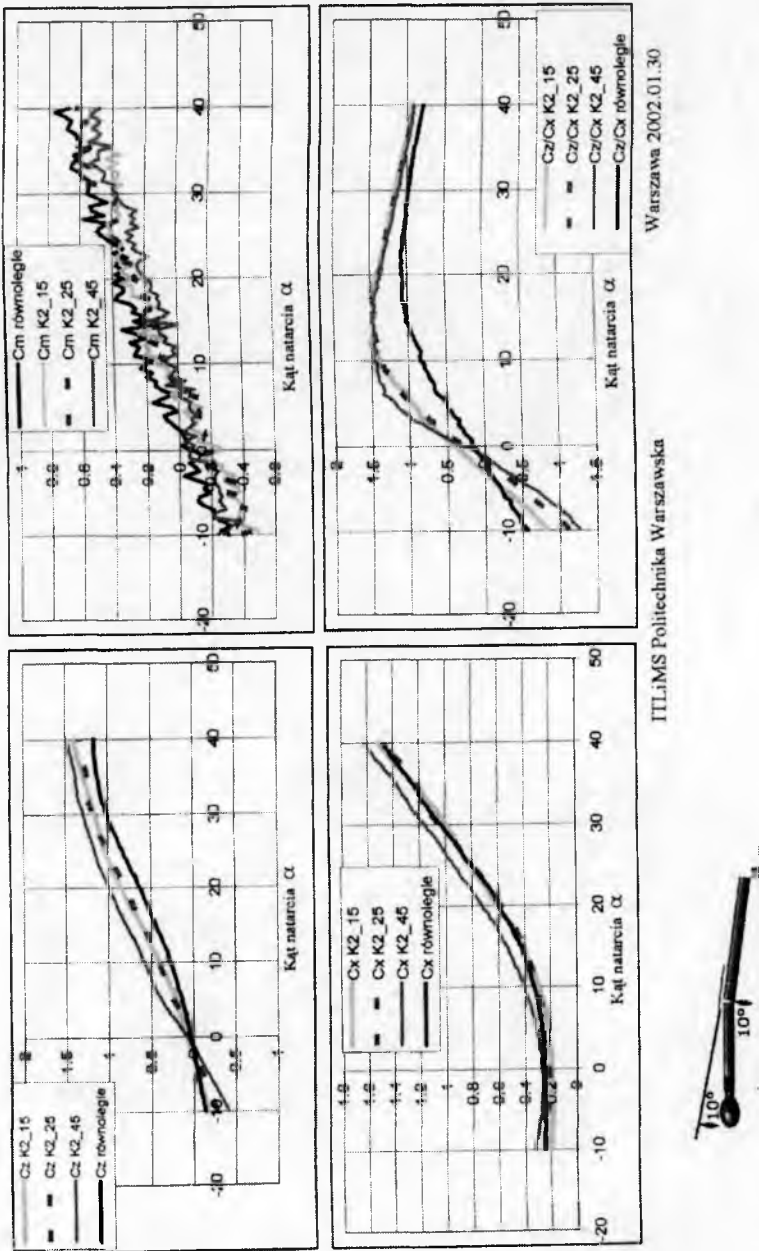
Przedstawione wyniki badań po raz pierwszy zostały wykonane w tak szerokim zakresie, dotychczas niespotykanym w dostępnej literaturze.



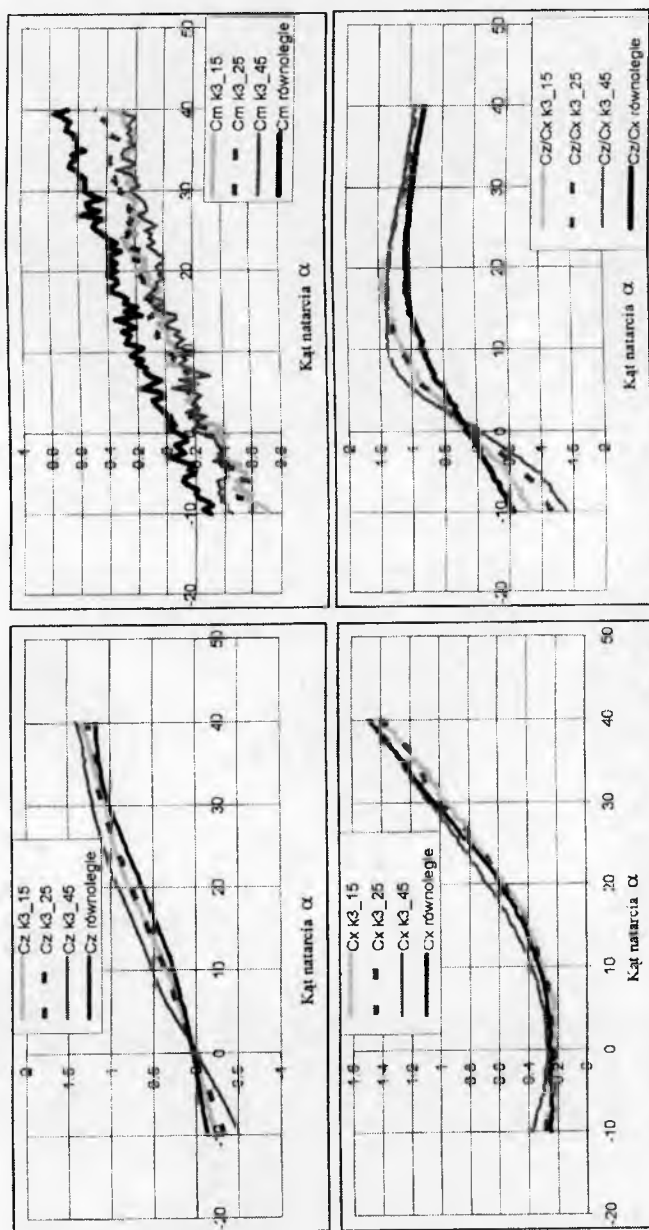
Rys. 9. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji k_1 w układzie równoległym oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia



Rys. 10. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji $k1$ dla $\lambda=15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia



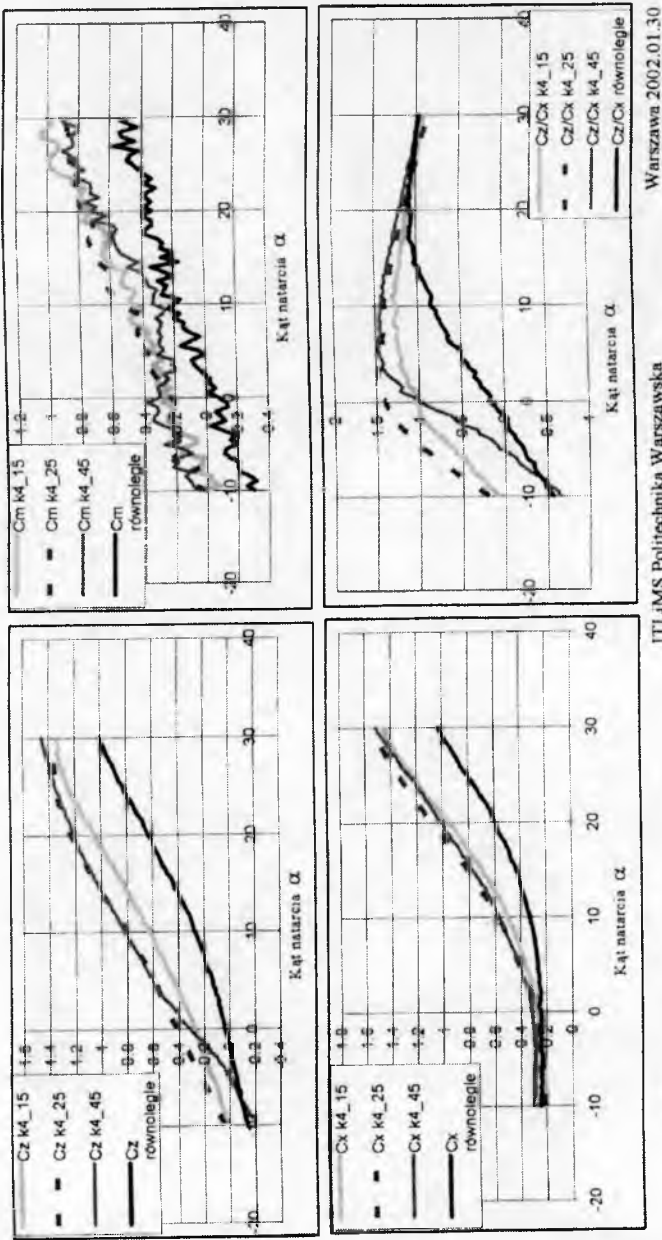
Rys. 11. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji k_2 dla $\lambda=15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia



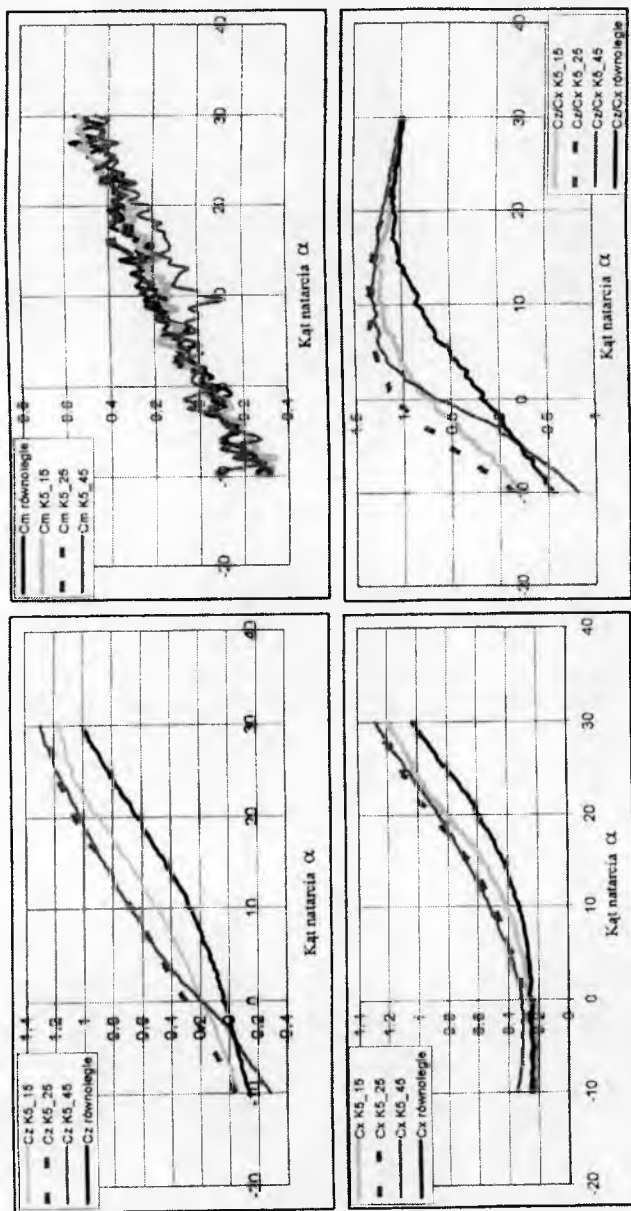
Warszawa 2002.01.30

ITLIMS Politechnika Warszawska

Rys. 12. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji $k3$ dla $\lambda=15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia

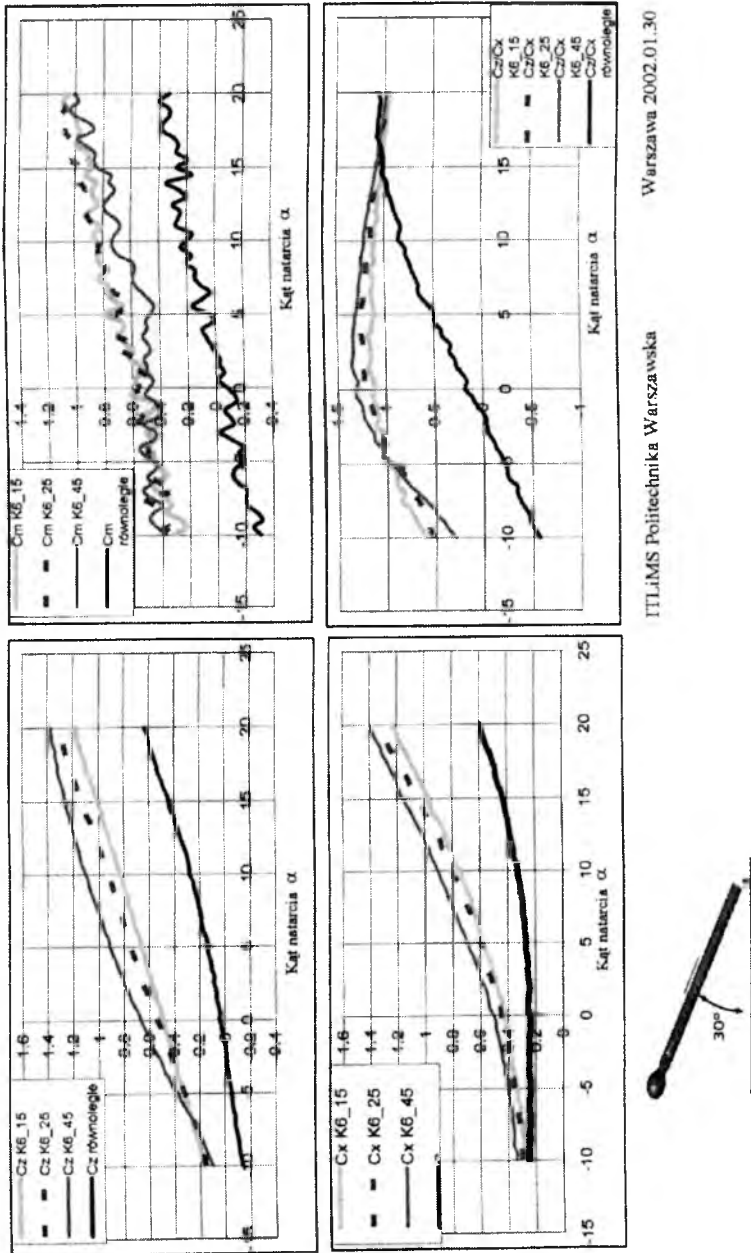


Rys. 13. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji k4 dla $\lambda = 15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia



ITL i IMS Politechnika Warszawska
Warszawa 2002.01.30

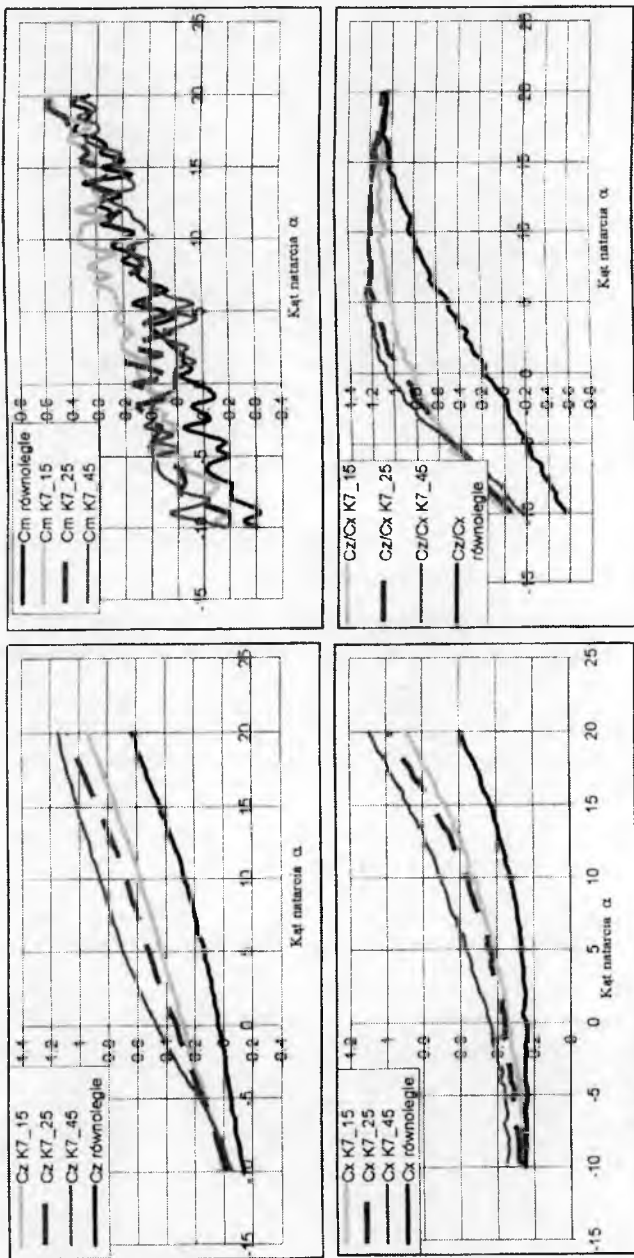
Rys. 14. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji $k5$ dla $\lambda=15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia



ITLIMS Politechnika Warszawska

Warszawa 2002.01.30

Rys. 15. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji k_5 dla $\lambda = 15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia



ITLIMS Politechnika Warszawska
Warszawa 2002.01.30

Rys. 16. Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu pochylającego C_m w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji $k7$ dla $\lambda=15^\circ, 25^\circ, 45^\circ$ oraz charakterystyki doskonałości aerodynamicznej (C_z/C_x) w funkcji kąta natarcia

Badania modelowe w wagowym tunelu aerodynamicznym dla konfiguracji skoczek+narty w układzie klasycznym (równoległy układ nart) wykonano w ITLiMS PW w latach 1971 [3] oraz w 1990 [5]. Wykorzystano je do opracowania modeli matematycznych i analizy dynamiki skoczka w locie [2, 3, 4, 5, 6, 10]. Obecnie przeprowadzone badania wykonano dla konfiguracji skoczek+narty w konfiguracji Grafa-Bokloevea [7]. Styl ten, stosowany obecnie w lotach narciarskich, w latach sześćdziesiątych określano złośliwie jako „rozpaczliwy”. Jako pierwszy skakał tak Polak Mirosław Graf w latach 60.

Przedstawione wyniki pozwalają na pełną analizę lotów narciarskich z uwzględnieniem zmiennej konfiguracji ciała skoczka i nart pozwalającej uzyskać najlepsze wyniki.

Bibliografia

1. Litwińczyk M., Selerowicz W., Skrzyński S., Tarnogrodzki A., *Ćwiczenia laboratoryjne z mechaniki płynów*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1991
2. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika, **32**, Warszawa 1975
3. Maryniak J., Krasnowski B., *Równowaga i stateczność podłużna skoczka narciarskiego w locie*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 12, 3, PWN Warszawa, 1973
4. Maryniak J., Leśniewska A., *Matematičeskoe modelirovanie dinamiki poleta pryguna-lyżnika uravnenijami Bolcmanna-Gamelja*, Błgarska Akademia na Naukite, Biomechanika, 7, Sofija, 1978
5. Maryniak J., Wołek A., *Wpływ sylwetki skoczka narciarskiego na trajektorię lotu*, Zeszyty Naukowe AWF we Wrocławiu, **53**, Wrocław, 1991
6. Maryniak J., *Dynamika skoczka narciarskiego w ruchu symetrycznym*, ITLiMS Politechnika Warszawska, Sprawozdanie 165-NB-DOR, Warszawa 1990 (nie publikowane)
7. Maryniak J., Tomczak S., Dziubiński A., Machul M., *Sprawozdanie z badań aerodynamicznych skoczka narciarskiego*, ITLiMS, Politechnika Warszawska., Sprawozdanie DOR-253, Warszawa 2002 (nie publikowane)
8. Remizov L., *Biomechanics of optimal flight in ski jumping*, Journal of Biomechanics, **3**, 1984
9. Tani I., Iuchi M., *Flight-mechanical investigation of ski jumping*, Scientific Study of Skiing in Japan
10. Wołek A., *Analiza własności aerodynamicznych skoczka narciarskiego w locie symetrycznym*, Praca dyplomowa magisterska, Wydział MEiL. Politechnika Warszawska, 1989 (nie publikowana)

Aerodynamical investigations of a model of a ski jumper in flight assuming the Graf-Bokloev configuration

Summary

Wind tunnel investigations of a ski jumper model in the Graf-Bokloev configuration, i.e. style V have been described in the paper. The following three values of the angle the skis made were assumed i.e. $\lambda=15^\circ$; 25° ; 45° . In each case seven different configurations of the jumper's body relative the skis (angles φ_1 and φ_2) were applied. The range of angles of attack α , depending on a configuration was: $\alpha=10^\circ$; 20° ; 30° ; 40° . These configurations of the Graf-Bokloev style were compared to the classical style for which $\lambda=0^\circ$. A classical arrangement for $k1$ configuration was applied, creating the reference configuration for the seven considered ones, i.e. for $\lambda=15^\circ$; 25° ; 45° , respectively. The results obtained have been presented in a graphical form in terms of aerodynamical characteristics versus the angle of attack.

Konferencje „Mechanika w Lotnictwie”

Ogólnopolskie konferencje „Mechanika w Lotnictwie” zostały zainicjowane w 1984 roku przez profesorów Stanisława Dubiela i Zbigniewa Dzygadłę z Wydziału Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej oraz profesora Jerzego Maryniaka z Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej.

Zamiarem organizatorów było:

- stworzenie ogólnopolskiego forum stymulującego twórczo środowisko lotnicze różnych specjalności,
- ułatwienie i przyspieszenie przepływu informacji o pracach naukowo-badawczych, konstrukcyjno-technologicznych oraz eksploatacji,
- integrowanie środowiska naukowo-technicznego różnych dyscyplin: lotnictwa, techniki raketowej i uzbrojenia,
- współpracę środowisk naukowych wyższych uczelni, instytutów naukowo-badawczych przemysłowych i wojskowych oraz przemysłu.

W dziesięciu kolejnych konferencjach wzięło udział 607 osób z różnych ośrodków, które wygłosiły łącznie 487 referaty, co wyszczególniono w tablicach.

Wszystkie obrady podczas konferencji odbywały się w sesjach tematycznych, co ułatwia prezentację oraz dyskusję i miały charakter plenarny. Obrady zawsze przebiegały w twórczej i żywej atmosferze nacechowanej życzliwością.

Prace przedstawione na konferencjach zostały opublikowane w kolejnych edycjach wydawnictwa Polskiego Towarzystwa Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej.

Zarówno dotychczasowe konferencje, jak i publikowane prace zyskały wysoką ocenę uczestników.

Zgodnie z dwuletnim cyklem w maju 2004 roku odbędzie się XI Ogólnopolska / II Międzynarodowa Konferencja „Mechanika w Lotnictwie” ML-XI 2004, do udziału w której organizatorzy serdecznie zapraszają.

Jerzy Maryniak

Tablica 1. Referaty

Tematyka	ML-I 1984	ML-II 1986	ML-III 1988	ML-IV 1990	ML-V 1992	ML-VI 1994	ML-VII 1996	ML-VIII 1998	ML-IX 2000	ML-X 2002	Suma
Modelowanie, identyfikacja	2	3	8	5	0	8	5	3	0	2	36
Dynamika lotu	4	8	3	5	5	7	11	7	1	4	55
Aerodynamika	0	0	7	0	6	9	2	2	9	5	40
Rakiety, pociski, bomby	3	7	10	3	6	11	10	7	13	6	76
Śmigłowce	6	4	4	5	4	1	1	3	2	1	31
Symulatory lotu	2	3	3	5	0	6	1	0	0	1	21
Flatter i drgania	8	5	8	5	7	7	6	1	2	0	49
Konstrukcja, materiały	0	0	4	5	5	5	7	3	4	0	33
Manewr. bojowa, naprowadzanie	1	1	6	4	5	6	4	4	5	1	37
Stateczność, sterowanie	4	11	3	6	7	12	7	7	7	7	71
Dynamika silników, śmigła	1	6	2	6	1	0	2	2	1	0	21
Obładzanie samolotów	0	0	0	0	0	0	0	0	6	11	17
Suma referatów	31	48	58	49	46	72	56	39	50	38	487

Tablica 2. Autorzy

Instytucja Autora	ML-I 1984	ML-II 1986	ML-III 1988	ML-IV 1990	ML-V 1992	ML-VI 1994	ML-VII 1996	ML-VIII 1998	ML-IX 2000	ML-X 2002	Suma
Instytut Lotnictwa	6	11	4	7	9	11	14	7	16	8	93
ITL i MS PW	11	12	17	23	12	27	18	19	26	18	183
ITWL	4	7	6	3	3	2	5	9	7	4	50
IDS-PZL W-wa Okęcie	0	0	2	0	0	4	1	0	0	2	9
Pol. Rzeszowska	2	0	5	0	0	4	5	3	4	4	27
OBR-WSK PZL Mielec	1	2	0	0	0	2	0	0	0	0	5
SZD-PZL Bielsko-Biała	0	2	3	0	0	0	0	0	0	1	6
WAT	13	12	20	11	19	24	30	15	11	9	164
WSI Radom	2	1	3	1	0	1	2	1	2	3	16
WOSL Dęblin	0	0	0	2	0	0	0	0	0	3	5
WSK PZL Świdnik	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	2
IPPT PAN	0	5	0	0	1	0	3	0	0	0	9
Inne	0	6	1	4	4	1	4	9	7	2	38
Suma referatów	39	58	62	51	49	76	82	63	73	54	607

Spis treści

Rozdział I – *Bezpieczeństwo lotów*

- S. Żurkowski – *Badanie wypadków lotniczych w polskim lotnictwie cywilnym* 7
- T. Majewski – *Wpływ cech konstrukcyjnych samolotów agrolotniczych na skutki wypadków lotniczych* 17
- M. Burek, I. Smykla – *Analiza czynników determinujących bezpieczeństwo pilota w procesie katapultowania* 23
- J. Stanisławski, R. Kornacki – *Zastosowanie sieci neuronowych do wykrywania uszkodzeń łopat wirnika nośnego śmigłowca* 33
- Z. Paturski, C. Szczepański – *Niektóre zagadnienia modelowania w lotniczych syntetycznych urządzeniach treningowych* 47

Rozdział II – *Oblodzenie samolotów - dynamika*

- J. Maryniak, J.A. Goszczyński, J. Pyrz – *Analiza katastrofy samolotu TS-11 Iskra nr 1H0713 w dniu 11.11.1998 r. koło Otwocka – hipoteza intensywnego obladzania w fazie lotu wznoszącego* 57
- W. Sobieraj, G. Kowaleczko – *Wpływ oblodzenia na charakterystyki lotne statków powietrznych* 87
- J. Maryniak, Z. Wojciechowski – *Wpływ oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne wybranych modeli samolotów* 113
- M. Al-Sharabi, J. Maryniak – *Wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych obladzonego samolotu* 121
- A. Krzysiak – *Eksperymentalne badania dynamicznych charakterystyk aerodynamicznych oscylującego profilu NACA 0012 z uwzględnieniem efektów oblodzenia* 135

Rozdział III – *Fizyka obladzania*

- M. Frant, Z. Wojciechowski – *Adaptacja tunelu aerodynamicznego małych prędkości do badań w niskich temperaturach* 153
- P. Sierputowski, A. Tarnogrodzki – *Badania modelowe urządzenia chłodzącego powietrze w tunelu aerodynamicznym o obiegu zamkniętym* 171
- P. Rewucki, P. Sierputowski – *Oblodzenie na skośnym skrzydle – analiza badań tunelowych* 179

- P. Sierputowski, P. Rewucki** – *Struktury oblodzenia skrzydła samolotu oraz ich wpływ na charakterystyki aerodynamiczne* 189
- W. Sobieraj, A. Panas, Z. Wojciechowski, P. Waślicki** – *Doświadczalne badania odbiornika ciśnień PWD-4 w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur* 203
- A. Panas, P. Waślicki** – *Analiza wymiany ciepła odbiornika ciśnień PWD-4 w warunkach oblodzeniowych* 217

Rozdział IV – Dynamika środków bojowych

- P. Golański, J. Manerowski, S. Rymaszewski** – *Zastosowanie metod identyfikacji do oceny jakości procesu naprowadzania i lotu sterowanej rakiety* 233
- P. Golański, J. Manerowski, S. Rymaszewski** – *Identyfikacja modeli dynamiki procesów naprowadzania i lotu sterowanej rakiety* 243
- L. Baranowski, J. Gacek** – *Numeryczne badania dynamiki lotu rakiety niekierowanej z uszkodzoną głowicą* 259
- M. Lasek, K. Sibilski** – *Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zasobników zrzuconych z samolotu wykonującego manewr* 275
- K. Słota, J. Maryniak** – *Modelowanie fizyczne i matematyczne dynamiki torped lotniczych w trakcie lotu swobodnego ze spadochronem* 289
- A. Żyluk** – *Eksperymentalna weryfikacja matematycznego modelu dynamiki lotu bomb lotniczych* 297

Rozdział V – Loty w trudnych warunkach

- K. Sibilski** – *Metody analizy niekonwencjonalnych stanów lotu* 307
- G. Kopecki, A. Tomczyk** – *Wykorzystanie systemów eksperckich do syntezy układów sterowania samolotem podczas podejścia do lądowania* 321
- A. Otrębska, J. Maryniak** – *Zmiany parametrów lotu sterowanego samolotu podczas strzelania z działka pokładowego na przykładzie samolotu I-22 Iryda* 331
- R. Deptuła, J. Maryniak** – *Dynamika samolotu w fazie wznoszenia z uwzględnieniem oddziaływania zmiennego* 343
- M. Cichoń, J. Maryniak** – *Dynamika sterowanego samolotu w zakręcie z uwzględnieniem wpływu wiatru poziomego* 355

Rozdział VI – Niekonwencjonalne systemy sterowania

- M. Lasek, J. Pietrucha, K. Sibilski, M. Złocka – *Badanie wrażliwości strukturalnej modelu ruchu ornitoptera sterowanego* 369
- M. Lasek, J. Pietrucha, K. Sibilski, M. Złocka – *Modelowanie i symulacja lotu mikrosamolotu ze skrzydłami machającymi* 381
- W. Blajer, J. Graffstein, M. Krawczyk – *Synteza sterowania samolotem bezpilotowym w ruchu po założonej trajektorii przestrzennej* 397
- T. Rogalski, P. Rzucidło, A. Tomczyk – *Kształtowanie właściwości pilotażowych samolotu z odległościowym układem sterowania. Symulacja w ujęciu nieliniowym* 411
- A. Tomczyk – *Zintegrowany system pomiarowy dla lekkich samolotów z pośrednim systemem sterowania* 421

Rozdział VII – Aerodynamika systemów latających

- K. Kubryński – *Projekt aerodynamiczny profilu skrzydła szybowca wyczynowego* 435
- R. Józwiak, K. Kubryński, P. Sierputowski – *Nowa technologia aktywnego sterowania opływem skrzydła* 445
- E. Margański – *Nowy sposób sterowania statkiem powietrznym* 455
- K. Kręt – *Metodyka numerycznych obliczeń pochodnych aerodynamicznych samolotu* 463
- J. Goszczyński, A. Radlicz – *Wpływ wyważenie rogowego steru wysokości na stateczność podłużną samolotu* 473
- S. Tomczak, J. Maryniak – *Badania aerodynamiczne modelu skoczka narciarskiego w locie w konfiguracji Grafa-Bokloeva* 493
- J. Maryniak – *Konferencje „Mechanika w Lotnictwie”* 511

ISBN 83-902194-4-1