

**POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ**

**MECHANIKA
W LOTNICTWIE**

ML-XII 2006

TOM II



Warszawa 2006

Wydawnictwo dofinansowali:

Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego



Polskie Linie Lotnicze LOT S.A.



Agencja Rozwoju Przemysłu S.A.



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki
Stosowanej Politechniki Warszawskiej



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych



Wydział Mechatroniki Wojskowej
Akademii Technicznej

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XII 2006

TOM II

pod redakcją Jerzego Maryniaka



Warszawa 2006

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

Organizatorzy

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

Patronat medialny

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

Komitet Naukowy

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

ISBN 83-902194-6-8

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

Nakład: 150 egz.

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

Rozdział VI

Bezpieczeństwo lotu

BADANIA PRZYCZYN ZDARZEŃ LOTNICZYCH NA PODSTAWIE NEPEŁNYCH DANYCH

MACIEJ LASEK

*Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
e-mail: mlasek@mt.gov.pl*

Po zaistnieniu zdarzenia lotniczego (wypadku, incydentu) następuje proces badania, którego finałem powinno być określenie przyczyn i okoliczności, które do niego doprowadziły. Niestety, często brak jest wystarczającej ilości dowodów, pozwalających z całą pewnością podać przyczynę wypadku. W takim przypadku do zadań osób zajmujących się badaniem wypadków należy postawienie i udowodnienie (lub odrzucenie) hipotez wyjaśniających cały cykl przyczynowo-skutkowy prowadzący do powstania wypadku – co nie zawsze jest wykonalne. W pracy zaprezentowana została problematyka badania przyczyn wypadków lotniczych na przykładzie działań Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych.

1. Podstawy prawne badania wypadków lotniczych – od początków lotnictwa do czasów współczesnych

Badanie wypadków lotniczych rozpoczęło się z chwilą ich pojawienia. Pytania: „Jak to się stało?”, „Dlaczego?” i „Czy tak być musiało?”, są pierwszymi pytaniami stawianymi po zaistnieniu zdarzenia. Wypadki lotnicze zawsze wzbudzały sensację, a przedstawiciele mediów nigdy nie przechodzili obok nich z taką obojętnością, z jaką odnoszą się do wypadków drogowych, mimo, że statystycznie ginie w tych drugich nieporównywalnie więcej osób.

Według informacji Biura Komendy Głównej Policji w wypadkach drogowych w latach 2003-2004 w Polsce zginęło ponad 11 tysięcy osób, podczas gdy w analogicznym okresie wskutek wypadków lotniczych liczba ta nie przekroczyła 40 ofiar. Pytanie: „czy przyczyną wypadku

było działanie człowieka czy maszyny, a może miały wpływ jeszcze inne czynniki?”, nie mogło pozostawać bez odpowiedzi. Do grupy podmiotów najbardziej zainteresowanych ich określeniem, obok oczywiście samych pilotów, z pewnością należy zaliczyć konstruktorów i organy sprawdzające zdadność do lotów statku powietrznego. Określanie przyczyn wypadków stało się także jednym z zadań, jakie państwo zdecydowało się wziąć na siebie, co niewątpliwie wynikało również z tendencji światowych.

Na kontynencie europejskim jedną z pierwszych organizacji, zajmujących się problemami bezpieczeństwa lotów powołano do życia w Wielkiej Brytanii. W 1920 r. utworzono stanowisko Inspektora Wypadków Lotniczych (*Inspector of Accidents*) w Dyrekcji Lotnictwa Cywilnego (*Directorate of Civil Aviation*). W roku 1937 powstał Oddział Badania Wypadków Lotniczych (*Accident Investigation Branch*). Instytucje te do 1942 r. zajmowały się badaniem zarówno wojskowych, jak i cywilnych wypadków lotniczych. Ich działalność sprowadzała się do badania przyczyn wypadków lotniczych i określania działań profilaktycznych. Jednym z największych osiągnięć w dziedzinie zwiększenia bezpieczeństwa lotów było wprowadzenie w lotnictwie brytyjskim do wyposażenia samolotów spadochronów ratowniczych.

W Polsce pierwsze wyraźne regulacje prawne w tym zakresie, pojawiły się w latach 30 ubiegłego wieku. W Rozporządzeniu Ministra Komunikacji z dnia 5 kwietnia 1932 r. dotyczącego rejestru państwowego statków powietrznych oraz ich zdadności do lotu, zagadnieniu temu poświęcono Rozdział V zatytułowany *Wypadki statków powietrznych*, obejmujący 4 paragrafy. W przepisach tych nie określono jednoznacznie upoważnionej instytucji do badania przyczyn technicznych wypadków lotniczych, natomiast zgodnie z delegacją zawartą w §13 miał ją wskazać Minister Komunikacji.

Upoważnienie do prowadzenia badań wypadków lotniczych zostało udzielone Spółce Akcyjnej *Bureau Veritas – Registre Internationale de Classification de Navires* Oddział w Polsce (skrót B.y.), a w zakresie wypadków balonów Nadzorowi Technicznemu Balonowemu (skrót N.T.B.)¹⁹. Wyniki przeprowadzonych przez B.y. i N.T.B. badań przesyłane były do Ministra Komunikacji. W przepisach powyższego rozporządzenia uregulowano również zasady powiadamiania o zdarzeniu i postępowania z uszkodzonym statkiem powietrznym. Materiały nadesłane przez instytucje prowadzące dochodzenie podlegały w Ministerstwie Komunikacji analizie, którą zajmował się początkowo Wydział

Lotnictwa Cywilnego, w latach późniejszych przekształcony w Departament. Na jej podstawie podejmowano różne działania począwszy od wydawania biuletynów informacyjnych, zmiany w przepisach mających wpływ na bezpieczeństwo lotów, aż po indywidualne decyzje w zakresie upoważnień do produkcji statków powietrznych czy pilotażowych.

W roku 1936 funkcje pełnione przez Spółkę Akcyjną *Bureau Veritas* przejęła nowa instytucja, utworzona przy Kierownictwie Fabrykacji Lotniczej, nazwana Kontrola Cywilnych Statków Powietrznych (K.C.S.P.). W zakres jej kompetencji włączono przeprowadzanie badań wypadków lotniczych z tym, że jako upoważniony do podejmowania czynności badawczych wypadków lotniczych na całym terytorium Polski, prowadzonych dla Ministerstwa Komunikacji wskazano Okręg „A” z siedzibą w Warszawie. System ten w niezmienionej formie funkcjonował do II wojny światowej.

Po wojnie, w 1946 roku, został wydany Okólnik Ministerstwa Komunikacji w sprawie utworzenia Komisji Badania Wypadków Lotniczych. Wszedł on w życie 15 lipca 1946 r. Do zakresu kompetencji tej komisji należało badanie wypadków cywilnych statków powietrznych oraz opracowywanie, na podstawie wyników tych badań, projektów zarządzeń w celu zapobiegania wypadkom.

W skład komisji wchodził przewodniczący oraz czterech stałych członków, przedstawiciele wydziału technicznego i wyszkolenia Departamentu Lotnictwa Cywilnego, Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych (KCSP) oraz instytucji opiniująco-badawczej. Komisja badała przede wszystkim wypadki o skutkach śmiertelnych. Inne mogła przekazać do badania przedstawicielowi właściwej terytorialnie KCSP. Z badania sporządzany był protokół, w skład którego wchodziły wszystkie dokumenty zebrane lub sporządzane w trakcie badania. W razie konieczności komisja mogła powoływać rzeczoznawców lub zlecać wykonanie badań materiałowych.

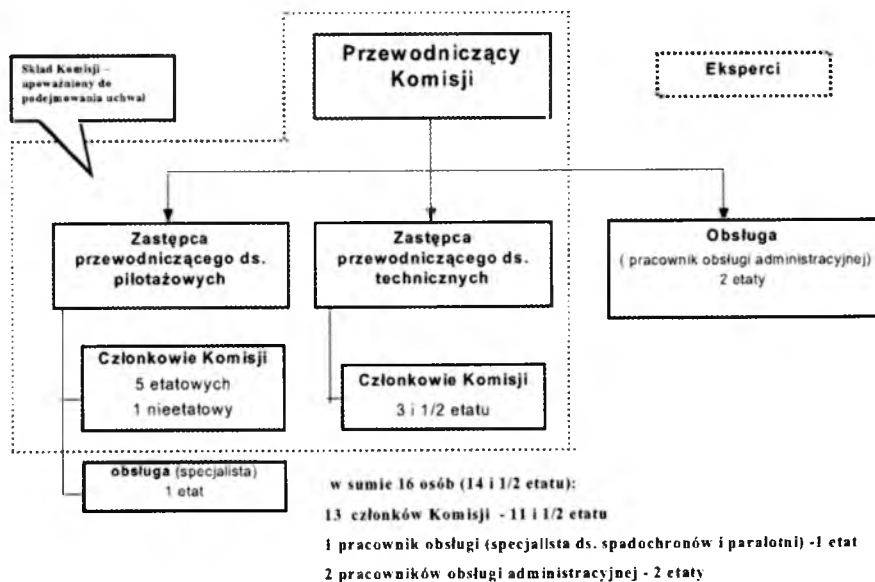
W kolejnych latach, do czasu wprowadzenia w życie ustawy z dnia 3 lipca 2002 r. Prawo Lotnicze, zasady prowadzenia badań i organizacji komisji badających wypadki lotnicze niewiele się zmieniły. Przez cały okres, pomimo zwiększenia ilości członków i odstąpienia w roku 1964 od zasady orzekania o winie, komisja nie była w pełni niezależna od władz lotniczych była, bowiem podlegała departamentowi lotnictwa cywilnego.

2. Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych została powołana do życia ustawą z dnia 3 lipca 2002 r. Prawo lotnicze (Dz. U. z 2002 r., Nr 130, poz. 1112 z zm.) i umiejscowiona przy ministrze właściwym do spraw transportu (art. 17 ust. 1). Swoje zadania wykonuje w jego imieniu (art. 17 ust. 2).

Komisja jest ciałem kolegialnym, funkcjonalnie niezależnym od organów prowadzących nadzór nad działalnością w lotnictwie cywilnym na terytorium kraju. W jej skład wchodzi przewodniczący, dwóch zastępców i czternastu członków. Uzyskanie statusu członka Komisji odbywa się w drodze powołania, którego dokonuje minister właściwy do spraw transportu. Przewodniczący Komisji powoływany jest na okres pięciu lat. W przepisach ustawy nie zawarto ograniczenia ilości kadencji, przez które ta sama osoba może sprawować funkcję przewodniczącego. Pozostałych członków Komisji minister właściwy do spraw transportu powołuje po zasięgnięciu opinii przewodniczącego.

Obecną strukturę organizacyjną przedstawia schemat zamieszczony poniżej:



Rys. 1. Struktura organizacyjna Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych

Kolorem niebieskim zaznaczono skład PKBWL. Należy zauważyć, że przy podejmowaniu uchwał, mimo wykazanej na schemacie podległości służbowej, wszyscy członkowie są całkowicie niezależni, a głosy przewodniczącego czy zastępców, są równoważne z głosami innych członków.

Komisja prowadzi badania zdarzeń lotniczych ustalając ich przebieg, okoliczności i przyczynę, w celu zapobiegania tego typu sytuacjom w przyszłości. W żadnym wypadku celem Komisji nie jest ustalenie czyjejkolwiek winy ani odpowiedzialności (art. 135 ust. 3). W wyniku takiego, a nie innego zastosowania w ustawie Prawo lotnicze definicji statku powietrznego, w chwili obecnej do zakresu przedmiotowego prowadzonych przez Komisję badań należą wypadki i poważne incydenty lotnicze następujących rodzajów statków powietrznych: samolotów, śmigłowców, balonów, sterowców, szybowców, wiatrakowców, samolotów ultralekkich, motolotni, parolotni, w tym parolotni z napędem, motoparolotni i parapanów, lotni w tym lotni z napędem, spadochronów.

Jak widać z powyższego wyliczenia zakres obejmuje 10 rodzajów statków powietrznych. W każdym z tych rodzajów można wyliczyć setki typów o specyficznych charakterystykach i konstrukcjach, często wymagających unikatowej, specjalistycznej wiedzy i umiejętności pilotażowych. Ustawodawca wszystkie te rodzaje i typy umieścił pod jedną definicją statku powietrznego, co nie pozostaje bez konsekwencji na liczbę i rodzaj badanych zdarzeń.

3. Proces badania wypadku lotniczego

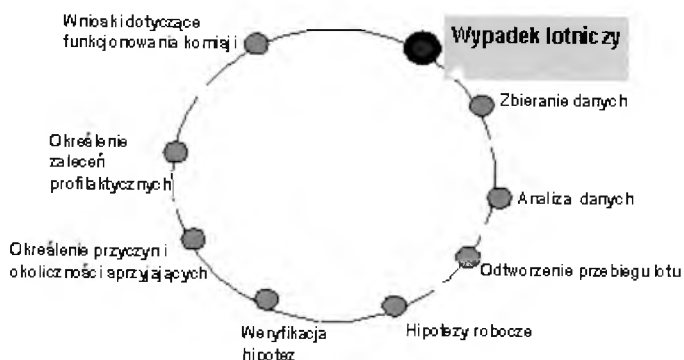
Wypadkiem lotniczym nazywamy zdarzenie związane z eksploatacją statku powietrznego, które zaistniało od chwili, gdy jakkolwiek osoba weszła na jego pokład z zamiarem wykonania lotu, do chwili opuszczenia pokładu statku powietrznego przez wszystkie osoby znajdujące się na nim oraz podczas którego jakkolwiek osoba doznała co najmniej poważnych uszkodzeń ciała lub statek powietrzny został uszkodzony lub nastąpiło zniszczenie jego konstrukcji albo statek powietrzny zaginął i nie został odnaleziony, a urzędowe jego poszukiwania zostały odwołane lub statek powietrzny znajduje się w miejscu, do którego dostęp nie jest możliwy.

Badanie wypadku lotniczego obejmuje przeprowadzenie szeregu czynności, które można podzielić na następujące etapy:

- **Etap I – informacja o zdarzeniu:** przyjęcie meldunku o zdarzeniu i zakwalifikowanie zdarzenia jako wypadek, poważny incydent lub incydent (w praktyce przyjmuje najczęściej przewodniczący Komisji lub jego zastępca, chociaż niejednokrotnie pierwsza informacja dociera do członków Komisji). Po zakwalifikowaniu zdarzenia powoływany jest z członków i ekspertów PKBWL zespół badawczy i wyznaczana jest osoba kierująca tym badaniem. Dodatkowo może wystąpić konieczność powiadomienia innych organów o zdarzeniu np.: Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego, ICAO, władz lotniczych państwa rejestracji (państwa użytkownika i/lub konstruktora). Kierujący zespołem badawczym przed wyjazdem na miejsce zdarzenia przydziela również poszczególnym członkom zespołu roboczego zadania do wykonania.
- **Etap II – zbieranie danych:** polega na prowadzeniu czynności dochodzeniowo-śledczych na miejscu zdarzenia. Polegają one na zabezpieczeniu miejsca zdarzenia pod kątem właściwego i bezpiecznego prowadzenia badań, zabezpieczeniu śladów o charakterze ulotnym (np. lód, sadza, paliwo itp.) oględzinach miejsca zdarzenia, przedmiotów, dokumentacji. Zabezpieczeniu podlegają rejestratory lotu (FDR, CVR oraz odbiorniki GPS) zapis korespondencji radiowej oraz dane radarowe. Sporządzane są także szczegółowe szkice i dokumentacja fotograficzna oraz ustaleni świadkowie zdarzenia. Dodatkowo prowadzona jest wymiana informacji z organami ścigania (Policja, prokuratura). Na tym etapie badań przeprowadzane są również przesłuchania świadków. Często na tym etapie badania wykonywana jest próba rekonstrukcji wraka statku powietrznego celem ustalenia konfiguracji zderzenia z ziemią oraz charakteru zniszczeń (czy stwierdzone uszkodzenia są przyczyną czy też skutkiem wypadku).
- **Etap III – analiza:** następuje po zakończeniu czynności na miejscu wypadku i powrocie do siedziby komisji. Na tym etapie stawiane są hipotezy dotyczące przebiegu lotu, przeprowadzane są niezbędne badania specjalistyczne (ekspertyzy paliwa, silnika, pilotażowe, meteorologiczne, dot. ruchu lotniczego i medyczne, odczyt obiektywnych środków kontroli lotu itp.). Po weryfikacji postawionych hipotez podejmowana jest próba rekonstrukcji przebiegu lotu.
- **Etap IV – przyczyny i profilaktyka:** jest to najważniejsza część procesu badania wypadku lotniczego. Należy pamiętać, że celem

badania jest zapobieganie wypadkom w przyszłości, tak więc określenie przyczyny i okoliczności sprzyjających zaistnieniu wypadku jest tylko środkiem do zaproponowania właściwych zaleceń profilaktycznych.

Etap IV kończy badanie wypadku lotniczego, a wyniki prac zespołu roboczego są przedstawiane na posiedzeniu komisji w składzie co najmniej 6 członków (w tym przewodniczący lub zastępca) i przyjmowane w drodze głosowania. Wyniki przeprowadzonych badań w formie raportu są publikowane na stronie internetowej Ministerstwa Transportu. Wszelkie dane zawarte w raporcie końcowym z badania podlegają ustawie o ochronie danych osobowych.



Rys. 2. Schemat badania zdarzeń lotniczych

4. Podsumowanie

Zamiast podsumowania poniżej przedstawiono tabelę zawierającą liczbę zdarzeń lotniczych, które były badane (lub nadzorowane) przez PKBWL w latach 2003-2006.

Tabela 1

	wypadek	poważny incydent	incydent
2003	93	2	108
2004	98	14	202
2005	73	38	185
2006 do czerwca	18	12	89

EXAMINATION OF ACCIDENT CAUSES BASING ON INCOMPLETE DATABASES

After an aviation event has happened (accident, incident) the process of its examinations begins, that should bring about the determination of event causes and circumstances. Unfortunately, there is often a shortage, or even a lack of evidence observable for proving the accident cause. In that case the authorised persons examining the event should formulate and prove (or deny) the hypotheses explaining the whole cause-effect cycle that resulted in the crash, however that cannot always be done. The paper presents some issues of aviation accident examination basing on the activity of the State Commission for Investigation of Aviation Accidents.

GLÓWNE PRZYCZYNY WYPADKÓW LOTNICZYCH – OD ORGANIZACJI LOTÓW DO DZIAŁANIA ZAŁOGI

MACIEJ ŁASEK

*Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
e-mail: mlasek@mt.gov.pl*

JERZY MARYNIAK

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

Lotnictwo jest taką dziedziną działalności, gdzie w wysoce zorganizowanym systemie odpowiedzialność za bezpieczne wykonywanie zadań rozkłada się na wszystkich biorących udział w jego organizacji, realizacji i zabezpieczeniu. Wypadek lotniczy powstaje w sytuacji, kiedy wystąpi szereg negatywnych czynników, tkwiących w systemie lub występujących doraźnie w określonym czasie i miejscu.

Wypadki lotnicze praktycznie nigdy nie bywają następstwem tylko jednej przyczyny. Zwykle zdarzają się wskutek zaistnienia związku wielu przyczyn. Gdy będziemy rozpatrywać oddzielnie każdą z nich, to mogą się okazać błahymi, lecz w połączeniu z pozostałymi mogą utworzyć ciąg, pozornie nieistotnych zdarzeń, który nieuchronnie prowadzi do wypadku. Z tego też względu, zapobieganie wypadkom związane jest z identyfikowaniem i eliminowaniem tych przyczyn, zanim utworzą kompletny ciąg zdarzeń.

3. Rozwój lotnictwa a wypadki lotnicze

Wypadki lotnicze towarzyszą lotnictwu od początku jego istnienia. W pionierskim okresie rozwoju lotnictwa stanowiły one jego nieodłączny element, postrzegany często jako cena, którą trzeba zapłacić za poznanie i postęp. Szukanie przyczyny wypadku było głównie próbą odpowiedzi na pytanie, co należy zmienić w konstrukcji. Ówczesny poziom wiedzy zarówno o mechanice lotu, jak i meteorologii był elementarny nie

wspominając o takich zagadnieniach jak aeroelastyczność, wytrzymałość zmęczeniowa, psychofizyczne predyspozycje pilota do wykonania lotu czy współpraca w załodze wieloosobowej.

Pierwszy lot na samolocie wykonany został 17 grudnia 1903 roku. Pierwsza katastrofa lotnicza wydarzyła się w czasie lotu Orvilla Wrighta z porucznikiem artylerii USA Thomasem Selfridge w dniu 17 września 1908 r., a więc niespełna 5 lat po pierwszym locie. Katastrofa ta zaistniała na lądowisku w Fort Myer (California) i zginął w niej por. Thomas E. Selfridge. Przyczyną wypadku było pęknięcie i odpadnięcie śmigła. Po tym wypadku bracia Wright poprawili konstrukcję swojego samolotu, ponieważ zdarzenie to było piątym poważnym wypadkiem Orville'a.

W roku 1909 zginęło 3 pilotów, w 1910 – 30, a w kolejnych latach 1911 – 70, 1912 – 143, 1913 – 200. Jak z tego wynika, już we wczesnych latach rozwoju lotnictwa bardzo szybko rosła ilość wypadków lotniczych, w tym także śmiertelnych.

W czasie I Wojny Światowej masowe szkolenie pilotów wojskowych, zwiększenie liczby operacji lotniczych i produkcja coraz doskonalszych samolotów spowodowały, że coraz większy odsetek wypadków lotniczych spowodowany był czynnikiem ludzkim (błędy w pilotażu, niedoszkolenie, niewłaściwa ocena warunków atmosferycznych). Z ogólnej liczby zniszczonych w czasie wojny samolotów, średnio 80% spowodowanych było wypadkami, a tylko niespełna 20% działaniami nieprzyjaciela.

Dynamiczny rozwój lotnictwa cywilnego nastąpił bezpośrednio po zakończeniu wojny. Dziesiątki tysięcy samolotów i wyszkolonych, „bezrobotnych” pilotów wojskowych było bazą dla rozwoju usług lotniczych takich jak przewóz pasażerów i poczty jak również pojawieniu sportów lotniczych. Coraz większa liczba ludzi zajmujących się zawodowo lub amatorsko lotnictwem, a także stale zwiększający się ruch pasażerski spowodowały, że jednym z podstawowych kryteriów dalszego rozwoju lotnictwa stało się zapewnienie bezpieczeństwa lotów. Po katastrofach lotniczych z okresu międzywojennego, wprowadzono obowiązek badania przyczyn wypadków lotniczych. Dzięki zaleceniom profilaktycznym będącym wynikiem określenia przyczyn wypadków, wprowadzono na wyposażenie samolotów m.in. przyrządy umożliwiające loty bez widoczności ziemi, przyrządy radionawigacyjne i instalacje przeciwoślodzeniowe, a także pierwszy automatyczny pilot.

Po zakończeniu II Wojny Światowej praktycznie wszystkie kraje prowadziły już zinstytucjonalizowane badanie wypadków lotniczych. Jednocześnie nastąpiła zmiana filozofii badania, z poszukiwania winnych zaistnieniu wypadku, na określenie jedynie przyczyny i zaleceń profilaktycznych, pozostawiając decyzje administracyjne w gestii odpowiedniej władzy lotniczej lub prokuratury.

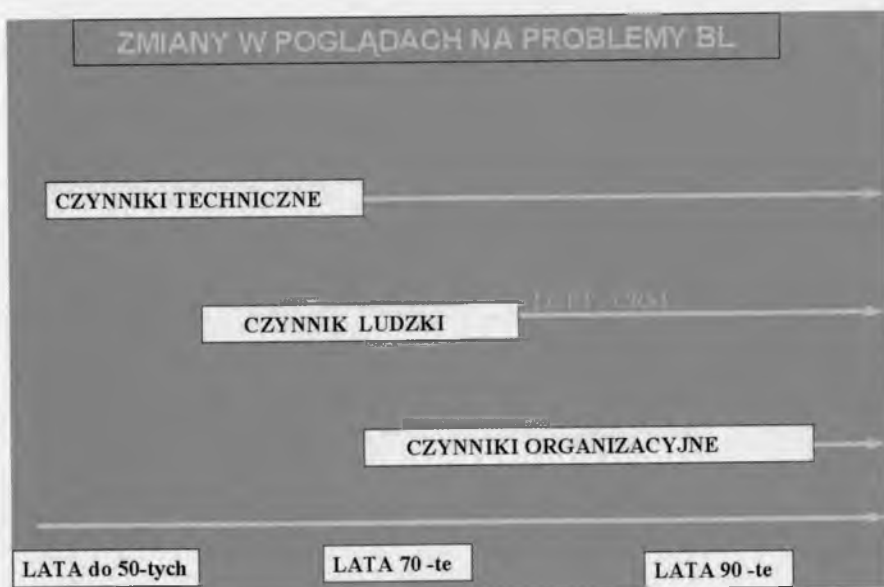
4. Współczesne poglądy na bezpieczeństwo lotów

Badając zdarzenia lotnicze badamy zdarzenie, które narusza równowagę w systemie *technika-człowiek-organizacja*. Analizując dane statystyczne dot. wypadków lotniczych można wykazać, że w początkowym okresie rozwoju lotnictwa najsłabszym elementem, w systemowym układzie bezpieczeństwa, był statek powietrzny. Problemy konstrukcyjne, techniczne, a także wytrzymałość materiałów używanych do produkcji, powodowały, że najczęściej przyczyną wypadków lotniczych była przyczyna techniczna. Pilot mógł, nie przekraczając swoich możliwości fizycznych, wywołać takie przeciążenia, które powodowały uszkodzenie lub zniszczenie konstrukcji samolotu. W początkowym okresie rozwoju lotnictwa, główne wysiłki kierowano na rozwój technologii i niezawodności techniki lotniczej.

Wraz z rozwojem lotnictwa i coraz większymi możliwościami w dziedzinie konstrukcji i budowy samolotów i śmigłowców, pozwalającymi na uzyskiwanie coraz większych prędkości i wysokości, elementem coraz bardziej zawodnym stawał się człowiek. Przyczynami coraz większej ilości wypadków lotniczych były błędy w działaniu załóg spowodowane niedoszkoleniem, nadmiernym obciążeniem informacyjnym lub przekroczeniem możliwości fizycznych. Sytuacja ta zmusiła do odpowiedniego doboru kandydatów do lotnictwa i ich szkolenia. Nie spowodowało to jednak wyeliminowania wypadków z lotnictwa.

W latach siedemdziesiątych stwierdzono, że jakkolwiek błąd człowieka jest główną przyczyną większości wypadków lotniczych, to często przyczyną coraz większej ich ilości jest niewłaściwe zarządzanie lotnictwem, czyli organizacja. Wykazało, że przy ciągłej aktualności wymienionych wcześniej przyczyn, tj. sprzętu i ludzi, duży wpływ na bezpieczeństwo lotów ma działanie osób odpowiedzialnych za planowanie, organizację szkoleń, tworzenie procedur itp.

Zmiany w poglądach na źródła powstawania zagrożeń bezpieczeństwa lotów przedstawione zostały na rys. 1

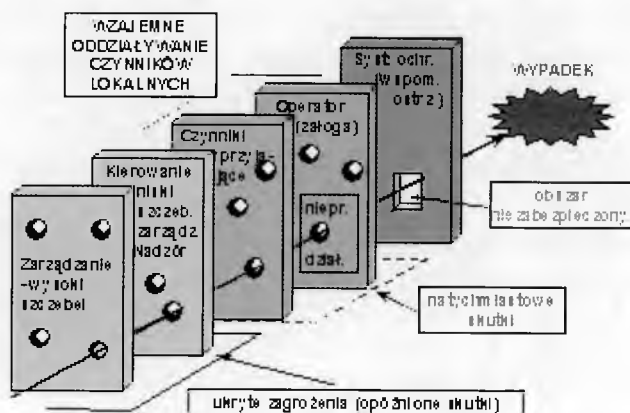


Rys. 1. Zmiany w poglądach przyczyny wypadków lotniczych

Teoria bezpieczeństwa jest syntezą wielu różnych dyscyplin wiedzy. W praktyce, przez bezpieczeństwo lotów rozumie się całokształt właściwości zapobiegających powstawaniu sytuacji awaryjnych oraz możliwości maksymalnego zmniejszenia skutków wystąpienia takich sytuacji, poprzez zastosowanie odpowiednich systemów chroniących zdrowie i życie ludzi na pokładzie statku powietrznego. W literaturze spotyka się szereg poglądów wskazujących na różne czynniki determinujące bezpieczeństwo. W niniejszym artykule skupimy się na wykorzystaniu teorii opracowanej przez Jamesa Reason'a, do analizy przykładowego wypadku. Według niej bezpieczeństwo zależy od następujących czynników:

- działania na wysokim szczeblu zarządzania;
- działań na niskim szczeblu zarządzania;
- czynników sprzyjających do popełnienia błędu przez operatora;
- działania załogi;
- braku systemów ochronnych wspomagających załogę.

Według tej teorii wypadek zdarza się, jeżeli na wszystkich wyżej wymienionych etapach działania wystąpią czynniki zagrażające bezpieczeństwu i nie zostaną w porę usunięte (rys. 2).



Rys. 2. Model powstawania wypadków lotniczych

3. Wypadek śmigłowca MI-8P z dnia 4.12.2003 r.

3.1. Historia lotu

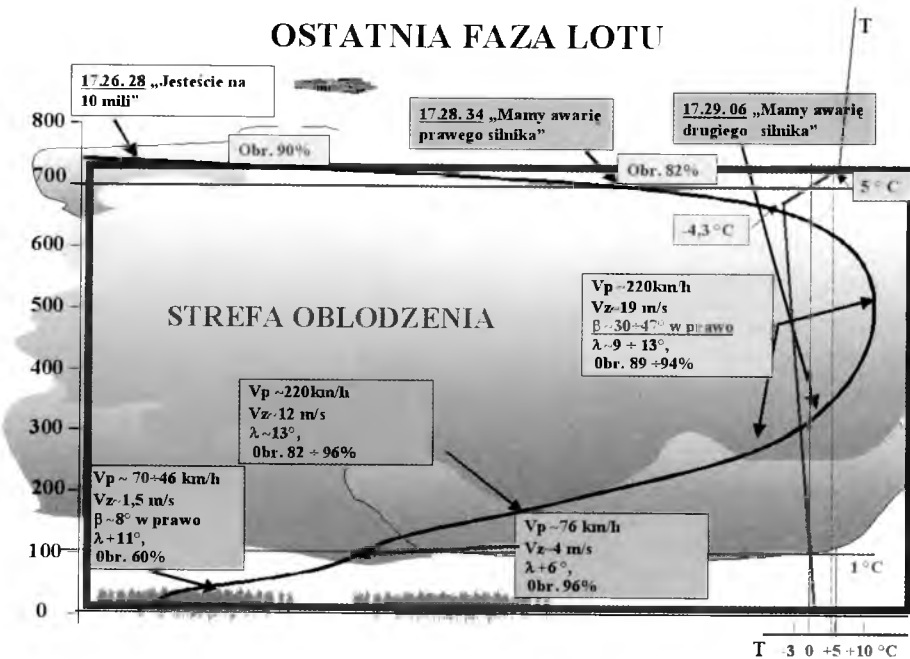
W dniu 4 grudnia 2003 r., śmigłowiec Mi-8P należący do 36 pułku splt wykonywał lot dyspozycyjny po trasie Wrocław - Warszawa oznaczony kryptonimem „WAŻNY”. Start śmigłowca z lotniska we Wrocławiu nastąpił około godz. 17.00. Na pokładzie śmigłowca znajdowało się 11 pasażerów i czteroosobowa załoga. Przelot po wyznaczonej trasie odbywał się na wysokości 2150 m std, z prędkością 210 km/h, według warunków IFR. Do momentu rozpoczęcia próby stabilizacji podejścia do lądowania na pas 33, na lotnisku OKĘCIE lot odbywał się bez zakłóceń. Dowódca załogi nawiązał łączność z OKĘCIEM przekazując informację o planowanym lądowaniu za około 30 minut i wysłuchał automatycznej informacji pogodowej dotyczącej warunków meteorologicznych panujących na lotnisku Warszawa Okęcie. Po nawiązaniu łączności z kontrolerem zbliżania załoga otrzymała komendę na пониżenie do wysokości 4500 stóp (1400 m), a następnie do wysokości 670 m. O godzinie 18.28 załoga zgłosiła stabilizację na podejściu 33 i dalej utrzymując przechylenie w prawo przeleciała na prawą stronę osi pasa. Wkrótce po tym pilot ponownie wprowadził śmigłowiec w płytki lewy zakręt i ponownie przeleciał z prawej na lewą stronę osi pasa lądowania. Po 30 sekundach od zgłoszenia przez pilota stabilizacji, na wysokości około 600 m załoga usłyszała huk w okolicy silników, a następnie stwierdziła wyłączenie się prawego silnika. Śmigłowiec przeszedł

z lewego przechylenia na prawe oraz pochylił kadłub do dołu. W tym czasie spadły obroty wirnika nośnego (WN) a śmigłowiec zwiększył przechylenie i przeszedł na zniżenie. Pilot zmniejszył skok ogólny WN i podciągnął, dopiero po około 20 sekundach, dźwignię rozdzielnego sterowania lewego silnika w górne położenie. Czynności te spowodowały wzrost obrotów WN. Technik pokładowy na polecenie dowódcy załogi zamknął zawór odcinający dopływ paliwa prawego silnika. Następnie włączył świetlną sygnalizację zapięcia pasów w kabine pasażerskiej i dodatkowo, po otwarciu drzwi, głosem powiadomił pasażerów o konieczności ich zapięcia. Po upływie około 30 sekund od wyłączenia się prawego silnika, na wysokości około 350 m nastąpiło wyłączenie się silnika lewego. Śmigłowiec gwałtownie zwiększył przechylenie w prawo (do 47°) oraz pochylenie wraz ze wzrostem prędkości postępowej i prędkości pionowego zniżania. Dowódca załogi przeszedł do lotu autorotacyjnego dopiero po około 20 sekundach, przestawiając dźwignię skoku i mocy w dolne skrajne położenie.

Ciągle utrzymywane przechylenie śmigłowca w prawo doprowadziło do tego, że na wysokości około 120 m, śmigłowiec wyszedł z chmur, z kursem przeciwnym do kursu lądowania pasa 33. W tym czasie technik pokładowy opuściłabinę pilotów, aby dopilnować zapięcia pasów przez pasażerów. Na wysokości około 100 m, przy prędkości około 170 km/h i obrotach wirnika nośnego 82% pilot zmniejszył skok ogólny WN do minimalnego. Spowodowało to wzrost obrotów WN. Prędkość pionowego zniżania od 100 do 70 m wynosiła około 4 m/s.

Pilot zauważył światła skupiska domów i odchylił śmigłowiec w lewo w stronę ciemnej płaszczyzny włączając reflektor lądowania. Ciemna płaszczyzna okazała się lasem. Na wysokości około 60 m, przy prędkości lotu 140 km/h, pilot rozpoczął zwiększanie skoku ogólnego WN, w wyniku czego na wysokości 50 m obroty WN wynosiły 77% i dalej szybko spadały. Zetknięcie śmigłowca z wierzchołkami drzew nastąpiło w odległości 8 mil (ok. 14 km) od lotniska z kursem przeciwnym do kursu lądowania. Ślady pozostawione na wierzchołkach drzew przez obracające się łopaty WN i śmigielka ogonowego oraz zapis rejestratora parametrów lotu SARPP-12D1M świadczą, że w ostatniej fazie lotu śmigłowiec przemieszczał się z dużym kątem pochylenia do góry, co świadczy o hamowaniu prędkości postępowej do minimalnie możliwej, tuż przed zetknięciem z drzewami. Potwierdza to również charakter uszkodzeń śmigłowca.

W wyniku wypadku konstrukcja śmigłowca uległa całkowitemu zniszczeniu a pasażerowie i załoga śmigłowca doznali licznych obrażeń ciała. Ostatnia faza lotu śmigłowca przedstawiona jest na rysunku 3.



Rys. 3. Ostatnia faza lotu śmigłowca

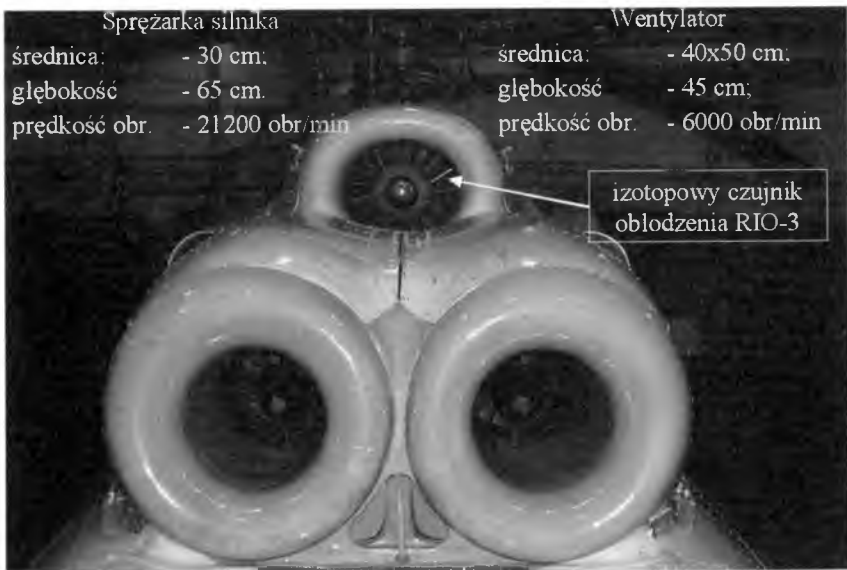
3.2. Śmigłowiec Mi-8P

Śmigłowiec Mi-8P był wyposażony w instalacje przeciwooblodzeniowe płatowca i silników oraz w układ automatycznego rejestratora parametrów lotu SARPP-12DM, rejestrujący tylko 6 parametrów lotu. W śmigłowcu brak było w kabinie załogi wskaźnika ILS dla II pilota, co uniemożliwia właściwą współpracę w załodze CRM, zwłaszcza w czasie podejścia do lądowania w warunkach IFR.

Instalacja przeciwooblodzeniowa płatowca składała się z następujących układów:

- przeciwooblodzeniowego łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego,
- przeciwooblodzeniowego szyb kabiny załogi,
- przeciwooblodzeniowego tuneli wlotowych silników.

Zasada działania układów przeciwołodziennych łopatek wirnika nośnego i śmigła ogonowego oraz szyb kabiny załogi polegała na zamianie energii elektrycznej na energię cieplną, a układ przeciwołodzienny tunelu wlotowych silników działał na zasadzie wykorzystania ciepła powietrza pobieranego z silników TW2-117A doprowadzonego do ogrzewania tych tuneli i ich części wlotowych, co zapewniało właściwą pracę silnika w warunkach niskich temperatur i dużej wilgotności otaczającego powietrza. Zasadniczym zadaniem tego układu jest ochrona wlotowych części silników przed osadzeniem się na nich lodu. Doprowadza gorące powietrze z przestrzeni między osłonami, a rurami żarowymi komór spalania. Gorącym powietrzem doprowadzonym z dziesiątego stopnia sprężarki, ogrzewane są także tunele wlotowe silników. Za podanie pilotowi informacji o występowaniu warunków umożliwiających zaistnienie oblodzenia jest sygnalizator oblodzenia RIO-3, który podaje sygnał o początku oblodzenia i automatycznie włącza instalację przeciwołodzienną.



Rys. 4. Miejsce zamontowania izotopowego czujnika RIO-3

Zasada pracy sygnalizatora oparta jest na osłabieniu promieniowania beta, radioaktywnego izotopu przez warstwę lodu, narastającą na powierzchni czulej trzpienia nadajnika. W tym czasie narasta również warstwa lodu na profilach aparatu kierującego strugi, przez co zakłóca strumień opływający łopatki sprężarki, wywołując zaburzenia na ich

powierzchni, co w następstwie może spowodować pompaż silnika i jego zgaśnięcie. Aby zapobiec podobnej sytuacji, instrukcja użytkownika śmigłowca w locie zobowiązuje załogę do włączenia instalacji przeciwoblodzeniowej na tryb „PYC”(ręczne) 2 do 3 min przed wejściem w chmurę lub strefę oblodzenia. Na śmigłowcu Mi-8P „632” w dniu 4 grudnia 2003 r. podczas lotu z Wrocławia do Warszawy instalacja przeciwoblodzeniowa była przez cały czas lotu włączona na „ABT”(automat).

3.3. Warunki meteorologiczne

Załodze śmigłowca przekazano opracowany przez Centrum Meteorologii WLOP nr 313 komunikat meteorologiczny ważny w godzinach 15.00 – 19.00 UTC z prognozą na start z Wrocławia, przelot i lądowanie na lotnisku OKĘCIE. W komunikacie określone zostały: podstawa chmur we Wrocławiu 50 – 150 m, widzialność 1-2 km, temperatura 2-1°C, wiatr NW 1-3 m/s. Prognoza na lądowanie na Okęciu: zachmurzenie 8/8 Sc, St, podstawa 120 – 50 m, zamglenie i opad mżawki, widzialność 2 – 0,8 km, temperatura 2-1°C, wiatr NW 1-3 m/s. Po zapoznaniu się z komunikatem meteo dowódca załogi stwierdził, że warunki meteorologiczne pozwalają na wykonanie zadania.

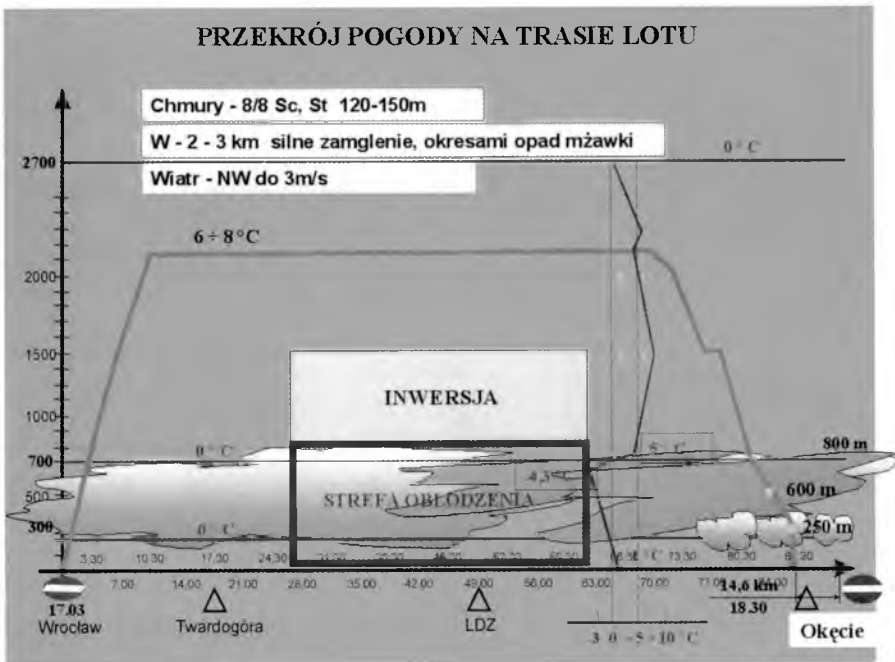
Start śmigłowca z lotniska we WROCŁAWIU nastąpił w warunkach atmosferycznych: niebo niewidoczne, widzialność 0,5 km, opad mżawki, wiatr zmienny do 2 m/s, temperatura: +3,6°C. Warunki atmosferyczne w chwili startu były niższe od minimalnie dopuszczalnych.

Temperatura panująca na wysokości przelotowej (2150 m) według wskazań zewnętrznego termometru śmigłowca oscylowała w granicach +6 - +8°C. Informacja o aktualnie panujących na lotnisku docelowym warunkach pogodowych została odebrana przez dowódcę załogi z automatycznego systemu ATIS. Według niej na lotnisku panowały warunki:

- zachmurzenie - 6-7/8 sc, st;
- podstawa chmur - 120 m;
- zjawiska - zamglenie, opad mżawki;
- widzialność - 8 km;
- wiatr - 340°, 3 m/s;
- temperatura - +1°C temp. punktu rosy +1°C;
- QNH - 1025 hPa.

W komunikacie nie było informacji o możliwości wystąpienia oblodzenia.

Dowódca załogi opuszczając wysokość 1600 m polecił sprawdzić temperaturę na zewnątrz śmigłowca. Według jego oświadczenia termometr wskazywał $+8^{\circ}\text{C}$. Od wysokości 1500 m do 670 m śmigłowiec znajdował się w strefie silnej inwersji temperatury. Izoterma $+5^{\circ}\text{C}$ znajdowała się na wysokości około 950 m, a izoterma 0°C na wysokości około 700 m. Górna granica chmur w tym rejonie wynosiła 750 – 800 m. Od górnej granicy chmur występowały sprzyjające warunki do wystąpienia słabego oblodzenia. Warunki lotu po trasie zostały schematycznie przedstawione na rysunku 5.



Rys. 5. Warunki pogodowe panujące na trasie lotu

3.4. Wypoczynek załogi i przygotowanie do lotu

Analizę przeprowadzono pod kątem pracy i wypoczynku załogi w czasie od 3 grudnia 2003 r. do 4 grudnia 2003 r. godz. 18:30 LT. Dla zwiększenia czytelności, pogrubioną czcionką wyróżniono czas lotu, natomiast podkreśleniem czas wypoczynku.

➤ **OBCIĄŻENIE PRACĄ ZAŁOGI W DNIU 3.12.2003 r.**

06.00	Pobudka
06.30	Wyjazd do pracy
09.00	Odprawa (planowanie lotu)
10.00	Przygotowanie śmigłowca do lotu
<u>11.00-12.30</u>	<u>Czas wolny</u>
12.30	Powrót do pracy
13.00	Przygotowanie śmigłowca do lotu (próby)
15.00	Start do Łodzi
15.50	Lądowanie w Łodzi
16.00	Obsługa polotowa
<u>16.30-19.00</u>	<u>Odpoczynek w porcie lotniczym w Łodzi</u>
19.00-19.30	Kolacja
21.00	Przejsie do śmigłowca i przygotowanie go do lotu
22.23	Start do Warszawy
23.15	Lądowanie w Warszawie
23.20-23.45	Obsługa polotowa

➤ **OBCIĄŻENIE PRACĄ ZAŁOGI W DNIU 4.12.2003 r.**

00.08	Start do Katowic
01.20	Lądowanie w Katowicach
01.25 – 01.50	Obsługa polotowa
2.10	Przyjazd do hotelu
<u>02.25 – 06.50</u>	<u>Sen?</u>
07.00	Śniadanie
07.30	Wyjazd na lotnisko i obsługa śmigłowca
09.23	Start do m. Kleszczów
09.50	Lądowanie w m. Kleszczów
10.50	Start do Lubina
11.55	Lądowanie we Wrocławiu
12.00	Wykonywanie obsług bieżących i tankowanie
<u>12.30 – 15.00</u>	<u>Odpoczynek w internacie</u>
15.00	Obiad
15.50	Wyjazd na lotnisko
17.03	Start do Warszawy
18.30	Awaryjne lądowanie

Jak widać z przytoczonych powyżej zapisów, w ciągu 36 godzin poprzedzających wypadek, załoga mogła poświęcić nie więcej niż około cztery i pół godziny na sen i sześć godzin na wypoczynek.

3.5. Przyczyna wypadku

Po zakończeniu badania przez powołaną Komisję stwierdzono, że przyczyną awarii lotniczej było samoczynne wyłączenie silników śmigłowca Mi-8P w powietrzu z powodu niestatecznej pracy sprężarek, na skutek oblodzenia wlotów silników i łopatek wlotowych aparatów kierujących sprężarką, spowodowanego nie włączeniem przez załogę podgrzewu silników na zakres pracy „ręczny”, przed wejściem w chmury, w warunkach atmosferycznych, gdy temperatura otoczenia wynosiła $+5^{\circ}\text{C}$ i niżej.

Jednym z dowodów potwierdzających hipotezę wystąpienia oblodzenia była próba zdemontowanych z wraku śmigłowca silników na stoisku badawczym Zakładów Remontowych w Dęblinie w warunkach maksymalnie zbliżonych do panujących w czasie feralnego lotu. Zdjęcie przedstawiające intensywność odkładania się lodu na łopatkach sprężarki na chwilę przed i po samoczynnym wyłączeniem się silnika z powodu pompazu przedstawia rys 6.



Rys. 6. Warstwa lodu odłożona na łopatkach i kołpaku wału na chwilę przed i po samoczynnym wyłączeniu się silnika

3.6. Okoliczności wypadku

Na podstawie zebranego materiału dowodowego Komisja podzieliła stwierdzone podczas badania niedociągnięcia na mające i nie mające wpływu na zaistnienie wypadku. Poniżej zostały wymienione niektóre z nich.

Stwierdzone podczas zdarzenia niedociągnięcia, mające wpływ na przyczynę awarii:

- 1) Niewłączenie przez załogę instalacji przeciwooblodzeniowej na zakres działania „RĘCZNY” przed startem z lotniska Wrocław, pomimo że temperatura powietrza wynosiła $+3\div+4^{\circ}\text{C}$ (zgodnie z instrukcją „Śmigłowiec Mi-8. Technika Pilotowania” sygn. Lot.1437/71 przy temperaturze otoczenia $+5^{\circ}\text{C}$ i niższej, loty wykonywać z włączonym układem instalacji przeciwooblodzeniowej silników i wlotów na zakresie pracy ręcznej – str.112a, rozdział 6.4., pkt. 3).
- 2) Niewłączenie przez załogę instalacji przeciwooblodzeniowej silników i wlotów w zakres działania „RĘCZNY” przed wejściem w chmury, mimo komunikatu służby meteorologicznej (ATIS – Okęcie) o temperaturze powietrza przy powierzchni ziemi w rejonie lotniska Okęcie wynoszącej $+1^{\circ}\text{C}$.
- 3) Zbyt krótki czas odpoczynku załogi spowodowany niewłaściwą organizacją pracy.
- 4) Niepełna ocena przez załogę wpływu warunków atmosferycznych na wykonanie postawionego zadania.

Stwierdzone podczas zdarzenia niedociągnięcia, nie mające wpływu na przyczynę awarii:

- 1) Komunikat meteorologiczny opracowany na przelot śmigłowca nie zawierał informacji o możliwości wystąpienia słabego oblodzenia oraz aktualnych informacji o wysokości izoterm 0°C ;
- 2) Lądowanie i start z Wrocławia poniżej minimalnych warunków atmosferycznych lotniska i załogi.
- 3) Brak procedury „Check – List” określającej czynności poszczególnych członków załogi w kabinie, w różnych fazach lotu i w sytuacjach awaryjnych, w tym podania sygnału do zapięcia pasów bezpieczeństwa przez pasażerów.
- 4) Brak wskaźnika ILS dla prawego pilota.
- 5) Brak procedury skutecznego informowania pasażerów o zaistnieniu sytuacji awaryjnej (niedostateczna współpraca załogi i personelu pokładowego).

4. Wnioski

Błąd jest nieodłącznym atrybutem działania człowieka. Popełnianie błędów leży w naturze człowieka i związane jest z każdą dziedziną jego

działalności. Naruszenia zasad i przepisów są natomiast świadomym lekceważeniem lub przekroczeniem ustalonych zasad i procedur. Lotnictwo jest taką dziedziną działalności, gdzie w wysoce zorganizowanym systemie odpowiedzialność za bezpieczne wykonywanie zadań rozkłada się na wszystkich biorących udział w jego organizacji, realizacji i zabezpieczeniu. Najważniejsza jednak zawsze pozostanie załoga statku powietrznego, która w każdej sytuacji jest ostatnim ogniwem łańcucha zdarzeń. Załoga, jeśli jest dobrze przygotowana i wyszkolona, może wpłynąć na poprawę lub pogorszenie zaistniałej sytuacji szczególnej. Wypadek lotniczy powstaje w sytuacji, kiedy wystąpi szereg negatywnych czynników, tkwiących w systemie lub występujących doraźnie w określonym czasie i miejscu. Jest to, bowiem związek kolejno po sobie występujących wydarzeń (łańcuch wydarzeń), który w rezultacie prowadzi do wypadku. W tak pojmowanym modelu powstawania wypadków lotniczych często odpowiedzialność za zaistnienie wypadku lotniczego rozkłada się na całe zespoły związane z kierowaniem lotnictwem.

Przytoczony ciąg zdarzeń, które doprowadziły do zaistnienia wypadku całkowicie potwierdza powyższe wnioski, zwłaszcza, że dotyczą one lotu, który powinien mieć najwyższy poziom bezpieczeństwa. Ocenę końcową pozostawiamy Czytelnikom.

Pracę zrealizowano w ramach grantu KBN O-TOOP 013 25

MAIN CAUSES OF AIRCRAFT ACCIDENTS – FROM THE AIR TRAFFIC SCHEMES TO THE CREW OPERATIONS

Aviation is one of those highly specialised branches, in which when a whole system reveals very detailed organisational scheme all the persons involved into its organisation should bear the responsibility for operational safety, performance and protection. An aircraft accident may occur due to a series of negative factors both of the internal nature and those emerging occasionally under specified conditions.

Practically, none of the aircraft accidents can occur as a result of a single cause only. Usually, they are caused by a series of associated events. Each of them when considered separately occurs to be negligible, however, there some combinations of such events that unavoidably cause accidents. Therefore, it is crucial for the accident prevention to identify and eliminate the causes that seemingly are of minor importance, before they can combine and complete the disastrous series of events.

SYMULACJA I ANIMACJA KOMPUTEROWA ZMIANY PRZYSPIESZEŃ POCISKU RAKIETOWEGO W LOCIE

BOGDAN MACHOWSKI

KRZYSZTOF MOTYL

Instytut Systemów Mechatronicznych, Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: bogdan.machowski@wat.edu.pl

e-mail: krzysztof.motyl@wat.edu.pl

Model do wizualizacji i animacji symulowanego lotu pocisku raketowego został opracowany przy wykorzystaniu programu 3DS MAX 7. Jest to oprogramowanie należące do grupy programów zorientowanych obiektowo i przeznaczony jest do pracy w środowisku Windows. Program ten umożliwił wykonanie trójwymiarowego modelu wybranego pocisku raketowego. W animacji lotu przestrzennego pocisku raketowego wykorzystano parametry ruchu rozpatrywanego obiektu uzyskane na drodze symulacji numerycznej.

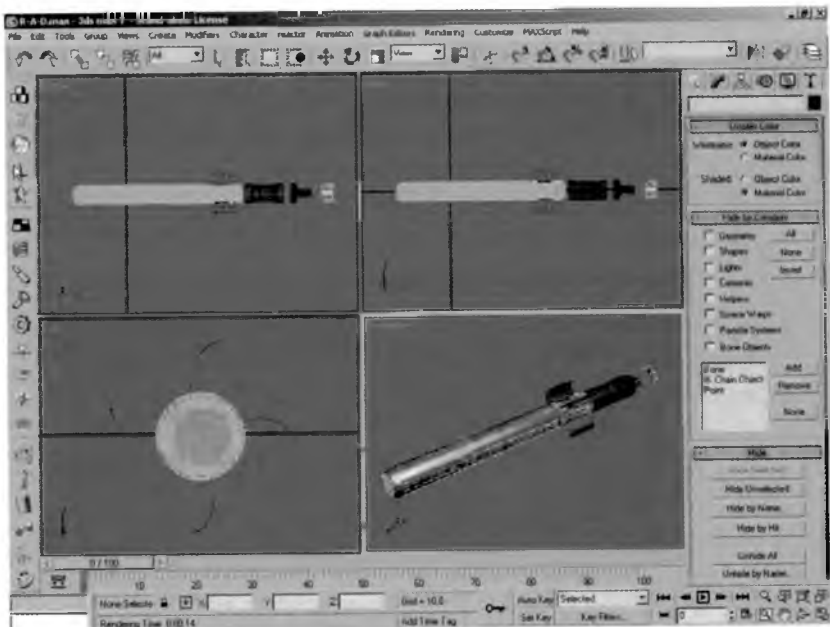
1. Wstęp

Trójwymiarowa animacja komputerowa zrewolucjonizowała komputerowe gry zręcznościowe, przejęła praktycznie wszystkie efekty wizualne w telewizji, jest wykorzystywana w wielu reklamach, zdominowała prezentacje sądowe, nie można sobie bez niej wyobrazić szalonej jazdy w symulatorze w wesołym miasteczku czy choćby lotu w symulatorze lotniczym. Oprócz tego kompletnie zdominowała wszelkie formy efektów specjalnych w filmach.

Autorzy referatu w swej pracy zaproponowali wykorzystanie oprogramowania 3DS MAX do wizualizacji i animacji parametrów lotu przestrzennego wybranego pocisku raketowego w oparciu o wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej. Wykorzystując dostępne

w programie metody modelowania i modyfikacji wykonano model 3D pocisku raketowego.

Oprogramowanie firmy Discreet 3DS MAX jest jednym z najpopularniejszych narzędzi do generowania grafiki 3D. Rodzina aplikacji z serii 3D Studio liczy sobie już ponad 10 lat. Wspomniane oprogramowanie pozwala na łatwe generowanie zarówno prostych, jak i stosunkowo skomplikowanych obiektów płaskich oraz przestrzennych, edycję i nadawanie elementom sceny złożonych struktur bądź materiałów, oświetlenie sceny dowolnego rodzaju źródłami światła, a także na koniec, oglądanie efektów pracy oczyma kamer skonfigurowanych ściśle według potrzeb potencjalnego użytkownika.



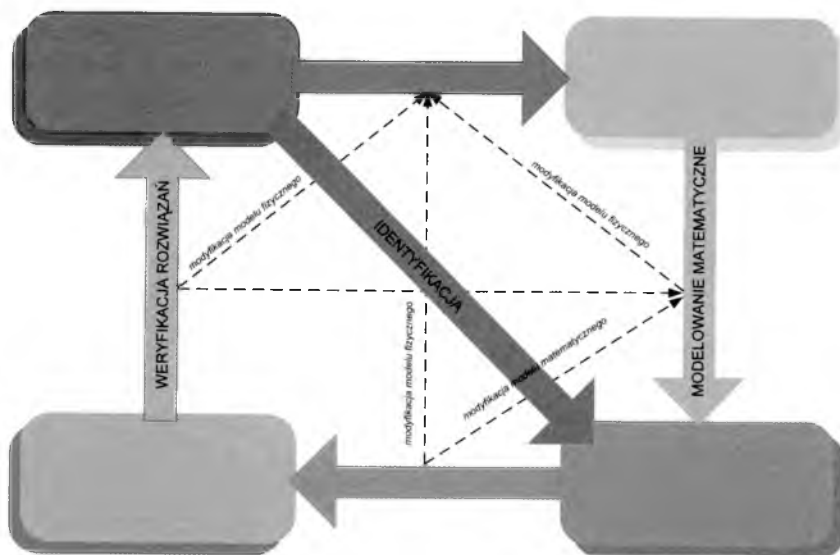
Rys. 1. Interfejs programu 3 DS MAX 7

Program 3DS MAX 7 przeznaczony jest do pracy w środowisku Windows. Należy do grupy programów zorientowanych obiektowo, przeznaczonych do tworzenia trójwymiarowych scen i animacji. Co oznacza termin „zorientowany obiektowo”? Wszystko, co możemy tworzyć w programie i co możemy modyfikować jest obiektem. Nazwa ta obejmuje zarówno bryły i figury geometryczne narysowane na arkuszu roboczym, punkty, z których obserwujemy scenę, źródła światła, pola

oddziaływać (deformacji powierzchni), obiekty pomocnicze itp. Obiekt jest nie tylko elementem arkusza roboczego. Pamięta on, w jaki sposób został utworzony, do jakiej grupy należy (figura geometryczna, źródło światła itp.). Związane z tym jest przechowywanie informacji o operacjach, którym można poddać dany obiekt. Jeżeli obiekt zostanie wybrany, wówczas aktywne lub widoczne są tylko nazwy, ikony i przyciski tylko tych funkcji, które można do niego zastosować.

2. Symulacja numeryczna ruchu przestrzennego wirującego pocisku rakietowego

Do modelowania ruchu przestrzennego wirującego pocisku posłużono się schematem ideowym przedstawionym na rys. 2.

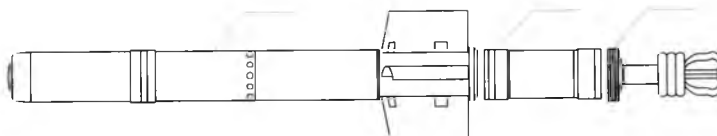


Rys. 2. Schemat do określania właściwości dynamicznych pocisku w locie przestrzennym

Zgodnie z przedstawionym schematem badanie właściwości dynamicznych rozpatrywanego pocisku, przebiega w kilku etapach: modelowanie fizyczne, modelowanie matematyczne, badanie właściwości dynamicznych pocisku na torze lotu (badanie modelu), weryfikacja rozwiązań.

2.1. Układ rzeczywisty – wirujący pocisk raketowy

Obiekt badań przedstawiony na rysunku 3 należy do grupy pocisków przeciwpancernych III generacji. Jest to pocisk moździerzowy, który znacznie różni się pod względem strukturalnym od klasycznego granatu moździerzowego. W skład kompletnego naboju moździerzowego rozpatrywanego typu wchodzi: układ miotający, dodatkowy silnik raketowy i pocisk wyposażony w skośnie zamocowane względem korpusu stateczniki nadające mu, w czasie lotu, ruch obrotowy wokół osi podłużnej.



Rys. 3. Obiekt badań – raketowy pocisk wirujący

2.2. Model fizyczny pocisku raketowego

W pierwszym etapie procesu modelowania (rys. 2) przeprowadzono myślową idealizację struktury układu rzeczywistego (rys. 3) oraz procesów w nim zachodzących otrzymując w efekcie model fizyczny, zwany również modelem nominalnym. Pod pojęciem układ rzeczywisty rozumie się w tym przypadku istniejący pocisk moździerzowy poruszający się w powietrzu.

W procesie opracowywania modelu fizycznego obiektu rzeczywistego uwzględniono jego cechy mające istotny wpływ na analizowane zjawisko. Opracowanie modelu fizycznego wirującego pocisku wymagało przede wszystkim [3, 4, 6]:

1. Przyjęcia układów współrzędnych niezbędnych do opisu ruchu pocisku oraz sił na niego działających (zgodne z Polską Normą PN-83/L-01010.01) [6];
2. Określenia struktury pocisku, czyli:
 - charakterystyk geometrycznych;
 - charakterystyk masowo-bezwładnościowych;
 - charakterystyki silnika raketowego.
3. Wyznaczenia składowych sił zewnętrznych i momentów tych sił działających na pocisk wraz z funkcjami je opisującymi, czyli:

- siły ciężkości;
 - siły i momentu siły aerodynamicznej;
 - siły i momentu siły układu napędowego;
4. Określenia charakterystyk ośrodka ruchu obiektu, tzn.:
- gęstości, lepkości, temperatury, ciśnienia w zależności od wysokości lotu.

2.3. Model matematyczny pocisku raketowego

W drugim etapie badania właściwości dynamicznych rozpatrywanego pocisku (rys. 2) przeprowadzono modelowanie matematyczne jego ruchu na torze lotu [3, 4, 6]. Wykorzystując prawa i równania mechaniki klasycznej i analitycznej można przełożyć, z określonym stopniem dokładności, zjawisko realnego ruchu obiektu w przestrzeni na język matematyczny w postaci odpowiednio sformułowanego układu równań zwanego modelem matematycznym. Stopień dokładności danego modelu matematycznego uwarunkowany jest głównie założeniami wyjściowymi przyjmowanymi w procesie modelowania fizycznego oraz modelowania matematycznego.

Przedstawiony model matematyczny opracowany został przy uwzględnieniu założeń upraszczających przyjętych przy tworzeniu modelu fizycznego samego pocisku i modelu fizycznego ośrodka ruchu, założeń upraszczających stosowanych przy wyodrębnianiu modelu pocisku z modelu ośrodka (a więc przy formułowaniu sił i momentów sił działających na pocisk) oraz podczas wyboru układów współrzędnych stosowanych w opisie ruchu pocisku.

W procesie formułowania modelu matematycznego ruchu pocisku uwzględniono dodatkowo następujące założenia upraszczające:

- przyjęto dyskretny model fizyczny obiektu rzeczywistego;
- pominięto cechy drugorzędne pocisku i ośrodka ruchu;
- zjawiska fizyczne towarzyszące ruchowi pocisku potraktowano w sposób zdeterminowany;
- przyjęto, że rozpatrywany pocisk jest bryłą sztywną (nieodkształcalną) o sześciu stopniach swobody;
- założono symetrię geometryczną i symetrię masowo-bezwładnościową pocisku;
- pominięto siły drugorzędne: siłę Magnusa, siły Coriolisa;

- założono, że ruch pocisku odbywa się w normalnej atmosferze artyleryjskiej, a charakterystyki pocisku są nominalne.

Ruch pocisku traktowanego jako sztywny obiekt materialny o zmiennej masie można opisać dwoma układami równań opisującymi odpowiednio ruch środka masy pocisku oraz ruch dookoła środka masy.

Równania ruchu pocisku, w oparciu o twierdzenie o zmianie pędu i krętu układu materialnego, można zapisać w układzie inercyjnym w następującej postaci [3,4,6]:

$$\frac{d\overline{\Pi}_{sz}}{dt} = \sum \overline{F}_z + \overline{F} \quad (1)$$

$$\frac{d\overline{K}_{szO_i}}{dt} = \sum \overline{M}_{O_i} \quad (2)$$

gdzie:

$\overline{\Pi}_{sz}$ - pęd ciała zeszywniałego w chwili t ;

\overline{K}_{szO_i} - moment pędu (kręt) ciała zeszywniałego względem początku układu inercyjnego $O_i x_i y_i z_i$;

$\sum \overline{F}_z$ - suma sił zewnętrznych działająca na obiekt w układzie inercyjnym;

\overline{F} - ciąg silnika raketowego;

$\sum \overline{M}_{O_i}$ - suma momentów sił względem początku układu inercyjnego.

Proces modelowania matematycznego ruchu małego wirującego pocisku moździerzowego zrealizowano w następujących etapach [3,4,6]:

- zestawiono skalarne równania dynamiczne i kinematyczne ruchu postępowego środka masy pocisku;
- zestawiono skalarne równania dynamiczne i kinematyczne ruchu obrotowego pocisku;
- zestawiono zależności geometryczne pomiędzy wprowadzonymi układami współrzędnych;
- zestawiono równania uzupełniające opisujące siły, momenty i współczynniki aerodynamiczne umożliwiające zamknięcie układu równań stanowiącego model matematyczny ruchu obiektu.

2.4. Analiza właściwości dynamicznych na torze lotu badanego pocisku

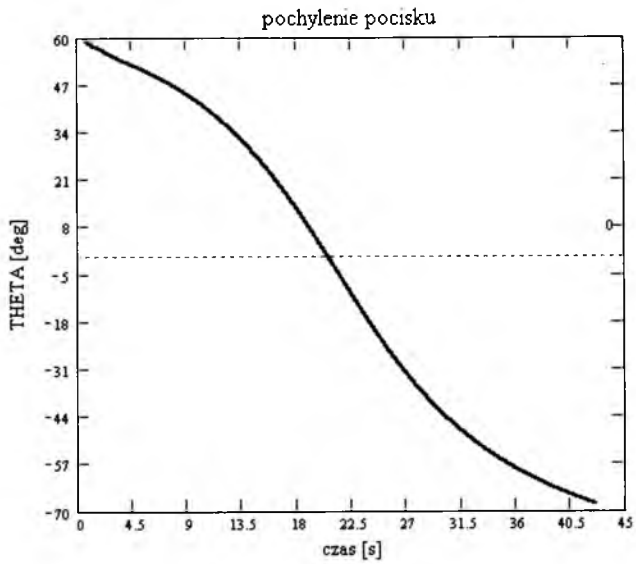
Trzeci etap procesu modelowania (rys. 2) dotyczy przeprowadzenia analizy właściwości dynamicznych badanego obiektu na podstawie przyjętego modelu matematycznego. Uzyskane rezultaty są podstawą do oceny poprawności modelu, warunkujących sformułowanie wniosków natury konstrukcyjnej [3, 4, 6].

Program symulacji numerycznej przestrzennego ruchu wirującego pocisku napisano w pakiecie Mathcad wykorzystując do tego celu przyjętą procedurę badania właściwości dynamicznych układu rzeczywistego przy obliczeniach komputerowych [6]. Bazując na równaniach modelu matematycznego oraz definiując model fizyczny przeprowadzono symulację dynamiki hipotetycznego pocisku wirującego.

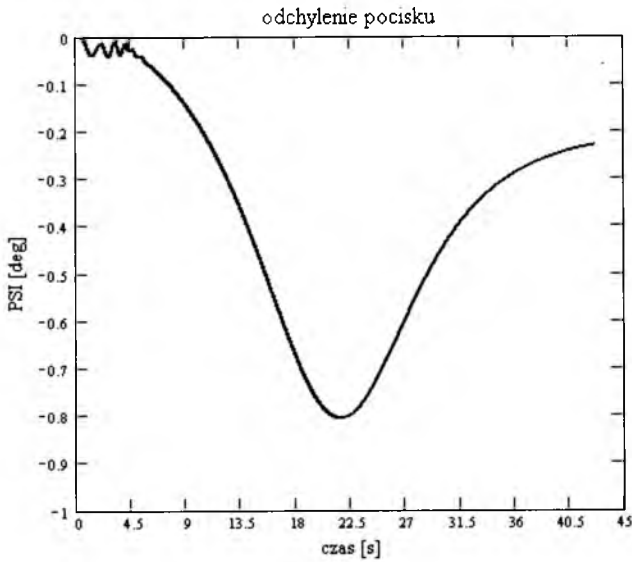
Przy wykorzystaniu zaproponowanego modelu matematycznego ruchu niekierowanego pocisku, przeprowadzono analizę, metodą symulacji komputerowej, wpływu różnych konfiguracji dodatkowego napędu na właściwości dynamiczne rozpatrywanego wirującego pocisku. Wyniki uzyskane podczas symulacji komputerowej dla danych z tabeli 1, przedstawiono na rysunkach 4÷9.

Tabela 1. Zestawienie podstawowych parametrów geometrycznych pocisku oraz nastaw do strzelania

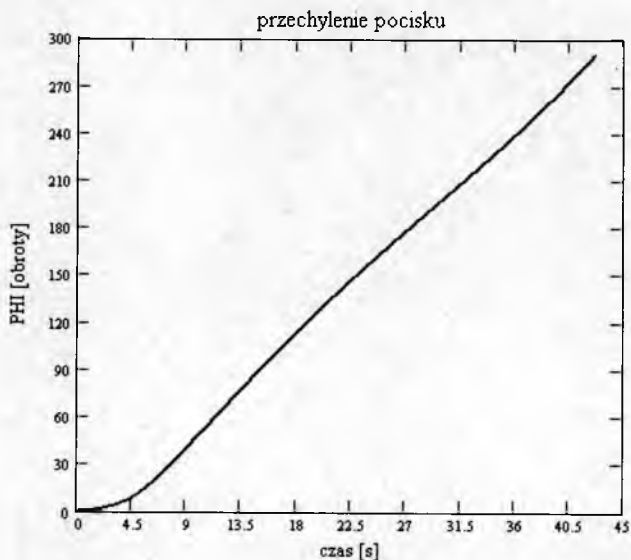
Lp.	Dane wejściowe do symulacji komputerowej	Wartość
Niektóre parametry geometryczne pocisku i nastaw do strzelania		
1.	Masa początkowa pocisku [kg]	14.7
2.	Masa końcowa [kg]	12
3.	Długość całkowita pocisku [m]	1.23
4.	Długość pocisku (bez silnika) [m]	0.93
5.	Prędkość początkowa pocisku [m/s]	170
6.	Kąt podniesienia lufy moździerza [°]	60
7.	Kąt skosu stateczników [°]	1.2



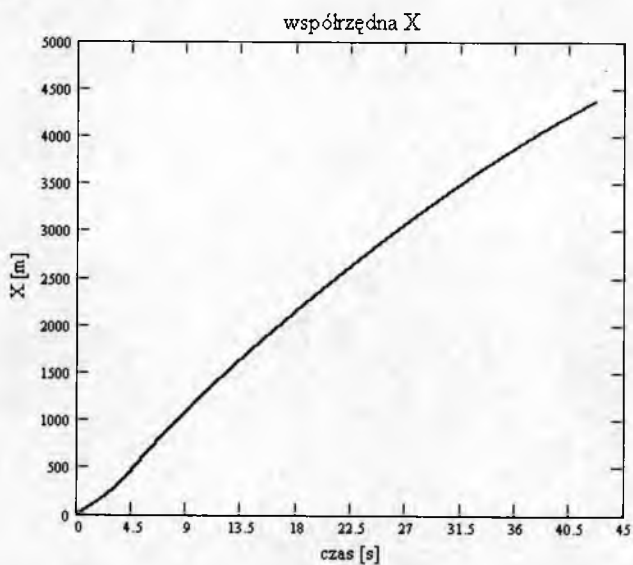
Rys. 4. Zmiana kąta pochylenia pocisku w funkcji czasu



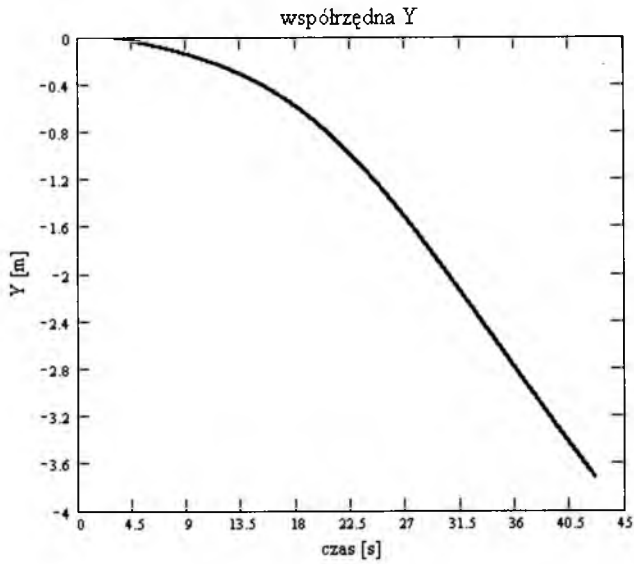
Rys. 5. Zmiana kąta odchylenia pocisku w funkcji czasu



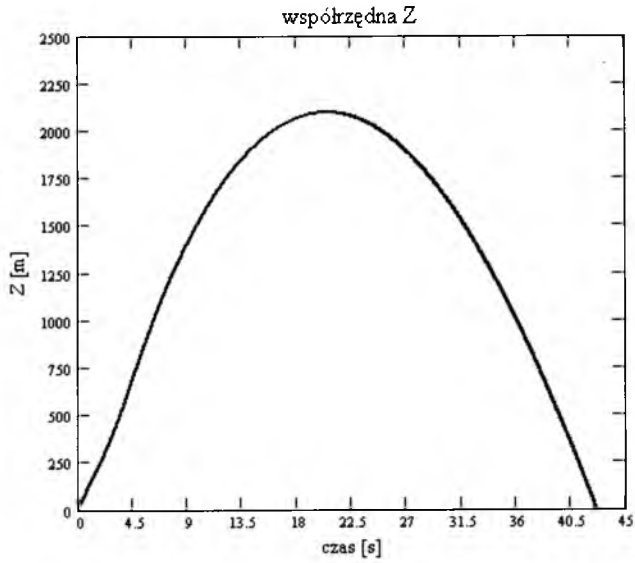
Rys. 6. Zmiana kąta przechylenia pocisku w funkcji czasu



Rys. 7. Zmiana współrzędnej X pocisku w funkcji czasu



Rys. 8. Zmiana współrzędnej Y pocisku w funkcji czasu



Rys. 9. Zmiana współrzędnej Z pocisku w funkcji czasu

3. Model 3D wybranego pocisku raketowego

Oprogramowanie 3DS MAX 7 umożliwia stosowanie wielu technik modelowania geometrii sceny. Geometria jest tutaj definiowana jako obiekty, które składają się z mniejszych „podobiektów”, stanowiących strukturę obiektu. Manipulując geometrią na poziomie obiektu lub na poziomie struktury obiektu, można stworzyć dowolny trójwymiarowy model.

3DS MAX umożliwia modelowanie za pomocą następujących metod [1, 2, 3]:

- **modelowanie bazujące na splajnach** – polega na tworzeniu obiektu 3D na podstawie prostych lub krzywych linii, zwanych splajnami (ang. *spline*). Linie te są definiowane za pomocą wierzchołków, wyznaczających początek i koniec kolejnych segmentów linii: segmenty te mogą być proste lub krzywe. Elementami struktury splajnu są wierzchołki i segmenty. Owe splajny mogą zostać przetworzone na obiekty trójwymiarowe za pomocą kilku różnych metod, lub też mogą być renderowane bezpośrednio jako splajny. Modelowanie za pomocą splajnów jest też czasem nazywane modelowaniem siatkowym, ponieważ w jego wyniku powstaje pewnego rodzaju siatka;
- **modelowanie bazujące na wielobokach lub siatkach** – pozwala na tworzenie obiektów z trójkątnych lub czworokątnych wieloboków, które są łączone ze sobą, dając bardziej skomplikowane obiekty. Obiekty siatkowe (obiekty typu Mesh) są generalnie tworzone na podstawie obiektów parametrycznych, które można łączyć, transformować i modyfikować, po to, by stworzyć żądany obiekt. Elementami struktury siatki są wierzchołki, krawędzie, wieloboki i płaszczyzny elementarne. Edytując obiekt siatkowy na poziomie struktury, można dokładnie kontrolować jego geometryczny kształt;
- **modelowanie parametryczne** – ta metoda modelowania polega na wykorzystaniu obiektów o predefiniowanych atrybutach, takich jak szerokość czy wysokość, lub też modelowanie za pomocą modyfikatorów, (które również mają charakter parametryczny). Obiekt jest uważany za parametryczny wówczas, jeśli w każdej chwili możesz powrócić do jego poprzedniej wersji i zmienić jego atrybuty. Oznacza to dokładną kontrolę nad obiektami przez cały czas ich edycji;

- **modelowanie za pomocą powierzchni sklejanych** – powierzchnia sklejana posiada dwa elementy: powierzchnię oraz kratownicę deformacji. Kratownica deformacji to seria połączonych punktów znajdujących się na powierzchni sklejaney, przy czym każdy punkt kontroluje przyporządkowany mu obszar powierzchni. Zmiana położenia punktu kontrolnego kratownicy powoduje zmiany w pewnym obszarze powierzchni, a nie tylko w pojedynczym punkcie (wierzchołki siatki). Powierzchnie sklejanne składają się z elementów strukturalnych, którymi są wierzchołki, krawędzie i pojedyncze powierzchnie zwane łatami;
- **modelowanie obiektów typu NURBS** – obiekty NURBS tworzy się za pomocą dwóch podstawowych metod modelowania. Pierwsza to tworzenie splajnów NURBS, a następnie tworzenie powierzchni rozpiętych pomiędzy tymi splajnami. Druga metoda to tworzenie powierzchni NURBS, a następnie ich modyfikowanie, lub tworzenie przejść pomiędzy powierzchniami. Ten typ modelowania stosowany jest do tworzenia powierzchni o bardzo płynnym, organicznym kształcie, lub też obiekty posiadające wiele skomplikowanych krzywizn.



Rys. 10. Okno programu 3DS MAX z modelem 3D pocisku raketowego



Rys. 11. Rendering modelu 3D kompletnego naboju mózdzierzowego wykonany w 3 DS MAX 7.

Program 3DS MAX 7 umożliwił opracowanie modelu 3D wybranego pocisku raketowego w oparciu o przedstawione powyżej metody modelowania.

Model 3D pocisku raketowego opracowano w kilku etapach:

- modelowanie kadłuba pocisku wraz z soczewką optyczną głowicy naprowadzania;
- modelowanie czterech stateczników, skośnie zamocowanych względem kadłuba pocisku;
- modelowanie dodatkowego silnika raketowego;
- modelowanie układu miotającego pocisku, przeznaczonego do wyrzucenia pocisku z lufy mózdzierza.

4. Animacja w 3DS MAX wybranych parametrów lotu pocisku raketowego w oparciu o wyniki symulacji numerycznej

Jedną z najpotężniejszych zalet tego programu jest możliwość animowania obiektów, światła, kamer, a nawet modyfikatorów.

Do animacji ruchu obiektów służą między innymi kontrolery animacji. Kontrolery przechowują dane dotyczące animacji i narzucają sposób interpretacji tych danych przez program. Wyróżniamy cztery podstawowe typy kontrolerów:

- **kontrolery opierające swe działanie na kluczach (*Key-Based Controllers*)** – „kluczowanie” (*keyframing*) polega na określeniu pozycji obiektów w krytycznych ujęciach animacji, natomiast przejście między tymi ujęciami tworzy element programu, czyli kontroler animacji. Klatka animacji, w której definiujemy taki punkt

krytyczny, nosi nazwę klatki kluczowej lub ujęcia kluczowego. Jest to dowolna klatka, w której zachodzi specyficzne zdarzenie wymagające utworzenia klucza animacji. Ujęcia pomiędzy klatkami kluczowymi animacji nazywamy klatkami (ujęciami) wypełniającymi lub pośrednimi,

- **kontrolery proceduralne (*Procedura Controllers*)** – nazywane też parametrycznymi, nie przechowują wartości parametrów w kluczach. Ich działanie wynika z wartości początkowej parametru, określonej przez użytkownika, oraz z funkcji matematycznej opisującej zmiany parametru. Kontrolery proceduralne służą do tworzenia w scenie ruchów, przyłączania obiektu do animowanej powierzchni innego obiektu czy podążanie obiektu wzdłuż toru ruchu określonego za pomocą splanu,
- **kontrolery złożone (*Compound Controllers*)** – łączą efekty działania zestawu różnych kontrolerów. Przykładem kontrolera złożonego jest kontroler Position/Rotation/Scale (PRS). Kontroler ten pobiera dane z niezależnych kontrolerów położenia, obrotu i skalowania, a następnie generuje wynikową macierz transformacji obiektu, która wynika ze współrzędnych wymienionych transformacji. Innym kontrolerem złożonym jest kontroler Euler XYZ,
- **kontrolery systemów (*System Controllers*)** – dotyczą animowania całych systemów obiektów połączonych w strukturę hierarchiczną.

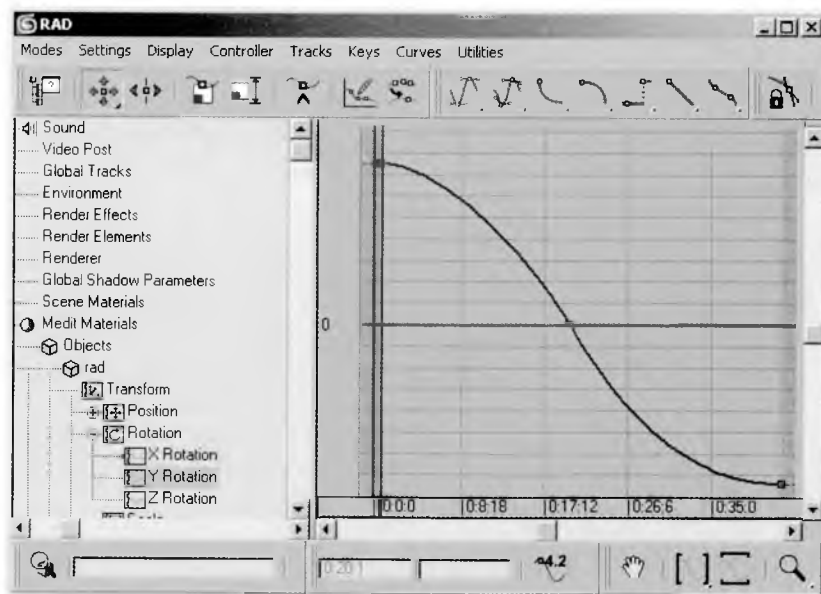
Mając model 3D pocisku raketowego (rys. 12) przystąpiono do animacji wybranych parametrów dynamicznych wirującego pocisku raketowego wykorzystując do tego wyniki symulacji numerycznej (rys. 4÷9).



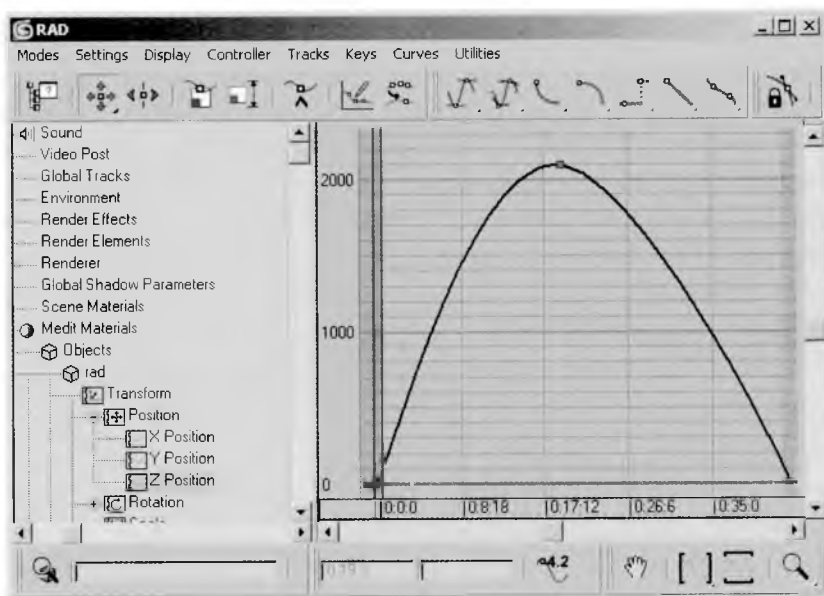
Rys. 12. Model 3D wirującego pocisku raketowego wykonany w 3DS MAX 7

Do animacji ruchu przestrzennego przedstawionego modelu 3D pocisku wykorzystano następujące kontrolery animacji:

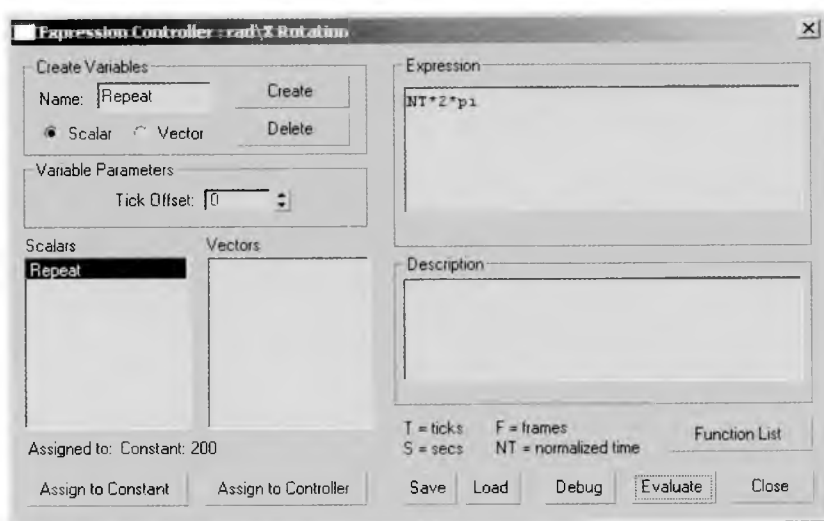
- **kontroler Euler XYZ** (rys. 13) – jest kontrolerem, który przekształca trzy oddzielne obroty składowe względem osi X, Y, Z do postaci kwaternionowej. Kontroler Euler XYZ jest jedynym kontrolerem obrotu, który potrafi dokonać takiej zmiany, a w konsekwencji jedynym, który pozwala nam animować obrót za pośrednictwem krzywych kontrolnych w trybie *Function Curves* okna *Track View*,
- **kontroler Position XYZ** (rys. 14) – pozwala na animowanie przemieszczenia się obiektu w trzech płaszczyznach X, Y, Z za pośrednictwem krzywych kontrolnych w trybie *Function Curves* okna *Track View*,
- **kontroler równań Expression** (rys. 15) – pozwala matematycznie definiować animowane transformacje obiektu. Kontroler równań (*Expression*) wykorzystano do animacji przemieszczenia (*Position Expression*) i obrotu (wirowania) (*Float Expression*) modelu 3D pocisku raketowego.



Rys. 13. Widok okna przeznaczonego do animacji zmiany kąta pochylenia pocisku raketowego (kontroler Euler XYZ)



Rys. 14. Widok okna przeznaczony do animacji zmiany współrzędnej Z pocisku raketowego (kontroler *Position XYZ*)



Rys. 15. Widok okna przeznaczony do animacji zmiany kąta przechylenia pocisku raketowego (kontroler równań *Float Expression*)

5. Podsumowanie

Przeprowadzona analiza możliwości programu 3DS MAX wykazała, że może być wykorzystany do animacji wybranych parametrów lotu pocisku raketowego.

Autorzy pracy zaproponowali połączenie badań symulacyjnych (Mathcad) z elementami wizualizacji i animacji (3DS MAX). Daje to możliwość lepszego zrozumienia i zbadania danego zagadnienia naukowego.

Bibliografia

1. Arczewski K. P., *Kinematyka układów dyskretnych*. Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1994
2. Björck A., Dahlquist G., *Metody numeryczne*, PWN, Warszawa, 1983
3. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Warszawa, 1997
4. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna cz.II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Warszawa, 1998
5. Misiak J., *Mechanika techniczna. Kinematyka i dynamika*. Wydawnictwa Naukowo – Techniczne, Warszawa, 1996
6. Motyl K., *Analiza dynamiki lotu przestrzennego wirującego pocisku moździerzowego sterowanego gazodynamicznie*. Rozprawa doktorska, Warszawa, 2002
7. 3 DS MAX discreet, *Tutorials*, Autodesk, 2004
8. 3 D Studio MAX, *Czarna księga animatora*, Helion, 1998
9. Peterson M.T., *3D Studio MAX 3 dla każdego*, Helion, 2000

COMPUTER SIMULATION AND VISUALIZATION OF ACCELERATION CHANGES DURING A MISSILE FLIGHT

The model of simulation and visualization of a missile flight has been build on the basic of 3 DS MAX 7 program. This program allowed for producing of a 3D model of a given missile. The parameters of motion of the considered object, resulting from computer simulation were used for 3D animation of a missile flight.

This tool is mainly used for production of professional animations and computer games, architectural visualizations, and visualization of manufacturing processes.

BEZPIECZEŃSTWO ZAŁOGI STATKU POWIETRZNEGO W STANACH AWARYJNYCH

MIROŚLAW ADAMSKI

MICHAŁ BUREK

IRENEUSZ SMYKLA

Wydział Lotniczy, WSOSP Dęblin

e-mail: adams@wsosp.deblin.pl; michalb@2com.pl; smy@op.pl

Zakres prędkości i wysokości lotu współczesnych samolotów wojskowych sprawia, że niezbędnym elementem ich wyposażenia są systemy ratownicze oparte na fotelach katapultowych. Ich rolą jest zapewnienie załodze możliwości bezpiecznego opuszczania samolotu w sytuacjach awaryjnych. Ma to szczególne znaczenia w lotach na małych wysokościach i w lotach z dużymi prędkościami.

Referat dotyczy problemu bezpieczeństwa załóg wojskowych statków powietrznych w sytuacjach awaryjnych. Sprowadza się do analizy zagrożeń i czynników decydujących o bezpieczeństwie załogi w czasie oceny sytuacji, wypracowywania decyzji i podczas opuszczania samolotu.

W referacie wykorzystano doświadczenia z eksploatacji samolotu szkolno-treningowego TS-11 „ISKRA” w jednostkach Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych.

1. Wstęp

Specyficzną cechą większości samolotów eksploatowanych w lotnictwie wojskowym (samoloty bojowe, szkolno-bojowe, szkolno-treningowe) jest brak możliwości bezpiecznego lądowania w terenie przygodnym poza specjalnie przygotowanymi, utwardzonymi powierzchniami w przypadku awarii zespołu napędowego lub systemów kontroli i sterowania. Stwarza to duże ryzyko dla życia załogi w przypadku wykonywania lotów na małych i bardzo małych wysokościach nad obszarami oddalonymi od lotniska lub lotnisk zapasowych.

Tego typu stany awaryjne spowodowały, że 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 [3, 6, 9, 12, 13, 14], dotyczących przebiegu i efektów katapultowań, należy podkreślić, że największe niebezpieczeństwo dla załóg samolotów występuje podczas lotu na małej wysokości z pochyleniem i przechyleniem.

Katapultowanie polega na opuszczeniu przez załogę (pilota) statku powietrznego z wykorzystaniem systemu ratowniczego opartego na fotelu katapultowym w szczególnych sytuacjach (stanach awaryjnych) występujących podczas lotu.

2. Przebieg procesu katapultowania

Katapultowanie, czyli awaryjne opuszczanie samolotu jest procesem trudnym i złożonym. Wynika to z faktu, że proces ten ma zwykle miejsce w sytuacjach ekstremalnych, a układ fotel-pilot jest obiektem złożonym aerodynamicznie. Ponadto proces ten rodzi różnego rodzaju zagrożenia dla zdrowia i życia pilota.

Ogólny przebieg procesu katapultowania z pokładu statku powietrznego dla każdego systemu ratowniczego z fotelem katapultowym jest jednakowy. Podobieństwo to wynika z konieczności zastosowania określonych procedur. Różnice w pracy systemów katapultowania wynikają z różnych rozwiązań technicznych (konstrukcyjnych) realizacji poszczególnych procedur. Różnice te wiążą się z różnicami skuteczności poszczególnych systemów ratowniczych (wynika to z różnych czasów wykonywania procedur). Czasy te (tzw. zbiór parametrów czasowych) charakteryzują proces katapultowania. Proces katapultowania obejmuje niżej scharakteryzowane etapy, które określają odpowiednie parametry czasowe (t_0, t_1, t_2, \dots , itd.).

Etap 0 - t_0 - Zaistnienie stanu awaryjnego (wymagającego katapultowania).

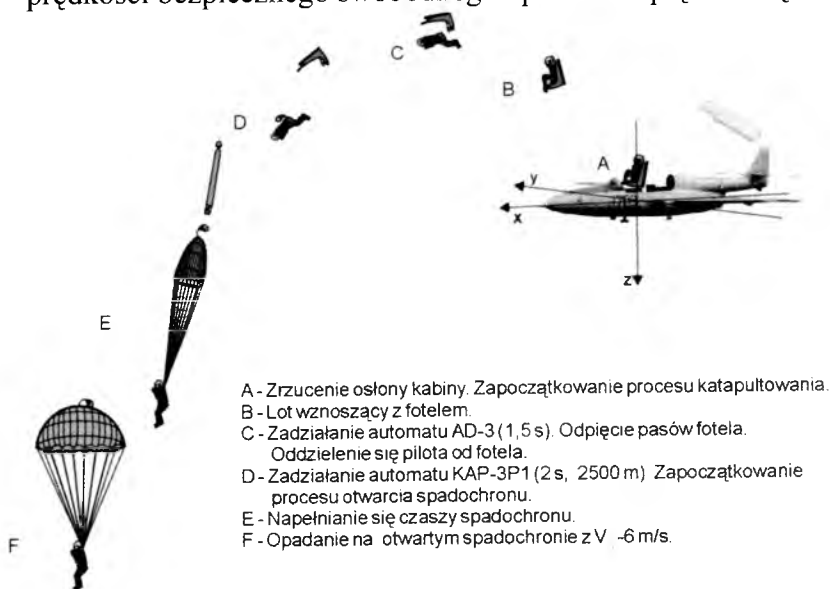
- Etap 1** - t_1 - Podjęcie decyzji do katapultowania (podejmuje ją pilot przy pomocy kierownika lotów lub dowódcy).
- Etap 2** - t_2 - Ustalenie odpowiednich warunków lotu samolotu. Ma to na celu zapewnienie skuteczności systemu ratowniczego, jeżeli statek powietrzny znajduje się w niekorzystnym do katapultowania stanie lotu.
- Etap 3** - t_3 - Czynności pilota do wykaptowania. Są to czynności przygotowawcze niezbędne do bezpiecznego wykaptowania załogi (przyjęcie odpowiedniej pozycji w fotelu i pociągnięcie za uchwyt strzałowy fotela).
- Etap 4** - t_4 - Właściwy start systemu ratowniczego.
- Etap 5** - t_5 - Zabezpieczenie ciała pilota przed skutkami katapultowania. Zabezpieczenie odpowiedniej pozycji pilota w fotelu przez ściągnięcie pasów barkowych i biodrowych fotela, oraz zabezpieczenie przed rozrzutem kończyn (np. przez specjalne uchwyty lub cięgna elastyczne), zabezpieczenie przed wpływem ciśnienia dynamicznego powietrza (naporem) np. przez osłony twarzy filtru świetlnego hełmu.
- Etap 6** - t_6 - Usunięcie osłony kabiny samolotu. Realizowane poprzez zrzut, skruszenie (ścieżka prochowa) lub poprzez przebicie osłony przez fotel łamaczami oszklenia. Często występuje dodatkowy (awaryjny) sposób usuwania osłony kabiny.
- Etap 7** - t_7 - Ruch układu pilot-fotel w kabinie. Ruch fotela po prowadnicach w kabinie samolotu wywołany działaniem mechanizmu strzałowego (w niektórych konstrukcjach prowadnice fotela typu teleskopowego wysuwając się poza kabinę zwiększają prędkość początkową fotela zmniejszając prawdopodobieństwo zderzenia pilota z usterzeniem samolotu).
- Etap 8** - t_8 - Ruch układu pilot-fotel z uruchomionym układem stabilizacji. Zabezpieczenie przed obracaniem się (rotacją) fotela wokół środka masy układu. Istotne także jest wyhamowanie prędkości lotu tego układu (szczególnie przy opadaniu z dużych wysokości do poziomu 5000-6000 m. Najczęściej stosowana jest stabilizacja aerodynamiczna poprzez jeden lub dwa spadochrony stabilizujące kolejno otwieranych po sobie. Spadochron stabilizacyjny może dodatkowo spełniać funkcję spadochronu wyciągającego czasę głównego spadochronu ratowniczego.

Etap 9 - t_9 - Lot z uruchomionym drugim stopniem zespołu napędowego fotela. Etap ten nie występuje w fotelach klasyczny a w nowoczesnych lekkich fotelach klasy „0-V” występuje w czasie trwania etapu 8. W jego czasie pracuje silnik raketowy w sposób impulsowy (0,2...0,3 s). Siła ciągu silnika raketowego zwiększa wysokość wyrzutu fotela ponad kabinę samolotu i zmniejsza prawdopodobieństwo kolizji z usterzeniem.

Etap 10 - t_{10} - Lot układu pilot-fotel w czasie wyciągania czaszy spadochronu ratowniczego. Wyciąganie linek i czaszy spadochronu ratowniczego może odbywać się aerodynamicznie poprzez spadochron stabilizujący lub specjalny spadochron wyciągający tzw. „pilocik”.

Etap 11 - t_{11} - Oddzielenie pilota wraz ze spadochronem od fotela. Etap, w którym następuje uwolnienie pilota oraz zwolnienie wiązań spadochronu ratowniczego do fotela.

Etap 12 - t_{12} - Lot układu pilot-fotel w czasie napełniania czaszy spadochronu ratowniczego. Napełnianie czaszy spadochronu ratowniczego może odbywać się sposobem aerodynamicznym albo w sposób wymuszony mechanizmem strzałowym powodującym rozrzut obrzeża czaszy spadochronu. Jest to etap końcowy wyhamowania układu do prędkości bezpiecznego swobodnego opadania z prędkością ok.6 m/s.



Rys. 1. Etapy katapultowania z samolotu TS-11 „ISKRA”

3. Analiza ruchu układu „pilot-fotel”

Analiza awaryjnego opuszczania samolotu (katapultowania) jest procesem trudnym i złożonym z uwagi na to, iż układ „pilot-fotel” jest obiektem aerodynamicznie źle ukształtowanym (nieopływowym). Ponadto często przebiega w warunkach ekstremalnych stwarzając różne zagrożenia dla życia i zdrowia załogi.

Nie wszystkie zagadnienia z zakresu aerodynamiki można dziś rozwiązać na drodze obliczeń i analiz teoretycznych. Istnieje szereg zjawisk i procesów, które ze względu na stopień złożoności trzeba maksymalnie upraszczać i posiłkować się próbami doświadczalnymi. Dopiero praktyczne próby pozwalają na określenie wartości sił i momentów aerodynamicznych powstających podczas badanych procesów. Dotyczy to również procesu katapultowania. Stąd konieczność zastosowania daleko idących uproszczeń.

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 $Ox_vy_vz_v$.

Obliczenie parametrów ruchu układu „fotel-pilot” w nieruchomym układzie współrzędnych (rys. 2.) 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.

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

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

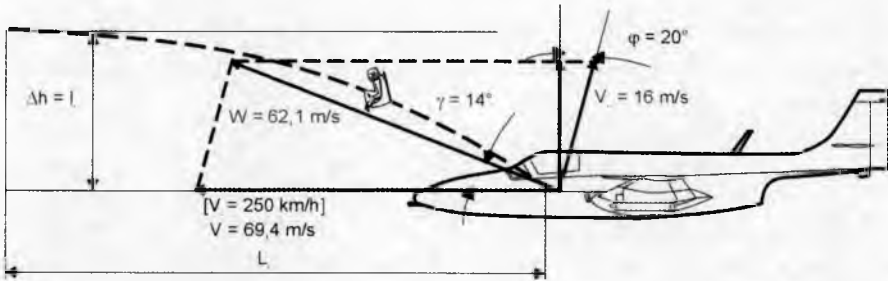
Pominięcie ruchu obrotowego układu „pilot-fotel” pozwala na przyjęcie modelu ruchu układu jako ruchu punktu materialnego o określonej masie i współczynnikach siły aerodynamicznej, zależnych od kąta natarcia fotela katapultowego (model sprowadza się do modelu ruchu punktu materialnego o stałych w czasie 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 nieznan.

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

Z fizycznego punktu widzenia układ „pilot-fotel” jest obiektem (punktem materialnym) poruszającym się ruchem balistycznym w atmosferze (rys. 2.). 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

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



Rys. 2. 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_{of}), 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 prowadzonych prób modelowania [6,12] z wykorzystaniem budzących wątpliwości charakterystyk aerodynamicznych. Również analiza warunków meteorologicznych i ruchu pilota z wykorzystaniem spadochronu ratowniczego S-3 2 m po katapultowaniach z samolotu szkolno-treningowego TS-11 [13,14] uzasadniają takie podejście do problemu

$$\begin{cases} m \frac{d^2 x}{dt^2} = \Sigma P_x = -mj_x \\ m \frac{d^2 y}{dt^2} = \Sigma P_y = -mj_y \\ m \frac{d^2 z}{dt^2} = \Sigma P_z = -mj_z \end{cases} \quad (7)$$

$$x = y = 0, \quad \frac{dx}{dt} = W_{of} \cos \gamma, \quad \frac{dy}{dt} = W_{of} \sin \gamma \quad (8)$$

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

$$x = W_{0f}t \cos \gamma - \frac{j_x t^2}{2}, \quad z = W_{0f}t \sin \gamma - \frac{gt^2}{2} \quad (9)$$

Jedną z największych zalet tak przedstawionych, uproszczonych 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 [2, 11, 12], takich jak:

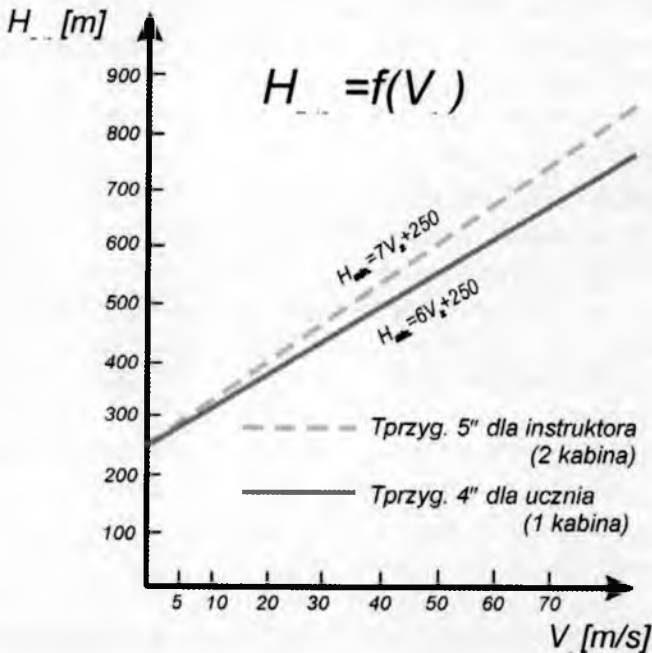
- wysokości wyrzutu fotela w locie poziomym przez system ratowniczy H_f ;
- czasu zadziałania systemu ratowniczego $t_{zsr}=2.5$ s;
- parametrów lotu w chwili wykatapultowania, takich jak:
 - V_{zs} - składowej pionowej prędkości samolotu, odczytywanej na wariometrze, która decyduje o utracie, naborze wysokości Δh w czasie zadziałania systemu spadochronowego t_{sp} , który jest stały i niezależny od warunków lotu;
 - V_s - prędkości 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 (rys. 3.), podając np.:

$$H_{bk} = k \times V_{zs} + 250 \quad (10)$$

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 TS-11 przyjmuje on wartość 6 dla pierwszego pilota i wartość 7 dla drugiego pilota – przy czym jako pierwszy katapultuje się pilot z II kabiny).



Rys. 3. Minimalna bezpieczna wysokość katapultowania podczas lotu z pionową prędkością zniżania V_z

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

Wysokość ta wynosi ok. 20 m dla foteli balistycznych i jest zależna od możliwości energetycznych mechanizmów strzałowych 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”, zmniejsza tę wysokość.

W przypadku katapultowania z samolotu TS-11 przy prędkości 250 km/h (minimalna zalecana prędkość katapultowania z wysokości $H=250$ m), wynosi około 20,4 m po czasie 1,5 s (9)¹.

4.2. Czas zadziałania systemu ratowniczego t_{zsr}

Jest to czas rzędu $t_{zsr}=2..5$ 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.

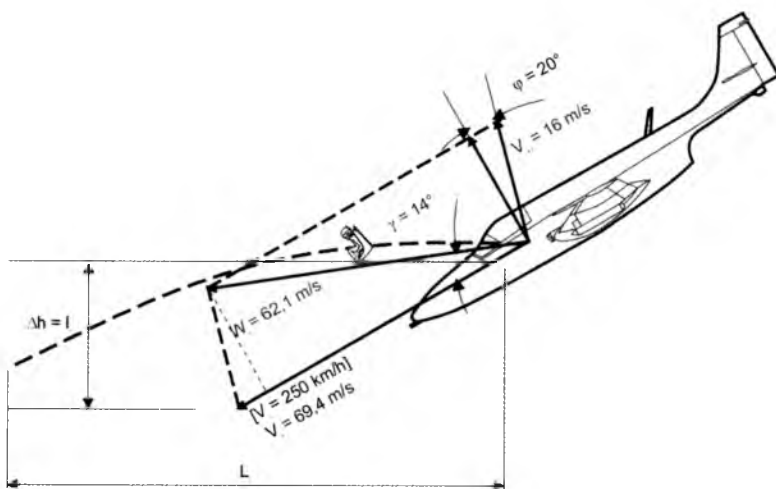
Czas zadziałania systemu ratowniczego nie jest stały i niezależny od poziomu wyszkolenia załogi. W przypadku fotela zastosowanego na samolocie TS-11, wynosi on ok. 5 s i wynika z nastaw automatów AD-3, KAP 3P oraz własności spadochronu S-3 2m. Możliwe jest jego skrócenie do ok. 2,5 s przy aktywnym działaniu pilota. W locie poziomym bez prędkości pionowej skutkuje to otwarciem spadochronu ratowniczego ok. 7 m powyżej wysokości katapultowania. Dla porównania pasywna postawa pilota to otwarcie spadochronu ok. 47 m poniżej wysokości, na której nastąpiło katapultowanie. Różnica 54 metrów może mieć decydujące znaczenie dla bezpieczeństwa załogi podczas awarii samolotu na małej wysokości.

4.3. Parametry lotu samolotu w chwili wykatapultowania

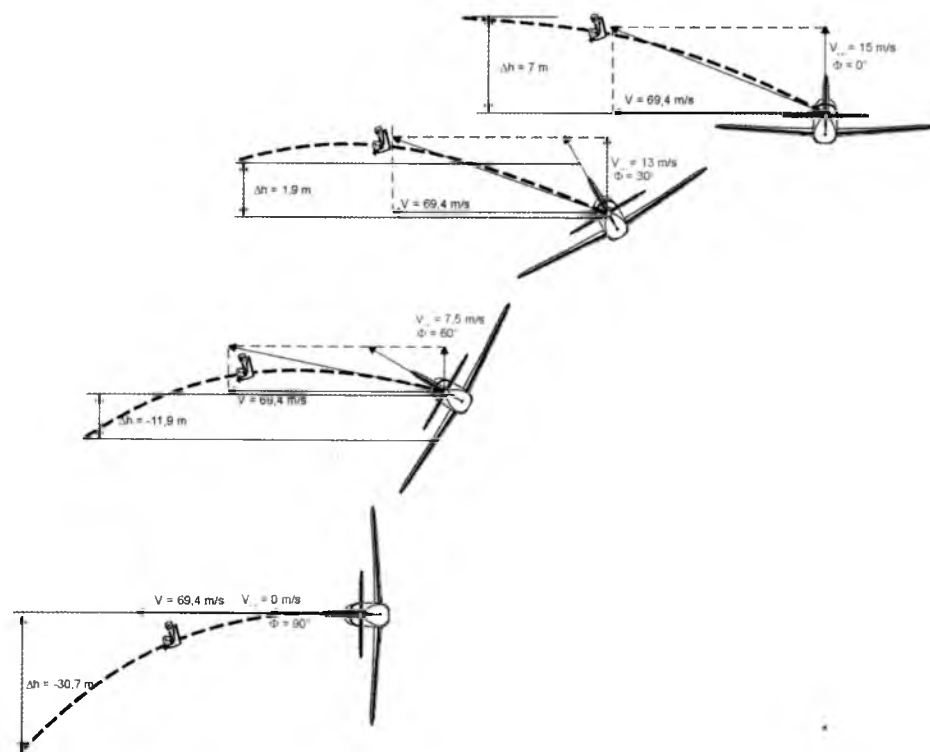
Najistotniejszymi parametrami lotu, wpływającymi na przebieg procesu katapultowania i bezpieczeństwo załogi, są: składowa pionowa prędkości samolotu (V_{zs}), prędkość samolotu (V_s), kąt pochylenia samolotu (Θ) (rys. 4.), kąt przechylenia samolotu (Φ) (rys. 5).

$$\Delta h_{\Theta} = W_{0f} \sin(\theta + \gamma) \times t - \frac{gt^2}{2} \quad (11)$$

¹ średnie wartości opóźnienia wykorzystane do analizy określono na podstawie czasów wejścia do pracy kolejnych zespołów fotela katapultowego



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



Rys. 5. Wpływ kąta przechylenia samolotu na utratę wysokości układu „pilot-fotel” podczas katapultowania

W przypadku katapultowania z samolotu TS-11 przy prędkości 250 km/h, z kątem pochylenia $\Theta = -30^\circ$ utrata wysokości wynosi około 73 m przy aktywnym działaniu pilota i 208 m przy jego pasywnej postawie, natomiast wzrost kąta pochylenia do $\Theta = -60^\circ$ zwiększa utratę wysokości odpowiednio do około 143 m i 347 m (11).

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. 5)

$$\Delta h_{\Phi} = V_{z0f} \sin \Phi \times t - \frac{gt^2}{2} \quad (12)$$

Jako przykłady rozpatrzone zostały przypadki kątów przechylenia 30° , 60° i 90° podczas katapultowań z samolotu TS-11 przy prędkości 250 km/h (12).

W przypadku katapultowania z samolotu TS-11 przy prędkości 250 km/h, z kątem przechylenia $\Phi = 30^\circ$ nabór wysokości wynosi około 2 m przy aktywnym działaniu pilota, a przy jego pasywnej postawie mamy utratę wysokości ok. 57 m. Wzrost kąta przechylenia do $\Phi = 60^\circ$ powoduje utratę wysokości odpowiednio o około 12 m i 85 m. Katapultowanie z przechyleniem $\Phi = 90^\circ$ to utrata wysokości odpowiednio 31 m i 123 m (12).

5. Wnioski

System ratowniczy samolotu TS-11 „Iskra”, mimo że oparty na fotelu katapultowym starszej generacji zapewnia bezpieczne katapultowanie w sytuacji awaryjnej nawet na małej wysokości. Przeprowadzone analizy wykazały, że jedynie katapultowanie z dużymi katami pochylenia znacznie przekraczającymi 60° zagraża bezpieczeństwu załogi. Wyniki tych analiz oraz wyniki symulacji procesu katapultowania z samolotu TS-11 prowadzone przez zespół z Wojskowej Akademii Technicznej potwierdzają prawidłowe ustalenie minimalnych wartości bezpiecznej wysokości katapultowania podanych w Instrukcjach Techniki Pilotowania. Również przypadki katapultowań na małych wysokościach, do których dochodziło wielokrotnie to potwierdzają. Należy jednak pamiętać, że istnieje bardzo duży wpływ warunków lotu, a szczególnie

prędkości pionowej, kąta pochylenia i przechylenia, na wysokość zapewniającą bezpieczne katapultowanie. Konieczne jest również zwrócenie szczególnej uwagi szkolonych załóg samolotów (pilotów) na zrozumienie fizycznej strony procesu katapultowania. Nie można jednak wykluczyć sytuacji, w których podczas awarii znacznie powyżej 250 m dojdzie do katastrofy.

Większość pilotów zdaje sobie sprawę, że jeśli sytuacja wymaga katapultowania się należy zrobić to jak najszybciej i we właściwy sposób. W praktyce okazuje się jednak, że decyzja jest często odwlekana. Wynikać to może z wpływu czynników psychologicznych[8,10]. Decyzja o katapultowaniu niesie ze sobą poczucie utraty kontroli. Pilot może mieć poczucie (niekiedy złudne), że dopóki jest w samolocie to w jakimś stopniu kontroluje sytuację. Sam moment katapultowania znosi poczucie tej kontroli. Przekonania te i obawy mogą pozostawać nieuświadomione, a mimo to mogą wpływać na postępowanie załogi w sytuacji awaryjnej.

Bibliografia

1. Adamski M., Burek M., Smykla I., *Identyfikacja stanu awaryjnego statku powietrznego a bezpieczeństwo załogi realizującej złożone zadanie lotnicze*, Mechanika w Lotnictwie ML-XI 2004, PTMTS, Warszawa, 2004
2. Burek M., Smykla I., *Analiza czynników determinujących bezpieczeństwo pilota w procesie katapultowania*, Mechanika w Lotnictwie ML-X 2002, PTMTS, Warszawa, 2002
3. Domaszuk J., *Realne ryzyko katapultowania*, Przegląd WLiWOPK, 1/1977, Poznań, 1977
4. *Instrukcja techniki pilotowania i zastosowanie bojowe samolotu TS-11*, Lot. 1513/73
5. Kaluta R., *Warunki decydujące o pomyślnym katapultowaniu na małych wysokościach*, Przegląd WLiWOPK, 6/1979, Poznań, 1979
6. Kąkol J., *Modelowanie procesu katapultowania foteli klasycznych*, Biuletyn WOSL Dęblin, 1992
7. Klich E., *Bezpieczeństwo lotów, Wypadki, Przyczyny, Profilaktyka*, Wydawnictwo Wisła, Puławy, 1998
8. Maryniak A., *Proces decyzyjny w sytuacji awaryjnej – analiza psychologiczna*, Mechanika w Lotnictwie ML-XI 2004, PTMTS, Warszawa, 2004

9. Milkiewicz A., *Bezpieczeństwo lotów na małych wysokościach i koszących*, Przegląd WLiOP, 2/1989, Poznań 1989
10. Morawski J.M., *Gospodarka informacją w układzie pilot-samolot*, RWU Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów–Warszawa, 1994
11. Smykła I., *Metoda analizy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w stanach awaryjnych*, Międzynarodowa Konferencja Naukowa Transport XXI wieku, Warszawa 2004
12. Szajnar S. W., Wojtkowiak M., *Problemy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w sytuacjach awaryjnych*, BIL-GRAF s.c. Warszawa, 1999
13. *Protokoły Komisji Badania Wypadków Lotniczych MON*, Radom, 2001-2002
14. *Protokół Komisji Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego*, Materiały niepublikowane, Poznań, 2005

THE AIRCRAFT CREW SAFETY IN EMERGENCY SITUATIONS

The ranges of flight speed and altitude, respectively, revealed by modern combat aircraft involve the necessity for supplying them with the rescue systems usually based on ejection seats. They should allow the crew the possibility of safe emergency escape, which is of crucial importance in low-altitude and high-speed flight, respectively.

The crew safety in emergency situations when the emergency-escape is required depends on a variety of aspects; e.g., technical parameters of the safety system (ejection seat), flight parameters during the escape and training skills of the crew.

The quality of crew training strongly affects their safety and depends also on the ability for proper assessment of physical aspect of the ejection process.

The study is devoted to the safety problem of combat aircraft crews in emergency situations comprising also the analysis of hazards and safety related factors in the course of situation assessment, decision-making and the escape.

The experience gathered from flying the training aircraft TS-11 "Iskra" in the units of the Dęblin Air Force Academy was employed of in the paper as well.

Rozdział VII

Mikrosamoloty i modele neuronowe w sterowaniu

ON VISION-GUIDED FLIGHT STABILITY AND CONTROL FOR FLAPPING WINGS AUTONOMOUS MICRO AIR VEHICLES

MACIEJ LASEK

State Committee of Aircraft Accidents Investigations

JERZY MARYNIAK, JÓZEF PIETRUCHA, MARIA ZŁOCKA

Faculty of Power and Aeronautical Engineering, Warsaw University of Technology

ANNA SIBILSKA

Faculty Electronics and Information Technologies, Warsaw University of Technology

KRZYSZTOF SIBILSKI

Department of Aviation Engineering, Air Force Institute of Technology and Wrocław University of Technology,

e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

The effort to design and build a Micro Air Vehicle (MAV) has led to a surprising new development in flight control, which will accord miniature sensors a central role. Unlike conventional aeronautics, where flight control is achieved with fewer than 20 instruments, the new paradigm of sensor-rich feedback control calls for hundreds of sensors. It is likely that this is what insects do. In this paper we describe an incremental methodology towards the development of an autonomous, vision-based robot with insect-like flapping wings, capable of indoor flight.

1. Introduction

The development of small (less than 6 inches, or hand-held) autonomous flying vehicles is motivated by a need for intelligent reconnaissance robots, capable of discreetly penetrating confined spaces and manoeuvring in them without the assistance of a human telepilot.

In the many previous works it was recognized, that insect-like flapping wings seems to be an optimal mode of flying. MAVs will fill the gap in

the short-distance (less than ten miles) surveillance capabilities, not covered by today's satellites and spy planes. Such capabilities will be useful in battlefields (especially in urban warfare) and against terrorists. Non-military uses of autonomous micro-air vehicles will, in time, exceed in scope and scale the defense applications. They will become standard equipment for law enforcement and rescue services. The ability to explore 3D environments without human involvement will be of great interest for many industries - the vehicles will allow air quality sampling in no attainment areas, utility inspection (power lines, oil pipes), examination of human-inaccessible confined spaces in buildings, installations and large machines. Flying indoors is tricky, though. The MAV must fly with agility at low speeds without smashing into walls, ceilings, and other objects; hover for sustained periods; take off and land vertically; and consume little power. Fixed-wing flyers aren't up to the job because they can't hover, and they have to fly relatively fast to generate lift. Rotary-wing MAVs can hover, but they require a lot of power. Nor can they fly close to walls: the air pushed down by the rotor bounces off the wall and interrupts the downward flow of air through the rotor, usually with catastrophic results. Insects, on the other hand, are the culmination of more than 300 million years of evolutionary flight experience. They can hover, fly slowly, maneuver aerobically, and do it all in an astoundingly power-efficient way. A 100-milligram fly in motion consumes just 3 joules per second. Gram for gram, an airplane consumes more than twice as much power, a helicopter five times as much. Insects are capable of vertical take-off and landing and very agile maneuvers. To a first approximation, kinematic control of insect flight maneuvers is provided by changes in the tilt of the stroke plane, which is analogous to helicopter control. However, a detailed analysis reveals more subtle mechanisms at work, especially asymmetries in the wingbeats. This includes inter-wing differences in: the magnitude of force production, timing of the downstroke-to-upstroke wing rotation and the geometric position of the wings when the rotation occurs. This is abetted by the ability to control wingbeat amplitude and rotation timing almost independently, and by the presence of sensors on the wings.

There is some subtle but important difference between flying animals and aircraft models. The modern fighter aircraft, such as Lockheed Martin Corp.'s latest F-35, require about 1.1 million lines of code, and it uses another 4.5 million lines for tasks like weapons targeting, communications, and mission control. The flight software runs on three

shoebox-size computers, each with a pair of PowerPC processors. MAVs obviously don't have the space, or the cooling fans, to accommodate such onboard computers. Neither do insects, of course. Studies suggest that the fly's flight control commands originate from a few hundred neurons in its brain (out of the brain's total of about 338 000 neurons). A neuron can be thought of as the brain's smallest computational unit, each one like a switching transistor, with its binary on-off states. Obviously, then, flies are not executing millions of calculations to solve forbidding differential equations in midair. But they still must obey the same laws of physics as the F-35, so whatever they are doing must be functionally equivalent to solving those equations in real time. For example an F-35, takes measurements from a few sensors, such as a Pitot tube for measuring airspeed, an altimeter for computing rate of climb, a set of gyroscopes for detecting rotations, and vanes for sensing sideslip and angle of attack. The aircraft's computers use the sensor data, along with inputs from the pilot's controls, to continually calculate where the plane is and should be and then adjust the plane's control surfaces - such as the flaps, ailerons, and rudder - accordingly. Simply put, conventional flight control uses a little measurement and a lot of computation. We believe that the fly does exactly the opposite: a lot of measurement from many sensors and a little computation. The fly brain receives sensory inputs from about 80 000 sites on its body, so about 98 percent of the neurons are specialized, devoted to sensory processing. The remaining 2 percent take care of higher level functions, such as flight control, recognizing predators, and the like. Of course, the fly has many tasks other than flying, so quite a few of its sensors aren't related to flight, such as those for taste, smell, sound, temperature, and humidity. A human being has thousands of muscles; between your elbow and your fingertips, you have 200 degrees of freedom. A fly, by contrast, is not actuator-rich: it uses only 12 or so muscles for flying, so it can produce only a relatively small number of motions. With each wing beat, the leading edge of its wings traces a sideways figure eight in the air. First the wings sweep forward, generating lift. Then, at the end of the stroke, they rotate about 90 degrees and sweep backward, also generating lift. At the end of the back stroke, they rotate again and sweep forward, starting the cycle again. Despite their small complement of muscles, flies execute these intricate beats 120 to 250 times per second. For flight, the sensors of critical importance are the compound eyes and various mechanical sensors, such as the antennae and numerous wind-sensitive hairs, which allow detailed

measurements of the airflow. Unique among insects, flies also have special organs for sensing their own rotation, called halteres. These drumstick-shaped protrusions on the fly's thorax are the remnants of a second pair of wings. The halteres beat just like wings, but they don't generate any lift. Instead, sensors in the sockets of the halteres detect their position, which in turn helps stabilize the insect. Halteres detecting rotation, and have some advantages over gyroscopes based on MEMS technology. For one, it consumes far less power because it has no actuators. And it can detect angular velocities from as low as tens of degrees per second to as high as hundreds of thousands of degrees per second, which a flying insect making a sharp turn will often encounter. Most of the fly's neural processing is devoted to vision, and its compound eyes are the key to flight control. They not only enable the fly to see static, pixelated patterns, but also the optic flow, that is, the fly's motion relative to its surroundings.

Despite active research in mechatronics and biomechanics of micro flying robots, there are not yet flying devices capable of autonomously navigating in small cluttered environments, such as offices or house rooms. Strong constraints of size, weight, and energy consumption restrict the choice of technologies and control strategies that can be used for these flying robots. We decided to use vision sensors and networks of artificial spiking neurons to control our MAV, and developed the virtual microelectromechanical flying insect model. In those preliminary investigations, the evolutionary algorithm and the neural networks were implemented to flight stabilization and obstacle avoidance. An ideal solution would be to run the neural controller onboard the robot. Considering the small payload available in indoor flyers, the onboard process must be extremely small and energy efficient. Therefore, in a second stage, we plan to develop a methodology to implement an evolvable spiking circuit in microcontrollers with less than 50 bytes of memory.

2. Modeling of flapping wings MAV control system

2.1. Basic assumption

Control of an airplane can be achieved by providing an increment tail lift force on one or more of the airplane's lifting surfaces. The increment tail lift force can be produced by deflecting the entire lifting surface or by deflecting a flap incorporated in the lifting surface. Because the control

flaps or movable lifting surfaces are located at some distance from the center of gravity, the incremental lift force creates a moment about the airplane's center of gravity.

Control of the helicopter in any flight condition involves the proper orientation of the rotor thrust vector, and therefore of the tip-path plane, in space. In the preceding discussion of hovering control it was shown that the tip-path plane is perpendicular to the control axis and remains so as the control axis assumes different positions in space. Control in forward flight is obtained in a similar manner, except that a given increment in control-axis tilt does not correspond to exactly the same increment of tip-path plane tilt. On autogiros on the so-called *direct control* type, the control axis was located in space by physically tilting the rotor shaft and hub to the desired position with respect to the fuselage. With the helicopter, where power is transmitted through the shaft, it becomes mechanically awkward to obtain control by shaft tilt [9].

Detailed analyses of kinematics are central to an integrated understanding of animal flight [1, 24, 21, 22]. Four degrees of freedom in each wing are used to achieve flight in the Nature: flapping, lagging, feathering, and spanning. This requires a universal joint similar the shoulder in a human. A good model of such joint is the articulated rotor hub. *Flapping* is a rotation of a wing about longitudinal axis of the body (this axis lies in the direction of flight velocity), i.e. "up and down" motion. *Lagging* is a rotation about a "vertical" axis, this is the "forward and backward" wing motion. *Feathering* is an angular movement about the wing longitudinal axis (which may pass through the wing center of gravity). During the feathering motion the wing changes its angle of attack. The motion of a bird wing may be decomposed into: *flapping, lagging, feathering* (the rigid body motions) and also into more complex deflections of the surface from the base shape (*vibration modes*).

Insects with wing beat frequencies about 20 Hz generally have very restricted lagging capabilities. Insects such as alderfly (*Apatele alni*) and mayfly (*Ephemera*) have fixed stroke planes with respect to their bodies. Thus, flapping flight is possible with only two degrees of freedom: flapping and feathering. In the simplest physical models heaving and pitching represent these degrees of freedom. *Spanning* is an expanding and contracting of the wingspan. Not all flying animals implement all of these motions. Unlike birds, most insects do not use the spanning technique.

Therefore, insect wing control is similar to rotorcraft control, even more than to fixed wing control. Control of the flapping wings MAV in any flight conditions involves the proper orientation of the flapping wings lift force vector. It is similar like in rotorcraft. During forward flight, however, longitudinal control of MAV can be achieved by providing an increment tail lift force on tail lifting surfaces (like in fixed wing aircraft). The increment tail lift force can be produced by deflecting the entire lifting surface or by deflecting a flap incorporated in the lifting surface

Lateral control forces and moments must be achieved, however, by the proper orientation of flapping wings lift force. As it will be presented below, proper changing of wings feathering frequency, flapping frequency and phase shift, can lead to changing of space orientation of the resulting lift force vector. It leads to conclusion, that the flapping and feathering frequencies, and phase shifting can be considered as control inputs.

2.2. Vision Guided Stability and Control for flapping wings MAVs

This spatial resolution of insect eye is much lower than that of the human eye, but the temporal resolution of photoreceptors in flies is higher by an order of magnitude. Unlike pixel-base imaging cameras, the compound eyes facilitate sophisticated representation of the relative motion of the insect with respect to its surroundings. An important fact is that the compound eyes allow surveying practically the whole of the surrounding space, i.e. the full 4π steradians of the sphere on which the space is projected (Figure 1) [19]. Further, the ommatidia outputs are processed locally by Elementary Motion Detectors (EMDs). The EMD signals are then integrated by tangential neurons to form a global vector field representing the relative motion of the insect with respect to its surroundings [20]. This integration is done by at least 13 tangential neurons, and it is remarkable that each tangential neuron represents half, 2π steradians, of the global vector field [19]. Each tangential neuron responds to all kinds of optic flows, but is most sensitive to the flow corresponding to a specific (preferred) direction of the insect's motion. Since the insect is more or less a rigid body flying in the air, it is possible to represent its flight dynamics via six degrees of freedom (6DOF) equations of motion.

Insects do not integrate numerically such equations in real time, but whatever they do must be equivalent to having solutions of such equations. This would be an internal model or flight dynamics as seen by the insect. We believe that the sensor-rich feedback control framework will allow constructing an internal model and understand its relation to the external description. If this is achieved, new vistas will open in flight dynamics and in control in general. Since the new paradigm relies on rich sensor input, this approach will have a major impact on sensor and instrumentation applications and development. So, how can the insect handle complex dynamics without integrating differential equations?

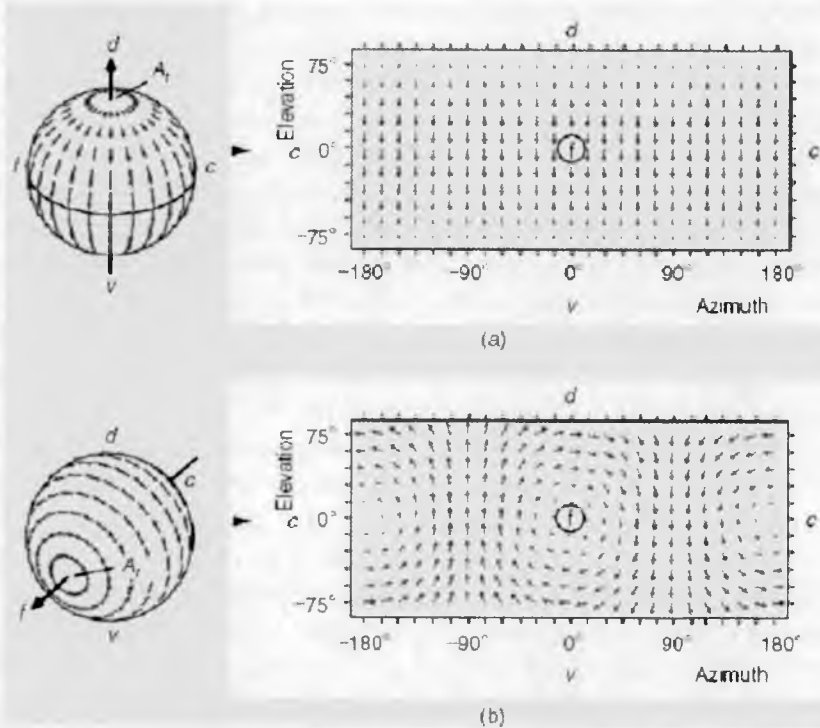


Fig. 1. Global representation of the vector field of the relative motion of the fly with respect to its surroundings, encoded with optic flow: a) the fly translating upwards; b) the fly rotating along the long axis of its body. Notation: f - frontal (where the head is), c - caudal (back), d - dorsal (upper), v - ventral (lower), At axis of translation, Ar axis of rotation [20]

The answer is that it already knows the solutions. An ordinary differential equation (ODE) quantifies how the rate of change of the variable of interest varies when this variable and time t do.

Each ODE can be globally represented by the defining vector field, and the corresponding solutions are the curves to which the vectors of the field are tangent [22]. Thus, if the vectors are known with sufficient density in the domain, the solutions are readily available. Hence the global view of the optic flow (Figure 1) potentially provides the fly with the full flight envelope of its dynamics relative to the surroundings. However, the way this is done by insects seems to be quite subtle. First, the vector field of the optic flow is an encoded representation the vector field of the dynamics of relative motion of the insect with respect to its patterned surroundings. The vector field of the optic flow (Figure 1) is a depiction of the kinematics of the relative motion. What must be inferred from these optic flow vectors is the dynamics of this motion, i.e. the vector field defining the equation of the MAV's dynamics. It does not necessarily follow that a given optic flow vector field corresponds directly to the vector field, as this depends on the actual encoding performed by the tangential neurons. This encoding, or transformation between the vector fields and, is not well understood, but hints about its nature are illustrated in Figure 1. The orientations of vectors in Fig. 1(a) are the directions of motion of the surrounding pattern, projected on a sphere, in response to the insect's upward translation. The sensitivities of the neural response are related to the lengths of these vectors. Similarly, the optic flow vector field in Fig. 2(b) corresponds to the motion of the surrounding pattern when the insect is in pure rotation. This is useful, as the 6DOF differential equation of the dynamics of relative motion expresses the kinematic consequences of the aerodynamic forces and moments acting along three axes of translation and three axes of rotation. The action of the forces and moments is mediated by the insect's mass and inertia, which, presumably, are available to the insect. Second, the vector fields considered are formed on a sphere, resulting in a second-order ODE on a manifold, a situation for which an extensive theory is available [22], [23]. A manifold is a mathematical formalization of the notion of smooth surface. A convenient way of thinking about a manifold is by considering a geographical globe and a corresponding atlas. Each map is a "straightened out" patch of the curved Earth. Such straightening out can be done unambiguously if the surface has a unique tangent plane everywhere (smoothness). The globe represents the Earth as one curved surface, while the atlas needs at least two flat maps to accomplish that. If one flat map is used, as in the Mercator projection in Figure 1 (on the right), two antipodal points on the sphere are represented disconti-

nuously: they become lines. To represent the whole world in a continuous and unambiguous way, the maps must overlap, so at least two are needed. Thus a smooth surface can be represented by a collection of overlapping, rectifiable patches, and the surface's global structure can be reconstructed from this collection owing to the overlapping. Among smooth manifolds, the two-dimensional sphere has particularly convenient global (topological) properties, as it is closed and bounded (compact, unlike the plane) and has no holes (has genus 0, unlike the torus). A remarkable consequence of this neat topological structure is that every smooth vector field defined on the two-dimensional sphere must have at least one point at which the corresponding vector vanishes. This is the hairy ball theorem: there must be a bald spot even on a ball with no hair missing, provided the combing is smooth [24].

Indeed, two such symmetrical, singular points can be readily seen in Figure 1, both for pure translation (a) and pure rotation (b). In fact, these are elementary manifestations of the well-developed theory of the singularity index of vector fields, which is particularly powerful for the two-dimensional sphere [25]–[29]. From the practical point of view, the insect needs only to detect the point at which the encoded vector is zero, and this alone will allow it to infer several global properties of its flight dynamics. Third, the insect can simultaneously measure at least 13 patches of the global vector field, each patch covering at least a half-sphere. Recall that there are at least 13 tangential neurons involved, and each of them represents one half (2π steradians) of the global vector field [19]. This enables forming a system of several second-order equations, so that recovering a mere 6DOF can be readily accomplished. There are, however, other roles for this impressive redundancy. Not only does each tangential neuron represent a half of the global vector field, but also it does that with sensitivity dependent on the direction of the insect's motion (Figure 6). In other words, tangential neurons are matched filters; they always respond to the insect's motion, but respond best (are tuned to) rotations or translations along certain directions in space. The first obvious role of these 13 matched filters is robustness to uncertain or unavailable data, even when parts of the vision system are damaged. More subtly, the absolute dynamics of the fly in the three-dimensional Cartesian space is represented by the insect's relative motion with respect to the surroundings, projected on a two-dimensional sphere. The geometric ambiguities of the projection will always be present, and

additional ambiguities will arise if parts of the environment are also in motion. Resolution of these ambiguities is possible by simultaneous consideration of several overlapping patches of the same vector field. This is aided by different scaling of the vector lengths in the patches owing to the matched filter nature of the tangential neurons. Moreover, the extreme agility routinely demonstrated by two-winged flies is impossible without sophisticated handling of inertial coupling during maneuvers. This requires global and finely grained feedback loops reacting to the interactions of pitch, roll, and yaw. Spatially sensitive tangential neurons may give the required information about the evolution of the global vector field during the maneuvers. Several overlapping patches of the same vector field also allow the corresponding solutions of to be interpolated more precisely, despite the time-varying character of the problem. Another possibility is that the vector field can be represented, not only by orthogonal decompositions, but also by more advanced schemes like the Hodge decomposition [30, 31].

Finally, all these redundant and densely spaced representations of the vector field of the insect flight dynamics open considerable possibilities for feedback control without the need for heavy computation. Since several overlapping patches (visual fields) are available simultaneously, a series of small and thus easily controlled adjustments are needed for the desired patterns of the vector field to be achieved. It is worth noting that the aforementioned scheme will not work if the environment is perfectly homogeneous, for no meaningful relative motion information can be generated then. Also, even in structured surroundings, there is a need for up/down orientation, which insects seem to achieve with ocelli (Fig. 4). Mechanoreceptors are also needed for implementing the control loops (e.g., the stress sensors on wings) and possibly for guidance (e.g., neck sensors to orient head and the rest of the body). Halteres are present only in two-winged flies, so they are not absolutely necessary for successful flight control, but two-winged flies are the best flyers, so it is a performance-enhancing sensor. Thus, a full sensor-rich feedback control architecture involves multisensor data fusion. However, the key element is that this fusion happens with very little computation; the architecture processes the information to such a high degree that almost no further calculations are needed. Effectively, all the important quantities are produced by sensor systems according to the idea “if it’s difficult to compute, measure it.”

2.3. Ocelli

Ocelli are a sensory system present in many flying insects. This system is comprised of three wide-angle photoreceptors placed on the head of the insect (see Fig. 2).

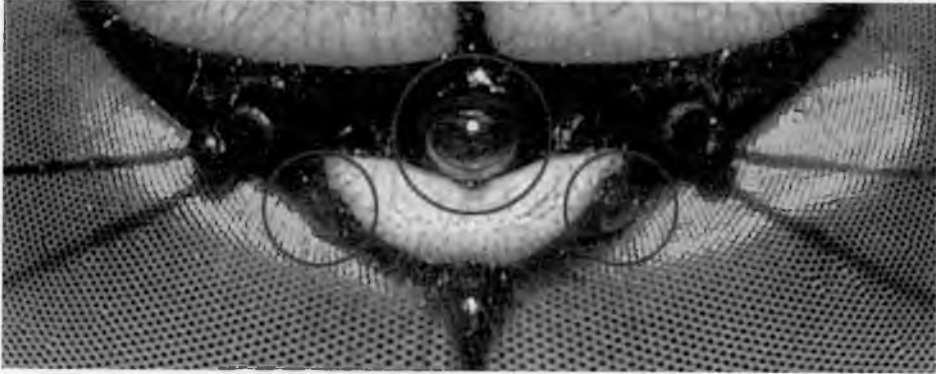


Fig. 2. This image shows ocelli (the three point eyes) of a female dragonfly of the species *Aeshna cyanea*. The eye in the middle has a diameter of $430 \mu\text{m}$ ¹

They are oriented in such a way that they collect light from different regions the sky (see Fig. 3). However, they have poor image resolution. Although the exact physiology and contribution of ocelli and their purpose in insect flight are still not completely understood, it is believed that they play a fundamental role in insect attitude stabilization, and particularly horizon stabilization [16-19]. Experimental results performed by Taylor [41, 42, 43] and Kastberger [20] on some insect species suggest that ocelli collaborate synergistically with compound eyes to minimize the delay of visual processing, and to augment visual responsiveness when no sharp horizontal border is present. When an insect is presented with a moving artificial horizon, it first tries to rotate its head in order to fixate the horizon on the retina. Only afterwards does it change its wing pattern to realign its abdomen with its head. Taylor observed that cauterisation of ocelli doubles the latency between the horizon motion and the compensatory head movement. Moreover, in dimly lit environments, ablated ocelli also reduced insect sensitivity to horizon motions, resulting in smaller mean amplitude of head motion responses. Therefore, it can be stated that ocelli are especially important

¹ <http://pl.wikipedia.org/wiki/Przyoczeko>

for stabilization of the retinal image of the compound eyes during flight when disturbances are sudden and frequent. Ocelli seem to be designed for high sensitivity and speed of response at the expense of acuity. Two additional findings deserve mentioning.

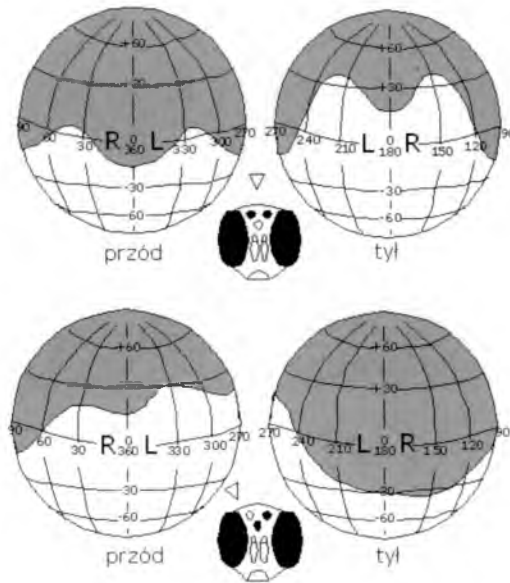


Fig. 3. Visual fields of the median (top) and right lateral (bottom) ocelli.
Courtesy of [33]

The first finding is that in case of ablated compound eyes and intact ocelli, an inverted horizon corresponding to upside-down insect orientation caused no head motion unless the two lateral ocelli were unequally illuminated, unlike insects with intact compound eyes. This is consistent with the mathematical modeling of ocelli developed in the following section, which predicts an unstable equilibrium configuration for the upside-down orientation. The second finding is that the insect head, with compound eyes disconnected and intact ocelli, quickly responded to sudden horizon displacements, but then soon relaxed toward the rest position even when the horizon remained displaced. In other cases, animals with intact compound eyes maintained a rotated head. This observation suggests that the ocelli behave similarly to a high-pass filter. This could be motivated by the fact that the light distribution can change substantially during the course of a day due to sun motion, atmospheric variations, or simply because the insect can traverse shady

trees or urban environments during its flight. Nonetheless, these variations have a long timescale relative to the insect motion timescale, and can be compensated for by the compound eyes. From an engineering perspective, insects combine low-bandwidth compound eyes with high-bandwidth ocelli to obtain an accurate horizon sensor for attitude stabilization over a large frequency domain. Biologists believe that insects use the different photoreceptors in their ocelli to measure the intensity of light and to estimate their orientation relative to the sky. Their argument is based on the assumption that, as a first approximation, the intensity of light measured by the photoreceptors is only a function of its latitude relative to the light source. We consider an ocelli system that has four photoreceptors in place of the three-photoreceptor ocelli present in insects. It is important to mention that some horizon sensors for attitude stabilization are commercially available. The most interesting ones, such as the FMA copilot and the Futaba PA-2 for radio-controlled aircraft, are based on four optical sensors on two-axis planar configuration that sense the difference in infrared signature between the earth and the carbon dioxide in the atmosphere to provide day and night roll-pitch stabilization. Despite the fact that their function is classified and not available to the public, they can be compared with ocelli, as they rely on the differential measurements of a monotonic function of the vertical latitude. The major difference between carbon-dioxide-based ocelli and light-intensity-based ocelli is that the former cannot work indoors, and it is likely to fail in urban or shady environments when parts of the sky are occluded.

2.4. Ocelli – Mathematical Model²

Any point P in the sky can be represented in spherical coordinates (r, θ, ψ) , where $r \in [0, +\infty]$ is the radius of the celestial sphere, $\theta \in [0, \pi]$ is the latitude, and $\psi \in [0, 2\pi]$ is the longitude, relative to the fixed frame A . Alternatively, the same point can be written in Cartesian coordinates $\mathbf{P} = [x_p, y_p, z_p]^T$. The transformation from spherical to Cartesian coordinates is given by

$$x_p = r \sin \theta \cos \psi, \quad y_p = r \sin \theta \sin \psi, \quad z_p = r \cos \theta \quad (1)$$

² Detail description of ocelli's mathematical model can be found in refs [33, 34]

Without loss of generality, the radius of the celestial sphere can be normalized to unity, i.e., $r=1$. The ocelli sensory system is modeled as four ideal photoreceptors, (called P_1, P_2, P_3, P_4), that are fixed in relation to the body frame and that measure the light intensity of an area in the sky. They are oriented symmetrically with the same latitude. If their axes are drawn, one would see that the axes form a pyramid, whose top vertex is placed at the center of the insect's head. Formally, their orientation relative to the body frame can be represented in Cartesian coordinates as:

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_1^b &= [\sqrt{1-h^2}, 0, h]^T, \mathbf{P}_2^b = [-\sqrt{1-h^2}, 0, h]^T, \\ \mathbf{P}_3^b &= [0, \sqrt{1-h^2}, h]^T, \mathbf{P}_4^b = [0, -\sqrt{1-h^2}, h]^T \end{aligned} \tag{2}$$

where the parameter $h \in (-1, 1)$ sets the latitude of the photoreceptors. Every photoreceptor collects light from a conic A_i region around its ideal orientation \mathbf{P}_i , as shown in Figure 4a. The most important assumption made in ocelli modeling is that the intensity of light, I , measured by a photoreceptor \mathbf{P} , is *independent* of its longitude and it is a *strictly monotonically decreasing* function of its latitude relative to the fixed frame.

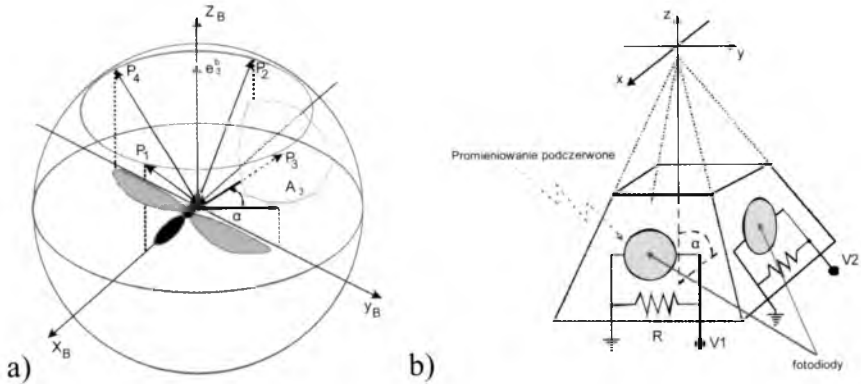


Fig. 4. a) Four photoreceptors: P_1, P_2, P_3 , and P_4 , are fixed with respect to the insect's body frame $(x_B; y_B; z_B)$. The shadowed area, A , represents the receptive region of P , b) Schematics of ocelli design

Formally, it can be written as:

$$\begin{aligned} I(\mathbf{P}) &= I(\psi, \theta) = I(\theta) \\ \theta_1 < \theta_2 &\Rightarrow I(\theta_1) > I(\theta_2) \end{aligned} \tag{3}$$

where, with an abuse of notation, we identify the position of the photoreceptor with its latitude Θ , which is the angle between the axis of the fixed frame \mathbf{A} and the orientation of the photoreceptor on the celestial sphere. The monotonic distribution of light intensity on the celestial sphere can be satisfied only in an ideal environment, where the landscape is uniform and the light is diffused uniformly around its generating source. However, in actual environments, it is more common to find less than ideal conditions, such as time-varying atmospheric conditions, shade from trees or buildings, or multiple light sources while indoors. In order to describe a real-world conditions, we modeled ocelli using off-the-shelf photodiodes placed on a square pyramid (see Fig. 4b).

The output from a single photodiode placed at different orientations was used to generate the light intensity map of the celestial sphere. To facilitate the comparison of light intensity for heterogeneous environments, the intensity in these three plots was normalized so that $I_{max}=1$, $I_{min}=-1$. Although the light intensity is not strictly monotonic and it depends also on the longitude, it is still possible to spot a bright portion of the sky opposed to a dark one in all three scenarios. In the indoor environment, the bright region is exactly perpendicular to horizontal plane, while in the outdoor scenarios, it is slightly tilted. In particular, in the urban environment case, the bright area is tilted because a large building is screening the sun, while in the open space environment, the tilt is caused by the position of the sun close to the horizon. The measurements from the photoreceptors are simply subtracted pair wise, and these two signals are the output from the ocelli:

$$\begin{aligned} y_1 &= I(\mathbf{P}_1^a) - I(\mathbf{P}_2^a) \\ y_2 &= I(\mathbf{P}_3^a) - I(\mathbf{P}_4^a) \end{aligned} \quad (4)$$

where \mathbf{P}_i^a is the photoreceptor orientation in Cartesian coordinates relative to the fixed frame of coordinates. Given the orientation $\mathbf{R} \in SO(3) = \{\mathbf{R} \in \mathfrak{R}^{3 \times 3} : \mathbf{R}^T \mathbf{R} = \mathbf{I}, \det \mathbf{R} = +1\}$ of the insect body frame \mathbf{B} relative to the fixed frame \mathbf{A} , the orientation of the photoreceptor \mathbf{P}_i^a relative to the fixed frame is $\mathbf{P}_i^a = \mathbf{R} \mathbf{P}_i^b$. Since the orientation of the photoreceptors is fixed with respect to the body frame, the outputs from the ocelli depend only on the insect orientation \mathbf{R} . From a mathematical point of view, the ocelli system can be modeled as a nonlinear function

$f: SO(3) \rightarrow \mathfrak{R}^2$: of the insect orientation. If $\mathbf{v}^b = [x_b, y_b, z_b]^T$ and $\mathbf{v}^a = [x_a, y_a, z_a]^T$ are the coordinates of vector $\mathbf{v} \in \mathfrak{R}^3$ relative to the body frame \mathbf{B} , and fixed frame \mathbf{A} respectively, then these coordinates satisfy the following transformations:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_a &= \mathbf{R}\mathbf{v}_b \\ \mathbf{v}_b &= \mathbf{R}^T\mathbf{v}_a \end{aligned} \tag{5}$$

Assuming that the unit vector is given by $\mathbf{e}_3 = [0, 0, 1]^T$, the coordinates of the z-axis unit vector of the body frame relative to the fixed frame are $\mathbf{P}_z^a = \mathbf{R}\mathbf{e}_3 = [r_{13}, r_{23}, r_{33}]^T$, and the coordinates of the z-axis unit vector of the fixed frame relative to the body frame are $\mathbf{P}_z^b = \mathbf{R}^T\mathbf{e}_3 = [r_{31}, r_{32}, r_{33}]^T$. In general $\mathbf{P}_z^a \neq \mathbf{P}_z^b$. Moreover, from the definition of rotation matrix we have the following properties:

$$\begin{aligned} \|\mathbf{P}_z^b\|^2 &= r_{31}^2 + r_{32}^2 + r_{33}^2 = 1 \\ \dot{\mathbf{P}}_z^b &= \mathbf{P}_z^b \times \boldsymbol{\Omega} \end{aligned} \tag{6}$$

2.5. Orientation Estimation

This section is devoted to studying the general properties of the map $f()$, i.e., how much information about the orientation can be extracted from the ocelli output. We first consider the special case where the light intensity measured by the photoreceptors is $I(\theta) = \cos \theta$. This instance clearly highlights the relation between the insect orientation \mathbf{R} and the ocelli output \mathbf{y} . Then we consider the general case where is simply monotonic.

Supposing that the light intensity measured by the photoreceptors is $I(\theta) = \cos \theta$, and the orientation of the photoreceptors are such that in (38), the output of the ocelli is $y_1=r_{31}, y_2=r_{32}$, where r_{ij} is the i - j entry of the insect orientation matrix³ \mathbf{R} . The r_{31} and r_{32} are coordinates of the z-

$${}^3\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Psi \sin \Theta - \sin \Psi \cos \Phi & \cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \sin \Psi \sin \Phi \\ -\cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Phi \sin \Psi \sin \Theta - \cos \Phi \cos \Psi & -\cos \Phi \sin \Psi \sin \Theta + \cos \Psi \sin \Phi \\ \sin \Theta & -\cos \Theta \sin \Phi & -\cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}$$

Θ, Ψ, Φ – are the Bryant angles describing the position of insect’s body in the space [33, 34].

axis of the fixed frame, relative to the body frame. It means, that the ocelli can measure the x and y position of the light source relative to the insect body. Intuitively, it is clear that this information can be used to rotate the insect body toward the light source.

When the light intensity $I(\theta)$ measured by the photoreceptors is just a monotonically decreasing function of the latitude, the ocelli do not estimate the exact orientation of the sun relative to the insect body frame, but they can still retrieve the approximate direction. If $I(\theta)$ is the light intensity measured by the photoreceptors, and $I(\theta)$ is an unknown strictly monotonically decreasing function of the latitude θ , then the output of the ocelli has the following properties [33, 34]:

$$\begin{aligned} y_1 = 0 &\Leftrightarrow r_{31} = 0, y_1 \neq 0 \Rightarrow y_1 r_{31} > 0 \\ y_2 = 0 &\Leftrightarrow r_{32} = 0, y_2 \neq 0 \Rightarrow y_2 r_{32} > 0 \end{aligned} \quad (7)$$

Analogously, it is easy to verify that $y_1 < 0 \Rightarrow r_{31} < 0$. From the monotonicity of \tilde{I} , it also follows that $y_1 = 0 \Rightarrow r_{31} = 0$. The same arguments can be used to prove the properties of ocelli output y_2 .

This proposition indicates that the ocelli still give an approximate orientation of the light source, regardless of the exact orientation of the photoreceptors relative to the insect body, and regardless of the specific light intensity distribution as long as it is monotonic. Moreover, this proposition highlights several important features of ocelli outputs⁴. First, according to (7), the ocelli *always* give an approximate estimation of the latitude of the light source relative to the insect body, in the sense that if the insect rotates toward the apparent position of the light source given by the ocelli, it will eventually align the axes of the body and fixed frames. Also, for small latitudes, the longitude error of the light source decreases to zero and the magnitude of the output vector becomes proportional to the latitude. This means that the ocelli outputs not only estimate the direction of the light source, but also its distance in terms of the latitude. However, the apparent light source does not coincide with the azimuth of the sky sphere, as in the indoor setting. As a consequence, the insect would rotate accordingly to ocelli output, its body would be tilted, and would not be parallel to the ground plane. However, the orientation could be biased to move the apparent light source position to the ground axis, by adding an offset to the ocelli output. This could be

⁴ A more intuitive understanding of the ocelli processing is given in reference [17].

possible only if another sensor, such as the compound eyes or simply a gravity sensor, would estimate correctly the ground azimuthal axis. Once the ocelli is biased, it would still respond to sudden changes in attitude due to external disturbances. This attitude estimation strategy is consistent with the observation that the ocelli behave like a high-pass filter, as described above. To this end, we are currently exploring the fabrication of a simple electromechanical gravity sensor that could be used to provide the correct bias for the ocelli, thus allowing the flapping wings MAVs to adapt to a variety of heterogenous and time-varying environments while maintaining high responsiveness to quick external disturbances.

2.6. Attitude Stabilization Via Output Feedback

In the previous sections, we described how the ocelli can estimate the position of the axis of the fixed frame relative to the body frame. In this section, we combine the outputs from these two sensory systems to obtain global stabilizing control laws to align the axis of the body frame with the axis of the fixed frame. These two axes are aligned if and only if the angle between them is zero. This angle can be computed from the rotation matrix by recalling that the cosine of the angle between two unit vectors is given by their inner product, i.e. $\cos \theta = \mathbf{e}_3^T \mathbf{P}_z^a = \mathbf{e}_3^T \mathbf{R} \mathbf{e}_3 = r_{33}$, where \mathbf{P}_z^a represents the axis unit vector of the fixed frame. Based on the intuition that the input torque should rotate the insect body frame such that the angle would decrease, we propose the following output feedback law:

$$\mathbf{u} = -k_y [y_2, -y_1, 0]^T \quad (8)$$

where k_y is scalar.

This control law stabilizes the insect orientation. It can be proved the following theorem [39]:

If the light intensity function is $I - f(\theta) = \cos(\theta)$, and $k_y > 0$, then the control law (8) aligns the z -axes of the fixed and body frame, i.e., all trajectories of ODEs describing MAV motion approach the set $M = \{(\mathbf{R}, \boldsymbol{\Omega}) \mid \mathbf{P}_z^b = (0, 0, \pm 1), \boldsymbol{\Omega} = 0\}$. However, only the point $M_1 = \{(\mathbf{R}, \boldsymbol{\Omega}) \mid \mathbf{P}_z^b = (0, 0, 1), \boldsymbol{\Omega} = 0\}$ is locally asymptotically stable.

This theorem states that a simple proportional feedback law of the ocelli outputs can steer the orientation such that the insect's z -axis will always point toward the light source, i.e., the point M_1 , regardless of the initial condition. Although from a theoretical point of view, some trajectories converge to the point M_2 , in practice, all trajectories converge to the stable point M_1 , since M_2 is unstable. It is interesting to note that the Lyapunov function is composed of two parts, the kinetic energy and the potential-like function $U = k_y \|\mathbf{P}_z^b - \mathbf{e}_3\|^2 = k_y (1 - r_{33}) = 1 - \cos(\theta_b)$. The potential function is the same as that would arise from a three-dimensional (3D) pendulum in a uniform gravitational field. Therefore, for this particular choice of light intensity function, the ocelli output corresponds to the gradient of a potential function on the sky sphere.

3. Conclusions and Future Developments

In this paper we presented the sensory system for the flapping wings MAVs. This system consists of biomimetic devices similar to ocelli, which are essential for the MFI to maintain stable flight as well as to achieve simple maneuvering. Although high precision micro-sensors are available, they generally do not meet the stringent requirements of MAVs as small as the flapping wings MAVs. In the future, these sensors will be integrated to the flight mill, an apparatus that demonstrates simplified aerodynamics of flapping flight, in order to investigate their performance as a whole sensory system and test different flight control techniques using output feedback from this sensory system.

The research described in this paper was supported by the Ministry of Education and Sciences under grant number 0 T00B 03 30.

References

1. Adams J.F., *Vector fields on spheres*, Ann. Math., **75**, 3, 603–632, 1962
2. Arnold V.I., *Ordinary differential equations*. Berlin: Springer-Verlag, 1992
3. Azuma A., Masato O., Kunio Y., *Aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds Numbers. Fixed and flapping wings aerodynamics for micro air vehicle applications*, Ed T., Mueller J., *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA, Reston, 341–398, 2001

4. Azuma A., *The biokinetics of flying and swimming*, Springer Verlag, Tokyo, 1998
5. Choromański P., *Modeling and simulation of flying insect space detection system - in aspect of flapping wings Micro-Aerial-Vehicle (MAV) hovering flight stabilization*, M. Sc. dissertation, Faculty of Mechanical Engineering, Białystok University of Technology, Białystok, 2006 (In Polish).
6. Deng X., Schenato L., Sastry S., *Model identification and attitude control scheme for a micromechanical flying insect*, Proc. 7th Int. Conf. ICARCV, Singapore, Dec. 2002, 2112–2118
7. Dickinson M.H., *Directional sensitivity and mechanical coupling dynamics of campaniform sensilla during chordwise deformations of the fly wing*, J. Experimental Biology, **169**, 221–233, 1992
8. Dickinson M.H., Palka J., *Physiological properties, time of development, and central projection are correlated in the wing mechanoreceptors of Drosophila*, J. Neuroscience, **7**, 12, 4201–4208, 1987
9. Dickinson M.H., *Comparison of encoding properties of campaniform sensilla of the fly wing*, J. Experimental Biology, **151**, 245–261, 1990
10. Dudley R., *The biomechanics of insect flight: form, function, evolution*. Princeton, NJ, Princeton Univ. Press, 2000
11. Ellington C.P., *The aerodynamics of hovering insects flight. III Kinematics. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series B, Biological Sciences*, 305 (1122), 41-78, 1984
12. Ellington C.P., *The novel aerodynamics of insect flight: applications to micro-air-vehicles*, The Journal of Experimental Biology, **202**, 3439–3448, 1999
13. Fearing R., et all., *Wing transmission for a micromechanical flying insect*, Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation, San Francisco, CA, Apr. 2000, 1509–1516
14. Gessow A., Myers G.C., *Aerodynamics of the helicopter*, College Park Press, 1985
15. Gnatzy W., Grünert U., Bender M., *Campaniform sensilla of Calliphora vicina (Insecta, Diptera)*, I. Topography, Zoomorphology, **106**, 5, 312–319, 1987
16. Godbillon C., *Dynamical systems on surfaces*. Berlin: Springer-Verlag, 1983
17. Goraj Z., Pietrucha J., *Basic mathematical relations of fluid dynamics for modified panel methods*, Journal. of Theoretical and Applied Mechanics, **36**, 1, 47-66, 1998
18. Gottlieb D.H., *Vector fields and classical theorems of topology*, Rendiconti del Seminario Matematico e Fisico di Milano, **60**, 193–203, 1990

19. Grünert U., Gnatzy W., *Campaniform sensilla of Calliphora vicina (Insecta, Diptera)*, II. Typology, *Zoomorphology*, **106**, 5, 320–328, 1987
20. Hegstenberg R., *Multisensory control in insect oculomotor system*, Visual Motion and Its Role in the Stabilization of Gaze, Miles F. A. and Wallman J., Eds. Amsterdam: Elsevier, 285–298, 1993
21. Kastberger R., *The ocelli control the flight course in honeybees*, *Physiol. Entomol.*, **15**, 337–346, 1990
22. Katz J., Plotkin A., *Low-speed aerodynamics – from wing theory to panel methods*, McGraw-Hill, 2000
23. Keil T.A., *Functional morphology of insect mechanoreceptors*, *Microscopy Res. Technique*, **39**, 6, 506–531, 1997
24. Krapp H.G., Hegstenberg R., *Estimation of self-motion by optic flow processing in single visual interneurons*, *Nature*, **384**, 6608, 463–466, 1986
25. Lasek M., et al., *Analogies between rotary and flapping wings from control theory point of view*, AIAA, paper no 2001-4002, 2001
26. Lasek M., Sibilski K., *Analysis of flight dynamics and control of an Entomopter*, AIAA, paper no 2003-5707, 2003
27. Lasek M., et al., *A study of flight dynamics and automatic control of an animalopter*, Proc. of the 23rd International Congress of Aeronautical Sciences ICAS 2002, ICAS 2002-5.5.3 CP, Toronto, 2002
28. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., *Micro air vehicle manoeuvres as a control problem of flexible flapping wings*, AIAA, pap. no. 2002-0526, 2002
29. Lasek M., Sibilski K., *Modeling and simulation of flapping wing control for a micro-electromechanical flying insect (Entomopter)*, AIAA 2002-4973 CP, 2002
30. Marusak A., et al., *Mathematical modelling of flying animals as aerial robots*, 7th IEEE Inter. Conf. on Methods and Models in Automation and Robotics (MMAR 2001), Międzyzdroje, Poland, August 28-31, 2001
31. Motazed B., Vos D., and Drela M., *Aerodynamics and flight control design for hovering MAVs*, Proc. American Control Conf., Evanston, IL, 681–683, 1998
32. Pornsin-Sisirak T., et al., *MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter*, 13th IEEE Inter. Conf. on Micro-Electro-Mechanical Systems (MEMS'00), Miyazaki, Japan, Jan. 23-27, 2000, Sastry S., *Nonlinear systems: analysis, stability, and control*. New York, Springer, 1999
33. Schenato L., *Analysis and control of flapping flight: from biological to robotic insects*, PhD dissertation, University of California at Berkeley, 2003

34. Schenato L., Deng X., and Sastry S., *Hovering flight for a micromechanical flying insect: modeling and robust control synthesis*, 15th IFAC World Congress Automatic Control, Barcelona, Spain, July, 2002, 235–240
35. Schenato L., Deng X., Wu W.C., Sastry S., *Virtual Insect Flight Simulator (VIFS): A software testbed of insect flight*, IEEE International Conference on Robotics and Automation, Seoul, South Korea, May, 2001, 3885–3892
36. Schenato L., Wu W. and Sastry S., *Attitude control for a micromechanical flying insect via sensor output feedback*, IEEE Transactions on Robotics and Automation, **20**, 1, 2004
37. Schuppe H. and Hengstenberg R., *Optical properties of the ocelli of Calliphora erythrocephala and their role in the dorsal light response*, J. Compar. Biol. A, **173**, 143–149, 1993
38. Shyy W, Berg M., Ljungqvist D., *Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles*, Progress in Aerospace Sciences, **35**, 455–505, 1999
39. Smith M.J.C., Wilkin P.J., Williams M.H., *The advantages of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings*, Journal of Experimental Biology, **199**, 1073-1083, 1996
40. Strausfeld N.J., *Atlas of an insect brain*, Berlin & New York, Springer-Verlag, 1976
41. Taylor C., *Contribution of compound eyes and ocelli to steering of locusts in flight: II. Timing changes in flight motor units*, J. Experimental Biol., **93**, 19-31, 1981
42. Taylor C., *Contribution of compound eyes and ocelli to steering of locusts in flight: I. Behavioral analysis*, J. Experimental Biol., **93**, 1–18, 1981
43. Taylor G.K., Thomas A.L.R., *Dynamic flight stability in the desert locust Schistocerca gregaria*, J. Experimental Biology, **206**, 16, 2803–2829, 2003
44. Tobalske B.W., Dial K.P., *Flight kinematics of black-billed magpies and pigeons over a wide range of speeds*, Journal of Experimental Biology, **199**, 263–280, 1996
45. Willmott A.P., Ellington C.P., *The mechanics of flight in the hawkmoth manduca sexta*, Part I, Kinematics of hovering and forward flight; Journal of Experimental Biology, 200, 2705–2722, 1997
46. Wu W., et all., *Biomimetic sensor suite for flight control of a micromechanical flight insect: design and experimental results*, Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation, **1**, Taipei, Taiwan, Sept. 2003, 1146–1151
47. Yan J, et all., *Toward flapping wing control for a micromechanical flying insect*, Proc. IEEE Int. Conf. Robotics and Automation, Seoul, South Korea, 3901–3908, 2001

48. Żbikowski R., *Flapping wing technology*, Proc. European Military Rotorcraft Symp., Shrivenham, U.K., March 21-23, 2000, 1–7
49. Żbikowski R., *On aerodynamic modeling of an insect-like flapping wing in hover for micro air vehicles*, Philosoph. Trans. Roy. Soc. London (Series A: Math., Physical and Eng. Scis.), **360**, 1791, 273–290, 2002

O METODZIE STABILIZACJI I STEROWANIA MIKROSAMOLETEM W OPARCIU O ANALIZĘ REJESTROWANEGO NA POKŁADZIE OBRAZU

Celem pracy było opracowanie koncepcji detekcji położenia przestrzennego mikrosamolotu z machającymi skrzydłami (tzw. entomoptera). Koncepcja ta była inspirowana metodą wykrywania położenia przestrzennego spotykaną u owadów. Wiele gatunków owadów swoją orientację przestrzenną ustala wykorzystując organ zwany przyoczkami. Przyoczką są rodzajem czujników optycznych. Czujniki te łatwo zamodelować przy pomocy czterech fotodiod umieszczonych na piramidalnym statywie, mierzących natężenie światła w otoczeniu owada.

W pracy przedstawiono uproszczony model matematyczny entomoptera, oraz zaprezentowano rozważania dotyczące efektywności detekcji położenia za pomocą pomiaru natężenia światła.

**Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2006–2007
jako projekt badawczy nr 0 T00B 03 30**

FLAPPING WINGS AERODYNAMICS – INSECTS VERSUS BIRDS: ANALOGIES AND DIVIDES

JERZY MARYNIAK

Faculty of Power and Aeronautical Engineering, Warsaw University of Technology

KRZYSZTOF SIBILSKI

*Air Force Institute of Technology and Department of Aviation Engineering, Faculty of
Mechanics and Power Engineering, Wrocław University of Technology*

e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

Motivated by recent interest in developing flapping wing micro-air vehicles (MAVs) capable of emulating the flight performance of insects or small birds, we describe the state of the art in our understanding of insect aerodynamics. Those of us who study animal flight have borrowed shamelessly from engineering and the physical sciences to learn how animals fly. Mankind's fascination with bird flight originally spawned the discipline of aerodynamics, but studies of animals then lagged far behind more practical developments in the discipline. Modern aerodynamics is now so specialized that insight into animal flight is often gained from literature that is decades old. Current interest in MAVs place an emphasis on low Reynolds number aerodynamics. This field previously had limited application, and hence it had not been widely studied. It is not very amenable to analytical solutions or even CFD without extensive validation. It is the flow regime where aeromodelers rule, giving the impression that trial and error is the most successful approach. For about 350 million years the insects, birds and bats have been testing different aerodynamic designs in this flow regime, with natural selection favouring the successful ones. In this paper, we will presented some of these successes for consideration in the design of low Re flying machines.

1. Introduction

Insects generally fly in the world of laminar flow with substantial, persistent vortices swirling around the wings and trailing off into the wake. Understanding of their high-lift mechanisms has advanced greatly

in recent years. Most of the lift is attributable to a large leading-edge vortex (LEV) created by the sharp leading edge of the wing. We have further studied the vortex dynamics and wing forces using model wings rotating like propellers, which mimics the flapping phase of the wingbeat and avoids the confounding effects when the wing flips over at either end of the cycle. The leading-edge flow separation necessary to create the LEV causes a loss of leading-edge suction, and the resultant aerodynamic force is approximately normal to the chord. At the high angles of attack needed to produce the LEV, a large drag force is therefore inevitable. The low L/D matters little to the insects: they just arrange the flapping motion to point the resultant force in the desired direction for weight support and thrust, taking advantage of the high drag as well as the high lift. However, the high drag of the insect flight mechanism is obviously unsuitable for fixed and rotary wing devices. The wings of large insects approach a chord-based Reynolds number of 10000, where the separated shear layer from the sharp leading edge starts to become turbulent. By $Re=20000$ the turbulence destroys the coherence of the LEV, causing periodic shedding of vorticity and a three-fold reduction in the lift coefficients. All but the smallest birds live permanently in the turbulent regime, and thus are unlikely to exploit the insect flight mechanism. It may be that turbulence is the great dividing line between them and the insects. However, there are always exceptions. Hummingbirds range in size from 2 to 20 grams, and fly across the spectrum from laminar to turbulent flow. Pilot tests of hummingbird wings at $Re = 5000$ reveal that maximum lift coefficients are very similar for insects and hummingbirds, but drag coefficients are much smaller, suggesting that the flow remains attached over the upper wing surface. The hummingbird wing far outperforms the insect LEV mechanism and is much less restrictive: it would be suitable for fixed wing and rotary wing designs in addition to flapping ones, and would be suitable for turbulent as well as laminar applications. Amongst the large insects, dragonflies also have high L/D ratios that indicate attached flow, and they are one of the few successful insect gliders. Our knowledge of transitional Re aerodynamics would benefit greatly from further study of such exceptions.

2. Insects aerodynamics

Insects generally fly in a laminar world, where the flow patterns are smooth and well-behaved. Our understanding of their high-lift mecha-

nisms has advanced greatly in recent years, and is based on a picture of large, persistent vortices swirling around the wings and trailing off into the wake. Most of the lift is attributable to a large leading-edge vortex (LEV) – see Figure 1, which is almost unavoidable for laminar flow around the ‘sharp’ leading edge of the thin wings (e.g. [1-7]).

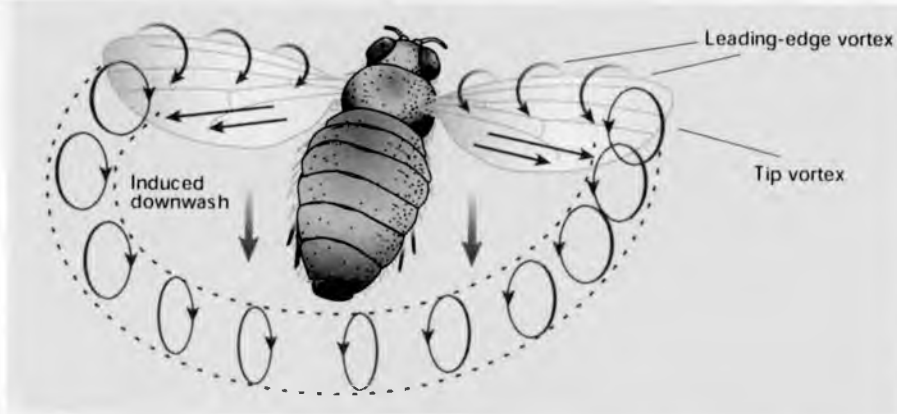


Fig. 1. Patterns of airflow during the downstroke of a hovering insect, Airflow over the leading edge of the wing rolls up into a leading-edge vortex (LEV).

LEVs contain a low-pressure core that enhances lift, but they are unstable and tend to detach, causing a rapid reduction in lift. This has prompted research into how insects stabilize LEVs during flight. One proposed mechanism is the lateral flow of air from the base to the tip of the wing⁶. The presence of a strong vortex at the wing tip and downwash behind the wing may stabilize LEVs by reducing the effective angle of wing attack

This lift mechanism may be viewed as a form of “dynamic stall”, whereby a wing can travel at high angles of attack for a brief period, generating extra lift before it stalls. At chord-based Reynolds numbers Re appropriate to medium and large insects, 10^3 to 10^4 , there is a strong axial flow in the LEV driven by the spanwise pressure gradients [1]. The combination of axial and swirling motions results in a spiral LEV, which expands conically along each wing and closely resembles the vortices over delta wings [3]. By convecting vorticity out to the tip vortex, the axial flow also stabilizes the LEV [8]. This delta wing analogy for the spiral LEV has recently been challenged by Bomphrey *et al.* [10], who claim that the LEV is roughly constant in diameter, that it extends from tip vortex to tip vortex, and that it is continuous across the midline of the insect. They advocate this topology to explain the presence of a LEV that they visualized at the midline of the thorax (see fig. 2); if the LEV over

each wing was conical, it would disappear at the midline and just show attached flow there. However, it is clear in their own results that the flow is attached during the downstroke (Fig. 2C-D), and only separates over the thorax at the end of the downstroke when the wings starts to flip over, or supinate. It was originally found that the LEV breaks away from the wings at the end of the downstroke¹; this will alter the spanwise pressure gradients and may well feed back onto the flow over the thorax.

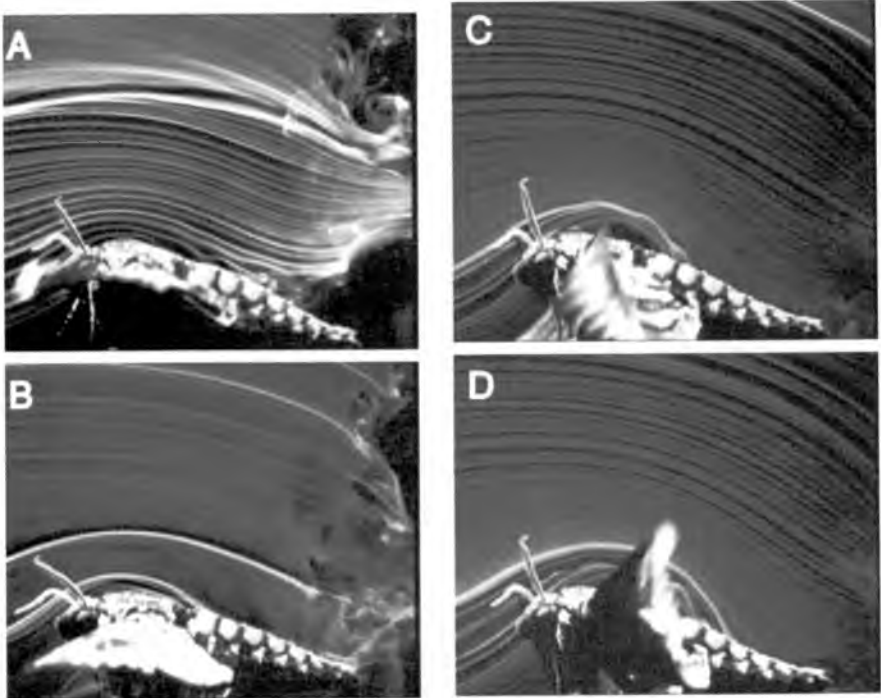


Fig. 2. Smoke wire visualization of tethered *Manduca sexta* with the plane of the undisturbed smokestreams coincident with the thorax (cf. [8])

After [6] we show in Figure 3 the flow fields resolved after subtraction of the freestream velocity. It is shown vorticity and streamlines in the wake and near-wing flow field of *Manduca sexta* (Fig. 3A), and the vortex sheet is shed from the trailing edge of the wings (Fig. 3B). It clearly shown in Figure 3C that the streamlines spiral into a stable focus at a midwing location, just above the leading edge. It is possible to interpret this results as confirmation that flow is attached at the midline during the downstroke, and that the spiral LEV expands conically along each wing. At the *Re* of small insects like fruit-flies, Dickinson's group has found that the axial flow becomes negligible [7, 10].

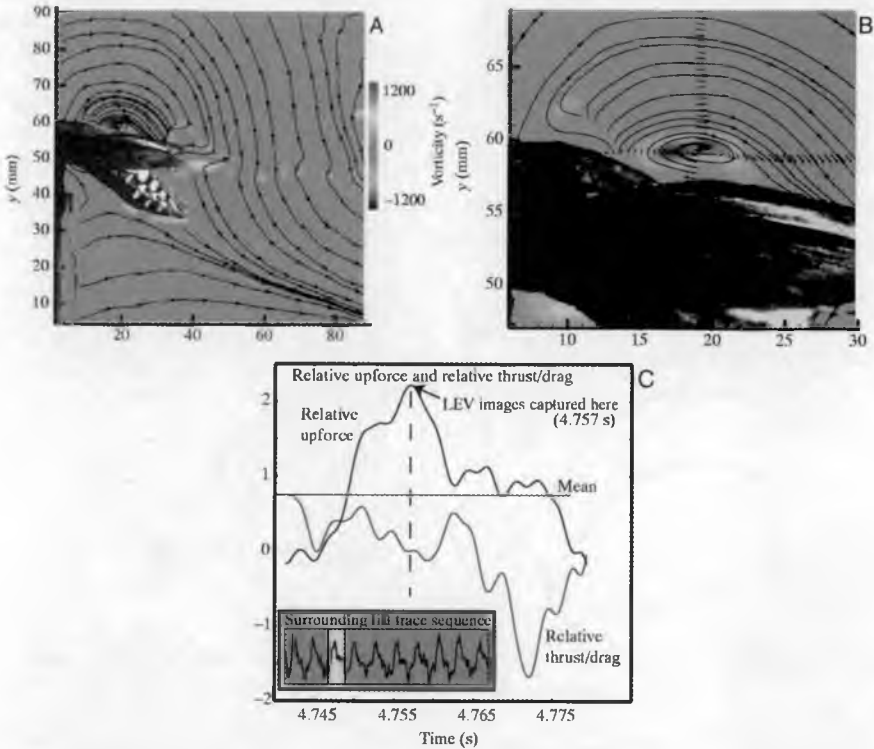


Fig. 3. The late downstroke leading-edge vortex (LEV) of *Manduca sexta*[8]

Birch and Dickinson [7] suggested that a different mechanism was stabilising the LEV at lower Re: the downwash induced by the large tip vortices. This downwash would reduce the angle of incidence and hence the rate of leading-edge vortex shedding, improving LEV stability at lower Re. This would be equivalent to the gentle stall of low aspect ratio wings, whose vortex system is much more robust than at high aspect ratios. However, vortex stability might not even be a problem. Propulsive efficiency for pitching and heaving foils usually peaks over a narrow range (0.2 - 0.4) of the Strouhal number, $St = f \cdot A / U$, where f is the cycle frequency, A is amplitude of motion, and U is forward speed [1]. Natural selection is likely to favour high efficiency, and swimming animals indeed swim at $0.2 < St < 0.4$, [11-13]. Taylor et al. [16] extended these considerations to flying birds, bats and insects, showing that they also converge on that narrow range of St . Maximum amplification of the shed vortices and a well structured wake occur at the peak efficiency, so both flying and swimming animals appear to tune their frequency to that which gives high efficiency and avoids vortex breakdown.

Concluding, as the flapping wing translates, a span-wise velocity gradient interacts with the leading edge vortex, causing the axial flow to spiral towards the tip. The axial flow transports momentum out of the vortex, thus keeping it stably attached. The vortex detaches at about three-quarters of the distance to the wing tip and is shed into the wake. Thick black arrows indicate downwash due to the vortex system generated by the wing in its surrounding fluid.

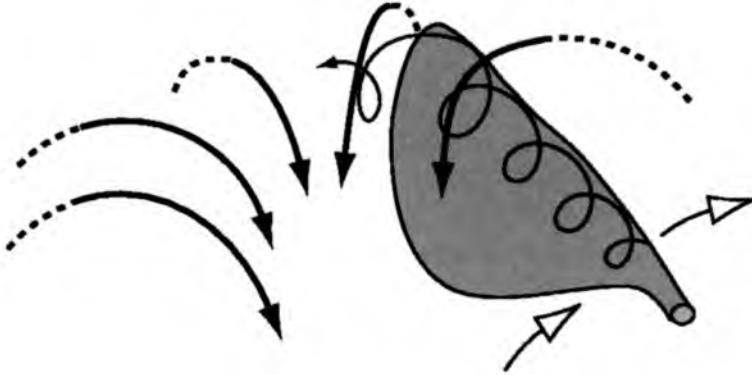


Fig. 4. Stable attachment of the leading edge vortex (adapted from the van den Berg, and Ellington [3])

Another very important high lift mechanism was discovered by Weis-Fogh [24, 25]. Studying the wing motion of *Encarsia Formosa*, Weis-Fogh found an unsteady inviscid high lift mechanism occurring at very low Reynolds numbers. Terming it the “clap and fling” it advantageously made use of the interaction between two wings as they neared each other at the extreme ends of the stroke, providing that the total flapping angle was nearly 180° . Experimental observations led to a $C_z \approx 2:3$ for the wing, an impossibly high C_z for steady airfoils based on the wing’s critical Reynolds number, $Re_c = 20$: Figures 5 and 6 depict the wing kinematics and the consequent vortex development.



Fig. 5. Weis-Fogh clap and fling mechanism illustrated on an *Encarsia Formosa*. From Weis-Fogh [25]

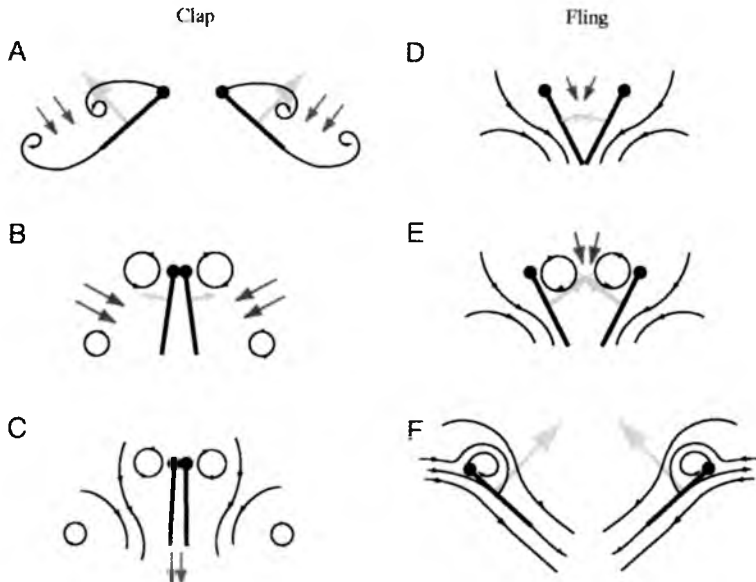


Fig. 6. Section schematic of wings approaching each other to clap (A–C) and flinging apart (D–F)

Figure 6 depict schematic development of Weis-Fogh mechanism. Lines show the flow lines, arrows show induced velocity, and net forces acting on the airfoil. Clap means the motion when the wings approach each other dorsally (Fig. 6A), and their leading edges touch initially (Fig. 6B). After then, the wing rotates around the leading edge. As the trailing edges approach each other, vorticity shed from the trailing edge rolls up in the form of stopping vortices (Fig. 6C), which dissipate into the wake. The leading edge vortices also lose strength. The closing gap between the two wings pushes fluid out, giving an additional thrust. (Fig. 6D–F). Fling means the motion when the wings fling apart by rotating around the trailing edge (Fig. 6D). The leading edge translates away and fluid rushes in to fill the gap between the two wing sections, giving an initial boost in circulation around the wing system (Fig. 6E,F). A leading edge vortex forms anew but the trailing edge starting vortices are mutually annihilated as they are of opposite circulation. As originally described by Weis-Fogh (1973 [25]), this annihilation may allow circulation to build more rapidly by suppressing the Wagner effect. The wing surfaces press together at the end of the upstroke for an extended period of time, mimicking a motion much like two hands coming together for a “clap”. As the wings separate and open for the next downstroke, they rotate around their trailing edges. The trailing edges

remain adjacent and connected together until the included angle reaches approximately 120° . At this instant, the wings form a V shape before they begin parting away from each other. The sudden translation of opposing section causes air to rush into the widening gap and produce high strength vortices of equal and opposite sign. This leads to large circulation and lift on the wing without the negatives of vortex shedding since the total circulation around both wings remains zero. The “clap and fling” also avoids altogether the Wagner effect (a time lag between the attainment of the instantaneous circulation value and the quasi-steady value around a wing due to the induced velocity field of shed vorticity).

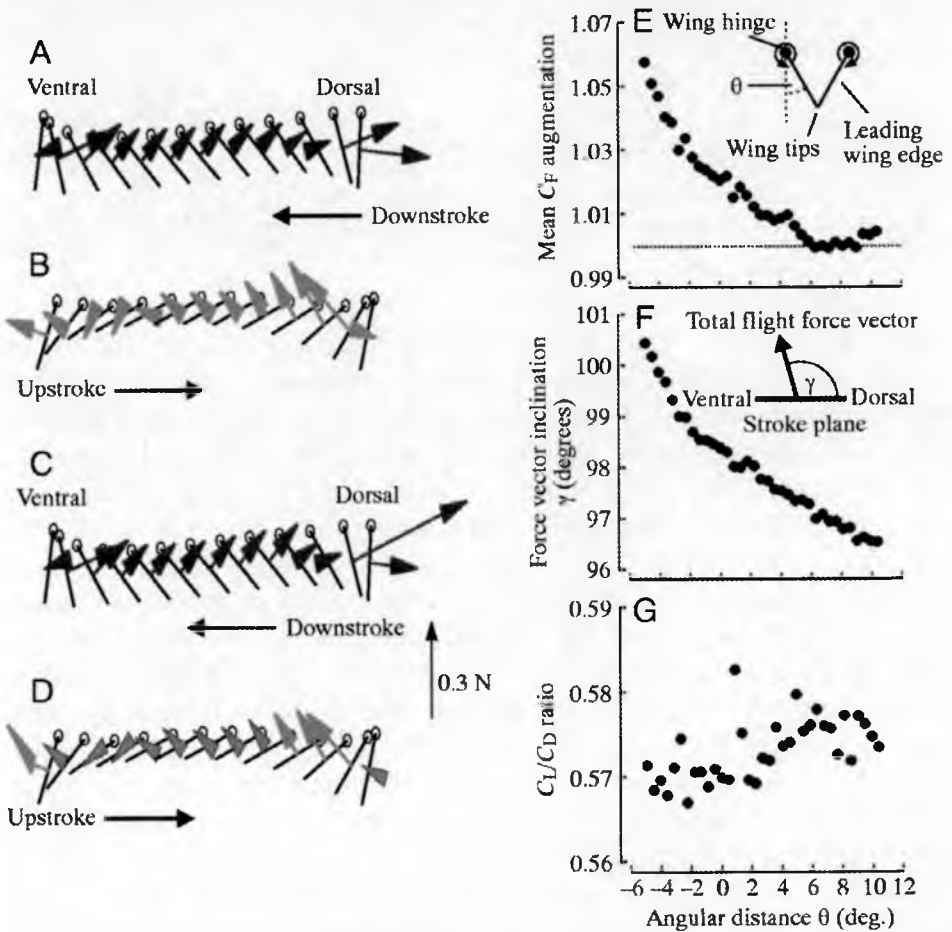


Fig. 7. Wing motion and force production of a wing performing a clap-and-fling kinematic maneuver (cf. [1])

Figure 7 shows diagrams of wing motion indicating magnitude and orientation of total force vector measured by a force transducer during the downstroke and upstroke of a dynamically scaled robotic model wing (according to Lehmann, Sane, and Dickinson [1]). Small circles at the beginning of each wing section indicate the leading edge of the moving wing. The performance of flapping a single wing is shown in Figures 7A and 7B. The vectors in Figures 7C and 7D demonstrate forces produced by the wing when simultaneously flapping an imaged wing in close distance to promote the clap-and-fling maneuver at dorsal reversal. (Fig. 7E). Relative augmentation of the mean force vector coefficient due to the clap-and-fling wing beat, scaled to the performance of a single wing flapping. Data are plotted as a function of the angular distance between the two wing hinges. The pictogram illustrates the position of the wing's leading edge during the clap and the location of the two robotic wing hinges (view normal to the stroke plane). To avoid direct mechanical stress on the force transducer, the wing tips do not physically touch during the clap phase. (Fig. 7F) Alterations of the mean force vector inclination with respect to the horizontal stroke plane when varying the angular distance between the two wings during the clap-and-fling maneuver. An angle of inclination greater than 90° indicates that the force vector points slightly into a ventral direction, which results in a pitching (nose) down moment. (Fig. 7G). The ratio between mean lift and drag coefficients (averaged over the entire stroke cycle) demonstrates how aerodynamic efficacy changes with decreasing angular distance of wing separation during dorsal stroke reversal (cf. [1]).

Another interesting phenomena of flying insects aerodynamics is, that the vertical force is generated using drag force. Figure 8 shows a side-by-side comparison of the wing motion, forces, vorticity field and mean flow in the two cases. In the case of a symmetric stroke (Fig. 8A), each half-stroke generates almost equal lift in the vertical direction and almost equal drag in the opposite horizontal direction. The averaged vertical and horizontal force coefficients are 1.07 and 1.61, respectively, resulting in a ratio of 0.66. By contrast, the asymmetric stroke (Fig. 8B) generates most of its vertical force during the downstroke, in which the lift and drag coefficients are 0.45 and 2.4, respectively; they are 0.50 and 0.68 during the upstroke. The vertical and horizontal force coefficients averaged over one period are 0.98 and 0.75, resulting in a ratio of 1.31, which is twice the value of the symmetric stroke. In this case, 76% of the vertical force is contributed by aerodynamic drag [5, 6, 7].

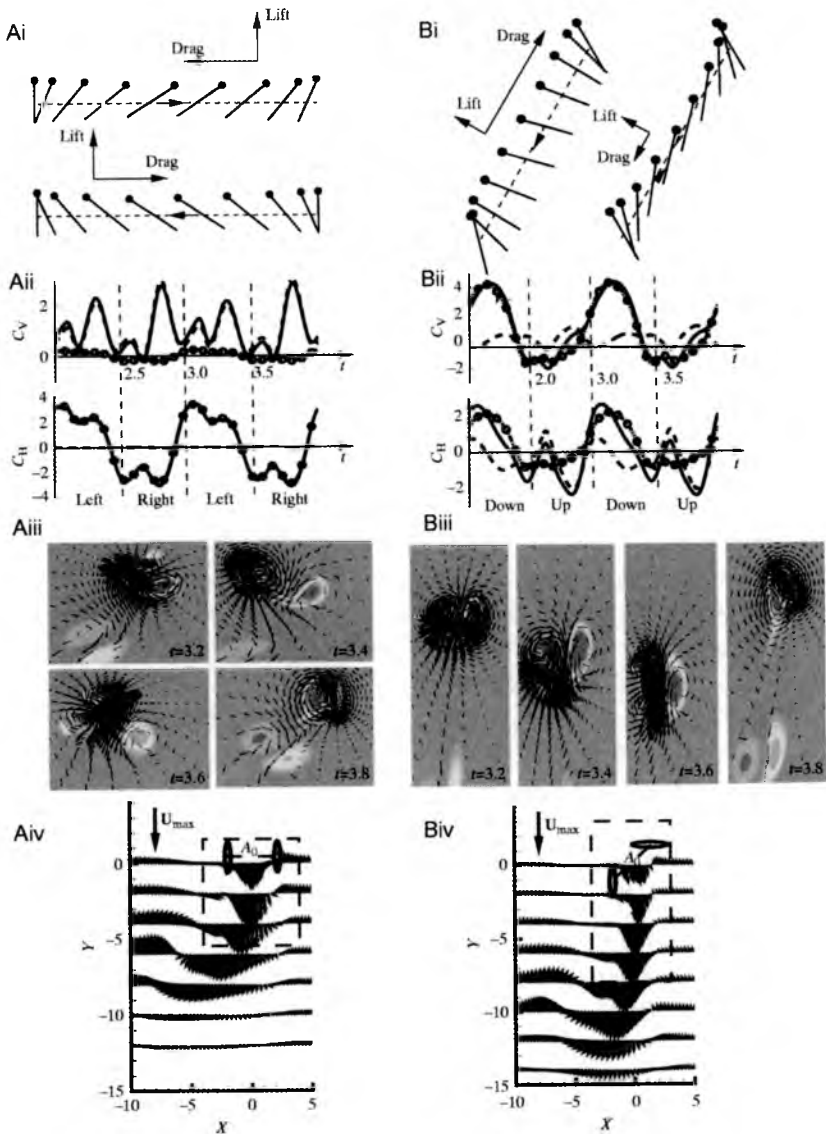


Fig. 8. Comparison of idealized normal hovering along a horizontal stroke plane (A) and dragonfly hovering along an inclined stroke plane (B); (i) - wing motion and averaged lift and drag, (ii) - the instantaneous vertical (C_V) and horizontal (C_H) force coefficients are shown in figures (solid line, net force; broken line, lift contribution; dotted line with circles, drag contribution); (iii) - snapshots of vorticity and velocity fields during the fourth period; (iv) - time-averaged velocity field over one period. The maximum translational velocity (U_{max}) serves as a reference velocity scale. The broken square corresponds to the region shown in (iii) (cf [5])

Comparing the vorticity field in the two cases shows a faster downward jet produced by the asymmetric stroke. Figure 8B(iv) shows the time-averaged velocity below the wing. The velocity is plotted in physical space, which is interpreted from the computed velocity in the body coordinates. The symmetric stroke generates a jet whose width is comparable to the flapping amplitude, and it penetrates down for ~4–5 chords. By contrast, the asymmetric stroke generates a jet whose width is comparable to the chord, and it penetrates downward for ~7 chords. This difference may be significant when the wing is hovering above a surface, where the ground effect is non-negligible.

3. Birds and Bats aerodynamics

The largest insects that have been studied weigh about 1 gram with a 10 cm wingspan, and their wings approach a chord-based Reynolds number of 10^4 . Birds and bats are larger, heavier, and operate at higher Re . It is widely believed that they fly in the post turbulent transition regime, although there is little if any direct evidence that the airflow is turbulent over their wings. Indeed, there has been no work on flapping bird wing aerodynamics comparable with the recent studies of insect wings, and we remain largely ignorant of the optimum profiles, surface roughness, turbulator characteristics, kinematics and other conditions. If birds and bats do live permanently in the rough-and-tumble turbulent regime, then turbulence may be the great functional dividing line between them and the insects. Flow patterns over flapping wings could be quite different with turbulent mixing, causing breakdown of large, swirling vortices like those around insect wings. Ellington and Usherwood [21] developed the propeller analogy for flapping flight to investigate whether the insect LEV mechanism survived the transition to turbulence. Flat wing models with sharpened edges were tested at Re from 10000 to 50000.

The force coefficients for different planforms were erratic at $Re=10000$ and indicative of the transition to turbulence. As aeromodelers know all too well, operation in the critical Re range is inconsistent because of flow hysteresis and instability. Although 10000 is extremely low for a critical Re , we suggested that the sharp leading edge was acting as a turbulator to accomplish this. Later PIV investigations [22] confirmed that the development of turbulence in the separated shear layer indeed caused the premature transition.

The force coefficients for all planforms over the remaining Re were very similar, indicating that the critical range does not even extend up to 20000. Means for all planforms and all Re are shown in Figure 9, illustrating that any differences were very minor.

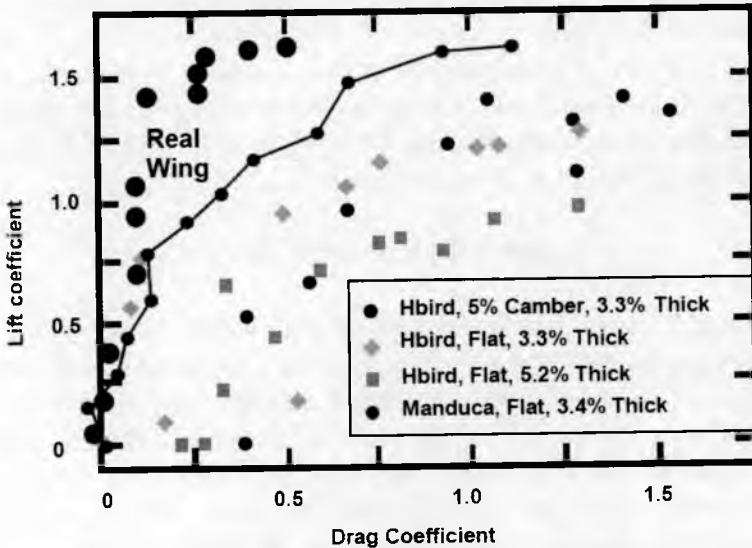


Fig. 9. Real hummingbird wing and models at $Re=5000$ (cf. C. Elington [29])

The performance at these higher Re is very disappointing, however, and the maximum lift coefficient is 2-3 times lower than in propeller experiments at laminar Re (cf. Fig. 9). The maximum lift coefficients for these propellers are no better than for equivalent wings in windtunnels, with and approximately 2D periodic growth and shedding of a LEV at high angles of attack. Our conclusion was therefore that a LEV exists over the propeller wings above the critical Re , but that turbulent mixing made it unstable with periodic shedding, limiting the mean value of the lift coefficient. These propeller studies did not address whether an insectlike LEV can be exploited during the course of a downstroke in flapping flight; we were only concerned with long-term stability and mean forces. Nevertheless, it seems very unlikely that the intense velocity gradients of the spiral LEV of large insects could withstand turbulent mixing, and that is perhaps why the LEV at turbulent Re behaves more like a conventional 2D periodic type. Most importantly, however, we need to drop the critical Re or wings with sharp leading edges to as low as 10000. The leading edge of primary feathers of bird wings and the taut leading edge of bat wing membranes are “sharp” in an aerodynamic sense, and hence I suspect that leading-edge separation followed by transition to turbulence is common for them.

Reynolds numbers, because a LEV might be destroyed, but it is quite unexpected in the presumably laminar regime. The results are fascinating because the hummingbird wing generates high lift at a high lift-to-drag ratio. Frankly, it far outperforms the insect LEV mechanism and is much less restrictive: it would be very suitable for fixed wing and rotary wing designs in addition to flapping ones, and it appears to be suitable for laminar as well as turbulent applications. A recent PIV study of the wake of hummingbirds [23] only adds to their intrigue. There was some evidence of a small downstroke LEV in the wake, but it was much weaker than that associated with the insect LEV.

The properties of feathers are, of course, the likely explanation for the difference between real and model wings. The rachis, or central shaft of the feather, protrudes about 0.2-0.3mm above the wing surface and is likely to act as a turbulator to keep the flow attached at higher Reynolds numbers [23]. In particular, the rachis of the 10th primary feather extends parallel to the wing's leading edge for the distal portion of the wing length. At the low end of their Re spectrum, however, the apparently attached flow in the laminar regime is puzzling: the leading edge is sharp and should still cause separation. Perhaps flow through the porous feathers is affecting the boundary layer, or perhaps we need to drop the critical Re for wings with sharp leading edges even lower, say to 5000.

4. Conclusions

The possibility of attached flow and respectable L/D ratios needs to be re-examined for the insects. The awful lift-to-drag ratio of a LEV would yield a poor glide performance for insects, but dragonflies, damselflies and some butterflies provide a notable exception. The latter have not been studied in detail, but dragonflies and damselflies have L/D values ranging from 6 to 21 at $Re < 2,400$, and regularly exceeding 8 (see [27]). These are the best L/D ratios reported for insects. Such high values contradict the trigonometry of a leading-edge vortex, and the relatively low maximum lift coefficients (about 1 vs 1.8 for the LEVs) do not indicate a special high-lift mechanism. Gliding dragonflies and damselflies have therefore solved the problem of high L/D ratios at low Re by avoiding the LEV mechanism, presumably using attached flow instead of leading-edge separation. Summarizing this paper we can formulate thesis, that it is great divide between small insects and birds aerodynamics

Acknowledgments

The research described in this paper was supported by the Polish Ministry of Education and Sciences under grant number 4 T12C 023 30

References

1. Lehmann F.O, Sane S.P., Dickinson M., *The aerodynamic effects of wing-wing interaction in flapping insect wings*, Journal of Experimental Biology, **208**, 3075-3092, 2005
2. Ellington C.P., van den Berg C., Willmott A.P., Thomas A.L.R., *Leading-edge vortices in insect flight*, Nature, **384**, 626-630, 1996
3. van den Berg C., Ellington C.P., *The vortex wake of a 'hovering' model hawkmoth*, Philosophical Transactions Royal Society Lond. B, **352**, 317-328, 1997
4. van den Berg C., Ellington C.P., *The three-dimensional leading-edge vortex of a 'hovering' model hawkmoth*, Philosophical Transactions Royal Society Lond. B, **352**, 329-340, 1997
5. Dickinson M.H., Lehmann F.O., Sane S.P., *Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight*, Science, **284**, 1954-1960, 1999
6. Sane S.P., Dickinson M.H., *The control of flight force by a flapping wing: lift and drag production*, Journal of experimental Biology, **204**, 2607-2626, 2001
7. Sane S.P., Dickinson M.H., *The aerodynamic effects of wing rotation and a revised quasi-steady model of flapping flight*, Journal of experimental Biology, **205**, 1087-1096, 2002
8. Birch J.M., Dickinson M.H., *Spanwise flow and the attachment of the leading-edge vortex on insect wings*, Nature, **412**, 729-733, 2001
9. Wu J.Z., Vakili A.D., Wu J.M., *Review of the physics of enhancing vortex lift by unsteady excitation*, Progress in Aerospace Science, **28**, 73-131, 1991
10. Bomphrey R.J., Lawson N.J., Harding N.J., Taylor G.K., Thomas A.L.R., *The aerodynamics of "Manduca sexta" digital particle image velocimetry analysis of the leading-edge vortex*, Journal of experimental Biology, **208**, 1079-1094, 2005
11. Birch J.M., Dickson W.B., Dickinson M.H., *Force production and flow structure of the leading edge vortex on flapping wings at high and low Reynolds numbers*, Journal of experimental Biology, **207**, 1063-1072, 2004

12. Triantafyllou M.S., Triantafyllou G.S., Gopalkrishnan R., *Wake mechanics for thrust generation in oscillating foils*, Phys. Fluids A, **3**, 2835–2837, 1991
13. Triantafyllou G.S., Triantafyllou M.S., and Grosenbaugh M.A., *Optimal thrust development in oscillating foils with application to fish propulsion*, Fluids Struct., **7**, 205–224, 1993
14. Triantafyllou M.S., Triantafyllou G.S., Yue D.K.P., *Hydrodynamics of fishlike swimming*, Annual Review Fluid Mechanics, **32**, 33–53, 2000
15. Anderson J.M., Streitlien K., Barrett D.S., Triantafyllou M.S., *Oscillating foils of high propulsive efficiency*, Journal Fluid Mechanics, **360**, 41–72, 1998
16. Wang Z.J., *Vortex shedding and frequency selection in flapping flight*, Journal Fluid Mechanics, **410**, 323–341, 2000
17. Taylor G.K., Nudds R.L., Thomas A.L.R., *Flying and swimming animals cruise at a Strouhal number tuned for high power efficiency*, Nature, **425**, 707–711, 2003
18. Usherwood J.R., Ellington C.P., *The aerodynamics of revolving wings, I, Model hawkmoth wings*, Journal of experimental Biology, **205**, 1547–1564, 2002
19. Usherwood, J.R., Ellington, C.P., *The aerodynamics of revolving wings, II, Propeller force coefficients from mayfly to quail*, Journal of experimental Biology, **205**, 1547–1564, 2002
20. Polhamus E.C., *Predictions of vortex-lift characteristics by a leading-edge suction analogy*, Journal of Aircraft, **8**, 193–199, 1971
21. Ellington C.P., Usherwood J.R., *Lift and drag characteristics of rotary and flapping wings*, Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications, edited by T.J. Mueller, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, 2001, **195**, 231–248
22. Ho S., Nassef H., Pornsinsirak N., Yu-Chong T., Chih-Ming H., *Unsteady aerodynamics and flow control for flapping wing flyers*, Progress in Aerospace Sciences, **39**, 635–681, 2003
23. Warrick D.R., Tobalske B.W., Powers D.R., *Aerodynamics of the hovering hummingbird*, Nature, **435**, 1094–1097, 2005
24. Weis-Fogh T., *Energetics of hovering flight in hummingbirds and in Drosophila*, Journal of experimental Biology, **56**, 79–104, 1972
25. Weis-Fogh T., *Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production*, Journal of experimental Biology, **59**, 1973, 169–230, 1972

26. Ellington C.P., *The aerodynamics of hovering insect flight. Lift and power requirements*, Philosophical Transactions Royal Society Lond. B, **305**, 145-181, 1984
27. Altshuler D.L., Dudley R., Ellington C.P., Aerodynamic forces of revolving hummingbird wings and wing models, *Journal of Zoology*, Lond., **264**, 327-332, 2004
28. Wakeling J.M., Ellington C.P., *Dragonfly flight. I. Gliding flight and steady-state aerodynamic forces*, *Journal of experimental Biology*, **200**, 543-556, 1997
29. Ellington C.P., *Insects versus birds: a great divide*, AIAA Meeting papers on Disc, **11**, No. 1-5, AIAA 2006-35CP, 2006

AERODYNAMIKA SLRZYDEŁ MACHAJĄCYCH – OWADY KONTRA PTAKI; ANALOGIE I RÓŻNICE

Owady zasadniczo latają w zakresie przepływów laminarnych, przy czym opływ ich skrzydeł charakteryzują silne wiry generowane ruchem skrzydeł. Badania ostatnich lat pozwoliły w pełni zrozumieć mechanizm powstawania tak dużej siły nośnej owadzi skrzydeł. Znaczna część siły nośnej owadów powstaje w wyniku silnego wiru generowanego przez ostre krawędzie natarcia skrzydeł (LEV). Wiry krawędziowe powstają na dużych kątach natarcia, co w konsekwencji powoduje, że doskonałość owadzi skrzydeł jest niewielka. Ze względu na to, że wysoka nośność owadzi skrzydeł jest okupiona wysoką wartością ich siły oporu, ten mechanizm generowania siły nośnej jest raczej mało przydatny dla stałopłatów i wiropłatów. Skrzydła dużych owadów pracują na zakresie liczb Reynoldsa rzędu 10000. W tym zakresie liczb Re warstwa przyścienna traci swój laminarny charakter przechodząc w zakres turbulentny. Przy zwiększeniu liczby Reynoldsa do wartości $Re = 20000$ turbulencja niszczy spójność wirów krawędziowych, powodując pojawienie się naprzemiennych wirów von Karmana, co w konsekwencji powoduje aż 3-krotne zmniejszenie współczynnika siły nośnej. Skrzydła ptaków, nawet tych najmniejszych pracują w zakresie przepływów turbulentnych, dlatego też nie mogą wykorzystywać „owadzi” mechanizmów generowania siły nośnej. Oznacza to, że aerodynamika owadów i ptaków różnią się w bardzo istotny sposób. Jednakowoż jak to zazwyczaj bywa zdarzają się wyjątki. Kolibry są ptakami o masie od 2 do 20 gramów i, to właśnie one są wyjątkami. Stworzenia te latają wykorzystując całe spektrum zjawisk towarzyszących zarówno przepływowi turbulentnym, jak też laminarnym. Badania tunelowe skrzydeł Kolibrów wskazują, że przy liczbie $Re=5000$ uzyskują one maksymalną wartość współczynnika siły nośnej stosując charakterystyczny dla owadów mechanizm generowania silnych wirów

krawędziowych (LEV). Jednakowoż, mimo „owadziego” mechanizmu generowania siły nośnej skrzydła Kolibrów charakteryzują się znacznie mniejszym współczynnikiem oporu (dużą doskonałością aerodynamiczną). Zatem te ptaki mogą stanowić doskonały wzór dla budowy skrzydeł mikrosamolotów budowanych zarówno w układach stałopłata, wiroplata jak też animaloptera (statku powietrznego z machającymi skrzydłami). Podobnie duże owady, takie jak ważki czy szarańcza, charakteryzują się dużą doskonałością aerodynamiczną skrzydeł (owady te są doskonałymi szybownikami). Dlatego też szczególną uwagę należy skierować na dokładne zbadanie aerodynamiki zakresu przejściowych liczb Re .

**Praca naukowa finansowana ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa
Wyższego na naukę jako projekt badawczy nr 4 T12C 023 30**

PODEJŚCIE WARIACYJNE DO SZACOWANIA ENERGII NA LOT MIKROSAMOLOTÓW ZE SKRZYDŁAMI MACHAJĄCYMI

JÓZEF PIETRUCHA

Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW
e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

MARIA ZŁOCKA

Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW
e-mail: mzlocka@meil.pw.edu.pl

Przedstawiono zagadnienia energetyki skrzydeł machających, które można ująć w duchu rachunku wariacyjnego. Do szczególnie ważnych zaliczyliśmy: 1) minimalizację mocy niezbędnej; 2) maksymalizację sprawności aerodynamicznej. Dla wygody Czytelnika podano w zwartej postaci najważniejsze fakty z rachunku wariacyjnego oraz opisano dwa przykłady jego zastosowania w aerodynamice lotniczej.

1. Wstęp

Wiadomo od dawna, że Natura wypracowała sposoby poruszania się stworzeń latających (jak albatrosy) i pływających (jak wieloryby), które znacznie przewyższają sposoby latania i pływania wymyślone dotąd przez człowieka. Jest, więc rzeczą zrozumiałą, że w poszukiwaniu nowych rozwiązań napędu inżynierowie kierują się ku zoologii. Tymczasem do wyznaczania zapotrzebowania energii do lotu machającego podchodzi się tam w sposób konwencjonalny, tzn. przystosowuje się wzory wypracowane dla klasycznych obiektów latających [22, 23].

Do latania potrzebna jest energia i to wcale niemała. Oczywiście, jest ona dostarczana przez pokarm. Na ogół im mniejsze są rozmiary ptaka, tym więcej zużywa on energii. Drobne ptaki mają stosunkowo większe zapotrzebowanie na pokarm niż ptaki duże. Kolibry, sikorki lub mysi-

króliki zjadają dziennie więcej pokarmu niż same ważą i to niekiedy dwukrotnie więcej.

Temat nin. pracy został sformułowany na podstawie spostrzeżenia, że zjawiska biologiczne mają z natury rzeczy charakter wariacyjny: poszczególne wielkości (typowa to moc niezbędna do lotu poziomego) ściśle związane z tymi zjawiskami osiągają wartości stacjonarne lub ekstremalne. Takie spojrzenie dopiero się przebija, a nieliczne opracowania, np. [1, 9], zawierają dużo niejasności. Celem pracy jest krytyczne przedstawienie dokonanych dotąd prób oraz prezentacja naszej propozycji, która odznacza się systematycznym stosowaniem koncepcji rachunku wariacyjnego. Dlatego sporo miejsca w artykule poświęcono temu działowi matematyki, wzięwszy ponadto pod uwagę fakt, że nie znajduje się on w programie nauczania nawet w renomowanych uczelniach.

2. Wzmianka historyczna, czyli o co idzie w locie machającym

Obserwacja otaczającej przyrody wskazuje na to, że lot z ruchomymi (machającymi) skrzydłami jest bardziej ekonomiczny niż lot przy zastosowaniu konwencjonalnych skrzydeł lub wirników nośnych. Obserwacje te uzasadniają stwierdzenie, że ptak porusza się w powietrzu znacznie szybciej i traci przy tym mniej energii zawartej w mięśniach, niż zwierzęta poruszające się na ziemi, takie jak pies czy zając. Podpatrywanie Natury może pomóc w rozwiązaniu rozmaitych problemów, jakie pojawiły się przy projektowaniu tzw. MAV-ów (Micro Air Vehicles), czyli mikrosamolotów, przydatnych zarówno w życiu wojskowym (np. zadania wywiadowcze), jak i cywilnym (np. akcje ratunkowe).

Powstawanie siły ciągu przez machanie skrzydłami było rozpoznane prawie sto lat temu przez Knollera [14] i Betza [3] przy wyjaśnianiu zdolności ptaków do latania. Zjawisko Knollera-Betza potwierdził doświadczalnie Katzmayer w r. 1922 [13]. Dwa lata później Birnbaum [4] ustalił warunki generowania ciągu i zasugerował zastosowanie skrzydeł machających jako pędnika. Jednakże pierwsze badania teoretyczne w latach trzydziestych von Karmana i Burgersa [12] oraz Garricka [6] pokazały, że sprawność jest raczej mierna, bo wynosi tylko do 50%. Tymczasem u ryb i waleni z półksiężycową płetwą ogonową stosujących ostrobokowaty sposób pływania [7], a także u ptaków mających skrzydła o dużym wydłużeniu, obserwuje się bardzo duże sprawności ruchu. Badania nad skrzydłami machającymi jako narzędziami do wytwarzania

ciągu i siły nośnej zostały podjęte i są kontynuowane przez dwa zespoły (zob. [11] i [16]).

3. Energetyka skrzydeł machających

Ze względu na ograniczenia wydawnicze, podajemy tutaj tylko wzory bazowe oraz wynikowe z powołaniem na literaturę (innymi słowy nie przedstawiamy przekształceń, dowodów, itp.). Staramy się jednak podawać definicje występujących wielkości. Ograniczamy się przy tym do skrzydła jako najważniejszego generatora siły nośnej i ciągu. Nie zajmujemy się mocą potrzebną do pokonania oporów szkodliwych.

Uczytelnimy tu dwa podejścia, z których pierwsze nazywamy *metodą Hallów* (p. 3.1) od nazwisk autorów pracy [8, 9], a drugie *metodą Szejli* (p. 3.2) od imienia Pani Widnall współautorki prac [1, 2] (a zarazem promotora pracy doktorskiej Ahmadięgo).

3.1. Moc niezbędna

Na moc niezbędną składają się moc indukowana i moc profilowa:

$$P = P_i + P_v \quad (1)$$

Moc indukowana potrzebna jest do pokonania oporu indukowanego

$$P_i = \iiint_{V_k} 0,5\rho V^2 dV_k \quad (2)$$

gdzie: V_k – objętość kontrolna Treffza, obejmująca jeden okres; ρ – gęstość powietrza; V – prędkość opływu skrzydeł.

Przy założeniu, że przepływ jest nieściśliwy i potencjalny wzór (2) można przekształcić do postaci

$$P_i = -\frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} \Gamma \mathbf{w} \cdot \mathbf{n} dS \quad (3)$$

gdzie: T – okres ruchu machającego; S_w – górna powierzchnia śladu; Γ – cyrkulacja zdefiniowana jako

$$\Gamma = \Delta\varphi = |\varphi_l - \varphi_u| \quad (4)$$

przy czym φ oznacza potencjał prędkości, a l i u – odpowiednio, dolna i górna strona powierzchni nośnej; w – prędkość indukowana; n – wektor normalny do powierzchni śladu.

Moc profilowa służy do pokonania oporu profilowego; wyraża się ona wzorem

$$P_p = \frac{1}{T} \iint_{S_w} \rho V^2 c C_D dS \quad (5)$$

gdzie: c – cięciwa; C_D – współczynnik oporu zdefiniowany wzorem

$$C_D \approx C_{D0} + C_{D2}(C_L - C_{L0})^2 \quad (6)$$

przy czym C_{D0} , C_{D2} i C_{L0} są stałymi zależnymi od konkretnego profilu i liczby Reynoldsa, natomiast

$$C_L \equiv \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 c} \quad (7)$$

Prędkość V na profilu jest związana z prędkością lotu U za pomocą relacji

$$V = U \frac{ds}{dx} \quad (8)$$

gdzie: s – droga wzdłuż profilu.

$$P_p = \frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} \frac{4C_{D2}}{c} (\Gamma - \Gamma_0)^2 dS + \frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} (U^2 c C_{D0}) \cdot \left(\frac{ds}{dx}\right)^2 dS \quad (9)$$

Po podstawieniu (3) i (9) do (1) mamy

$$P = -\frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} \Gamma w \cdot n dS + \frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} \frac{4C_{D2}}{c} (\Gamma - \Gamma_0)^2 dS + \frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} (U^2 c C_{D0}) \cdot \left(\frac{ds}{dx}\right)^2 dS \quad (10)$$

3.2. Sprawność aerodynamiczna

Sprawność aerodynamiczną skrzydła machającego definiujemy jako stosunek mocy użytkowej do mocy

$$\eta = \frac{UT}{P} \quad (11)$$

gdzie: U – prędkość lotu; T – całkowita siła ciągu; P – moc niezbędna do wykonania określonych ruchów machających.

Na siłę ciągu składa się siła ssąca T_s oraz siła T_x będąca składową siły normalnej na kierunek lotu, co zapisujemy jako

$$T = T_s + T_x \quad (12)$$

Siła ssąca pochodzi od rozkładu osobliwości wokół krawędzi natarcia i można ją wyznaczyć ze wzoru Blasiusa-Czapłygina

$$T_s = \operatorname{Re} \left\{ 0.5i\rho_c \left(\frac{dW}{d\zeta} \right)^2 d\zeta \right\} \quad (13)$$

gdzie: C - krzywa, np. okrąg, otaczająca krawędź natarcia; W – potencjał zespolony; ζ - zmienna zespolona ($\zeta = x+iy$). Zauważmy przy okazji, że podawane w literaturze wzory na siłę ssącą [15,21] w ogóle nie nadają się do naszych celów, ponieważ nie zależą od charakteru ruchu.

Siłę T_x możemy obliczyć ze wzoru

$$T_x = \iint_s \Delta p \frac{\partial z}{\partial x} dS \quad (14)$$

przy czym $\Delta p(x, y, t)$ - różnica ciśnienia między powierzchnią dolną i górną; $z(x, y, t)$ - przemieszczenie punktu profilu; c - cięciwa.

$$P = \iint_s \Delta p \frac{\partial z}{\partial t} dS \quad (15)$$

4. Podstawowe idee rachunku wariacyjnego

4.1. Funkcjonał

W licznych zagadnieniach matematyki i techniki mamy do czynienia z pojęciem funkcyjnału i jego wariacją. Właśnie funkcyjnał jest tym obiektem, którym zajmuje się rachunek wariacyjny. Ponieważ od kilku lat wykłady z rachunku wariacyjnego odbywają się niemalże w podziemiu, więc pokrótce przedstawimy najważniejsze informacje ograniczając się do definicji i ogólnej idei.

Rachunek wariacyjny jest działem analizy matematycznej, który zajmuje się problemami osiągania wartości ekstremalnych przez funkcyjnały. Rozwinął się on prawie równocześnie z rachunkiem różniczkowym i stąd wynikają liczne podobieństwa, co znacznie ułatwia zrozumienie tego odmiennego spojrzenia na zagadnienia fizyczne.

Mówimy, że dany jest funkcyjnał, jeżeli każdej funkcji z pewnego zbioru przyporządkowana jest określona liczba. Funkcyjnał jest więc odwzorowaniem, w której rolę zmiennej niezależnej spełnia inna funkcja. Zanim podamy interesujące przykłady przypomnimy klasyczny przykład funkcyjnału, od którego wziął początek rachunek wariacyjny. Rozważmy, więc dwa ustalone punkty leżące na płaszczyźnie (ale nie pod sobą!). Czas, po upływie którego punkt materialny zsunie się pod wpływem siły ciężkości, zależy od drogi łączącej te punkty. Każdej

z tych dróg (krzywych) przypisujemy liczbę równą czasowi zjeżdżania. Czas ten jest więc funkcjonałem określonym na zbiorze krzywych łączących te punkty.

Najprostsze zagadnienie rachunku wariacyjnego jest następujące: niech $f(x; y, y')$ będzie funkcją mającą ciągle pochodne cząstkowe do drugiego rzędu włącznie ze względu na wszystkie zmienne. Spośród wszystkich funkcji $y(x)$ mających ciągle pochodne i spełniających warunki

$$y(a) = A, \quad y(b) = B \quad (16)$$

znaleźć tę funkcję, dla której funkcjonał

$$I[y(x)] = \int_a^b F(x; y, y') dx \quad (17)$$

osiąga wartość ekstremalną.

4.2. Równanie Eulera-Lagrange'a

Jedno z podstawowych twierdzeń rachunku wariacyjnego, mówi, że warunkiem koniecznym istnienia ekstremum funkcjonału jest zerowanie się pierwszej wariacji, skąd można otrzymać równanie

$$\frac{\partial F}{\partial y} - \frac{d}{dx} \frac{\partial F}{\partial y'} = 0 \quad (18)$$

które nosi nazwę równania *Eulera-Lagrange'a* i stanowi podstawową zależność w rachunku wariacyjnym. Krzywe całkowite, czyli rozwiązania tego noszą nazwę *eksremali*.

Tak więc są dwie cechy prostoty: 1) stałe granice całkowania we wzorze (17); 2) funkcja podcałkowa F zależy od jednej zmiennej niezależnej x oraz jej pierwszej pochodnej.

W przypadku, gdy w funkcjonałe występuje jedna funkcja wielu zmiennych, wówczas mamy do czynienia z układem równań Eulera-Lagrange'a

$$\frac{\partial F}{\partial y_\sigma} - \frac{d}{dx} \frac{\partial F}{\partial y'_\sigma} = 0, \quad \sigma = 1, \dots, s \quad (19)$$

gdzie s oznacza liczbę stopni swobody. Najśłynniejszym przykładem takiego układu są równania Lagrange'a II rodzaju, w których rolę F odgrywa lagranżian.

4.3. Zagadnienia warunkowe, albo mnożniki Lagrange'a

W praktyce „gołe” funkcjonały występują nadzwyczaj rzadko; z reguły zagadnienie wariacyjne polega na szukaniu ekstremali, która poddana jest wielu ograniczeniom dodatkowym. W klasycznym rachunku wariacyjnym rozważane są następujące ograniczenia (zwane czasami więzami):

1) izoperymetryczne

$$J[y(x)] = \int_a^b G(x; y, y') dx \quad (20)$$

2) algebraiczne (holonomiczne)

$$f(x, y, y') = 0 \quad (21)$$

3) różniczkowe (nie-holonomiczne)

$$g(x, y) = 0 \quad (22)$$

Powstaje w ten sposób *warunkowe zagadnienie wariacyjne*, które wymaga nowej metody. W sukurs pospiesza Pan Józef Lagrange ze swoją metodą, która nosi jego imię (czasami występuje pod zmyłkową nazwą mnożników nieoznaczonych).

Rozwiązanie: metoda nieoznaczonych mnożników Lagrange'a. Polega ona na tym, że tworzymy funkcję pomocniczą

$$\phi = F + \lambda \varphi \quad (23)$$

w której F jest funkcją podcałkową we wzorze (17), λ jest mnożnikiem Lagrange'a, natomiast

$$\varphi = \begin{cases} G(x, y, y') \\ f(x, y, y') \\ g(x, y) \end{cases} \quad (24)$$

odpowiednio do typu ograniczenia. Dla tak określonej funkcji piszemy równanie Eulera-Lagrange'a

$$\frac{\partial \phi}{\partial y} - \frac{d}{dx} \frac{\partial \phi}{\partial y'} = 0 \quad (25)$$

Przy rozpisywaniu tego równania trzeba pamiętać, że tylko dla zagadnienia izoperymetrycznego mnożnik λ jest stały!

Chociaż w technice lotniczej więzy w postaciach (20) do (22) występują rzadko, to idea pozostaje ta sama i dla sytuacji, z którą będziemy mieli do czynienia w nin. pracy, kiedy więzy mają postać

$$g_j(x; y_1, \dots, y_n) = 0, \quad j = 1, \dots, m < n \quad (26)$$

funkcja pomocnicza dana jest wzorem

$$\phi = F + \sum_{j=1}^m \lambda_j(x) g_j \quad (27)$$

4.4. Postępowania rozszerzające

Początkujący mechanicy analityczni są skłonni sadzić, że funkcjonal to wielkość, w której występuje całka. Takie mniemanie podtrzymuje niestety większość podręczników. Tymczasem „porządny” funkcjonal może mieć postać niecałkową. Aby to pokazać, wystarczy wprowadzić zmienną pomocniczą, która spełnia równanie

$$y'_{n+1}(x) = F(x; y, y') \quad (28)$$

Dzięki temu funkcjonal (17) przybiera postać

$$I = \int_a^b y'_{n+1}(x) dx = y_{n+1}(x)|_a^b \quad (29)$$

co odpowiada tzw. funkcjonałowi Mayera, który nie ma już kształtu całkowego.

Można spotkać się z poglądem, że jeśli do zagadnień z p. 4.4 wprowadzimy warunek

$$|y'| \leq Y_0 \quad (30)$$

(gdzie Y_0 jest wartością z góry daną), to „szukanie ekstremali staje się o wiele bardziej zawile, a w niektórych przypadkach nawet bez nadziejne”. Tak źle jednak nie jest, bo wówczas można postąpić tak: wprowadzamy nową zmienną rzeczywistą z , zdefiniowaną wzorem

$$h \equiv y' - Y_0 - z^2 = 0 \quad (31)$$

5. Prototypy sformułowań wariacyjnych w aerodynamice lotniczej

Aby wykazać, że podejście wariacyjne nie jest żadnym udziwnianiem, przedstawimy kilka zagadnień klasycznych rozwiązanych za pomocą rachunku wariacyjnego. Dla ilustracji wybraliśmy dwa przykłady, a mianowicie minimalizację mocy wirnika przy zadanym ciągu (p. 5.1) oraz minimalizację oporu indukowanego (p. 5.2), gdyż wyniki tych zagadnień są dobrze znane każdemu mechanikowi lotu, choć nie zawsze z uzasadnieniem.

5.1. Minimalizacja mocy wirnika przy zadanym ciągu

Przy korzystaniu z analogii machająco-wirowej (zob. [19]) stosuje się tzw. teorię impulsowo-strumieniową, która opiera się założeniu, że w pewnym przekroju poza płaszczyzną wirowania lub machania prędkość strumienia powietrza w jest stała. Pokażemy, że założenie to może być uzasadnione w ramach zagadnienia warunkowego. W tym celu formułujemy następujące zagadnienie wariacyjne: moc wirnika

$$P = \int_S f(r, w) dS \quad (32)$$

ma być minimalna przy założeniu, że dany jest ciąg

$$T = \int_S \varphi(r, w) dS \quad (33)$$

Z punktu widzenia rachunku wariacyjnego moc (32) jest funkcjonalem, który należy zminimalizować, natomiast żądanie (33) stanowi warunek typu izoperymetrycznego. Równanie (25) redukuje się do postaci

$$\frac{\partial \phi}{\partial w} = 0 \quad (34)$$

skąd mamy

$$\phi = \text{const} \quad (35)$$

Ponieważ

$$\phi = f + \lambda \varphi \quad (36)$$

więc

$$f + \lambda \varphi = \text{const} \quad (37)$$

Ale wg Johnsona [10], mamy

$$f = 0,5\rho(V + w)(2Vw + w^2) \quad (38)$$

$$\varphi = \rho(V + w)w \quad (39)$$

Po wykorzystaniu postaci (32) i (33) w równaniu (34) otrzymujemy równanie kwadratowe

$$3w^2 + 2(3V + 2\lambda)w + 2(V^2 + 2w) = 0 \quad (40)$$

którego rozwiązanie ma postać

$$w = -(V + \frac{2}{3}\lambda) + \frac{1}{3}\sqrt{3V^2 + 6V\lambda + 4\lambda^2} \quad (41)$$

Na mocy teorii λ jest stałe (zagadnienie izoperymetryczne), więc dla $V = \text{const}$, prędkość w też jest stała. Widzimy ponadto, że potrzebne jest założenie o stałej gęstości!

5.2. Minimalizacja oporu indukowanego

Bodajże najbardziej spektakularnym osiągnięciem podejścia wariacyjnego w aerodynamice jest minimalizacja oporu indukowanego skrzydła o skończonej rozpiętości; zagadnienie takie rozwiązał Max Munk w r.1919 [18]. Sformułowanie tego zagadnienia jest następujące: należy wyznaczyć taki rozkład cyrkulacji wokół skrzydła, aby opór indukowany dany wzorem

$$R = 0.5\rho \int_{-b}^b \Gamma(y) \frac{\partial \phi}{\partial z} dy \quad (42)$$

gdzie Γ, ϕ zob. (4), przy czym y jest osią układu $Oxyz$ poprowadzoną wzdłuż rozpiętości skrzydła, a x zgodna z kierunkiem opływu, osiąga wartość minimalną przy dodatkowym warunku, że siła nośna dana wzorem

$$L = \rho U \int_{-b}^b \Gamma(y) dy \quad (43)$$

pozostawała stała.

Funkcja pomocnicza na podstawie (23) przybiera postać

$$\phi = 0.5\rho\Gamma \frac{\partial \phi}{\partial z} + \lambda\rho U\Gamma \quad (44)$$

Natomiast równanie (25) staje się

$$\frac{\partial \phi}{\partial \Gamma} = 0.5\rho \frac{\partial \phi}{\partial z} + \lambda\rho U = 0 \quad (45)$$

z którego wynika, że

$$\frac{\partial \phi}{\partial z} = \text{const} \quad (46)$$

gdź zakładamy, że prędkość lotu jest stała, a mnożnik Lagrange'a jest stały z definicji. Ten wynik jest tak ważny, że są autorzy, którzy nazywają go warunkiem Munka (na cześć autora pracy [18]). Dzięki niemu możemy skorzystać ze wzoru (zob. str. 500 w [17])

$$\phi = \pm V \sqrt{b^2 - y^2} \quad (47)$$

gdzie V jest stałą w (46).

Na podstawie wzoru (4) mamy

$$\Gamma(y) = 2V \sqrt{b^2 - y^2} \quad (48)$$

Po uwzględnieniu, że cyrkulacja w środku płata (dla $y = 0$) jest równa $\Gamma_0 = 2Vb$ otrzymujemy równanie

$$\frac{\Gamma(y)^2}{\Gamma_0^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (49)$$

które oczywiście jest równaniem elipsy (w postaci kanonicznej). Oznacza to, że opór minimalny występuje dla eliptycznego rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości skrzydła. Wnioskiem praktycznym jest to, że skrzydło o kształcie eliptycznym ma minimalny opór indukowany.

6. Minimalizacja mocy niezbędnej

W pracy [9]. zajęto się wyznaczaniem takiego rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości skrzydła machającego, który minimalizuje moc potrzebną do wytworzenia zadanej siły nośnej i ciągu.

Stawiamy dwa warunki: 1) siła aerodynamiczna ma osiągnąć z góry zadaną wartość F_R

$$\mathbf{F} - \mathbf{F}_R = \mathbf{0} \quad (50)$$

2) cyrkulacja nie może być większa od cyrkulacji, dla której wystąpi przeciągnięcie, co wyrażamy żądaniem

$$\Gamma \leq \Gamma_{\max} \quad (51)$$

gdzie

$$\Gamma_{\max} = 0.5VcC_{L_{\max}} \quad (52)$$

przy czym $C_{L_{\max}}$ jest współczynnikiem maksymalnej siły nośnej, c cięciwą skrzydła, a V prędkością lotu.

Funkcjonał rozszerzony

$$\Pi = P + \lambda(\mathbf{F} - \mathbf{F}_R) + \frac{\rho}{T} \iint_{S_v} v(\Gamma - \Gamma_{\max}) dS \quad (53)$$

na mocy podstawowego twierdzenia rachunku wariacyjnego musi spełniać równanie

$$\delta\Pi = 0 \quad (54)$$

$$\begin{aligned} \delta\Pi = & \delta\lambda \cdot (\mathbf{F} - \mathbf{F}_R) + \frac{\rho}{T} \iint_{S_w} \delta v(\Gamma - \Gamma_{\max}) dS + \\ & + \frac{\rho}{2T} \iint_{S_w} (\lambda \cdot \mathbf{n} - \mathbf{w} \cdot \mathbf{n} + \frac{4C_{D2}}{c} (\Gamma - \Gamma_0) + v) \delta\Gamma dS \end{aligned} \quad (55)$$

Na tej podstawie można już zbudować algorytm, co zostało podjęte w pracy [20].

7. Maksymalizacja sprawności aerodynamicznej

Do naszej propozycji najbardziej zbliżone są prace zespołu autor-skiego Ahmadiego i Widnall [1, 2], gdyż próbują oni wprowadzić do rozważań energetycznych ruch skrzydła. Robią to w sposób prawie klasyczny (por. Fig. 3.1 w [5]), bo zakładają, że

$$z = (h + \alpha x) \exp(j\omega t) = [0.5c_R \zeta_0 + (\zeta_1 + j\zeta_2)x] \exp(j\omega t) \quad (56)$$

gdzie: h - amplituda ruchu pionowego (*supinacja* w języku biomechaniki lotu); α - amplituda ruchu pochylającego (*przekręcania* w języku jw.); c_R - cięciwa u nasady skrzydła; ζ_0 , ζ_1 i ζ_2 - odpowiednio, amplituda supinacji oraz część rzeczywista i urojona amplitudy przekręcania; ω - częstość machania skrzydłami.

Naturalnym sposobem wprowadzenia do gry parametrów ruchu skrzydła są funkcjonały niecałkowe (zob. p. 4.4). W tym ujęciu wielkości reprezentujące całkowite wielkości energetyczne dla skrzydła wygodniej jest wyrazić w postaci form kwadratowych; mamy zatem następujące wzory

$$C_E = 0.5\zeta^T \mathbf{E} \zeta \quad (57)$$

$$C_P = 0.5\zeta^T \mathbf{P} \zeta \quad (58)$$

gdzie

$$\zeta = [\zeta_0, \zeta_1, \zeta_2]^T \quad (59)$$

natomiast macierze \mathbf{E} i \mathbf{P} są wielkościami związanymi z mocą niezbędną P do wykonania określonych ruchów skrzydła i całkowitą siłą ciągu T (zob.(12)).

Chcemy wyraźnie podkreślić, że wielkości P i T są ze sobą ściśle związane za pomocą prawa zachowania energii

$$P = VT + E \quad (60)$$

(por. równanie (60) str. 356 w [2]), które można tak zinterpretować: moc niezbędna do machania skrzydłami jest równa szybkości zmiany pracy ciągu całkowitego plus szybkość przyrostu energii kinetycznej powietrza wokół skrzydeł. Innymi słowy: moc wejściowa jest zużywana na wytwarzanie ciągu (co stanowi pracę użytkową) oraz częściowo jest tracona na generowanie śladu wirowego za skrzydłami. Wynika stąd

wniosek, że sprawność aerodynamiczna będzie największa, gdy energia tracona będzie najmniejsza. Możemy, więc sformułować następujące zagadnienie wariacyjne: wyznaczyć taki ruch machający, dla którego wartość (57) będzie najmniejsza przy zachowaniu stałej wartości (58).

Funkcja pomocnicza (23) dana jest wówczas wzorem

$$\phi = C_E + \lambda C_P \quad (61)$$

natomiast równanie (25) przybiera postać

$$\frac{\partial \phi}{\partial \zeta_i} = 0 \quad i = 0, 1, 2 \quad (62)$$

co dla rozważanego modelu ruchu machającego daje układ trzech równań do wyznaczenia amplitud supinacji i przekręcania (opisanych za pomocą trzech parametrów ζ_0 , ζ_1 i ζ_2).

Zagadnienie to można jeszcze wzbogacić poprzez uwzględnienie ograniczenia nierównościowego

$$T = T_0 > 0 \quad (63)$$

(oczywisty warunek większego od zera ciągu), co jednak nie zmienia zasadniczego nurtu postępowania i odkładamy to na inną okazję.

8. Zakończenie

Na podstawie p. 5 wydawałoby się, że stosowanie techniki wariacyjnej jest łatwe i przyjemne. Niestety, tak nie jest w biomechanice lotu i często trzeba się mocno natrudzić, zanim otrzyma się model matematyczny wyrażający postulat ekstremalności.

Najtrudniejszym etapem w podejściu wariacyjnym jest uzyskanie adekwatnych wzorów do obliczania zużycia energii. Z tego punktu widzenia należy preferować metody, które omijają wyznaczanie siły ssącej, jako zagadnienia mało rozezanego w aerodynamice niestacjonarnej.

Równanie Eulera- Lagrange'a wymaga istnienia funkcjonału w postaci analitycznej. Jednak wiele zagadnień o istotnym znaczeniu nie może być formułowane w tej postaci i dlatego dalsze badania powinny pójść w stronę przystosowania metod nieklasycznego rachunku wariacyjnego, czyli teorii sterowania optymalnego.

Bibliografia

1. Ahmadi A.R., Widnall S.E., *Energetics and optimum motion of oscillating lifting surfaces of finite span*, J.Fluid Mech., **162**, 261-282, 1986
2. Ahmadi A.R., Widnall S.E., *Energetics of oscillating surfaces by the use of integral conservation laws*, J.Fluid Mech., **266**, 347-370, 1994
3. Betz A., *Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust*, p. 193, 1919
4. Birnbaum W., *Das ebene Problem des schlagenden Flügels*, ZAMM, **4**, 4, 277-292, 1924
5. Dowell E.H. (Editor), *A modern course in aeroelasticity*, Kluwer Academic Pub., Dordrecht, 2004
6. Garrick I.E., *Propulsion of a flapping and oscillating airfoil*, NACA Report 567, 1936
7. Goworowski R., *Zastosowanie metod aerodynamiki lotniczej do wyznaczania charakterystyk pływania ryb i walenii*, Praca dyplomowa magisterska, Wydział MEiL PW, Warszawa, 1995
8. Hall K.C., Pigott S.A., Hall S.R., *Power requirements for large-amplitude flapping flight*, J. of Aircraft, **35**, 1, 352-361, 1998
9. Hall K.C., Hall S.R., *Minimum induced power requirements for flapping flight*, J.Fluid Mech., **323**, 285-315, 1996
10. Johnson W., *Helicopter theory*, Princeton Univ. Press, Princeton (NJ), 1980
11. Jones K.D., Lund T.C., Platzer M.F., *Experimental and computational investigation of flapping wing propulsion for micro air vehicles*, rozdz. 16 w książce "Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications" (Editor T.J. Mueller), AIAA Inc., Reston (VA), 2001
12. von Karman T., Burgers J.M., *Aerodynamic theory*, vol. 2, pp.280-310
13. Katzmayr R., *Effect of periodic changes of angle of attack on behavior of airfoils*, NACA Rep. No. 147, Oct. 1922, (tł. z niem. Z. Flugtechnik u. Motorluft. March 31 and April 15, 1922)
14. Knoller R., *Die Gesetze des Luftwiderstandes*, Flug-und Motortechnik (Wien) 1909, **3**, 21, 1-7
15. Kücheman D., *The aerodynamic design of aircraft*, Pergamon Press Ltd., R. Maxwell 1978, p. 63
16. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Modelowanie i symulacja lotu mikrosamolotu ze skrzydłami machającymi*, Mechanika w Lotnictwie, 381-398, PTMTS, Warszawa, 2002
17. Milne-Thomson L.M., *Theoretical hydrodynamics*, Macmillan, London, 1949

18. Munk M.M., *Isoperimetrische Aufgaben aus der Theorie des Fluges*, Ph.D. Dissertation, Getynga 1919 (tł. na j.ang. jako „The minimum induced drag of airfoils“, NACA Rep. No. 121)
19. Pietrucha J., Poniżnik Z., *Kto jest mistrzem latania?-wykorzystanie energii w naturze*, NIT 1/2004(3), 22-30
20. Poniżnik Z., *Aspekty aerodynamiczne i energetyczne mechaniki lotu skrzydeł machających mikrosamolotów*, Praca dyplomowa magisterska, Wydział MEiL PW, Warszawa, 2003
21. Prosnak W. J., *Mechanika płynów*, t. 1, str. 280, PWN, Warszawa, 1970
22. Shyy W., Berg M., Ljungqvist D., *Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles*, Progress in Aerospace Sciences, **35**, 455-505, 1999
23. Woods M. I., Henderson J.F., Lock G.D., *Energy requirements for the flight of micro air vehicle*, Aeronautical J., **2546**, 135-149, 2001

VARIATIONAL APPROACH TO THE PROBLEM OF ENERGY ESTIMATION THAT IS NECESSARY FOR A MICRO-ORNITOPTER FLIGHT

Some issues of ornitopter energy were presented, that can be represented in terms of calculus of variation. The most important issues were: 1) minimisation of the necessary power, 2) maximisation of aerodynamic efficiency. To help the Reader some basis concepts of calculus of variations were given briefly, together with two examples of its application to aircraft aerodynamic.

NEURONOWY MODEL STEROWANIA LOTEM RAKIETY PRZECIWLOTNICZEJ

DARIUSZ KARZMARZ

JERZY MANEROWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: dariusz.karczmarz@itwl.pl

e-mail: jerzy.manerowski@itwl.pl

Przedstawiono zastosowanie sztucznych sieci neuronowych w modelowaniu dynamiki procesu naprowadzania i lotu przeciwlotniczej rakiety. Wykorzystano wyniki ze strzelań bojowych rakietami zestawu przeciwlotniczego NEWA. Zamieszczono wskaźniki oceny dokładności odwzorowania obiektu przez wyznaczony model.

1. Wstęp

Modelowanie dynamiki lotu sterowanych obiektów powietrznych jest współcześnie przedmiotem zainteresowania licznych ośrodków naukowych. Modele matematyczne i symulacyjne wykorzystywane są m.in. w symulatorach szkolenia pilotów, obsłudze bojowych radarów i zestawów przeciwlotniczych, personelu stanowisk dowodzenia Sił Powietrznych, a także w badaniach przyczyn wypadków lotniczych [1-4, 7-12].

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych od wielu lat opracowywane są modele dynamiki lotu sterowanych obiektów latających w oparciu o wyniki pomiarów w locie z wykorzystaniem metod komputerowej identyfikacji [3, 7-10]. W tej metodologii opracowania modeli, istotą jest dobór postaci równania określającego wartości sił i momentów sił aerodynamicznych działających na obiekt w zależności od parametrów ruchu oraz sterowania. Wartości współczynników tych równań określone są w/w metodami identyfikacji. W ogólnym przypadku

wymienione równania odwzorowują siły i momenty sił aerodynamicznych w ograniczonym zakresie pełnego przedziału eksploatacji obiektu.

W niniejszej pracy, stanowiącej kontynuację problematyki [3], przedstawiono matematyczny model dynamiki procesu naprowadzania i lotu przeciwlotniczej rakiety z wykorzystaniem sztucznych sieci neuronowych (SSN) [5, 6, 9-11]. Problematyka wykorzystania sztucznych sieci neuronowych jest dziedziną, która jest rozwijana i wykorzystywana na całym świecie.

Opracowanie modeli matematycznych sterowanych obiektów latających metodami identyfikacji i z wykorzystaniem SSN jest trwałym dorobkiem i jedną ze specjalności ITWL. Opracowane modele zostały praktycznie wykorzystane w realizacji:

- systemu szkolenia dynamicznego wojsk radiotechnicznych i wojsk obrony przeciwlotniczej Sił Powietrznych „TAMIZA”,
- urzędzenia oceny strzelań bojowych dla zestawu raketowego NEWA,
- symulatorów lotu dla samolotów Orlik, TS-11 Iskra.

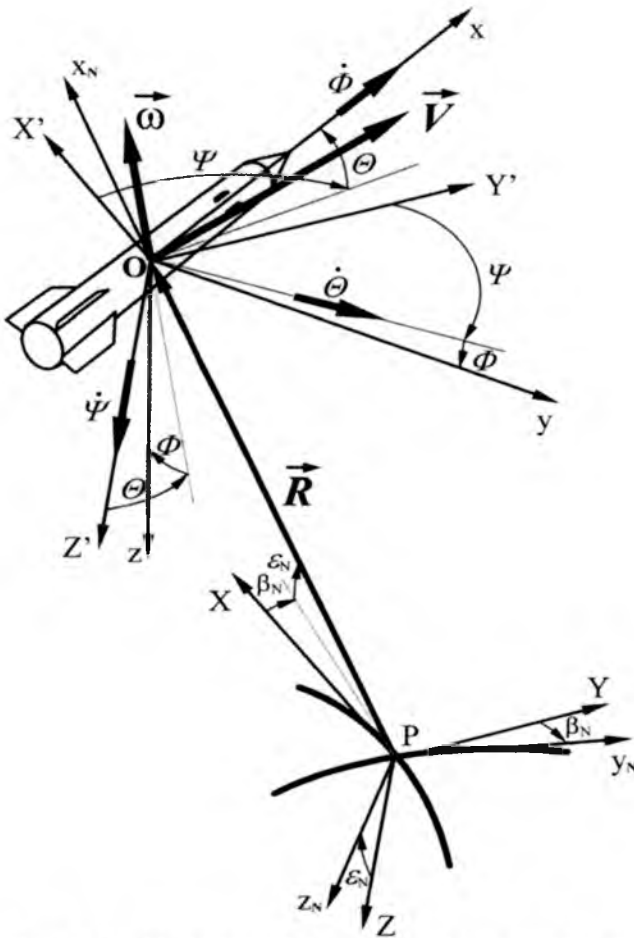
W dalszej części artykułu omówiona została metodologia wyznaczenia sieci neuronowej odwzorowującej obciążenia i komendy sterowania rakieta. Wykorzystano perceptronową sieć neuronową wraz z oprogramowaniem przedstawionym [6], analogicznie jak w [10]. Przedstawiono przykładowe wyniki obliczeń z wykorzystaniem wyników pomiarów poligonowych. Podano ocenę dokładności odwzorowania parametrów lotu rzeczywistej rakiety przez model.

2. Sformułowanie problemu

Model matematyczny dynamiki lotu sterowanych obiektów powietrznych (rys. 1) w klasycznej postaci oparty jest na równaniach równowagi sił i momentów sił \underline{F} bezwładności (B) z siłami i momentami sił aerodynamicznych (A), napędu (T), ciężkości (G) itd.

$$\underline{F}_B = \underline{F}_A + \underline{F}_T + \underline{F}_G + \dots \quad (1)$$

Ze względu na brak charakterystyk umożliwiających określenie modelu rozpatrywanego obiektu przyjęto (odmiennie niż np. w [2, 4]), że określony będzie on metodą identyfikacji komputerowej wykorzystującą sztuczną sieć neuronową.



Rys. 1. Rozkład sił działających na rakietę w układzie Oxyz

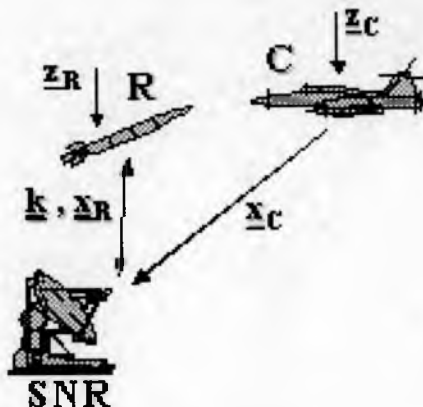
Poszukiwanie sprowadza się do wyznaczenia modelu sterowanego obiektu R naprowadzanego na cel C (rys. 2) - w oparciu o zarejestrowane wyniki podczas realnych strzelań poligonowych.

Poszukiwany model przeciwlotniczej rakiety (rys. 2) możemy opisać następującymi równaniami ruchu:

$$\begin{aligned} \dot{\underline{x}}_R &= \mathbf{M}(\underline{x}_R(t), \underline{z}_R(t), \underline{k}(t), t) \\ \underline{k}(t) &= \mathbf{K}(\underline{x}_R(t), \underline{z}_R(t), \underline{x}_C(t), \underline{z}_C(t), t) \end{aligned} \quad (2)$$

gdzie:

- $\underline{X}_R, \underline{X}_C$ – wektor stanu rakiety (R) i celu (C),
- \underline{K} – wektor komend kierowania,
- M, K – funkcje opisujące odpowiednio dynamikę lotu i prawa sterowania rakiety,
- $\underline{Z}_R, \underline{Z}_C$ – wektory zakłóceń rakiety (R) i celu (C),



Rys. 2. Schemat funkcjonalny rejestracji wyników podczas strzelań poligonowych

Odpowiednio do uzyskanych danych ze stacji naprowadzania rakiet SNR (rys. 2) parametrów lotu i sterowania (2), do dalszych rozważań przyjęto równania ruchu w postaci zwrotnościowej [3, 9, 10]

$$\underline{V} = \underline{E}_V(\mathbf{V}, \varepsilon) \underline{E}_t(\varepsilon, \beta) \underline{E}^T(\Phi, \Theta, \Psi) (\underline{n} + \underline{n}_g) \quad (3)$$

gdzie:

- \underline{V} – wektor stanu o wyrazach: $\underline{V} = [V, \varepsilon, \beta]^T$, (rys. 2.)
- \underline{n} – wektor przeciążeń aerodynamicznych (zależnych od komend kierowania k) i silnikowych o wyrazach: $\underline{n} = [n_x, n_y, n_z]^T$,
- \underline{n}_g – wektor przeciążeń grawitacyjnych o wyrazach: $\underline{n}_g = [-\sin \varepsilon, 0, \cos \varepsilon]^T$ (rys. 2)
- \underline{E}_i – macierze transformacji [3]

W podanej zależności (3) praktycznie najtrudniejszym do wyznaczenia i zarazem decydującym o dokładności odwzorowania rzeczywistego obiektu jest wektor \underline{n} . Odpowiednio do założeń artykułu wektor przeciążenia obliczony może być w oparciu o przetworzone wyniki

badan eksperymentalnych przeprowadzonych na rzeczywistym obiekcie (podczas strzelań na poligonie). Szczegółowe informacje dotyczące wymienionych obliczeń przedstawiono w [3, 9]. Modelowanie matematyczne omawianych przeciążeń jak i komend kierowania jest przedmiotem rozważań kolejnego punktu artykułu.

3. Wyniki obliczeń

Zgodnie z założeniem przedstawionym we wstępie, poszukiwane związki pomiędzy parametrami ruchu rakiety i celu, sterowaniem oraz przeciążeniami aerodynamicznymi zostaną wyznaczone w oparciu o identyfikację komputerową wykorzystującą sztuczną sieć neuronową [6].

W celu przeprowadzenia wspomnianej identyfikacji niezbędna jest znajomość wyników eksperymentu. W tym przypadku są to dane ze strzelań bojowych na poligonie USTKA, które zostały uzyskane w trakcie prowadzonych przez ITWL badań na systemem szkolenia „TAMIZA”.

Do wyznaczenia modelu matematycznego dynamiki procesu naprowadzania i lotu przeciwlotniczej rakiety wykorzystano, będącą najbardziej interesującą w technice, jednokierunkową wielowarstwową sieć perceptronową z neuronami sigmoidalnymi (rys. 3 i 6).

Praktyczne obliczenia oparto na programie komputerowym wykorzystującym SSN JETNET 2.0 opracowaną w języku FORTRAN 77 [6]. Wymienione oprogramowanie wykorzystuje algorytm momentowej metody wstecznej propagacji błędu.

3.1. Odwzorowanie systemu UWK SNR

Przestawiony na rys. 3 schemat sieci wiąże związki pomiędzy parametrami ruchu rakiety i celu a komendami kierowania (odwzorowuje układ wyliczania komend stacji naprowadzania raket – UWK SNR).

Do uczenia sieci wykorzystano opracowane wyniki uzyskane ze strzelań poligonowych przeciwlotniczymi raketami kierowanym zestawu NEWA.

Ocenę dokładności odwzorowania parametrów ruchu (3) określonych z eksperymentu \underline{K}_e i z SSN \underline{K} określono poprzez:

- średnią sumę kwadratów χ_{sr}^2 różnic pomiędzy współczynnikami \underline{K}_e i \underline{K} :

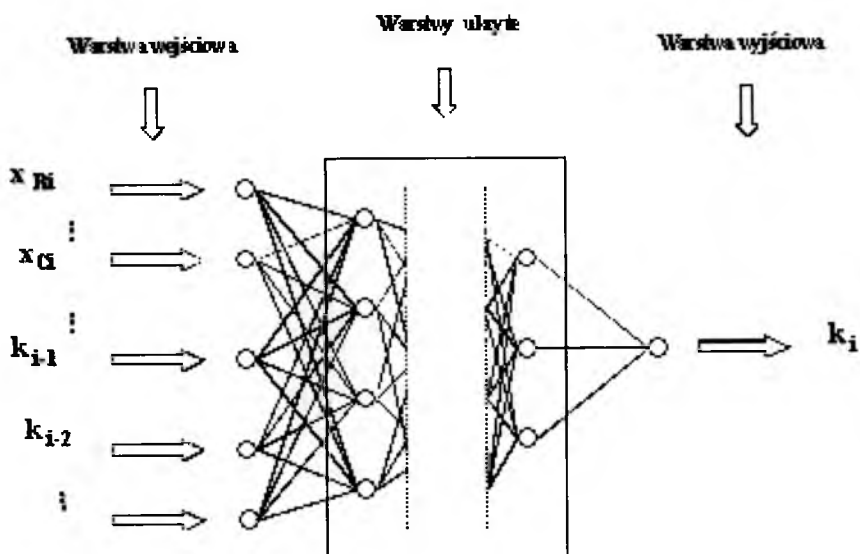
$$\chi^2 = \sum_{i=1}^N \chi_i^2 \quad \chi_{sr}^2 = \chi^2 / N \quad (4)$$

przy czym:

$$\chi^2 = \sum_i (\underline{\mathbf{K}}_e - \underline{\mathbf{K}})_i^T (\underline{\mathbf{K}}_e - \underline{\mathbf{K}})_i \quad (5)$$

- liczbę przypadków (zdarzeń pozytywnych l_p) spełniającą warunek

$$[(\underline{\mathbf{K}}_e - \underline{\mathbf{K}})^T (\underline{\mathbf{K}}_e - \underline{\mathbf{K}})]_i < 0.01; i = 1, 2, \dots, N \quad (6)$$



Rys. 3. Wielowarstwowa, sztuczna sieć neuronowa odwzorująca układ wyliczania komend

Niżej zamieszczono przykładowe wyniki obliczeń.

Obliczenia wykonano dla sieci z jedną, dwiema i trzema warstwami ukrytymi. Dokładność odwzorowania współczynników komend kierowania $\underline{\mathbf{K}}$ przez sieć przedstawiono w tabeli 1. Zamieszczono tu wyniki badania wpływu struktury sieci (liczba warstw ukrytych i liczba neuronów w warstwach) oraz liczbę iteracji na wartości l_p i χ_{sr}^2 . Z przedstawionych danych widać, że sieci z dwiema warstwami ukrytymi poprawnie odwzorowują wartości współczynników $\underline{\mathbf{K}}$ (rys. 4).

Tabela 1. Wpływ struktury i liczby iteracji na proces uczenia sieci

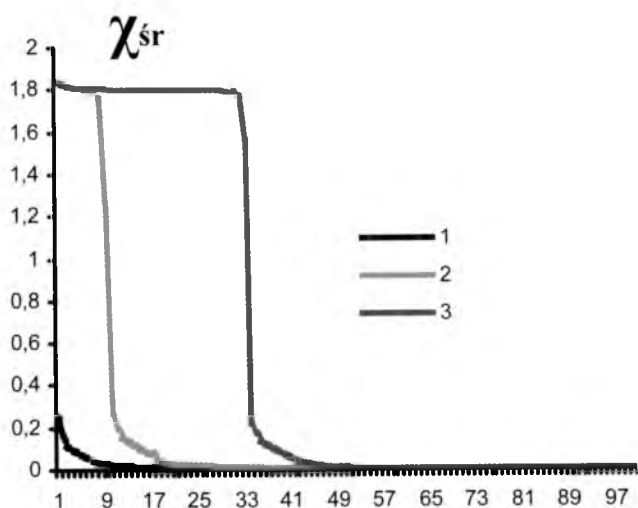
Lp.	LICZBA ITERACJI N	STRUKTURA SIECI (LICZBA NEURONÓW W WARSTWIE)					LICZBA ZDARZEŃ POZYTYW. lp [%]	$\chi_{\text{sr}}^2 \cdot 10^2$
		WE	WARSTWY UKRYTE			WY		
1	10^3	7	3	-	-	1	56	2,38
	10^4	7	3	-	-	1	81	0,651
	10^6	7	3	-	-	1	83	0,354
2	10^3	7	4	-	-	1	57	2,35
	10^4	7	4	-	-	1	85	0,497
	10^6	7	4	-	-	1	82	0,386
3	10^3	7	5	-	-	1	57	2,29
	10^4	7	5	-	-	1	84	0,426
	10^6	7	5	-	-	1	83	0,353
4	10^3	7	2	2	-	1	56	2,39
	10^4	7	2	2	-	1	56	2,39
	10^6	7	2	2	-	1	91	0,235
5	10^3	7	4	2	-	1	56	2,39
	10^4	7	4	2	-	1	56	2,39
	10^6	7	4	2	-	1	89	0,401
6	10^3	7	4	4	-	1	56	2,39
	10^4	7	4	4	-	1	56	2,39
	10^6	7	4	4	-	1	80	0,404
7	10^3	7	6	2	2	1	56	2,39
	10^4	7	6	2	2	1	56	2,39
	10^6	7	6	2	2	1	69	1,40
8	10^3	7	8	4	2	1	56	2,39
	10^4	7	8	4	2	1	56	2,39
	10^6	7	8	4	2	1	77	0,607
9	10^3	7	8	6	4	1	56	2,39
	10^4	7	8	6	4	1	56	2,39
	10^6	7	8	6	4	1	56	2,39

Przebiegi 1, 2 i 3 z rys. 4 odpowiadają danym z tablicy 1:

1- pozycja 2,

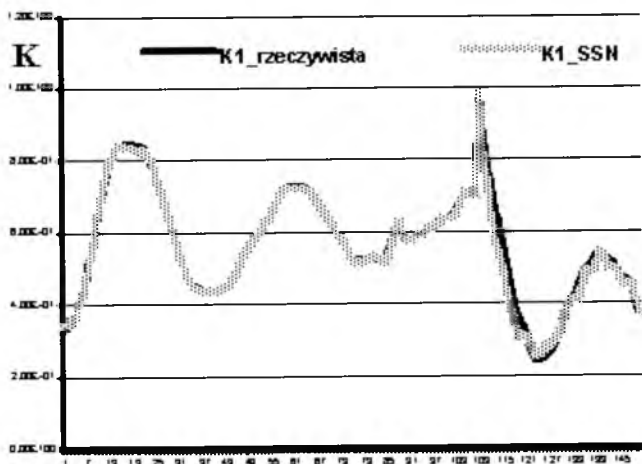
2 – pozycja 5

3 – pozycja 8.



Rys. 4. Przebieg procesu uczenia sieci

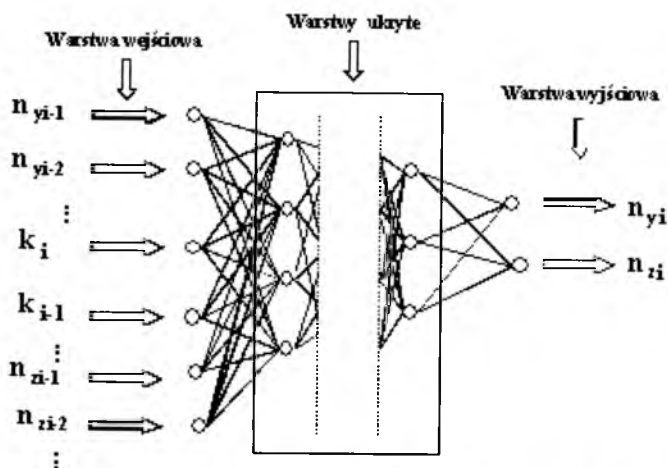
Wyniki testowania przedstawiono na rys. 5. Wykorzystano tu wyniki z rejestracji procesu naprowadzania rakiety zestawu NEWA podczas strzelania do RCP, imitującego cel szybki, manewrujący wysokością i prędkością. (RCP – raketowy cel powietrzny).



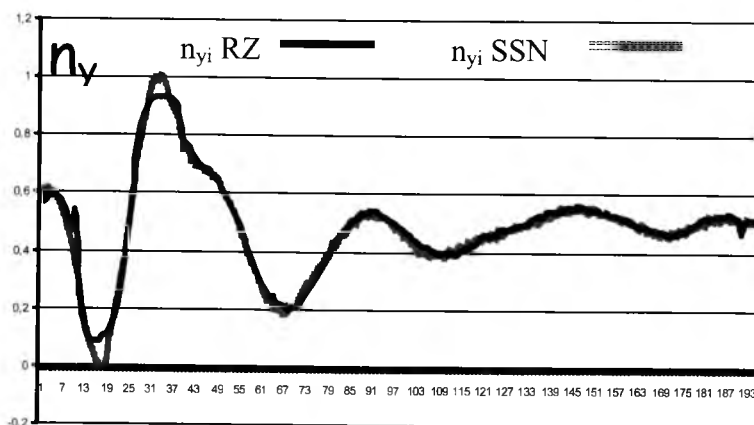
Rys. 5. Porównanie przebiegów komendy kierowania uzyskanych z pomiarów ze strzałów bojowych i wyznaczonych z wykorzystaniem sieci neuronowej (wynik testowania sieci)

3.2. Wyznaczenie modelu przeciążeń

Niżej rozpatrzono sieć neuronową, odwzorowującą relację pomiędzy wektorem komend kierowania a wektorem przeciążeń aerodynamicznych (rys. 6) dla rakiety przeciwlotniczej zestawu NEWA.

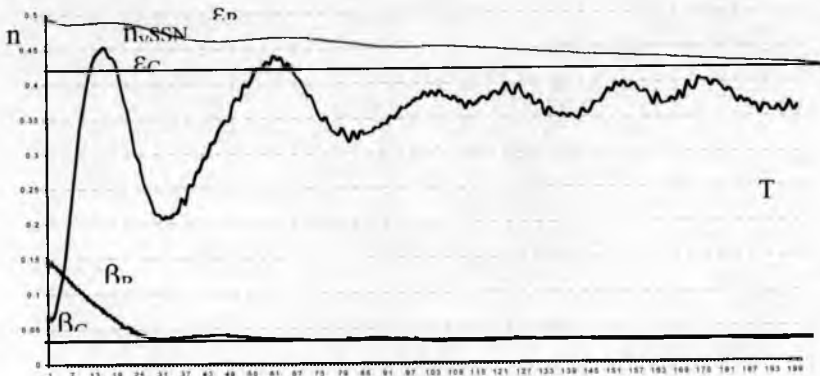


Rys. 6. Wielowarstwowa, sztuczna sieć neuronowa odwzorowująca przeciążenia

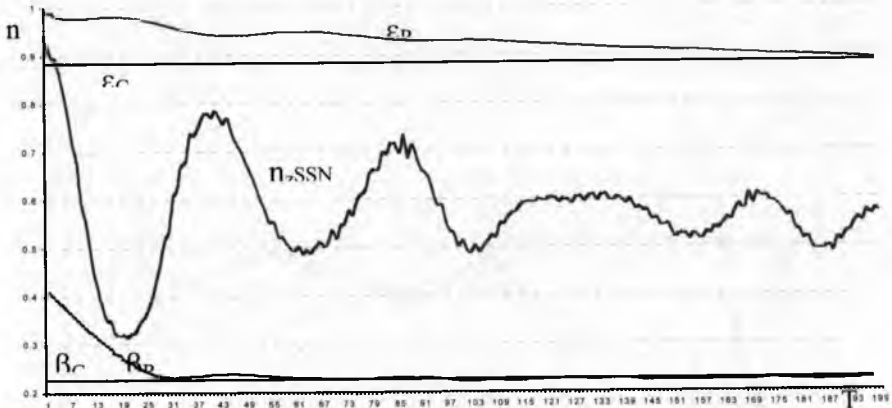


Rys. 7. Porównanie przebiegów wartości przeciążenia bocznego n_y uzyskanego z eksperymentu (n_{yi} RZ) i wyznaczonego przy pomocy sieci neuronowej (n_{yi} SSN) – test sieci

Z porównania wyników uczenia sieci (tab.1 i rys. 4) oraz testowania sieci (rys. 5 i 7) widać, że dokładność odwzorowania przez sieć dynamiki procesu naprowadzania (komend kierowania) i lotu przeciwlotniczej rakiety (przeciążeń aerodynamicznych) jest praktycznie identyczna z wynikami uzyskanymi z eksperymentu. Na rysunkach 8 i 9 przedstawiono wyniki z testowania modelu przeciążeń rakiety przeciwlotniczej w płaszczyźnie odchylenia (n_y – rys. 8) i pochylenia (n_z – rys. 9).



Rys. 8. Model przeciążeń n_y rakiety przeciwlotniczej



Rys. 9. Model przeciążeń n_z rakiety przeciwlotniczej

Na podstawie powyższego można uznać, iż model dynamiki procesu naprowadzania i lotu przeciwlotniczej rakiety oparty na wielowarstwowej sztucznej sieci neuronowej poprawnie odwzorowuje rzeczywiste wielkości.

4. Wnioski

Uzyskane wyniki uzasadniają stwierdzenie, iż model matematyczny dynamiki procesu naprowadzania i lotu przeciwlotniczej rakiety, w którym relacje pomiędzy wektorem komend kierowania a wektorem przeciążeń aerodynamicznych określane są za pomocą sztucznej sieci neuronowej, odwzorowuje rzeczywisty obiekt w zakresie mechaniki lotu. Tak opracowany model może być zastąpiony modelem opracowanym metodami komputerowej identyfikacji [3, 9].

Przedstawiony model przeciwlotniczej rakiety może być wykorzystany w:

- ocenie stanu technicznego,
- w systemie planowania misji,
- w symulatorach do szkolenia obsłóg SD i dywizjonów OPL.

Bibliografia

1. Borowczyk H., Lewitowicz J., Lindstedt P., *The neural diagnostic method and a complex system of diagnosing airframe and powerplant*, ICAS-98-6,6,4
2. Gacek J. Baranowski L., *Numeryczne badania dynamiki lotu rakiety niekierowanej z uszkodzoną głowicą*, ML-X 2002, 257-274
3. Golański P., Rymaszewski S., *Identyfikacja modelu dynamiki procesów naprowadzania i lotu sterowanej rakiet*, Rozprawa doktorska, ITWL, Warszawa, 2001
4. Goraj Z., *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, IL BNIL, Warszawa, 2001
5. Hazarika N., Tuncer I. H., Lowe D.: *An inverse design procedure for airfoils using artificial neural networks*. ICAS-98-2,2,1
6. Lonnblad L., Peterson C., Rognvaldsson T., *Pattern recognition in high energy physics with artificial neural networks – JETNET 2.0.*, Computer Physics Communications 70, 1992
7. Manerowski J., *Identyfikacja modelu dynamiki lotu poddźwiękowego samolotu*. MTiS, 1.30.1992, 51-69
8. Manerowski J., *The model of a helicopter's powerplant dynamics as constructed with a stochastic-approximation method for a pilot-training simulator*, Metrologia i Systemy Pomiarowe, VI, 1-2, 1999, 97÷105
9. Manerowski J., *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa, 1999

10. Manerowski J., Rykaczewski D., *Modeling of UAV flight dynamics using perceptron artificial neural networks*, Journal of Theoretical And Applied Mechanics 43, 2, Warszawa, 2005, 297-307
11. Marques F.D., Belo M., *Identification of aircraft non-linear dynamics using Voltera series*, ICAS-98-1,10,5
12. Sybilski K., *Metody analizy niekonwencjonalnych stanów lotu*, ML-X 2002, 307-320

NEURAL MODEL OF ANTI-AIRCRAFT MISSILE FLIGHT CONTROL

An application of artificial neural networks to modeling of the anti-aircraft missile flight and guidance dynamics was presented in the paper. The combat firing results for a NEWA anti-aircraft missile created the basis for model generation. The coefficients allowing for assessment of the accuracy level on which the presented model represents the considered object were included as well.

REGULACJA PREDYKCYJNA Z MODELEM OPARTYM NA SZTUCZNYCH SIECIACH NEURONOWYCH W UKŁADACH AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA LOTEM

ROBERT GŁĘBOCKI,

*Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska
e-mail: rgleb@meil.pw.edu.pl*

W pracy przedstawiono wyniki badań nad zastosowaniem regulatorów predykcyjnych w układach automatycznego sterowania bezałogowych obiektów latających. Badania prowadzono w oparciu o model samolotu oraz pocisku sterowanego. W trakcie badań opracowano układ automatycznego sterowania do podstawowych manewrów w powietrzu oparty na regulacji PID. Następnie sprawdzono możliwości poprawy jakości sterowania poprzez zastosowanie regulatorów predykcyjnych. Badania przeprowadzono w dwóch etapach. W pierwszym wykonano symulacje podstawowych manewrów w powietrzu dla układu automatycznego sterowania opartego na regulatorach PID. Drugim etapem były badania symulacyjne tych samych manewrów sterowanych przez układ regulacji predykcyjnej z modelem. W układach tych zastosowano do tworzenia modeli oraz praw sterowania sieci neuronowe propagacji wstecznej błędu.

1. Wprowadzenie

W referacie zostaną przedstawione wyniki badań nad opracowaniem opartych na sieciach neuronowych metod sterowania lotem. Rozważano dwa przypadki obiektów latających i ich systemów sterowania. Pierwszym był mały samolot komunikacyjny. Badania symulacyjne dotyczyły sprawdzenia możliwości poprawy pracy autopilota i automatu ciągu poprzez porównanie z wynikami uzyskanymi przy sterowaniu metodami klasycznymi opartymi na regulatorach PID.

Drugim przypadkiem był pocisk sterowany. Badania symulacyjne dotyczyły tutaj sprawdzenia możliwości poprawy jakości sterowania szczególnie zwiększenia manewrowości pocisku. Badano również zagadnienie jakości sterowania mierzonej osiągalnością celu przy ataku z różnych kierunków. Następnie porównano je z wynikami uzyskanymi przy zastosowaniu klasycznych układów regulacji typu PID.

W trakcie badań opracowano dla obu badanych przypadków układy automatycznego sterowania do podstawowych manewrów w powietrzu oparte na regulacji PID. Dla samolotu były to zmiana wysokości, zmiana prędkości lotu, przechylenie o zadany kąt. Kolejnym etapem były badania symulacyjne tych samych manewrów sterowanych przez układ regulacji predykcyjnej z modelem.

W układach tych zastosowano do tworzenia modeli oraz praw sterowania sieci neuronowe propagacji wstecznej błędu. Regulator ma wbudowany model obiektu oparty na sieci neuronowej typu propagacji wstecznej błędu. Sieć jest trójwarstwowa z funkcją inicjacji typu *tansig* zastosowaną do wszystkich warstw. Ilość neuronów w poszczególnych warstwach wynosiła od 10 do 20. Badania nad sterowaniem samolotu wymagały stosowania mniejszej ilości neuronów w poszczególnych warstwach niż w przypadku pocisku jednak w obu przypadkach nie wychodziły one poza zakres od 10 do 20.

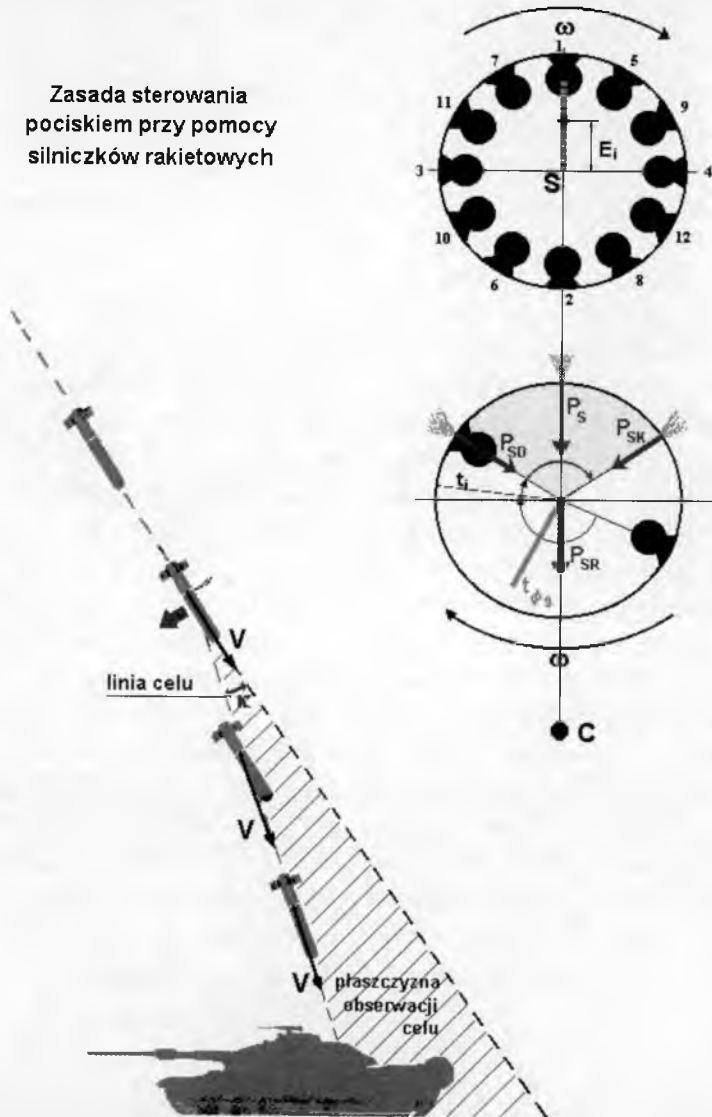
Model jest uczony *offline* poprzez współpracę z modelem symulacyjnym obiektu w trybie uczenia z nauczycielem. Pary uczące zostały przygotowane na podstawie danych z modelu symulacyjnego lub w pierwszym podejściu na podstawie jego transmitancji w danym kanale sterowania. Układ regulacji stosuje model oparty na sztucznej sieci neuronowej do predykcji odpowiedzi obiektu sterowania na zadane sygnały sterujące. Następnie na tej podstawie przeprowadza zmiany nastaw regulatorów stosownie do bieżących potrzeb wykonywanego manewru.

2. Obiekt sterowania

Pierwszym badanym obiektem sterowania jest mózdzierzowy pocisk inteligentny, sterowany w ostatniej stromej fazie opadania. Zastosowano tu sterowanie jednokanałowe lotem przestrzennym przy impulsowych wymuszeniach sterujących, od korekcyjnych silników rakietowych (rys. 1). Silniki rozmieszczone są promieniście wokół środka ciężkości.

Dają jednorazowe impulsy sterujące skierowane prostopadle do osi głównej pocisku. Funkcja inicjująca odpalenie silników zależy od wartości uchybu, fazowego położenia celu oraz położenia kąтового pocisku. Lot przestrzenny fazy jednokanałowego sterowania możliwy jest dzięki ruchowi wirowemu obiektu i odpalaniu kolejnych silników w odpowiednim czasie.

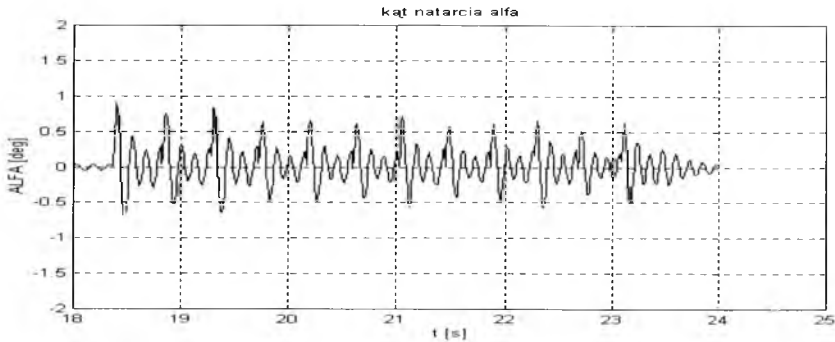
Zasada sterowania pociskiem przy pomocy silniczków rakietowych



Rys. 1 Zasada impulsowego sterowania pociskiem przy użyciu zestawu rakietowych silników korekcyjnych.

Klasyczne metody sterowania obiektami latającymi zakładają, iż układ wykonawczy sterowania tak oddziałuje na obiekt sterowany, aby siły pochodzące od sterów wywoływały zmianę momentu sił oddziałujących na obiekt, powodując jego obrót wokół środka masy, dzięki czemu powierzchnie nośne otrzymują niezbędny kąt natarcia potrzebny do wytworzenia siły sterującej. Rozwiązanie takie charakteryzuje spora inercja pomiędzy decyzjami układu sterującego a ich wykonaniem. Jest to dosyć istotna wada w sytuacji konieczności precyzyjnego naprowadzenia obiektu do celu w krótkim czasie, lub, gdy sterowanie wymaga bardzo szybkiej reakcji na informacje docierające do obiektu. Wadę tę można by znacznie ograniczyć poprzez oddziaływanie bezpośrednio na środek ciężkości obiektu latającego. W proponowanym rozwiązaniu układ wykonawczy sterowania (zespół raketowych silników korekcyjnych) oddziałuje na środek masy obiektu a ruch wokół środka masy jest dopiero następstwem tego pierwszego i oddziaływań aerodynamicznych. Rozwiązanie takie pozwala na dużo efektywniejsze oddziaływanie na jego wektor prędkości. Mamy tu jednak problem z występującym opóźnieniem reakcji układu wykonawczego sterowania. Silnik korekcyjny, który jest związany na stałe z pociskiem, może być uruchomiony dopiero pozajęciu odpowiedniej pozycji (obróceniu się o odpowiedni kąt) przez wirujący pocisk (rys. 1). Ponadto ograniczona liczba silników oraz przejściowe oscylacje powstałe po w trakcie pracy silnika korekcyjnego nie pozwalają na ingerencję układu sterowania częściej niż raz na dwa trzy obroty. Głowica śledząca pocisku jest związana z nim na stałe, co powoduje zaburzenia wskazań w trakcie pracy silnika korekcyjnego, a następnie dość szybkie wygaśnięcie oscylacji nimi wywołanych. Zaburzenia te przedstawia rysunek 2.

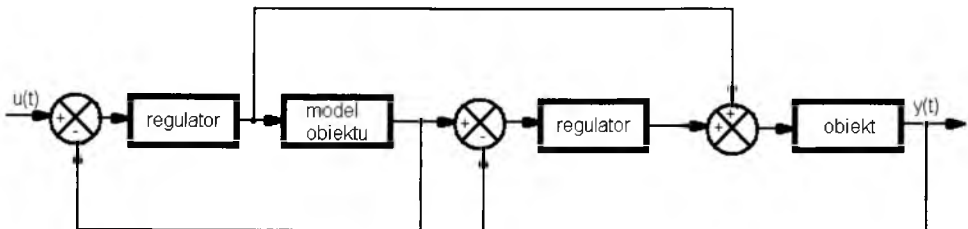
W przypadku układu automatycznego sterowania samolotu doświadczenia prowadzono w oparciu o model zbudowany na podstawie danych samolotu PW8 zbudowanego na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki warszawskiej. Jest to samolot o rozpiętości skrzydeł około 2m, górnopłat, z napędem pchającym, wyposażonym w klasyczny układ sterów (ster wysokości, kierunku i lotki).



Rys. 2. Zakłócenia powstałe w kącie natarcia w przypadku uruchamiania silników korekcyjnych co trzy obroty pocisku.

3. Układ sterowania

Strukturę układu sterowania pokazuje rysunek 3. System pracuje jako układ regulacji podążającej za modelem (MFC model *following control*). W przedstawionym układzie sygnał wyjściowy uzyskany na bazie układu regulacji dla modelu stanowi sygnał zadany dla układu regulacji obiektu. Ponadto sterowania wypracowane w układzie regulacji modelu jest równocześnie przekazywane do samego obiektu sterowania. W przedstawionej strukturze układu uchyb w układzie regulacji dla obiektu sterowania jest zerowy, jeżeli przebieg procesów modelowanych i rzeczywistych jest identyczny. W przypadku wystąpienia różnic między obiektem a modelem uchyb ten nie będzie zerowy. Jest on wówczas korygowany przez układ regulacji dla obiektu. Wspomniane wyżej różnice mogą wystąpić na skutek zakłóceń bądź różnicy między obiektem a modelem. W naszym przypadku różnice te wiążą się z niewystępowaniem opóźnień w modelu pocisku oraz występowaniu zakłóceń w przypadku pocisku i samolotu.



Rys. 3. Struktura układu regulacji

Jak pokazuje rysunek 2 zaburzenia powstałe w trakcie pracy silnika korekcyjnego zakłócają pomiar głowicy śledzącej związanej na stałe z pociskiem. Przez okres co najmniej jednego obrotu cel nie może być śledzony przez pocisk. Układ sterowania działa wówczas w oparciu o sygnały sterujące wyznaczone przez model. Podobnie na tej podstawie oceniane są zakłócenia uchybu kąтового, pod jakim pocisk widzi cel. Do modelowania obiektów zarówno w przypadku samolotu, jak i pocisku użyto sztucznych sieci neuronowych.

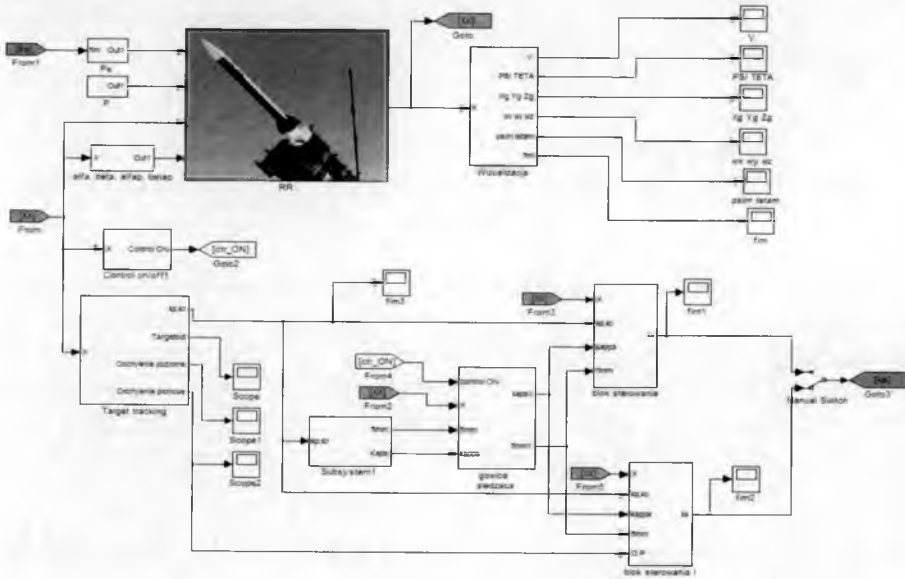
4. Badania

Badania przeprowadzono w oparciu o posiadane modele numeryczne sterowanego impulsowo pocisku oraz samolotu PW8. Modele te przedstawiają schematy na rysunkach 4 i 5. Oba modele wyposażono w podwójne układy sterowania. Jeden oparty o klasyczne regulatory PID oraz opisane w rozdziale drugim układy typu MFC z modelami opartymi o sztuczne sieci neuronowe. W obu przypadkach zastosowano sieci trójwarstwowe propagacji wstecznej błędu. Sieci były uczone na podstawie par uczących sporządzonych w oparciu o wyniki pracy modeli numerycznych pocisku i samolotu. W przypadku pocisku skuteczna okazała się sieć zawierająca po 20 neuronów w warstwie. Do modelowania samolotu zastosowano sieć o odpowiednio 30, 50 i 30 neuronów w poszczególnych warstwach. Ilości neuronów dla poszczególnych modeli dobrano metodą doświadczalną.

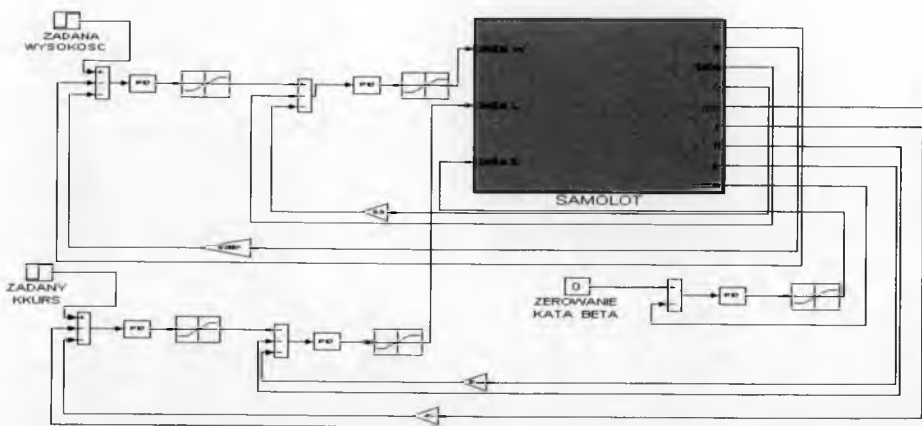
Na obecnym etapie prac przeprowadzono badania nad poprawą celności pocisku na maksymalnych zasięgach około 6 tysięcy metrów. Układ sterowania ma wówczas największe kłopoty z celnością naprowadzania pocisku do celu. Uzyskane wyniki wykazały w około 40% przypadków lepszy efekt naprowadzania mierzony jako odległość upadku pocisku od celu punktowego. W pozostałych przypadkach efekt sterowania był porównywalny do uzyskanego przez układ korzystający jedynie z regulatora PD. Dla kilku prób przeprowadzonych dla bliższych zasięgów wyniki dla regulatora typu MFC były podobne jak dla układu z regulacją PD. Jest to jednak zakres strzelań, dla których i w tym ostatnim przypadku uzyskujemy dobre efekty.

Eksperymenty numeryczne wykonywane z układem sterowania PW8 zostały przeprowadzone dla sterowania w kanale pochylenia. W tym przypadku zastosowanie układu sterowania typu MFC pozwoliło na

poprawę dynamiki wykonywanych manewrów. Prawie całkowicie pozwoliło na wyeliminowanie wpływu opóźnień występujących w procesie sterowania. Obiekt sterowania, jakim jest oparty na równaniach różniczkowych model PW8 uwzględniał również opóźnienia powstające w przyrządach aerometrycznych (rurka Prandtla).



Rys. 4. Model sterowanego pocisku wraz z układem sterowania wykonany w środowisku Matlab/Simulink



Rys. 5. Model samolotu PW8 wraz z układem sterowania wykonany w środowisku Matlab/Simulink

Bibliografia

1. Praca pod redakcją Jana Gruszeckiego, *Bezpilotowe aparaty latające*, Oficyna wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 2002
2. Bociek S., Gruszczycki J., *Układy sterowania automatycznego samolotu*, Oficyna wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999
3. Vogt R., *Sterowanie statków powietrznych*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1987

AN ARTIFICIAL NEURAL NETWORK BASED MODEL OF PREDICTIVE CONTROL IN AUTOMATIC FLIGHT CONTROL SYSTEMS

The paper presents some results of investigations into predictive control methods based on artificial neural networks when applied to unmanned flying vehicles. A guided missile and a plane were tested using numerical models, in which the artificial neural network based models of control systems were employed. The results obtained were compared with those emerging from application of the commonly used PIA controllers.

Badania prowadzono częściowo w ramach grantu MNiI Nr 0T00A02826

Rozdział VIII

Badania w locie - dynamika obiektów latających

OCENA WŁASNOŚCI LOTNYCH SAMOLOTU NA PODSTAWIE ZAREJESTROWANYCH PARAMETRÓW LOTU

GRZEGORZ KOWALECZKO
JAROSŁAW KRZONKALLA
MIROSŁAW MICHALCZEWSKI
MIROSŁAW NOWAKOWSKI
STANISŁAW RYMASZEWSKI
LESZEK UŁANOWICZ
FRANCISZEK ZGRZYWA
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W artykule przedstawiono metodę badania własności lotnych samolotów, która stosowana jest w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Pokazano ją na przykładzie badań kwalifikacyjnych samolotu PZL-130 TC-II Orlik. Badania takie prowadzone są w oparciu o opracowane w ITWL metodyki badań. Wykorzystywane są w nich wytyczne wynikające z przepisów lotniczych Part, dane literaturowe dotyczące podobnych badań oraz własne doświadczenie w tej dziedzinie.

1. Wstęp

Aby samolot mógł być prawidłowo eksploatowany konieczna jest pełna wiedza o jego osiągnięciach oraz stateczności i sterowności. Na etapie projektowania samolotu parametry te oceniane są za pomocą różnych metod analitycznych i numerycznych. Jednak końcową i decydującą ich ocenę stanowią wyniki badań w locie, które jednoznacznie określają jakość konstrukcji i możliwości samolotu. Ma to bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo podczas lotu.

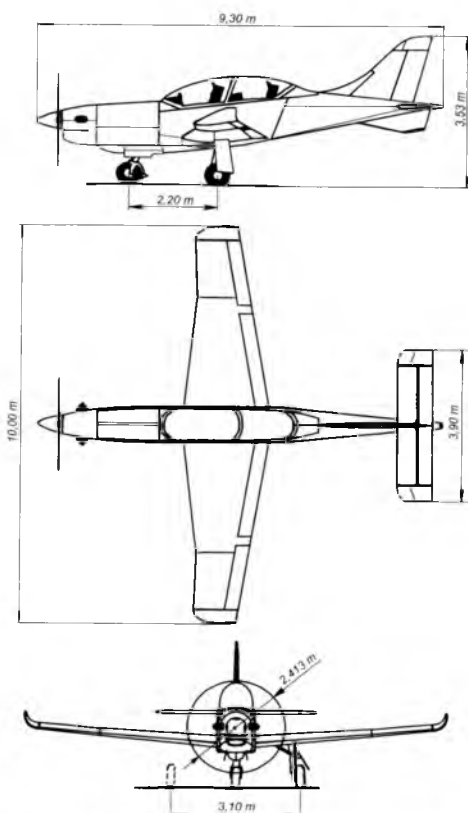
Loty badawcze wykonuje się w oparciu o wcześniej przygotowywane scenariusze. Podstawą do oceny własności lotnych samolotu są zarejestrowane w czasie lotu parametry lotu. Po locie zapisy z układu pomiarowo-rejestracyjnego są analizowane. Analizie poddawane są między innymi takie dane jak: siły na sterownicach przy różnych prędkościach lotu, kąt wychylenia sterów, trymerów, kąty położenia samolotu w przestrzeni, prędkość i wysokość lotu, prędkości kątowe samolotu, parametry pracy zespołu napędowego, itp.

Efektom badań własności lotnych jest ilościowa i jakościowa ocena:

- wyważenia podłużnego;
- stateczności statycznej podłużnej;
- sterowności podłużnej;
- stateczności dynamicznej podłużnej;
- wyważenia poprzecznego i kierunkowego;
- stateczności statycznej poprzecznej i kierunkowej;
- sterowności poprzecznej i kierunkowej;
- stateczności dynamicznej poprzecznej i kierunkowej;

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych prowadzi tego typu badania od wielu lat i ma w tej dziedzinie duży dorobek i doświadczenie. Badania prowadzone są w oparciu o opracowane w ITWL metodyki, które bazują między innymi na zaleceniach wynikających z przepisów lotniczych *Federal Aviation Regulations Part-23*.

W dalszej części pracy pokazane zostaną przykładowe wyniki tego rodzaju badań przeprowadzonych dla samolotu PZL-130 TC-II Orlik. Podstawowe dane geometryczne samolotu pokazano na rys. 1. *Orlik* jest turbośmigłowym, dwumiejscowym samolotem polskiej konstrukcji przeznaczonym do szkolenia pilotów wojskowych oraz do pokazów akrobacji lotniczej. Z tego powodu powinien cechować się odpowiednią sterownością i statecznością, być łatwym w pilotażu i „przyjaznym” dla pilota. Cykl badań w locie pozwolił na ocenę własności lotnych i pilotażowych tego samolotu. Badania te obejmowały pełny, wymieniony wcześniej zakres analiz.



Rys. 1. Podstawowe wymiary samolotu

2. Określenie wyważenia podłużnego

Samolot uznaje się, za wyważony przy danej prędkości lotu, jeżeli dla tej prędkości lotu istnieje możliwość wyzerowania, przy pomocy trymera, sił na drążku sterowym w kanale podłużnym. Prędkość taką nazywamy **prędkością wyważenia**.

W celu sprawdzenia, czy w całym zakresie prędkości lotu warunek ten może być spełniony przeprowadzono cykl badań w locie polegających na:

- rozpędzaniu samolotu w locie prostoliniowym na mocy $N=MCP^1$ od prędkości $V_p=1,2V_{s1}$ do prędkości bliskich maksymalnym dopuszczalnym tzn. $V_p=500$ km/h;

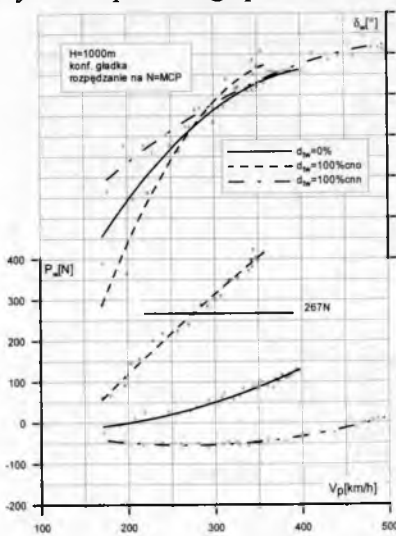
¹ MCP – moc maksymalna trwała

- hamowaniu samolotu w locie prostoliniowym na mocy $N=MG^2$ w podanym zakresie prędkości.

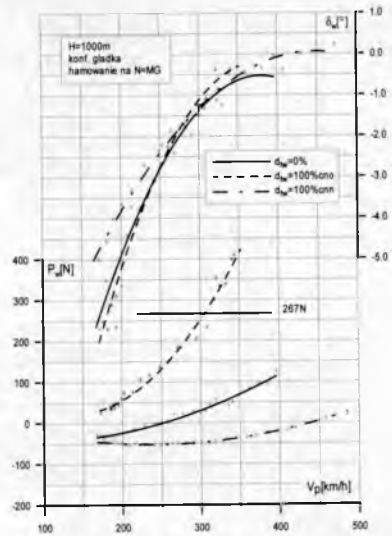
Loty realizowano dla konfiguracji gładkiej, „startowej” i „do lądowania” dla trzech położenia trymera steru wysokości:

- trymer w pozycji neutralnej;
- trymer w skrajnej pozycji „ciężki na ogon”³
- trymer w skrajnej pozycji „ciężki na nos”⁴

W czasie lotów rejestrowano zmiany sił na drążku sterowym w kanale podłużnym P_w kątów wychylenia steru wysokości δ_w . Otrzymano przebiegi pokazane na rysunkach 2 i 3.



Rys. 2. Siła P_w i wychylenie steru wysokości δ_w w czasie rozpędzania



Rys. 3. Siła P_w i wychylenie steru wysokości δ_w w czasie hamowania

Aby możliwe było wyważenie podłużne samolotu (wyzerowanie siły na drążku sterowym) dla danej prędkości lotu musi być spełniony następujący warunek: **siły na drążku sterowym przy skrajnych ustawieniach trymera muszą mieć przeciwny znak**. Oznacza to, że pilot może znaleźć takie położenie trymera, które zapewni wyzerowanie sił na drążku.

Rysunki 2 i 3 pokazują, że warunek ten jest spełniony zarówno w przypadku rozpędzania jak i hamowania samolotu. Należy zazna-

² MG – mały gaz

³ oznaczenie CNO

⁴ oznaczenie CNN

czyć, że maksymalna prędkość lotu poziomego wynosi dla samolotu Orlik $V_H=422$ km/h (na poziomie morza). Zatem efektywność trymera steru wysokości zapewnia wyważenie samolotu praktycznie w całym zakresie eksploatacyjnych prędkości lotu.

Z rysunków 2 i 3 wynika też, że przy położeniu trymera w pozycji CNO, powyżej pewnej prędkości lotu, siły na drążku przekraczają dopuszczalny, określony przez producenta poziom $P_{w \max}=267N$. Dla rozpędzania prędkością graniczną jest około 270 km/h, zaś dla hamowania 305 km/h.

Zatem można stwierdzić, że układ wyważenia podłużnego (trymer steru wysokości) zapewnia wyważenie podłużne samolotu w całym zakresie eksploatacyjnych prędkości lotu we wszystkich konfiguracjach i na wszystkich mocach układu napędowego.

3. Ocena stateczności statycznej podłużnej

Samolot jest uznawany za stateczny statycznie, jeżeli po zaburzeniu lotu pojawia się tendencja do samoczynnego, bez udziału pilota, powrotu do warunków wyjściowych.

Jeżeli samolot wykonuje ustalony lot poziomy, zaś siły na drążku są wyzerowane za pomocą trymera, to jest on stateczny statycznie podłużnie, gdy:

- a) w celu zmniejszenia prędkości lotu należy ciągnąć drążek „na siebie”, zaś w celu zwiększenia prędkości lotu należy pchać go „od siebie”;
- b) prędkość samolotu powraca do prędkości początkowej gdy pilot przestanie ciągnąć/pchać drążek;
- c) istotna zmiana prędkości lotu powoduje zmianę siły na drążku wyraźnie odczuwalną przez pilota.

W czasie prób wykonano loty badawcze polegające na rozpędzaniu i hamowaniu samolotu. Testom poddano samolot w różnych konfiguracjach, przy różnych wartościach mocy zespołu napędowego:

- konfiguracja gładka: $N=MCP$, moc niezbędna do lotu poziomego, $N=MG$;
- konfiguracja: klapy do startu, podwozie schowane, $N=MCP$;
- konfiguracja: klapy schowane, podwozie wypuszczone, $N=0,75$ MCP;

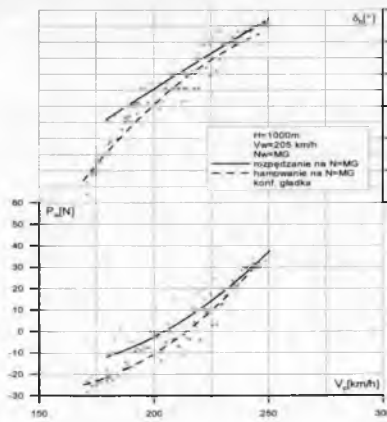
- konfiguracja do lądowania: $N=MCP$, $N=0,75$ MCP, moc odpowiadająca ścieżce schodzenia pod kątem 3° .

Badanie stateczności statycznej podłużnej wykonywano dla różnych położen środka masy samolotu zmieniających się od $\bar{x}_{sm}=22,34\%$ SCA (podwozie wypuszczone) do $\bar{x}_{sm}=23,28\%$ SCA (podwozie schowane). Na rysunku 4 pokazano niektóre wyniki badań.

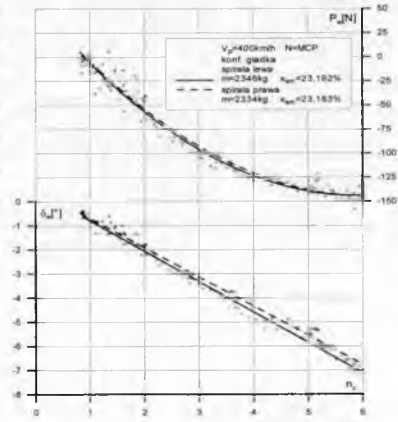
Warunkiem stateczności statycznej podłużnej jest dodatnia wartość pochodnej $\partial P_w / \partial V$ w całym zakresie prędkości. Warunek ten jest spełniony dla wszystkich przebadanych konfiguracji samolotu i dla wszystkich mocy zespołu napędowego.

Równoważnym warunkiem stateczności statycznej podłużnej jest dodatnia wartość pochodnej $\partial \delta_w / \partial V$ w całym zakresie prędkości. Również ten warunek jest spełniony.

Zarejestrowane wartości sił w próbach nie przekraczają wartości dopuszczalnej 178 N.



Rys. 4. Siła P_w i wychylenie steru wysokości δ_w w czasie rozpędzania i hamowania



Rys. 5. Siła P_w i wychylenie steru wysokości δ_w w funkcji przeciążenia n_z

4. Ocena sterowności podłużnej

Sterowność podłużna to zdolność samolotu do wykonania podłużnego manewru w sposób najprostsz, przy minimalnej stracie energii pilota.

W celu oceny sterowności podłużnej samolotu przeprowadzono następujące badania:

1. Samolot w konfiguracji gładkiej wykonujący lot poziomy z prędkością $V_p=1,4 V_{s1}$. Wysokości $H_b=1000\text{m}$ na mocy $N=\text{MCP}$ wyważano zerując siły na drążku. Następnie zmniejszono prędkość o 20% i szybkim ruchem wychylano drążek sterowy do ponownego uzyskania prędkości wyważenia.
2. Badania jak w punkcie 1 dla samolotu w konfiguracji do lądowania przy prędkości $V_p=1,4 V_{s0}$.
3. Samolot w trzech konfiguracjach (gładkiej, startowej i do lądowania) wykonywał loty krzywoliniowe (wysokość początkowa $H_b=2000\text{ m}$) na mocach zespołu napędowego $N=0,75\text{ MCP}$ oraz $N=\text{MCP}$, przy prędkościach lotu $V_p=220, 250, 350, 400, 450$ i 500 km/h . Wykonywano zakręty i spirale w zakresie przeciążeń od $n_z=1$ do $n_{z\text{ dop}}=6,0$ (2,0 dla wypuszczonych klap) lub do przeciążeń odpowiadających pojawieniu się drgań *buffetingowych*.

Sterowność podłużną samolotu w locie krzywoliniowym określono na podstawie:

- zmian wartości pochodnej siły na drążku sterowym w kanale podłużnym względem przeciążenia normalnego $\partial P_w/\partial n_z$,
- zmian wartości gradientu kąta wychylenia steru wysokości względem przeciążenia normalnego $\partial \delta_w/\partial n_z$.

Na rys. 5 pokazano zarejestrowane, podczas realizacji zakrętów i spirali, wartości siły na drążku sterowym w kanale pochylenia P_w oraz kąta wychylenia steru wysokości δ_w w funkcji przeciążenia normalnego n_z .

Przebiegi pokazują, że siła na drążku P_w w manewrze jest ujemna (drążek ciągnięty) zaś jej bezwzględna wartości rośnie wraz ze wzrostem przeciążenia n_z i osiąga maksimum dla przeciążeń $n_z=n_{z\text{ dop}}$. Zatem spełniony jest warunek $\partial P_w/\partial n_z < 0$.

Wraz ze wzrostem przeciążenia normalnego n_z wartości kątów wychylenia steru wysokości zmniejszają się w przybliżeniu liniowo spełniając warunek $\partial \delta_w/\partial n_z < 0$.

Z przeprowadzonych badań sterowności podłużnej samolotu *Orlik* wynika, że:

- w locie prostoliniowym samolot dla każdej konfiguracji i mocy pozwala na szybkie i bez użycia nadmiernych sił przyspieszenie do prędkości wyważenia;
- samolot prawidłowo reaguje na dokonywane przez pilota wychylenie steru wysokości;
- gradienty:

- siły na drążku sterowym w kanale podłużnym względem przecięcia normalnego $\partial P_w / \partial n_z$,
 - kąta wychylenia steru wysokości względem przecięcia normalnego $\partial \delta_w / \partial n_z$
- są prawidłowe (ujemne).

5. Stateczność dynamiczna podłużna

Samolot uznaje się za stateczny dynamicznie podłużnie, gdy drgania krótkookresowe dla każdej prędkości lotu z zakresu od prędkości przeciągnięcia do prędkości maksymalnej są silnie tłumione zarówno przy trzymanym jak i puszczonej drążku sterowym. Jednocześnie drgania długookresowe (fugoidy) nie mogą powodować nieakceptowalnego wzrostu obciążeń pilota lub zagrożenia dla samolotu.

Ocena stateczności dynamicznej podłużnej polegała na rozpatrzeniu charakteru ruchu samolotu po wytrąceniu go ze stanu równowagi oraz badaniu, w jakim czasie samolot jest zdolny powrócić do warunków wyjściowych. Moc zespołu napędowego w każdym przypadku odpowiadała mocy niezbędnej do lotu poziomego.

Badanie wykonano na wysokości $H_b=1000$ m. Testy przeprowadzono dla czterech-pięciu prędkości dla samolotu w konfiguracjach przedstawionych w tabeli 1.

Tabela 1. Warianty do badań stateczności dynamicznej podłużnej

Podwozie	Położenie klap	Zakres prędkości
schowane	schowane	$V_p=1,2 V_{s1} \div V_{max}$
schowane	startowe	$V_p=1,2 V_{s1} \div V_{FE}^5$
wypuszczone	schowane	$V_p=1,2 V_{s1} \div V_{LE}^6$
wypuszczone	do lądowania	$V_p=1,2 V_{s1} \div V_{LE}$ lub V_{FE}^7

W celu oceny ruchów krótkookresowych wykonujący ustalony lot poziomy samolot był wytrącany ze stanu równowagi poprzez chwilowe, możliwie krótkotrwałe wychylenie steru wysokości. Dla małych i średnich prędkości lotu wytrącenia samolotu dokonywano energicznym

⁵ V_{FE} – maksymalna prędkość z wypuszczonymi klapami

⁶ V_{LE} – maksymalna prędkość z wypuszczonym podwoziem

⁷ w zależności, która prędkość jest mniejsza

ruchem drążka „od siebie” zaś dla dużych prędkości lotu ruchem „na siebie”.

Wzbudzenia długookresowych wahań podłużnych dokonywano poprzez zmianę prędkości lotu - dla małych i średnich prędkości zwiększając prędkości o 10÷15% zaś dla prędkości bliskich granicznej przez zmniejszenie prędkości o 10÷15% wartości wyjściowej.

Oceniano stateczność samolotu zarówno z drążkiem trzymanym jak i puszczoneym. Ocena polegała na określeniu:

- 1) wartości okresu wahań swobodnych T , tzn. czasu, w trakcie którego odbywa się pełny cykl zmiany jednego z parametrów charakteryzujących podłużny ruch samolotu;
- 2) wskaźnika intensywności tłumienia m_{tl} definiowany jako wartości stosunku dwóch kolejnych maksimów (minimów) przebiegu parametrów; wskaźnik m_{tl} charakteryzuje zdolność samolotu do tłumienia wahań wywołanych jakimkolwiek zakłóceniem, tzn. rozpraszanie w otaczającej przestrzeni części energii siły zakłócającej⁸
- 3) czas tłumienia do połowy amplitudy $\tau_{1/2}$. Amplituda wahań podłużnych powinna być zredukowana do połowy w czasie krótszym od dwu okresów.

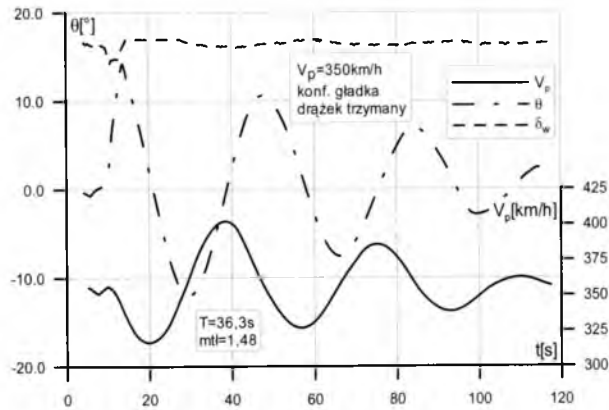
Otrzymane z badań wyniki w postaci przebiegów prędkości lotu i kąta pochylenia przedstawiono na rys. 6 i 7.

Przeprowadzona analiza pokazała, że:

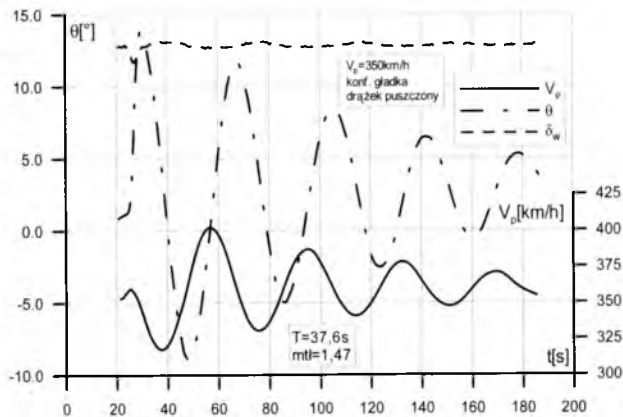
1. We wszystkich konfiguracjach, w przebadanym zakresie prędkości, wahania krótkookresowe samolotu z drążkiem trzymanym i puszczoneym są bardzo szybko tłumione i praktycznie niezauważalne przez pilota. Ich tłumienie następuje praktycznie w pierwszym okresie, niezależnie od wartości impulsu wymuszającego.
2. Samolot z drążkiem trzymanym, w konfiguracjach gładkiej, startowej i do lądowania, w zakresie wahań długookresowych jest stateczny dynamicznie w całym zakresie przebadanych prędkości lotu.
3. Samolot z drążkiem puszczoneym, w konfiguracjach gładkiej, startowej i do lądowania, w zakresie wahań długookresowych jest stateczny dynamicznie za wyjątkiem konfiguracji:

⁸ Przy $m_{tl} > 1$ zaburzony ruch samolotu w jest pełni wytłumiany, przy czym proces ten ulega przyspieszeniu wraz ze wzrostem wskaźnika m_{tl} . Przy $m_{tl} = 1$ występują nietłumione wahania ze stałą amplitudą. Przy $m_{tl} < 1$ ruch samolotu jest niestateczny, tzn. amplituda wahań rośnie w czasie.

- gładkiej, prędkość wyważenia poniżej około $V_p=250$ km/h,
- startowej, dla wszystkich prędkości wyważenia,
- do lądowania, prędkość wyważenia $V_p=180$ km/h.



Rys. 6. Przebieg prędkości V_p i pochylenia samolotu θ w ruchu długookresowym



Rys. 7. Przebieg prędkości V_p i pochylenia samolotu θ w ruchu długookresowym

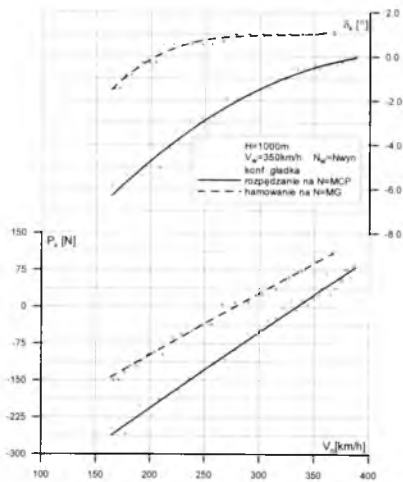
6. Określenie wyważenia poprzecznego i kierunkowego

Podobnie jak w przypadku wyważenia podłużnego określenie wyważenia poprzecznego i kierunkowego polega na sprawdzeniu czy w całym zakresie prędkości lotu istnieje możliwość wyzerowania, przy pomocy trymera, sił na sterownicach w kanale odchylenia i przechylenia.

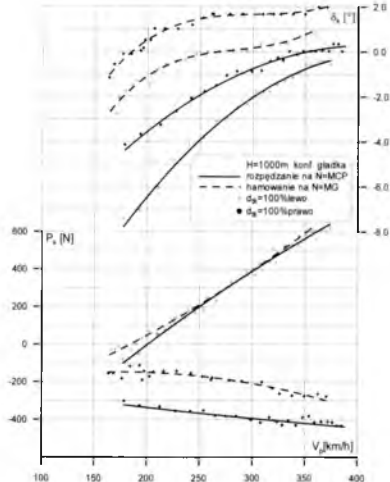
Badania wyważenia kierunkowego i poprzecznego samolotu przeprowadzono podczas rozpędzania (moc układu napędowego $N=MCP$) oraz hamowania (mocy $N=MG$) dla samolotu w konfiguracjach: gładkiej, startowej i do lądowania. Sprawdzono również możliwość wyważenia poprzecznego i kierunkowego w locie poziomym w konfiguracji gładkiej przy prędkości równej 90% maksymalnej prędkości lotu poziomego.

Dodatkowo wykonano rozpędzania na mocy $N=MCP$ i lądowania na mocy $N=MG$ z trymerem steru kierunku wychylonym w skrajne lewe i prawe położenie dla samolotu w konfiguracjach: gładkiej, startowej i do lądowania. Celem tych badań było zademonstrowanie, że samolot jest w bezpieczny sposób sterowny nawet w przypadku samoczynnego przesławienia się napędu układu wyważającego steru kierunku.

W czasie badań rejestrowano zmiany: siły P_k na sterownicy nożnej, kąta wychylenia steru kierunku δ_k , siły P_l na drążku sterowym w kanale poprzecznym, kąta wychylenia lotki δ_l . Przykładowe wyniki przebiegów siły P_k oraz kąta δ_k dla konfiguracji gładkiej pokazano na rys. 8 i 9.



Rys. 8. Siła na sterownicy nożnej P_k oraz kąt wychylenia steru wysokości δ_k



Rys. 9. Siła na sterownicy nożnej P_k oraz kąt wychylenia steru wysokości δ_k dla skrajnych położений trymera steru kierunku

6.1. Ocena wyważenia kierunkowego

Układ wyważenia kierunkowego umożliwia wyważenie samolotu: dla mocy $N=MG$ od prędkości $V_p=175$ km/h do prędkości maksymalnej,

a dla mocy $N=MCP$ od prędkości $V_p=200$ km/h do prędkości maksymalnej. Brak możliwości wyważenia (wytrymerowania) samolotu (rys. 9) dla prędkości mniejszych niż 175 km/h nie stanowi problemu i pozwala wykonywać bezpiecznie loty. Testy pokazały, że samolot jest w bezpieczny sposób sterowny i że pilot może realizować wszystkie manewry i działania niezbędne do wykonania bezpiecznego lądowania nawet w przypadku samoczynnego przestawienia się układu wyważającego steru kierunku.

6.2. Ocena wyważenia poprzecznego

Badania dotyczące możliwości wyważenia poprzecznego pokazały, że układ wyważenia poprzecznego zapewnia wyważenie (wytrymerowanie) samolotu w całym zakresie przebadanych prędkości lotu, dla wszystkich konfiguracji samolotu dla dowolnej mocy zespołu napędowego. Siły występujące na drążku w kanale poprzecznym P_l przy skrajnych wyważeniach nie utrudniają pilotowania oraz nie przekraczają wartości dopuszczalnych podanych w przepisach FAR 23.

7. Stateczność statyczna kierunkowa i poprzeczna

W celu oceny stateczności statycznej kierunkowej należy sprawdzić czy samolot przy sterze puszczonej wykazuje tendencję do likwidacji przypadkowej zmiany kąta ślizgu poprzez odchylenie. Natomiast samolot uznaje się za stateczny statycznie poprzecznie, jeżeli lecąc w przechyleniu ze ślizgiem na skrzydło opuszczone samoczynnie podnosi to skrzydło do góry.

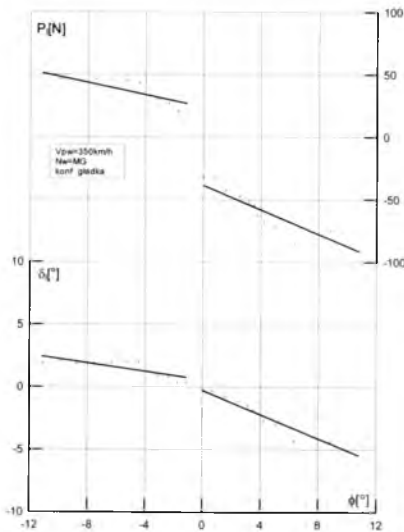
Prowadząc badania dotyczące stateczności statycznej poprzecznej wykonywano loty ze ślizgiem i przechyleniem. Samolot przechylano powoli w lewo lub w prawo lotkami. Jednocześnie ster kierunku wychylano w taki sposób, aby utrzymać lot prostoliniowy ze stałym kursem i przechyleniem $\Phi \geq 10^\circ$. Testy wykonywano dla dwóch mocy zespołu napędowego $N=MG$ i $N=0,75MCP$, przy prędkościach zawierających się w przedziale od $1,2V_{sl}$ do V_{max} .

Badając stateczność statyczną kierunkową wykonywano płaskie ślizgi. W tym celu powoli odchyłano samolot sterem kierunku w prawo lub w lewo, jednocześnie utrzymując lotkami położenie skrzydeł

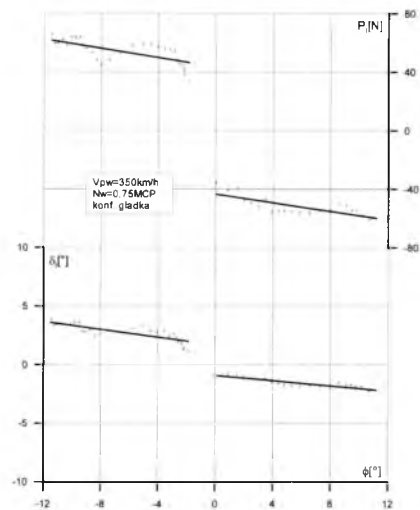
w poziomie. Badania te wykonywano dla dwóch mocy $N=MG$ i $N=MCP$ przy prędkościach zawierających się w przedziale od $1,2V_{SI}$ do V_{max} .

Otrzymane z badań wyniki przedstawiono na rys. 10÷13 w postaci zależności:

- siły na drążku w kanale poprzecznym P_l w funkcji kąta przechylenia Φ ; wykres ten służy do oceny stateczności statycznej poprzecznej samolotu z drążkiem puszczoneym;
- wychylenia lotki δ_l w funkcji kąta przechylenia Φ ; wykres ten służy do oceny stateczności statycznej poprzecznej samolotu z drążkiem trzymanym;
- siły na sterownicy nożnej P_k w funkcji kąta ślizgu β ; wykres ten służy do oceny stateczności statycznej kierunkowej samolotu z drążkiem puszczoneym;
- wychylenia steru kierunku δ_v w funkcji kąta ślizgu β ; wykres ten służy do oceny stateczności statycznej kierunkowej z drążkiem trzymanym.



Rys. 10. Siła P_l i wychylenie lotek δ_{l1}



Rys. 11. Siła P_l i wychylenie lotek δ_{l1}

7.1. Ocena stateczności statycznej poprzecznej

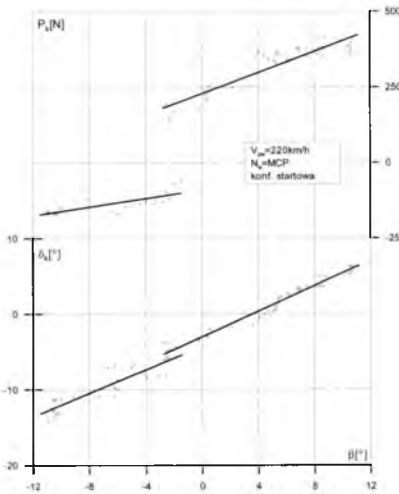
Na rysunkach 10 i 11 pokazano przykładowe przebiegi siły na drążku sterowym w kanale przechylenia P_l oraz wychyleń lotek δ_l w funkcji kąta przechylenia Φ dla samolotu w konfiguracji gładkiej dla dwóch różnych

zakresów mocy zespołu napędowego. Na ich podstawie ocenić można stateczność statyczną poprzeczną badanego samolotu ze sterem puszczonej oraz sterem trzymanym.

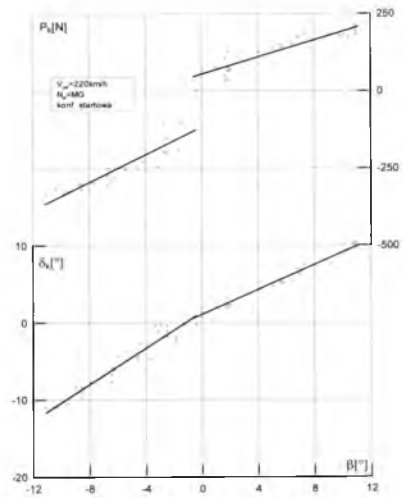
Wykresy pokazują, że samolot jest stateczny statycznie poprzecznie zarówno ze sterem trzymanym jak i puszczonej dla przebadanych konfiguracji i mocy zespołu napędowego w zakresie prędkości przyrządowych lotu większych od 200 km/h.

7.2. Ocena stateczności statycznej kierunkowej

Uzyskane z rejestracji ślizgów płaskich przykładowe wyniki badań zamieszczono na rys. 12 i 13. Pokazują one zależność siły na sterownicy nożnej P_k oraz wychyleń steru kierunku δ_k w funkcji kąta ślizgu β . Na podstawie tych przebiegów stwierdzono, że samolot PZL-130 TC-II *Orlik* wykazuje stateczność statyczną kierunkową dla wszystkich przebadanych konfiguracji, zakresów mocy zespołu napędowego, prędkości lotu oraz kątów ślizgu. Dotyczy to zarówno samolotu ze sterem trzymanym jak i ze sterem puszczonej.



Rys. 12. Siła P_k i wychylenie steru kierunku δ_k



Rys. 13. Siła P_k i wychylenie steru kierunku δ_k

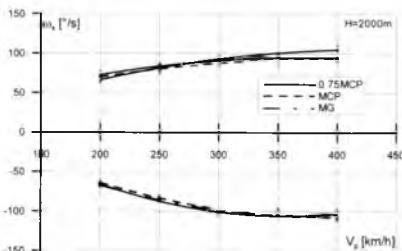
8. Sterowność poprzeczna i kierunkowa

Sterowność poprzeczna i kierunkowa jest to zdolność do wykonania dowolnego manewru poprzecznego i kierunkowego w sposób najprostszy

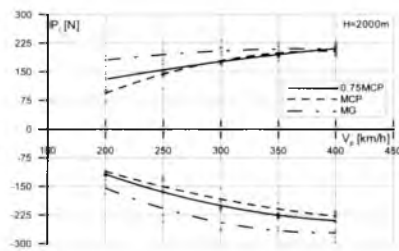
przy minimalnej stracie energii pilota. W celu określenia maksymalnych wartości prędkości kątowych przechylenia p i występujących w trakcie manewrów maksymalnych sił na drążku sterowym w kanale przechylenia P_I wykonywano loty doświadczalne. Realizowano je dla samolotu w konfiguracji gładkiej na wysokości $H_b=2000$ m na mocach $N=MG$, $0,75$ MCP i MCP przy prędkościach $V_p=200, 250, 300, 350$ i 400 km/h, wychylając lotki maksymalnie w lewo i w prawo do uzyskania maksymalnej prędkości przechylenia.

Aby określić wielkość sił na drążku sterowym w kanale przechylenia P_I i na sterownicy nożnej P_k w ustalonych ślizgach wykonano serię lotów na wysokości $H_b=1000$ m. Pilot płynnie pogłębiał ślizgi w lewo lub prawo, aż do pełnego wychylenia jednego ze sterów (lotek lub steru kierunku) lub do chwili osiągnięcia na sterownicach (drążku lub sterownicy nożnej) dopuszczalnej siły. Loty realizowano zarówno samolotem w konfiguracji gładkiej jak i startowej. W przypadku konfiguracji gładkiej loty wykonywano z prędkościami 250 km/h ($N=MG$), 350 km/h ($N=MG, 0,75$ MCP) i 400 km/h ($N=MCP$) zaś dla konfiguracji startowej z prędkościami $160, 200$ i 260 km/h.

Dodatkowo celem badań było stwierdzenie, czy pogłębianiu ślizgu towarzyszy wzrost wychylenia sterów i wzrost sił na sterownicach (drążku lub sterownicy nożnej) oraz czy przy dużych kątach ślizgu nie występuje tendencja do „odwracania” siły na lotkach lub sterownicy nożnej. Na rysunku 14 pokazano maksymalne uzyskane wartości prędkości kątovej przechylenia w funkcji prędkości lotu dla przechylenia w lewo i w prawo. Rysunek 15 przedstawia powstające w czasie tych manewrów siły P_I na drążku sterowym działające w kanale przechylenia.



Rys. 14. Maksymalne prędkości kątovej przechylenia



Rys. 15. Maksymalne siły na drążku sterowym w kanale przechylenia

Na podstawie analizy zamieszczonych na rysunkach przebiegów stwierdzono, że:

- maksymalne wartości prędkości kątowych przechylenia p zawierają się w przedziale $65 \div 110^\circ/\text{s}$, z tendencją narastania wraz ze wzrostem prędkości lotu;
- maksymalne wartości sił na drążku w kanale poprzecznym P_l zawierają się w przedziale $100 \div 275 \text{ N}$, z tendencją do wzrostu wraz ze wzrostem prędkości lotu i zmniejszaniem mocy zespołu napędowego.

Dla potrzeb ilościowej oceny sterowności poprzecznej i kierunkowej badanego samolotu w ślizgach ustalonych zdefiniowano następujące wskaźniki:

1. Pochodne siły na drążku sterowym w kanale przechylenia oraz kąta wychylenia lotek względem kąta przechylenia opisujące wartość siły, jaką należy przyłożyć do drążka i zmianę wychylenia lotek potrzebne do zmiany kąta przechylenia samolotu o 1° :

$$P_l^\Phi = \frac{dP_l}{d\Phi}, \quad \delta_l^\Phi = \frac{d\delta_l}{d\Phi} \quad (5)$$

2. Pochodne siły na sterownicy nożnej oraz kąta wychylenia steru kierunku względem kąta przechylenia określające wartość siły, jaką należy przyłożyć do sterownicy i wielkość przemieszczenia steru kierunku niezbędne do zmiany kąta przechylenia samolotu o 1° :

$$P_k^\Phi = \frac{dP_k}{d\Phi}, \quad \delta_k^\Phi = \frac{d\delta_k}{d\Phi} \quad (6)$$

3. Pochodną kąta wychylenia lotek względem kąta wychylenia steru kierunku (współczynnik harmonijności sterowania), określającą stosunek potrzebnych do wyważenia samolotu w ustalonym ślizgu wychyleń lotek i steru kierunku:

$$\delta_l^{\delta_k} = \frac{d\delta_l}{d\delta_k} \quad (7)$$

4. Pochodną siły na sterownicy nożnej względem prędkości kątowej odchylenia samolotu r opisującą wartość siły na sterownicy niezbędną do uzyskania prędkości kątowej $r = 1^\circ/\text{s}$:

$$P_k^r = \frac{dP_k}{dr} \quad (8)$$

Wyznaczone z badań w locie dla konfiguracji gładkiej wartości powyższych wskaźników oraz maksymalnych sił na drążku sterowym w kanale przechylenia P_l i na sterownicy nożnej P_k , odpowiadające

różnym prędkościami lotu, mocom zespołu napędowego i kierunkom ślizgów zamieszczono w odpowiednich kolumnach tabeli 2.

Jak wynika z ich analizy, zarejestrowane w realizowanych ślizgach wielkości maksymalnych sił na drążku sterowym P_l oraz na sterownicy nożnej P_k nie przekraczają wartości dopuszczalnych dla działania krótkotrwałego.

Tabela 2

	Konfiguracja gładka					
	$V_p=250$ km/h $N=MG$		$V_p=350$ km/h $N=0,75MCP$		$V_p=400$ km/h $N=MCP$	
	P	L	P	L	P	L
P_l [N]	-43	38	-65	70	-112	105
P_k [N]	200	-210	355	-380	500	-460
P_l^Φ [N/°]	-1,42	-1,10	-1,70	-1,59	-2,18	-2,01
δ_l^Φ	-0,202	-0,190	-0,178	-0,153	-0,137	-0,098
P_k^Φ [N/°]	7,95	7,24	8,16	7,95	9,81	8,97
δ_k^Φ	0,508	0,414	0,295	0,270	0,156	0,129
$\delta_l^{\delta_k}$	-0,398	-0,458	-0,494	-0,515	-0,578	-0,684
P_k^r [Ns/°]	-22,3	-24,2	-40,6	-35,3	-46,2	-55,4

Ponadto, na podstawie analizy zarejestrowanych w trakcie wykonywania ślizgów przebiegów sił i wychyleń sterów stwierdzono, że pogłębianiu ślizgu towarzyszy zarówno wzrost wychylenia sterów jak sił na sterownicach (drążku i sterownicy nożnej). Nie zaobserwowano także, aby przy dużych kątach ślizgu występowała wyczuwalna tendencja do odwracania siły na lotkach lub sterownicy nożnej.

9. Podsumowanie

Powyżej przedstawiono zakres badań w locie przeprowadzonych dla samolotu PZL-130 TC-II *Orlik* oraz ich wyniki. Badania dotyczyły oceny możliwości wyważenia (wytrymerowania) samolotu, jego stateczności

statycznej oraz dynamicznej w całym zakresie eksploatacyjnych prędkości lotu. Badano samolot w różnych konfiguracjach, które występują w czasie jego użytkowania.

Wyniki tego typu badań są niezbędne do oceny własności lotnych samolotu i mają bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo latania. Są one jednymi z podstawowych danych w procesie podejmowania decyzji o wprowadzeniu samolotu do użytkowania. Znajomość tego typu danych jest też niezbędna dla pilotów takiego samolotu. W odniesieniu do samolotu *Orlik* stwierdzić można, że spełnia on wszystkie normy wynikające z przepisów i może być bezpiecznie eksploatowany.

Badania przeprowadzono według metodyki opracowanej w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

Bibliografia

1. Praca zbiorowa, *Metodyki badań w locie samolotu szkolno-treningowego PZL-130 TC-II ORLIK*, ITWL, Warszawa, 2003
2. Zbiór raportów z badań kwalifikacyjnych w locie zmodernizowanego samolotu szkolno-treningowego PZL-130 TC-I ORLIK do wersji PZL-130 TC-II ORLIK z wydłużonym resursem, 1 i 2, ITWL, Warszawa, 2004
3. Sprawozdanie nr 1/36/2004 z pracy *Badania kwalifikacyjne zmodernizowanego samolotu szkolno-treningowego PZL-130 TC-I ORLIK do wersji PZL-130 TC-II ORLIK z wydłużonym resursem*, ITWL, Warszawa, 2004
4. Wspólne przepisy lotnicze JAR-23 - Samoloty lekkie
5. *Metodyka prób samolotów w locie*, MON, Dowództwo Wojsk Lotniczych, Poznań, 1978

ESTIMATION OF PLANE FLYING QUALITIES BASING ON THE RECORDED FLIGHT PARAMETERS

The paper presents a method for examination of plane flying qualities. The testing methodology was developed at the Air Force Institute of Technology (ITWL) on the basis of:

- specific aviation rules – Joint Aviation Regulations (JAR),
- wide experience of the ITWL staff got from many years of performing in-flight tests,
- available in the literature results of in- tests made in other research centers.

BADANIA W LOCIE WŁAŚCIWOŚCI FUNKCJONALNYCH SAMOLOTU Z WYPOSAŻENIEM SPECJALNYM

GRZEGORZ KOWALECZKO
JAROSŁAW KRZONKALLA
MIROŚLAW MICHALCZEWSKI
MIROŚLAW NOWAKOWSKI
STANISŁAW RYMASZEWSKI
LESZEK UŁANOWICZ
FRANCISZEK ZGRZYWA
Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

W pracy przedstawiono wyniki badań w locie właściwości funkcjonalnych samolotu z wyposażeniem specjalnym na przykładzie samolotu An-28 BRYZA-1RM/Bis. Zaprezentowano przykładowe wyniki badań systemów stanowiących wyposażenie specjalne, parametry taktyczne wyposażenia specjalnego oraz ocenę zakresu taktycznego samolotu An-28 BRYZA-1RM/Bis.

1. Wstęp

Zamontowanie na pokładzie statków powietrznych wyposażenia specjalnego wiąże się często z przebudową konstrukcyjną płatowca i jednocześnie narzuca konieczność ścisłego określenia zakresów lotu, w których zabudowany sprzęt działa właściwie. Dlatego też znajomość właściwości funkcjonalnych tak zmodyfikowanych statków powietrznych jest zagadnieniem podstawowym z punktu widzenia ich użytkowników. Z reguły montaż dodatkowych urządzeń ma niekorzystny wpływ na osiągi i stateczność samolotu. Konieczna jest ocena tych zmian, wyznaczenie parametrów taktycznych zamontowanych systemów oraz sprawdzenie funkcjonowania wyposażenia specjalnego.

Tylko pełna wiedza o dopuszczalnym obszarze eksploatacyjnym przebudowanego statku powietrznego pozwala na pełne wykorzystanie jego możliwości oraz dodatkowego wyposażenia i jednocześnie daje gwarancję zachowania odpowiedniego poziomu bezpieczeństwa.

W artykule przedstawiono wyniki badań w locie właściwości funkcjonalnych samolotu z wyposażeniem specjalnym. Za przykład posłużył samolot z wyposażeniem specjalnym przeznaczony do: wykrywania linii brzegowej i zobrazowania struktury terenu (tryb SAR), wykrywania i śledzenia obiektów nawodnych i innych statków powietrznych, wykrywania okrętów podwodnych metodami hydroakustycznymi przy wykorzystaniu radioboi, wykrywania okrętów podwodnych metodami magnetometrycznymi na podstawie analizy anomalii magnetycznych, wykrywania, identyfikacji i lokalizacji źródeł emisji promieniowania elektromagnetycznego. Wyposażenie to pozwala jednocześnie na akwizycję oraz transmisję danych o śledzonych obiektach, analizę sytuacji nawodnej i powietrznej. Służy też do przesyłania komend, meldunków i sygnałów drogą radiową w ramach systemu dowodzenia.

Badania w locie samolotu z wyposażeniem specjalnym obejmowały ocenę funkcjonowania: radaru morskiego ARS-800-2 z podsystemem IFF-250, systemu obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II, systemu przekazywania informacji ŁS-10M, systemu do magnetometrycznego wykrywania okrętów podwodnych MAG-10, systemu do hydroakustycznego wykrywania okrętów podwodnych HYD-10, systemu rozpoznania radioelektronicznego ESM-10.

Poniżej przedstawione zostaną przykładowe wyniki badań systemów stanowiących wyposażenie specjalne samolotu An-28 BRYZA-1RM/Bis oraz wnioski i oceny z nich wynikające.

2. Obiekt badań

Obiektem badań był samolot An-28 BRYZA-1RM/Bis wyposażony w następujące urządzenia i systemy:

- radar morski ARS-800-2 z podsystemem IFF-250,
- podsystem obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II,
- podsystem hydroakustycznego wykrywania i śledzenia okrętów podwodnych HYD-10,
- podsystem rozpoznania radioelektronicznego ESM-10,

- podsystem magnetometrycznego wykrywanie okrętów podwodnych MAG-10,
- system przekazywania informacji ŁS-10M.

Zainstalowane urządzenia na samolocie An-28 BRYZA 1RM-Bis przeznaczone są do: - wykrywania i śledzenia obiektów na powierzchni morza, wykrywania linii brzegowej i zobrazowanie struktury terenu (tryb SAR), oraz transmisji danych o śledzonych obiektach do innych systemów, - wykrywania okrętów podwodnych z samolotu metodami hydroakustycznymi tj. na podstawie analizy sygnałów odbieranych z radioboi, - wykrywania okrętów podwodnych z samolotu metodami magnetometrycznymi tj. na podstawie analizy wykrytych anomalii magnetycznych, - wykrywania i identyfikacji źródeł emisji w zakresie podstawowych parametrów i kierunku „na źródło” oraz przekazywania informacji do systemów współpracujących, - zbieranie danych, przetwarzanie i przesyłanie informacji o sytuacji podwodnej, nawodnej i powietrznej, oraz komend, meldunków i sygnałów dowodzenia środkami łączności radiowej z odpowiednimi obiektami systemu dowodzenia.

Na pokładzie samolotu An-28 BRYZA-1RM/Bis funkcjonują trzy stanowiska robocze:

- a) stanowisko oficera taktycznego - jako stanowisko nadrzędne dla pozostałych,
- b) stanowisko operatora radaru ARS-800 i urządzenia FLIR,
- c) stanowisko analizy informacji SAI-10 - wersja ZOP lub ESM-10.

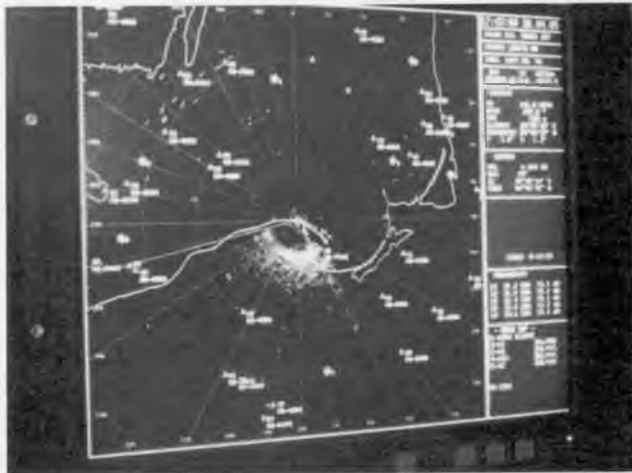
Badania w locie obejmowały sprawdzenia funkcjonowania systemów i wyposażenia specjalnego samolotu An-28 BRYZA 1RM/Bis pod kątem oceny parametrów użytkowych i ich zgodności w zakresie przeznaczenia systemów i wyposażenia specjalnego samolotu.

3. Radar morski ARS-800-2 z podsystemem IFF-250

Radar morski ARS-800-2 z podsystemem IFF-250 zainstalowany na samolocie AN-28 BRYZA 1RM/Bis przeznaczony jest do: wykrywania obiektów na powierzchni morza, wykrywania i zobrazowania linii brzegowej, zobrazowanie struktury terenu (tryb SAR), wykrywania zjawisk meteorologicznych, śledzenia wykrytych obiektów (inicjacja automatyczna lub ręczna), wykrywania zanieczyszczeń na powierzchni morza, wykrywania i identyfikacji obiektów przez podsystem IFF-250, transmisji danych o śledzonych obiektach do innych systemów.

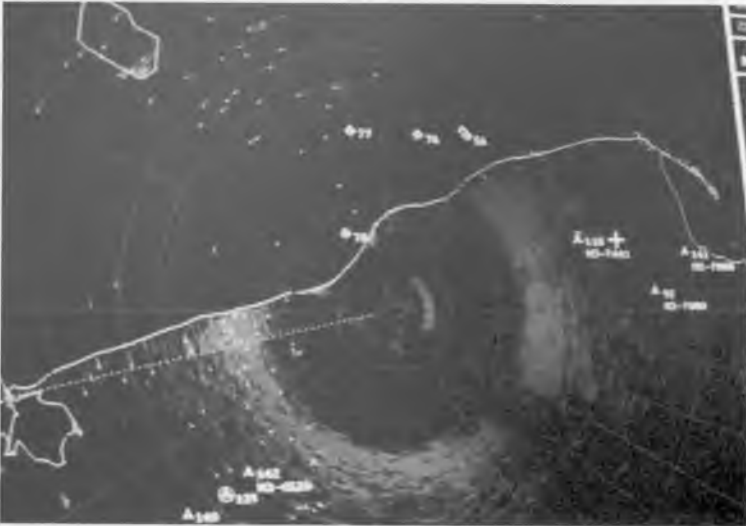
Badania w locie radaru ARS-800-2 z podsystemem IFF-250 na samolocie An-28 BRYZA 1RM/Bis obejmowały sprawdzenie: wykrywania obiektów na powierzchni morza w warunkach zakłóceń radioelektronicznych, pracy radaru w zakresie graficznego zobrazowania, funkcji ISAR oraz SAR w trybach *Spotlight* oraz *Stripmap*, funkcji „zamrażania” obrazu i oceny sytuacji, funkcji *pelengu* zakłóceń, możliwości pracy nadajnika w zadanych sektorach, funkcji aktywnego zapytania w trybie *beacon* do celów ratownictwa morskiego, układu integracji sygnałów wykrywania celów na dalekich odległościach, możliwości identyfikacji wykrytych obiektów morskich w całym zakresie wykrywania, możliwości pracy interrogatora w modach 1,2, 3/A, C i 4 systemu MARK XII, dokładności określania odległości przez interrogator, rozdzielczości w odległości interrogatora, współpracy radaru z interrogatorem, błędów pomiaru współrzędnych geograficznych i prędkości śledzonego obiektu, zobrazowania obszaru w trybie SAR z wykorzystaniem funkcji ZOOM, wykrywanie zjawisk meteorologicznych i zanieczyszczeń na powierzchni morza, transmisji danych śledzonych obiektów do innych systemów, sprzężenia z kamerą FLIR w zakresie wykrytych i zobrazowanych obiektów, współpracy z urządzeniem ŁS-10M, współpracy z serwerem bazy danych oraz urządzeniem rejestrującym.

Na rysunku 1 przedstawiono widok ogólny ekranu radaru ARS-800-2 w trybie patrolowym z widocznymi śledzonymi obiektami.



Rys. 1. Widok ogólny ekranu radaru ARS-800-2 w trybie patrolowym z widocznymi śledzonymi obiektami

Przykładowe możliwości radaru w zakresie graficznego zobrazowania przedstawiono na rys. 2 i 3. Na rys. 2 przedstawiono zobrazowanie syntetycznej linii brzegowej (linia ciągła w białym kolorze), a na rys. 3 pokrywanie się wizji pierwotnej (kolor żółty) ze zobrazowaniem linii syntetycznej.

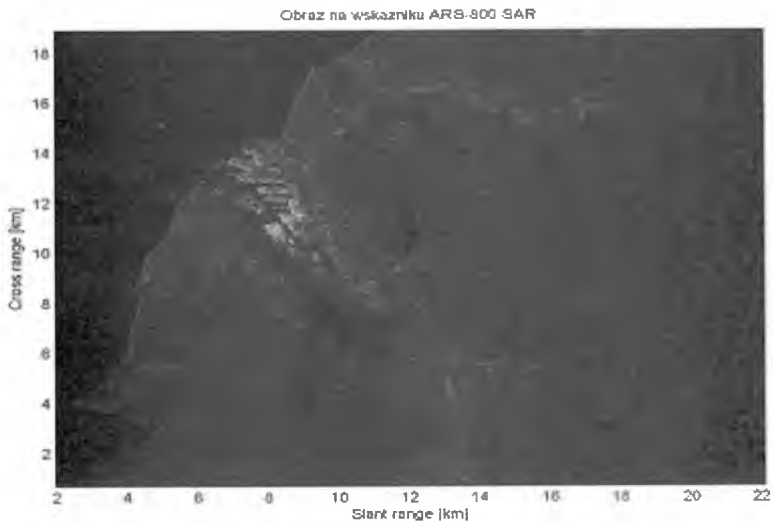


Rys. 2. Zdjęcie syntetycznej linii brzegowej (linia ciągła w białym kolorze)

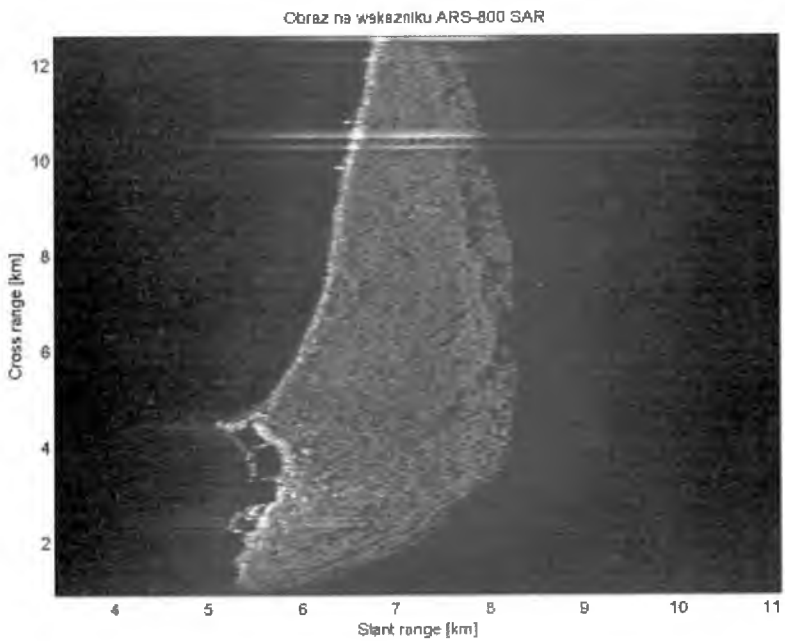


Rys. 3. Pokrywanie się wizji pierwotnej (kolor żółty) ze zobrazowaniem linii syntetycznej

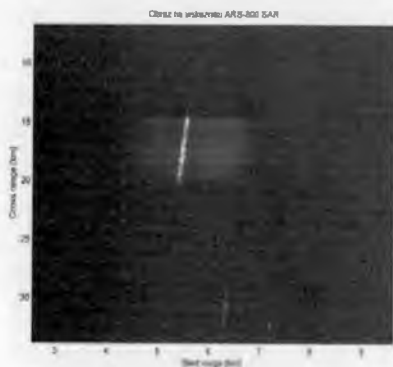
Przykładowe zobrazowania funkcji SAR w trybach *Stripmap* przedstawiono rys. 4 ÷ 8.



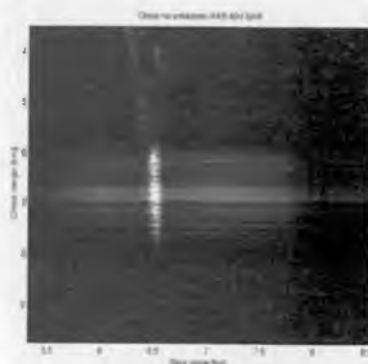
Rys. 4. Zobrazowania radaru ARS-800-2 w trybie SAR – port w Gdyni



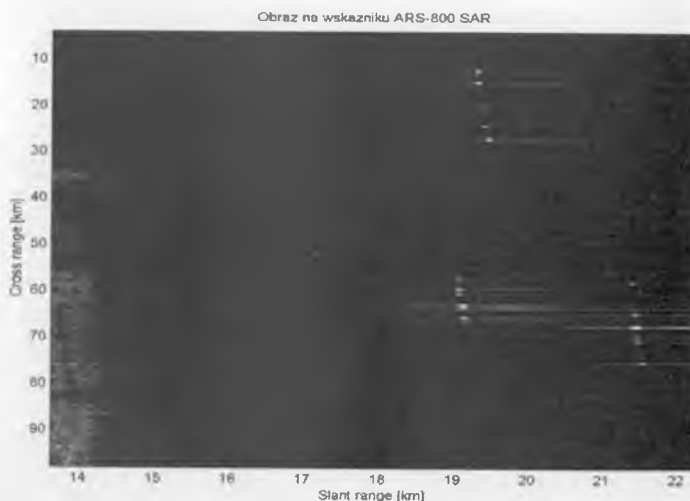
Rys. 5. Zobrazowania radaru ARS-800-2 w trybie SAR – Hel



Rys. 6. Zobrazowania radaru ARS-800-2 w trybie SAR – okręt.



Rys. 7. Zobrazowania radaru ARS-800-2 w trybie SAR – okręt z widocznym kilwaterem

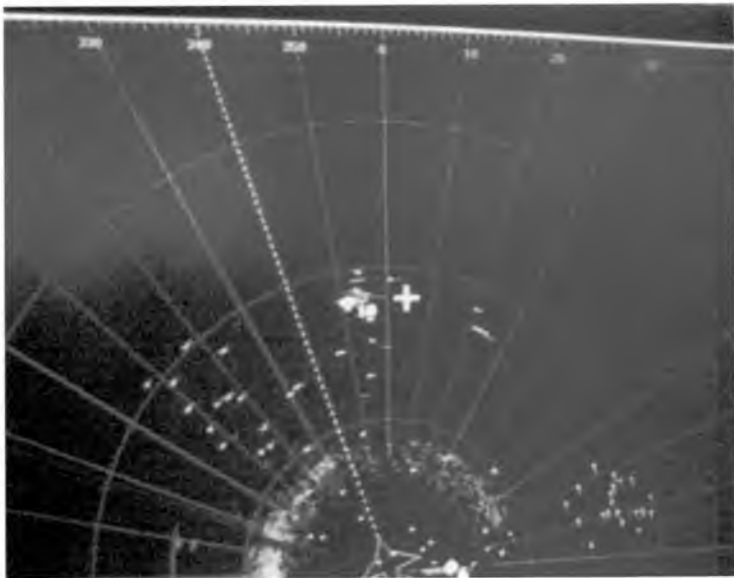


Rys. 8. Zobrazowania radaru ARS-800-2 w trybie SAR – boje sieci rybackich

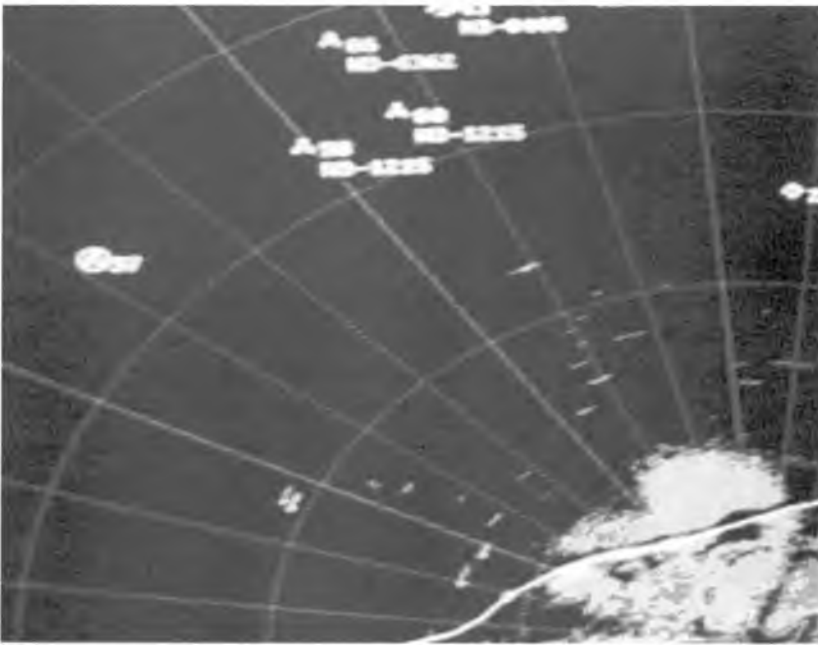
Na rys. 9 przedstawiono widok ekranu radaru ARS-800-2 w trybie patrolowym z obiektem wykrytym na dalekiej odległości. Na rys. 10 przedstawiono widok obiektów zidentyfikowanych przez podsystem IFF-250. Widok zobrazowania w trybie SAR przedstawiono na rys. 11. Widok zobrazowania w trybie SAR po włączeniu funkcji ZOOM (x2) przedstawiono na rys. 12.

W wyniku przeprowadzonych badań w locie radaru ARS-800-2 wyciągnięto następujące wnioski:

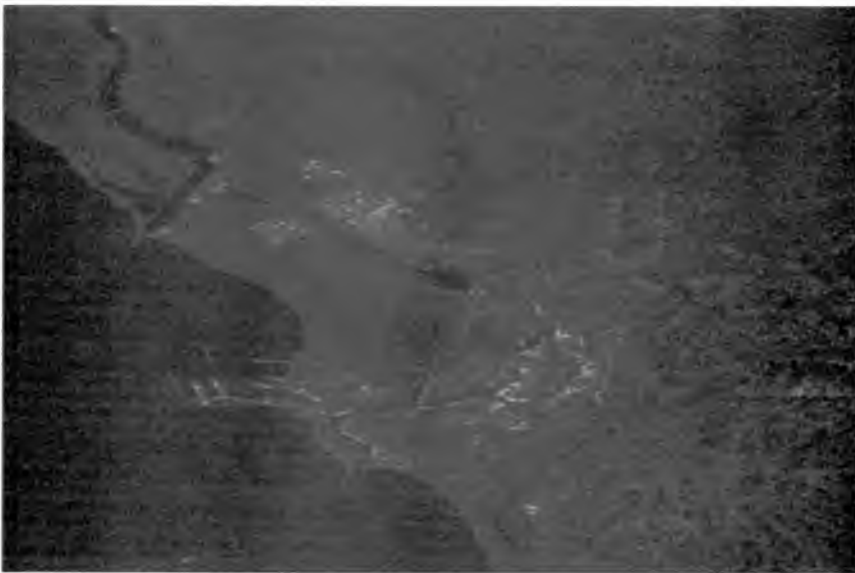
- zobrazowanie syntetyczne linii brzegowej (linia ciągła w kolorze białym) wiernie odwzorowuje rzeczywisty kształt linii brzegowej (rys. 2),
- wizja pierwotna (kolor żółty) linii brzegowej pokrywa się ze zobrażowaniem syntetycznym linii brzegowej (rys. 3),
- zmiana kursu samolotu w wyniku manewru powoduje płynny obrót zobrażowania linii brzegowej,
- na całej powierzchni ekranu monitora pojawia się zobrażowanie terenu zgodne z mapą geograficzną obserwowanego obszaru (rys. 4 ÷ 8).
- funkcja ZOOM umożliwia powiększenie otoczenia wskazanego punktu na zobrażowaniu i skutkuje zmianą zakresu obserwacji z jednoczesną zmianą środka zobrażowania; załączony zostaje zakres zobrażowania 5 km ze znacznikami odległości co 1 km (rys. 11 i 12).



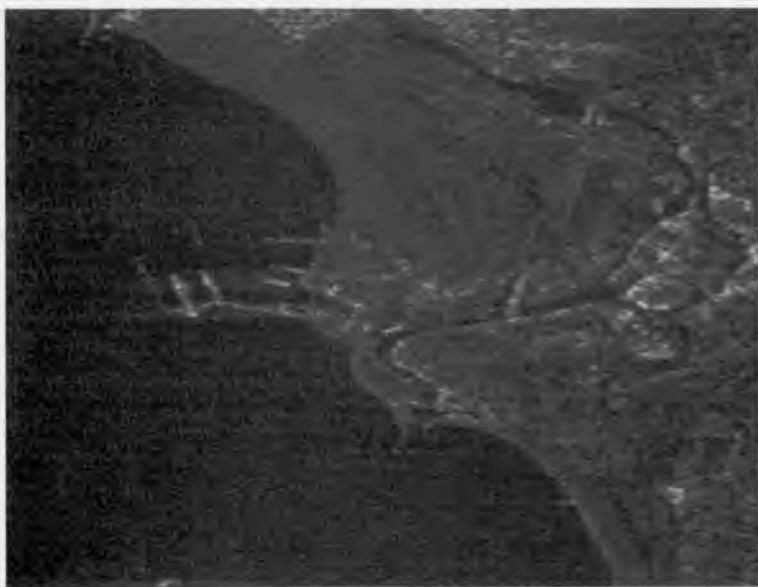
Rys. 9. Widok ekranu radaru ARS-800-2 w trybie patrolowym z obiektem wykrytym na dalekiej odległości



Rys. 10. Widok obiektów zidentyfikowanych przez podsystem IFF-250



Rys. 11. Widok zobrazowania w trybie SAR

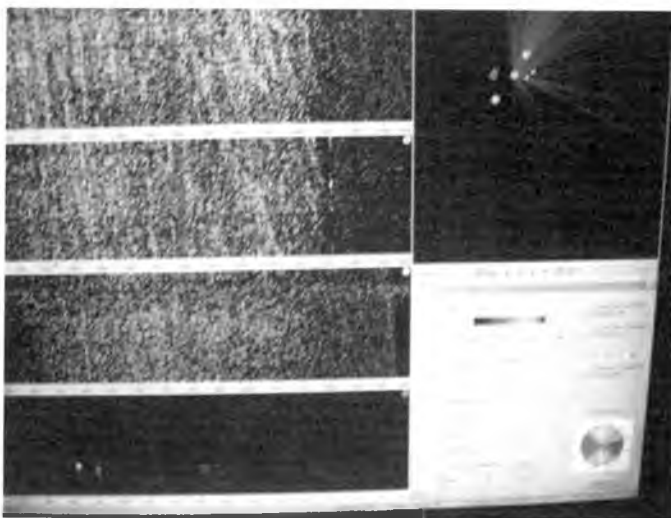


Rys. 12. Widok zobrazowania w trybie SAR po włączeniu funkcji ZOOM x2

4. Podsystemu hydroakustycznego wykrywanie i śledzenia okrętów podwodnych HYD-10

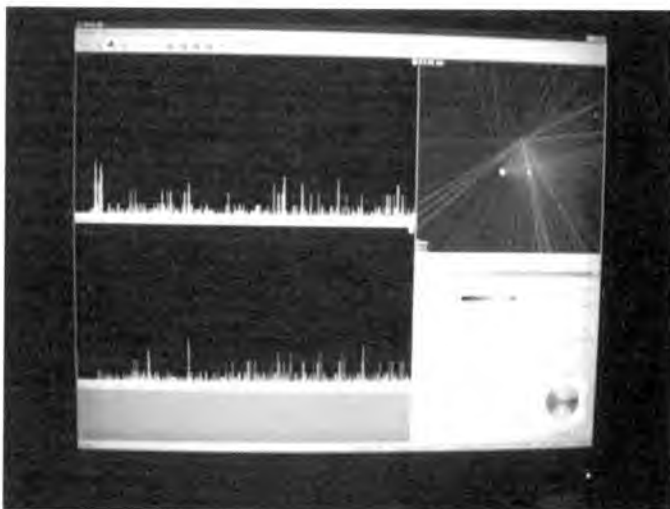
Podsystem hydroakustycznego wykrywanie i śledzenia okrętów podwodnych HYD-10 zainstalowany na samolocie AN-28 BRYZA 1RM/Bis przeznaczony jest do wykrywania okrętów podwodnych z samolotu metodami hydroakustycznymi tj. na podstawie analizy sygnałów odbieranych z radioboi, współpracy z systemem ŁS-10M w zakresie wymiany informacji dotyczącej parametrów nosiciela i wykrytych okrętów podwodnych.

Badania w locie podsystemu hydroakustycznego wykrywanie i śledzenia okrętów podwodnych HYD-10 na samolocie An-28 BRYZA 1RM/Bis obejmowały sprawdzenie: zobrazowania taktycznego nadzorowanego obszaru, wykrywania okrętów podwodnych w wyznaczonym rejonie i na rubieży, możliwości odbierania sygnałów od pław stosowanych w NATO, możliwości prowadzenia analizy widmowej sygnałów od wykrytego okrętu podwodnego, możliwości automatycznego zrzut pław z samolotu, możliwości zobrazowania pozycji położenia pław w stosunku do wykrytego okrętu podwodnego, możliwości wypracowania danych o pozycji okrętu podwodnego w celu użycia uzbrojenia, możliwości rejestrowania odbieranych sygnałów.



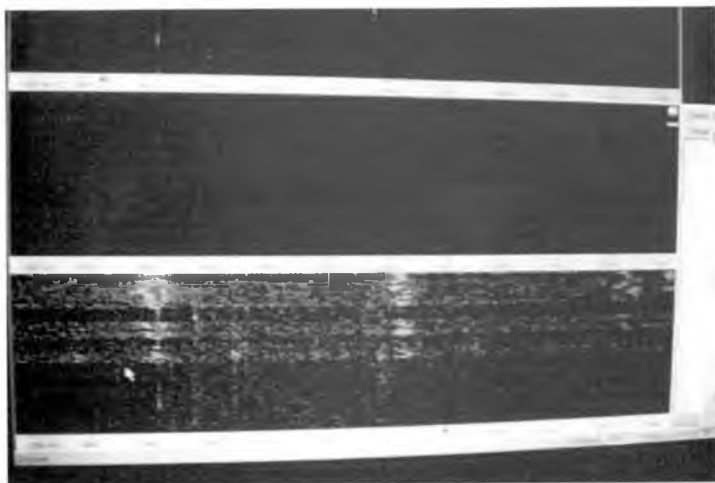
Rys. 13. Zobrazowanie taktyczne podsystemu HYD-10

Na rysunku 13 przedstawiono zobrazowanie taktyczne podsystemu HYD-10. Zobrazowanie okna sytuacji na ekranie podsystemu HYD-10 wykrywania okrętów podwodnych w wyznaczonym rejonie i na rubieży przedstawiono na rysunku 14.

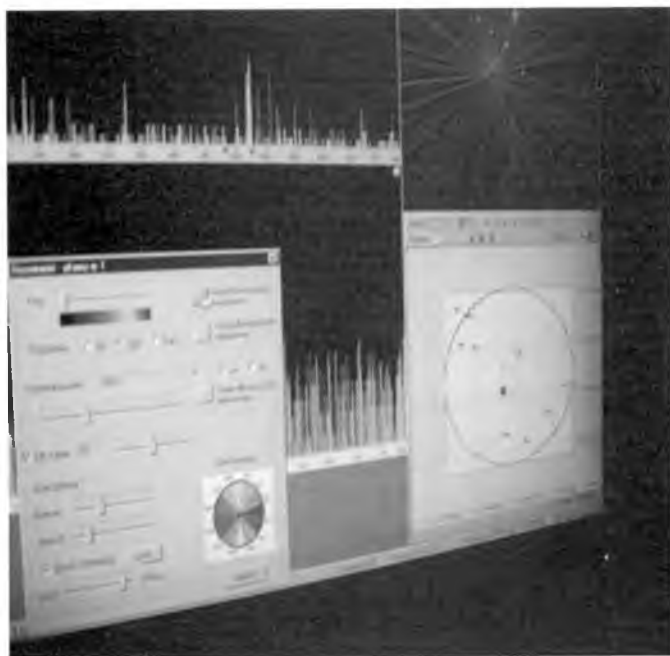


Rys. 14. Zobrazowanie okna sytuacji (prawy górny róg ekranu HYD-10)

Widmo sygnału odebranego od radioboi przedstawiono na rys. 15. Zobrazowanie położenia radioboi i OP na ekranie podsystemu HYD-10 przedstawiono na rysunku 16.



Rys. 15. Widmo sygnału odebranego od radioboi



Rys. 16. Zobrazowanie położenia radioboi i OP na ekranie podsystemu HYD-10

Na podstawie analizy zobrazowań (rys. 13 ÷ 16) można stwierdzić, że na ekranie podsystemu HYD-10 na stanowisku operatora są zobrazowane piktogramy wskazujące pracującą pławę, czy okręt nawodny.

5. Podsystem magnetometrycznego wykrywanie okrętów podwodnych MAG-10

Podsystem magnetometrycznego wykrywanie okrętów podwodnych MAG-10 zainstalowany na samolocie AN-28 BRYZA 1RM/Bis przeznaczony jest do: wykrywania okrętów podwodnych z samolotu metodami magnetometrycznymi tj. na podstawie analizy wykrytych anomalii magnetycznych, zobrazowanie przebiegu zmian mierzonego sygnału indukcji magnetycznej i jego widma, transmisji danych o śledzonych obiektach do innych systemów.

Badania w locie podsystemu magnetometrycznego wykrywanie okrętów podwodnych MAG-10 na samolocie An-28 BRYZA 1RM/Bis obejmowały sprawdzenie: możliwości wykrywania OP podczas jego ruchu lub położonego na dnie w dowolnych warunkach anomalii magnetycznych i hydro-meteorologicznych, możliwości wykrywania OP niezależnie od wielkości namagnesowania oraz od warunków lotu, wykrycia typowych obiektów podwodnych (OP na głębokości około 60 m), współpracy urządzenia z systemem ŁS-10M w zakresie łączności i wymiany informacji o pozycji wykrytego obiektu, wpływu pracy podsystemu na pracę innych urządzeń i systemów.



Rys. 17. Zobrazowanie zmian pola magnetycznego, wywołanych przez przesuwany pod sondami w ognie metalowy przedmiot, na monitorze podsystemu MAG-10

Przykłady zobrazowań samolotu na tle linii pola magnetycznego ziemi, zmian pola magnetycznego, wywołanych przez przemieszczanie się okrętów przedstawiono na rys. 17 i 18.



Rys. 18. Zobrazowanie samolotu na tle linii pola magnetycznego ziemi na monitorze podsystemu MAG-10

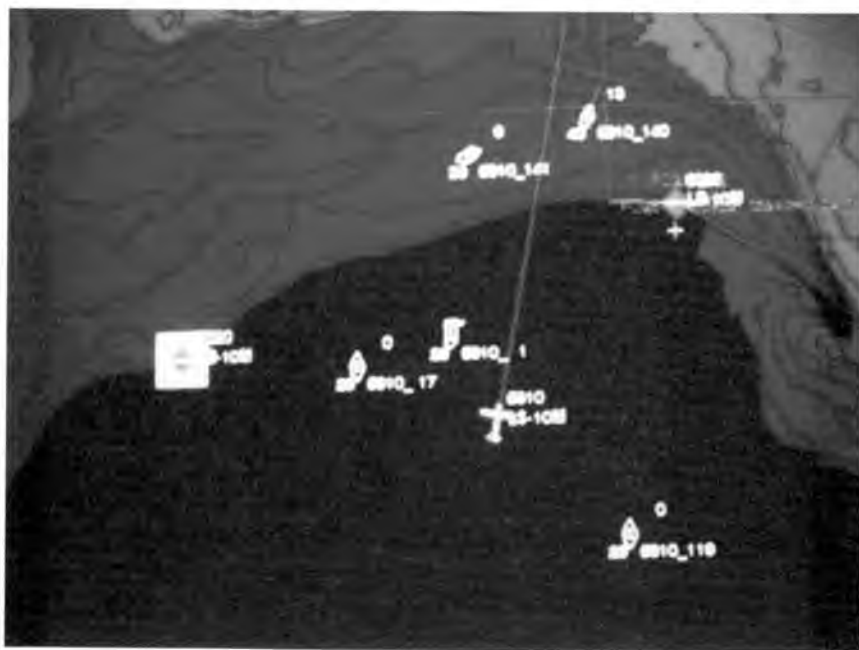
6. System przekazywania informacji ŁS-10M

System przekazywania informacji ŁS-10M zainstalowany na samolocie AN-28 BRYZA 1RM/Bis przeznaczony jest do zbierania danych, przetwarzania i przesyłania informacji o sytuacji podwodnej, nawodnej i powietrznej oraz komend, meldunków i sygnałów dowodzenia, integracji systemu radiolokacyjnego oraz podsystemów wykrywania okrętów podwodnych, utrzymywania łączności środkami radiowymi z odpowiednimi obiektami systemu dowodzenia.

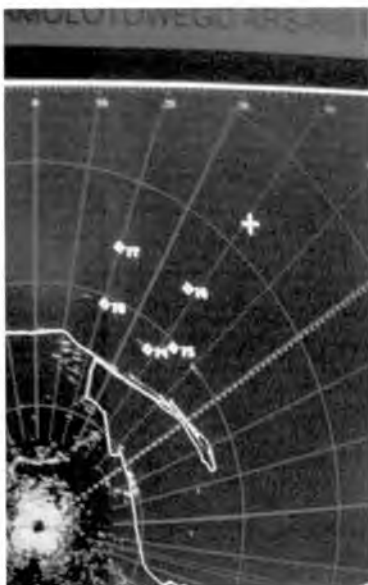
Badania w locie systemu przekazywania informacji ŁS-10M na samolocie An-28 BRYZA 1RM/Bis mają na celu sprawdzenie utrzymania łączności i wymiany informacji z innymi obiektami systemu

ŁEBA, wymiany informacji z radaru ARS-800-2 w zakresie przekazywania parametrów nośnika i wykrytych celów, wymiany informacji z systemem HYD-10 i MAG-10 w zakresie przekazywania parametrów nośnika i wykrytych celów, wymiany informacji z systemem ESM-10 w zakresie wykrytych źródeł emisji, rejestracji pracy obiektu i możliwości wielokrotnego odtwarzania zarejestrowanych informacji, wpływu transmisji radiowej z ŁS-10M na radiową łączność głosową, wpływu transmisji radiowej z ŁS-10M na namiernik CHELTON, wpływu transmisji radiowej z ŁS-10M na pracę podsystemu HYD-10 w próbie z użyciem pławy.

Na rys. 19 przedstawiono widok zobrazowania systemu ŁS-10M podczas współpracy z obiektem brzegowym. Na rys. 20 przedstawiono cele śledzone przez radar ARS-800-2 zaś na rys. 21 zobrazowanie obiektów śledzonych przez radar ARS-800-2 na ekranie systemu ŁS-10M.



Rys. 19. Widok zobrazowania systemu ŁS-10M podczas współpracy z obiektem brzegowym



Rys. 20. Cele śledzone przez radar ARS-800-2



Rys. 21. Zobrazowanie obiektów śledzonych przez radar ARS-800-2 na ekranie systemu ŁS-10M

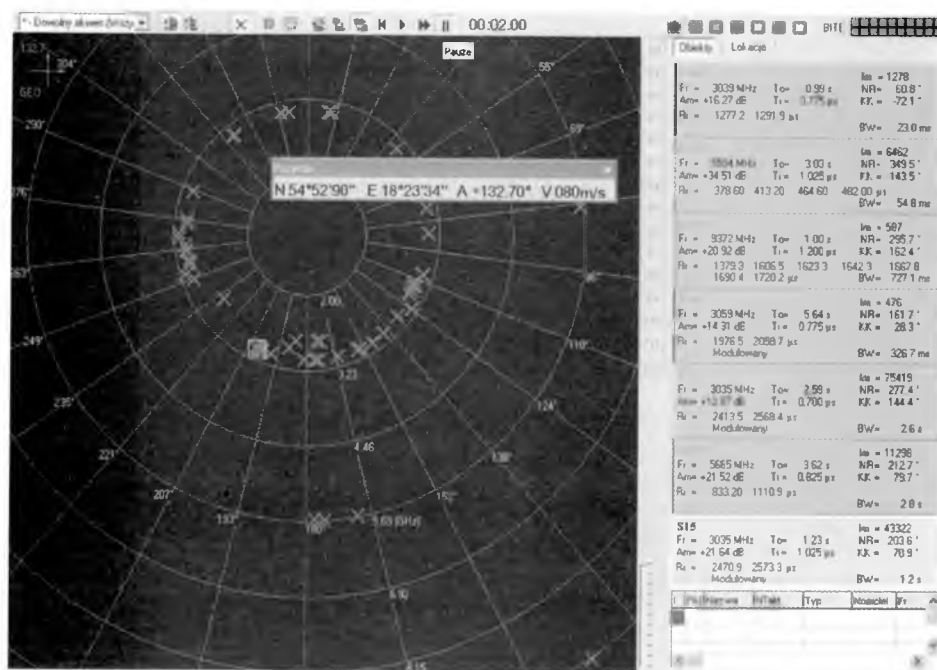
7. Podsystem rozpoznania radioelektronicznego ESM-10

Podsystem rozpoznania radioelektronicznego ESM-10 zainstalowany na samolocie AN-28 BRYZA 1RM/Bis przeznaczony jest do ochrony przed zagrożeniem (funkcja ostrzegania przed opromieniowaniem), wykrywania i identyfikacji źródeł emisji w zakresie podstawowych parametrów i kierunku na źródło, przekazywania informacji do systemów współpracujących, oceny sytuacji taktycznej (zebranie danych o środowisku w szerokim zakresie fal elektro-magnetycznych), zbierania danych o sytuacji radiolokacyjnej (analiza źródeł emisji, magazynowanie danych, uaktualnianie bazy danych o wykrytych źródłach), oszacowania zagrożenia dla ostrzeżanego obiektu.

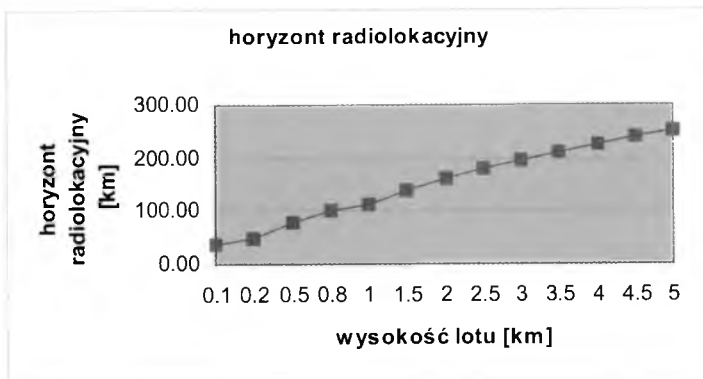
Badania w locie podsystemu rozpoznania radioelektronicznego ESM-10 na samolocie An-28 BRYZA 1RM/Bis miały na celu sprawdzenie: prawdopodobieństwa wykrycia, przekazywania informacji do współpracujących systemów, pracy bazy danych systemu ESM-10, możliwości współpracy (sterowanie automatyczne) z wyrzutnią flar i dipoli, sygnalizacji wizualnej oraz akustycznej, możliwości rejestracji i aktualizacji bazy danych zagrożeń.

Zarejestrowane parametry czasowe niektórych źródeł oznaczonych symbolami: S2882, S1347, S3005, S3027, S15, S3020, S17289, S4037, S3255, S2483, S13882 zamieszczono na rys. 22. Zależności zmian horyzontu radiolokacyjnego w zależności od wysokości lotu samolotu oraz zmian zasięgu wykrywania przez system ESM-10 w zależności od mocy i zysku anteny nadajnika RLS przedstawiono na rys. 23 i 24.

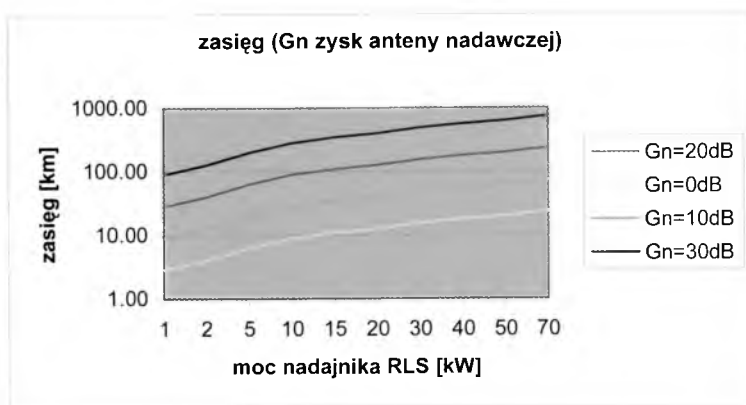
W trakcie lotów wykrywano stacje radiolokacyjne lądowe i morskie. W rejonie badań stwierdzono dużą gęstość środowiska radiolokacyjnego, co objawiało się dużą ilością źródeł na zobrazowaniu. Charakterystyczny jest zdecydowany wzrost ilości obserwowanych obiektów wraz ze wzrostem pułapu lotu.



Rys. 22. Zobrazowanie radiolokacyjne z lotu na pułapie 1000m



Rys. 23. Wykres zmian horyzontu radiolokacyjnego w zależności od wysokości lotu samolotu



Rys. 24. Wykres zmian zasięgu wykrywania przez system ESM-10 w zależności od mocy i zysku anteny nadajnika RLS

8. System obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II

System obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 przeznaczony jest do prowadzenia misji rozpoznawczych, poszukiwawczych i ratowniczych, umożliwiając wykrycie i śledzenie celów. System FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 zapewnia: możliwość ciągłego zapisu obrazu za pomocą magnetowidu, wybór źródła sygnału pomiędzy sygnałem z kamery termowizyjnej IR, a sygnałem z kamery TV, regulację parametrów obrazu.

System FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 wypełnia następujące funkcje: AUTOTRACKER umożliwiającą automatyczne śledzenie namierzonego celu w trybach: INERTIAL POINTING, HEADING HOLD, POINT, SEARCH & TRACK oraz AUTOSCAN, wyświetlanie współrzędnych geograficznych z GPS (włączony ARS-800-2), dalmierza laserowego (LASER RANGEFINDER).

Badania w locie systemu obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 na samolocie An-28 BRYZA 1RM/Bis obejmowały sprawdzenie: wykrycia obiektu na tle powierzchni morza w dzień i w nocy, określania współrzędnych geograficznych i odległościowych wybranego obserwowanego obiektu, wykrywania obiektów zwłaszcza małogabarytowych na powierzchni morza, możliwości rejestracji wykrycia na nośniku magnetycznym, możliwości określenia odległości przez dalmierz laserowy, określenia zasięgu wykrycia i śledzenia na małych, średnich i dużych odległościach, pracy podsystemu FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 przy zamgleniu, śledzenia zaznaczonego obiektu na radarze ARS-800-2 przez system FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 IR.

Widok ekranu FLIR podczas śledzenia obiektu przez radar ARS-800-2 (podczerwień) pokazano na rysunku 8. Określenie odległości przez dalmierz laserowy systemu obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II przedstawiono na rys. 25.



Rys. 25. Określanie odległości przez dalmierz laserowy

Na podstawie badań w locie systemu obserwacji w podczerwieni FLIR SAFIRE II AN/AAQ-22 stwierdzono, że:

- system wykrywa obiekty wielko gabarytowe na tle morza,
- system wykrywa obiekty małogabarytowe na tle morza (mewy w odległości 2 km, boje podejścia do portu w Gdyni i do Portu Północnego w odległości 4 km, cel w ruchu – mały okręt raketowy w odległości: 6Nm z wysokości lotu H=200m, 10Nm z wysokości lotu H=500 m),
- głowica kamery FLIR zatrzymuje się na wykrytym celu.

9. Podsumowanie

Zamontowanie na pokładzie statków powietrznych wyposażenia specjalnego pozwala na rozszerzenie zakresu taktycznego zastosowania użytkowanych statków powietrznych, wymaga szczegółowych badań i analiz umożliwiających ocenę tych zmian, wyznaczenia parametrów taktycznych zamontowanych systemów oraz sprawdzenie funkcjonowania wyposażenia specjalnego. Badania w locie są niezbędne dla decydentów wydających decyzję o wprowadzeniu samolotu z wyposażeniem specjalnym na wyposażenie lotnictwa oraz dla przyszłych użytkowników (personelu latającego). Stanowią one także podstawę ewentualnej oferty handlowej dla krajów, których lotnictwo użytkuje badany typ nosiciela. Badania w locie samolotu An-28 BRYZA-1RM/Bis z wyposażeniem specjalnym umożliwiły wyznaczenie parametrów taktycznych zamontowanych systemów oraz ocenę zakresu taktycznego tych systemów.

IN-FLIGHT TESTS OF FUNCTIONAL QUALITIES OF A PLANE SUPPLIED WITH SPECIAL EQUIPEMENT

The paper presents some in-flight test results for a plane equipped with special devices. The plane An-28 BRYZA-1RM/Bis was tested following the developed procedure. Sample testing results of this equipment are shown together with the plane tactical characteristics.

THE CONTINUATION DESIGN FRAMEWORK FOR AN AGILE AIRCRAFT CONTROL

ROMAN RÓZIECKI

WIESŁAW WRÓBLEWSKI

Department of Aviation Engineering, Wrocław University of Technology

KRZYSZTOF SIBILSKI

Department of Aviation Engineering, Air Force Institute of Technology and Wrocław University of Technology

e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

This paper describes the implementation of continuation methods and bifurcation analysis in the “global” identification of control law parameters. In the examples presented, it integrates features of closed loop eigenstructure methods within the nonlinear state-parameter environment. The basis of the Continuation Design Framework (CDF) is outlined and then demonstrated using a highly nonlinear aircraft model. The optimization-based method is used to exercise “bifurcation tailoring” by showing how a mild oscillation can be introduced by the controller as a pilot cue to departure onset.

1. Introduction

Angle of attack restriction is one of the main margins of manoeuvrability of fighter aircraft. As a rule this restriction displays in short range combat where high normal acceleration and angle of attack are used. Operational range of angle of attack increased substantially with fighter aerodynamics enhancement. Last years a lot of designer's efforts were made to expand the range of angle of attack up to $60^\circ \div 90^\circ$ and more. (so called "super-manoevrability"). Super-manoevrability was first defined, as the ability to fly in the post-stall regime, refers to the unusual flight trajectories presently investigated by high performance fighter aircraft. The notion of agility appears with the generalization of

naturally unstable flown-by-wire aircraft and the development of thrust vectored prototypes. Many similar definitions exist and are now well accepted to define the airframe agility, for example ability to shift from one manoeuvre to the other, or time rate of change of the aircraft velocity vector. Next, a more general definition emphasizes the shift of the concept of agility towards global agility, including the role of each element of the system into its efficiency: ability of the entire weapon system to minimize the time delays between target acquisition and target destruction. This recent concept of global agility was used in various studies on the practical impacts of agility, sometimes with slightly different denominations: full envelope agility, practical agility, and operational agility (see [1, 18]). It is well known that the dynamics of manoeuvrable fighter-type aircraft over the flight envelope is highly non-linear. The character of the loads acting on the vehicle, particularly the aerodynamics, vary substantially over the angle of attack operating range (which may nowadays include post stall incidences). The control of this type of plant can be achieved adequately via a variety of approaches, provided that the parameters of the controller (the gains in particular) are scheduled with flight condition. The non-linearity of the system makes it difficult to implement a strategy of interpolating between gains derived from a few choice trim points. This is because the plant and the controller interact such that it is not clear precisely what the closed loop trim points are in some regions (especially at high angle of attack, where aerodynamic loads often become asymmetric and where inertial coupling is significant, for example, in velocity vector rolls. Bifurcation and continuation methods are efficient tools for non-linear aircraft dynamics analysis. Using the bifurcation analysis methodology, it can be predicted a variety of non-linear phenomena of aircraft such as wing rock, spin, spiral divergence, jump, etc., and related onset of each of these phenomena to bifurcation points. The bifurcation analysis methodology has become a standard procedure for the investigation of non-linear behaviour of aircraft. Dynamical system theory has provided a powerful tool for analysis of non-linear phenomena of aircraft behaviour. In the application of this theory, numerical continuation methods [5, 17] and bifurcation theory [6, 7, 13, 14, 15] have been used to study roll-coupling instabilities and stall/spin phenomena of a number of aircraft models. Results of great interest have been reported in several papers (it can be mentioned papers by: Avanzini and De Matteis [2], Carroll and Mehra [3], Guicheteau [9], Jahnke and Culick [11]).

2. Theoretical background

2.1. Dynamical systems theory (DST)

The transient and steady state of a system represented by a set of differential equations can be solved by conventional numerical integration methods, by computing the trajectories and orbits using digital simulation. However, it is possible with bifurcations theory to predict the behavior of trajectories and orbits without resorting to the solution of the differential equations. In this case, bifurcations analysis is applied to study the emergence of sudden changes in a system response arising from smooth, continuous variations on the system parameters. The results obtained with this analysis can be showed in a bifurcations diagram. The bifurcations diagram provides qualitative information about the behavior of the system steady state (equilibrium) solutions, as physical parameters are varied. At a certain points (bifurcations points) infinitesimal changes in system parameters can cause significant qualitative changes in equilibrium solutions. Broadly speaking, the construction of a bifurcation diagram consists of the following steps [2, 3]:

- a) finding a first equilibrium solution of (1),
- b) based on the first solution, find other equilibrium solutions based on a continuation method [20],
- c) determining the stability of each solution. Each step is described next.

The system stability analysis based on the bifurcation approach requires of a set of differential and/or algebraic equations which contain two type of variables: states and parameters. In our case, the aircraft dynamic model is only characterized by a set of parameter dependent differential equations, that is:

$$\frac{d\mathbf{x}}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) \quad (1)$$

and

$$\mathbf{x} \mapsto \mathbf{g}(\mathbf{x}; \boldsymbol{\mu}) \quad (2)$$

with $\mathbf{x} \in U \subset \mathcal{R}^n$, and $\boldsymbol{\mu} \in V \subset \mathcal{R}^m$, where U and V are open sets in \mathcal{R}^n and \mathcal{R}^m , respectively. We view the variables x as a vector of n state variables, the variables $\boldsymbol{\mu}$ as a vector of m parameters (or controls), $\dot{\mathbf{x}}$ is the time derivative of \mathbf{x} and $\mathbf{f} : \mathcal{R}^n \times \mathcal{R}^m \rightarrow \mathcal{R}^n$ is the smooth vector field (the n non-linear functions). Note that both open loop (uncontrolled) and

closed loop rigid-body flight dynamical systems can usually be represented in the form of equation (1), and referred to [8] as a *vector field* or ordinary differential equation and to (2) as a *map* or *difference equation*. Both are termed *dynamical systems*.

By a solution of Eq. (1) we mean a map x , from some interval $\mathfrak{T} \subset \mathfrak{R}^1$ into \mathfrak{R}^n , which we represent as follows

$$\begin{aligned} \mathbf{x}: \mathfrak{T} &\rightarrow \mathfrak{R}^n, \\ t &\mapsto \mathbf{x}(t) \end{aligned} \quad (3)$$

such that $\mathbf{x}(t)$ satisfies (1), i.e.,

$$\frac{d\mathbf{x}(t)}{dt} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), t; \boldsymbol{\mu}(t)) \quad (4)$$

The starting point to the analysis of the aircraft dynamic model (1) is the identification of equilibrium points which define the equilibrium solution of the system under analysis. For an arbitrary fixed parameter μ_e , the equilibrium points $P_e = (x_e, \mu_e)$ are given by the values of x_e and μ_e that satisfy the set of nonlinear algebraic equations given by (1). Once a first equilibrium solution has been computed, it is possible to know how the solutions of (2) vary with the increment of the system parameter in finite steps along a specified trajectory [20]. At each step, the new equilibrium point is determined by the corresponding solution of (2) based on a continuation method [19]. A detailed mathematical description of this method can be found in [19]. Despite that the equilibrium solution obtained by solving (2) implies that the power system is at rest, this does not necessarily mean that the solution represents a stable operating condition [10, 11]. The stability of the solution is determined by computing the equilibrium points stability as described next. The principle of continuation is a mathematical technique in which the path of an established solution of a system of equations is followed around parameter space when a control parameter is varied [9]. The solution branch thus established can then be examined for special bifurcation points, at which a qualitative change of the preceding solution type can be observed. In dynamic systems, these qualitative changes frequently come in sequences: a stationary state is replaced by regular motion which can develop into irregular motion. The transition from regular to irregular motion is often related to the onset of chaos. Tracing the solution branches and detecting the bifurcation points, an accurate portrait can be drawn for the dynamics of the system. All continuation techniques are

based on the fundamental assumption that the solutions of an ordinary differential equation (ODE) vary continuously with the initial conditions and the parameters of the ODE. Implementing a predictor–corrector scheme, a continuation algorithm can trace the path of an already established solution as the parameters are varied. This extrapolation appears to pull the solutions along an invisible path, thereby forming the corresponding solution branch. At intersections, where a solution generates two different solution branches, the algorithm can either resume continuation of the prevailing branch or perform branch switching to the intersecting branch.

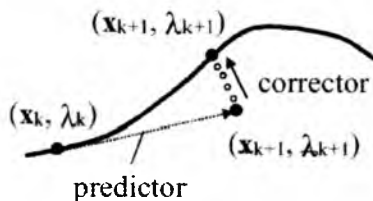


Fig. 1. Principle of arc-length continuation

Figure 1 illustrates the principle of arc-length continuation. Denoting the system parameter by λ and the n -dimensional state vector by \mathbf{x} , a particular solution can be expressed by the 1-dimensional (1-D) vector. The index k denotes the solution of the ongoing continuation process. The predictor determines a likely neighboring solution by linear extrapolation of the established solution branch in the direction of the tangent vector of the current solution. The predicted state is then corrected to the true solution using an iterative algorithm such as the gradient descending Newton–Raphson method (small circles in Figure 1). As this corrector is independent of the system dynamics, the continuation method is able to converge to solutions irrespective of their stability properties. The number of iterations required by the corrector can be used to adjust the step size of the predictor [10]. Loss of stability is encountered when a multiplier *leaves* the unit circle. This can occur in any of the following three ways (Figure 2). The methodology of continuation requires at least one solution of the system equations to be known. A suitably designed homotopy can be used to find this initial solution [10]. Alternatively, the dynamic equations can be integrated until the steady state has been reached. The continuation can thus be initiated with the set of state variables which result from a sufficiently long time-domain simulation

The stability of an limit cycle oscillations (LCOs) can be assessed from the corresponding characteristic multipliers or Floquet multipliers. These multipliers represent a generalization of the eigenvalues of an equilibrium point, as they describe the local contraction or expansion rate of phase space near the limit cycle of interest. Floquet theory is based on the observation that a periodic solution.

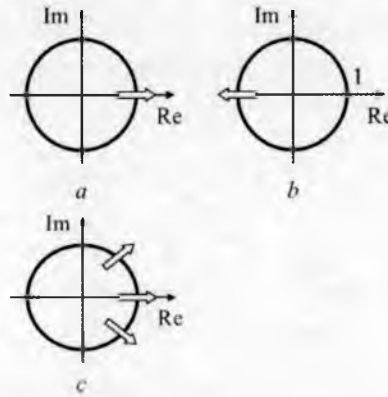


Fig. 2. Three scenarios of stability of a solution: a) fold bifurcation, b) flip bifurcation, c) secondary Hopf bifurcation

Solution can be represented through a fixed point of an associated Poincaré map [9, 10]. Consequently, the stability of an LCO can be determined by assessing the stability of the corresponding fixed point of this Poincaré map. Linearization of the Poincaré map at the fixed-point results in a linear discrete-time system which describes the period-to-period evolution of oscillations in the vicinity of the LCO. The Floquet multipliers are now given by the eigenvalues of the Jacobian of this linear system, the so-called monodromy matrix. Stable characteristic multipliers, being the eigenvalues of a map, are found inside the unit circle; conversely, unstable periodic limit cycles have at least one characteristic multiplier outside the unit circle. A *fold bifurcation* is encountered when a single real eigenvalues of the monodromy matrix crosses the unit circle at Figure 2a. The second scenario in which the stability of a solution can be lost is the *flip bifurcation* or *period-doubling bifurcation*. This case is given when a single real eigenvalue crosses the unit circle at Figure 2b. At this branching point, the prevailing solution branch becomes unstable and a new branch is born. Solutions on this

newbranch have twice the period of the previous limit cycle. In the frequency domain, this corresponds to the occurrence of a subharmonic at half the previous frequency. The third possible loss of stability is through a Hopf bifurcation of the periodic solution (generalized Hopf bifurcation or torus bifurcation). This case is characterized by the crossing over the unit circle of two complex conjugated eigenvalues and corresponds to the onset of quasiperiodic oscillations see Figure 2c.

The most important ideas of DST used in the paper will be introduced in the following sections. The first step in the DST approach is to calculate the steady states of the system and their stability. Steady states can be found by setting all time derivatives equal to zero and solving the resulting set of algebraic equations. The Hartman-Grobman theorem (p. 234 in reference [19] proves that the local stability of a steady state can be determined by linearizing the equations of motion about the steady state and calculating the eigenvalues. The implicit function theorem (Ioos and Joseph [10], in Chap. 2) proves that the steady states of a system are continuous function of the parameters of the system at all steady states where the linearized system is non-singular. A singular linearized system is characterised by a zero eigenvalue. Thus, the steady states of the equations of motion for an aircraft are continuous functions of the control surface deflections and/or vector of the thrust inclinations. Stability changes can occur as the parameters of the system are varied in such a way that the real parts of one or more eigenvalues of the linearized system change sign. Changes in the stability of a steady state lead to qualitatively different responses for the system and are called bifurcations. Stability boundaries can be determined by searching for steady states, which have one or more eigenvalues with zero real parts. Continuation methods are a class of numerical algorithm used to follow a path of steady states in continuous or discrete dynamical systems as a parameter varies. They make use of the Implicit Function Theorem, which essentially states that if the Jacobian matrix \mathbf{J} (5) of the system linearized at a stationary point is non-singular then this solution is *locally unique*, i.e. it is part of a unique curve of stationary points which is a continuous function of the parameters. The Jacobian matrix of an equilibrium point \mathbf{x}_0 of a vector field or the fixed point \mathbf{x}_0 is defined IN equation (5).

The eigenvalues of the Jacobian matrix are important for the stability analysis. More information on DST can be found in the book of Wiggins [19]. Continuation methods rely upon the Implicit Function Theorem,

which states that if the Jacobian of the linearised system at a fixed point is invertible (i.e. non-singular) then there exists locally a unique solution. So for all fixed points excluding those with a real eigenvalue lying at zero, there exists locally a unique fixed point for the given value of λ . Therefore for a smooth variation in λ from an initial fixed point there must exist a unique curve of fixed points (assuming that the Jacobian remains non-singular). As parameters vary in a dynamical system, changes may occur in the qualitative structure of the dynamics at certain parameter values. These changes are called bifurcations and the corresponding state/parameter values, bifurcation points. There are various types of bifurcations, classified according to the Centre Manifold and other dynamical systems theorems (see, for example [8]).

$$\mathbf{J} = Df(x_0) = \begin{Bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

The continuation algorithm solves for the branch using a predictor-corrector method. If an initial solution is known, then the system can be extrapolated in the local region by an incremental approximation in each system state Δx_i . Newton's method is then used to reduce the error between the approximation and the new fixed point. Most continuation methods possess the ability to solve through certain classes of singularity, e.g. folds. In order to generate all the branches that are present within a given parameter range, a complete set of starting solutions is required for the system. One of the main difficulties in applying bifurcation methods is finding these initial solutions. There are several approaches to solving this problem, some systematic, some that require flight dynamics insight and some based on the nonlinear systems theory. It should be noted however that none of the methods can be guaranteed to find all the starting solutions for a given set of nonlinear equations. In most cases though, a combination of methods and perseverance allows a comprehensive set of starting solutions to be found.

Starting with an approximation of a steady state for a given value of parameters, the computer code determines, by a continuation process, the

solution curve $\mathbf{x}(\mu)$ of a following set of non-linear algebraic equations, and determine type of bifurcation:

$$\left\{ \begin{array}{ll} \text{Equilibrium points} & : \quad \mathbf{f}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) = 0 \\ \text{Limit points} & : \quad \mathbf{f}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) = 0 \\ & \quad \lambda = 0 \\ \text{Hopf points} & : \quad \mathbf{f}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) = 0 \\ & \quad \lambda_{1,2} = \pm 2i\pi / T \\ \text{Periodic orbits} & : \quad x(T) = x(0) + \int_0^T \mathbf{f}(\mathbf{x}, \boldsymbol{\mu}) dt \end{array} \right. \quad (6)$$

The continuation process assumes that all functions for (6) are continuous and have derivatives.

As the branch is mapped out using a continuation algorithm, the system is linearised about each fixed point in order to investigate its local properties. The theorem attributed to Liapunov (1892) [7] relates the stability of a linearised system (with a non-singular matrix \mathbf{A}) to the system eigenvalues μ_j of the Jacobian evaluated at the stationary point: $\text{Re}(\mu_j) < 0$ for all j implies asymptotic stability; $\text{Re}(\mu_k) > 0$ for one (or more) k implies instability of some kind. Two dimensional plots showing system state component solutions versus the continuation parameter usually created. The stability of each branch in these “one-parameter bifurcation diagrams” is typically indicated by line type. The conventions used in this paper are following: *Solid line* means stable all eigenvalues lie in the left half plane; *Dashed line* means unstable (divergent) one or more real eigenvalues lie in the right half plane; and *Dotted line* means unstable (oscillatory) only complex conjugate pairs of eigenvalues lie in the right half plane.

Since limit cycles are investigated here the only bifurcation results presented are those relating to system equilibria, for which “divergent” and “oscillatory” unstable have equivalent meanings.

2.2. Continuation in the presence of control system saturation

With increasingly complicated control systems being developed, a continuation method that deals with this type of nonlinearity is highly desirable. Theoretically, if integrator wind-up protection were applied to this type of control system then steady states must exist even for regions

of the flight envelope where saturation occurs. What would appear to be a continuous branch could be broken down into the saturated and non-saturated sections. (Note that a single control input has both a minimum and a maximum allowable position at which it saturates). The saturated section of the branch is directly analogous to carrying out a continuation with full deflection applied to one or more of the aircraft controls. The point at which the free system and the saturated system meets can be defined as a “break point”.

Requirements for a suitable continuation method are:

1. it must be able to continue from one branch to the other at these break points,
2. it must be able to cope with multiple control loops.

There are two possible approaches to this problem. The first is to identify the points at which the system saturates or desaturates and call different models when parts of the system saturate. This results in a piecewise continuation. Using a piecewise method allows the exact systems to be calculated and results in a rapid transition between the unsaturated and saturated regions. The second approach is to use an approximation to the saturation that allows the piecewise system to be modelled as a single continuous system. This means that no changes need to be made to the standard continuation software, for example XPPAUT [5], a WINDOWS® version of well known AUTO97¹ software.

2.3. Dynamic analysis using XPPAUT

A wide collection of useful numerical algorithms for the exploration of ordinary differential equations has been made available through the public domain software XPPAUT⁵. With its graphical interface to the popular continuation and bifurcation software AUTO, XPPAUT combines the advantages of two worlds: A set of ordinary differential equation can be integrated with the phase plane explorer XPP until a steady-state has been reached; once balanced, the system equations can then be passed to AUTO for continuation and bifurcation analysis. A convenient text-based interface allows the differential equations to be

¹ His very useful software is available at the Internet address:
<http://indy.cs.concordia.ca/auto/>

entered without the need for tedious low-level programming in FORTRAN or C. Figure 3 shows a screenshot of the main window of XPPAUT with the embedded AUTO in the foreground.

The problem definition file specifies a number of algorithmic options of XPP and AUTO. Noteworthy is the XPP option `total` which fixes the final time of the integration algorithm at one period (or). This parameter is read by AUTO to determine the period of the solutions to be continued. The option `autovar= phil` tells AUTO to use on the ordinate of the bifurcation diagram. Upon loading the above problem definition file into XPPAUT, an initial steady-state solution can be sought. The easiest way to achieve this is to use the boundary value problem solver of XPP; the relevant menus can be accessed using the mouse or via the key-stroke sequence `. To improve the numerical stability of the iterations, the variable can be reset to 0 every time it reaches or exceeds. This cylindrical state space is defined using the sequence, followed by ENTER to accept the default maximum value of and the choice of as the variable to be restricted. Once a steady-state solution has been found, AUTO can be invoked through the key sequence.`

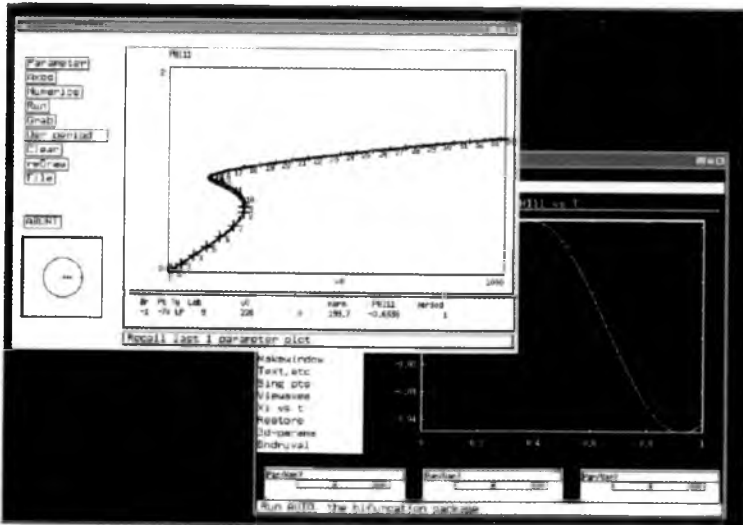


Fig. 3. Screenshot of the XPPAUT interface to AUTO

The AUTO window appears and should be made the active window. After having ensured that the ordinate shows the maximum value of the display variable, the continuation procedure can be started followed by a click on the OK button. As the continuation proceeds, the small area in

the bottom left-hand corner of the AUTO window displays the evolution of the eigenvalues of the monodromy matrix. Loss of stability through any of the above scenarios can thus be directly observed. Notice that one of the three eigenvalues remains fixed. This particularity is inherent to the continuation of periodic solutions. The observed eigenvalue corresponds to translations of the system states in the direction of the trajectory of the associated Poincaré map. Subsequent states, which are found along this direction, exhibit a fixed distance. They are thus neither subject to compression (Floquet multiplier inside the unit circle) nor to expansion (Floquet multiplier outside the unit circle). Upon completion of the continuation step, the trace of a solution branch can be inspected for bifurcations and branching points. The menu item (G)rab allows navigation on a solution branch and reveals useful information of the established solutions. Various co-dimension-1 bifurcations such as limit points (fold bifurcation, denoted by LP), period doubling bifurcations (PD), and torus bifurcations (TR) can thus be identified with ease. Branching points at which the stability remains unchanged are labeled BP. Upon reaching a period doubling bifurcation (PD), the emerging branch can be continued. The direct visual feedback provided makes XPPAUT a powerful tool (e.g., convergence problems can easily be spotted (and remedied) as the continuation proceeds).

2.4. Nonlinear dynamics analysis methods of control system

Linear control design methods, which are used for the augmentation of aircraft dynamics, usually do not take into account all of the important nonlinearities in the aircraft mathematical model. As a result, the handling qualities and stability characteristics may be satisfactory only at small disturbances from the controllable flight conditions. The qualitative analysis of aircraft closed-loop dynamics in such cases provides valuable information for control design. By varying free control-system parameters, like input interconnections, feedback gains, actuator constraints, etc., the closed-loop dynamics can be modified and improved, even for conditions where the applied control design method does not guarantee desired characteristics. The following computational methods for equilibria and periodical orbits investigation, provided by the AUTO package, were used in this work for control law design:

1. continuation method along with the local stability analysis;
2. bifurcation-diagram method;

3. global stability analysis by computation of two-dimensional cross-sections of domain of attraction.

The continuation algorithm includes the orthogonal type of convergence to solution curves in the extended state space, thus improving bypass of aerodynamic kinks and turning points. It is also used in other algorithms of the AUTO package, such as the systematic search method for computation of multiple solutions of nonlinear systems, minimization of a functional under constraints defined by the nonlinear system, the boundary of stability region continuation, etc. This package also contains automatic routines for the systematic search for multiple solutions, their continuation with system parameters and the processing of bifurcation points. The direct method for investigation of multi-dimensional domains of attraction by computation of their two-dimensional cross-sections was outlined and applied for aircraft roll-coupling dynamics, where only the equilibrium states were considered. The proposed method can be applied in a similar way to the global stability analysis of an aircraft oscillatory motion.

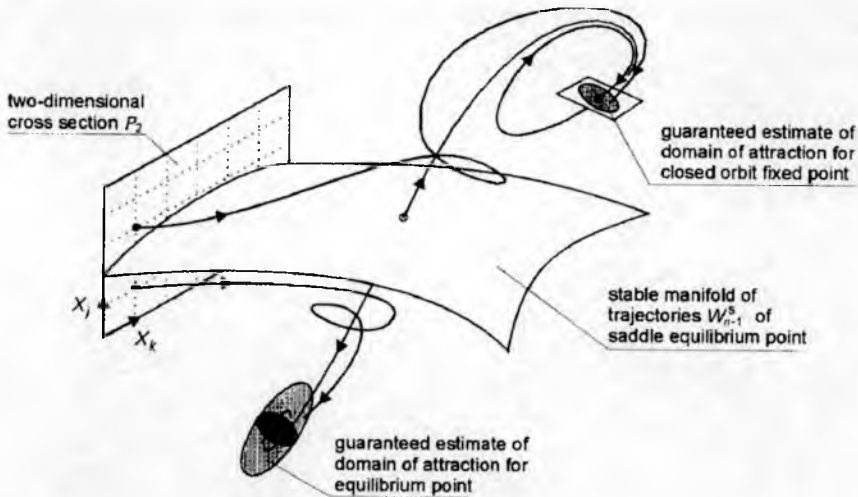


Fig. 4. Computation of two-dimensional cross-section of multi-dimensional domains of attraction (cf [6])

Figure 4 provides the qualitative description of the method. In the multi-dimensional space of a dynamical system, formed from (1) and (2), the two-dimensional cross-section, P_2 , is selected. For example, it can be defined by two vectors. One of the vectors gives the point belonging to the cross-section P_2 , and the second assigns the normal vector to the

plane. By the proper choice of orientation of the cross-section P_2 , its coordinate system (X_k, X_j) may coincide with any pair of state variables. The grid in the plane P_2 is defined depending on the required accuracy of stability region computation. The selected grid points provide initial conditions for numerical computation of dynamical system trajectories. Each attractor is surrounded by a special region, which is a subset of its full stability region. For example, this region can be estimated by means of the Lyapunov function method. The entering of a state point inside this region defines the condition for termination of trajectory integration. Note that a closed orbit is represented by its fixed point and $(n-1)$ dimensional secant plane crossing a closed orbit in this fixed point. The total time for computation depends on the grid size and the sizes of the guaranteed estimates of all domains of attraction. Finally, this method provides the map in P_2 defining areas belonging to different domains of attraction. The outlined method is a very efficient tool, both for control law assessment and for control law design, because it permits identification of a very complicated topology structure of the stability region and gives accurate values for critical disturbances in the state variables.

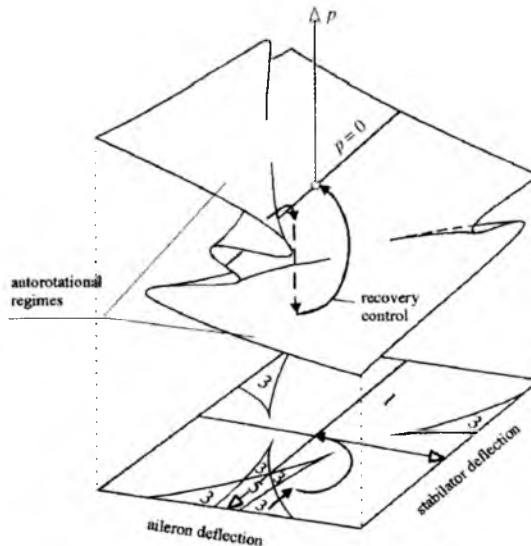


Fig. 5. Recovery control from critical autorotational regimes
(cf. Goman, Kharamovsky [6])

Control-augmentation systems of modern aircraft involve both the direct interconnections between the control-surface deflections and

different kinds of feedback. The direct interconnections can significantly improve the controllability of an aircraft and avoid possible departures due to aircraft-motion coupling. The bifurcation diagrams in the plane of aileron, rudder or stabiliser deflections reveal the “departure-free” regions of the flight envelope. If interconnection keeps control surfaces inside the “departure-free” region, coordinated turns ($\beta = 0$) and departure prevention may be provided.

Such interconnection at small control deflections is similar to well-known aileron rudder interconnection, used in many aircraft (Mehra et al.[3]; Guicheteau [9]). The continuation technique can be applied to compute the nonlinear interconnection laws between stabilator, aileron and rudder, required to provide decoupling of longitudinal, directional and roll equilibrium states. Such decoupling may be useful during fast roll manoeuvres with strong aerodynamic and inertia interaction between longitudinal and lateral dynamics. When considering the roll-coupling problem, equation (1) is reduced to a fifthorder system by neglecting the spiral motion, velocity change and gravity terms (Goman, Kharamovsky [6]). The equilibrium states will be defined by the following nonlinear system:

$$f(\alpha, \beta, P, Q, R, \phi, \eta, \delta_a, \delta_r) = 0, \quad f \in \mathfrak{R}^5 \quad (7)$$

Both state variables and control parameters in (7) are equivalent, therefore for continuation one can take the equilibrium states Q, R and control parameters $\phi, \eta, \delta_a, \delta_r$ as unknown variables, and the states α, β and P as some predefined parameters, say $\alpha = \alpha_{dem}, \beta = \beta_{dem}$ and $P = P_{dem}$.

In this case the nonlinear interconnections between stabilator, aileron and rudder will be computed by a continuation technique for every demanded manoeuvre $\alpha_{dem}, \beta_{dem}$ and P_{dem} .

Aircraft stability and control characteristics in spin and autorotational regimes may be very unusual for pilots, especially in comparison with common flight conditions. The determination of recovery control in flight dynamics simulation may be a very complicated problem due to motion coupling and reverse reaction on control inputs. To stop aircraft rotation and decrease aircraft incidence the problem can be formulated in terms of minimization of an “energy” like scalar function (Goman, Kharamovsky [3]),

$$W = \frac{1}{2} mV^2 (\alpha^2 + \beta^2) + \frac{1}{2} (J_x P^2 + J_y Q^2 + J_z R^2) \quad (8)$$

which defines the intensity of rotation and aircraft incidence (here m is aircraft mass, V is flight velocity, J_{xx} , J_{yy} , J_{zz} are aircraft moments of inertia in body axes). Recovery control can be determined as the minimization of the scalar function (8) considering aircraft equilibrium states

$$\min_u W(x), \quad \text{where } \{x: f(x, u) = 0\} \quad (9)$$

Application of a gradient descent method to the minimization problem of (9) gives the following differential form for the recovery control increment,

$$du = k \left[\frac{\partial W}{\partial x} \left(\frac{\partial f}{\partial x} \right)^{-1} \frac{\partial f}{\partial u} - \frac{\partial W}{\partial u} \right] \quad (10)$$

An example of the recovery control computation is shown in figure 5 [6]. The surface for equilibrium roll rate P and bifurcation diagram in the plane of stabilator δ_r , and aileron δ_a , deflections reveal the critical region with autorotational regimes the roll-coupling problem for low altitude and high velocity flight is considered). The recovery trajectory encounters the fold bifurcation on the equilibria surface and after the “jump” returns smoothly to the desired zero-rotation point.

2.5. Continuation methods – implementation to aircraft dynamics

The wide and purposeful applications of bifurcational methods and nonlinear dynamical system theory to flight dynamics nonlinear problem at high angles of attack regimes are now well-established [11-16, 22-26].

The common feature of all these works is the implementation of the continuation technique for solving the nonlinear problems of an aircraft equations both for equilibrium and oscillatory motions. Carroll and Mehra [3] were the first who used the continuation method in flight dynamics and connected the main types of an aircraft instabilities with bifurcation phenomena (e.g. the occurrence of wing rock motion was connected with a Hopf bifurcation, the examples of chaotic motion were presented, etc). Later the existence of new types of bifurcations in aircraft dynamics were explored, e.g. origination of stable torus manifold [30], global bifurcation of a closed orbit related with the appearance of homoclinical trajectory [27], so-called flip or period doubling and pitchfork bifurcations for closed orbits [28, 30] continuation methodology and bifurcation analysis can be used for determining the recovery

technique from critical regimes and for control law design for improving dynamical behaviour [12, 30].

If the earliest works were devoted mainly to the theoretical methods and associated numerical procedures which can be used in aircraft dynamics [36, 37], the latest publications more often present the results of bifurcation analysis of high angle of attack dynamics of real aircraft (F-4 [34], German-French Alpha-Jet [24], F-14 [11], F-15 [32]).

Comparisons between flight test results and predicted results obtained using bifurcation methods and numerical calculations for a number of aircraft show a very good agreement both in qualitative and quantitative senses [30]. These comparisons reveal the efficiency and comprehension of bifurcational methods in flight dynamics applications. Therefore one can say that bifurcation methodology based on the computer-aided technology is becoming a popular and very powerful tool in the complicated nonlinear area of flight dynamics.

2.6. Bifurcation analysis and continuation technique methodology

Many characteristics, defining flight conditions, aircraft parameters and control surface deflections, can vary with time slowly. In many practical cases it is reasonable to consider such parameters as fixed ones and independent of time. This reduces the problem to a study of nonlinear autonomous dynamical systems. The system behavior in the case of parameter variations can be predicted using the knowledge about the specific system responses after encountering the bifurcation conditions.

Taking into account experience of many researchers, one can formulate the following three-step methodology scheme for the investigation of nonlinear aircraft behavior, the scheme being based on bifurcation analysis and continuation technique:

- During the first step it is supposed that all parameters (except for the state variables) are fixed. The main goal is to search for all the possible equilibria and closed orbits and to analyze their local stability. This study should be as thorough as possible. The implementation of the continuation technique to a great extent facilitates the solving of this problem. The global structure of the state space (or phase portrait) can be revealed after determining the asymptotic stability regions for all discovered attractors (stable equilibria and closed orbits). An appropriate graphic representation

plays an important role in the treating of the calculated and accumulated results.

- During the second step the system behaviour is predicted using the information about the evolution of the phase portrait with the parameters variation. The knowledge about the type of encountered bifurcation and current position with respect to the stability regions of other steady motions are helpful for the prediction of further motion of the aircraft. The rates of parameter variations are also important for such a forecast. The faster the parameter change, the more the difference between steady-state solution and transient motion can be observed
- Last, the numerical simulation is used for checking the obtained predictions and obtaining transient characteristics of system dynamics for large amplitude state variable disturbances and parameter variations.

2.7. Aircraft with Control Augmentation System

Modern airplanes are equipped with automatical control systems able to change its dynamical properties radically. Aircraft with flight control systems become more nonlinear and higher dimensional plant. In addition, a flight control system introduces further nonlinearity and additional dynamic elements. Even in the case where an aircraft may be represented as a linear system, there will be appreciable nonlinearity due to actuator rate and deflection limits. The nonlinear behavior will be displayed during large amplitude motion at large control inputs or gust disturbances.

Nonlinear stability and bifurcational analysis methods also can be implemented for aircraft closed-loop system. The equations governing the operating of the control system can be added to the aircraft.

$$\frac{d\mathbf{u}}{dt} = \mathbf{g}\left(\mathbf{x}, \frac{d\mathbf{x}}{dt}, \mathbf{u}, \mathbf{s}\right) \quad (11)$$

where $\mathbf{s} = [x_e, x_a, x_r, x_{\delta T}]^T$ is a vector of the stick, rudder pedal, and throttle deflections. The vector-function \mathbf{g} is determined by the control laws and control system constraints.

Thus, for example, the following joint system is to be used for determining the equilibrium regimes of the aircraft:

$$\begin{aligned} f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) &= 0 \\ g(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{s}) & \end{aligned} \quad (12)$$

The elements of the vectors \mathbf{x} and \mathbf{u} are the unknowns, and vector \mathbf{s} defines the set of control parameters.

The specific features of Eqs. (11) and (12) are the limits on the values of some state variables (i.e. the deflections of the control surfaces \mathbf{u} : $(\delta_{e_{\min}} < \delta_e \leq \delta_{e_{\max}}; |\delta_a| \leq \delta_{a_{\max}}; |\delta_r| \leq \delta_{r_{\max}})$). In nonlinear system with such state variable limits some additional equilibrium solutions can arise with associated limit points bifurcations leading to aircraft departures.

The maneuvering capabilities of the airplane are usually limited by some boundary. Outside this boundary lies the area of critical flight regimes, i.e. the regimes when uncontrollable motions (connected with the loss of stability) develop. Pilots' actions may either provoke or prevent the development of the instability. It depends on the task being performed and on the pilot's skill in flying the plane in such regimes [30]. A desire to enhance maneuverability inevitably results in entering the regions, where aerodynamic characteristics are nonlinear and dynamic cross-coupling between different forms of motion cannot be ignored. As a result, the dynamical problems become highly nonlinear. All the critical regimes can be divided into two groups, according to the reasons of dangerous behavior of the vehicle.

The regimes of the first group arise when the stability margin is broken and the unstable modes of motion begin to develop. These regimes are very different. There may be mild or abrupt loss of stability, and the motion may be controllable or uncontrollable. Such situations take place during stall or maneuvers with fast roll rotation.

The second group comprises the stable steady-state flight regimes with supercritical values of parameters (especially angle of attack and rate of rotation). The roll-inertia rotation or autorotation rolling and spin regimes belong to this group; the unusual response to the control inputs is their characteristic feature. Departure resistance to the entering in these critical regimes and the methods of recovery from them are the most important questions, when the problem of flight safety is considered (see Fig. 6).

A number of different forms of the loss of stability in longitudinal and lateral/directional motion is usually connected with aircraft stall concept [36]. One may distinguish among them:

- a sudden rise of the angle of attack (“pitch up”) taking place at moderate and high angles of attack due to pitching moment nonlinearity;
- stable self-oscillating pitching motion at high angles of attack due to the development of the separated flow (“bucking”);
- the full turn rotation in pitch (“tumbling”);
- divergent increase in the bank angle (“wing drop” or “roll off”) due to asymmetrical aerodynamic rolling moment at high angle of attack or propelling aerodynamic moments;
- divergent increase in sideslip angle (“nose slice” or “yaw off”) due to aperiodic instability in yaw or asymmetric aerodynamic moments;
- oscillating motion in roll and yaw at high angles of attack (“wing rock”);
- loss of stability due to the pilot's actions, for example, when the attitude stabilization or target tracking is performed.

There are also terms used in the flight dynamics for describing the aircraft behavior after stall, i.e. post-stall gyration, spin and deep stall. The post-stall gyration is a transient rotational motion of aircraft to the developed spin mode. The developed spin can possess very different features. It can be steady with constant parameters or 'agitated', flat or steep, erected or inverted. “Agitated” spin mode can be with regular and “irregular” oscillations. Deep stall is an aircraft equilibrium flight at high critical angle of attack without rotation.

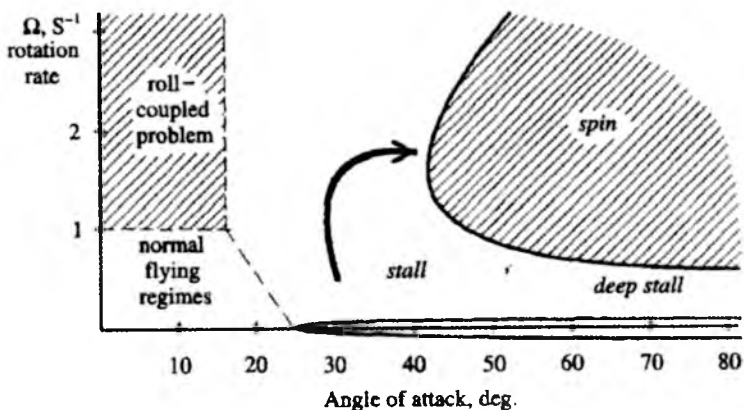


Fig. 6. Critical flight regimes regions

The possibility of the loss of stability and controllability at high roll rate (roll-coupled problem) is also well-known. This phenomenon is

especially dangerous for supersonic aircraft with elongated ellipsoid of inertia and high level of lateral aerodynamic stability, which bring about cross-coupling of longitudinal and lateral motions. Roll-inertia rotation or autorotation rolling of the airplane (the trajectory being approximately horizontal and angles of incidence below stalling) is similar to the developed spin modes. The rotation can occur despite neutral or anti-rotation aileron and rudder deflections.

In both cases there are autorotational regimes, the difference is only in the nature of the aerodynamic moment that supports the rotation. All types of motion mentioned above can be connected with qualitative features of motion equations, i.e. the different steady-state aircraft motions and bifurcations, changing their stability conditions.

3. Analysis of the longitudinal motion

As was mentioned above the interaction between the phugoid and angular modes is more significant for flight with low velocities. In this case the large variation of angle of attack can arise due to trajectory distortion (see Fig. 7). For example, such trajectory distortion accompanies the tail-slide maneuvers.

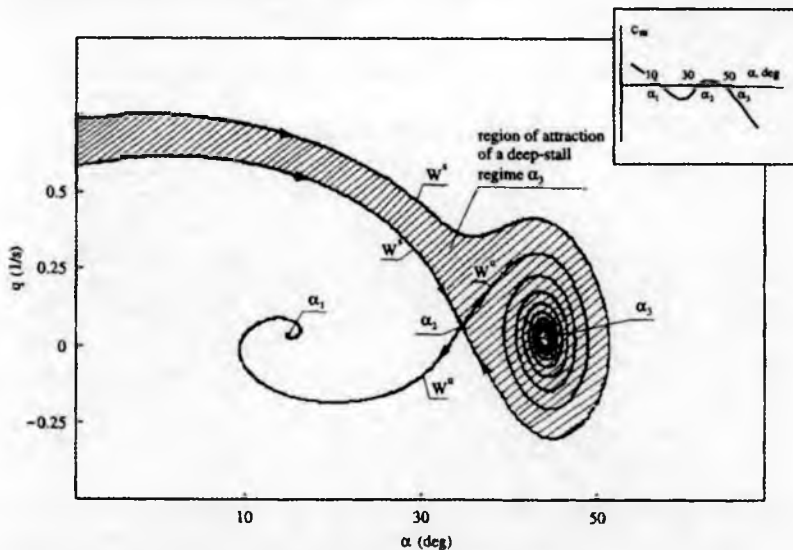


Fig. 7. Phase portrait for the deep stall nonlinear dynamics

The region of attraction of critical deep stall regime in the general case will be more complicated with respect to the region, considered above in

simplified manner. To take into account the interaction between phugoid and angular modes the first four equations of (12), which are the autonomous nonlinear system with state vector $\mathbf{x}=[V, \Theta, \alpha, q]^T$, have to be considered with entire ranges of α and Θ variations $[-\pi, \pi]$. To represent the stability region in the fourth-order state space it is possible only by means of drawing its two-dimensional cross-sections considering the disturbances only in two selected state variables.

For example, in Figure 8 two different cross-sections of the region of attraction of deep stall regime, i.e. stable point α_3 , are shown.

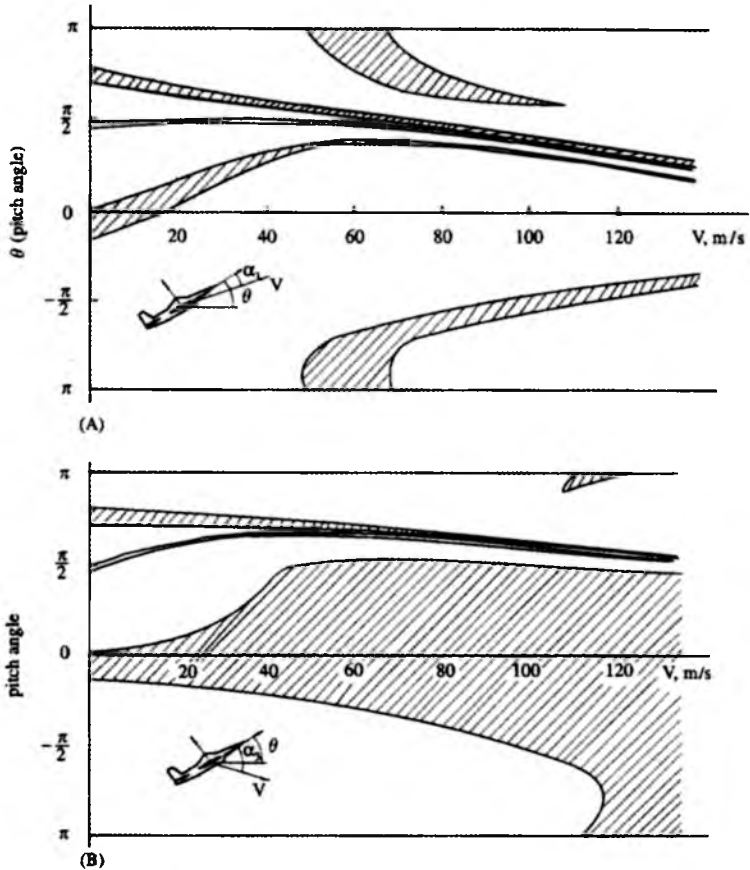


Fig. 8. Cross section of asymptotic stability region for deep stall regime α_3 (cf. ref. [30])

The disturbances in the plane of pitch angle Θ and velocity V are considered. Two other state variables at the initial moment are the same for all points of cross-section. In the first case (A) the angle of attack is

trimmed in a lower stable point $\alpha = \alpha_1$ with zero pitch rate $q = 0$, and in the second case (B) the angle of attack is trimmed in the critical position $\alpha = \alpha_3$, also with zero pitch rate $q = 0$. In every point of the considered cross sections the initial path angle can be calculated using the following formula $\gamma = \Theta - \alpha$. The dashed areas on the cross sections define the initial points, starting from when the aircraft enters in the deep stall regime, α_3 . In the second case (B) the probability of entering into the deep stall is much greater, especially in flights with large velocities, than in the first case (A). The number of cross sections of multidimensional stability region can offer global information about the aircraft dynamics.

The main feature of the problem considered is that even in the case of linear representation of aerodynamic coefficients the existence of multiple stable steady-state solutions, e.g. equilibrium and periodic, is possible. The bifurcational analysis of all the possible steady-state solutions and their local and global stability analysis can show the genesis of stability loss and explain in many cases the very strange aircraft behavior.

The validity of the system (12) is confined in time. Therefore, in the cases of weakness or lack of stability of the steady states the conclusions resulting from the consideration of the asymptotic stability in Lyapunov sense, when $t \rightarrow \infty$, can be wrong. A similar problem can arise for short-term control inputs. The prediction of the bifurcation analysis will be more consistent when the considered steady states have the sufficient margin of asymptotic stability. In any case the numerical simulation of aircraft motion using the complete set of equations has to be used for final verification of the bifurcational analysis results.

4. Bifurcation analysis of roll-coupling phenomenon

To demonstrate the possibilities of bifurcation and global stability analysis when roll-coupling problem is studied, two different examples will be considered. The first one is taken from Ref. [21] and corresponds to a small maneuverable single-engine jet airplane at flight with zero altitude $H = 0$ and subsonic velocity $V = 250$ m/s. The second one corresponds to hypothetical swept-wing fighter at flight with altitude $H=20000$ m and supersonic velocity $V = 750$ m/s. The types of equilibrium solutions in these cases are different due to various contributions of damping terms in motion equations.

In the first case ($H = 0$, $V = 250$ m/s) all the equilibrium solutions form the single continuous surface. The equilibrium surface in this case possesses the canonical form of a singularity in the mapping of the equilibrium surface on the plane of control parameters δ_e , δ_a , which are called “cusp catastrophe” and “butterfly catastrophe”. Although the catastrophe theory was developed for the gradient type of dynamical systems, the formulated singularities are, nonetheless, also apparent in the autonomous dynamical systems. In Fig. 5 the common view of the calculated equilibrium surface is shown along with the bifurcational diagram below it in the plane of elevator and aileron deflections. The number of equilibrium solutions, shown in the figure, varies with control inputs. There is a critical region with auto-rotational rolling regimes at pitch-down elevator and near-neutral aileron deflections (“butterfly catastrophe”). At pitch-up-elevator deflections there are two “cusp catastrophes”, which lead to the hysteresis type behavior under the roll control. The quantified dependencies of equilibrium roll rate p on the aileron for a number of elevator deflections, corresponding to different initial values of normal factor $a_z \in (-4, 3)$, are presented in Figure 9B.

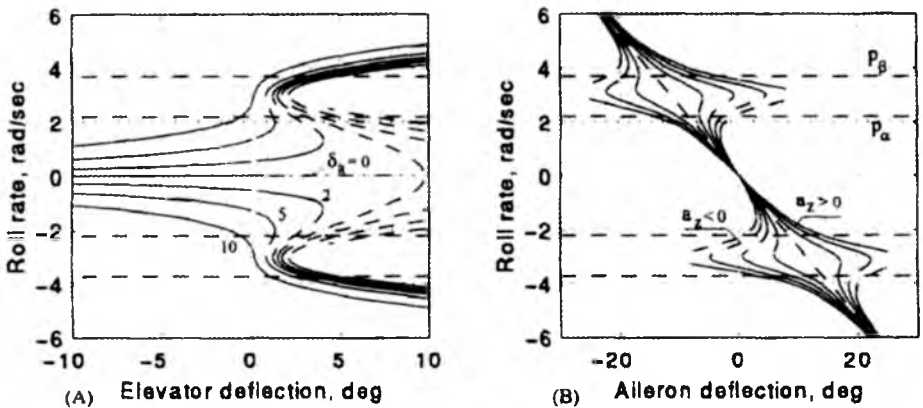


Fig. 9. Equilibrium roll rates for different elevator and aileron deflection
 A) δ_e var, $\delta_a=0$; B) δ_a var, $a_z = -0.4 \div 3.0$ (cf. [30])

Another set of such dependencies on elevator deflections for δ_a var. is presented in Figure 9A (solid lines- stable solutions, dashed lines - divergent solutions, dash-dotted lines- oscillatory unstable solution). The approximate Phillips' critical roll rates:

$$p_\alpha = \sqrt{-\frac{m_2}{i_q}}; p_\beta = \sqrt{\frac{n_\beta}{i_r}} \tag{13}$$

obtained without taking into account the damping terms, nevertheless define the roll-rate regions where the roll-coupling effect is more significant. These critical roll-rate values are shown in Fig. 9B by horizontal dashed lines. The oblique dashed line defines the controllability in roll mode without taking into account the dihedral roll moment, arising due to the inertia coupling of longitudinal and lateral motions.

In the second case ($H = 20000$ m, $V = 750$ m/s) the critical roll rates really exist and are very close to Phillips' approximate values. As a result the equilibrium solutions are divided by this critical line into different unconnected families, which are shown in Figure 10. The dependencies of equilibrium roll rate on aileron deflection are presented for different elevator deflections, corresponding to different values of normal factor parameter $a_z = -2 \div 5$. As in the previous case the type of line defines the code of equilibrium stability (solid lines - stable solutions, dashed lines - divergent solutions, dash-dotted lines - oscillatory unstable solutions).

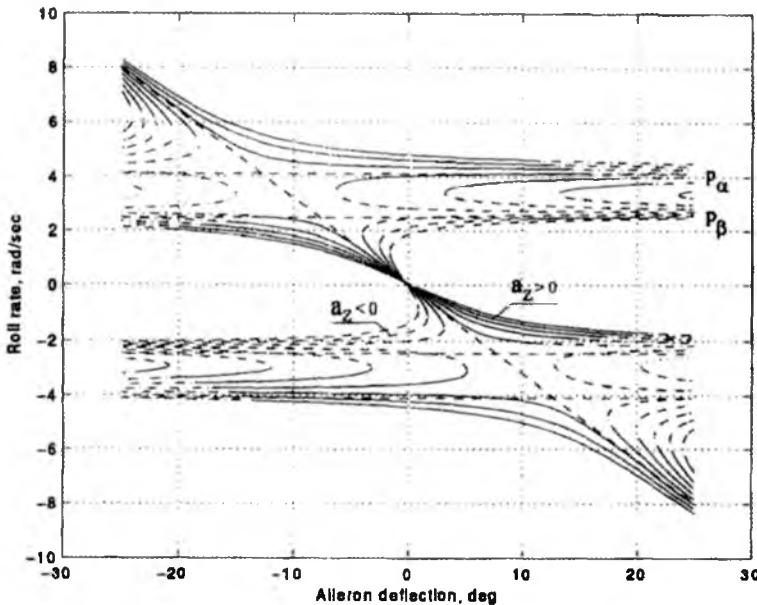


Fig. 10. Equilibrium roll rates as a function of aileron deflection for initial trimmed flight with $a_z = -2 \div 5$ [6]

There are two different subcritical types of curves starting from the zero point. The first ones for positive $a_z > 0$ possess the “loss of controllability” - the increase of control moment does not proportionately increase the roll rate. This effect is due to the arising of opposite roll moments from sideslip, resulting from roll coupling. The second ones for zero and negative $a_z \leq 0$ possess the departure point, where stable and divergent equilibria disappear.

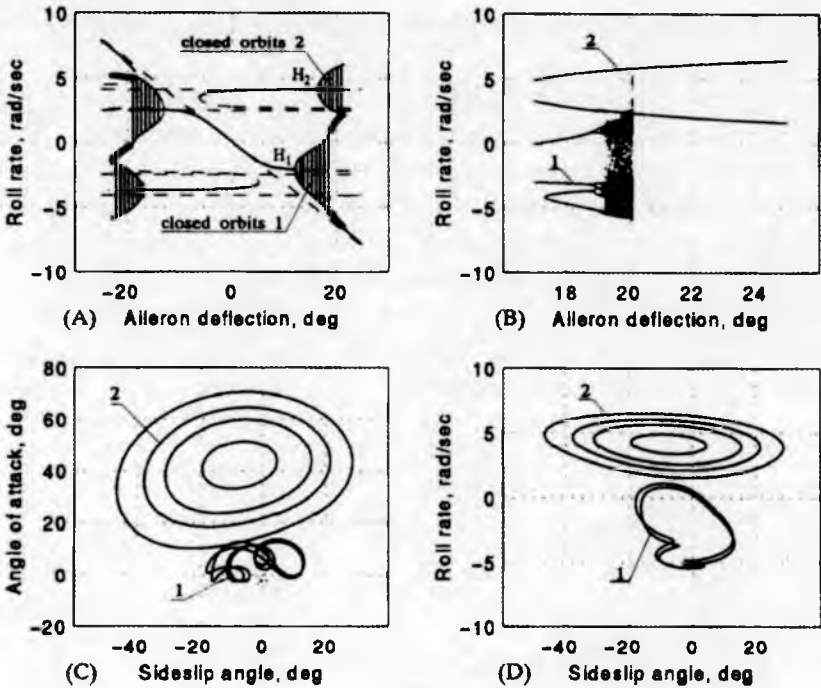


Fig. 11. Periodical and chaotic behavior at fast-roll maneuver

There is also another family of equilibrium curves both between the critical rates p_x , p_p and in the outer regions. Some of them, corresponding to $a_z = 1, 0, -1, -2$, generate the stable autorotational rolling regimes at zero aileron deflection. The autorotational rolling solutions for $a_z = 0, -1, -2$ exist at all aileron deflections, but at “pro-roll” aileron deflections ($p > 0, \delta_a > 0$) the autorotational equilibrium solutions become oscillatory unstable (dash-dotted lines) and after the Hopf bifurcation point on each curve the family of stable closed orbits arises. A similar oscillatory instability of equilibrium solutions appear at subcritical equilibrium curves at large aileron deflections. The Hopf bifurcation points in this

case also give birth to the families of stable closed orbits. To illustrate this in Fig. 9A the different branches of the equilibrium curves and the families of closed orbits placed on the subcritical and supercritical equilibrium branches for case with $\delta_e = -5.4^\circ$ ($a_z = 1.0$) are presented.

The envelope curves donning the maximum and minimum values of roll rate in oscillatory solutions at $\delta_a > 0$ pass through the Hopf bifurcation points H_1 and H_2 . The oscillatory solutions originating in the point H_2 are stable at all values of aileron deflections. But the oscillatory solutions originating in the point H_1 on subcritical equilibrium branch become unstable at $\delta_a \approx 18.9^\circ$. After this the cascade of flip or period-doubling bifurcation leads to the appearance of chaotic motion.

The bifurcation tree for the closed orbits originating in point H : was obtained by numerical Poincare mapping with the cross section plane $\beta = 0$ for different aileron deflections. It clearly shows the chaotic motion appearance (see Figure 11B). The amplitudes of the state variables in the stable oscillation regimes can be seen in bottom of Figure 11C, D, where the (α, β) - and (P, β) projections of the closed orbits for different aileron deflections are presented.

5. Conclusions

The behaviour of a fighter aircraft at high angles of attack (AOA) flight is so complex that it is very difficult to predict it exhaustively. Usually, this flight domain is investigated by means of systematic or Monte Carlo numerical simulations before the first flight and by means of extensive and expensive flight tests. Thanks to bifurcation theory and computer capabilities, a methodology and software have been set up to investigate asymptotic behaviour of nonlinear differential equations depending on parameters. It can be seen that bifurcation theory has been used to identify an aerodynamic model suitable for the analysis of high-AOA flight regimes. Considering results of calculations, it can be said that this technique has great potential and is appropriate for the investigation of aircraft behaviour, using only wind-tunnel data. However, one cannot forget that the quality of prediction is directly related to the quality of the aerodynamic database of the aircraft model.

As a further step, the methodology can also be used to investigate nonlinear behaviour induced by nonlinear elements in flight-control systems. From a stability point of view and under implicit assumptions

on the controlled system (continuous time, continuous nonlinearities, *etc.*) bifurcation theory can help the designer predict system behaviour and to compute “good” control laws. Although promising results are available in the literature (see [4, 12, 16]), some work remains in order to take into account practical systems. In this field, it seems also very interesting to complete the analysis by determining the region of asymptotic stability to quantify control-law robustness.

The results presented demonstrate the efficiency of qualitative computational methods of nonlinear dynamics analysis for the design of control laws, which prevent departures. They are especially important in cases where there is strong nonlinear behaviour due to nonlinearities in aerodynamics and the control system.

The results presented above show the efficiency of the methodology, based on the qualitative methods of dynamical systems theory, for investigation of nonlinear flight dynamics problem.

Nonlinear aircraft dynamics are too complex to be thoroughly studied using analytical methods. That is why the advances in the development of new methodology are closely coupled with the development of special numerical methods and software.

Nowadays the efficient numerical techniques and specialized scientific packages for stability and bifurcational analysis of the high order equations of aircraft motion provide the valuable quantitative information for aircraft nonlinear dynamics prediction. Continuation method is the cornerstone algorithm for many other ones, which are used in different scientific packages for such nonlinear analysis.

Continuation and local stability analysis of equilibrium and periodic solutions of motion equations, reconstruction of their regions of attraction, are of great value for analysis of aircraft dynamics both without and with flight control system. The presented approach has great potential for control law design purposes by means of closed-loop nonlinear dynamics analysis.

Nonlinear aircraft problems such roll-coupling, stall, spin dynamics now can be studied by implementation of the unique approach without any restrictions on the mathematical model for aerodynamic characteristics.

Acknowledgement

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

References

1. AGARD FMP WG 19, Operational agility, *AGARD Adv Rpt 314*, Apr. 1994
2. Avanzini G., De Matteis G., *Bifurcation Analysis of a Highly Augmented Aircraft Model*, Journal of Guidance, Control & Dynamics, **20**, 1, 1998
3. Carroll J.V., Mehra R.K., *Bifurcation Analysis of Non-Linear Aircraft Dynamics*, Journal of Guidance Control and Dynamics, **5**, 5, 1982
4. Charles G.A., et. all., *Aircraft Flight Dynamics Analysis and Controller Design Using Bifurcation Tailoring*, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference Technical Papers, USA, AIAA-2002-4751-CP, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002
5. Ermentrout B., *Simulating, Analyzing, and Animating Dynamical Systems. A Guide to XPPAUT for Researchers and Students*, SIAM, Philadelphia, 2002
6. Goman M.G., Khramtsovsky A.V., *Application of continuation and bifurcation methods to the design of control systems*, Phil. Trans. R. Soc., A 356, 2277-2295, London, 1998
7. Seydel R., *Practical Bifurcation and Stability Analysis: From Equilibrium to Chaos*, Springer-Verlag, 1994
8. Guckenheimer J., Holmes J., *Nonlinear Oscillations, Dynamical Systems, and Bifurcations of Vector Fields*, Springer, N.Y., 1983
9. Guicheteau P., *Bifurcation Theory: a Tool for Nonlinear Flight Dynamics*, Phil. Trans. R. Soc., A 356, 2181-2201, London, 1998
10. Ioos G., Joseph D., *Elementary Stability and Bifurcation Theory*, Springer-Verlag, New York, 1980
11. Jahnke C.C., Culick F.E.C., *Application of Bifurcation Theory to the High-Angle-of-Attack Dynamics of the F-14*, J. of Aircraft, **31**, 1, 26-34, 1994
12. Littleboy D.M., and Smith P.R., *Using bifurcation methods to aid nonlinear dynamic inversion control law design*, J. Guidance, Navigation and Control, **21**, 4, 632-638, 1998
13. Lowenberg M.H., *Bifurcation Analysis of Multiple-Attractor Flight Dynamics*, Phil. Trans. R. Soc., A 356, 1745:2297-2319, London, 1998
14. Marusak A.J., Pietrucha J.A., Sibilski K.S., *Prediction of Aircraft Critical Flight Regimes Using Continuation and Bifurcation Methods*, 38th Aerospace Sciences Meeting Technical Papers, USA, 2000, AIAA-2000-0976-CP, American Institute of Aeronautics and Astronautics
15. 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

16. Sinha N.K., Ananthkrishnar N., *Use of the Extended Bifurcation Analysis Method for Flight Control Law Design*, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, USA, 2002, AIAA-2002-0249-CP, American Institute of Aeronautics and Astronautics
17. Troger H., Steindl A., *Nonlinear Stability and Bifurcation Theory*, Springer Verlag, New York, 1991
18. Van Patten R., Supermaneuverability and Superagility, *Aeromedical and Training Digest*, 7, 1, 1993
19. Wiggins S., *Introduction to Applied Non-linear Dynamical Systems and Chaos*, Springer-Verlag, New York, 1990
20. Biushgens G.S., Studnev R.V. *Aircraft Dynamics. Spatial Motion*, Mashinostorenie, Moscow, 1983, Publishers (in Russian)
21. Etkin, B., *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley & Sons, Inc., N.Y., 1972
22. Young J.W., Schy A.A., Johnson K.G., *Pseudosteady-state analysis of nonlinear aircraft maneuvers*, NASA TP 1758, December, 1980
23. Mehra R.K., *Bifurcation analysis of aircraft high angle of attack flight dynamics*, AIAA N 80-1599, August, 1980
24. Guicheteau P., *Bifurcation theory applied to the study of control losses on combat aircraft*, La Recherche Aerospaciale, 2, 61-73, 1982
25. Guicheteau P., *Bifurcation theory in flight dynamics. An application to a real combat aircraft*, ICAS Paper 90-5.10.4, September, 1990
26. Guicheteau P., *Stability analysis through bifurcation theory (1 and 2); and nonlinear flight dynamics*, in *Nonlinear Dynamics and Chaos*, AGARD Lecture Series 191, June, 1993
27. Zagaynov G.I., Goman M.G., *Bifurcation analysis of critical aircraft flight regimes*, ICAS-84-4.2.1, September, 1982
28. Goman M.G., *Differential method for continuation of solutions to systems of finite nonlinear equations depending on a parameter*, Uchenye zapiski TsAGI, XVII (5), 1986 (in Russian)
29. Goman M.G., Khramtsovky A.V., *Analysis of the asymptotic stability region boundary for a dynamic system*, TsAGI J. 1, 1, 1994
30. Planeaux J.B., Barth T.J., *High angle of attack dynamic behavior of a model high performance fighter aircraft*, AIAA Paper 88-4368, August, 1988
31. Planeaux J.B., Beck J.A., Baumann D.D., *Bifurcation analysis of a model fighter aircraft with control augmentation*, AIAA Paper 90-2836, August, 1990
32. Jahnke, C.C., Culick, F.E.C., *Application of dynamical systems theory to nonlinear aircraft dynamics*, AIAA Paper 88-4372, August, 1988

33. Chapman G.T., Tobak M., *Nonlinear problems in flight dynamics*, NASA-TM-85940, May, 1984
34. Goman M., Khrabrov A., *State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircraft at high angles of attack*, J. Aircraft , **31**, 5, 1109-1115, 1994
35. Manoeuvre Limitations of Combat Aircraft, AGARD Advisory Report No. AGARD-AR-155A
36. Rotary-Balance Testing for Aircraft Dynamics, AGARD Advisory Report No. 265, 1990
37. Brown G.J., *Parafoil Steady Turn Response to Control Input*, AIAA 93-1241CP

BIFURKACYJNY SCHEMAT SYNTEZY PRAW STEROWANIA SAMOLOTEM SUPERMANEWROWYM

W pracy opisano zastosowanie metod kontynuacyjnych i bifurkacyjnych do „globalnej” identyfikacji praw sterowania samolotem supermanewrowym. Wykazano, przydatność kontynuacyjnego schematu syntezy praw sterowania do silnie nieliniowych modeli statków powietrznych. Wykazano także, że „bifurkacyjne dopasowywanie” praw sterowania może doprowadzić wyznaczenia optymalnych strategii sterowań na zakresie dużych nadkrytycznych kątów natarcia oraz innych granicznych stanów lotu.

**Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2006÷2007
jako projekt badawczy nr 0 T00B 003 30**

Rozdział IX

Lot w trudnych warunkach atmosferycznych

LOT SAMOLOTU W STOCHASTYCZNYM POLU WIATRU

GRZEGORZ KOWALECZKO

*Institut Techniczny Wojsk Lotniczych/Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: gkowaleczko@wat.edu.pl*

SŁAWOMIR MNITOWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna

MIROSŁAW NOWAKOWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

W pracy przedstawiono wyniki teoretycznej analizy dynamicznych właściwości samolotu wykonującego lot w warunkach burzliwej atmosfery. Opisano zastosowany model matematyczny ruchu samolotu oraz sposób modelowania stochastycznego pola wiatru.

1. Wstęp

Jednym z narzędzi do oceny własności lotnych samolotów jest symulacja numeryczna lotu. Pozwala ona na określenie zachowania się samolotu w różnych fazach lotu. Możliwa jest ocena odpowiedzi samolotu na sterowanie przez pilota, ale również na zaburzenia zewnętrzne. Zaburzeniem takim jest wiatr, który może zmieniać się zarówno co do prędkości, jak i kierunku.

W wielu pracach dotyczących wpływu wiatru na lot samolotu stosowano deterministyczny opis pola wiatru w postaci wyrażeń opisujących zmiany w czasie składowych podmuchu. Przykładem może być zastosowanie funkcji trygonometrycznej typu cosinusa. W wyniku symulacji otrzymuje się odpowiedź samolotu, w oparciu o którą ocenić można jego stateczność. Przydatność otrzymanego rozwiązania jest jednak ograniczona.

Zastosowanie współczesnej techniki obliczeniowej pozwala na bliższe rzeczywistości zamodelowanie wiatru oddziałującego na samolot. Jest to szczególnie ważne przy analizie krytycznych faz lotu – startu i lądowania. W szczególności możliwe jest wykorzystanie stochastycznego opisu ruchu powietrza, który pozwala na modelowanie losowych zmian zarówno prędkości jak i kierunku podmuchów.

2. Model matematyczny ruchu samolotu

2.1. Siły działające na samolot

Na samolot działają siły: - siła ciągu zespołu napędowego \mathbf{F} , - siła grawitacyjna, - siła aerodynamiczna. Przyjęto, że ciąg zespołu napędowego \mathbf{P} jest zgodny z osią Ox . Oznacza to, że w układzie¹ $Oxyz$ ma tylko jedną składową $\mathbf{P} = [P, 0, 0]^T$. Siła ciężkości mg ma w układzie ziemskim jedną składową $mg = [0, 0, mg]^T$. Natomiast siła aerodynamiczna \mathbf{R} ma w układzie osi przepływu trzy składowe $\mathbf{R} = [R_{x_a}, R_{y_a}, R_{z_a}]^T$. Składowe wektora siły aerodynamicznej oblicza się z zależności:

$$\begin{aligned} R_{x_a} &= -P_{xa} = -C_{xa} \frac{\rho V_*^2}{2} S \\ R_{y_a} &= P_{ya} = -C_{ya} \frac{\rho V_*^2}{2} S \\ R_{z_a} &= -P_{za} = -C_{za} \frac{\rho V_*^2}{2} S \end{aligned} \quad (1)$$

gdzie: P_{xa} – siła oporu, P_{ya} – siła boczna, P_{za} – siła nośna, S – powierzchnia skrzydła, ρ – gęstość powietrza, C_{xa} , C_{ya} , C_{za} – współczynniki sił.

Poszczególne składowe wypadkowej siły \mathbf{F} są równe:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{s/g} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{s/a} \begin{bmatrix} R_{x_a} \\ R_{y_a} \\ R_{z_a} \end{bmatrix} \quad (2)$$

¹ Stosowane tu układy współrzędnych opisane są w artykule pt. *Dynamika samolotu bezpilotowego HOB-bit z autonomicznym układem sterowania*

gdzie $\mathbf{L}_{s/g}$ jest macierzą przejścia pomiędzy układami – związanym z samolotem $Oxyz$ i grawitacyjnym $Ox_gy_gz_g$, zaś $\mathbf{L}_{s/a}$ jest macierzą przejścia pomiędzy układami – związanym z samolotem $Oxyz$ i aerodynamicznym $Ox_a y_a z_a$.

Są one określone następująco²:

$$\mathbf{L}_{s/g} = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi + \cos \Psi \cos \Phi & \cos \Theta \sin \Phi \\ \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{L}_{s/a} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$

2.2. Prędkość samolotu względem powietrza, kąt natarcia i ślizgu

Występujący we wzorach (1) symbol V_* jest długością wektora prędkości samolotu względem powietrza. Wektor ten jest równy różnicy pomiędzy prędkością bezwzględną \mathbf{V} i prędkością wiatru \mathbf{V}_w . Jeżeli wektor \mathbf{V}_w jest określony w układzie $O_g x_g y_g z_g$ i ma w nim następujące składowe $[u_{wg}, v_{wg}, w_{wg}]^T$, to składowe wektora prędkości samolotu względem powietrza określone w układzie związanym z samolotem $Oxyz$ można obliczyć z zależności:

$$\mathbf{V}_* = \mathbf{V} - \mathbf{V}_w = \begin{bmatrix} u_* \\ v_* \\ w_* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} - \mathbf{L}_{s/g} \begin{bmatrix} u_{wg} \\ v_{wg} \\ w_{wg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u - u_w \\ v - v_w \\ w - w_w \end{bmatrix} \quad (5)$$

gdzie: u, v, w – składowe w układzie $Oxyz$ wektora prędkości bezwzględnej samolotu \mathbf{V} względem inercjalnego układu $O_g x_g y_g z_g$;

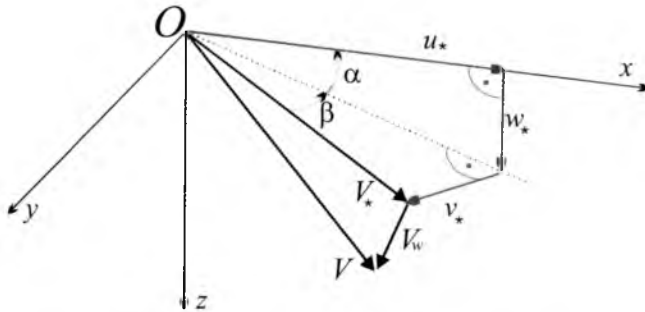
u_w, v_w, w_w są składowymi prędkości wiatru w układzie związanym z samolotem.

Znajomość składowych prędkości samolotu względem powietrza u_*, v_*, w_* pozwala obliczyć kąt ślizgu β i kąt natarcia α samolotu. Są one odpowiednio równe:

² Kąty występujące we wzorach (3) i (4) opisane są w artykule pt. *Dynamika samolotu bezpilotowego HOB-bit z autonomicznym układem sterowania*

$$\alpha = \arctan \frac{w_*}{u_*} \quad (6)$$

$$\beta = \arcsin \frac{v_*}{\sqrt{u_*^2 + v_*^2 + w_*^2}} \quad (7)$$



Rys. 1. Określenie kąta ślizgu i kąta natarcia

2.3. Równania ruchu środka masy

Przyjmując założenie o niezmienności charakterystyk masowych i nieodkształcalności samolotu równania ruchu środka masy samolotu można zapisać w układzie współrzędnych $Oxyz$ związanym z samolotem w postaci:

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + qw - rv) &= F_x \\ m(\dot{v} + ru - pw) &= F_y \\ m(\dot{w} + pv - qu) &= F_z \end{aligned} \quad (7)$$

gdzie: p, q, r – składowe w układzie $Oxyz$ wektora prędkości kątowej Ω tego układu względem układu inercjalnego $O_g x_g y_g z_g$; p – prędkość przechylenia, q – prędkość pochylenia, r – prędkość odchylenia.

2.4. Pochodna kąta natarcia względem czasu, przekształcenie równań ruchu środka masy

Równania (7) określone są w układzie związanym z samolotem $Oxyz$. Kąt natarcia, od którego zależą obciążenia aerodynamiczne samo-

lotu, nie jest jednym z wyliczanych parametrów lotu. Można go obliczyć z zależności (6). Należy też mieć na uwadze, że siła nośna oraz moment pochylający samolotu zależą od prędkości zmiany kąta natarcia α . Dlatego też, wykorzystując (6), należy określić związek pomiędzy pochodną α i pochodnymi prędkości u_* i w_* . Otrzymuje się:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha}{\partial t} = \dot{\alpha} &= \frac{1}{1 + \left(\frac{w_*}{u_*}\right)^2} \cdot \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{w_*}{u_*}\right) = \frac{1}{1 + \left(\frac{w_*}{u_*}\right)^2} \cdot \frac{\dot{w}_* u_* - w_* \dot{u}_*}{u_*^2} = \frac{\dot{w}_* u_* - w_* \dot{u}_*}{u_*^2 + w_*^2} = \\ &= -\frac{w_*}{u_*^2 + w_*^2} \dot{u}_* + \frac{u_*}{u_*^2 + w_*^2} \dot{w}_* = a \dot{u}_* + b \dot{w}_* \end{aligned} \quad (8)$$

gdzie oznaczono:

$$a = -\frac{w_*}{u_*^2 + w_*^2}, \quad b = \frac{u_*}{u_*^2 + w_*^2} \quad (9)$$

Współczynnik siły nośnej zależy zarówno od kąta natarcia α jak i od prędkości jego zmiany $\dot{\alpha}$, prędkości kątowej pochylania samolotu q oraz wychylenia steru wysokości δ_H .

$$C_{za} = C_{za \text{ stat}}(\alpha) + C_{za}^\alpha \dot{\alpha} + C_{za}^q q + C_{za}^{\delta_H} \delta_H \quad (10)$$

$C_{za \text{ stat}}(\alpha)$ jest statyczną częścią współczynnika siły nośnej zależną jedynie od kąta natarcia.

Zapisując związek (10) w formie:

$$C_{za} = C_{za}^* + C_{za}^\alpha \dot{\alpha} \quad (11)$$

gdzie oznaczono:

$$C_{za}^* = C_{za \text{ stat}}(\alpha) + C_{za}^q q + C_{za}^{\delta_H} \delta_H \quad (12)$$

przy uwzględnieniu, że:

$$C_{za}^\alpha \dot{\alpha} = C_{za}^\alpha (a \dot{u}_* + b \dot{w}_*) = A_z \dot{u}_* + B_z \dot{w}_* \quad (13)$$

gdzie:

$$A_z = C_{za}^\alpha a, \quad B_z = C_{za}^\alpha b \quad (14)$$

otrzymuje się następujące wyrażenie określające siłę nośną samolotu:

$$P_{za} = C_{za} \frac{\rho V_*^2}{2} S = P_{za}^* + P_{za}^u \dot{u}_* + P_{za}^w \dot{w}_* \quad (15)$$

Poszczególne składniki w (15) są równe:

$$P_{za}^* = C_{za}^* \frac{\rho V_*^2}{2} S, \quad P_{za}^u = A_z \frac{\rho V_*^2}{2} S, \quad P_{za}^w = B_z \frac{\rho V_*^2}{2} S \quad (16)$$

Uwzględniając hipotezę Taylora [10] dotyczącą ewolucji w czasie struktury pola wiatru, można przyjąć, że:

$$\dot{u}_* = \dot{u}, \quad \dot{v}_* = \dot{v}, \quad \dot{w}_* = \dot{w} \quad (17)$$

Biorąc pod uwagę powyższe zależności, pierwsze i trzecie równanie z układu (7) przekształca się do postaci:

$$\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right) \dot{u} - \frac{F_x^w}{m} \dot{w} = \frac{F_x^*}{m} + rv - qw \quad (18)$$

$$-\frac{F_z^u}{m} \dot{u} + \left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) \dot{w} = \frac{F_z^*}{m} + qu - pv \quad (19)$$

W równaniach tych poszczególne elementy są odpowiednio równe:

$$\begin{aligned} F_x^* &= P + (L_{s/g})_{13} \cdot mg - (L_{s/a})_{11} \cdot P_{xa} + (L_{s/a})_{12} \cdot P_{ya} - (L_{s/a})_{13} \cdot P_{za}^* \\ F_x^u &= -(L_{s/a})_{13} P_{za}^u \\ F_x^w &= -(L_{s/a})_{13} P_{za}^w \\ F_z^* &= (L_{s/g})_{33} \cdot mg - (L_{s/a})_{31} \cdot P_{xa} + (L_{s/a})_{32} \cdot P_{ya} - (L_{s/a})_{33} \cdot P_{za}^* \\ F_z^u &= -(L_{s/a})_{33} P_{za}^u \\ F_z^w &= -(L_{s/a})_{33} P_{za}^w \end{aligned} \quad (20)$$

Równania (18) i (19) stanowią układ dwóch równań, z którego można obliczyć pochodne względem czasu prędkości u i w :

$$\dot{u} = \frac{\left(\frac{F_x^*}{m} + rv - qw\right) \left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) + \left(\frac{F_z^*}{m} + qu - pv\right) \frac{F_x^w}{m}}{\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right) \left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) - \frac{F_z^u}{m} \frac{F_x^w}{m}} \quad (21)$$

$$w = \frac{\left(\frac{F_z^*}{m} + qu - pv\right)\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right) + \left(\frac{F_x^*}{m} + rv - qw\right)\frac{F_z^u}{m}}{\left(1 - \frac{F_x^u}{m}\right)\left(1 - \frac{F_z^w}{m}\right) - \frac{F_z^u}{m}\frac{F_x^w}{m}} \quad (22)$$

Drugie z równań układu (7) pozwala obliczyć pochodną składowej bocznej prędkości bezwzględnej:

$$\dot{v} = \frac{F_y}{m} + pw - ru \quad (23)$$

Zgodnie z wyrażeniem (2), uwzględniając, że $(L_{s/a})_{23} = 0$, składowa F_y siły \mathbf{F} jest równa:

$$F_y = (L_{s/g})_{23} \cdot mg - (L_{s/a})_{21} \cdot P_{\kappa a} + (L_{s/a})_{22} \cdot P_{\gamma a} \quad (24)$$

2.5. Równania ruchu obrotowego samolotu

Postać równań

Ogólna postać wektorowego równania równowagi momentów sił jest następująca:

$$\frac{d(\mathbf{K})}{dt} = \frac{\partial(\mathbf{K})}{\partial t} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_{gir} \quad (25)$$

gdzie: \mathbf{K} - wektor momentu pędu (kręt) samolotu;

\mathbf{M} - wypadkowy moment sił działających na samolot, który w ruchomym układzie współrzędnych $Oxyz$ ma składowe

$$\mathbf{M} = [L, M, N]^T;$$

\mathbf{M}_{gir} - moment giroskopowy, który w ruchomym układzie współrzędnych $Oxyz$ ma składowe $\mathbf{M}_{gir} = [L_{gir}, M_{gir}, N_{gir}]^T$.

Dla bryły sztywnej, którą zgodnie z założeniami jest samolot, kręt określony jest następująco:

$$\mathbf{K} = \hat{\mathbf{I}}\boldsymbol{\Omega} \quad (26)$$

$\hat{\mathbf{I}}$ jest tensorem momentów bezwładności samolotu:

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (27)$$

W układzie związanym z samolotem $Oxyz$ układ (25) przybiera postać:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{I}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq]I_z + \\ &\quad + [N + J\omega q + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]I_{xz} \} \\ \dot{q} &= \frac{I}{I_y} [M - J\omega r + (I_z - I_x)rp + I_{xz}(r^2 - p^2)] \quad (28) \\ \dot{r} &= \frac{I}{I_x I_z - I_{xz}^2} \{ [L + (I_y - I_z)qr + I_{xz}pq]I_{xz} + \\ &\quad + [N + J\omega q + (I_x - I_y)pq - I_{xz}qr]I_x \} \end{aligned}$$

Występujące tu momenty aerodynamiczne są odpowiednio równe:

$$L = C_l \frac{\rho V_*^2}{2} Sl, \quad M = C_m \frac{\rho V_*^2}{2} Sb_a, \quad N = C_n \frac{\rho V_*^2}{2} Sl \quad (30)$$

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

Moment giroskopowy określony jest zależnością:

$$\mathbf{M}_{gir} = J\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\Omega} \quad (31)$$

i ma składowe:

$$L_{gir}=0, \quad M_{gir}=-J\omega r, \quad N_{gir}=J\omega q \quad (32)$$

gdzie: J - moment bezwładności wirujących elementów samolotu; $\boldsymbol{\omega}$ - wektor prędkości obrotowej silnika, który w układzie związanym z samolotem $Oxyz$ ma składowe $\boldsymbol{\omega} = [\omega, 0, 0]$.

2.6. Związki kinematyczne

Opisane powyżej równania równowagi sił i momentów należy uzupełnić związkami kinematycznymi, które pozwalają obliczyć prędkość zmiany kątów Θ , Φ i Ψ określających przestrzenne położenie

samolotu. Prędkości te oblicza się w oparciu o wartości prędkości kątowych p , q i r :

$$\begin{aligned}\dot{\Theta} &= q \cos \Phi - r \sin \Phi \\ \dot{\Phi} &= p + (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \operatorname{tg} \Theta \\ \dot{\Psi} &= (r \cos \Phi + q \sin \Phi) \frac{1}{\cos \Theta}\end{aligned}\quad (33)$$

Znając składowe u , v , w prędkości bezwzględnej w układzie związanym z samolotem można obliczyć składowe tej prędkości w układzie związanym z Ziemią $O_g x_g y_g z_g$:

$$\begin{aligned}\dot{x}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \cos \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi)] \\ \dot{y}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \sin \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi)] \\ \dot{z}_g &= V[-\cos \alpha \cos \beta \sin \Theta + \sin \beta \sin \Phi \cos \Theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \Phi \cos \Theta]\end{aligned}\quad (34)$$

i poprzez całkowanie tych wyrażeń określić trajektorię środka masy samolotu.

Równania (21), (22), (23) (28), (33), (34) stanowią układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych, które pozwalają obliczyć zmiany w dziedzinie czasu wektora parametrów lotu ($u, v, w, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g$.)

3. Modelowanie pola wiatru

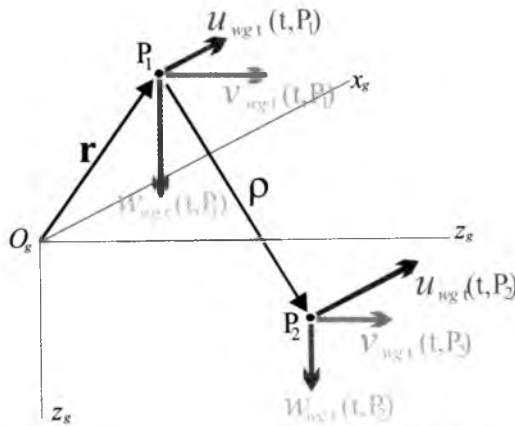
3.1. Wektor prędkości wiatru

Ruchy powietrza spowodowane różnicą ciśnień nazywamy wiatrem. Różnica ta spowodowana jest przede wszystkim różnym nasłonecznieniem obszarów Ziemi. Wpływ wywiera też siła Coriolisa wywołana ruchem obrotowym Ziemi oraz siła odśrodkowa. W bezpośredniej bliskości powierzchni Ziemi duży wpływ na ruch powietrza ma chropowatość terenu. Warstwa, w której wpływ ten jest istotny nosi nazwę warstwy tarciowej. W warstwie tarciowej obserwowane są znaczne fluktuacje prędkości i kierunku wiatru. Powyżej znajduje się warstwa gradientowa, w której o cechach wiatru decyduje jedynie różnica ciśnienia. Granica pomiędzy tymi warstwami przebiega na wysokości

zależnej od ukształtowania terenu, prędkości wiatru i gradientu temperatur powietrza. Jest to zazwyczaj 300÷600m.

Wektor prędkości wiatru jest losową funkcją czasu i przestrzeni:

$$\mathbf{V}_w = \mathbf{V}_w(t, x_g, y_g, z_g) \quad (35)$$



Rys. 2. Turbulentne składowe prędkości wiatru

Można założyć, że chwilowe wartości jego składowych w układzie związanym z Ziemią $O_g x_g y_g z_g$ są równe sumie ich wartości średnich oraz dodatkowych fluktuacji, zmiennych w czasie:

$$\begin{aligned} u_{wg}(t, x_g, y_g, z_g) &= u_{wg \text{ \acute{s}r}}(x_g, y_g, z_g) + u_{wg t}(t, x_g, y_g, z_g) \\ v_{wg}(t, x_g, y_g, z_g) &= v_{wg \text{ \acute{s}r}}(x_g, y_g, z_g) + v_{wg t}(t, x_g, y_g, z_g) \\ w_{wg}(t, x_g, y_g, z_g) &= w_{wg \text{ \acute{s}r}}(x_g, y_g, z_g) + w_{wg t}(t, x_g, y_g, z_g) \end{aligned} \quad (36)$$

gdzie:

$u_{wg \text{ \acute{s}r}}(x_g, y_g, z_g)$, $v_{wg \text{ \acute{s}r}}(x_g, y_g, z_g)$, $w_{wg \text{ \acute{s}r}}(x_g, y_g, z_g)$ – prędkości średnie niezależne od czasu;

$u_{wg t}(t, x_g, y_g, z_g)$, $v_{wg t}(t, x_g, y_g, z_g)$, $w_{wg t}(t, x_g, y_g, z_g)$ – chwilowe, turbulentne przyrosty składowych prędkości.

Prędkości średnie wiatru wywierają stały, stacjonarny wpływ na lot samolotu, co nie było przedmiotem prowadzonych analiz. Dlatego nie uwzględniano ich w obliczeniach. Natomiast uwzględniano składowe turbulentne modelując je w sposób opisany poniżej.

3.2. Fluktuacje prędkości wiatru

W tarciowej warstwie przyziemnej wiatr jest zawsze turbulentny. Oznacza to, że występują w niej porywy o charakterze losowym trwające od kilku sekund do kilku minut. Z tego powodu do opisu fluktuacji prędkości wiatru przydatne są metody stochastyczne. Fluktuacje te charakteryzuje się poprzez podanie takich parametrów jak: odchylenie standardowe, funkcja autokorelacji czasowo-przestrzennej, rozkład gęstości widmowej mocy.

3.2.1. Założenia upraszczające

Bardzo często przyjmuje się różnego typu założenia upraszczające dotyczące turbulencji atmosferycznej. W ogólnym przypadku opis stochastyczny fluktuacji wiatru jest zależny od wyboru punktu bazowego, w którym wiatr jest określany (wektor $\mathbf{r}=[x_g, y_g, z_g]^T$) oraz czasu t . Oznacza to, że turbulencja jest inna w każdym punkcie przestrzeni, a dla ustalonego punktu zmienia się w czasie.

Analizując charakter turbulencji wiatru zakłada się zwykle, że powierzchnia terenu jest jednorodna. Pozwala to przyjąć, że wiatr jest „horyzontalnie jednorodny”, a jego opis statystyczny zależy jedynie od wysokości nad terenem $z_g = -H$.

Najczęściej stosowanym uproszczeniem jest założenie, że turbulencja nie zależy od czasu – opis statystyczny fluktuacji wiatru w ustalonym punkcie jest niezmienny i niezależny od czasu. Przyjmuje się, zatem, że proces jest *stacjonarny*.

Prędkość lotu samolotu jest zazwyczaj wielokrotnie większa niż prędkość turbulencji - w czasie, w którym pole wiatru ulega znaczącym zmianom, samolot przebywa znaczną odległość. Na tym odcinku toru lotu pole wiatru może być traktowane jako niezmienne w czasie. Oznacza to „zamrożenie” pola wiatru – ruch samolotu przypomina przemieszczanie się pojazdu lądowego po nierównej powierzchni. Przyjęcie powyższego założenia znanego jako *hipoteza Taylora* pozwala na uproszczenie wyrażeń dotyczących stochastycznego opisu pola wiatru.

Drugim, często stosowanym uproszczeniem, jest założenie, że fluktuacje są *homogeniczne*. Oznacza to, że funkcje stochastyczne opisujące pole wiatru są takie same we wszystkich punktach leżących wzdłuż trasy lotu.

W ogólnym przypadku funkcje stochastyczne zależą od wyboru kierunku osi układu współrzędnych. Jednak w niektórych przypadkach przyjmuje się, że turbulencja jest *izotropowa*.

3.3. Model fluktuacji prędkości wiatru

W celu modelowania losowych przebiegów czasowych turbulencji wiatru zastosowano metodykę opisaną szerzej w pracach [8,9]. Założono tam, że proces losowy może być opisany jako superpozycja funkcji okresowych, których częstość oscylacji zmienia się w sposób losowy, zaś amplituda zależy od gęstości widmowej mocy.

Zgodnie z [8,9] macierz gęstości widmowej mocy może być przedstawiona jako następujący iloczyn:

$$\Phi(\Omega) = \mathbf{H}(\Omega) \cdot \mathbf{H}^T(\Omega) \quad (37)$$

gdzie Ω jest częstością „przestrzenną” podmuchów wiatru. Macierz $\mathbf{H}(\Omega)$ jest macierzą trójkątną dolną. Ze względu na założenie o homogeniczności i stacjonarności pola wiatru macierze $\Phi(\Omega)$ i $\mathbf{H}(\Omega)$ są macierzami rzeczywistymi. Znając macierz $\Phi(\Omega)$ można wyznaczyć (osobno dla każdej częstotliwości) macierz $\mathbf{H}(\Omega)$ wykorzystując związki wynikające z zależności (37):

$$\begin{aligned} H_{11} &= \sqrt{\Phi_{11}} \\ H_{21} &= \frac{\Phi_{21}}{H_{11}} \\ H_{22} &= \sqrt{\Phi_{22} - (H_{21})^2} \\ H_{31} &= \frac{\Phi_{31}}{H_{11}} \\ H_{32} &= \frac{\Phi_{32} - H_{31}H_{21}}{H_{22}} \\ H_{33} &= \sqrt{\Phi_{33} - (H_{31})^2 - (H_{32})^2} \end{aligned} \quad (38)$$

Podstawowe wyrażenie pozwalające obliczyć pole wiatru traktowanego jako proces stochastyczny ma następującą postać:

$$v_i(\mathbf{r}) = \sum_{j=1}^i \sum_{l=1}^L H_{ij}(\Omega_l) / 2\Delta\Omega \cos(\Omega_l \mathbf{r} + \phi_{jl}) \quad (39)$$

gdzie $v_i(\mathbf{r})$ - kolejne składowe turbulencji wiatru w punkcie o współrzędnych x_g, y_g, z_g , to znaczy:

$$v_1(\mathbf{r}) = u_{wg\ t}(x_g, y_g, z_g), \quad v_2(\mathbf{r}) = v_{wg\ t}(x_g, y_g, z_g), \quad v_3(\mathbf{r}) = w_{wg\ t}(x_g, y_g, z_g)$$

Formuła (39) daje następujące wyrażenia pozwalające obliczyć składowe pola wiatru:

$$\begin{aligned} u_{wg\ t}(x_g, y_g, z_g) &= \\ &= \sum_{l_1=1}^{L_1} \sum_{l_2=1}^{L_2} \sum_{l_3=1}^{L_3} H_{11}(\Omega_{l_1}, \Omega_{l_2}, \Omega_{l_3}) \cdot 2 \cdot \Delta\Omega_x \cdot \Delta\Omega_y \cdot \Delta\Omega_z \cos[\Omega_{l_1} x_g + \Omega_{l_2} y_g + \Omega_{l_3} z_g + \phi_{1l_1 l_2 l_3}] \\ v_{wg\ t}(x_g, y_g, z_g) &= \\ &= \sum_{l_1=1}^{L_1} \sum_{l_2=1}^{L_2} \sum_{l_3=1}^{L_3} H_{21}(\Omega_{l_1}, \Omega_{l_2}, \Omega_{l_3}) \cdot 2 \cdot \Delta\Omega_x \cdot \Delta\Omega_y \cdot \Delta\Omega_z \cos[\Omega_{l_1} x_g + \Omega_{l_2} y_g + \Omega_{l_3} z_g + \phi_{2l_1 l_2 l_3}] + \\ &+ \sum_{l_1=1}^{L_1} \sum_{l_2=1}^{L_2} \sum_{l_3=1}^{L_3} H_{22}(\Omega_{l_1}, \Omega_{l_2}, \Omega_{l_3}) \cdot 2 \cdot \Delta\Omega_x \cdot \Delta\Omega_y \cdot \Delta\Omega_z \cos[\Omega_{l_1} x_g + \Omega_{l_2} y_g + \Omega_{l_3} z_g + \phi_{2l_1 l_2 l_3}] \\ w_{wg\ t}(x_g, y_g, z_g) &= \\ &= \sum_{l_1=1}^{L_1} \sum_{l_2=1}^{L_2} \sum_{l_3=1}^{L_3} H_{31}(\Omega_{l_1}, \Omega_{l_2}, \Omega_{l_3}) \cdot 2 \cdot \Delta\Omega_x \cdot \Delta\Omega_y \cdot \Delta\Omega_z \cos[\Omega_{l_1} x_g + \Omega_{l_2} y_g + \Omega_{l_3} z_g + \phi_{3l_1 l_2 l_3}] + \\ &+ \sum_{l_1=1}^{L_1} \sum_{l_2=1}^{L_2} \sum_{l_3=1}^{L_3} H_{32}(\Omega_{l_1}, \Omega_{l_2}, \Omega_{l_3}) \cdot 2 \cdot \Delta\Omega_x \cdot \Delta\Omega_y \cdot \Delta\Omega_z \cos[\Omega_{l_1} x_g + \Omega_{l_2} y_g + \Omega_{l_3} z_g + \phi_{3l_1 l_2 l_3}] + \\ &+ \sum_{l_1=1}^{L_1} \sum_{l_2=1}^{L_2} \sum_{l_3=1}^{L_3} H_{33}(\Omega_{l_1}, \Omega_{l_2}, \Omega_{l_3}) \cdot 2 \cdot \Delta\Omega_x \cdot \Delta\Omega_y \cdot \Delta\Omega_z \cos[\Omega_{l_1} x_g + \Omega_{l_2} y_g + \Omega_{l_3} z_g + \phi_{3l_1 l_2 l_3}] \end{aligned} \quad (40)$$

W obliczeniach zakłada się, że poszczególne częstotliwości mieszczą się w przedziałach:

$$\Omega_{i\ dolne} \leq \Omega_i \leq \Omega_{i\ górne}, \quad i=(x,y,z) \quad (41)$$

Każdy z przedziałów dzielony jest na L_i podprzedziałów o długości:

$$\Delta\Omega_i = \frac{\Omega_{i\ górne} - \Omega_{i\ dolne}}{L_i}, \quad i=(x,y,z) \quad (42)$$

Sumy występujące w wyrażeniach (40) wymagają obliczenia kolejnych częstotliwości według wzoru:

$$\Omega_{il_i} = \Omega_{i\ dolne} + (l_i - 1)\Delta\Omega_i, \quad i=(x,y,z) \quad (43)$$

Wykorzystuje się je do obliczenia elementów macierzy $\mathbf{H}(\Omega)$.

Argumentem funkcji *cosinus* są wyrażenia typu

$$\Omega_{xl_x} x_g + \Omega_{yl_y} y_g + \Omega_{zl_z} z_g.$$

Występujące tu częstotliwości otrzymuje się poprzez małe zaburzenie częstotności Ω_{x_i} , Ω_{y_i} , Ω_{z_i} . Robi się to w celu uniknięcia pojawienia się periodyczności symulowanego poddmuchu:

$$\dot{\Omega}_{i_i} = \Omega_{i_i} + \delta\Omega_{i_i}, \quad i=(x,y,z) \quad (44)$$

Zaburzenia częstotliwości generowane są w sposób losowy. Muszą one mieścić się w następujących przedziałach:

$$\frac{\dot{\Delta}\Omega_i}{2} \leq \delta\Omega_{i_i} \leq \frac{\Delta\Omega_i}{2}, \quad i=(x,y,z) \quad (45)$$

Przedziały te powinny być znacznie mniejsze od wcześniej określonych podprzedziałów:

$$\dot{\Delta}\Omega_i \ll \Delta\Omega_i, \quad i=(x,y,z) \quad (46)$$

Ostatnie składniki w wyrażeniach określających argumenty funkcji cosinus, to znaczy ϕ_{j_1, j_2, j_3} ($j=1,2,3$) są wzajemnie niezależnymi, losowo zmiennymi przesunięciami fazowymi o wartościach z przedziału $0 \div 2\pi$.

Wyrażenia (40) oparte są o znajomość trójwymiarowego spektrum mocy. Spektra takie określa się min. w oparciu o badania atmosfery. W literaturze znaleźć można różne wyrażenia określające spektrum mocy. Trójwymiarowe spektrum mocy można określić zależnością [10]:

$$\Phi_{ij}(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) = 16\pi\sigma^2 L_w^2 \frac{(\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2) \delta_{ij} - \Omega_i \Omega_j}{\left[1 + L_w^2 (\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2)\right]^{\frac{5}{2}}} \quad (47)$$

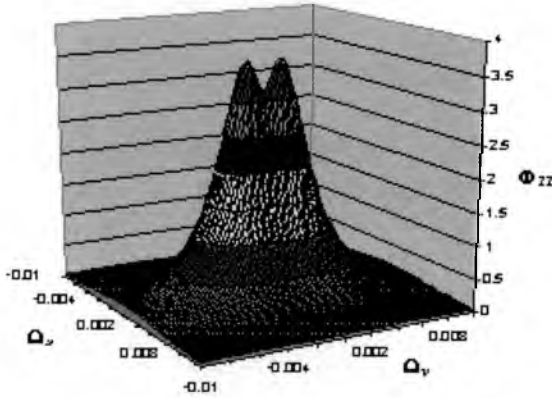
gdzie σ jest odchyleniem standardowym zaś L_w jest tzw. skalą turbulencji.

W obliczeniach zastosowano prostsze modele ograniczając się do spektrów dwuwymiarowych i jednowymiarowych. W związku z tym wyrażenia (40) ulegały uproszczeniu – dla spektrum dwuwymiarowego brak sumowania odpowiadającego częstotliwości Ω_z zaś dla spektrum jednowymiarowego brak sumowań odpowiadających częstotliwościom Ω_z i Ω_y . Spektrum dwuwymiarowe (rys.3÷5) opisane jest następująco:

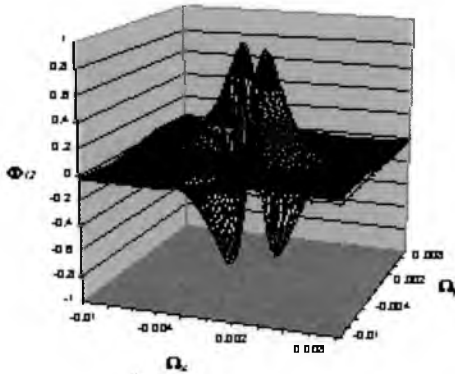
$$\Phi(\Omega_x, \Omega_y) = \frac{\pi\sigma^2}{\left[1 + L_w^2 (\Omega_x^2 + \Omega_y^2)\right]^{\frac{5}{2}}} \begin{bmatrix} 1 + L_w^2 (\Omega_x^2 + 4\Omega_y^2) & -3\Omega_x \Omega_y L_w^2 & 0 \\ -3\Omega_x \Omega_y L_w^2 & 1 + L_w^2 (4\Omega_x^2 + \Omega_y^2) & 0 \\ 0 & 0 & 3L_w^2 (\Omega_x^2 + \Omega_y^2) \end{bmatrix} \quad (48)$$

Natomiast spektrum jednowymiarowe (rys. 6, 7) ma postać:

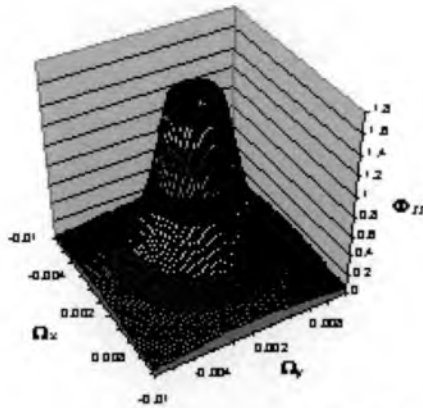
$$\Phi(\Omega_x) = \frac{\sigma^2}{[1 + L_w^2 \Omega_x^2]^2} \begin{bmatrix} 2(1 + L_w^2 \Omega_x^2) & 0 & 0 \\ 0 & 1 + 3L_w^2 \Omega_x^2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 + 3L_w^2 \Omega_x^2 \end{bmatrix} \quad (49)$$



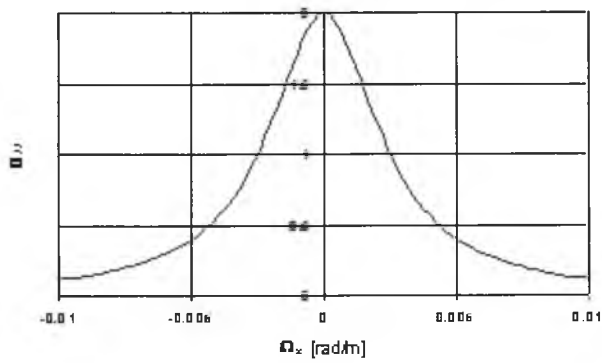
Rys. 3. Dwuwymiarowe spektrum $\Phi_{11}(\Omega_x, \Omega_y)$



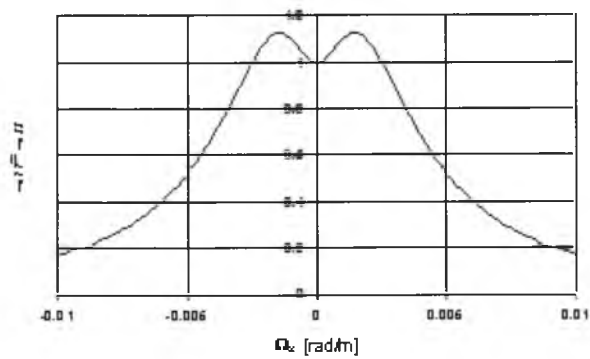
Rys. 4. Dwuwymiarowe spektrum $\Phi_{12}(\Omega_x, \Omega_y)$



Rys. 5. Dwuwymiarowe spektrum $\Phi_{33}(\Omega_x, \Omega_y)$



Rys. 6. Jednowymiarowe spektrum $\Phi_{11}(\Omega_x)$

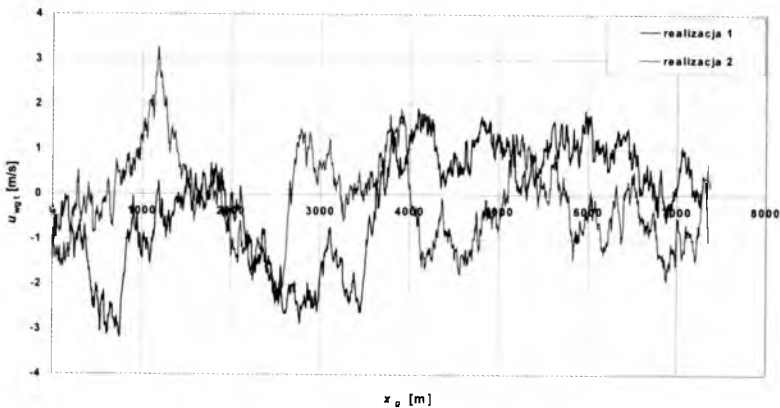


Rys. 7. Jednowymiarowe spektrum $\Phi_{22}(\Omega_x) = \Phi_{33}(\Omega_x)$

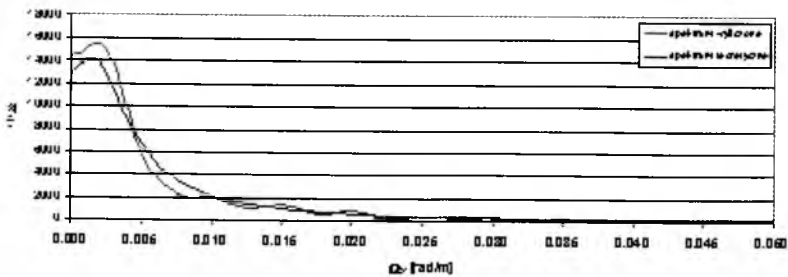
4. Wyniki symulacji

4.1. Pole wiatru

W oparciu o opisany powyżej sposób przeprowadzono symulacje, w wyniku których uzyskano stochastyczne pole wiatru. Każde kolejne obliczenia dawały odmienne podmuchy. Przykładowe wyniki dla dwóch cykli obliczeniowych pokazano na rysunku 8. Otrzymane wyniki poddano analizie polegającej na obliczeniu korelacji, a następnie gęstości widmowej mocy. Gęstość tą porównano z gęstością teoretyczną uzyskując dobrą zgodność (rys. 9). Świadczy to o tym, że procedura jest poprawna i generuje przebiegi stochastyczne o charakterystykach odpowiadających założonym.



Rys. 8. Rozkłady składowej turbulentnej $u_{wg_t}(x_g)$ wiatru wzdłuż osi $O_g x_g$ (jednowymiarowe spektrum mocy)

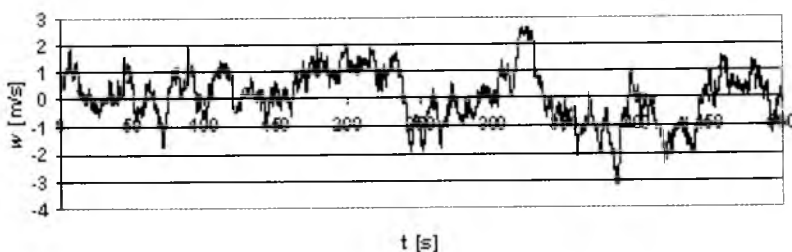


Rys. 9. Gęstość widmowa mocy $\Phi_{22}(\Omega_x)$ podmuchu $v_{wg_t}(x_g)$

4.2. Odpowiedź samolotu na podmuch

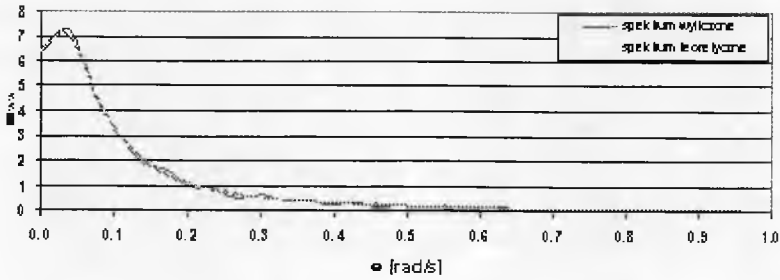
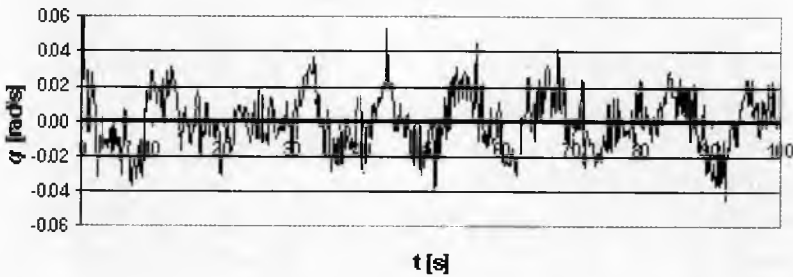
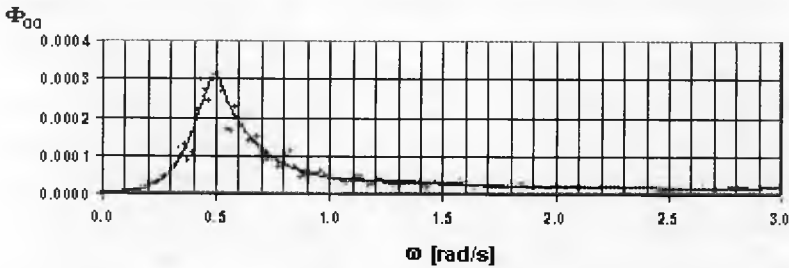
W celu oceny zachowania się samolotu w zmiennym polu wiatru przeprowadzono symulacje lotu samolotu. Wykorzystano dane samolotu bezpilotowego HOB-bit³ [7]. Pochodne dynamiczne niezbędne do obliczenia sił i momentów aerodynamicznych określono w oparciu o metody podane w [1]÷[6]. W wyrażeniach dotyczących sił i momentów aerodynamicznych uwzględniono opisany powyżej model turbulencji. Uzyskano przebiegi parametrów lotu samolotu w funkcji czasu. Przebiegi te poddano analizie obliczając kolejno – ich korelację, a następnie gęstość widmową mocy. Przykładowe wyniki analiz pokazano na rysunkach 10÷13. Zauważono charakterystyczną cechę otrzymanych przebiegów:

- gęstości widmowe mocy prędkości liniowych samolotu pokrywają się z gęstościami widmowymi poszczególnych podmuchów;
- gęstości widmowe prędkości kątowych i kątów (przechylenia, pochylenia i odchylenia) mają charakterystyczne maksimum odpowiadające częstości zgodnej z częstością ruchów własnych badanego samolotu.



Rys.10. Składowa $w(t)$ wektora prędkości

³ Jego opis i dane znaleźć można też w artykule pt. *Dynamika samolotu bezpilotowego HOB-bit z autonomicznym układem sterowania*

Rys. 11. Gęstość widmowa mocy $\Phi_{ww}(\omega)$ Rys. 12. Prędkość kątowa pochylenia $q(t)$ Rys. 13. Gęstość widmowa mocy $\Phi_{qq}(\omega)$

5. Wnioski

Na podstawie przeprowadzonych badań symulacyjnych stwierdzić można, że:

- badany samolot w zakresie prędkości liniowych zachowuje się jak „bańka mydlana” zmieniając prędkość zgodnie z podmuchem - można postawić tezę, że przyczyną jest jego mała masa i w przypadku samolotów dużych reakcja byłaby inna;

- analiza przebiegów parametrów lotu, jeżeli nawet mają charakter stochastyczny, pozwala na wyodrębnienie częstości drgań własnych samolotu co może mieć znaczenie praktyczne;
- opracowane oprogramowanie skutecznie odtwarza losowe podmuchy wiatru i zapewniając zgodność założonych spektrów mocy z charakterystykami podmuchów rzeczywistych - można wiarygodnie symulować turbulencje wiatru.

Bibliografia

1. Etkin B., *Dynamika poleta*, Moskwa, Maszynostrojene, 1964
2. Fiszdon W., *Mechanika lotu. Cz. I*, Warszawa, PWN, 1962
3. Fiszdon W., *Mechanika lotu. Cz. II*, Warszawa, PWN, 1962
4. Goraj Z., *Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Warszawa, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, 2001
5. Kowaleczko G., *Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Warszawa, Wydawnictwo WAT, 2003
6. Ostosławskij N. W., *Aerodinamika samoleta*, Moskwa, Oborongizdat, 1957
7. Czechowicz B., Hajduk J., Kowaleczko G., Nowakowski M., *Numeryczna analiza dynamicznych własności bezpilotowego statku powietrznego HOBbit - materiały II Międzynarodowej Konferencji „Naukowe Aspekty Bezzałogowych Obiektów Latających”*, Kielce, 10-12.05.2006
8. Shinozuka M., *Simulation of Multivariate and Multidimensional Random Processes*, Journal of the Acoustical Society of America, **49**, 1971
9. Shinozuka M., Jan C.M., *Digital Simulation of Random Processes and Its Applications*, Journal of Sound and Vibration, **25** (1), 1972
10. Hoblit F., *Gust Loads on Aircraft: Concepts and Application*, AIAA Education Series, 2004

PLANE FLIGHT IN A STOCHASTIC WIND FIELD

The paper presents the results obtained from theoretical analysis dynamical behaviour of a plane flying under turbulent atmospheric conditions. Both the applied mathematical model and the method for stochastic wind field simulation are shown as well.

MODELOWANIE I SYMULACJA NUMERYCZNA WPLYWU OSCYLACYJNEGO PRZEMIESZCZANIA SIĘ PALIWA W ZBIORNIKACH SKRZYDŁOWYCH NA DYNAMIKĘ SAMOLOTU TS-11 „ISKRA”

JERZY MARYNIAK

DAWID KOWALSKI

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

EDYTA ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ

*Zakład Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechatroniki, Politechnika Warszawska
e-mail: e.ladyzynska@mech.pw.edu.pl*

W czasie badań pomiaru temperatury na skrzydle samolotu TS-11 „ISKRA” w locie przeprowadzonych i opublikowanych przez zespół z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych i Wydziału Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej postawiliśmy hipotezę: oscylacje temperatury oraz uwidaczniające się zmiany oscylacyjne trajektorii lotu i prędkości lotu są wywołane przelewaniem się paliwa w skrzydłach.

Opracowano model fizyczny i matematyczny dynamiki samolotu z uwzględnieniem przelewania się części pozostałego paliwa w zbiorniku w przedziale czasu $2220s < t < 2400s$. Wykonano symulację numeryczną, która potwierdziła słuszność postawionej hipotezy. Rezultaty obliczeń przedstawiono graficznie.

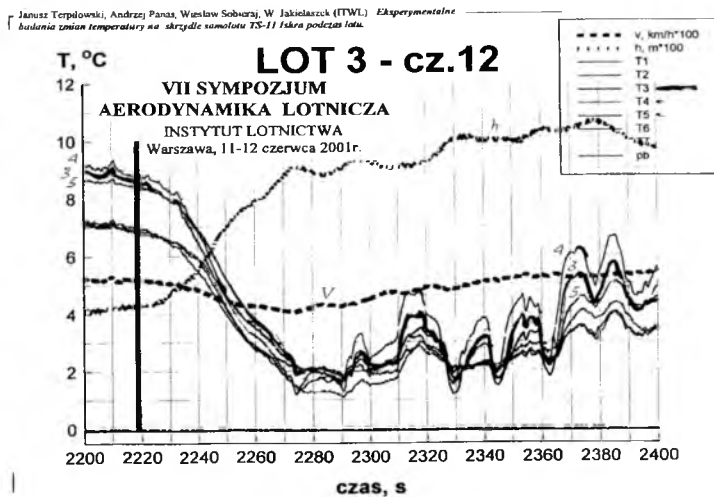
1. Wstęp

W czasie badań w locie samolotu TS-11 Iskra (rys.1), przeprowadzonych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych z udziałem ekipy badawczej z Wydziału Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej, uzyskano bardzo interesujące wyniki (rys.2 i 3), które zostały zaprezentowane w jednym z referatów [6] na VII Sympozjum „Aerodynamika Lotnicza” w dniach 11-12 czerwca 2001 r. Bardzo nas

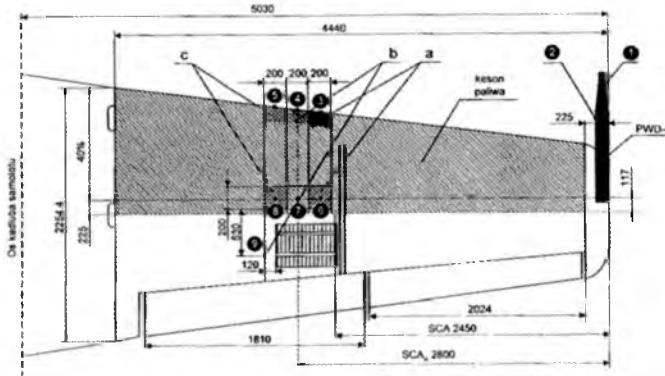
one zainteresowały, a w szczególności przebiegi zmian oscylacyjnych temperatury na skrzydle w przedziale czasu 2200-2400s lotu – po znacznym zużyciu paliwa w zbiornikach skrzydłowych.



Rys. 1. Samolot TS-11 Iskra w locie



Rys. 2. Rozmieszczenie termometrów tensometrycznych na skrzydle



Rys. 1. Lokalizacja punktów pomiaru temperatury ① ② na powierzchni skrzydła samolotu ISKRA i na PWD-4 ③ ④

Oznaczenia:
 a - powierzchnia malowana lakierem czerwonym;
 b - powierzchnia malowana lakierem oryginalnym;
 c - powierzchnia malowana lakierem białym;

Uwaga: punkty pomiaru temperatury ③ ④ są zlokalizowane na krawędzi natarcia skrzydła

Janusz Terpilowski, Andrzej Panas, Wiesław Sobieraj, W. Izbicki (ITWL) *Eksperymentalne badania zmian temperatury na skrzydle samolotu IS-11 (skala podanej lotu).*

VII SYMPOZJUM
 AERODYNAMIKA LOTNICZA
 INSTYTUT LOTNICTWA
 Warszawa, 11-12 czerwca 2001r.

Rys. 3. Przebieg zmian temperatury $T[^\circ\text{C}]$, wysokości lotu $h[\text{m}]$, oraz prędkości przyrządowej samolotu $V[\text{km/h}]$ w przedziale czasu lotu 2200-2400s

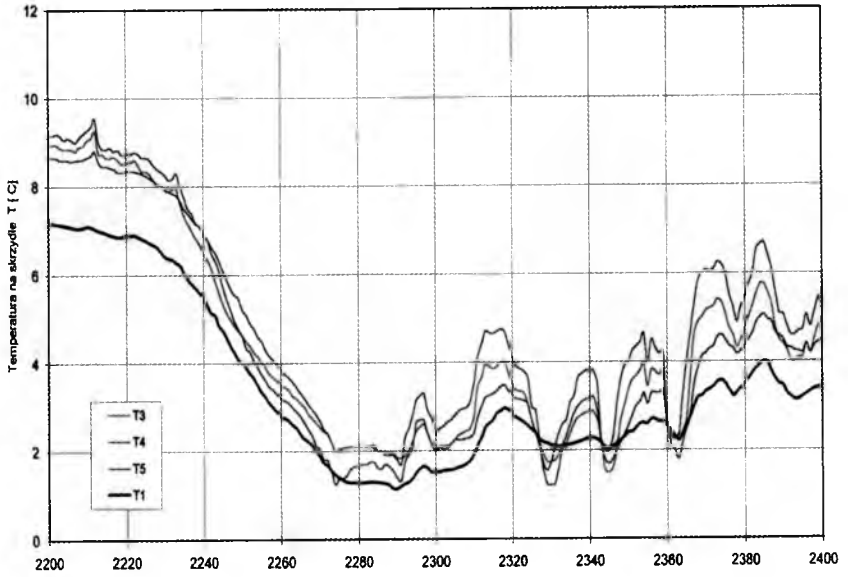
Analizując wyniki pomiarów powstała hipoteza, że oscylacyjne zmiany temperatury na nosku skrzydła w obszarze skrzydłowych zbiorników paliwa (rys. 3), jak i odpowiadające im zafalowania na wykresie zmian wysokości h i prędkości lotu V są spowodowane przelewaniem się paliwa w zbiornikach. W ten sposób powstał temat przedstawionej pracy i próba udowodnienia postawionej hipotezy.

2. Przygotowanie wyników badań do obliczeń symulacyjnych

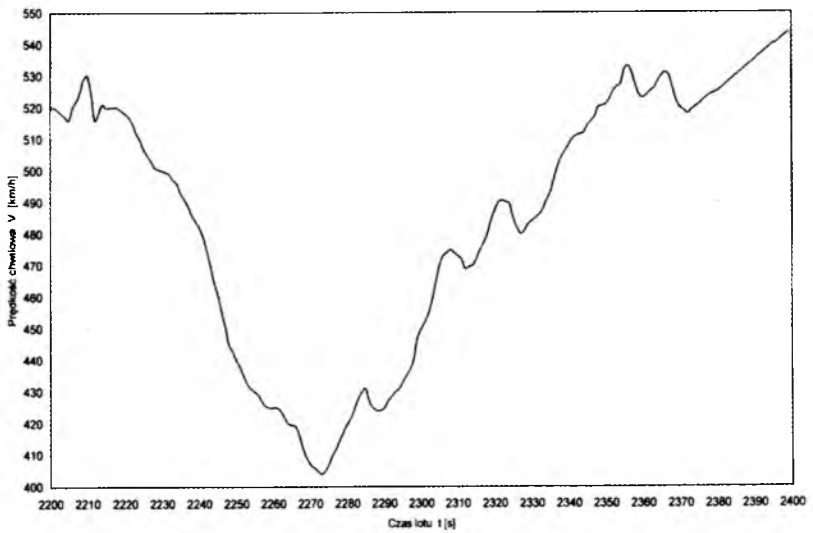
Wyniki pomiarów uzyskanych na wykresach (rys. 3) przeliczono i wykreślono w odpowiedniej skali w funkcji czasu (rys. 4 – 7).

Na rys. 4 przedstawiono zmiany temperatury na nosku skrzydła uzyskane przez termometry T1, T3, T4 i T5 w funkcji czasu lotu.

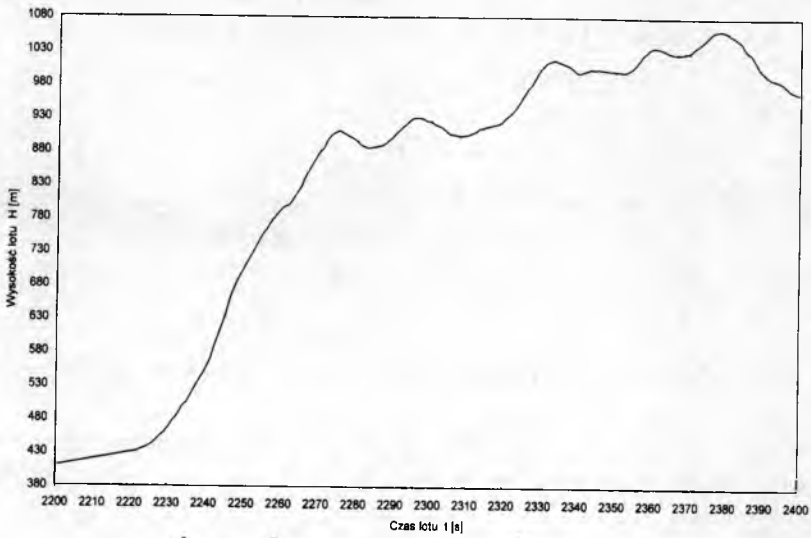
Obliczono masę paliwa, jaka pozostała w zbiornikach skrzydłowych po 2200s lotu: $m_{\text{pal sk}}=110,7\text{kg}$, przy całkowitej masie samolotu: $m_{\text{sam}}=3353,7\text{kg}$.



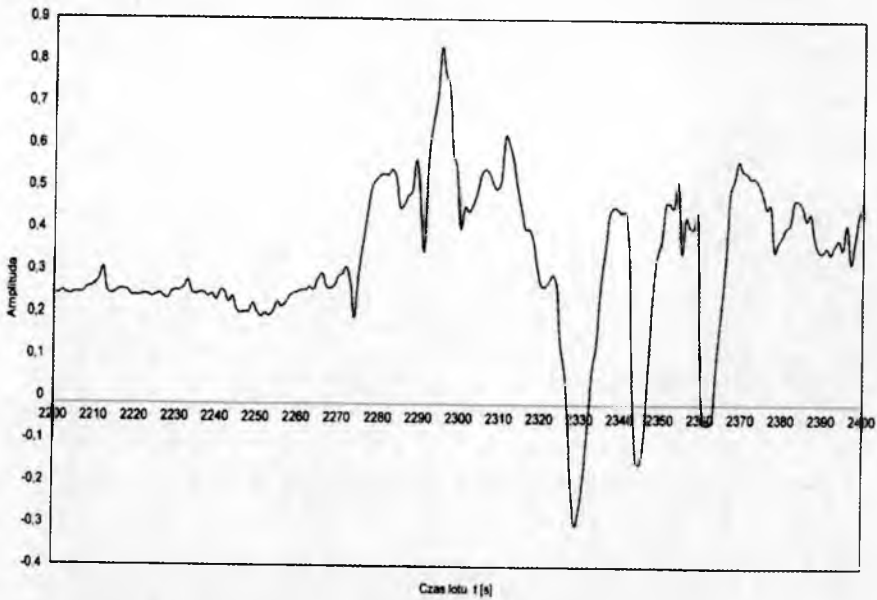
Rys. 4. Temperatura na skrzydle w funkcji czasu lotu



Rys. 5. Prędkość lotu w funkcji czasu lotu

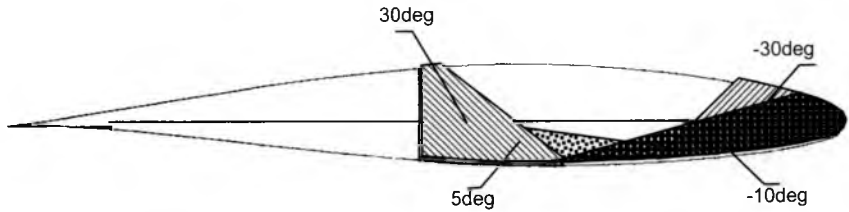


Rys. 6. Wysokość lotu w funkcji czasu lotu



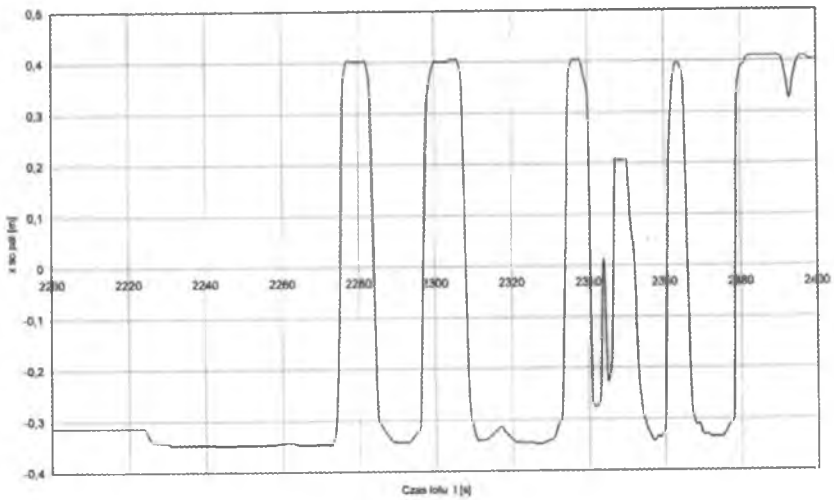
Rys. 7. Amplituda temperatury na skrzydle do temperatury powietrza w funkcji czasu lotu

Założono, że w czasie analizy masa paliwa pozostaje stała i przelewa się ono w zależności od kąta pochylenia θ samolotu (rys. 8).

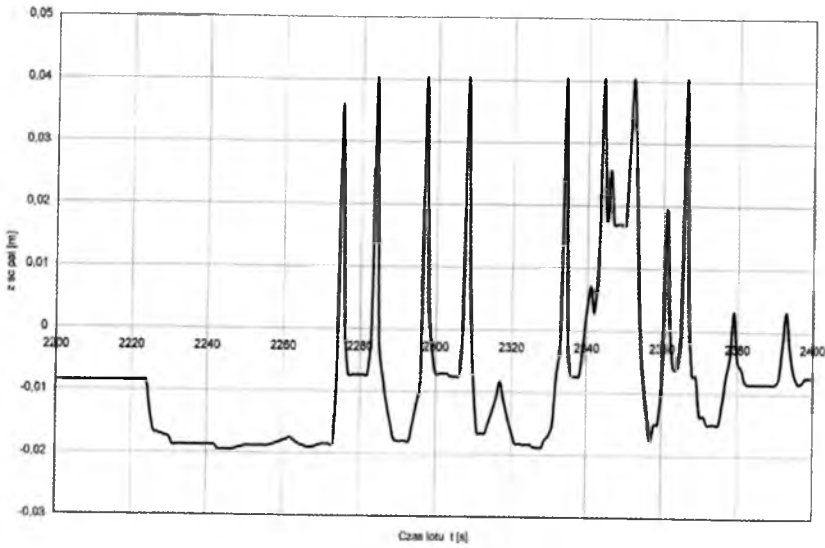


Rys. 8. Położenie środka masy paliwa dla różnych kątów pochylenia θ

„Bełtające się” paliwo powoduje przemieszczanie środka masy paliwa w czasie wzdłuż cięciwy skrzydła „x” (rys. 9) oraz prostopadle do cięciwy „z” (rys. 10).

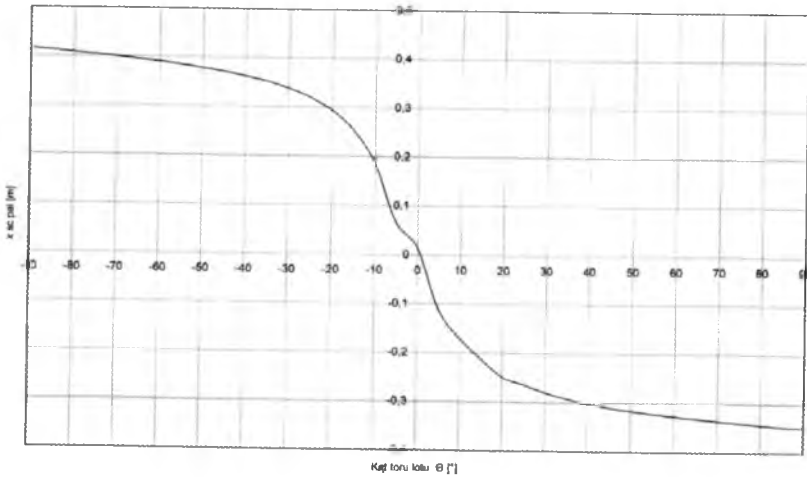


Rys. 9. Współrzędna „x” środka masy paliwa w funkcji czasu lotu

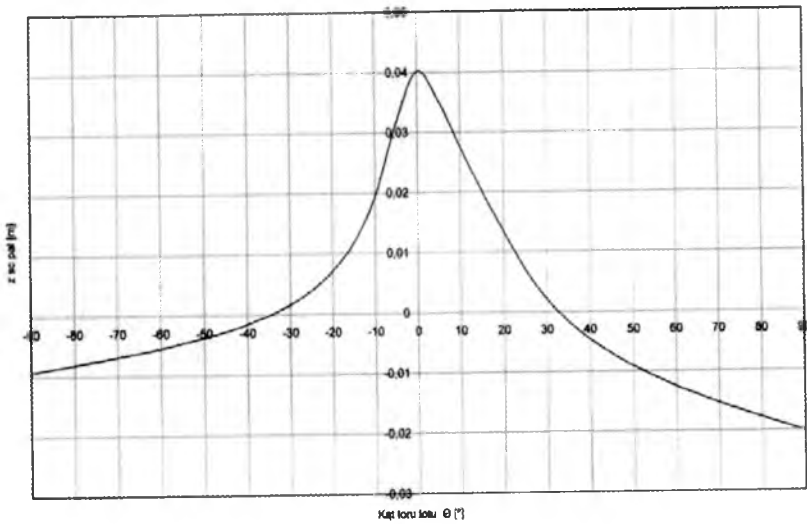


Rys. 10. Współrzędna „z” środka masy paliwa w funkcji czasu lotu

Na rys. 11 i 12 przedstawiono zmiany współrzędnej środka masy przemieszczającego się paliwa w funkcji kąta pochylenia samolotu.

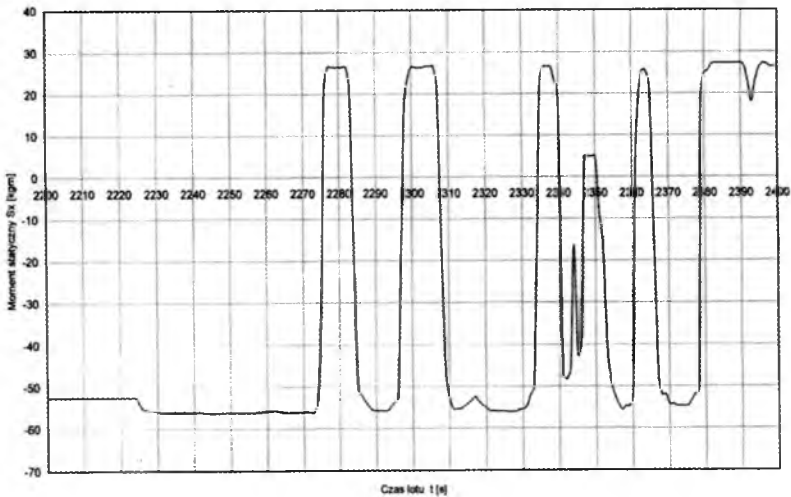


Rys. 11. Współrzędna „x” środka masy paliwa w funkcji kąta θ

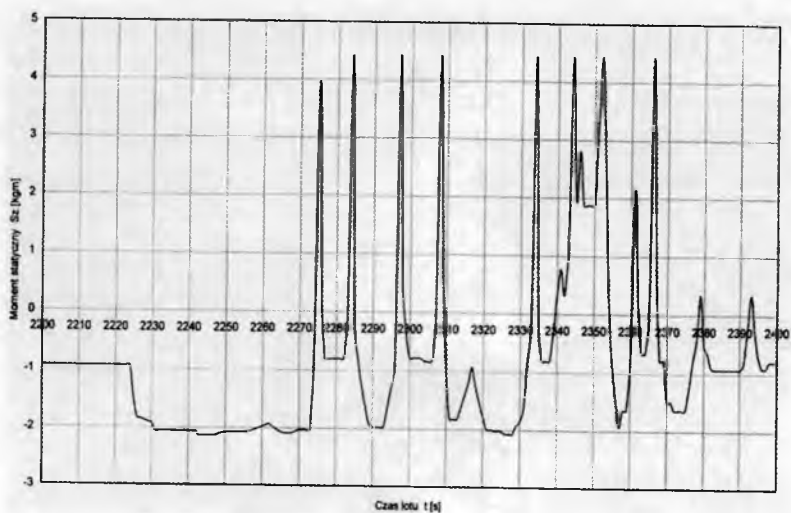


Rys. 12. Współrzędna „z” środka masy paliwa w funkcji kąta θ

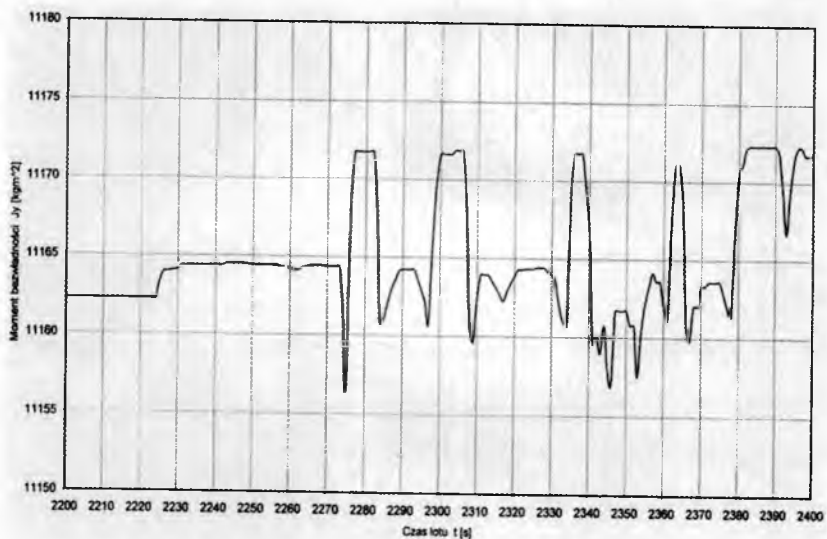
Zmiany położenia środka masy przelewającego się paliwa powodują zmiany momentów statycznych S_x (rys. 13) i S_z (rys. 14) oraz momentów bezwładności J_y (rys. 15).



Rys. 13. Zmiana momentu statycznego S_x w funkcji czasu lotu



Rys. 14. Zmiana momentu statycznego S_z w funkcji czasu lotu

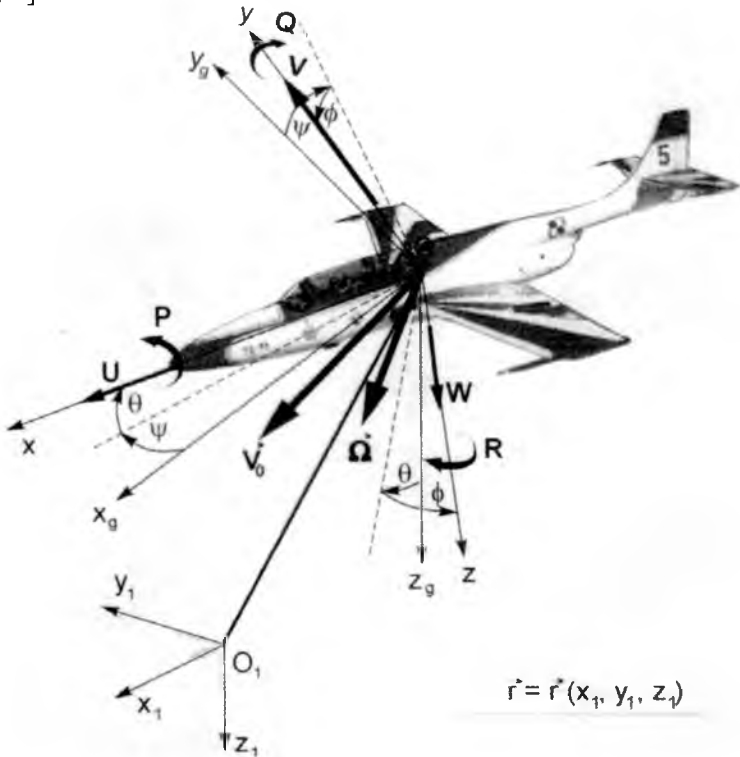


Rys. 15. Zmiana momentu bezwładności J_y w funkcji czasu lotu

Tak przygotowane dane kinematyczne i masowe pozwalają przeprowadzić symulację numeryczną lotu samolotu.

3. Model matematyczny

Stosując układy odniesienia sztywno związane z samolotem (rys. 16) wprowadzono związki kinematyczne i dynamiczne równania ruchu [1, 2, 3, 5].



Rys. 16. Przyjęte układy odniesienia, kąty położenia, prędkości liniowe i kątowe oraz ich składowe

Związki kinematyczne prędkości liniowych:

$$\frac{dx_1}{dt} = U \cos \Psi \cos \Theta + V(\cos \Psi \sin \Theta - \sin \Psi \sin \Phi) + W(\cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \sin \Psi \sin \Phi) \quad (1)$$

$$\frac{dy_1}{dt} = U \sin \Psi \cos \Theta + V(\sin \Psi \sin \Theta + \cos \Psi \cos \Phi) + W(\cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta - \cos \Psi \sin \Psi) \quad (2)$$

$$\frac{dz_1}{dt} = -U \sin \Theta + V \sin \Psi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta \quad (3)$$

Związki kinematyczne prędkości kątowych:

$$\frac{d\phi}{dt} = P + Q \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta + R \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \quad (4)$$

$$\frac{d\Theta}{dt} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi \quad (5)$$

$$\frac{d\Psi}{dt} = Q \sin \Phi \sec \Theta + R \cos \Phi \sec \Theta \quad (6)$$

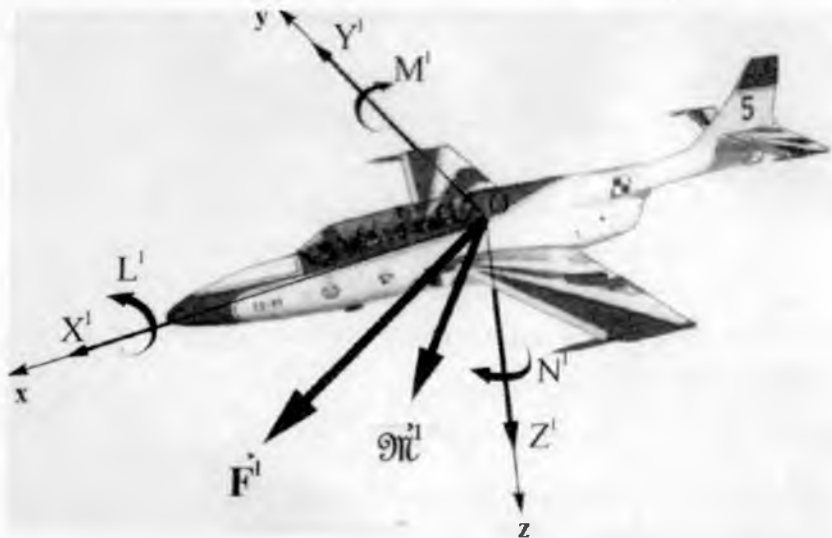
Kąt natarcia: $\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U} \quad (7)$

Kąt ślizgu: $\beta = \operatorname{arcsin} \frac{V}{V_0} \quad (8)$

Prędkość liniowa samolotu: $V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2 \quad (9)$

Wysokość lotu samolotu: $h = -z_1 \quad (10)$

Gęstość powietrza dla $0 < h < 11000\text{m}$: $\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300}\right)^{4.256} \quad (11)$



Rys. 17. Siły i momenty sił działające na samolot w locie

Ogólne równania ruchu samolotu wyprowadzono stosując podstawowe równania dynamiki [1,2,3,5]:

- pochodna pędu Π względem czasu:

$$\frac{\delta \Pi}{\delta t} + \Omega \times \Pi = F \quad (12)$$

- pochodna krętu \mathbf{K}_0 względem czasu:

$$\frac{\delta \mathbf{K}_0}{\delta t} + \Omega \times \mathbf{K}_0 + V_0 \times \Pi = \mathbf{M}_0 \quad (13)$$

przy czym: $\Pi = m \cdot (V_0 + \Omega \times r_C)$ (14)

Po przekształceniach otrzymano układ równań w postaci macierzowej:

$$\tilde{M}\dot{V} + KMV = Q^* \quad (15)$$

gdzie: - zmodyfikowana macierz bezwładności:

$$\tilde{M} = M + M_w \quad (16)$$

- wektor przyspieszeń:

$$\dot{V} = \text{col}[\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}] \quad (17)$$

- wektor prędkości:

$$V = \text{col}[U, V, W, P, Q, R] \quad (18)$$

- wektor sił i momentów sił zewnętrznych:

$$Q^* = \text{col}[X, Y, Z, L, M, N] \quad (19)$$

Składowe wektora sił i momentów sił zewnętrznych działających na samolot:

$$Q^* = Q^a + Q^g + Q^T + Q^\delta \quad (20)$$

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.

Pochodna aerodynamiczna momentu pochylającego względem zmian prędkości wznoszenia [1,2,3,5]:

$$M_w = -\frac{1}{2} \rho S_H x_H^2 a_{1H} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \quad (21)$$

Przyjęto, że występują zakłócenia tylko symetrycznych ruchów samolotu i dla takiego założenia uproszczono ogólne równania ruchu do postaci:

- Równanie ruchów podłużnych:

$$m(\dot{U} - QW) - S_x Q^2 + S_z \dot{Q} = -mg \sin \theta - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha) + \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 a_{2H} \sin(\alpha + \varepsilon_H) \delta_H + T \cos \varphi_T + X_a Q \quad (22)$$

- Równanie ruchów wznoszących:

$$m(\dot{W} - QU) - S_x \dot{Q} + S_z Q^2 = mg \cos \theta \cos \Phi - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_x \sin \alpha + C_z \cos \alpha) + \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 a_{2H} \sin(\alpha + \varepsilon_H) \delta_H - T \cos \varphi_T \sin \varphi_T + Z_d Q \quad (23)$$

- Równanie ruchów pochylających:

$$J_y \dot{Q} + S_x (\dot{W} - UQ) + S_z (U - QW) = -mg(z_c \sin \theta + x_c \cos \theta \cos \Phi) + \frac{1}{2} \rho S V_0^2 c C_{mya} + -\frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 a_{1H} \cos(\alpha + \varepsilon_H) \delta_H x_H - \frac{1}{2} \rho S_H V_H^2 a_{2H} \sin(\alpha + \varepsilon_H) \delta_H x_H + T x_T \sin \varphi_T + M_q Q + M_w \dot{W} \quad (24)$$

W równaniach (23) i (24) występują pochodne aerodynamiczne przedstawiające zmiany sił wynikających z prędkości kątowej pochylania Q , aerodynamicznych sił podłużnych X_Q i sił wznoszących Z_Q oraz momentu pochylającego M_Q , które zostały wyprowadzone w pracach [2, 3, 5].

Przedstawiony układ równań dynamicznych (22)-(24) wraz ze związkami kinematycznymi (1)-(11) stanowią model matematyczny pozwalający na przeprowadzenie symulacji numerycznej lotu, po uprzedniej identyfikacji parametrycznej.

4. Symulacja numeryczna

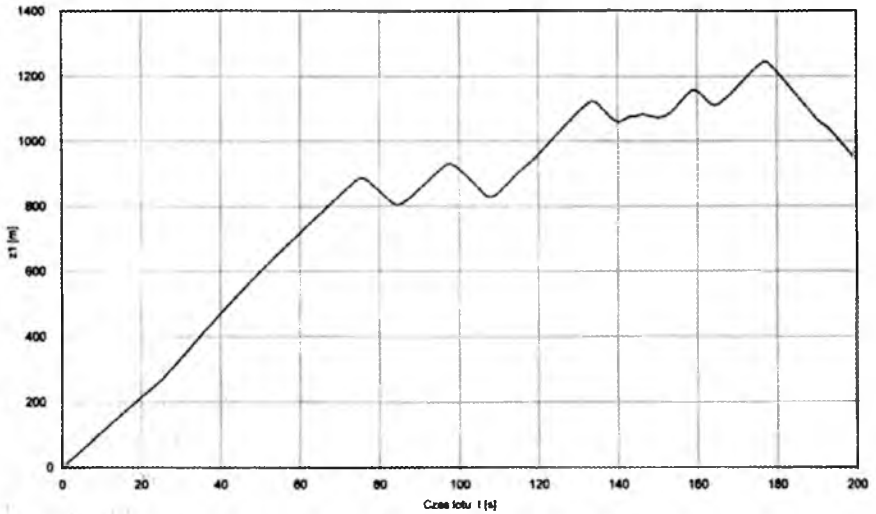
Identyfikację parametryczną niezbędną do symulacji numerycznej wykonano w oparciu o prace [1-3, 5-10]. Stosując model matematyczny przedstawiony w niniejszej pracy, w równaniach (1)-(24) obliczono zmiany parametrów kinematycznych lotu w przedziale czasu od 2200s do 2400s.

Wyniki obliczeń przedstawiono graficznie na rys. 18 – 21 podając na wykresach czas początkowy 0s odpowiadający 2200s lotu.

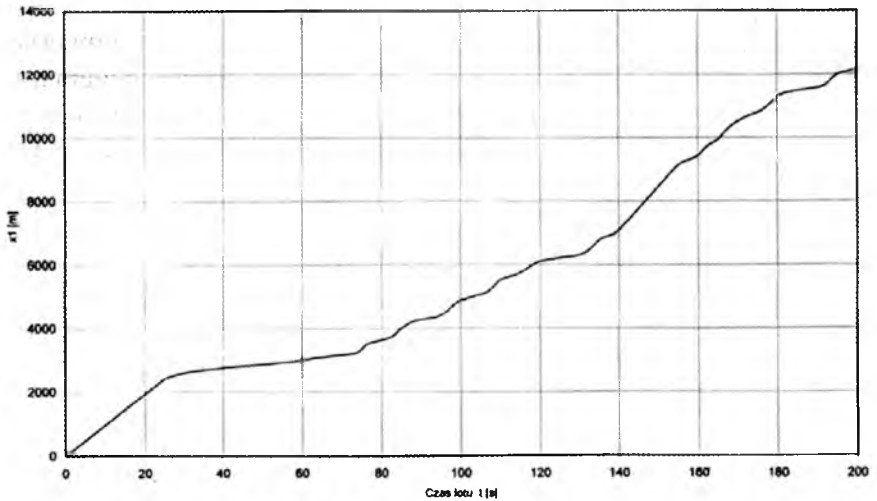
Symulacja numeryczna potwierdziła słuszność przyjętej hipotezy. Przelewanie się paliwa w zbiornikach niemających właściwych grodzi tłumiących lub wypełniaczy mikroporowatych ma wpływ na dynamikę samolotu.

W samolotach wysokomanewrowych stosowane są w zbiornikach integralnych i podwieszanych mikroporowate wypełniacze stanowiące sztywne splątanie mikrowłókien wykazujących bardzo dobre własności tłumiące. Tego rodzaju wypełniacze można było zobaczyć w Polsce w amerykańskim samolocie F-6 „Tiger” zdobytym w Wietnamie i przy-

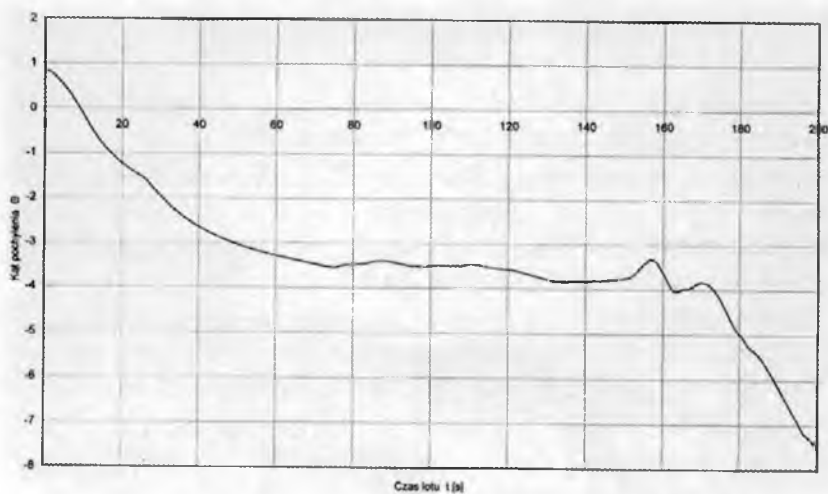
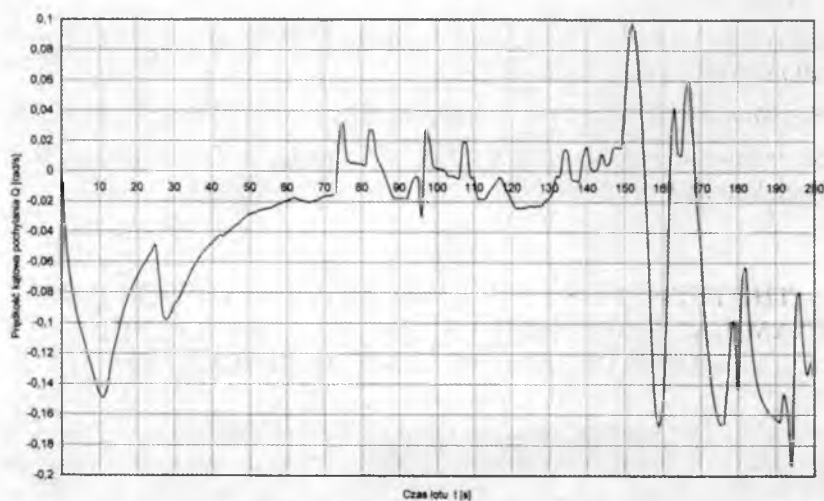
wiezionym do Polski, który znajdował się w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w Warszawie.



Rys. 18. Zmiana wysokości lotu w czasie



Rys. 19. Przebyta odległość x_1 w funkcji czasu

Rys. 20. Przebyta θ [deg] w funkcji czasu

Rys. 21. Prędkość kątowna pochylania w funkcji czasu

Bibliografia

1. Kowalski D., *Wpływ przemieszczania się paliwa w zbiornikach skrzydłowych na dynamikę samolotu w fazie wznoszenia – modelowanie na przykładzie TS-11 „Iskra”*, Praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL, Politechnika Warszawska, Warszawa, 2004

2. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Wydawnictwa Naukowe Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1975
3. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMETS, Warszawa, 1993
4. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., *Katastrofy lotnicze – przyczyny, skutki, bezpieczeństwo*, „Perspektywy i rozwój systemów ratownictwa bezpieczeństwa i obronności w XXI w.”, Akademia Marynarki Wojennej AMW Wewn. 1040/2003, Gdynia, 2003
5. *Mechanika techniczna, tom II – dynamika układ mechanicznych* pod redakcją J.Nizioła, J.Maryniak – część V *Dynamika lotu*, str. 363-472, Wyd. Komitet Mechaniki PAN, IPPT PAN, Warszawa, 2005
6. Terpiłowski J., Panas A., Sobieraj W., Jakielec W., *Eksperymentalne badania zmian temperatury na skrzydle samolotu TS-11 Iskra podczas lotu*, VII Sympozjum Aerodynamika Lotnicza, ILOT, Warszawa, 2001
7. *Instrukcja techniki pilotowania samolotu TS-11 Iskra*, MON/DWLot, Poznań, 1978
8. *Instrukcja techniki pilotowania samolotu TS-11 Iskra po modernizacji*, MON/DWLot, Warszawa, 1998
9. *Regulamin lotów lotnictwa wojskowego (RL-86)*, DWLot, Poznań, 1986
10. *Szczególne przypadki podczas lotu na samolocie TS-11*, Poradnik MON/Inspektorat Lotnictwa, 1965

THE EFFECT OF FUEL STIRRING IN WING TANKS ON DYNAMICAL BEHAVIOUR OF THE TS-11 “ISKRA” AIRCRAFT – MODELING AND NUMERICAL SIMULATION

Basing on the results of in flight temperature measurements obtained for the aircraft TS-11 “ISKRA” that were published by the research staff from the Air force Institute of Technology and the Armament and Aviation Faculty of the Military University of Technology the Authors have put forward the following hypothesis: “The temperature oscillations and periodic changes visible in the flight trajectory and speed are caused by the fuel stirring in wing tanks”.

A mathematical and physical model of the aircraft dynamical behavior has been developed, in which the fuel stirring within the time interval $2220s < t < 2400s$ was introduced. The numerical simulations performed supported the formulated hypothesis. The obtained results were presents in a graphical form.

Pracę zrealizowano w ramach Grantu KBN O-TOOB 013 25

Rozdział X

*Analiza konstrukcji
obiektów latających*

POPRAWIONE ZALEŻNOŚCI NA POŁOŻENIA ŚRODKÓW PODŁUŻNEJ STATYCZNEJ STATECZNOŚCI I STEROWNOŚCI SAMOLOTU

ZBIGNIEW PATURSKI

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

Znajomość położenia czterech środków podłużnej statycznej stateczności i sterowności jest niezwykle istotne dla zapewnienia poprawnych, bezpiecznych właściwości pilotażowych samolotu. Dotyczy to w szczególności samolotów lekkich, z reguły pozbawionych układów automatycznego sterowania. Podręczniki Mechaniki Lotu podają zwykle uproszczone zależności dla współrzędnych tych szczególnych punktów. W pracy pokazano nieco dokładniejsze podejście do zagadnienia pozwalające uzyskać nieco lepsze przybliżenie dla współrzędnych środków stateczności i sterowności kosztem niewielkiej komplikacji zależności algebraicznych.

1. Wstęp

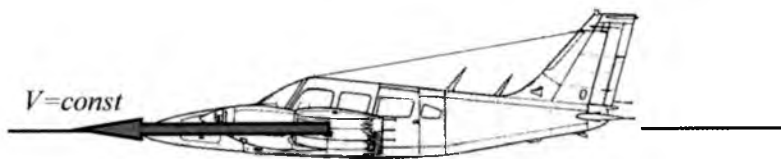
Jednym ze sposobów prostej oceny własności statecznościowych i sterownościowych dla ruchów symetrycznych (podłużnych) samolotu lub szybowca jest wyznaczenie położenia w płaszczyźnie symetrii samolotu czterech punktów, dla których spełniony jest warunek [1, 2, 3]:

$$\frac{dc_m}{dc_z} = 0, \quad (1)$$

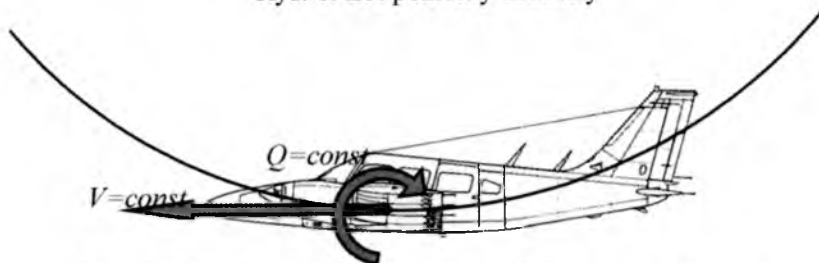
gdzie c_m oznacza współczynnik momentu podłużnego całego samolotu (łącznie z usterzeniem poziomym) obliczony względem środka masy odpowiednio dla dwóch modelowych stanów lotu:

- lotu poziomego ustalonego oraz steru trzymanego i puszczonego (rys. 1, środki stateczności),

- lotu z przeciążeniem (po kole) dla steru trzymanego i puszczonego (rys. 2, środki sterowności).



Rys. 1. Lot poziomy ustalony



Rys. 2. Ustalony lot po okręgu (z dodatnim przeciążeniem)

Położenia środków stateczności i sterowności na etapie projektowania samolotu wyznacza się metodami obliczeniowymi lub na podstawie badań modelu samolotu w tunelu aerodynamicznym. Po zbudowaniu prototypu położenie środków otrzymuje się z prób w locie [4, 5].

2. Współczynnik momentu podłużnego samolotu

Rozważmy pierwszy przypadek modelowego stanu lotu poziomego ze stałą prędkością (rys. 1). Można pokazać, że bezwymiarowy współczynnik momentu podłużnego całego samolotu lub szybowca obliczony dla tego stanu lotu dany jest zależnościami [1, 2]:

$$Cm = Cm_{b.u.} + Cm_H$$

$$Cm_{b.u.} = Cm_{SA} + C_z \cdot (\bar{x}_C - \bar{x}_{SA}) - (C_x - \alpha \cdot C_z) \cdot (\bar{z}_C - \bar{z}_{SA}) + Cm_{0k} + (-\Delta \bar{x}_{SAk}) \cdot C_z + n_g \cdot [Cm_{0g} + (-\Delta \bar{x}_{SAg}) \cdot C_z]$$

$$Cm_H = -C_{zh} \cdot \kappa_h'$$

$$\kappa_h' = (\bar{x}_{SAh} - \bar{x}_C) \cdot \frac{S_h}{S} \cdot \left(\frac{V_{h\infty}}{V_\infty} \right)^2$$

przy czym w związkach (2) uwzględniono wpływ kadłuba i gondol silnikowych umieszczonych na skrzydłach samolotu, wpływ przesunięcia środka masy względem płata w kierunku prostopadłym do średniej cięciwy aerodynamicznej płata nośnego, pominięto zaś wpływ przemieszczenia usterzenia poziomego w kierunku prostopadłym do średniej cięciwy. Widać, iż współrzędna środka masy x_C występuje zarówno w składnikach związanych z płatem, jak i w części pochodzącej od usterzenia poziomego (por. w (2) zależność dla cechy objętościowej usterzenia poziomego κ_H).

3. Położenia środków statycznej stateczności i sterowności

Różniczkując wyrażenia (2) ma współczynnik momentu podłużnego samolotu lub szybowca względem współczynnika siły nośnej płata i przyrównując otrzymaną pochodną do zera możemy wyznaczyć taką wartość x_C , która realizuje zerową wartość pochodnej, a środek masy (biegun redukcji podłużnych momentów aerodynamicznych działających na samolot) staje się odpowiednio środkiem stateczności podłużnej ze sterem wysokości trzymanym lub puszczone. Uwzględniając fakt występowania współrzędnej x_C w składniku od usterzenia poziomego otrzymujemy następujące zależności na współrzędne środków stateczności (odniesione do wielkości średniej cięciwy aerodynamicznej):

– środek stateczności ze sterem trzymanym:

$$\bar{x}_N = \left[\bar{x}_{SA} + \sum_{(j)} \Delta \bar{x}_{SAj} + \bar{z}_S \cdot \left(2 \cdot C_z \left(\frac{1}{\pi \cdot \Lambda_e} - \frac{1}{a} \right) - \alpha_0 \right) + \kappa_H^0 \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{d\alpha} \right) \right] \cdot K_{ghN}, \quad (3)$$

– środek stateczności ze sterem puszczone:

$$\bar{x}_{N'} = \left[\bar{x}_{SA} + \sum_{(j)} \Delta \bar{x}_{SAj} + \bar{z}_S \cdot \left(2 \cdot C_z \left(\frac{1}{\pi \cdot \Lambda_e} - \frac{1}{a} \right) - \alpha_0 \right) + \kappa_H^0 \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{d\alpha} \right) \left(1 - \frac{a_2 b_1}{a_1 b_2} \right) \right] \cdot K_{ghN'}, \quad (4)$$

gdzie K_{ghN} i $K_{ghN'}$ to współczynniki korekcyjne usterzenia wysokości dane zależnościami:

$$K_{ghN} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)}, \quad (5)$$

$$K_{ghN'} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \cdot \frac{b_1}{b_2}\right)}, \quad (6)$$

W analogiczny sposób, uwzględniając wpływ prędkości kątowej pochylania Q na składnik momentu podłużnego od usterzenia wysokości, otrzymamy poprawione zależności na współrzędne środków sterowności dla drugiego stanu lotu (rys. 2):

– środek sterowności ze sterem trzymany:

$$\begin{aligned} \bar{x}_M = & \left[\bar{x}_{SA} + \sum_{(j)} \Delta \bar{x}_{SAj} + \bar{z}_S \cdot \left(2 \cdot C_z \left(\frac{1}{\pi \cdot \Lambda_e} - \frac{1}{a} \right) - \alpha_0 \right) \right. \\ & \left. + \kappa_H^{\prime 0} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{a}{\mu_1^0} \right) \right] \cdot K_{ghM}, \end{aligned} \quad (7)$$

– środek sterowności ze sterem puszczone:

$$\begin{aligned} \bar{x}_{M'} = & \left[\bar{x}_{SA} + \sum_{(j)} \Delta \bar{x}_{SAj} + \bar{z}_S \cdot \left(2 \cdot C_z \left(\frac{1}{\pi \cdot \Lambda_e} - \frac{1}{a} \right) - \alpha_0 \right) \right. \\ & \left. + \kappa_H^{\prime 0} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \cdot \frac{b_1}{b_2} \right) \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{a}{\mu_1^0} \right) \right] \cdot K_{ghM'} \end{aligned} \quad (8)$$

gdzie:

$$K_{ghM} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{2a}{\mu_1^0} \right)}, \quad (9)$$

$$K_{ghM'} = \frac{1}{1 + \frac{S_H}{S} \cdot \frac{a_1}{a} \cdot \left(\frac{V_{H\infty}}{V_\infty}\right)^2 \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \cdot \frac{b_1}{b_2} \right) \cdot \left(\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) + \frac{2a}{\mu_1^0} \right)}, \quad (10)$$

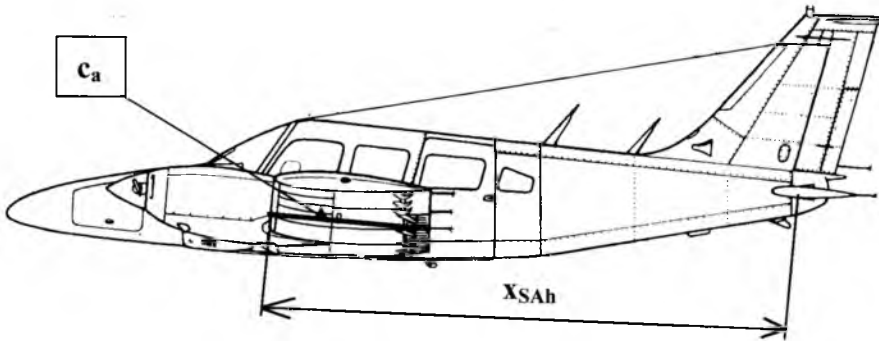
Współczynnik

$$\mu_1^0 = \frac{m}{0.5 * \rho * S * x_{SAh}} \quad (11)$$

to tzw. względna masa (względna gęstość) samolotu, zaś

$$\kappa_H^0 = \frac{S_h \cdot x_{SAh}}{S \cdot C_a} \cdot \left(\frac{V_{hsc}}{V_\infty} \right)^2 \quad (12)$$

to bazowa cecha objętościowa usterzenia wysokości obliczona dla nowej definicji ramienia usterzenia wysokości, czyli odległości środka aerodynamicznego usterzenia wysokości x_{SAh} mierzonej od początku (od punktu natarcia) średniej cięciwy aerodynamicznej (rys. 3).



Rys. 3. Definicja ramienia usterzenia wysokości

Zależności (3) do (10) są bardziej złożone od wzorów klasycznych [1, 2], ale nie ma to w tej chwili praktycznego znaczenia: dostęp do nowoczesnych urządzeń obliczeniowych (kieszonkowe inżynierskie kalkulatory programowane, kieszonkowe komputery typu *plam-top*, stacjonarne i przenośne komputery osobiste) umożliwiają wykonywanie złożonych nawet obliczeń bez kłopotu.

4. Zakończenie

Szereg przykładów obliczeniowych wykonanych przez autora dla danych odpowiadających samolotom lekkim o różnych układach aerodynamicznych pokazały, iż wyniki obliczeń współrzędnych środków stateczności i sterowności uzyskane ze skorygowanych zależności różnią

się nawet o 2 procent od wartości uzyskiwanych ze wzorów klasycznych. Pozornie mała różnica jest jednak istotna dla każdego, kto zetknął się (teoretycznie lub praktycznie) nieco głębiej z problematyką podłużnej statycznej stateczności i sterowności samolotów lekkich: owe dwa procent może w skrajnym przypadku zadecydować o bezpieczeństwie lotu samolotu lub szybowca.

Bibliografia

1. Etkin B., *Dynamics of Flight Stability and Control*, Wiley, New York, 1982
2. Goraj Z., *Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1984
3. Polska Norma PN-ISO 1151-4:2004 Dynamika lotu - Pojęcia, wielkości i symbole - Część 4: Pojęcia, wielkości i symbole stosowane w badaniu stateczności i sterowności statku powietrznego
4. Zięborak J., *Metody badań w locie - podłużna stateczność samolotu w zakresie poddźwiękowym i przydźwiękowym*, Opracowanie wewnętrzne Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1982
5. Zięborak J., *Szkolenie samolotowych pilotów doświadczalnych i inżynierów prób w locie*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1996

REVISED FORMULAE FOR POSITIONS OF AIRPLANE LONGITUDINAL STATIC STABILITY AND CONTROL CENTERS

The information on coordinates of the longitudinal static stability and control centers is very important in ensuring proper and safe flying qualities of the airplane. It is particularly important for light airplanes without automatic control systems. The books on Classic Mechanics of Flight usually provide us only with simplified formulae for those coordinates. The paper presents more efficient approach to solving the problem that allows for more accurate determination of coordinates of stability and control centers in terms of only slightly more complicated algebraic equations.

KRYTERIA W PROJEKTOWANIU SAMOLOTÓW

ZBIGNIEW KLEPACKI

Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska,

e-mail: zbigklep@prz.rzeszow.pl

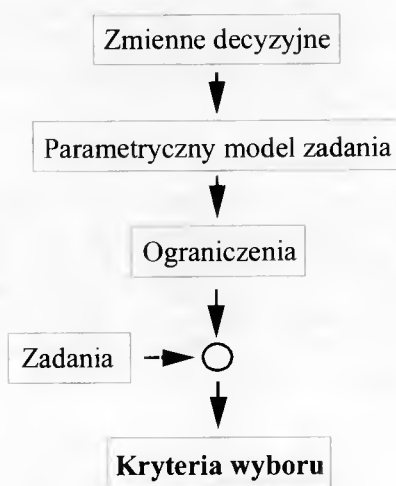
Wybór parametrów projektowanego samolotu powinien odbywać się według racjonalnych zasad, pozwalających wartościować warianty projektowe. Mimo oczywistości tego stwierdzenia, teoria i praktyka projektowania koncentruje się na technikach szukania rozwiązań, zaś problem wartościowania jest maksymalnie upraszczany, a czasem wręcz trywializowany. Tymczasem, to kryteria i ograniczenia stanowią o postaci rozwiązania, a w efekcie o sukcesie handlowym całego przedsięwzięcia. W pracy omówiono ważniejsze kryteria stosowane w projektowaniu samolotów i metody ich agregacji.

1. Wprowadzenie

Niniejszy artykuł stanowi kontynuację i uzupełnienie pracy prezentowanej na XI Konferencji Mechanika w Lotnictwie 2004. Tym razem skupimy się nad pozornie prostym zagadnieniem oceny jakości nowo projektowanego samolotu. Obiektywna ocena jakości urządzenia technicznego, procesu czy też dzieła sztuki, stanowi problem od bardzo dawna. Wystarczy wspomnieć znaną rzymską maksymę „*De gustibus disputare non debemus*”. Mimo upływu czasu niewiele się w tej kwestii zmieniło, jeśli nie liczyć znacznego wzrostu złożoności urządzeń technicznych.

Ocena właściwości samolotu i jego przydatności do realizacji określonych zadań stanowi istotny i trudny problem decyzyjny. Obiegowe pojęcie „dobry samolot” nie ma jasnego umocowania merytorycznego. Na opinię o samolocie składa się szereg czynników niejawnie zdefiniowanych, bazujących na niepewnych informacjach, często świadomie zafałszowanych, uwypuklających funkcje i właściwości niekoniecznie istotne dla obiektywnych cech użytkowych samolotu.

W tym kontekście istotne jawi się pytanie o metodę obiektywnej oceny właściwości i przydatności samolotu. Nie ma w literaturze jasnej i pełnej odpowiedzi na to pytanie. W dalszej części pracy podjęto próbę przybliżenia problemu. W prezentowanym niżej opracowaniu skorzystamy z matematycznych metod oceny jakości rozwiązań bazujących aparacie pojęciowym zaczerpniętym z teorii optymalizacji [5, 6, 10, 11] i teorii projektowania samolotów [1-5, 7-9, 12, 15].



Rys. 1. Główne elementy definicji zadania projektowego

Poprawnie zdefiniowane zadanie projektowe powinno zawierać (rys. 1) kilka podstawowych elementów. Należy określić zestaw zmiennych decyzyjnych, które wraz z założeniami i zmiennymi parametrycznymi, jednoznacznie definiują postać rozwiązania. Dla przyjętych założeń i zmiennych należy następnie opracować model parametryczny projektowanego obiektu, opisujący wszystkie istotne i oceniane cechy samolotu, w tym te, które podlegają ograniczeniom. Znając zewnętrzny (niezależnym od projektanta) model zadań lotnych oraz modele kryteriów oceny rozwiązania, dysponujemy kompletem informacji niezbędnych do generowania i oceny nowych wariantów samolotu. Pozostaje tylko pozornie prosty problem wyboru miary jakości rozwiązania.

2. Ogólna postać zadania projektowego

Ogólna postać opisanego wyżej problemu projektowego ma postać [2, 7, 8, 9, 11] daną równaniem:

$$\tilde{F} = \underset{\substack{x \in X, \\ p \in P, \\ \Delta x_y \in \Delta X_y, \\ y \in Y, \\ u_y(t) \in U.}}{\text{extr}} \Phi \left(f_1(x, p, \Delta x_y, y, u_y(t)), \dots, f_n(x, p, \Delta x_y, y, u_y(t)) \right) \quad (1)$$

gdzie:

- x - wektor zmiennych decyzyjnych, jednoznacznie definiujących postać konstrukcji,
- X - zbiór dopuszczalnych rozwiązań, spełniający warunki fizycznej i technicznej realizowalności konstrukcji oraz ograniczenia,
- p - wektor zmiennych parametrycznych,
- P - zbiór dopuszczalnych zmiennych parametrycznych,
- Δx_y - wektor parametrów kompletacji dla zadania y ,
- ΔX_y - zbiór dopuszczalnych kompletacji samolotu,
- y - pojedyncze zadanie realizowane przez samolot,
- Y - zbiór zadań (do realizacji),
- $u_y(t)$ - sterowania dla zadania y ,
- U - zbiór dopuszczalnych sterowań.

Pojedyncze zadanie lotne opisuje wektor y_j przyjmujący w ogólnym przypadku następującą postać

$$y_j \left(\mu_j, \zeta_{j1}, \dots, \zeta_{jk}, \dots, \zeta_{j\mu_j} \right), \quad j = 1, \dots, m, \quad k = 1, \dots, \mu_j \quad (2)$$

gdzie

- μ_j - liczba parametrów charakteryzujących j -te zadanie,
- ζ_{jk} - k -ty parametr j -tego zadania.

Uzupełnieniem opisu zadania są równania trajektorii lotu określone równaniami ruchu w postaci

$$\dot{z} = \varphi \left(z, x, x_y, u_y(t), t \right) \quad (3)$$

$$\begin{aligned} z(t_0) &\in Z_0(x), \\ z(t_k) &\in Z_k(x), \\ u(t_0) &\in U(y), \\ x_y(y) &\in \Delta X(y), \\ z &\in Z(y) \end{aligned}$$

Dla dowolnego samolotu x_i możemy wyznaczyć zgodnie z (1)÷(3) ogólną i lokalne oceny jakości samolotu.

Zadanie projektowe opisane równaniem (1) ma złożoną strukturę. Po części opisuje zagadnienie optymalizacji statycznej, a po części dynamicznej (zagadnienia wariacyjne). Rozwiązanie takiego równania jest niezwykle pracochłonne. W praktyce projektowej dokonuje się nieformalnej (i często nieświadomej) dekompozycji zadania (1), dzieląc je na zadanie statyczne rozwiązywane dla zadanych typowych (założonych) sterowań:

$$\bar{F} = \underset{\substack{x \in X, \\ p \in P, \\ \Delta x_y \in \Delta X_y, \\ y \in Y, \\ u_y^*(t) \in U,}}{\text{extr}} \Phi \left(f_1(x, p, \Delta x_y, y, u_y^*(t)), \dots, f_n(x, p, \Delta x_y, y, u_y^*(t)) \right) \quad (4)$$

oraz dynamiczne, w którym parametry statyczne zadania są znane z rozwiązania (4), zaś poszukiwane są optymalne sterowania:

$$\bar{F}'' = \underset{\substack{x^* \in X, \\ p^* \in P, \\ \Delta x_y^* \in \Delta X_y, \\ y \in Y, \\ u_y(t) \in U,}}{\text{extr}} \Phi \left(f_1(x^*, p^*, \Delta x_y^*, y, u_y(t)), \dots, f_n(x^*, p^*, \Delta x_y^*, y, u_y(t)) \right) \quad (5)$$

Rozwiązując sekwencyjnie (4) i (5) uzyskujemy wynik w rozsądnej liczbie przybliżeń, z reguły jest to, bowiem proces zbieżny. Metody rozwiązywania zadania (5) mają bogatą literaturę oraz aplikacje (referowane między innymi na konferencjach Mechanika w Lotnictwie) i nie będą przedmiotem dalszych rozważań.

Zanim bardziej szczegółowo zajmiemy się analizą zadania (4) zwróćmy uwagę na problem skali zadania projektowania samolotu. Konstruktor tworząc koncepcję nowego rozwiązania zmuszony jest podjąć szereg decyzji o zróżnicowanym charakterze i znaczeniu dla efektu projektowania. Jedne z nich mają charakter decyzji „układowych”, inne jakościowych, a jeszcze inne dotyczą definiowania konkretnych wielkości liczbowych, gwarantujące najkorzystniejsze właściwości nowo projektowanego samolotu.

Jako (ograniczony) przykład dylematów Konstruktora rozważymy fragment procesu decyzyjnego, definiujący układ samolotu. Posłużymy się w tym celu nieco przerysowaną postacią tabeli morfologicznej pokazanej na rys. 2. Tablica zawiera $n = 9$ wierszy odpowiadających

wybranych cechom układowym samolotu. W każdym wierszu występuje w_i wariantów cechy. Możliwości wyboru konstruktora określa wskaźnik swobody wyboru określony zależnością:

$$W = \prod_{i=1}^n w_i \quad (6)$$

1	8	Schemat aerodynamiczny														
2	9	liczba i położenie														
3	12	obrys														
4	12	ułożenie														
5	5	układ														
			czteropociskowe													
6	7	typi silnika														
			kolowe	piłzowe	kolowe-piłzowe	tarczowe	gipsonowe	poduszka powietrzna	prywkowe							
7	6	układ kadłuba														
			gondole	normalny	dwubelkowy	dwukadłubowy	łodziowy	rodny								
8	10	typi silnika														
			miejscowy	garzy	wysokostry	turbo-łagowy	turbo-odrzutowy	turbodmukowy dwuprzeplywowy	strumieniowy	rakietowy na palenisku	rakietowy na palenisku	kombinowany				
9	14	liczba i położenie skrzydeł														
			w nosowej części kadłuba	w centralnej części kadłuba	w tylniej części kadłuba	u nasady skrzydeł	na skrzydle	na końcach skrzydeł	nad skrzydłem	na pylimach pod skrzydłem	w tylniej części kadłuba	4 pod kadłubem	4 na pylimach pod skrzydłem	4 u nasady pod skrzydłem	4 w tylniej części kadłuba (dla STOL)	

Rys. 2. Tablica morfologiczna

Dla tablicy pokazanej na rys. 2 liczba **niezależnych wariantów układu** samolotu wynosi ():

$$W = \prod_{j=1}^n w_j = 6 \cdot 10 \cdot 12 \cdot 12 \cdot 5 \cdot 7 \cdot 6 \cdot 10 \cdot 14 = 254\,016\,000.$$

Przeanalizowanie takiej dużej liczby wariantów przy stosunkowo skromnej liczbie wariantowanych cech przekracza realne możliwości współczesnego biura konstrukcyjnego, dysponującego najnowocześniejszym oprogramowaniem i sprzętem obliczeniowym.

Drogą eliminacji rozwiązań nierealnych, pozbawionych sensu technicznego, bądź nie do przyjęcia z innych względów, możemy ograniczyć liczbę wariantów cech układu.

1	3	Schemat aerodynamiczny										
2	2	liczba opłonek										
		obryś										
4	5	ustrojenie										
5	2	wzrost										
		typ elementu (zadnego)										
7	2	kształt kadłuba										
8	2	typ sterów										
		liczba połączeń i-łoków										

Rys. 3. Zredukowana tablica morfologiczna

Na rys. 3 pokazana jest tablica morfologiczna po redukcji wybranych cech. Liczba niezależnych wariantów znacznie zmalała i wynosi:

$$W = \prod_{j=1}^n w_j = 3 \cdot 2 \cdot 3 \cdot 5 \cdot 2 \cdot 1 \cdot 2 \cdot 2 \cdot 5 = 3\ 600$$

Mimo, iż jest to liczba o kilka rzędów mniejsza od poprzedniej, dalej przekracza możliwości praktycznej realizacji zadania projektowego przy aktualnych możliwościach technicznych organizacji projektujących.

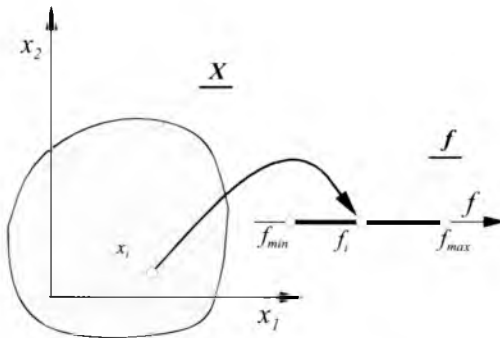
W rzeczywistych zadaniach projektowych liczba istotnych i uwzględnianych cech samolotu jest znacznie większa i dotyczy nie tylko „zewnętrzny” układu samolotu, lecz także kwestii technologicznych, strukturalnych, materiałowych, energetycznych, prawnych itp.

Obliguje to Konstruktora do zdecydowanej i racjonalnej redukcji liczby wariantów rozwiązań, a przedstawiony przykład naocznie ilustruje jak ważną fazą procesu projektowania jest racjonalne formułowanie wymagań stawianych nowej konstrukcji i solidna, acz często nieformalna eliminacja rozwiązań „fantazyjnych”.

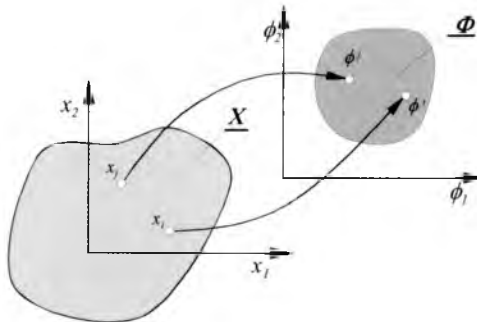
3. Skalaryzacja zadania optymalizacji wielokryterialnej

Wróćmy teraz do analizy zadania projektowego w postaci (4). Pomińmy wielozadaniowość występującą w opisie zadania jako nieistotną dla omawianego problemu (to „tylko” trudność techniczna). Zadanie w postaci (4) opisuje przypadek statycznej optymalizacji wielokryterialnej (wektorowej). Operator wyboru rozwiązania określający ocenę wariantu rozwiązania zdefiniowanego wektorem x_i zależy od pewnej liczby cząstkowych (lokalnych) funkcji kryterialnych f_i . W przypadku skrajnie uproszczonym operator zawiera tylko jedną funkcję cząstkową, co sprowadza zadanie (4) do optymalizacji jednokryterialnej. Mamy wtedy do czynienia z problemem schematycznie zilustrowanym na rys. 4(a). Każdemu rozwiązaniu dopuszczalnemu $x_i \in X$ przyporządkowywana jest jednoznacznie wartość kryterium. Wartości kryteriów należą do jednowymiarowego uporządkowanego zbioru stanowiącego odcinek osi liczbowej, to zaś pozwala na jednoznacznie wyznaczenie rozwiązania ekstremalnego.

(a)

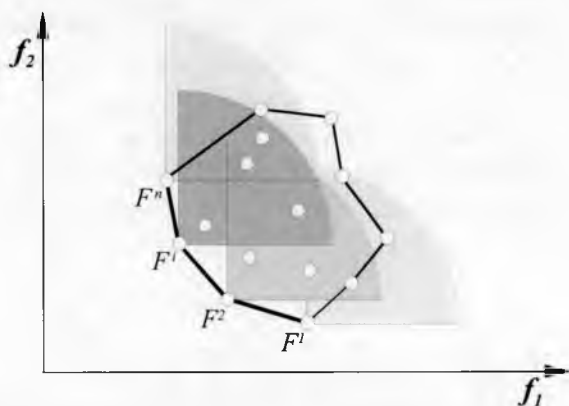


(b)



Rys. 4. Optymalizacja jednokryterialna i wielokryterialna

Bardziej złożony jest obraz zadania w przypadku wielokryterialnym (rys. 4b). Operator wyboru rozwiązania pozwala przyporządkować każdemu rozwiązaniu dopuszczalnemu x_i element ϕ_i wielowymiarowego zbioru kryteriów. Zbiór ten nie jest uporządkowany w sposób naturalny. Nie mamy w związku z tym możliwości bezpośredniego określenia rozwiązania najlepszego. Korzystając z zasady porządku częściowego możemy znaleźć charakterystyczny podzbiór zbioru rozwiązań Φ , zawierający rozwiązania niezdominowane (rys. 5) nazywane zbiorem kompromisów lub zbiorem Pareto [6, 10].



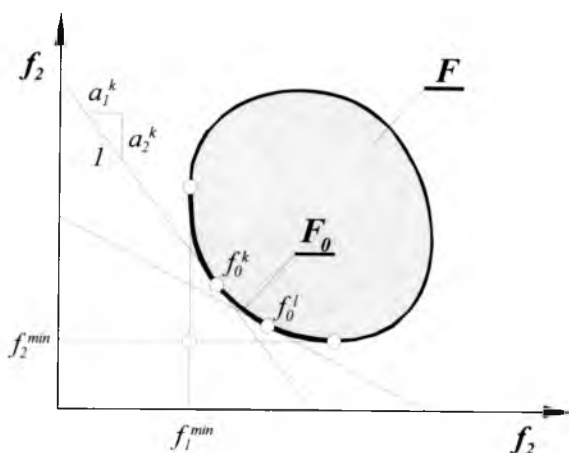
Rys. 5. Wyodrębnianie rozwiązań niezdominowanych (zbioru Pareto)

Zbiór Pareto zawiera wszystkie rozwiązania niepoprawialne, a więc również poszukiwane optimum, nie istnieje jednak obiektywna metoda wskazania tego rozwiązania. W tej sytuacji należy określić **subiektywną** (zależną od wybierającego) **metodę porządkowania zbioru Pareto**, sprowadzającą zadanie wektorowe do zastępczego zadania skalarnego (stąd pojęcie skalaryzacji).

Rozpatrzmy trzy najczęściej stosowane metody skalaryzacji zadań optymalizacji wektorowej.

„Naturalna” i najczęściej stosowana w zagadnieniach technicznych jest **metoda funkcji ważonych** (7), zastępująca nieokreślony operator wyboru, linową kombinacją wartości kryteriów cząstkowych i ich wag.

$$F^* = \sum_1^s \alpha_j \bar{f}_j(x) \quad (7)$$



Rys. 6. Metoda funkcji wagowych

Unormowane funkcje cząstkowe wg (8) lub (9)

$$\bar{f}_j(\mathbf{x}) = \frac{f_j(\mathbf{x})}{\min f_j(\mathbf{x})}, \quad \min f_j(\mathbf{x}) \neq 0, \quad (8)$$

$$\bar{f}_j(\mathbf{x}) = \frac{f_j(\mathbf{x}) - \min f_j(\mathbf{x})}{\max f_j(\mathbf{x}) - \min f_j(\mathbf{x})}. \quad (9)$$

pozwalają doprowadzić wartości kryteriów cząstkowych do „współmiernych” wartości liczbowych, zaś wagi odzwierciedlające preferencje wybierającego, będą w takim przypadku niemianowanymi liczbami spełniającymi warunek (10).

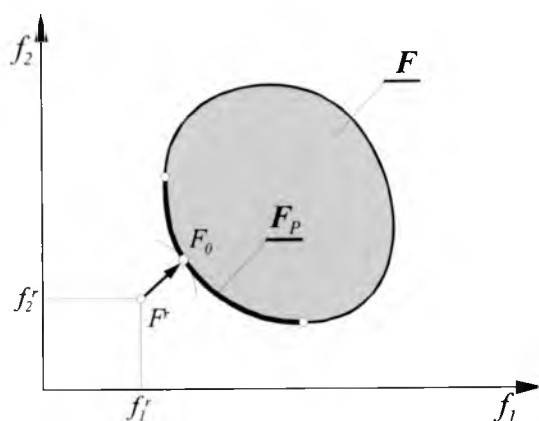
$$\sum_1^s \alpha_j = 1, \quad \alpha_j \geq 0. \quad (10)$$

Rozwiązanie spełniać będzie zależność

$$\bar{\mathbf{x}} = \arg \min \sum_1^s \alpha_j \bar{f}_j(\mathbf{x}), \quad (11)$$

Czynnikami subiektywnymi metody funkcji ważonych są:

- metoda normowania funkcji lokalnych,
- wagi funkcji lokalnych.



Rys. 7. Metoda punktu referencyjnego

Druga z metod, nazywana **metodą punktu referencyjnego** polega na szukaniu rozwiązania najbliższego (w sensie przyjętej normy) rozwiązaniu pożądanemu, określonego przez Konstruktora. W skrajnym przypadku współrzędne punktu referencyjnego mogą odpowiadać tzw. punktowi utopijnemu, określonego przez minima kryteriów cząstkowych. Najczęściej odległość rozwiązania referencyjnego od zbioru Pareto określana jest przy pomocy normy Euklidesa (12),

$$F^* = \sqrt{\sum_{j=1}^s (\bar{f}_j(x) - \bar{f}_j^r(x_r))^2} \quad (12)$$

choć w praktyce bywa stosowana również norma mnimaksowa (13),

$$F^* = \max_{j \in 1, \dots, s} |\bar{f}_j(x) - \bar{f}_j^r(x_r)| \quad (13)$$

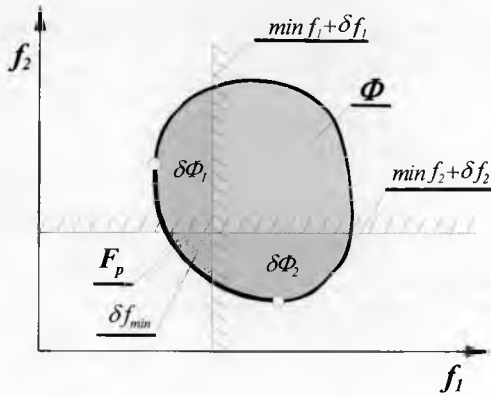
lub Czebyszewa (14)).

$$F^* = \sum_{j=1}^s |\bar{f}_j(x) - \bar{f}_j^r(x_r)| \quad (14)$$

Czynnikami subiektywnymi metody punktu referencyjnego są:

- typ normy,
- współrzędne punktu referencyjnego.

Trzecią metodą, o której wypada wspomnieć, jest **metoda porządku leksykalnego**.



Rys. 8. Metoda porządku leksykalnego

Zasadniczym warunkiem jej stosowania jest ustalenie rang kryteriów, od najważniejszego, do najmniej ważnego (15).

$$f_1 \prec f_2 \prec \dots \prec f_s. \quad (15)$$

Następne kroki polegają na powtórzeniu dla każdego kryterium identycznego ciągu czynności zawężającego zbiór rozwiązań. Zasadę zawężania zbioru pokazuje rys. 8 i zależności (16)÷(18).

Ważnym zadaniem w tej metodzie jest określenie odpowiednich „ustępstw” (tolerancji) δf_i poszczególnych kryteriów cząstkowych.

$$X_y^n = X_y^{n-1} \cap \left\{ x : f_j \leq \min_{x \in X} f_j(x) \right\} \quad (16)$$

$$x = X_y^n \subset X_y^{n-1} \subset \dots \subset X_y^1 \subset X_y, \quad (17)$$

$$\delta F_j = \delta F_{j-1} \cap \left\{ x : f_j \leq \min_{x \in X} f_j(x) + \delta f_j \right\} \quad (18)$$

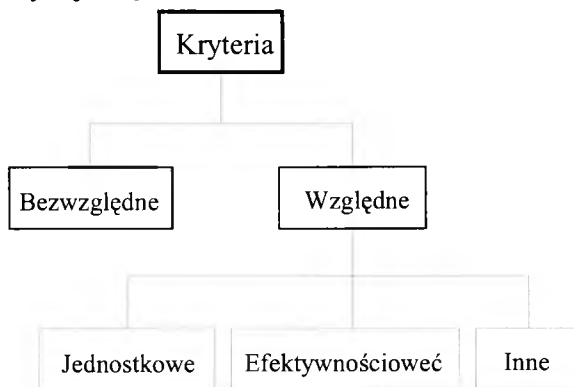
Czynnikami subiektywnymi tej metody są:

- porządek kryteriów lokalnych,
- wielkość ustępstw.

4. Kryteria cząstkowe

Kryteria cząstkowe wykorzystywane w projektowaniu samolotów mają zróżnicowaną postać i zakres stosowalności. Systematyka kryteriów

spotykana w literaturze jest na tyle zróżnicowana, że cytowanie różnych jej wariantów wydaje się niecelowe.



Rys. 9. Uproszczona systematyka kryteriów

Kryteria można podzielić na dwie zasadnicze grupy:

- kryteria bezwzględne, będące z reguły nieprzetworzoną, liczbową miarą wybranej cechy samolotu,
- kryteria względne, stanowiące stosunek wybranej cechy do pewnej wielkości odniesienia.

Kryteria względne przyjmują z kolei trzy postaci:

- bezwymiarowych, stanowiących porównawczą miarę wybranej cechy, odniesioną do wielkości odniesienia,
- jednostkowych, określających miarę wybranej cechy, odniesionej do wielkości charakterystycznej,
- efektywności lub sprawności stanowiące miarę uzyskanego efektu użytecznego do nakładu.

Jako typowe techniczne **kryteria bezwzględne** przyjmuje się najczęściej najważniejsze charakterystyki osiągowie samolotu:

- prędkość maksymalna V_{max} ,
- maksymalna prędkość wznoszenia w_{max} ,
- pułap praktyczny H_{prak} ,
- zasięg L_{zmax} ,
- długość startu L_{st} ,
- długość lądowania L_{lad} ,
- masa ładunku m_{lad} ,
- masa startowa m_{TO} .

Kryteria względne są charakterystycznymi związkami cech technicznych samolotu. Dla wybranej klasy samolotów, wartości tych kryteriów mieszczą się w wąskim zakresie liczbowym. Typowe kryteria to [1, 5]:

- Rozpiętość prędkości

$$\bar{V} = \frac{V_{max}}{V_{min}} \quad (19)$$

- Sprawność (efektywność) masowa

$$\bar{m} = \frac{m_{LAD}}{m_{TO}} \quad (20)$$

- Wskaźnik efektywności transportowej samolotu

$$W = m_H \frac{L_x}{t_{bl}} = m_H V_{bl} \quad (21)$$

- Wydajność transportowa

$$\bar{W}_m = \frac{m_H V_{bl}}{m_{TO}} \quad (22)$$

- Wskaźnik wykorzystania mocy

$$\bar{W}_N = \frac{m_H V_{bl}}{N_{max}} \quad (23)$$

- Współczynniki porównawcze Everlinga (powsta ły jeszcze w latach 20 ubiegłego wieku):

współczynnik wznoszenia

$$E_1 = \eta \frac{c_z^{1.5}}{c_x} = \frac{4}{75} \frac{m}{N} \sqrt{\frac{m}{S}} \left(\frac{\rho_0}{\rho_H} \right)^{1.75}, \quad (24)$$

współczynnik szybkości

$$E_2 = \frac{\eta}{c_x} = \frac{V^2}{75} \frac{\rho_0}{2} \frac{S}{N}, \quad (25)$$

współczynnik zasięgu

$$E_3 = \eta \frac{c_z}{c_x} = \frac{V}{75} \frac{m}{N}. \quad (26)$$

Kryteria ekonomiczne zaliczane są do najważniejszych i wiarygodnych mierników jakości samolotu. W odróżnieniu od prostych kryteriów technicznych oraz kryteriów względnych, mają one właściwości „całkujące” z uwagi na ukryty w nich wpływ najróżniejszych cech i właściwości samolotu. Ważniejsze kryteria to:

- cena samolotu [12, 13] (produkcji, rynkowa),
- bezpośrednie koszty operacyjne DOC [13, 14], uwzględniające nakłady bezpośrednio związane z realizacją zadania lotniczego (rys. 10), najczęściej rozliczane na godzinę lotu samolotu

$$DOC = K_{obs_plat} + K_{obs_zn} + K_{stale} + K_{zat} + K_{mat_p} + \\ + K_{op_lot} + K_{am} + K_{ubezpz} + K_{kred} \quad (27)$$

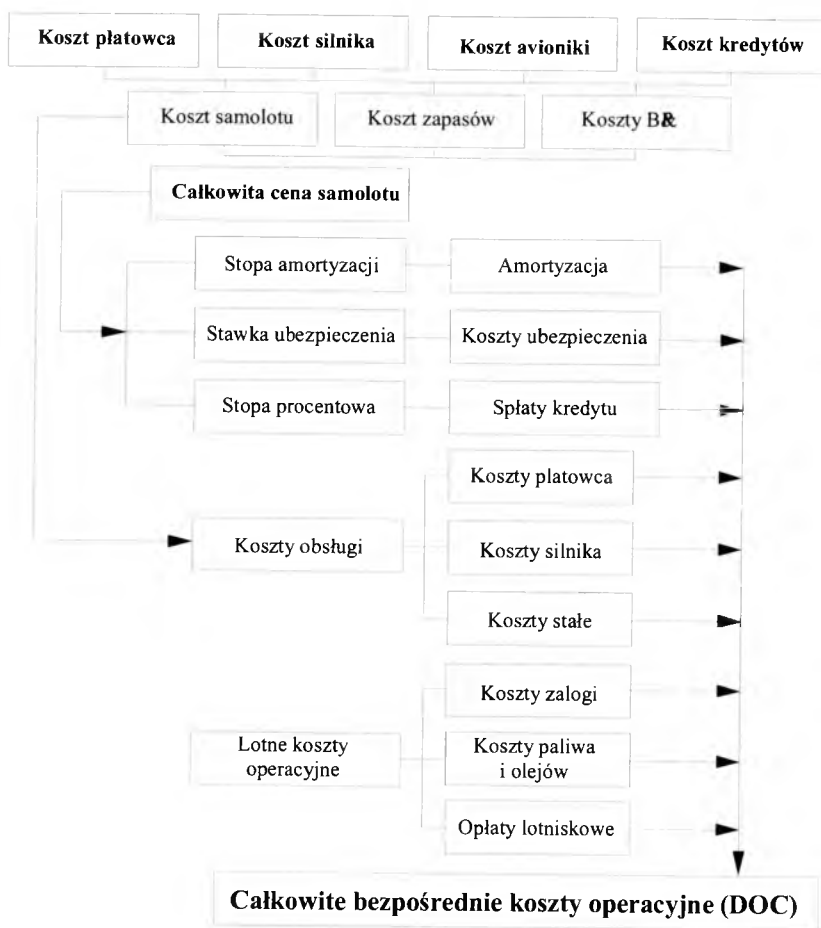
- koszt własny „tonokilometra” - kryterium pochodne DOC pozwalające ocenić nakłady na przewiezienie jednostki ładunku handlowego na jednostkową odległość,

$$C_{TK} = \frac{DOC}{m_H V_{blok}}, \quad (28)$$

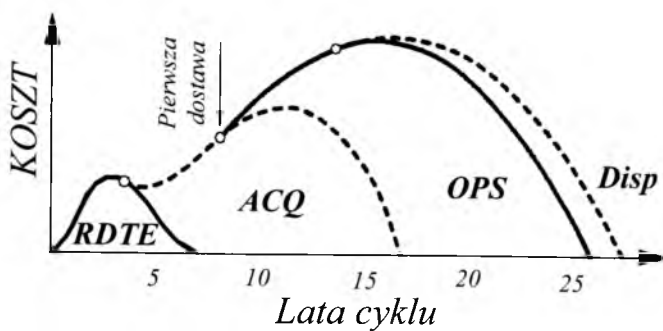
- koszt własny „pasazerokilometra” - kryterium pochodne DOC pozwalające ocenić nakłady na przewiezienie jednego pasażera na odległość jednostkową,

$$C_{PK} = \frac{DOC}{n_{PAS} V_{blok}}, \quad (29)$$

- koszty całkowite użytkowania [13] uwzględniające poza DOC również nieprecyzyjnie definiowane koszty pośrednie IOC, uwzględniające koszty funkcjonowania firmy,



Rys. 10. Bezpośrednie koszty operacyjne



Rys. 11. Koszt życia samolotu

- koszt „życia samolotu” [13] wyznaczany dla pojedynczego samolotu (rys. 11), lub częścię dla parku samolotów, eksploatowanych przez jednego użytkownika (np. linię lotniczą), obejmujących całość nakładów finansowych niezbędnych na projektowanie, badania, produkcję, użytkowanie i utylizację.

$$LCC = C_{RDTE} + C_{ACQ} + C_{OPS} + C_{DISP} \quad (30)$$

gdzie:

- C_{RDTE} - koszt fazy projektowania, rozwoju, badań testów,
- C_{ACQ} - koszt produkcji i sprzedaży,
- C_{OPS} - koszt operacyjny,
- C_{DISP} - koszt utylizacji.

Kryteria eksploatacyjne stanowią ważną, niedocenianą i trudną do zdefiniowania na podstawie ograniczonych danych, grupę mierników jakości samolotu. Przy braku prostych i wiarygodnych zależności opisujących kryteria eksploatacyjne, w początkowych fazach projektowania mają one charakter intencjonalny, określany w formie zaleceń projektowych i standardowych procedur wykorzystywanych w projektowaniu, bazujących przede wszystkim efektem długoletniego doświadczenia jednostki projektującej.

5. Podsumowanie

Skrótowy przegląd typów kryteriów i sposobów ich uwzględniania w procesie projektowania pozwala stwierdzić, że:

- Ponad 100-letnia historia projektowania i użytkowania samolotów nie spowodowała pojawienia się standardowych metod wiarygodnej oceny ich właściwości, choć pojawiły się pewne standardy ocen cząstkowych.
- Istotny udział decyzji subiektywnych powoduje pewne zróżnicowanie wśród samolotów o zbliżonym przeznaczeniu, acz widoczna w ostatnich latach presja rynku, szczególnie w grupie samolotów transportowych, prowadzi unifikacji postaci i właściwości samolotów (podobny poziom wiedzy i technologii, podobne wymagania i w efekcie podobne rozwiązania).

- Mimo marzeń wielu konstruktorów, stworzenie uniwersalnego systemu projektowania samolotów o dowolnym przeznaczeniu jest w najbliższej przyszłości mało realne z uwagi na złożoność problemu i wysokie koszty jego opracowania.

Bibliografia

1. Бадягин А. А., Егер С. М. и др., *Проектирование самолетов*, Москва, Машинностроение, 1972
2. Брусов В.С., Баранов С.К., *Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход*. Москва, Машиностроение, 1989
3. Brusow W., *Optymalizacja parametrów samolotów wielocelowych*, Wyd. Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1996.
4. Dovi A. R., Wrenn G. A., *Aircraft Design for Mission Performance Using Nonlinear Multiobjective Optimization Methods*, Journal of Aircraft, **27**, No. 12, 1990
5. Егер С. М. и др., *Основы автоматизированного проектирования самолетов*. Москва, Машинностроение, 1986
6. Eschenauer H., Kosoki J., Osyczka A., *Multicriteria Design Optimization. Procedures and Applications*, Springer Verlag, Berlin, 1990
7. Klepacki Z., *Wybór najlepszego typu samolotu jako zagadnienie wielokryterialnego porządkowania zbioru dostępnych typów*, III Sympozjum Naukowe Problemy techniczno-eksploatacyjne w kształceniu pilotów. Dęblin, 8-10.12.1999, **1**, z. 1, str. 139-148, 1999
8. Klepacki Z., *Poliptymalna synteza samolotu wielocelowego*, Materiały XV Ogólnopolskiej Konferencji „Poliptymalizacja i Komputerowe Wspomaganie Projektowania”, MIELNO 97, str. 125-132
9. Klepacki Z., *Оптимизация системы легких транспортных самолетов, „Проектування, виробництво та експлуатація автотранспортних засобів и поїздів”*, Праці західного наукового центру, Транспортна Академія України. МЕТА, Львів, 1997, Стр. 96-98
10. Peschel M., Riedel C., *Poliptymalizacja. Metody podejmowania decyzji kompromisowych w zagadnieniach inżyniersko-technicznych*, Warszawa, WNT, 1979
11. Пивавский С. А., Брусов В. С., Хвилон Е. А., *Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов*, Москва, Машиностроение 1974
12. Raymer D. P., *Aircraft Design. A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, Washington, 1989

13. Roskam J., *Airplane Design*, Part I -VII, The University of Kansas, 1989
14. Томашевич А. Л., *Конструкция и экономика самолета*, Москва, Оборонздат, 1960
15. Torenbeek E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Kulwer Academic Publishers, Dordrecht/ Boston/ London, 1982

OPTIMIZATION CRITERIA FOR THE AIRCRAFT DESIGN

The parameter selection in the course of aircraft designing process should be made following to some rational principles that allow for proper estimation of each design alternative. Despite the obviousness of the aforementioned comment, both the theory and designing practice have concentrated the efforts on finding solution-seeking methods, while the problem of design estimation has been simplified to the maximum extent, and sometimes even neglected. However, those very criteria and limits determine the design form and, finally, decide about a commercial success of the project. The paper presents some practical criteria for designing of airplanes and methods for their combining allowing for multi-aspect estimation of the design, as well as provides the way for modification of most complicated criteria.

REDUNDANCJA ANALITYCZNA W UKŁADACH POMIAROWYCH SYSTEMU POŚREDNIEGO STEROWANIA SPS-1 I JEJ WYKORZYSTANIE

GRZEGORZ KOPECKI

BOGUSŁAW DOŁĘGA

Politechnika Rzeszowska

e-mail: gkopecki@prz.edu.pl

e-mail: dolbog@prz.edu.pl

W Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej trwają prace projektowe nad systemem pośredniego sterowania samolotem lekkim. System ten projektowany jest jako system tolerujący uszkodzenia. Niniejszy artykuł poświęcony jest wybranym przykładom redundancji analitycznej w układach pomiarowych tegoż systemu. Redundancja ta jest wykorzystywana zarówno do wykrywania uszkodzeń, jak również do sterowania przy niepełnej informacji pomiarowej.

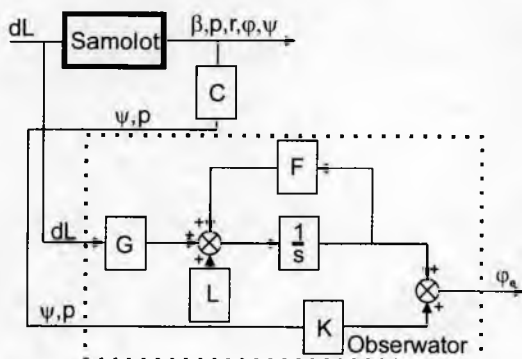
1. Wstęp

W ostatnich latach obserwuje się wzrost zainteresowań samolotami lekkimi, tworzącymi tzw. lotnictwo ogólne (General Aviation). Obecnie w Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej realizowany jest projekt układu sterowania samolotami lekkimi, który ułatwia bezpieczne pilotowanie samolotu osobom z niewielkim doświadczeniem lotniczym. Szczegółowe informacje dotyczące projektowanego systemu, syntezy praw sterowania opisane są między innymi w literaturze [1, 2]. Systemy pośredniego sterowania cechują się brakiem mechanicznego połączenia pomiędzy sterownicą a płaszczyznami sterowymi. Dlatego też przy ich projektowaniu szczególnie nacisk położony jest na zagadnienia dotyczące ich niezawodności, bezpieczeństwa, wykrywania uszkodzeń i sterowania w przypadku ich wystąpienia. Systemy te projektowane są jako tolerujące uszkodzenia (FTCS – Fault Tolerant Control Systems)

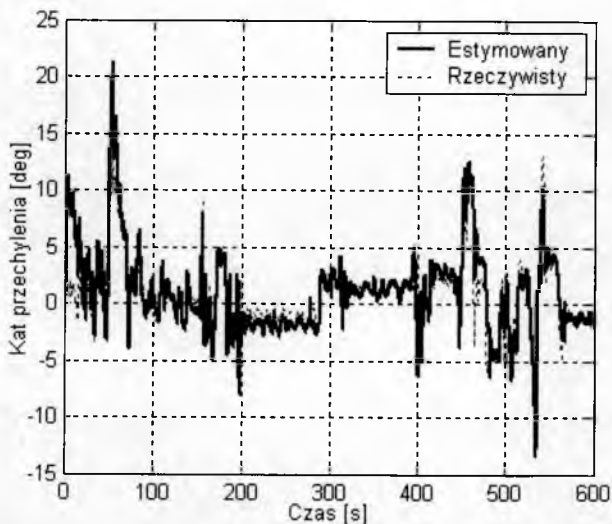
[3-5]. Obecnie, w ramach projektu nad systemem pośredniego sterowania, rozwijana jest szczególnie tematyka dotycząca diagnostyki i rekonfiguracji zapewniającej realizację zadanego celu sterowania przy pojawiających się uszkodzeniach elementów składowych [6-8]. Niniejszy artykuł prezentuje zagadnienia estymacji niedostępnych pomiarów na przykładzie kąta przechylenia. W systemach FTCS estymacja wykorzystywana jest do wykrywania uszkodzeń oraz do sterowania przy niepełnej informacji pomiarowej. W celu wykrycia uszkodzenia analizowana jest różnica pomiędzy wzorcem poprawnego działania urządzenia a estymatą wartości wzorca. Dla rozpatrywanego przykładu będzie to pomiar kąta pochylenia i jego estymata. Wystąpienie różnicy pozwala wykryć uszkodzenie. Brak przebiegu tej różnicy w czasie nie pozwala na odtworzenie rzeczywistego sygnału, którego wartość jest niezbędną do prowadzenia procesu sterowania. Analizując wyniki poszczególnych estymacji, dokonano analizy błędów charakterystycznych dla danej metody. Analiza błędów miała na celu określenie przydatności metody do danego zastosowania.

2. Estymacja kąta przechylenia przy wykorzystaniu liniowego obserwatora Lunenberga

Wykorzystując pomiar kursu, prędkości kątowej przechylenia lub odchylenia w układzie współrzędnych związanym z samolotem, prędkości samolotu, położenia lotek oraz znając model samolotu, można estymować kąt przechylenia [9]. Wykorzystać tu można obserwator Lunenberga, o strukturze przedstawionej na rysunku 2. Rysunek 3 pokazuje wyniki symulacyjne estymacji kąta przechylenia, porównane z rzeczywistym kątem przechylenia. Jako dane do testowania wykorzystane zostały wyniki prób w locie. Ciekawą własnością zastosowanego obserwatora jest jego odporność na brak pomiarów prędkości kątowej przechylenia i wychylenia lotek. Do poprawnej estymacji kąta przechylenia wystarczający jest pomiar kursu i znajomość modelu samolotu. Rysunek 4 pokazuje wyniki estymacji kąta przechylenia, dla których założono, że prędkość kątowa przechylenia i wychylenie lotek wynosiły zero (brak pomiarów).

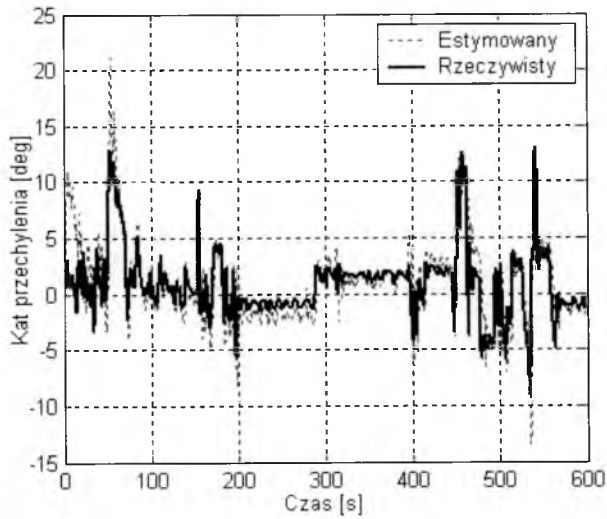


Rys. 2. Struktura zastosowanego obserwatora Luenbergera

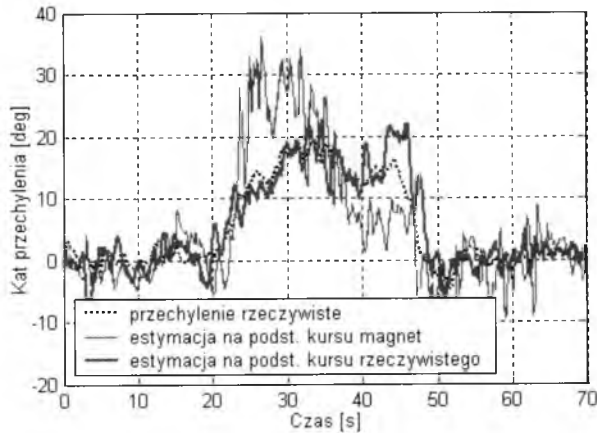


Rys. 3. Estymowany i rzeczywisty kąt przechylenia

Estymowane wartości z i bez wykorzystania sygnałów prędkości kątowej przechylenia i wychylenia lotek są prawie identyczne. Analizując rysunek 3 można zauważyć błąd występujący w stanach ustalonych. Błąd ten związany jest z niedokładnym odwzorowaniem dynamiki samolotu przez zastosowany model liniowy. Prezentowana estymacja może wykorzystywać kurs mierzony przez magnetometr lub układ odniesienia i kursu AHRS. Porównanie estymat otrzymanych z wykorzystaniem obu tych wielkości (rys. 5) pozwala ocenić wpływ błęd magnetometru.



Rys. 4. Estymacja z wykorzystaniem jedynie kursu magnetycznego



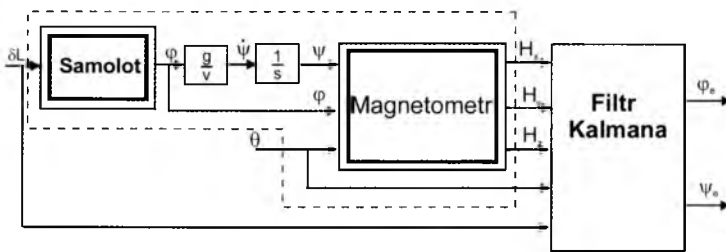
Rys. 5. Wyniki estymacji kąta przechylenia na podstawie kursu magnetycznego oraz rzeczywistego

Ze względu na duże błędy pomiaru kursu magnetycznego w stanach dynamicznych, sygnału estymowanego nie można wykorzystać do sterowania w przypadku, gdy uszkodzeniu uległy giroskopy wykorzystywane w układzie odniesienia i kursu. Estymatę tę można wykorzystać jako sygnał redundantny dla potrzeb diagnostyki układu odniesienia i kursu.

Innym problemem związanym z estymacją przy pomocy obserwatora Lunenbergera jest jego mała odporność na zakłócenia. W przypadku układów, w których szумы nie odgrywają istotnego znaczenia, obserwator Lunenbergera jest rozwiązaniem wystarczającym. W przypadku układów z istotnymi wartościami szumów, zastosować można filtrację Kalmana.

3. Estymacja kąta przechylenia przy wykorzystaniu rozszerzonego filtru Kalmana

Aby estymować kąt przechylenia oraz kurs rzeczywisty, wykorzystając można rozszerzony filtr Kalmana. W odróżnieniu od metodyki przedstawionej w podrozdziale 2, estymacja zostanie dokonana na podstawie wartości natężenia wektora pola magnetycznego. Ideę wykorzystania filtru Kalmana przedstawiono na rysunku 6.



Rys. 6. Układ wykorzystujący filtrację Kalmana do estymacji prędkości kątowej przechylenia, kąta przechylenia oraz kursu.

Założono, że samolot wykonuje zakręty prawidłowe, z pomijalnie małymi wartościami kąta ślizgu. Obserwowanym obiektem jest układ samolot wraz z magnetometrem. Tak rozumiany obiekt oznaczono linią przerywaną na rysunku 6. Wymuszeniami oddziałującymi na obiekt jest wychylenie lotek oraz kąt pochylenia samolotu, wpływający na pomiar składowych wektora pola magnetycznego Ziemi H_x , H_y , H_z w układzie współrzędnych związanych z samolotem. Pierwszym krokiem podczas estymacji z wykorzystaniem filtracji Kalmana jest wyliczenie wektora stanu na podstawie znajomości modelu matematycznego samolotu, wartości estymowanej w poprzednim kroku oraz aktualnych wartości wymuszeń (wychylenie lotek oraz kąt pochylenia). W skład wektora stanu opisywanego obiektu wchodzi prędkość przechylenia, kąt

przechylenia, kurs oraz składowe wektora natężenia pola magnetycznego Ziemi. Założono, że samolot opisują równania aproksymacji krótko-okresowej ruchu przechylającego, z dodatkowym wyliczaniem kąta przechylenia i kursu:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{p}}^- \\ \dot{\hat{\varphi}}^- \\ \dot{\hat{\psi}}^- \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_p & 0 & 0 \\ L_{\delta L} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{g}{v} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{p}^- \\ \hat{\varphi}^- \\ \hat{\psi}^- \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta L \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \hat{p}_k^- \\ \hat{\varphi}_k^- \\ \hat{\psi}_k^- \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{p}_{k-1}^- \\ \hat{\varphi}_{k-1}^- \\ \hat{\psi}_{k-1}^- \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\hat{p}}_k^- \\ \dot{\hat{\varphi}}_k^- \\ \dot{\hat{\psi}}_k^- \end{bmatrix} dT \quad (2)$$

gdzie:

\hat{x}^- - wartość wyliczana na podstawie stanu w kroku poprzednim oraz aktualnego wejścia

dT – czas dyskretyzacji

W celu wyliczenia składowych wektora pola magnetycznego wykorzystano równania transformacji wektora z układu współrzędnych związanych z Ziemią do układu współrzędnych związanych z samolotem:

$$\hat{\mathbf{H}}_{TCM}^- = \mathbf{L}_{BV} \cdot \mathbf{H} \quad (3)$$

$$\hat{\mathbf{H}}_{TCM}^- = \begin{bmatrix} H_X \\ H_Y \\ H_Z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} H_H \\ 0 \\ H_V \end{bmatrix} \quad (4)$$

gdzie:

$\hat{\mathbf{H}}_{TCM}^-$ – wyliczony wektor natężenia pola magnetycznego w układzie współrzędnych związanym z samolotem F_B ,

\mathbf{H} – wektor natężenia pola magnetycznego w układzie współrzędnych związanym z Ziemią F_V ,

H_H – składowa pozioma wektora natężenia pola magnetycznego w układzie współrzędnych związanym z Ziemią F_V ,

H_V – składowa pionowa wektora natężenia pola magnetycznego w układzie współrzędnych związanym z Ziemią F_V ,

\mathbf{L}_{BV} – macierz transformacji z układu F_V do układu F_B .

Przedstawiony obiekt opisujący dynamikę samolotu oraz właściwości magnetometru jest układem nieliniowym. Układ ten w całości opisać można równaniem:

$$\dot{x} = f(x) \quad (5)$$

gdzie:

x – wektor stanu obiektu:

$$x = [p \quad \varphi \quad \psi \quad H_x \quad H_y \quad H_z]^T \quad (6)$$

$f(x)$ - funkcja opisująca dynamikę układu samolot + magnetometr.

Aby móc wykorzystać równania filtru Kalmana, równania obiektu należy w każdym kroku linearyzować wokół punktu pracy. W rozszerzonym filtrze Kalmana wykorzystywana jest do tego celu macierz Jakobiego:

$$F = \frac{\partial f(x)}{\partial x} \quad (7)$$

Następnie, w celu aktualizacji pomiaru, obliczyć należy wzmocnienie filtru Kalmana K_k , oraz estymowane wartości wektora stanu, wykorzystując równania:

$$M_K = \Phi_K P_{K-1} \Phi_K^T + Q_K \quad (8)$$

$$K_K = M_K H^T (H M_K H^T + R_K)^{-1} \quad (9)$$

$$P_K = (I - K_K H) M_K \quad (10)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - \hat{H}_{TCM}^-) \quad (11)$$

gdzie:

$$\Phi_K = I + F dT$$

dT – okres dyskretyzacji,

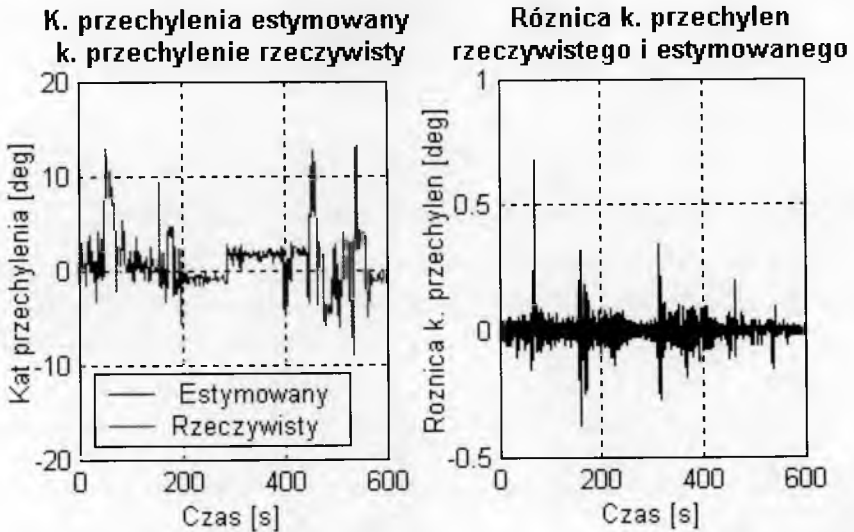
$Q_K = \int_0^{T_s} \Phi(\tau) Q \Phi^T(\tau) dt$ - dyskretna macierz wariancyjno-kowariancyjna,

\hat{x}_k^- - estymowany wektor stanu,

$z_k = [H_x \quad H_y \quad H_z]^T$ - mierzone wartości składowych natężenia pola grawitacyjnego Ziemi w układzie współrzędnych związanych z samolotem.

Podczas badania właściwości filtru Kalmana wykorzystano dane symulacyjne oraz dane z prób w locie. Ponieważ podczas prób w locie nie zarejestrowane zostały wartości natężenia pola magnetycznego, do ich wyliczenia wykorzystano równanie transformacji (3).

Rysunek 7 prezentuje wyniki estymacji kąta przechylenia przy wykorzystaniu opisanego filtru Kalmana.



Rys. 7. Kąt przechylenia estymowany i rzeczywisty oraz błąd estymacji

Prezentowany filtr Kalmana, podobnie jak przedstawiony wcześniej obserwator Lunenbergera, charakteryzuje odporność na brak informacji o wychyleniu lotek. Badania symulacyjne wykazały, że obserwator zbudowany w oparciu o filtr Kalmana nie jest odporny na nieprawidłowy pomiar kąta pochylenia. Dlatego też, w przypadku wykorzystywania estymowanej wartości w prawach sterowania, musi on być dostępny. Rozwiązanie to można z powodzeniem jednak wykorzystać w układzie wykrywającym uszkodzenia.

4. Estymacja kąta przechylenia na podstawie prędkości kątowej przechylania

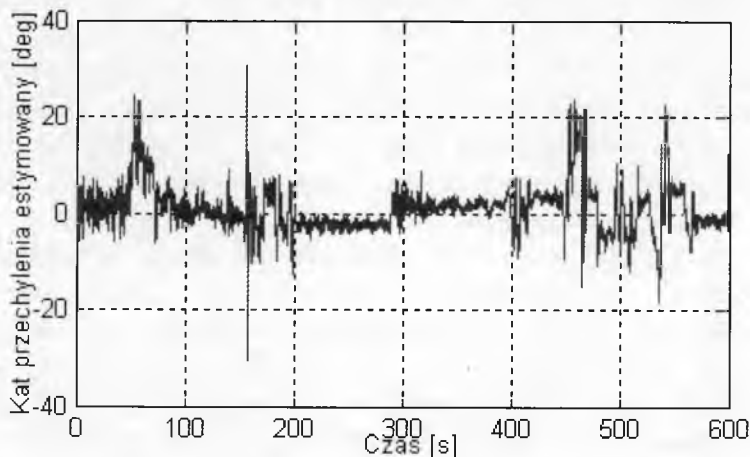
Przyjąwszy założenie, że kąt ślizgu jest pomijalnie mały, estymowany kąt przechylenia może być obliczony z zależności (12), wynikającej z rozkładu sił podczas zakrętu ustalonego:

$$\varphi_e \approx \psi \cdot \frac{v_{TAS}}{g} \quad (12)$$

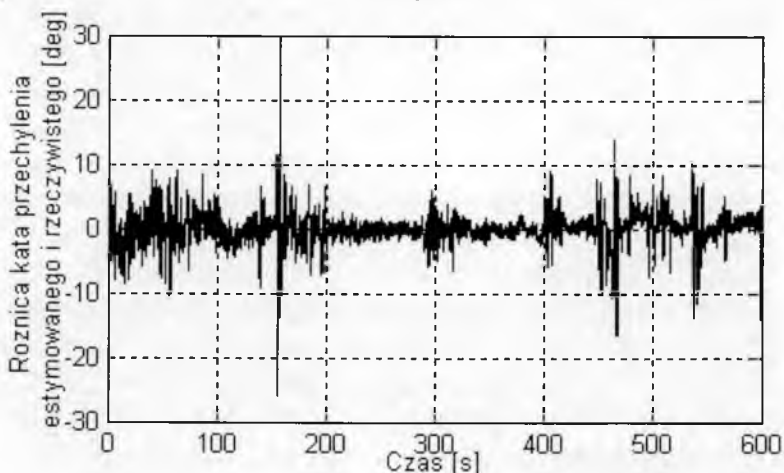
Zakładając małe wartości kąta pochylenia, kąt przechylenia można estymować wykorzystując równanie (13):

$$\varphi_e \approx r \cdot \frac{v_{TAS}}{g} \quad (13)$$

Rysunek 8 oraz 9 przedstawia wyliczony na podstawie równania 12 kąt przechylenia, porównany z rzeczywistym kątem przechylenia.



Rys. 8. Kąt przechylenia estymowany na podstawie prędkości kątowej odchylenia



Rys. 9. Różnica kątów przechylenia rzeczywistego oraz estymowanego na podstawie prędkości kątowej odchylenia.

Na rysunkach 8 oraz 9 widać wyraźnie niekorzystny wpływ szumów pomiaru prędkości kątowej odchylenia. W przypadku zastosowania filtracji dolnoprzepustowej wprowadzone zostanie przesunięcia fazowe pomiaru. Ponieważ różnica przechyleń nie jest obciążona błędem

narastającym w czasie, wyliczoną na podstawie równania (12) lub (13) estymatę kąta przechylenia można wykorzystać jako wartość korekcyjną w układzie odniesienia i kursu.

5. Podsumowanie

Zaprezentowano w skrócie trzy różne metody estymacji kąta przechylenia. Estymacja wykorzystująca pomiar kursu oraz obserwator Lunenbergera wykorzystywana będzie w systemie pośredniego sterowania SPS-01 do wykrywania uszkodzeń. Estymacja w oparciu o rozszerzony filtr Kalmana, wykorzystująca pomiar składowych wektora natężenia pola magnetycznego Ziemi jest dużo dokładniejsza. Warunkiem jej wykorzystania do wykrywania uszkodzeń i diagnostyki jest dokładny pomiar kąta pochylenia, wykorzystanego do estymacji. Najprostszą metodą estymacji kąta przechylenia jest metoda wykorzystująca prędkość kątową odchylenia. Estymowana wielkość obciążona jest jednak dużymi błędami szybkozmiennymi. Wykorzystano ją w algorytmach filtracji komplementarnej układu odniesienia i kursu. Ze względu na obszerność tematu nie zaprezentowano algorytmów estymacji kąta pochylenia. Algorytmy estymujące są obecnie w fazie implementacji do systemu pośredniego sterowania SPS-01 projektowanego w Katedrze Awioniki Sterowania Politechniki Rzeszowskiej. Badane są również zagadnienia związane z diagnostyką. Do wykrycia uszkodzenia potrzebne są minimum dwa porównywane ze sobą sygnały. Analizowany jest czas potrzebny do wykrycia danego uszkodzenia w poszczególnych fazach lotu i związane z tym konsekwencje. Problemem do rozwiązania są również zagadnienia związane ze sterowaniem w sytuacjach niepełnej informacji pomiarowej. W systemie pośredniego sterowania zastosowano tzw. podejście aktywne, polegające na rekonfiguracji praw sterowania w zależności od typu uszkodzenia, dostępnej informacji pomiarowej oraz możliwości estymowania poszczególnych mierzonych wielkości. Dalsze wyniki prowadzonych prac zostaną opublikowane w przyszłości.

Bibliografia

1. Rogalski T., *Kształtowanie wybranych właściwości eksploatacyjnych samolotów ogólnego przeznaczenia*, Rozprawa doktorska, WBMiL, Politechnika Rzeszowska, 2004

2. Tomczyk A., *Pilot czy operator - czyli systemy aktywnego sterowania samolotem*, IV Krajowa Konferencja Awioniki, Rzeszów, 2005
3. Zhang Y., Jiang J., *Bibliographical Review on Reconfigurable Fault-Tolerant Control Systems*, 5th IFAC Symposium on SAFEPROCESS, Washington, D.C., USA, 2003, str. 265-276
4. Zhao Q., *Fault Tolerant Control Systems Design*, Rozprawa doktorska, Faculty of Graduate Studies, The University of Western Ontario, London, Ontario, 1999
5. Leszczyński L., *Systemy sterowania tolerujące uszkodzenia – sytuacja 2005*, *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, 9bis 2005, str. 280-282, Warszawa, 2005
6. Dołęga B., *System pośredniego sterowania lotem dla małych samolotów jako system tolerujący uszkodzenia*, *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, 9bis 2005, str. 270-272, Warszawa, 2005
7. Dołęga B., Rogalski T., *Diagnostyka systemu pośredniego sterowania*, *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, 9bis 2005, str. 252-254, Warszawa, 2005
8. Dołęga B., Rzucidło P., *Koncepcja serwomechanizmów lotniczych odpornych na uszkodzenia*, *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, 9bis 2005, str. 274-275, Warszawa, 2005
9. Kopecki G., Tomczyk A., *A Simple Analytical Redundancy Method for Pitch and Bank Angles Estimation*, SAE Aerotech Congress and Exhibition – World Aviation Congress, Grapevine, 2005

ANALYTICAL REDUNDANCY IN MEASUREMENT EQUIPMENT OF THE FLY-BY-WIRE CONTROL SYSTEM IN A GENERAL-PURPOSE AIRCRAFT; SAMPLE APPLICATIONS

At the Department of Avionics and Control Systems at Rzeszów University of Technology a Fly-By-Wire control system for a general-purpose aircraft is being designed. The system is designed as a failure-tolerant one. The paper presents some selected methods for analytical redundancy applications to measuring equipment of a Fly-By-Wire system. The analytical redundancy is employed for the failure detection and isolation as well as for the control process performed under some measurement data lack.

Praca naukowa finansowana ze środków Komitetu Badań Naukowych w latach 2005-2007 jako projekt badawczy

WYZNACZANIE CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH SAMOŁOTU MANEWROWEGO PRZY ZASTOSOWANIU RÓWNAŃ EULERA

JANUSZ SZNAJDER

JERZY ŻÓŁTAK

Institut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: jsznaj@ilot.edu.pl

e-mail: geor@ilot.edu.pl

W pracy przedstawiono metodę wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych samolotu manewrowego w opływie ściśliwym, nielepkim przy zastosowaniu rozwiązania równań Eulera na siatce wieloblokowej, strukturalnej. Do wyznaczenia sił oporu lepkiego zastosowano metody inżynierskie. Wychylenie powierzchni sterowych modelowano przez odkształcenie opływanej powierzchni oraz przez modyfikację warunku brzegowego opływu na nieruchomej powierzchni.

Zastosowano model powierzchniowy płata umożliwiający zastosowanie równań Eulera do analizy opływu wirowego płatów z generatorami wirów typu „strake”. Przeprowadzono analizę opływu wirowego konfiguracji samolotu z generatorem wiru, nośności wirowej i rozerwania wiru na dużych kątach natarcia.

1. Wstęp

Model Eulera posiada szereg cech czyniących go przydatnym do wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych współczesnych samolotów operujących w zakresie prędkości podkrytycznych i transonicznych oraz na dużych kątach natarcia. Należą do nich możliwość wyznaczania rozkładów ciśnienia przy silnym wpływie ściśliwości ośrodka i z uwzględnieniem fal uderzeniowych, wyznaczanie pola prędkości w całym obszarze opływu oraz relatywnie niski koszt obliczeniowy w porównaniu

z modelem opływu lepkiego. W porównaniu z bardziej uproszczonymi metodami stosującymi założenie opływu potencjalnego zaletą jest brak konieczności przewidywania elementów rozwiązania, jakim jest położenie śladu wirowego za płacami oraz brak komplikacji obliczeniowych powstających na przykład w metodach panelowych przy rozwiązywaniu zagadnienia przecinania śladu wirowego przez inny płat, np. usterzenie.

Zasadniczym niedostatkim jest pominięcie lepkości ośrodka, co uniemożliwia wyznaczenie oporu szkodliwego oraz rozwoju warstwy przyściennej i wpływu na siłę nośną, w tym oderwania opływu ograniczającego wzrost siły nośnej. Istnieje jednak jeden rodzaj oderwań opływu – oderwania na ostrych krawędziach natarcia segmentów płatów, tzw. „*strake*”, które odgrywają ważną rolę w aerodynamice samolotów manewrowych i pozwalają się modelować przy pomocy równań Eulera dzięki imitowaniu efektów lepkości w opływie przez własności dyssypacyjne schematów dyskretyzacji przestrzennej równań opływu.

Wykorzystanie nośności wirowej jest powszechną cechą w projektowanych współcześnie samolotach zdolnych do manewrów na dużych kątach natarcia. W ciągu ostatnich dziesięciu lat także w Polsce zaprojektowano i zbudowano dwa samoloty posiadające tę cechę: szkolny samolot I-22 „Iryda” w wersji M96 oraz eksperymentalny „Bielik”. Zbadanie możliwości analizy nośności wirowej przy pomocy kodu obliczeniowego rozwiązującego równania Eulera rozwijanego w Instytucie Lotnictwa zostało przewidziane również w projekcie badawczym 5T12D03722, w ramach którego wykonano obliczenia zaprezentowane w przedstawionej pracy [1].

2. Opis kodu obliczeniowego i generatora siatek

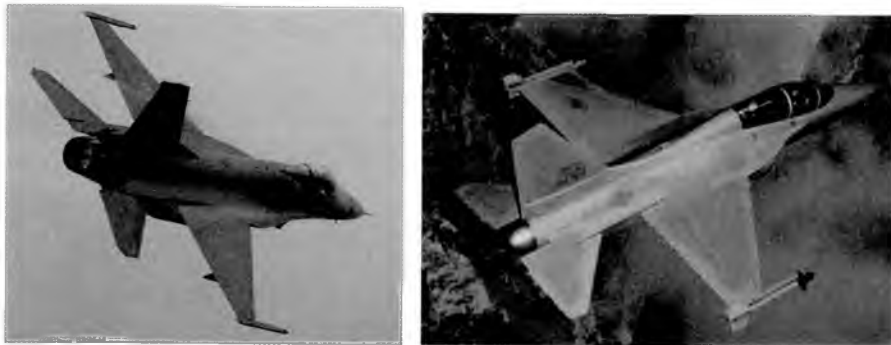
Przedstawione w pracy wyniki obliczeń uzyskano wykorzystując program rozwiązujący równania Eulera metodą objętości skończonych. Podstawowe cechy programu to: wyznaczanie strumieni przez brzeg komórki metodą podziału strumienia, dyskretyzacja typu „*upwind*” i schemat ekstrapolacji typu „*MUSCL*” do wyznaczenia wartości strumienia na ścianach komórek. Szczegółowy opis kodu znajduje się w pracy [2]. W projekcie badawczym 5T12D03722 została dodana do niego opcja rozwiązywania równań opływu w nieinercyjnym układzie współrzędnych oraz przystosowano go do pracy na wieloprocessorowym klastrze obliczeniowym złożonym z komputerów PC w środowisku

Linux. Obliczenia, których wyniki przedstawiono prowadzono w trybie równoległym na ośmiu procesorach.

Siatki obliczeniowe użyte w prezentowanych obliczeniach zostały utworzone przy pomocy ogólnie dostępnego generatora blokowych siatek strukturalnych „MegaCads” pracującego w środowisku Linux [3]. Użyty generator został uzupełniony o moduły oprogramowania konwertujące siatkę obliczeniową do formatu stosowanego w kodzie analizy opływu i przypisujące bloki siatki do oddzielnych wątków obliczeń w trybie równoległych obliczeń opływu.

3. Model powierzchniowy i siatka obliczeniowa samolotu manewrowego

Wśród obecnie używanych samolotów manewrowych występuje kilka typowych układów konstrukcyjnych. Jednym z nich jest układ średniopłata z klasycznym usterzeniem płytowym, ze spłaszczonym kadłubem uczestniczącym w generacji siły nośnej i generatorem wirów typu „strake” na przykadłubowej części krawędzi natarcia skrzydła. W tym układzie zbudowano kilka typów samolotów w różnych krajach, wśród których są samoloty bojowe, np. F-16 jak i szkolne jak T-50 (rys.1).



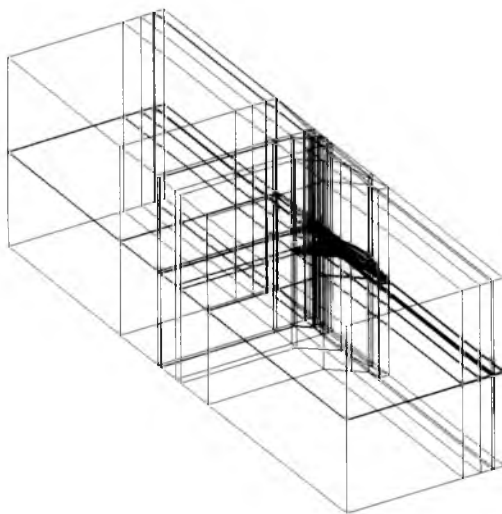
Rys. 1. Przykład samolotów reprezentujących analizowany układ konstrukcyjny: wielozadaniowy F-16 (po lewej) i szkolny T-50 (po prawej).

Dla samolotu w przedstawionym układzie konstrukcyjnym opracowano model powierzchniowy oraz siatkę obliczeniową. Model powierzchniowy jest oparty o obrys samolotu F-16 i jest przystosowany do analizy opływu symetrycznego (ograniczony do jednej połowy, bez

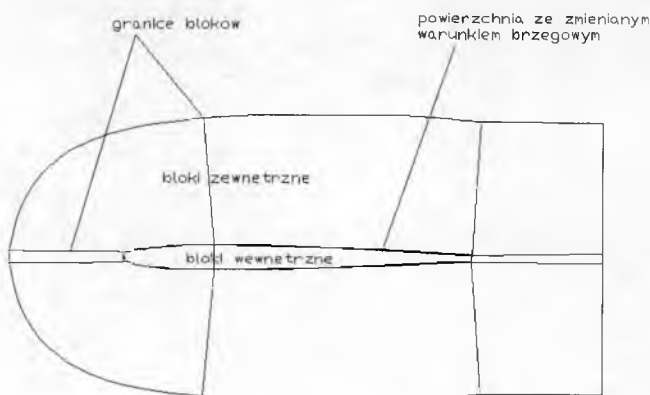
statecznika pionowego – rys. 2). Istnieje możliwość dalszego rozwoju modelu oraz siatki obliczeniowej dla dostosowania go do analizy opływu niesymetrycznego. W budowie modelu powierzchniowego zastosowano uproszczenia geometrii polegające na reprezentacji płatów przy pomocy powierzchni prostokreślnych, uproszczeniu geometrii kadłuba modelowanego przy pomocy trzech segmentów o przekrojach eliptycznych oraz braku modelowania wlotu powietrza i przepływu wewnętrznego. Kadłub zakończony jest wydłużonym segmentem cylindrycznym dla zapewnienia, aby lokalny kierunek strug spływających z kadłuba był równoległy do strug gazów wypływających z silnika w rzeczywistym opływie.



Rys. 2. Model powierzchniowy samolotu manewrowego



Rys. 3. Schemat podziału siatki obliczeniowej na bloki

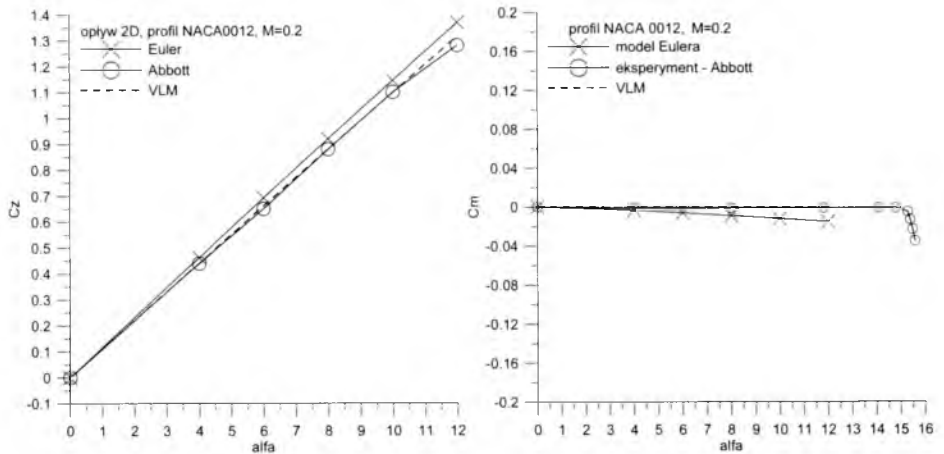


Rys. 4. Schemat rozwiązania umożliwiającego analizę opływu układu bez jednego z płatów

Na bazie modelu powierzchniowego została zbudowana trójwymiarowa siatka obliczeniowa. W budowie siatki zastosowano schemat strukturalny, wieloblokowy. W sąsiedztwie skrzydeł i usterzenia posiada ona strukturę „C”. Najważniejszą cechą siatki obliczeniowej jest jej parametryczna konstrukcja. Parametrami są zbiory zawierające model powierzchniowy, wymiary siatki i gęstości podziałów. Dzięki możliwości wymiany modelu powierzchniowego możliwe jest odtworzenie siatki dla innego obrysu samolotu w podobnym układzie konstrukcyjnym oraz modelowanie wychyleń powierzchni sterowych. Drugą ważną cechą siatki jest możliwość zmiany warunku brzegowego na powierzchniach płatów, co w połączeniu z odpowiednim podziałem na bloki i wypełnieniu blokami siatki wnętrza płatów umożliwia analizę opływu konfiguracji bez jednego z płatów, np. bez usterzenia. Siatka składa się z ok. 1.4 mln komórek. Schemat podziału siatki obliczeniowej na bloki przedstawiono na rys. 3 i 4.

4. Wyniki obliczeń testowych

Na rysunku 5 przedstawiono zależność współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego od kąta natarcia dla profilu NACA 0012 wyznaczoną przy pomocy opracowanego kodu obliczeniowego na siatce typu „C” w porównaniu z wynikami metody siatki wirowej i danymi katalogowymi [4].

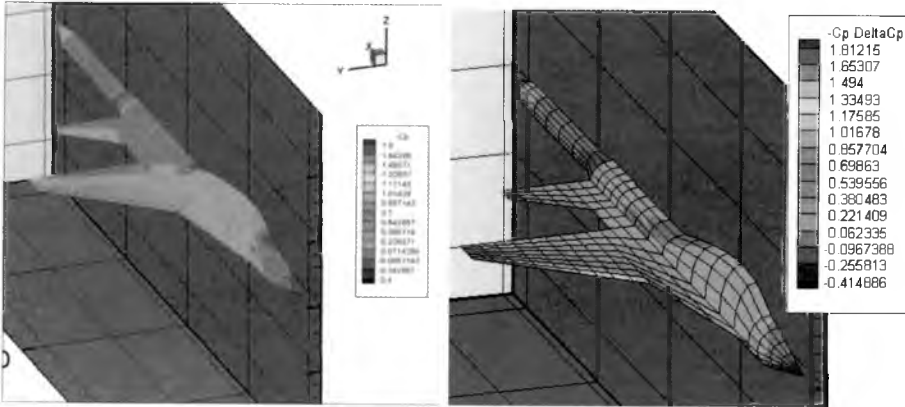


Rys. 5. Wyniki testowe kodu obliczeniowego w opływie dwuwymiarowym

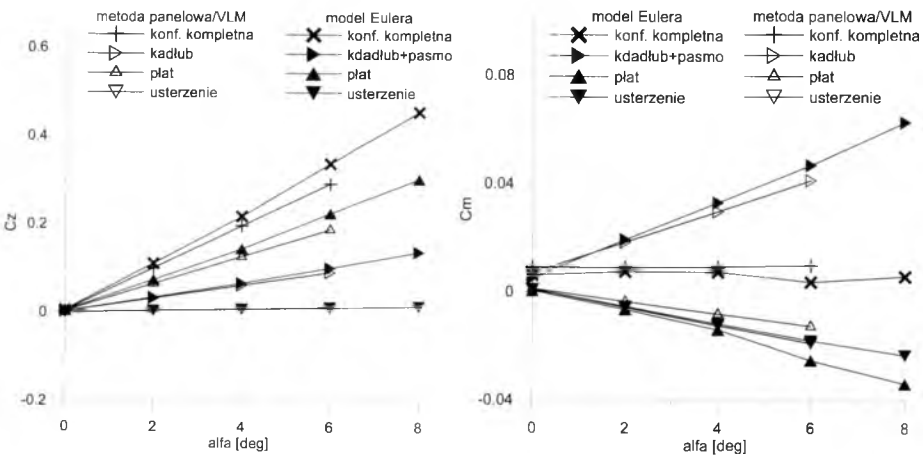
Uzyskana zależność współczynnika c_z od kąta natarcia profilu jest zgodna z oczekiwaniami. Pominięcie oddziaływania warstwy przyściennej w równaniach Eulera prowadzi do zawyżenia wartości cyrkulacji w porównaniu z wartościami wyznaczonymi eksperymentalnie. Dla wyniku uzyskanego przy pomocy metody siatki wirowej widoczna zgodność z danymi eksperymentalnymi jest wynikiem znanego efektu wzajemnej redukcji błędów wynikających z pominięcia grubości profilu i lepkości ośrodka. Uzyskana ujemna odchyłka współczynnika momentu pochylającego przekłada się na różnicę wartości pochodnej $\frac{\partial c_M}{\partial c_z}$ równą ok. 0.01.

Obliczenia testowe opracowanego kodu obliczeniowego w opływie trójwymiarowym przeprowadzono dla przedstawionej poprzednio konfiguracji samolotu manewrowego. Wyniki uzyskane z rozwiązania równań Eulera porównano z wynikami uzyskanymi przy pomocy metody panelowej połączonej z metodą siatki wirowej (VLM). W metodzie porównawczej zastosowano dwa rodzaje warunków brzegowych. Na powierzchniach płatów i spłaszczonego pasma przykadłubowego zastosowano warunek zerowej prędkości normalnej do powierzchni, a dla wewnętrznej części kadłuba zastosowano warunek zerowego potencjału prędkości wewnątrz opływanej bryły. Ścisłość ośrodka uwzględniono przy pomocy transformacji geometrycznej Prandtla-Glauerta układu współrzędnych, sprowadzającej rozwiązanie zagadnienia opływu ściśliwego do zagadnienia opływu nieściśliwego w zmodyfikowanym układzie

współrzędnych. Na rysunku 6 przedstawiono rozkłady współczynnika ciśnienia uzyskane na opływanych powierzchniach przy kącie natarcia równym 6° i dla liczby Macha równej 0.5.



Rys.6. Porównanie rozkładów ciśnień na powierzchni badanej konfiguracji, po lewej wynik rozwiązania równań Eulera, po prawej wynik metody panelowej/VLM



Rys. 7. Porównanie współczynników aerodynamicznych badanej konfiguracji wyznaczonych z rozwiązania równań Eulera i przy pomocy metody panelowej/VLM

Na rysunku 7 przedstawiono porównanie współczynników siły nośnej i momentu pochylającego wyznaczonych z rozwiązania równań Eulera i przy pomocy metody panelowej i siatki wirowej. Porównanie wartości

współczynników aerodynamicznych wykazuje podobny charakter różnic jak uzyskany dla przypadku opływu dwuwymiarowego. Widoczna jest zwiększona wartość pochodnej $\frac{\partial c_z}{\partial \alpha}$ i mniejsza (bardziej ujemna) wartość pochodnej $\frac{\partial c_M}{\partial \alpha}$ uzyskana z rozwiązania równań Eulera.

5. Analiza oporu

Cechą modelu Eulera jest pominięcie efektów lepkości, co powoduje, że można przy jego pomocy wyznaczyć opór indukowany badanej konfiguracji oraz opór falowy powstający na skutek wystąpienia fal uderzeniowych. Na bieżącym etapie prac nad kodem obliczeniowym nie zaimplementowano opcji wyznaczania oporu falowego, stąd analiza ograniczona została do stosunkowo niskich liczb Macha, dla których można spodziewać się braku fal uderzeniowych w opływie.

Przy powyższych założeniach współczynnik oporu można przedstawić przy pomocy wzoru:

$$c_X = c_{X0} + \Delta c_{X1kdl} + \Delta c_{X1plt} + c_{Xi},$$

gdzie:

c_{X0} - współczynnik oporu szkodliwego przy zerowej sile nośnej,

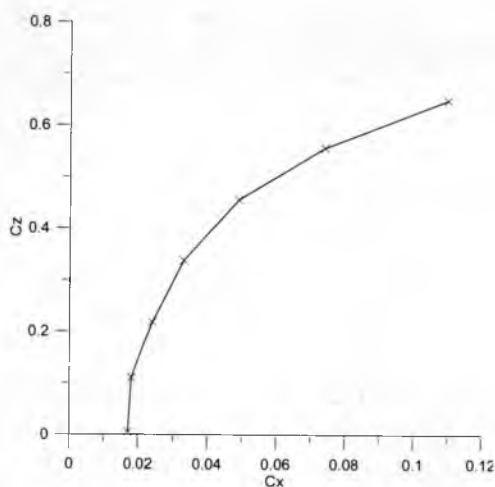
Δc_{X1kdl} - przyrost oporu lepkiego kadłuba związany z przyrostem siły nośnej,

Δc_{X1plt} - przyrost oporu lepkiego płatów związany z przyrostem siły nośnej,

c_{Xi} - opór indukowany.

W prezentowanej pracy współczynnik c_{X0} został wyznaczony przy pomocy metod inżynierskich [5] jako funkcja obrysu i grubości płata, kształtu kadłuba, liczby Macha i Reynoldsa. Przyrost oporu lepkiego kadłuba na skutek przyrostu siły nośnej, Δc_{X1kdl} został oszacowany również według metody zaprezentowanej w [5]. Przyrost oporu lepkiego płatów (skrzydła + usterzenie) został oszacowany na podstawie lokalnych charakterystyk profili płatów dla lokalnego dwuwymiarowego kąta natarcia z uwzględnieniem skosu przy pomocy prostej teorii skosu. Przydatność tego podejścia to jest oczywiście ograniczona do niewielkich kątów skosu i umiarkowanych kątów natarcia i należy je traktować jako pierwsze przybliżenie przyrostu współczynnika oporu.

Lepszym przybliżeniem byłoby sprzężenie modelu opływu nielepkiego z trójwymiarową analizą warstwy przyściennej, co jest przewidywane w dalszej perspektywie rozwoju prezentowanej metody obliczeniowej. Uzyskana przy powyższych założeniach biegunowa oporu przedstawiona jest na rys. 8.

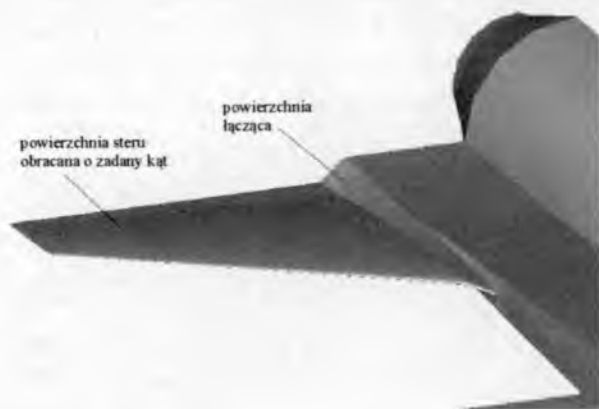


Rys. 8. Biegunowa oporu badanej konfiguracji samolotu manewrowego

6. Modelowanie wychyleń powierzchni sterowych

Wyznaczenie pochodnych współczynników aerodynamicznych względem kątów wychyleń powierzchni sterowych jest niezbędne do wyznaczenia warunków równowagi samolotu, analizy stateczności i sterowności. W przypadku analizy opływu przy pomocy metod polowych jest to kłopotliwe z powodu nieciągłości powierzchni oraz deformacji siatki obliczeniowej, jaką pociąga za sobą wychylenie powierzchni sterowych. Powyższe komplikacje uzasadniają testowanie sposobów modelowania wychyleń sterów omijających te trudności.

W prezentowanej pracy przetestowano dwa sposoby modelowania wychyleń sterów. Pierwszy z nich polega na wprowadzeniu odkształcalnych fragmentów powierzchni na granicy statecznika i steru lub u nasady usterzenia pływowego (rys. 9).

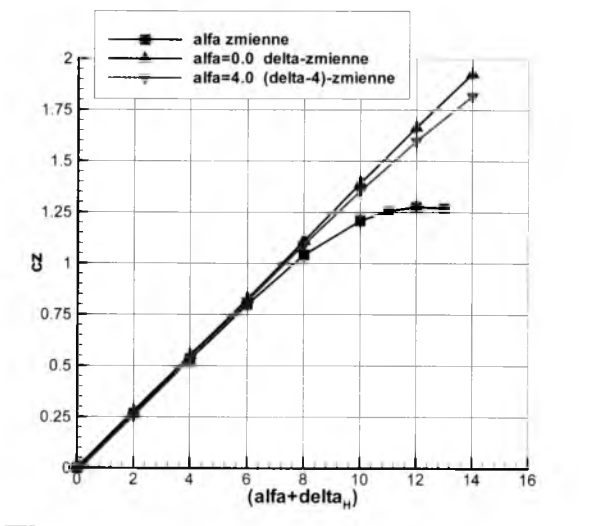


Rys. 9. Modelowanie wchylenia usterzenia płytowego przez odkształcenie modelu powierzchniowego

Przy generacji siatki obliczeniowej wokół odkształconej powierzchni wykorzystuje się parametryczną konstrukcję siatki (zbiór z modelem powierzchniowym jest jednym z parametrów algorytmu generacji siatki). Po wprowadzeniu zmian do modelu powierzchniowego siatka tworzona jest na nowo w trybie automatycznym, a zmiany jej geometrii są ograniczone do bloków znajdujących się w bezpośrednim sąsiedztwie usterzenia. Dla modelu powierzchniowego badanej konfiguracji omawiany sposób pozwala na modelowanie wychyleń steru wysokości w zakresie do ok. 5° . Przy większych kątach wychyleń steru lokalne odkształcenia komórek siatki w deformowanych blokach wokół powierzchni łączącej część ruchomą i nieruchomą przekraczają ograniczenia dopuszczone przez kod analizy opływu.

Drugą testowaną metodą modelowania wychyleń powierzchni sterowych jest modyfikacja warunku brzegowego opływu steru. Warunek nieprzenikania powierzchni przez gaz $\vec{V} \cdot \vec{n} = 0$ stawia się w na ścianach brzegowych siatki utworzonej wokół nieodkształconej powierzchni wykorzystując wektor normalny do powierzchni odkształconej. Zaletą tej metody jest możliwość modelowania zmiany wychyleń steru jedynie na poziomie kodu analizy opływu, bez modyfikacji siatki obliczeniowej.

Powyższa metoda została przetestowana na dwuwymiarowym modelu usterzenia płytowego – profilu NACA 0012 z zastosowaniem dyskretyzacji obszaru opływu przy pomocy siatki typu „O”.

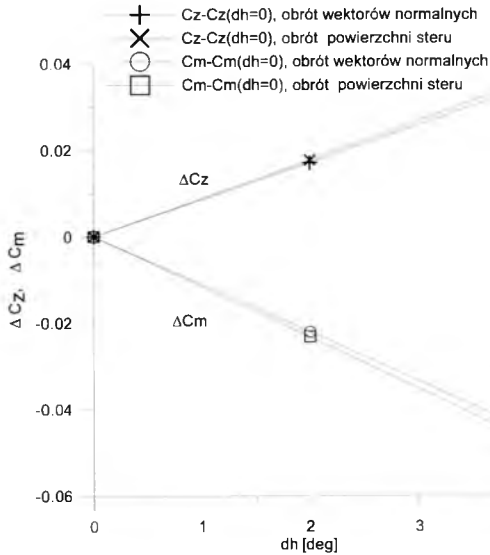


Rys. 10. Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia przy zmianie kąta natarcia przez warunek brzegowy w polu dalekiego opływu i alternatywnie, na powierzchni profilu.

Na rys. 10 przedstawiono porównanie zależności współczynnika siły nośnej od kąta natarcia, przy zadawaniu wartości kąta natarcia w sposób klasyczny, przy pomocy warunku brzegowego w polu dalekiego opływu i przy pomocy modyfikacji warunku brzegowego na powierzchni steru. Liniowy zakres zależności $C_z(\alpha)$ jest większy dla modyfikacji kąta natarcia przy pomocy zmiany warunku brzegowego na opływanej powierzchni niż w przypadku klasycznego sposobu zadawania kąta natarcia. Nieliniowy charakter tej zależności przy wyższych kątach natarcia w modelu Eulera jest spowodowany modyfikacją rozkładów ciśnienia przez dyssypację zawartą w schematach dyskretyzacji przestrzennej zmiennych, nie jest wynikiem modelowania oderwania opływu. Przedstawiony sposób modelowania zmiany kąta wychylenia pozwala również na zastosowanie w przypadku potrzeby zamodelowania zmiany wychylenia steru, który jest geometrycznie wychylony (przypadek kąta natarcia równego 4° na rys.10). Taka potrzeba może zajść np. przy analizie opływu nieustalonego z jednoczesną ciągłą zmianą kąta wychylenia steru poza warunki równowagi.

Na rysunku 11 przedstawiono porównanie zmiany współczynników siły nośnej i momentu pochylającego badanej konfiguracji samolotu manewrowego przy zmianie wychylenia steru realizowanej dwoma

przedstawionymi powyżej sposobami. Różnice wartości współczynników są nieznaczne i mają liniowy charakter w badanym zakresie kątów wychylenia steru.



Rys. 11. Porównanie zmiany współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego badanej konfiguracji samolotu manewrowego przy dwóch sposobach modelowania wychylenia usterzenia płytowego

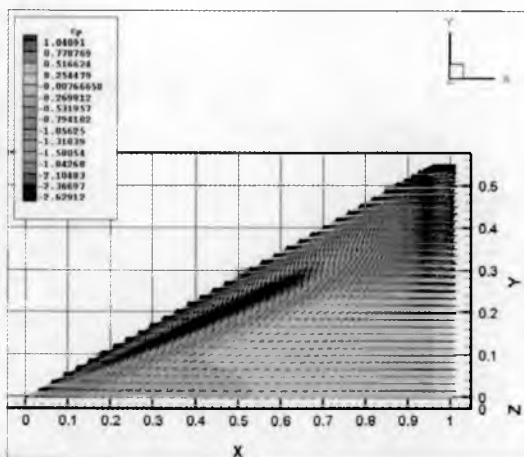
7. Analiza nośności wirowej

Zjawisko nośności wirowej występuje podczas opływu segmentów płatów o dużym skosie krawędzi natarcia na dużych kątach natarcia. Jest wynikiem lokalnego oderwania opływu na ostrej krawędzi generatora wiru (segmentu o ostrej krawędzi natarcia i dużym skosie) i uformowania się stabilnego wiru zwiększającego podciśnienie na górnej powierzchni skrzydła. Zjawisko to pozwala na uzyskanie dodatkowej siły nośnej podczas szybkich manewrów oraz zwiększenie użytecznego zakresu kątów natarcia samolotu, gdyż uformowane wiry stabilizują opływ i zapobiegają oderwaniu na wewnętrznej części płata.

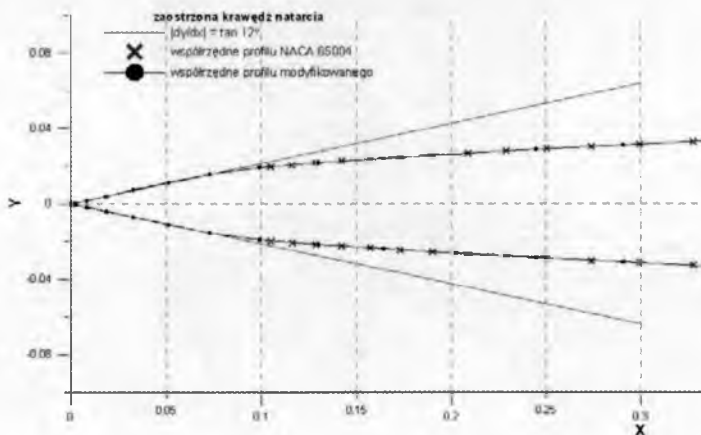


Rys. 12. Opływ wirowy samolotu F-16 na dużych kątach natarcia

W celu przetestowania użytego kodu obliczeniowego do modelowania opływu wirowego na dużych kątach natarcia przeprowadzono obliczenia opływu płata o obrysie „delta” o skosie krawędzi natarcia równym 60° (rys.14), dla którego znano wyniki badań tunelowych i rozwiązanie równań Eulera [6]. Dla ułatwienia generacji wiru i uniknięcia powstawania niefizycznych wartości zmiennych w okolicy krawędzi natarcia zastosowano modyfikację noska profilu, polegającą na zadaniu lokalnej wartości dy/dx profilu w jego nosku przy zastosowaniu funkcji sklepanej trzeciego stopnia do aproksymacji profilu (rys.14).

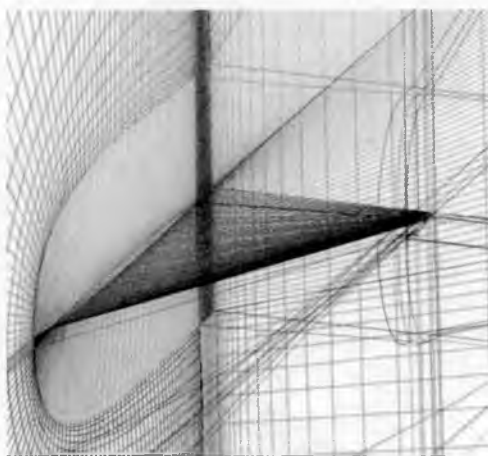


Rys. 13. Obrys testowego płata delta i rozkład współczynnika ciśnienia i prędkości opływu (strzałki) na górnej powierzchni, uzyskany dla kąta natarcia $\alpha=20^\circ$ i liczby Macha $M=0.4$



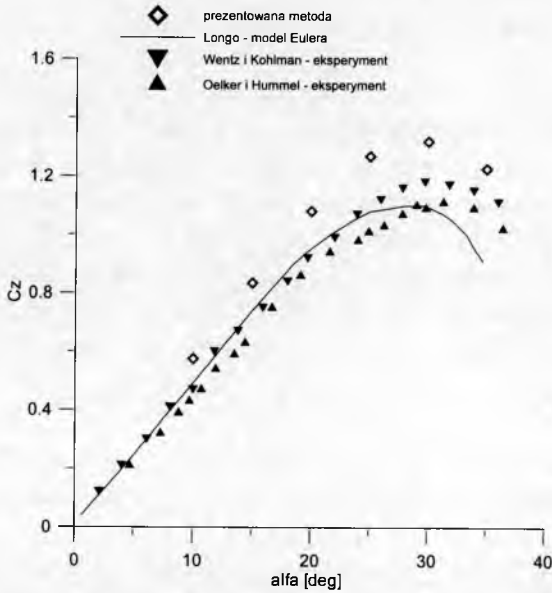
Rys. 14. Szczegóły modelowania krawędzi natarcia generującej wir

Rozwiązanie prowadzono na siatce wieloblokowej, strukturalnej, złożonej z dwóch warstw bloków o różnej gęstości podziałów, przedstawionej schematycznie na rys. 15. Siatka posiadała ok. 1.4 mln komórek.

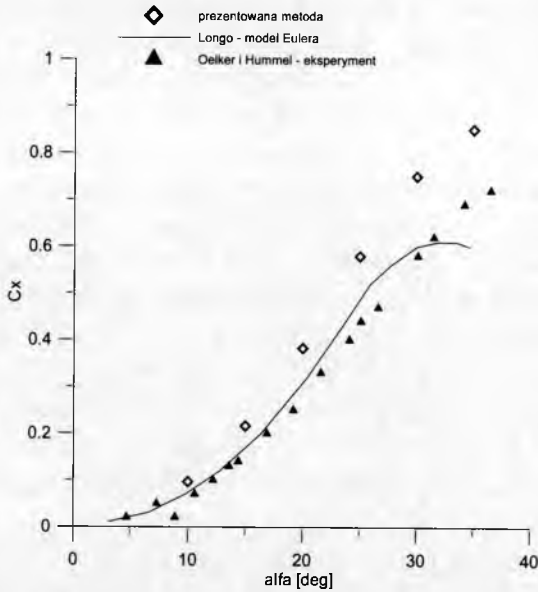


Rys. 15. Schemat podziału na bloki siatki obliczeniowej użytej do analizy opływu wirowego płata „delta”

Uzyskane wartości współczynników siły nośnej i oporu w zależności od kąta natarcia przedstawiono na rys. 16 i 17 w porównaniu z wynikami rozwiązania równań Eulera z [6] i wynikami eksperymentalnymi, zamieszczonymi również w [6].



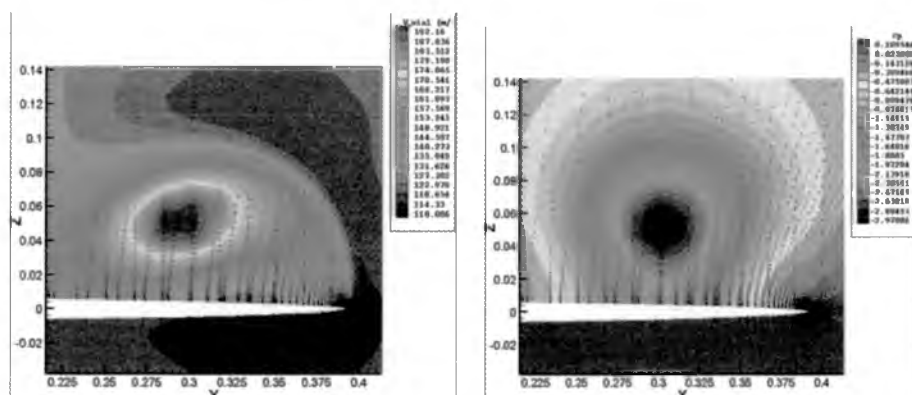
Rys. 16. Porównanie uzyskanych wartości współczynnika siły nośnej z danymi numerycznymi i wynikami eksperymentu



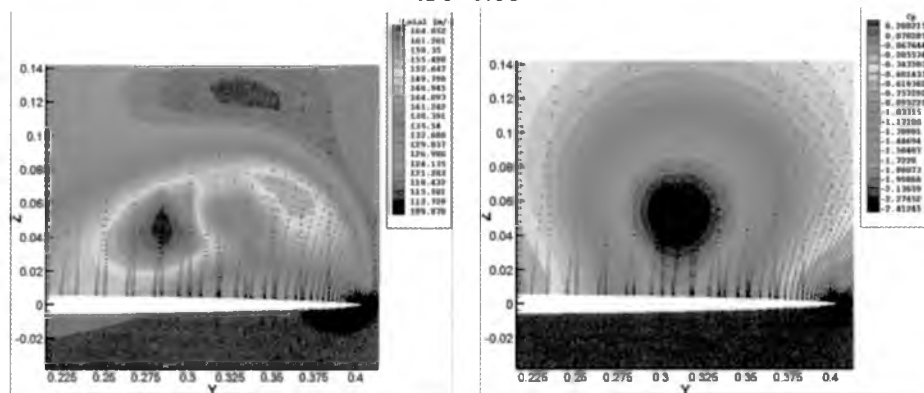
Rys. 17. Porównanie uzyskanych wartości współczynnika oporu nośnej z danymi numerycznymi i wynikami eksperymentu

Z porównania wartości współczynników siły nośnej i oporu wyznaczonych przy pomocy prezentowanego kodu obliczeniowego z wynikami obliczeń i badań eksperymentalnych wynika, że w uzyskanym rozwiązaniu zawyżona może być wartość cyrkulacji prędkości, co prowadzi do zawyżenia współczynników siły nośnej i oporu. Zjawisko to będzie dalej badane, przyczyną może być na przykład zbyt mała odległość powierzchni, na której postawiono warunek opływu niezaburzonego od powierzchni płata. Jednocześnie można zauważyć zgodność charakteru zmian współczynników siły nośnej i oporu dla wyników prezentowanej metody i wyników eksperymentu. Dotyczy to szczególnie kąta $\alpha_{Cz \max}$ i pochodnej $\frac{dc_z}{d\alpha}$ w okolicy $\alpha_{Cz \max}$.

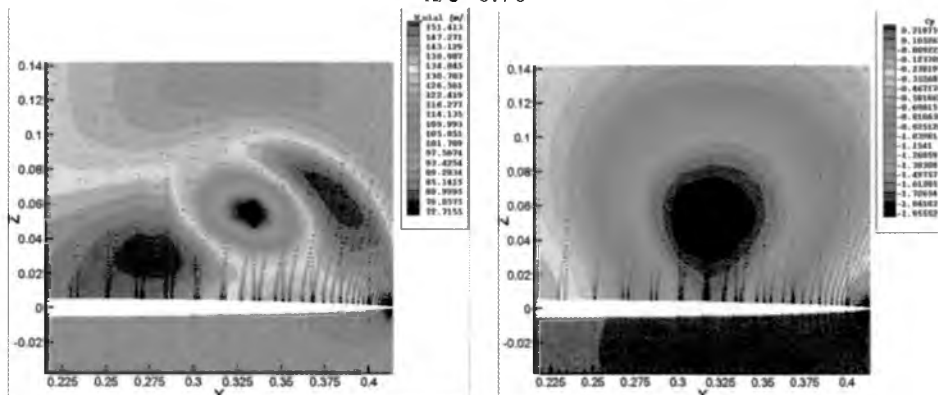
Dobra zgodność kąta $\alpha_{Cz \max}$ oraz charakteru zmian współczynnika siły nośnej badanego płata w pobliżu $\alpha_{Cz \max}$ w porównaniu z wynikami eksperymentu wskazuje na prawidłowe odwzorowanie punktu rozpadu wiru przy pomocy opracowanej metody. Dla płatów delta o małym wydłużeniu wartość współczynnika c_z jest ograniczona przez rozpad wiru zbliżający się do wierzchołka płata przy wzroście kąta natarcia. Ze względu na znaczenie tego zjawiska w opływie wirowym, przeprowadzono analizę zmiany położenia rozpadu wiru przy zamianie kąta natarcia dla badanego płata delta. Kryterium określającym rozpad wiru, przyjętym w pracach [6, 7] jest gwałtowna zmiana rozkładu prędkości równoległej do osi wiru, w jego centrum. Na odcinku, na którym wir jest stabilny położenie punktu maksymalnej prędkości osiowej jest zgodne z położeniem punktu minimalnego ciśnienia całkowitego i statycznego. Rozpadowi wiru - zniszczeniu typowego dla wiru ozkładu prędkości obwodowej - towarzyszy również rozpad struktury prędkości osiowej, punkt maksymalnej prędkości osiowej może oscylować wokół centrum wiru lub zaniknąć. Zjawisko to zachodzi na krótkim odcinku, $1 \div 2\%$ cięciwy. Za współrzędną x/c punktu rozpadu wiru przyjęto, za pracą [7], położenie, w którym w profilu prędkości osiowej można znaleźć więcej niż jedno maksimum. Przykład tego procesu przedstawiono na rys. 18-22, gdzie wg powyższego kryterium rozpad wiru następuje w przekroju $x/c=0.7$ (rys. 19).



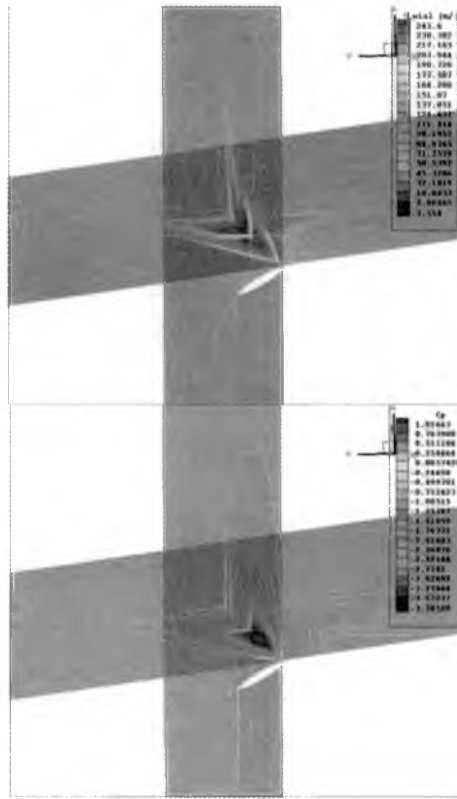
Rys. 18. Rozkład prędkości osiowej rdzenia wiru i współczynnika ciśnienia dla $x/c=0.68$



Rys. 19. Rozkład prędkości osiowej rdzenia wiru i współczynnika ciśnienia dla $x/c=0.70$



Rys. 20. Rozkład prędkości osiowej rdzenia wiru i współczynnika ciśnienia dla $x/c=0.72$

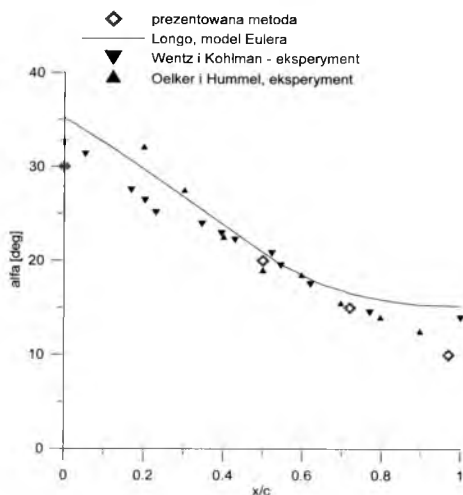


Rys. 21. Rozpad wiru - rozkład składowej prędkości równoległej do osi wiru i współczynnika ciśnienia w płaszczyznach prostopadłych do osi wiru

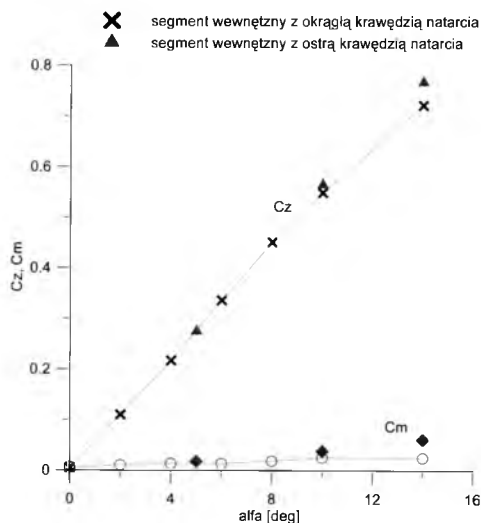
Na rys. 21 przedstawiono rozkład składowej prędkości opływu równoległej do osi wiru i współczynnika ciśnienia w dwóch płaszczyznach prostopadłych, przechodzących przez oś wiru. Widoczne jest, że rozpad wiru następuje na bardzo krótkim odcinku oraz, że punkt rozpadu wiru ogranicza obszar dużego podciśnienia zwiększającego siłę nośną.

Na rys. 22 przedstawiono porównanie uzyskanego położenia punktu rozpadu wiru z wynikami obliczeń i eksperymentu zamieszczonymi w [6]. Na przeważającej części cięciwy występuje dobra zgodność wyznaczonego położenia punktu rozpadu wiru z danymi eksperymentalnymi i rozwiązaniem równań Eulera [6]. Rozbieżność dla $x/c=1$ może być spowodowana innym obrysem końcówki płata, która w badaniach porównawczych była trójkątna, a w prezentowanych obliczeniach trapezowa (rys.13). Było to spowodowane ograniczeniami kodu analizy opływu, wymagającego czworokątnych ścian komórek. Ponadto boczna

końcówka płata z rys. 13 miała zaokrągloną krawędź, co mogło być przyczyną różnic w intensywności wiru uzyskanego w eksperymencie i wynikach prezentowanych obliczeń.



Rys. 22. Wyznaczone położenie punktu rozerwania wiru przy różnych kątach natarcia w porównaniu z rozwiązaniem równań Eulera i eksperymentu



Rys. 23. Zależność współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego konfiguracji samolotu manewrowego dla dwóch wariantów geometrii krawędzi natarcia

Na rys. 23 przedstawiono porównanie współczynników siły nośnej i momentu pochylającego wyznaczonych przy pomocy prezentowanego kodu obliczeniowego dla badanej konfiguracji samolotu manewrowego, przedstawionej na rys. 2. Obliczenia przeprowadzono dla dwóch wariantów geometrii krawędzi natarcia pasma o dużym skosie. W pierwszym wariantcie zastosowano zaokrągloną krawędź (profil NACA 65004), w drugim zaokrągloną krawędź natarcia, jak na rys. 14. Dla badanej konfiguracji nośność wirowa zaczyna być widoczna przy kącie natarcia 10° , przedłużając liniowy odcinek charakterystyki $c_z(\alpha)$ i zwiększając dodatnią wartość momentu pochylającego.

8. Wnioski

1. Implementacja modelu Eulera w trybie obliczeń równoległych, na klastrze komputerów PC pozwala na efektywne wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych samolotów manewrowych w szerokim zakresie kątów natarcia, obejmującym zakres nośności wirowej.
2. Porównanie wartości wyznaczonych współczynników aerodynamicznych badanych konfiguracji trójwymiarowych z wynikami innych metod obliczeniowych i eksperymentu wykazuje większe wartości cyrkulacji uzyskiwanej w prezentowanej metodzie. Przyczyną rozbieżności może być położenie powierzchni zadawania warunku brzegowego opływu w dalekim polu lub lokalne deformacje siatki. Przewiduje się zbadanie możliwych przyczyn rozbieżności.
3. Testowa analiza opływu wirowego przeprowadzona dla płata o obrysie „delta” wykazuje dobrą zgodność z danymi eksperymentalnymi i wynikami innych rozwiązań równań Eulera w zakresie położenia punktu rozpadu wiru i kąta maksymalnej siły nośnej przy zwiększonej wartości współczynników siły nośnej i oporu.
4. Przewiduje się dalszy rozwój zaimplementowanej metody obliczeniowej, w tym wyznaczanie oporu lepkiego przy zastosowaniu sprzężenia analizy opływu nielepkiego z trójwymiarową analizą warstwy przyściennej.

Bibliografia

1. Sznajder J., Żółtak J., *Modelowanie dynamiki i opływu samolotu podczas szybkich manewrów*, Sprawozdanie z realizacji projektu badawczego nr 5 T12D 037 22, nr wew. 93/BA/06/P, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2006

2. Żóttak J., Stalewski W., *Obliczeniowa metoda wyznaczania opływu łopaty śmigłowca*, Sprawozdanie z realizacji projektu badawczego nr 9 T12C 069 14 nr wew. 40/BA/00/P, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2000
3. Opis generatora siatek obliczeniowych „MegaCads” – www.megacads.dlr.de
4. I Abbott I.H., von Doenhoff A.E., *Theory of Wing Sections*, McGraw-Hill Book Company, Inc, 1949
5. Roskam J., *Airplane Desig. Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics*, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Rt4, Box 274, Ottawa, Kansas, 66067
6. Longo J.M.A., *Compressible Inviscid Vortex Flow of a Sharp Edge Delta Wing*, AIAA Journal, **33**, No.4, April 1995
7. Agraval S., Barnett R.M., Robinson B.A., *Numerical Investigation of Vortex Breakdown on a Delta Wing*, AIAA Journal, **30**, No.3, March 1992

A DETERMINATION FOR THE AERODYNAMICAL CHARACTERISTICS OF A MANEUVERABLE AIRCRAFT

A method for the determination of the aerodynamic characteristics of a manoeuvrable aircraft in compressible, inviscid flow, based on the Euler equations is presented. In the solving procedure a multi-block structural mesh was used. The viscous drag forces were determined using the engineering methods. The mesh was constructed with an option of switching boundary conditions on a chosen surface, which allowed for the determination of characteristics of a tailless configuration and the downwash in the tail region. Deflections of the control surfaces were represented by deformations of the surface model and mesh, or by modification of boundary conditions, with the mesh structure unchanged.

An analysis of the flow at high angles of attack, based on the Euler solution was conducted for wing configurations with strake-type vortex generators. Flow analysis over a low-aspect ratio delta wing and over an aircraft configuration with the strake vortex generator was carried out. The lift growth due to the vortex flow, and the location of vortex breakdown were determined as well. The results were compared with the available experimental data and numerical results from the Euler solutions.

Spis treści tomu II

Rozdział VI – *Bezpieczeństwo lotu*

- Lasek M. – *Badania przyczyn zdarzeń lotniczych na podstawie 427*
niepełnych danych
- Maryniak J., Lasek M. – *Główne przyczyny wypadków lotniczych 435*
– od organizacji lotów do działania załogi
- Machowski B., Motyl K. – *Symulacja i animacja komputerowa 449*
zmiany przyspieszeń pocisku raketowego w locie
- Adamski M., Burek M., Smykła I. – *Bezpieczeństwo załogi statku 467*
powietrznego w stanach awaryjnych

Rozdział VII – *Mikrosamoloty i modele neuronowe w sterowaniu*

- Lasek M., Maryniak J., Pietrucha J., Złocka M., Sibilska A., 483
Sibilski K. – *On visio-guided flight stability and control for*
flapping wings autonomous micro air vehicles
- Maryniak J., Sibilski K. – *Flapping wings aerodynamics – insects 507*
versus birds: analogies and divides
- Pietrucha J., Złocka M. – *Podejście wariacyjne do szacowania 525*
energii na lot mikrosamolotów ze skrzydłami machającymi
- Karczmarz D., Manerowski J. – *Neuronowy model sterowania 541*
lotem rakiety przeciwlotniczej
- Głębocki R. – *Regulacja predykcyjna z modelem opartym na 553*
sztucznych sieciach neuronowych w układach automatycznego
sterowania lotem

Rozdział VIII – *Badania w locie – dynamika obiektów latających*

Kowaleczko G., Krzonkalla J., Michalczewski M., Nowakowski M., Rymaszewski S., Ulanowicz L., Zgrzywa F. – *Ocena własności lotnych samolotu na podstawie zarejestrowanych parametrów lotu* **563**

Kowaleczko G., Krzonkalla J., Nowakowski M., Rymaszewski S., Ulanowicz L., Zgrzywa F. – *Badania w locie właściwości funkcjonalnych samolotu z wyposażeniem specjalnym* **581**

Róziecki R., Wróblewski W., Sibilski K. – *The continuation design framework for an agile aircraft control* **601**

Rozdział IX – *Lot w trudnych warunkach atmosferycznych*

Kowaleczko G., Mnitowski S., Nowakowski M. – *Lot samolotu w stochastycznym polu wiatru* **635**

Maryniak J., Kowalski D., Ładyżyńska-Kozdraś E. – *Modelowanie i symulacja numeryczna wpływu oscylacyjnego przemieszczania się paliwa w zbiornikach skrzydłowych na dynamikę samolotu TS-11 „ISKRA”* **655**

Rozdział X – *Analiza konstrukcji obiektów latających*

Paturski Z. – *Poprawione zależności na położenia środków podłużnej statycznej stateczności i sterowności samolotu* **673**

Klepacki Z. – *Kryteria w projektowaniu samolotów* **679**

Kopecki G., Dołęga B. – *Redundancja analityczna w układach pomiarowych systemu pośredniego sterowania SPS-1 i jej wykorzystanie* **697**

Sznajder J., Żółtak J. – *Wyznaczanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu manewrowego przy zastosowaniu równań Eulera* **709**



POLITECHNIKA WARSZAWSKA
INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ I MECHANIKI STOSOWANEJ
ZAKŁAD AERODYNAMIKI

posiada doświadczoną kadrę jak również bogatą tradycję, unikalne wyposażenie badawcze oraz oprogramowanie komputerowe

w zakresie:

- projektowania aerodynamicznego samolotów, szybowców i innych układów aerodynamicznych
- badań w tunalach aerodynamicznych małych prędkości – problematyka lotnicza
- badań środowiskowych (przewietrzalność osiedli, aerodynamika budowli, rozprzestrzenianie zanieczyszczeń)
- badań strat przepływowych

POLITECHNIKA WARSZAWSKA
INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ I MECHANIKI STOSOWANEJ
ZAKŁAD AERODYNAMIKI

ul. NOWOWIEJSKA 24, 00-665 WARSZAWA

tel. (22)234-7444 fax (22)622-0901 e-mail:

zaero@meil.pw.edu



Politechnika Warszawska
Wydział Mechaniczny
Energetyki i Lotnictwa

Sekcja Modelarska Koła Naukowego Lotników



Projekt Bezzałogowego Statku Latającego

- Przeznaczenie: misje obserwacyjne
- Wyposażenie: aparatura do przesyłania obrazu, urządzenia zdalnego pilotażu i auto-nawigacji



•Zwycięstwo w Konkursie BSL – 2006 w Bezniedhowej



***Międzyuczelniane Wielofunkcyjne Lotnicze
Laboratorium w Akademickim Ośrodku
Szybowcowym w Bezmiechowej***



ISBN 83-902194-6-8