

**POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ**

**MECHANIKA
W
LOTNICTWIE**

ML-XI 2004



Warszawa 2004

Wydawnictwo zostało dofinansowane przez:



Komitet Badań Naukowych



Polskie Linie Lotnicze LOT SA



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki
Stosowanej Politechniki Warszawskiej



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych



Wojskowy Instytut Techniczny
Uzbrojenia



Wydział Mechatroniki
Wojskowej Akademii Technicznej

**POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ**

**M E C H A N I K A
W
L O T N I C T W I E
M L - X I 2 0 0 4**

pod redakcją Jerzego Maryniaka



Warszawa 2004

Konferencja pod patronatem Polskich Linii Lotniczych LOT SA

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
- Sekcja Lotnicza Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
- ETC-PZL Aerospace Industries Sp. z o.o.
- Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia

Patronat medialny

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

Komitet Naukowy

Jerzy Maryniak (PW) - przewodniczący, Wojciech Blajer (PRad), Józef Gacek (WAT), Wiktor Gambin (PW), Jacek A. Goszczyński, Ryszard Jaxa-Małachowski (ULC), Zygmunt Kitowski (AMW), Tomasz Korza (MNI), Ryszard Kostrow (WITU), Grzegorz Kowaleczko (WAT), Leszek Loroach (ITWL), Aleksander Olejnik (WAT), Marek Orkisz (PRz), Krzysztof Sibilski (ITWL), Piotr Sierputowski (PW), Wiesław Sobieraj (WAT), Cezary Szczepański (ETC-AI), Gwidon Szefer (PK), Stanisław Żurkowski (GKBWL)

ISBN 83-902194-5-X

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej,
Warszawa 2004

Nakład: 200 egz.

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

Szanowni Czytelnicy

Minęło już 20 lat od pierwszej konferencji „Mechanika w Lotnictwie”. Odbywają się one co dwa lata i nieustannie cieszą się ogromnym zainteresowaniem. Udało się nam stworzyć forum twórczo stymulujące i integrujące środowiska lotnicze z instytutów naukowo-badawczych, wyższych uczelni wojskowych i cywilnych oraz przemysłu. Wymiana informacji o najnowszych osiągnięciach nauki z zakresu konstrukcji statków latających, ich eksploatacji, jak i bezpieczeństwa w locie, to najistotniejsze aspekty rozwoju nauki i przemysłu oraz kształcenia wysokokwalifikowanych kadr w technice lotniczej i uzbrojeniu.

Z prawdziwą przyjemnością oddajemy w ręce Czytelników kolejną, siódmą już pozycję z serii „Mechanika w Lotnictwie” zawierającą referaty wygłoszone na XI Ogólnopolskiej / II Międzynarodowej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” ML-XI 2004, która odbyła się w dniach 25-28 maja 2004 r. w Kazimierzu Dolnym. Seria wydawana jest przez głównego organizatora konferencji – Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej.

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

Jerzy Maryniak

Rozdział I

*Aerodynamika obiektów
latających*

KONCEPCJA I PROJEKT AERODYNAMICZNY SAMOLOTU „BIELIK”

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

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

W pracy referacie przedstawiono podstawową koncepcję oraz proces projektowania aerodynamicznego odrzutowego samolotu doświadczalnego, a docelowo szkolno-treningowego, „Bielik”. Samolot zrealizowany został w zakładzie E. Margańskiego jako przedsięwzięcie prywatne, z częściowym finansowaniem projektu przez KBN. Samolot ma układ aerodynamiczny przystosowany do lotów na dużych kątach natarcia, co w połączeniu z innymi zastosowanymi tu rozwiązaniami upodabnia go pilotażowo do współczesnych samolotów bojowych przy uproszczeniu jego konstrukcji.



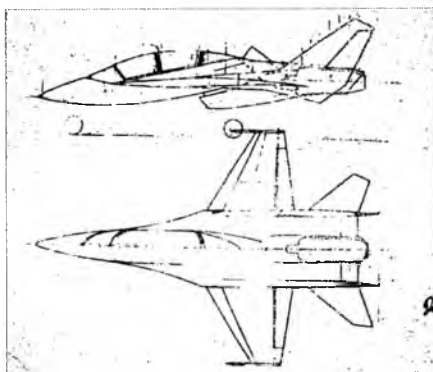
1. Wstęp

Współczesne samoloty bojowe charakteryzują się dość wyjątkowymi własnościami lotnymi, co wynika przede wszystkim z dużego nadmiaru ciągu oraz z możliwości operowania w bardzo szerokim zakresie kątów natarcia. Daje to możliwość wykonywania ewolucji nieznanymi bądź niedostępnymi dla innej klasy samolotów. Jednocześnie stwarza to dystans pomiędzy samolotami bojowymi i samolotami szkolno-treningowymi, na których szkoleni są przyszli piloci wojskowi. Możliwość zapoznania się z własnościami samolotów wysoko-manewrowych pojawia się dopiero po przejściu na samoloty bojowe. Jednocześnie koszt szkolenia na sprzęcie bojowym jest wyjątkowo wysoki, zarówno z uwagi na ogromne ceny sprzętu jak i wysokie koszty jego eksploatacji. Samolot „Bielik” jest próbą zbudowania taniego, lekkiego, zbudowanego całkowicie z materiałów kompozytowych samolotu szkolnego, który własnościami pilotażowymi zbliżony byłby do współczesnych samolotów bojowych. Koncepcja aerodynamiczna

i projekt aerodynamiczny samolotu powstały w ramach prac autora, przy dużym zaangażowaniu studentów MEiL-u oraz środków Zakładu Aerodynamiki ITLiMS Politechniki Warszawskiej. Powstał on głównie w oparciu o prace obliczeniowe. Badania tunelowe ograniczały się do badań w tunelu aerodynamicznym małych prędkości, przede wszystkim w celu weryfikacji analiz obliczeniowych i zastosowanych rozwiązań oraz sprawdzenia w warunkach, kiedy analiza obliczeniowa staje się mało wiarygodna (duże kąty natarcia, silne przepływy wirowe).

2. Ogólne założenia i wstępny projekt aerodynamiczny

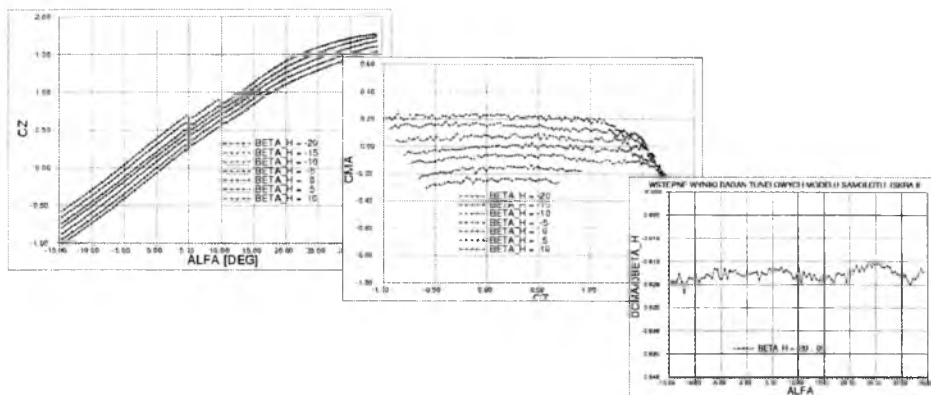
Historia samolotu sięga roku 1995, kiedy narodziła się podstawowa koncepcja konstrukcyjna. Odbiegała ona dość znacząco od układu obecnego. Rysunek 1 przedstawia jedną z kolejnych wersji projektu.



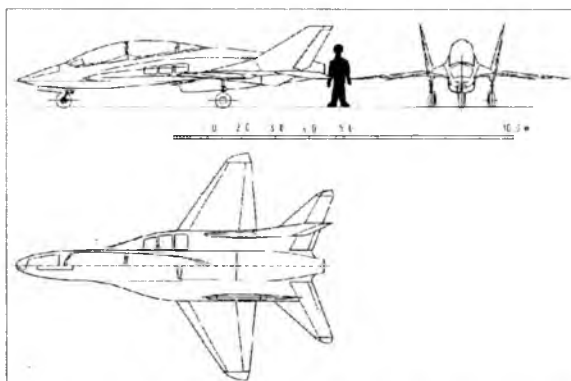
Rys. 1. Jeden z wcześniejszych szkiców projektu samolotu

Jednym z pierwszych efektów tej pracy było powstanie modelu aerodynamicznego wg projektu E. Margańskiego. Przeprowadzone badania aerodynamiczne wskazały na konieczność dość istotnych zmian w aerodynamice. Zmieniony zostały kształt pasm oraz przednia część kadłuba, w celu uzyskania znacznie większej stateczności wirów. W stosunku do wcześniejszych szkiców wzrosła cięciwa przykadłubowa i zmienił się obrys skrzydła w celu zwiększenia obszaru oddziaływania wirów generowanych na paśmie i przodzie kadłuba. Ogólny obrys układu samolotu, w szczególności pasm, skrzydeł i kadłuba zaprojektowany został w oparciu o dość prostą ideę: środek aerodynamiczny samolotu wyznaczony metodą siatki wirowej musiał znaleźć się dość zdecydowanie przed środkiem ciężkości obrysu w widoku z góry.

Sugerowało to automatyczną tendencję samolotu do powrotu na mniejsze kąty natarcia w przypadku wejścia na kąty bardzo duże (formalnie: 90°). Koncepcja aerodynamiczna zakładała mecha-nizację w postaci klap przednich i tylnych. Skrzydła pozbawione były lotek. Sterowanie poprzeczne miało być zapewnione wyłącznie poprzez różnicowe wychylenie usterzenia poziomego (sterolotek) Powodem tego była zarówno chęć utrzymania wysokiej skuteczności sterowania poprzecznego na dużych kątach natarcia jak i zwiększenia skuteczności klap. Koszt takiego rozwiązania jest dość wysoki: wielokrotnie wyższe obciążenia usterzenia i skręcanie kadłuba, jednak biorąc pod uwagę stosunkowo małe wymiary samolotu i jego krępa sylwetkę wydawało się to realne. Finalnie okazało się konieczne pewne ograniczenie zakresu różnicowych wychyleń usterzenia. Podwójne usterzenie pionowe ma na celu zapewnić większą skuteczność w zakresie dużych kątów natarcia. Wynika to z dość złożonego oddziaływania wirów generowanych na paśmie z usterzeniem pionowym i tylną częścią kadłuba, w wyniku którego na pojedynczym usterzeniu na ogół dość szybko dochodzi do generowania siły bocznej o kierunku odwrotnym od zamierzonego – czego efektem jest utrata stateczności kierunkowej. Pełne badania i projektowanie usterzenia pionowego nie zostało jednak zrealizowane przed rozpoczęciem realizacji konstrukcji. Skutkiem tego jest ograniczony aktualnie zakres kątów natarcia, przy którym samolot będzie się zachowywał prawidłowo (z punktu widzenia stateczności i sterowności kierunkowej). Zmodernizowany model aerodynamiczny, uwzględniający efekty przeprowadzonych analiz, został ponownie przebadany w tunelu aerodynamicznym małych prędkości. Charakterystyki podłużne były zadawalające. Uzyskano maksymalną wartość współczynnika siły nośnej ok. 1,8, liniowy przebieg współczynnika momentu podłużnego, praktycznie stałą skuteczność usterzenia poziomego (sterolotek) w zakresie do $\alpha=35^{\circ}$ (względem aktualnego wychylenia, odpowiadającego warunkom równowagi podłużnej samolotu), bardzo stateczny układ wirowy generowany przez pasmo i przednią część kadłuba oraz automatyczną tendencję do powrotu z dużych kątów natarcia. Wyniki te zilustrowane zostały na rys. 2. Układ samolotu przyjęty do dalszej realizacji przedstawiony został na rys. 3. W trakcie późniejszej realizacji projektu zmieniony został nieznacznie jedynie obrys usterzenia poziomego w celu zapewnienia właściwych momentów zawiasowych.



Rys. 2. Wyniki badań tunelowych zmodyfikowanego modelu wstępnego: $Cz(\alpha)$, $Cm_{SA}(Cz)$, $\partial Cm_{SA}/\partial \beta_H(\alpha)$

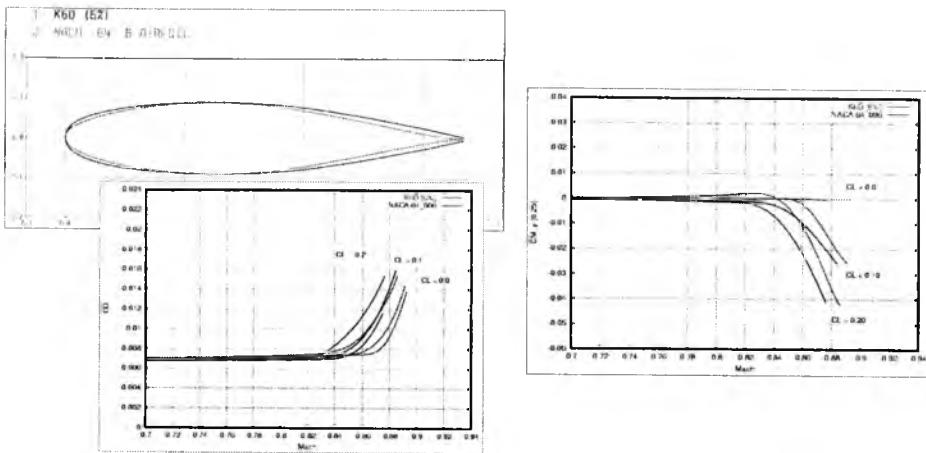


Rys. 3. Widok samolotu przyjęty do dalszej realizacji

3. Szczegółowy projekt aerodynamiczny, analiza charakterystyk i obciążeń

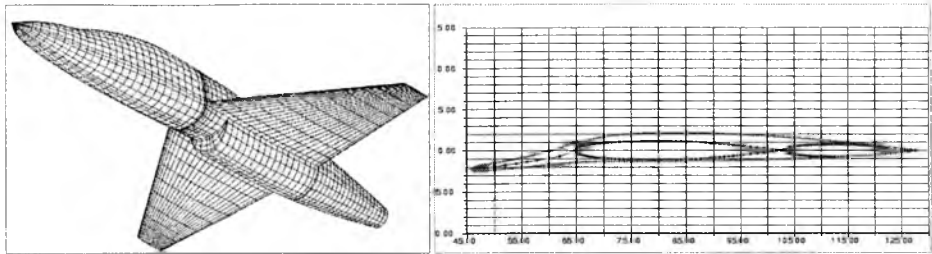
Po ustaleniu ogólnego układu samolotu oraz obrysu skrzydeł, usterzenia poziomego, pasm oraz kadłuba kolejnym etapem było uszczegółowienie geometrii. Pierwszym krokiem było zaprojektowanie profilu skrzydła. W celu obniżenia kosztów realizacji przyjęto, że profil skrzydła i usterzenia poziomego będzie symetryczny (foremniki i oprzyrządowanie lewej i prawej połówki będą takie same). Profil aerodynamiczny zaprojektowany został specjalnie dla tego projektu. Charakteryzuje się on małą grubością względną (6%) oraz dość

nietypowymi własnościami. Jest to profil typu nadkrytycznego, charakteryzujący się ograniczoną intensywnością fali uderzeniowej po przekroczeniu warunków krytycznych, a jednocześnie ma korzystniejsze cechy geometryczne w porównaniu do klasycznych profili typu NACA o takiej grubości: większy promień noska oraz większe wypełnienie (rys. 4) co daje mu lepsze charakterystyki sztywności i wytrzymałości. Jednocześnie wzrost oporu falowego oraz przemieszczenie środka parcia następuje przy większych prędkościach lotu – rys. 5.

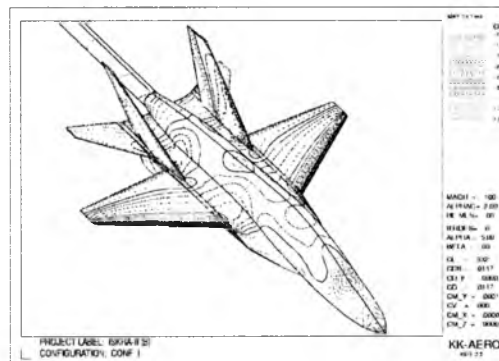


Rys. 5. Geometria i charakterystyki oporu i momentu pochylającego profilu K6D oraz NACA 64-006

Obliczenia transoniczne skrzydła z zaprojektowanym profilem wskazują, że liczba Macha wzrostu oporu przy małych kątach natarcia przekracza 0.90. Kolejnym etapem projektu było zaprojektowanie tzw. nieinterferującego pasma. Przyjęto, że dla współczynnika siły nośnej ok. 0.32 (odpowiadającego warunkom bliskim maksymalnej doskonałości aerodynamicznej) pasmo będzie ukształtowane wzdłuż powierzchni prądu układu skrzydło-kadłub. Celem tego podejścia jest uniknięcie oderwania na paśmie i niedopuszczenie do wzrostu oporu w warunkach przelotowych bądź manewru ustalonego. Problem ten był rozwiązany w oparciu o metodę panelową. Rysunek 6 przedstawia geometrię izolowanego układu skrzydło-kadłub oraz przykładowy przekrój skrzydła z wygenerowanym przekrojem pasma. W projektowych warunkach lotu opracowane pasmo, zastosowane na finalnym układzie samolotu jest rzeczywiście nieobciążone – rys. 7.



Rys. 6. Geometria układu skrzydło-kadłub, wyznaczona linia prądu przed płatem oraz przyjęty wynikowy przekrój pasma przykadłubowego



Rys. 7. Rozkład ciśnienia na samolocie z zaprojektowanym pasmem

Podobna procedura zastosowana została do usterzenia pionowego, jednak nie zostało to wykorzystane w zrealizowanym projekcie.

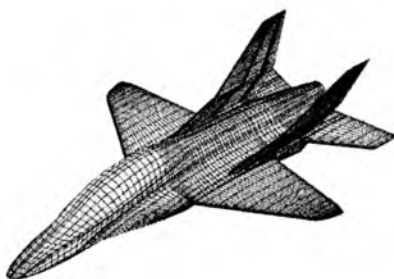
Zaprojektowany układ samolotu podlegał w kolejnych etapach weryfikacji zarówno obliczeniowej jak i eksperymentalnej. W tym celu powstał model aerodynamiczny (rys. 8) zapewniający możliwość zmiany kąta wychylenia usterzenia poziomego oraz wariantowość wychylenia klap przednich i tylnych. Jednocześnie powstał pełny model obliczeniowy w postaci siatki obliczeniowej dla metody panelowej (rysunek 9) uwzględniający wiernie szczegóły geometryczne układu. Również procedura obliczeniowa została zmodernizowana w celu uwzględnienia specyficznych cech analizowanego układu samolotu.

Badania tunelowe objęły pomiary charakterystyk podłużnych ($Cz(\alpha)$, $Cx(\alpha)$, $Cm(\alpha)$), wpływ wychylenia klap, charakterystyka usterzenia poziomego, wpływ podwozia oraz hamulca aerodynamicznego na

charakterystyki podłużne), boczne oraz poprzeczne (skuteczność sterolotek w różnych konfiguracjach oraz kątach wychyleń sterolotek).



Rys. 8. Modele aerodynamiczne samolotu „Bielik”: wstępny (z prawej) oraz szczegółowy (z lewej)

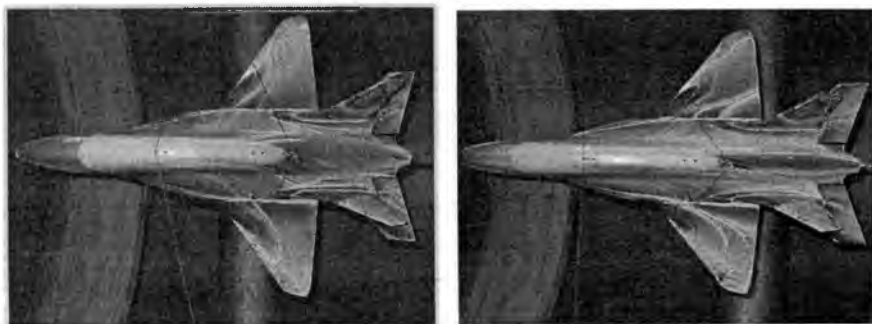


Rys. 9. Siatka obliczeniowa samolotu do analizy opływu i obciążeń

Znaczną część ogółu badań stanowiła wizualizacja przepływu, zarówno na powierzchni (rys. 10) jak i w polu przepływu. Miała ona istotny wpływ na ocenę poprawności opływu samolotu oraz zrozumienia zachodzących zjawisk przepływowych. Była też jedną z przesłanek do modyfikacji układu (przesunięcia skrzydła z pasmem względem kadłuba) w celu zwiększenia stateczności przepływów wirowych.

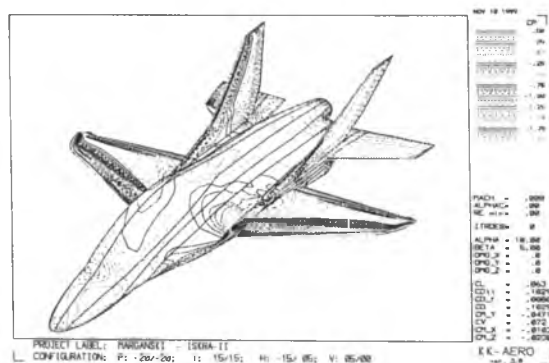
Porównanie analizy obliczeniowej i badań eksperymentalnych miało na celu potwierdzenie użyteczności metody obliczeniowej jako skutecznego narzędzia projektowania aerodynamicznego, wyznaczania pochodnych aerodynamicznych do dalszych analiz z zakresu mechaniki lotu (w tym stateczności statycznej i dynamicznej - których nie można było uzyskać w oparciu o przeprowadzone badania tunelowe) oraz analizy obciążeń aerodynamicznych do wymiarowania konstrukcji oraz

przygotowania prób statycznych. Porównanie wyników w pełni potwierdziło celowość takiego podejścia. Pozwoliło to znacząco obniżyć koszty jak i skrócić cykl prac.



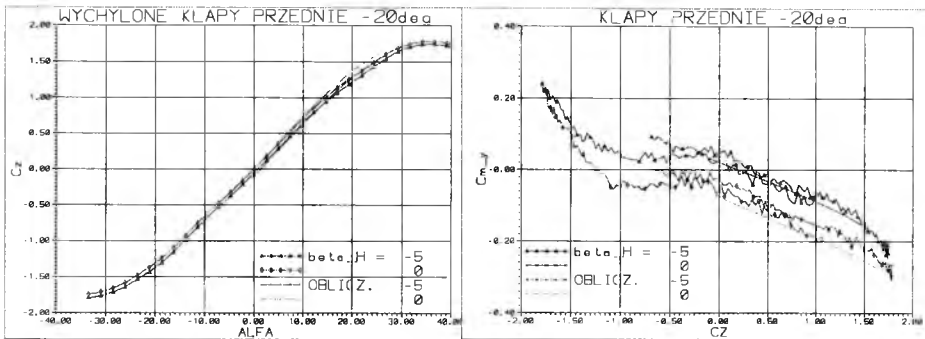
Rys. 10. Wizualizacja opływu samolotu przy dużych kątach natarcia

Rys. 11 przedstawia przykład wyniku obliczeniowej analizy opływu (przypadek niesymetryczny, z wychylonymi klapami oraz różnicowo sterolotkami), a rys. 12 porównanie wyników badań tunelowych oraz obliczeń dla wybranych przypadków charakterystyk $C_z(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$. Wyniki obliczeń były wyjątkowo satysfakcjonujące, nawet w przypadkach dość ekstremalnych, np. skuteczność sterolotek do sterowania podłużnego i poprzecznego przy dużych kątach natarcia. Jedyne poważne odstępstwo dotyczyło charakterystyk bocznych (siła boczna i moment odchyłający) przy dużych kątach natarcia, kiedy zjawiska nieliniowe są dominujące.



Rys. 11. Obraz obliczeniowej analizy opływu samolotu „Bielik”

W celu potwierdzenia użyteczności danych obliczeniowych uzyskanych w oparciu o podkrytyczną metodę panelową przeprowadzono również obliczenia w zakresie transonicznym (liczba Macha do 0.90) oraz przy dużych kątach natarcia w oparciu o metodę objętości skończonych i równania Eulera. Wnioski z porównania obu metod są bardzo interesującą i praktyczne: przy dużych prędkościach przydźwiękowych rozkłady ciśnienia na skrzydle są zasadniczo różne od uzyskanych metodą panelową (w pierwszym przypadku mogą wystąpić dość silne fale uderzeniowe, w drugim przepływ z założenia podkrytyczny) jednak zarówno rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości, jak i położenie środków parcia wzdłuż cięciwy są bardzo zbliżone.



Rys. 12. Porównanie wyników analizy obliczeniowej i badań tunelowych samolotu „Bielik” ($C_z(\alpha)$ i $C_{m_y}(C_z)$)

Można przypuszczać, że wynika to z nadkrytycznego charakteru zastosowanego profilu, co prowadzi do nieco innego rozwoju obszaru naddźwiękowego na skrzydle. Przy dużych kątach natarcia obciążenia uzyskane z metody panelowej dają większe momenty gnące – są więc po stronie bezpiecznej dla konstrukcji (przepływy wirowe generują większe obciążenia w obszarze przykadłubowym). Pozwoliło to w pełni wykorzystać wyjątkowo elastyczną i ekonomiczną metodę panelową do analizy wytrzymałościowej. Było to o tyle korzystne, że program zmodyfikowano tak, aby dla każdego przypadku konfiguracji samolotu oraz wariantu obciążeń dawał bezpośrednio rozkłady obciążeń aerodynamicznych konstrukcji – co znakomicie skracало cały cykl prac.

4. Podsumowanie i wnioski

Przedstawiony przebieg prac nad projektem aerodynamicznym oraz późniejszą analizą charakterystyk aerodynamicznych, pochodnych aerodynamicznych oraz obciążeń jest, z uwagi na skrótowość opracowania, bardzo ograniczony i niekompletny. Intensywne prace nad projektem aerodynamicznym trwały trzy lata. Objęły one zarówno projekt koncepcyjny i aerodynamiczny, badania tunelowe oraz kolejne modyfikacje układu jak i opracowanie programów komputerowych, które wykorzystywane były do tych analiz. Większość tych prac miała charakter wyprzedzający i prowadzona była zanim rozpoczęło się zasadnicze projektowanie konstrukcji. Szereg zjawisk przepływowych oraz wpływ parametrów konstrukcyjnych układu na jego własności aerodynamiczne stanowiło swego rodzaju odkrycia, często nie opisywane w literaturze. Przykładem może być bardzo silny wpływ klap przednich na charakterystyki stateczności bocznej czy wpływ parametrów hamulca aerodynamicznego na charakterystyki podłużne (zastosowany hamulec aerodynamiczny nie powoduje zmiany momentu podłużnego samolotu). Część prac nie została zakończonych przed rozpoczęciem projektowania konstrukcji, czego efektem jest np. przewidywana niestateczność boczna samolotu przy dużych kątach natarcia (problem został już rozwiązany, jednak rozwiązanie nie zostało zastosowane w prototypie). Z uwagi na złożoność podjętej problematyki należy spodziewać się szeregu dodatkowych niedostatków w aerodynamice, które należy wyeliminować w toku dalszych prac (w tym badań w locie). Wynika to z bardzo zawężonego zakresu badań na etapie projektowania, a spowodowane było skromnością zastosowanych środków, wyjątkowo krótkim okresem realizacji projektu, ograniczoną bazą badawczą (tunel i aparatura pomiarowa) oraz zastosowaniem wyłącznie własnych procedur obliczeniowych. Należy zauważyć, że podjęta problematyka jest całkowicie nowatorska w polskich warunkach i w takim zakresie nie była dotychczas podejmowana. W pracach zastosowano też na niespotykaną w warunkach krajowych skalę komputerowe metody projektowania aerodynamicznego oraz analizy opływu i obciążeń.

Bibliografia

1. Kubryński K., Litwińczyk M. i inni, *Badania aerodynamiczne modelu samolotu ISKRA-II, Sprawozdanie ITLiMS, 1999*

2. Kubryński K., *Obliczeniowa analiza charakterystyk aerodynamicznych samolotu ISKRA-II- sprawozdanie*, Warszawa 2000
3. Kubryński K., *Analiza opływu układów 3-wymiarowych w oparciu o metodę Eulera – XIV KKMP*, Maszyny Ciepłne i Przepływowe, Łódź 2000
4. Kubryński K., *Obliczanie pochodnych aerodynamicznych pełnego układu samolotu w oparciu o metodę panelową*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS Warszawa 2000
5. Kubryński K., *Analiza obciążeń aerodynamicznych usterzenia samolotu ISKRA-II, sprawozdanie*, Warszawa 2000

BADANIE WPLYWU PARAMETRÓW GEOMETRYCZNYCH I AERODYNAMICZNYCH SAMOLOTU „BIELIK” NA WŁASNOŚCI PRZY DUŻYCH KĄTACH NATARCIA

ŁUKASZ MAZURKIEWICZ

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

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

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

Samolot „Bielik” został zaprojektowany jako samolot do zaawansowanego szkolenia posiadający cechy pilotażowe jak najbardziej zbliżone do konstrukcji bojowych. W referacie omówiony będzie efekt badań mających na celu poprawę charakterystyk stateczności i sterowności w całym zakresie warunków lotu. Przedstawiony zostanie również wpływ różnych czynników na stateczność boczno-kierunkową i własności manewrowe samolotu.

1. Wstęp

Celem niniejszej pracy była analiza stateczności kierunkowej i poprzecznej samolotu podczas lotu na dużych kątach natarcia oraz wpływ czynników aerodynamicznych, zmian geometrii elementów płatowca na przewidywane własności pilotażowe nowoczesnych samolotów wysokomanewrowych, na przykładzie samolotu „Bielik”. Dla klasycznych konstrukcji z przebiegu charakterystyk pochodnych aerodynamicznych: kierunkowej $C_{n\beta}$ i poprzecznej $C_{l\beta}$, można praktycznie wnioskować o zachowaniu samolotu. W przypadku współczesnych wysokomanewrowych konfiguracji okazuje się, że bardzo często samolot niestateczny statycznie zachowuje poprawne własności

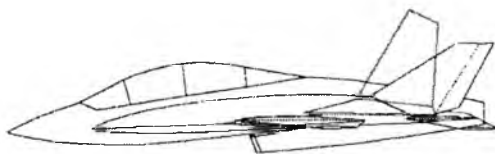
z punktu widzenia pilota. Pierwsze badania charakterystyk kierunkowych „Bielika” wykazały, że ich przebieg na wyższych kątach natarcia, po przekroczeniu 23° , jest niezadowolający.

Zasadnicze znaczenie dla prawidłowych własności kierunkowych i poprzecznych samolotu mają:

- usterzenie pionowe,
- kształt nosowej części kadłuba,
- mechanizacja płata, geometria skrzydła.

2. Wpływ usterzenia

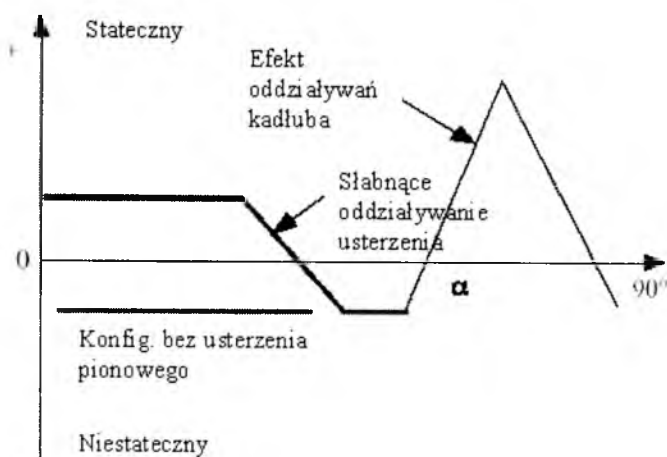
Dla małych i umiarkowanych kątów natarcia układ z podwójnym usterzeniem, zastosowany na „Bieliku”, cechuje się silnym, pozytywnym oddziaływaniem wirów pasmowych z usterzeniem. Wraz ze wzrostem kąta natarcia występuje niestacjonarność opływu w okolicy usterzenia pionowego i spada jego efektywność. Wiry pasmowe ulegają wcześniejszej degradacji, a punkt ich rozpadu przesuwa się ku przodowi. Oznacza to zwykle wysoką pulsację przepływu w okolicy usterzenia i problemy ze zjawiskami aeroelastycznymi. W przypadku, gdy stateczniki są zbyt niskie lub znacznie odsunięte ku tyłowi samolotu, wiry pasmowe podczas lotu na wysokich kątach natarcia mogą przebiegać ponad nim, generując siłę o zwrocie odstateczniającym.



Rys. 1. Zmiana obrysu usterzenia pionowego

Analizy i badania w tunelu aerodynamicznym, a także wizualizacje, pozwoliły stwierdzić, że powyższe problemy dotyczą także „Bielika”. Wprowadzono konieczne modyfikacje polegające na zmianie obrysu usterzenia pionowego oraz kąta rozchylenia tego usterzenia. Podwyższenie stateczników, zmniejszenie jego zbieżności zapobiega „wychodzeniu” wiru schodzącego z pasm skrzydłowych ponad usterzenie. Zmiana kąta odchylenia od pionu z 10° do około 22° ,

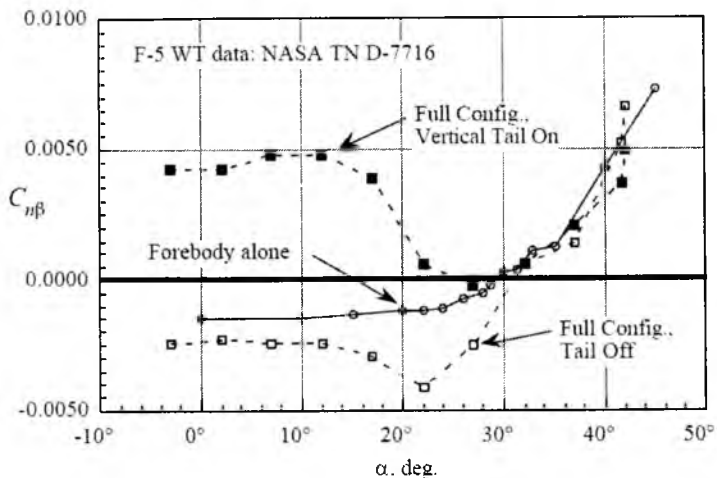
zapewnia właściwe położenie płaszczyzny statecznika względem rdzenia wiru, zwiększając w ten sposób korzystne oddziaływania ustateczniające. Po przeprowadzonej modyfikacji poprawie uległ przebieg charakterystyki współczynnika siły bocznej oraz momentu odchylającego. Pochodna momentu odchylającego po kącie ślizgu $C_{n\beta}$ zmienia znak na ujemny po przekroczeniu kąta natarcia równego 26° (układ jest stateczny statycznie kierunkowo, jeżeli $C_{n\beta} > 0$, poprzecznie natomiast, gdy pochodna momentu przechylającego po kącie ślizgu $C_{l\beta} < 0$, rys. 2 i rys. 4).



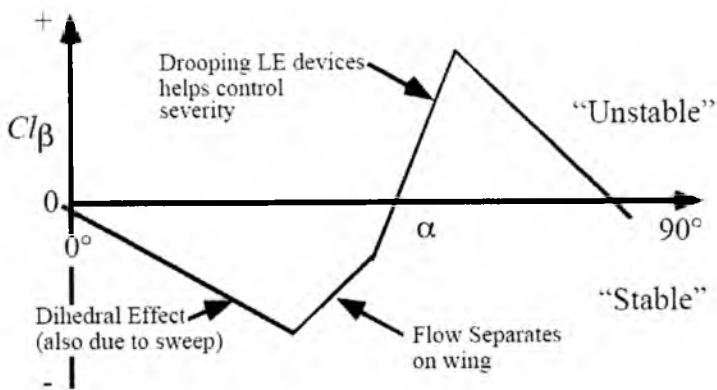
Rys. 2. Typowy przebieg charakterystyki pochodnej $C_{n\beta}$

3. Kadłub

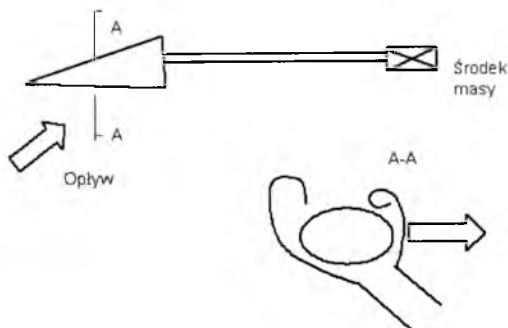
Wraz ze wzrostem kąta natarcia i spadkiem skuteczności usterzenia pionowego coraz większego znaczenia dla stateczności kierunkowej nabiera kształt i geometria kadłuba samolotu (Rys.3). Horyzontalnie eliptyczny obrys nosowej części kadłuba, przypominający swoim kształtem nos rekina, wykazuje duży, pozytywny wpływ na stateczność kierunkową samolotu (Rys. 5). Geometria taka generuje dodatkowy układ wirów wymuszający powstanie wypadkowego momentu ustateczniającego. Obrys taki zastosowano również na samolocie „Bielik”.



Rys. 3. Charakterystyka $C_{n\beta}$ samolotu F-5 (NASA TN D-7716)



Rys. 4. Typowa charakterystyka pochodnej $C_{l\beta}$ [9]

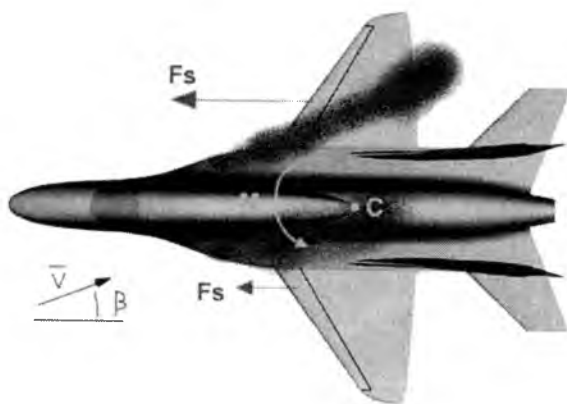


Rys. 5. Pozytywny wpływ geometrii noska kadłuba na stateczność kierunkową

Badania objęły wpływ dodatkowych pasm noskowych na charakterystyki.

4. Skrzydło

Na dużych kątach natarcia, powyżej 25° , wiry schodzące z pasm skrzydłowych stają się mniej stabilne. W ślizgu wir ze strony nawietrznej ulega bądź natychmiastowej degradacji, bądź też przechodzi nad kadłubem na jego drugą stronę. Powoduje to spadek siły nośnej na płacie nawietrznym. Nad płatem zawietrznym przebiega słaby wir, ale pochodząca od niego siła jest wystarczająca, aby odstatecznić samolot. Rozwiązaniem jest wprowadzenie sił, które dawałyby moment o zwrocie ustateczniającym, np. poprzez wychylenie klap przednich. Na klapie zawietrznej powstaje wówczas siła, której składowa normalna do powierzchni kłapy stabilizuje samolot. Na skrzydle nawietrznym siła na klapie jest znacznie mniejsza (Rys. 6).

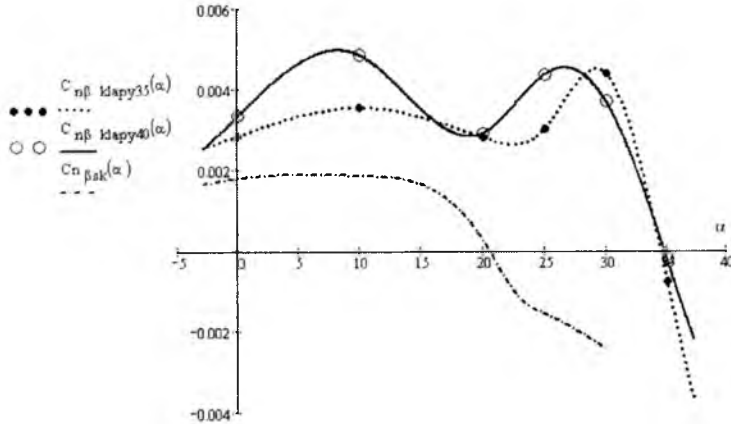


Rys. 6. Wychylenie klap przednich wprowadza siły dające moment o zwrocie ustateczniającym

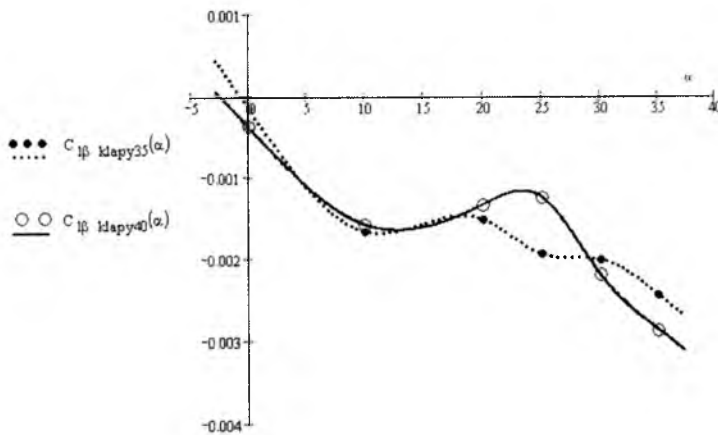
Wprowadzone modyfikacje polegały na zmianie kąta wychylenia klap przednich do $35-40^\circ$. Dotychczasowe wychylenie 20° okazuje się niewystarczające. Na analogicznych konstrukcjach wychylenie klap przednich dochodzi niekiedy aż do 50° .

Wykonano komplet badań tunelowych samolotu w układzie pierwotnym i zmodyfikowanym (rys. 7 i rys. 8). Na bazie uzyskanych danych aerodynamicznych i masowych przeprowadzono również

symulację numeryczną lotu przestrzennego z niewielkim ślizgiem, która pozwoliła miarodajnie ocenić reakcje samolotu na zakłócenia oraz określić charakterystyki czasowe związane z ruchem.



Rys. 7. Przebieg pochodnej $C_{n\beta}$ w konfiguracji pierwotnej i po wprowadzeniu modyfikacji



Rys. 8. Przebieg pochodnej $C_{l\beta}$ po wprowadzeniu modyfikacji

5. Parametry dynamicznej stateczności kierunkowej i poprzecznej

Stateczność statyczna kierunkowa i poprzeczna charakteryzowana jest przez dwa główne wskaźniki – pochodne $C_{n\beta}$ (momentu odchylającego po kącie ślizgu) i $C_{l\beta}$ (momentu przechylającego po kącie ślizgu). Dla

dużych kątów natarcia wartości tych pochodnych nie determinują poprawnego kierunkowego i poprzecznego zachowania się samolotu z punktu widzenia pilota, czyli jak samolot reaguje na jego polecenia. Istotne znaczenie ma również zjawisko histerezy aerodynamicznej, przebieg pochodnych dynamicznych prędkości kątowych, sprzężenia między pochodnymi, wartości momentów bezwładności samolotu względem osi podłużnej I_x i poprzecznej I_z oraz sprzężenia układu sterowania.

Aby możliwie szybko ocenić skuteczność sterowania ruchem bocznym samolotu zdefiniowano parametr $LCDP$ (*Lateral Control Departure Parametr*) [9, 16, 17]:

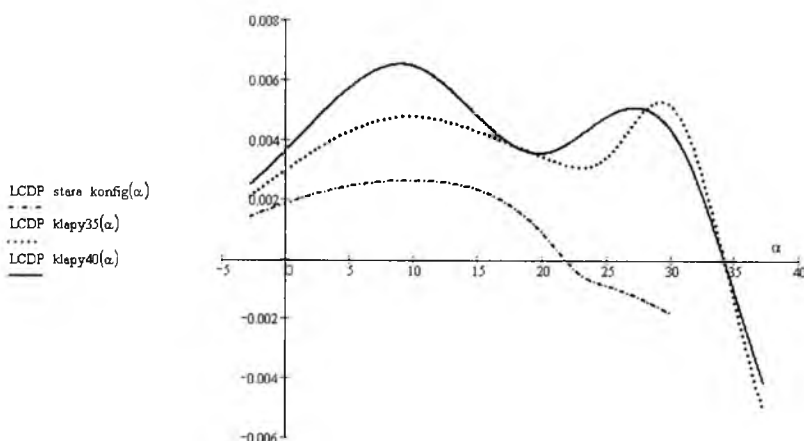
$$LCDP = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a}}{C_{l\delta_a}} \cdot C_{l\beta} \quad (1)$$

gdzie:

$C_{n\delta_a}$ - pochodna lotkowa momentu odchylającego,

$C_{l\delta_a}$ - pochodna lotkowa momentu przechylającego.

Warunkiem poprawności jest $LCDP > 0$. (rys. 9).



Rys. 9. Charakterystyka parametru $LCDP$

W bardziej rozbudowanej wersji parametr ten uwzględnia również sprzężenia w układzie sterowania (pochodne steru kierunku). Wskaźnik $LCDP$ łączy w sobie charakterystyki pochodnych stateczności oraz skuteczność sterowania. Negatywna wartość $LCDP$ może świadczyć

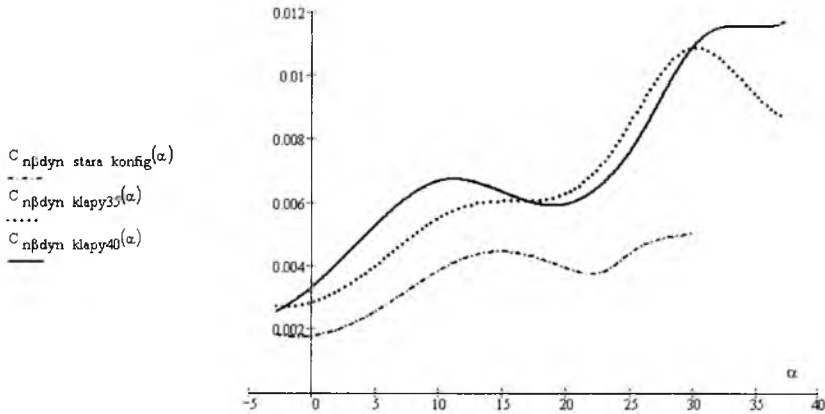
o pojawiającym się rewersie lotek. W przypadku samolotu „Bielik” nie stwierdzono powyższego zjawiska, ponieważ układ sterowania zachowuje efektywność w całym zakresie kątów natarcia.

Kolejnym parametrem charakteryzującym zachowanie samolotu jest $C_{n\beta dyn}$. Jeżeli założymy, że osie ciała są osiami głównymi, parametr ten wyraża się równaniem [1]:

$$C_{n\beta dyn} = C_{n\beta} \cdot \cos \alpha - (I_z / I_x) \cdot C_{l\beta} \quad (2)$$

Formalnym warunkiem stateczności kierunkowej przy locie na dużych kątach natarcia jest, aby $C_{n\beta dyn} > 0$.

Parametr ten może służyć do szacunkowego określenia zachowania samolotu na dużych kątach natarcia już na etapie projektu wstępnego. Do jego wyznaczenia używa się wyłącznie pochodnych statycznych, skrót „dyn” (dynamiczne) jest mylący, dlatego należy pamiętać, że to kryterium jest wyłącznie wskaźnikiem stateczności i własności samolotu należy zweryfikować podczas badań. Wyznaczony przebieg $C_{n\beta dyn}(\alpha)$ „Bielika” przedstawia rys. 10.



Rys. 10. Charakterystyka parametru $C_{n\beta dyn}$

6. Diagram Bihle-Weissman'a

Na podstawie analizy statystycznej oraz dwóch parametrów $LCDP$ i $C_{n\beta dyn}$ W. Bihle i R. Weissman [9, 16] opracowali schemat pozwalający w przybliżony sposób ocenić stateczność, sterowność kierunkową i poprzeczną samolotu oraz ogólne własności pilotażowe. Na

diagram (rys. 11) naniesiono dane uzyskane z badań w tunelu aerodynamicznym konfiguracji wyjściowej z klapami przednimi wychylonymi na maksymalny kąt 20° oraz zmodyfikowanej z klapami wychylonymi na 35° i 40° . W ogólnym przypadku poszczególne pola na wykresie oznaczają:

A – brak odchylenia prokorkociągowego, prawidłowe zachowanie samolotu,

B – brak tendencji prokorkociągowych, możliwe odwrotne działanie lotek, słabe sterowanie przechyleniem, możliwe słabe odchylenie

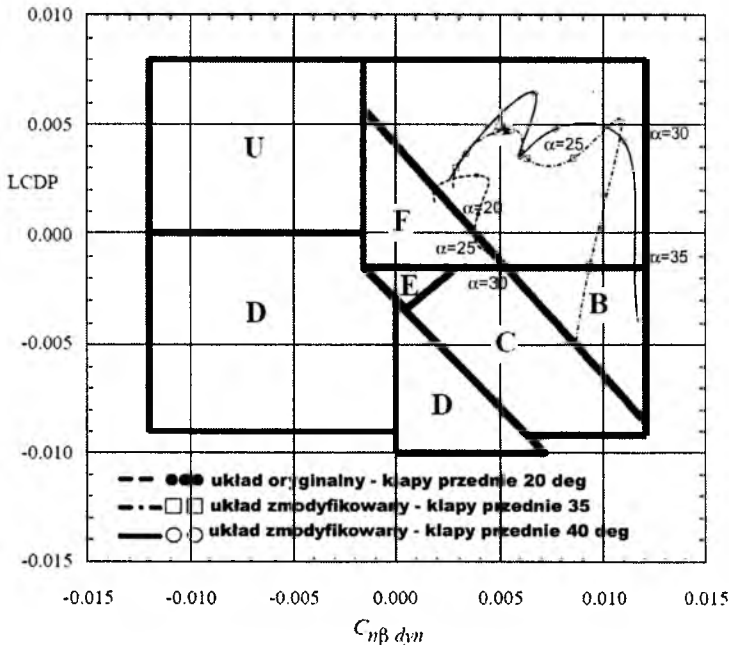
C – słaba tendencja prokorkociągowa, możliwe silne odwrotne działanie lotek, odchylenie,

D – silne odchylenie, możliwe odwrotne działanie lotek, tendencja do korkociągu,

E – słaba tendencja do korkociągu, umiarkowane odchylenie i rewers lotek, wpływ drugorzędnych czynników,

F – słaba odporność na odchylenie i korkociąg, nie ma rewersu lotek, duży wpływ drugorzędnych czynników,

U – wysoka kierunkowa niestateczność, mało danych.



Rys. 11. Diagram Bihrla-Weissmana

Przeprowadzone symulacje numeryczne wykazały zgodność z analizami bazującymi na parametrach stateczności kierunkowej i poprzecznej.

Samolot niezmodyfikowany: w przedziale kątów natarcia do 23° przewidywane prawidłowe zachowanie samolotu. W przedziale kątów od 23° do około 30° spodziewane słabe sterowanie przechyłaniem, słabe odchylenie, mała odporność na korkociąg. W okolicach 30° samolot wykazuje niestateczność kierunkową i poprzeczną. Ruchy odchylająco-przechylające są na tyle powolne, że umożliwią odpowiednią korektę warunków lotu przez pilota.

Samolot zmodyfikowany: w przedziale kątów natarcia do 36° prawidłowe zachowanie samolotu. Dla konfiguracji z klapami przednimi wychylonymi na 40° powyżej kąta natarcia 38° słabe tłumienie ruchów oscylacyjnych, lekkie odchylenie. Dla konfiguracji z klapami wychylonymi na 35° podobnie aż do kąta natarcia 36° .

Zestawienie wyników na diagramie Bihrla-Weissmana ukazuje, że wprowadzenie wszystkich wymienionych modyfikacji zdecydowanie poprawia zachowanie się samolotu podczas lotu na dużych kątach natarcia.



Rys. 12. Modele samolotu "Bielik" używane do badań w tunelu aerodynamicznym

Bibliografia

1. Calico Jr. R.A., *A New Look At $C_{n\beta dyn}$* , Journal of Aircraft, **16**, 12, 1979
2. Iliff K.W., Wang K-S.C., *Flight Determined, Subsonic, Lateral-Directional Stability and Control Derivatives of the Thrust-Vectoring F-18 High Angle of Attack Research Vehicle (HARV), and Comparisons to the Basic F-18 and Predicted Derivatives*, NASA/TP-1999-206573, January 1999
3. Kubryński K., *Obliczeniowa analiza charakterystyk aerodynamicznych samolotu Iskra II*, Warszawa, maj 2000
4. Kubryński K., Litwińczyk M., *Przeprowadzenie badań aerodynamicznych modelu samolotu Iskra II*, Sprawozdanie, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 31 października 1999
5. Luckring J.M., *Aerodynamics of Strake-Wings Interactions*, Journal of Aircraft, **16**, 11, 1979
6. Maryniak J., *Ogólne modelowanie fizyczne i matematyczne obiektów latających jako elementów systemu symulatora – matematyczny model sterowanego samolotu*, Sprawozdanie nr 141/85 Zespołu Naukowo-Badawczego Dynamiki Obiektów Ruchomych Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1985
7. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny własności dynamicznych obiektu latającego w ruchu przestrzennym*, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Sprawozdanie nr 140/85, Warszawa, 1985
8. Maryniak J., *Ogólny model symulacji samolotu*, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Sprawozdanie nr 140/85, Warszawa, 1985
9. Mason W. H., *High Angle of Attack Aerodynamics: Notes for the Configuration Aero class*. Current version: April 18, 2000
10. Mason W.H., Ravi R., *Computational Study of the F-5A Forebody Emphazing Directional Stability*, Journal of Aircraft, **31**, 3, 1994
11. Orlik-Ruckemann K.J., *Aerodynamic Aspects of Aircraft Dynamics at High Angles of Attack*, Journal of Aircraft, **20**, 9, 1983
12. Poisson-Quinton, *Eight Theodore von Karman Memorial Lecture – Slender Wings for Civil and Military Aircraft*, Israel Journal of Technology, **16**, 97-131, 1978

13. Polhamus E. C., *Applying Slender Wing Benefits to Military Aircraft*, Journal of Aircraft, **21**, 8, 1984
14. Ravi R., Mason W.H., *Chine-Shaped Forebody Effects on Directional Stability at High- α* , Journal of Aircraft, **31**, 3, 1994
15. Rom J., *High Angle Aerodynamics: Subsonic, Transonic and Supersonic Flow*, Springer-Verlag, New York 1992
16. Weissman R., *Preliminary Criteria for Predicting Departure Characteristics/Spin Susceptibility of Fighter-Type Aircraft*, Journal of Aircraft, **10**, 4, 1973
17. Weissman R., *Status of Design Criteria for Predicting Departure Characteristics and Spin Susceptibility*, Journal of Aircraft, **12**, 12, 1975
18. Whitford R., *Design for Air Combat*, Jane's Publishing Company Limited, London 1987

NOWA KONCEPCJA UKŁADU SAMOLOTU DLA DUŻYCH KĄTÓW NATARCIA

ŁUKASZ MAZURKIEWICZ

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

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

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

W pracy przedstawiono nową koncepcję aerodynamiczną umożliwiającą zapewnienie właściwych charakterystyk stateczności kierunkowej i poprzecznej w zakresie dużych kątów natarcia – zagadnienia dotyczącego większości nowoczesnych konstrukcji wysokomanewrowych. Nowatorska konfiguracja daje również możliwość zwiększenia doskonałości aerodynamicznej w zakresie umiarkowanych kątów natarcia poprzez redukcję oporu indukowanego. Zaprezentowano również wstępne wyniki analiz i badań tunelowych oraz problemy związane z realizacją idei.

1. Wstęp

Współczesne samoloty bojowe i szkolne operują w szerokim zakresie kątów natarcia. Ukazują się nowe problemy, szczególnie związane ze statecznością poprzeczną i kierunkową oraz sterownością, których apogeum występuje przy kątach natarcia rzędu 30-40°. Wynikają one zarówno z oderwania przepływu na skrzydle, jak i z oddziaływania silnych przepływów wirowych generowanych na kadłubie i pasmach z usterzeniem pionowym. Jednym ze sposobów rozwiązania tego problemu jest zastosowanie podwójnego usterzenia pionowego, o dużej wysokości i małym kącie skosu. Poprawia to charakterystyki kierunkowe, wprowadza jednak kolejne problemy, związane z drganiami konstrukcji.

Prezentujemy odmienną koncepcję rozwiązania problemu zapewnienia właściwych charakterystyk w zakresie dużych kątów natarcia. Proponowana konfiguracja samolotu pozbawiona jest klasycznego usterzenia pionowego. Stateczność kierunkową zapewnić mają małe, odchylone do dołu i posiadające duży skos powierzchnie na końcach skrzydeł. Ich względny kąt skosu zmniejsza się wraz ze wzrostem kąta natarcia, co powinno prowadzić do wzrostu ich skuteczności. Jednocześnie wyeliminowane jest, niekorzystne z punktu widzenia stateczności, oddziaływanie przepływów wirowych na pionowe powierzchnie zlokalizowane w tylnej części samolotu. W zakresie umiarkowanych kątów natarcia, takie zakończenia skrzydeł dają możliwość obniżenia oporu indukowanego, a co za tym idzie, na zwiększenie doskonałości aerodynamicznej. W pracy zaprezentowane będą wstępne wyniki analiz i badań tunelowych oraz przedstawione zostaną problemy związane z realizacją takiej idei.

Podczas projektowania wstępnego nie dysponuje się pełnym opisem charakterystyk aerodynamicznych i dynamicznych obiektu. Zakłada się pewne uproszczenia i uogólnienia, które wraz z postępem prac ulegają uściśleniu. Dla konfiguracji wysokomanewrowych szczególne znaczenie mają charakterystyki poprzeczne i kierunkowe. Dąży się, aby samolot był stateczny poprzecznie i kierunkowo w całym zakresie kątów natarcia. Oczywiście jest, że na tym etapie nie jest możliwe przeprowadzenie pełnej dynamicznej analizy stateczności. Jako uproszczoną miarę stateczności, na tym etapie projektowania, przyjmuje się wartości kluczowych pochodnych aerodynamicznych: $C_{l\beta}$ – pochodnej momentu przechylającego po kącie ślizgu, $C_{n\beta}$ – pochodnej momentu odchylającego po kącie ślizgu oraz przebieg współczynnika C_m – momentu pochylającego. Zgodnie z przyjętą konwencją wartości pochodnych wskazują na stateczność samolotu, gdy $C_{n\beta}$ przyjmuje wartości dodatnie, $C_{l\beta}$ – ujemne.

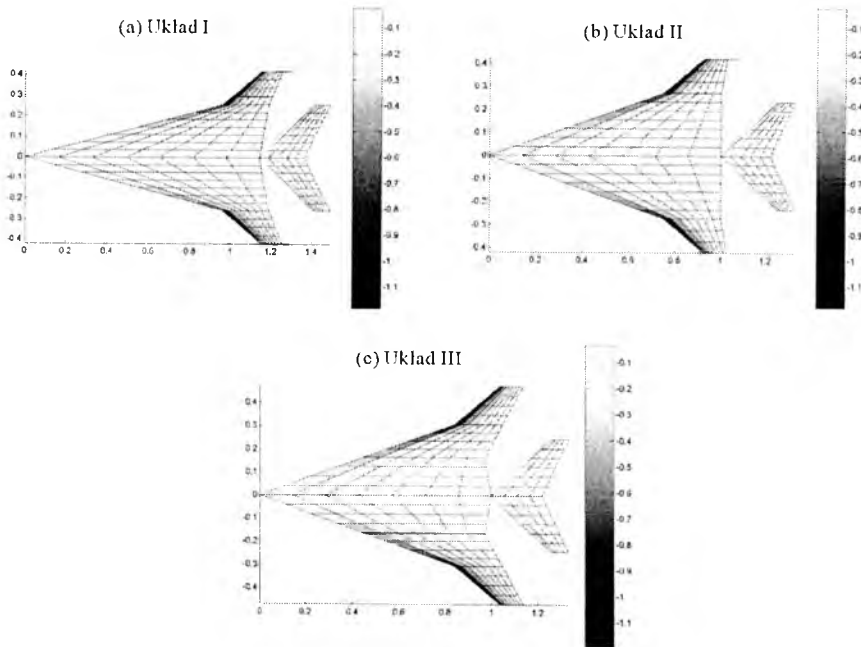
2. Wybór i analiza trzech pierwszych konfiguracji

Analizie poddano trzy geometrie skrzydeł (rys. 1):

Układ I – charakteryzuje się wydłużeniem około 1,7, kątem skosu krawędzi natarcia części przykadłubowej 75° i zewnętrznej 50° .

Układ II posiada wydłużenie około 1,8, kąt krawędzi natarcia części wewnętrznej 70° i zewnętrznej 50° .

Układ III o wydłużeniu 2,1 i identycznych kątach skosu krawędzi natarcia jak w układzie II.



Rys. 1. Analizowane geometrie skrzydeł

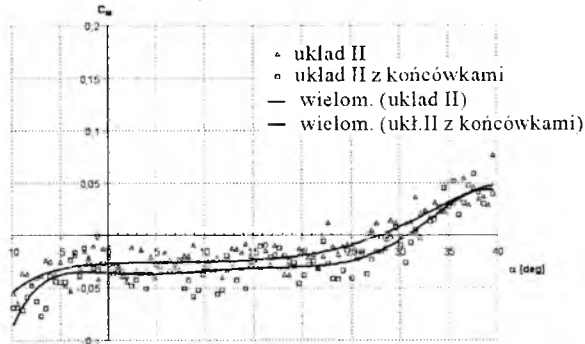
Geometria pionowych końcówek skrzydła była identyczna dla wszystkich trzech przypadków. Kąt skosu krawędzi natarcia wynosił 60° .

Wstępne analizy przeprowadzone w oparciu o program Tornado wykorzystujący metodę siatki wirowej potwierdziły słuszność założenia.

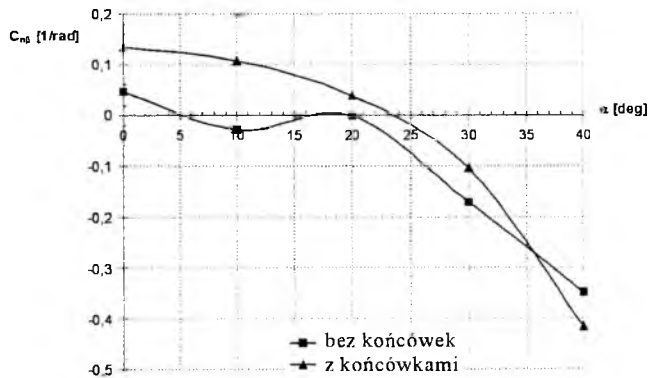
Przeprowadzono również cykl badań w tunelu aerodynamicznym. Dla wszystkich konfiguracji zastosowano ten sam kadłub i identyczne usterzenie poziome o wzniosie ujemnym. Usterzenie takie, według założeń, powinno dodatkowo zwiększyć stateczność kierunkową i w niewielkim stopniu zmniejszyć poprzeczną.

Jako najbardziej perspektywiczny wybrano układ II (rys. 1b). Zarówno układ I jak i III wykazuje problemy ze statecznością podłużną przy dużych kątach natarcia. (rys. 2.) Wyznaczony na podstawie badań przebieg charakterystyki pochodnej $C_{n\beta}$ układu z pod-skrzydłowym usterzeniem kierunku i bez niego, nie jest wynikiem zadowalającym. (rys. 3) Można wnioskować, że samolot w bieżącej konfiguracji może zachowywać się niestatecznie kierunkowo po przekroczeniu kąta natarcia 23° . Układ bez klasycznego i podskrzydłowego usterzenia pionowego jest zgodnie z oczekiwaniami niestateczny kierunkowo. Stateczność poprzeczna, której wskaźnikiem jest pochodna $C_{l\beta}$, jest dla wyższych kątów

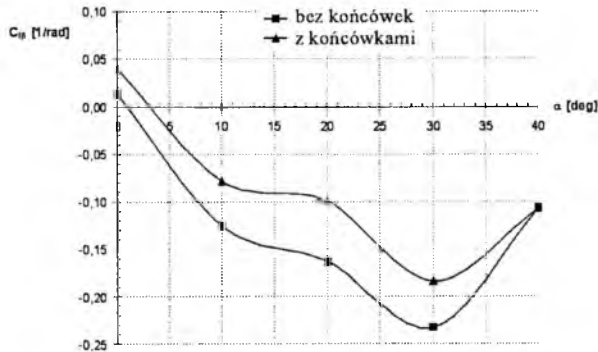
natarcia zachowana, a końcówki skrzydeł (podskrzydłowe usterzenie) zgodnie z przewidywaniami, przesuwają charakterystykę pochodnej $C_{l\beta}(\alpha)$ w kierunku dodatnim (rys. 4).



Rys. 2. Charakterystyka momentu podłużnego układu II względem środka aerodynamicznego



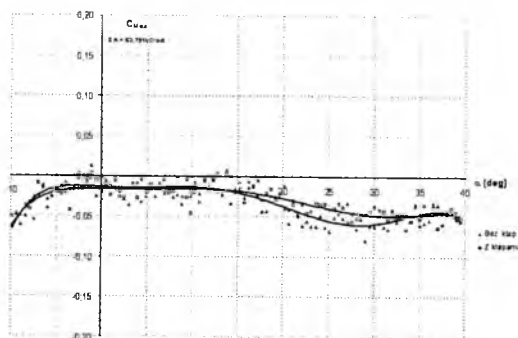
Rys. 3. Pochodna $C_{n\beta}$ układu wyjściowego



Rys. 4. Pochodna $C_{l\beta}$ układu wyjściowego

3. Modyfikacja I

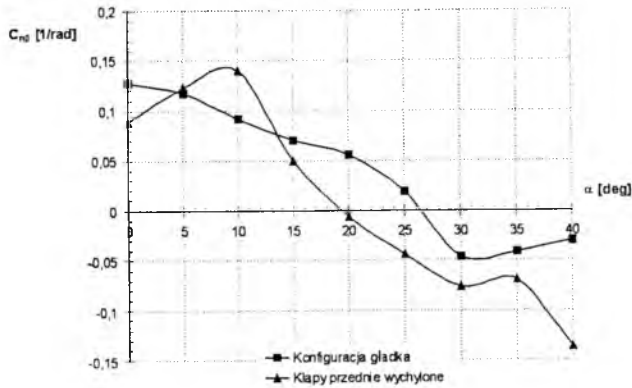
Po wstępnym wyborze geometrii skrzydła przystąpiono do modyfikacji układu polegającej na zmniejszeniu smukłości oraz dodaniu minipasma na nosku kadłuba, mającego na celu wygenerowanie układu wirów przed środkiem ciężkości samolotu. Analogiczne pasma zastosowane w wielu istniejących konstrukcjach niekiedy radykalnie poprawiały charakterystyki kierunkowe. Zastosowane na samolocie Concorde zwiększyły kąt natarcia, przy którym pochodna $C_{n\beta}$ zmienia wartość na ujemną, czyli niestateczną, z 18° do 27° . Przeprowadzono także inne modyfikacje polegające na zmianie geometrii i położenia podskrzydłowego usterzenia (zmiana kąta krawędzi natarcia na 55°), zwiększeniu nieznacznie jego powierzchni. Powiększono także powierzchnię usterzenia poziomego, aby zapewnić lepszą stateczność podłużną układu. Dodatkowo na skrzydłach, w części zewnętrznej wykonane zostały kłapy przednie, które z założenia również miały poprawić charakterystyki układu na dużych kątach natarcia. Tak zmodyfikowaną konfigurację poddano badaniom w tunelu aerodynamicznym.



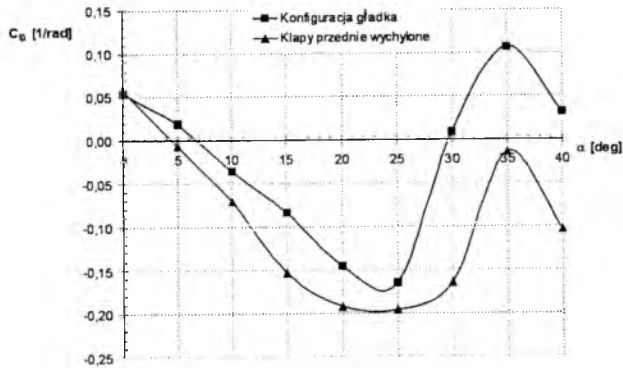
Rys. 5. Charakterystyka momentu podłużnego układu po I modyfikacji

Z przebiegu charakterystyki współczynnika momentu pochylającego wynika, że układ cechuje się wzrostem stateczności podłużnej z kątem natarcia (rys. 5). Jest to efekt wywołany silnymi i stabilnymi wirami pasmowymi, które przebiegając nad usterzeniem generują na nim dodatkowe podciśnienia. Wychylenie kłap przednich, wbrew przewidywaniom, pogarsza charakterystykę kierunkową, poprawia natomiast poprzeczną (rys. 6 i 7). Pojawiające się maksimum w okolicach kąta natarcia 35° , w przebiegu charakterystyki pochodnej $C_{l\beta}$, wiąże się prawdopodobnie

z rozpadem struktur wirowych. Można się spodziewać, że bieżący układ będzie niestateczny kierunkowo i poprzecznie po przekroczeniu kąta natarcia około 26° . Konieczne były dalsze analizy i modyfikacje.

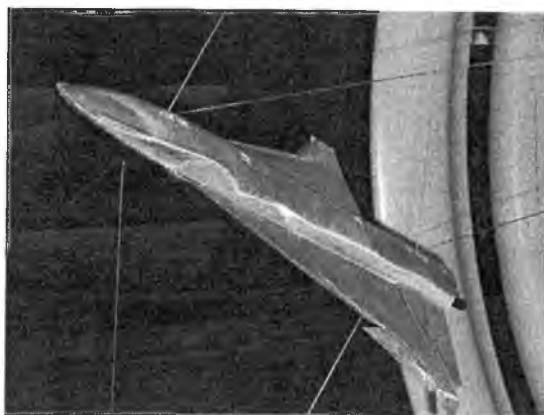


Rys. 6. Pochodna $C_{n\beta}$ po modyfikacji I: zmiana kształtu końcówek, minipasma noskowe, powiększone usterzenie poziome, kłapy przednie

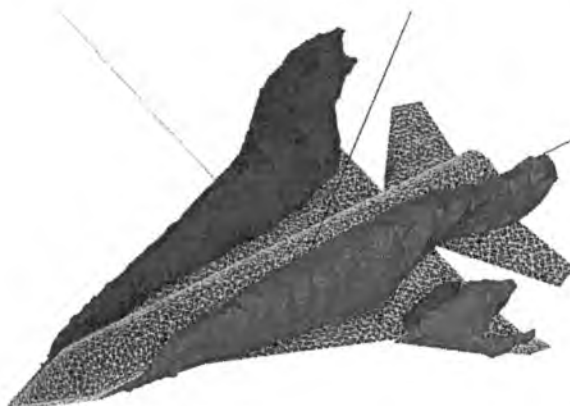


Rys. 7. Pochodna $C_{m\beta}$ po modyfikacji I

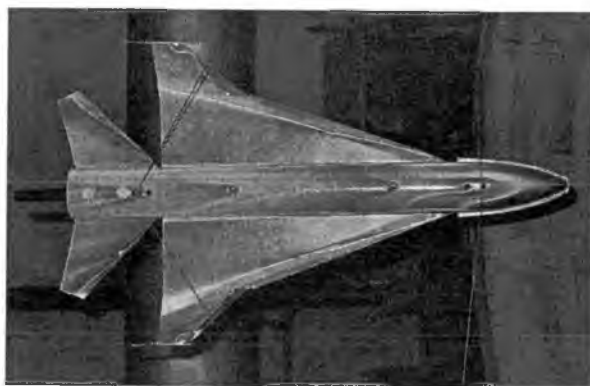
Ponieważ efekty badań tunelowych znacznie odbiegały od wstępnych wnioskowań, w których nie uwzględniono wielu drugorzędnych czynników, przeprowadzono wizualizację olejową oraz ściślejsze obliczenia. (rys. 8, 9 i 10).



Rys. 8. Wizualizacja olejowa po I modyfikacji (kąt natarcia 30°)



Rys. 9. Przepływ wirowy uzyskany obliczeniowo dla konfiguracji po I modyfikacji



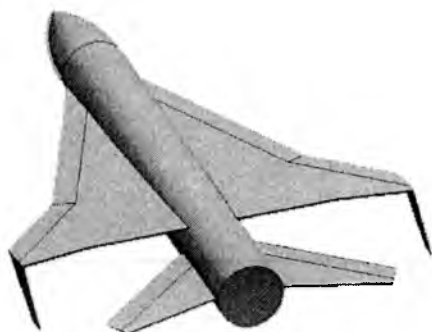
Rys. 10. Wizualizacja olejowa po I modyfikacji (kąt natarcia 30°)

Wizualizacje pozwoliły stwierdzić, że:

- Układ wirów pasmowych niekorzystnie oddziałuje na kadłub i usterzenie poziome. Wiry układają się wzdłuż tylnej części kadłuba generując siłę o zwrocie odstateczniającym. Ponadto przebiegając bezpośrednio nad usterzeniem po stronie nawietrznej w ślizgu, przy jego ujemnym wzniosie, dodają składową poziomą również o niekorzystnym zwrocie.
- Wiry z pasm noskowych prawidłowo oddziałują z przednią częścią kadłuba.
- Usterzenie podskrzydłowe kierunku znajduje się w opływie pod bardzo dużym kątem natarcia, wywołanym silnym przepływem poprzecznym na dolnej stronie płata. Prawdopodobne jest, że pracuje ono w zakrytym zakresie kątów natarcia, co powoduje, że siła boczna jest praktycznie stała wraz ze wzrostem kąta ślizgu, zgodnie z charakterystyką profilu cieniokiego.

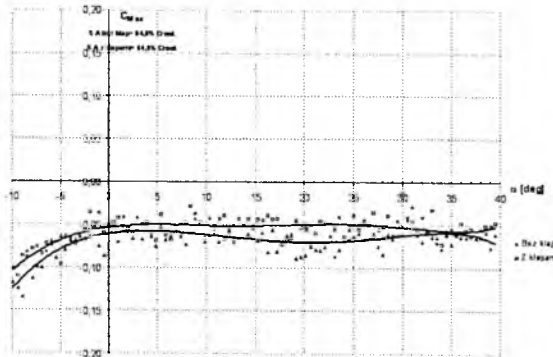
4. Modyfikacja II i III

Skutkiem przeprowadzonych wizualizacji były kolejne modyfikacje polegające na zmianie kąta wzniosu usterzenia poziomego, tak by wyeliminować niekorzystną składową poziomą od wirów przebiegających nad nim. Aby zaobserwować wpływ usterzenia wykonano badania tunelowe. W porównaniu z poprzednią konfiguracją zmienił się oczywiście przebieg współczynnika momentu pochylającego, zwiększyły się siły działające na usterzenie poziome. Charakterystyka kierunkowa nie uległa poprawie, poprawiła się natomiast poprzeczna. Zmniejszyła się także niestateczność przy małych kątach natarcia.



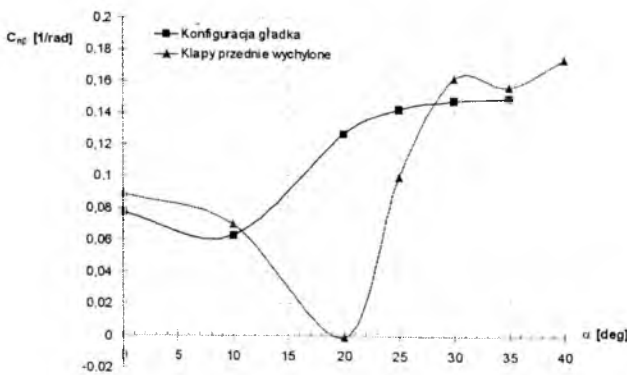
Rys. 11. Geometria po III modyfikacji

W dalszym etapie zmianie uległ kąt zaklinowania skrzydła, tak, aby wyeliminować niekorzystne oddziaływanie wirów pasmowych z tylną częścią kadłuba oraz aby zwiększyć separację z usterzeniem poziomym (rys.11). Przeprowadzone badania wykazały słuszność i skuteczność modyfikacji. Uzyskano praktycznie stały przebieg współczynnika momentu pochylającego C_m względem kąta natarcia dla całego zakresu badanych kątów (rys. 12).



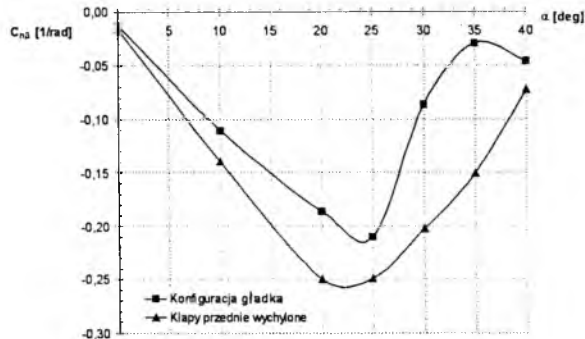
Rys. 12. Charakterystyka momentu podłużnego układu po III modyfikacji (modyfikacja II + zmiana kąta zaklinowania skrzydła)

Charakterystyka kierunkowa konfiguracji gładkiej pozwala stwierdzić, że wraz ze wzrostem kąta natarcia nastąpi wzrost stateczności kierunkowej. Przebieg pochodnej momentu odchyłającego po kącie ślizgu $C_{n\beta}$ jest dodatni w całym zakresie badanych kątów (rys. 13).



Rys. 13. Przebieg pochodnej $C_{n\beta}$ po III modyfikacji

Dla konfiguracji z wychylonymi klapami przednimi widoczne jest minimum $C_{n\beta}$ w okolicy kąta 25° . Na dotychczasowym etapie badań nie stwierdzono jeszcze przyczyny tego zjawiska. Charakterystyka pochodnej momentu przechylającego po kącie ślizgu $C_{l\beta}$, przyjmuje wartość ujemną, czyli stateczną, w całym badanym zakresie (rys. 14). Wychylenie klap przednich dodatkowo poprawia jej przebieg. Można wnioskować, że otwarcie klap przednich jest więc uzasadnione dla tej konfiguracji dla kąta natarcia powyżej 25° .



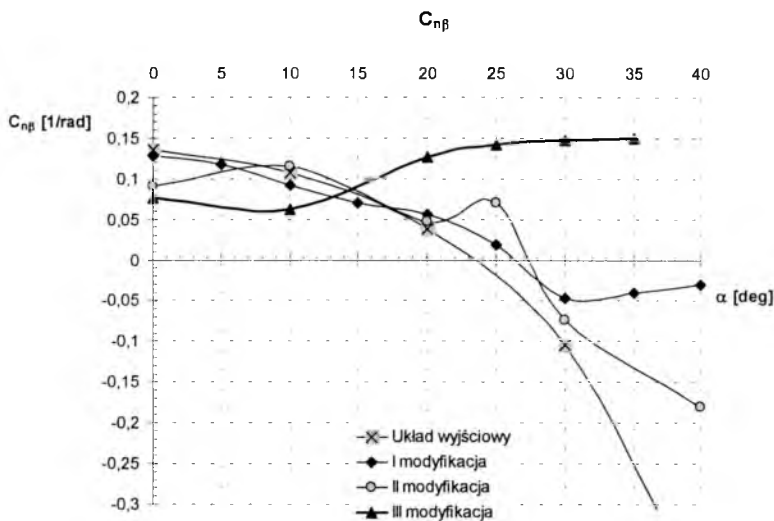
Rys. 14. Przebieg pochodnej $C_{l\beta}$ po III modyfikacji



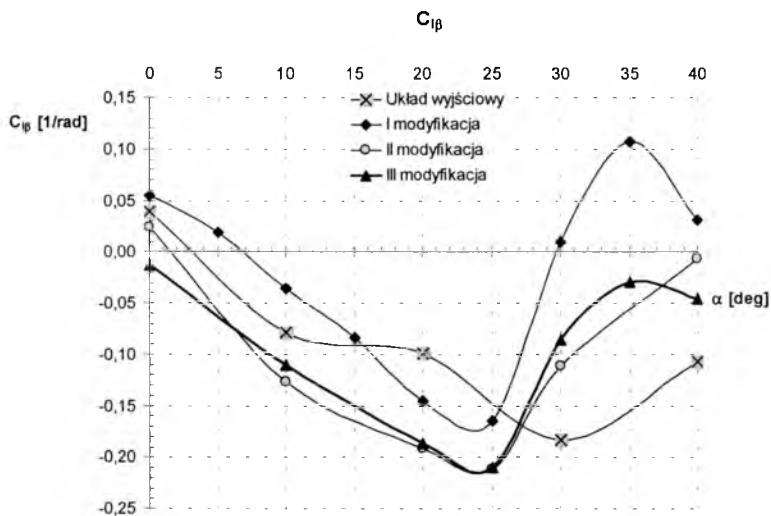
Rys. 15. Modyfikacja podskrzydłowego usterzenia kierunku

Przeprowadzono również modyfikację polegającą na przesunięciu usterzenia podskrzydłowego z końca skrzydeł na spodnią powierzchnię, gdzie przepływ poprzeczny nie jest tak intensywny. (rys. 15) Zmiana kąta natarcia usterzenia pionowego również powinna zapobiec pełnemu oderwaniu opływu, a zatem przewidywany jest dalszy wzrost skuteczności. Rozważana jest również zmiana geometrii polegająca na zwiększeniu skosu w części przyskrzydłowej (pasma) tak, aby wygenerować

wir zwiększający podciśnienia po stronie zawietrznej i stabilizujący przepływ. Obecnie konfiguracja taka jest badana w tunelu aerodynamicznym, a wyniki z pomiarów momentu odchylającego pozwalają sądzić o jeszcze lepszej charakterystyce.



Rys. 16. Charakterystyka pochodnej $C_{n\beta}$ wszystkich badanych konfiguracji



Rys. 17. Charakterystyka pochodnej $C_{l\beta}$ wszystkich badanych konfiguracji

5. Podsumowanie

Przeprowadzone badania i analizy wykazują, że istnieje możliwość zapewnienia właściwych, poprawnych charakterystyk aerodynamicznych samolotu w proponowanym układzie w całym zakresie osiągniętych kątów natarcia, a zatem stworzenie układu wysokomanewrowego pozbawionego wad układów z klasycznym usterzeniem pionowym. Prowadzone będą dalsze prace szczegółowo analizujące wyłonioną koncepcję w celu jej optymalnego dostosowania do stawianych zadań.

Bibliografia

1. Luckring J.M., *Aerodynamics of Strake-Wings Interactions*, Journal of Aircraft, **16**, 11, 1979
2. Mason W.H., *High Angle of Attack Aerodynamics: Notes for the Configuration Aero class*. Current version: April 18, 2000
3. Orlik-Ruckemann K.J., *Aerodynamic Aspects of Aircraft Dynamics at High Angles of Attack*, Journal of Aircraft, **20**, 9, 1983
4. Poisson-Quinton, *Eight Theodore von Karman Memorial Lecture – Slender Wings for Civil and Military Aircraft*, Israel Journal of Technology, **16**, 97-131, 1978
5. Polhamus E.C., *Applying Slender Wing Benefits to Military Aircraft*, Journal of Aircraft, **21**, 8, 1984
6. Ravi R., Mason W.H., *Chine-Shaped Forebody Effects on Directional Stability at High- α* , Journal of Aircraft, **31**, 3, 1994
7. Rom J., *High Angle Aerodynamics: Subsonic, Transonic and Supersonic Flow*, Springer-Verlag, New York 1992
8. Weissman R., *Status of Design Criteria for Predicting Departure Characteristics and Spin Susceptibility*, Journal of Aircraft, **12**, 12, 1975
9. Whitford R., *Design for Air Combat*, Jane's Publishing Company Limited, London 1987

Rozdział II

*Obladzanie samolotów
- aerodynamika
i dynamika*

BADANIA OBLADZANIA PROFILU W TUNELU AERODYNAMICZNYM NISKICH TEMPERATUR

Andrzej J. Panas

*Instytut Techniki Lotniczej, Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: apanas@wat.edu.pl*

Piotr Waślicki

Instytut Techniki Lotniczej, Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna

Zdzisław Wojciechowski

Instytut Techniki Lotniczej, Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna

W pracy przedstawiono wyniki badań doświadczalnych zjawisk wymiany ciepła przy obładzaniu profilu lotniczego. Eksperymenty przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur z wykorzystaniem wielokanałowych rejestratorów temperatury. Badano model o profilu NACA0012. Szczególną uwagę zwrócono na efekty związane z obecnością w przestrzeni wewnętrznej profilu wychłodzonej cieczy, która modelowała paliwo. Stwierdzono niewielki wpływ obecności cieczy na zmiany temperatury powierzchni profilu w opływie zewnętrznym..

1. Wstęp

Badania procesów obładzenia prowadzone są równolegle z rozwojem lotnictwa w zasadzie od jego czasów pionierskich. Dowodzą tego informacje zawarte w jednej z pierwszych monografii problemu autorstwa Kochańskiego z 1938 r. [2]. W odniesieniu do podstawowych aspektów zagadnienia można w zasadzie uznać, że zakończyły się one sukcesem polegającym na opracowaniu podstawowych modeli zjawiska, jak model Messingera [6], opracowaniu efektywnych metod analizy teoretycznej [4] oraz stworzeniu modeli i procedur numerycznych pozwalających na wykonanie wiarygodnych obliczeń, których wyniki można wykorzystać w praktyce inżynierskiej. Dużym jednak uprosz-

zeniem byłoby stwierdzenie, że wyczerpano wszystkie możliwości i uzyskano pełny, spójny i wiarygodny opis procesów oblodzeniowych z uwzględnieniem dynamiki zjawisk. Problem oblodzenia statków powietrznych pozostaje zatem nadal w centrum uwagi i prowadzone są w tej dziedzinie prace zarówno teoretyczne, jak i doświadczalne. Ze względu na niedoskonałość modeli teoretycznych niestacjonarnej wymiany ciepła w warunkach oblodzenia dużego znaczenia nabierają wyniki badań eksperymentalnych, szczególnie w przypadkach kontrowersji interpretacyjnych.

Niniejsze opracowanie poświęcono omówieniu badań modelu płata samolotu w warunkach oblodzenia z uwzględnieniem obecności wychłodzonego paliwa w przestrzeniach wewnętrznych. Nawiązano tym samym do hipotez formułowanych w opracowaniach [5] i [7]. Eksperymenty wykonano w poddzwiękowym tunelu aerodynamicznym niskich temperatur. Metodykę badań, ich wyniki oraz rezultaty analizy teoretycznej przedstawiono poniżej.

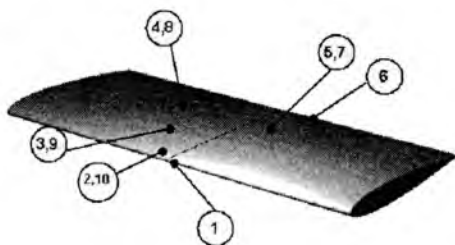
2. Układ badawczy i obiekt badań

Doświadczenia oblodzeniowe przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur zbudowanym w Wojskowej Akademii Technicznej. Komora pomiarowa tunelu ma średnicę 1,3 m. Maksymalna prędkość przepływu zależy wymiarów badanego obiektu i w ekstremalnym przypadku osiąga wartość 40 m/s. Instalacja chłodnicza umożliwia uzyskanie minimalnej temperatury -10°C przy maksymalnej prędkości przepływu powietrza i temperaturze otoczenia równej 25°C . W osi tunelu zainstalowano trzy atomizery wytwarzające mgłę wodną symulującą warunki wilgotnej przechłodzonej atmosfery. Średnica kropeł ciecży wynosiła od 1 do $5\ \mu\text{m}$.

Do pomiaru temperatury powierzchni badanych obiektów zastosowano termoelementy typu K. Wykonano je z podwójnego przewodu w osłonie teflonowej o średnicy drutów 0,06 mm. Odsłonięte na długości ok. 1,5 mm końcówki zespawano iskrowo. Długość termoelementów wynosiła ok. 1,5 m. Termoelementy podłączone były do przewodów kompensacyjnych o długości 5 m. Miejsca połączeń umieszczono w izolowanym bloku, zamontowanym poza obszarem przepływu. W kilku przypadkach dokonano równoległej rejestracji obrazu z kamery termowizyjnej.

Do rejestracji sygnałów z czujników temperatury stosowano dwa typy rejestratorów wielokanałowych. Pierwszy to rejestrator wykorzystujący kartę NI 4350 USB z blokiem TC-2190 (14 podłączeń). W tym przypadku rejestracji sygnału dokonywano w odstępach co najmniej 2 s – pomiar można zatem uznać za quasidynamiczny. Badania dynamiczne przeprowadzono z użyciem ośmiokanałowego systemu NI SCXI bazującego na 16-stobitowej karcie NI PCI-6036. Czas próbkowania wszystkich kanałów wynosił w tym przypadku 1 ms.

Badaniom poddano model płata o symetrycznym profilu NACA 0012. Ciężciwa profilu wynosiła 230 mm, maksymalna grubość 30 mm, a szerokość 500 mm. Wykonany z blachy duralowej profil zaopatrzono w otwory na powierzchni bocznej umożliwiające dopływ płynu modelującego wychłodzone paliwo w wewnętrznych zbiornikach skrzydłowych. Płyn podawano z ultratermostatu niskotemperaturowego Lauda RL-6CP. Do powierzchni modelu, w wybranych punktach charakterystycznych, przytwierdzono 10 termoelementów (rys. 1). Końcówki termoelementów umieszczano w płytkich klinowych ($0 \pm 0,5$ mm) nacięciach powierzchni badanych obiektów, wypełnianych żywicą termoprzewodzącą. Miało to na celu zapewnienie regularności pola przepływu powietrza w tunelu. W czasie pomiaru dokonywano rejestracji filmowej, w wybranych przypadkach uzupełnionej obserwacją termowizyjną.



Rys. 1. Schemat rozmieszczenia termoelementów na powierzchni badanego modelu płata NACA0012

Tablica 1. Charakterystyka wykonanych doświadczeń obładzeniowych

Parametry przepływu (tunel)				Rejestrator		Opis przyp. / Nr rys.
Prędkość przepływu $m \cdot s^{-1}$	Temperatura*, $^{\circ}C$	Wilgotność względna, %	Czas dozy, s	Typ	Częst. próbk., Hz	
38.7	-7	99	100	NI4350	0.6	Pusty profil / 2, 4
38.7	-7	99	100	NI4350	0.6	Płyn: $-10^{\circ}C$; $16 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} / 3,5$
39.0	-7	98	25	SCXI	1000	Płyn: $-10^{\circ}C$; $16 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1} / 6$

* Wielkość mierzona przy nastawie regulatora temperatury powietrza na $-8^{\circ}C$

3. Wyniki doświadczalnych badań oblodzeniowych

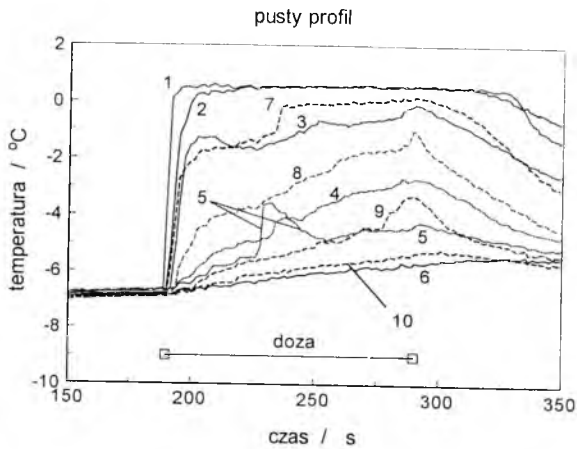
W ramach badań doświadczalnych modelu płata wykonano szereg różnych eksperymentów. Optymalne parametry pomiarów dobrano w badaniach testowych [11]. Parametry badań zasadniczych ustalono tak, by uzyskać zarówno dane do weryfikacji wyników oszacowań teoretycznych (por. [7]) jak i wyników badań w locie ([7, 9]). Biorąc pod uwagę rezultaty przeglądu literatury przedmiotu przedstawione np. w pracach [7] i [11] spodziewano się również otrzymać wyniki o charakterze poznawczym.

Jak już wcześniej wspomniano przy projektowaniu doświadczeń uwagę skupiono na określeniu wpływu obecności wychłodzonego paliwa w zbiornikach skrzydłowych samolotu na przebieg zjawisk oblodzeniowych. Paliwo modelowano za pomocą wychłodzonego etanolu podawanego z niskotemperaturowego ultratermostatu Lauda RL-6CP. Badania zasadnicze poprzedzał cykl pomiarów wykonywanych podczas wychładzania tunelu. Po uzyskaniu zadanych parametrów powietrza i ustabilizowaniu się temperatury powierzchni płata załączano rozpylacz aerozolu wodnego. Z analizy przedstawionej w [11] wynika, że w omawianych przypadkach pomiarowych zapewniony był warunek wychłodzenia kroplel ciecży do temperatury równej temperaturze powietrza. Oznacza to, że powierzchnię profilu osiągały już kroplel przechłodzonej ciecży, tak jak w przypadku rzeczywistej atmosfery (por. [3, 8, 12]).

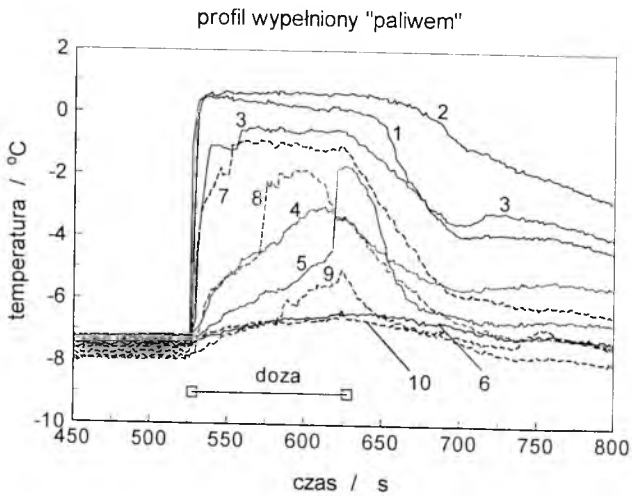
W niniejszym opracowaniu zostaną przedstawione wyniki wybranych, reprezentatywnych doświadczeń. Warunki tych eksperymentów, przeprowadzonych dla zerowego kąta zaklinowania modelu płata, podano w tabeli 1. Wyniki omawianych badań, w postaci zarejestrowanych przebiegów zmian temperatury w wybranych punktach pomiarowych, zobrazowano na Rys. 2÷5 w przypadku badań quasidynamicznych, oraz na rys. 7 dla badań dynamicznych.

Rysunki 2 i 3 przedstawiają odpowiednio wyniki badań profilu pustego i profilu z wewnętrznym przepływem ciecży modelującej paliwo. Numery poszczególnych krzywych odpowiadają numerom czujników pomiarowych (por. rys. 1). Na wykresach zaznaczono fragmenty odpowiadające podawaniu dozy aerozolu (czas dozowania: 100 s) W obydwu przypadkach oblodzenie objawia się gwałtownym wzrostem lokalnej temperatury powierzchni. Przyczyną wzrostu temperatury jest wydzielanie się ciepła krystalizacji wody. Obserwacje są zgodne

z przewidywaniami modelu Messingera [6], uwzględniającego również konwekcyjne straty ciepła (por. również [7]).



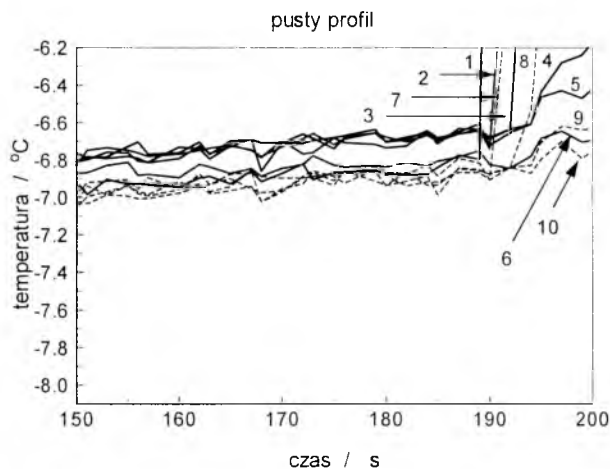
Rys. 2. Zmiany temperatury w wybranych punktach obładzanej powierzchni modelowego profilu pustego (przestrzeń wewnątrz wypełniona powietrzem)



Rys. 3. Zmiany temperatury w wybranych punktach obładzanej powierzchni modelowego profilu z wewnętrznym przepływem etanolu o temperaturze -10 C

Obładzanie jest najbardziej intensywne na krawędzi natarcia i w bezpośrednim jej sąsiedztwie, a więc w miejscach charakteryzujących się największym wychwytem ciekłej wody. Widać to wyraźnie na rys. 6,

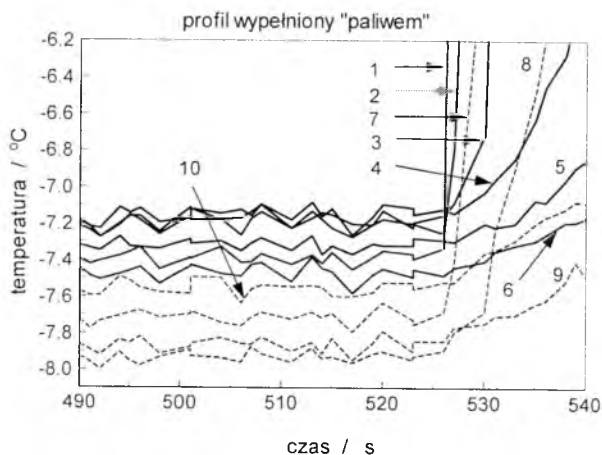
przedstawiającym termogram obladzanej powierzchni w fazie lodzenia. Różnice przebiegów z punktów pomiarowych położonych w dalszych częściach płata prawdopodobnie odpowiadają w dużej mierze nieregularnościom przepływu i są trudne do oceny ilościowej. Porównanie obydwu zobrazowanych przypadków potwierdzają wyniki obserwacji z pomiarów w locie [8] i wnioski z analizy teoretycznej [7] o stosunkowo małym wpływie obecności przechłodzonego paliwa na przebieg zasadniczych procesów oblodzeniowych. Pomimo dość intensywnego przepływu wewnętrznego wyraźnie wyodrębnić można tylko różnice w stacjonarnej części sygnału sprzed włączenia atomizerów. Jest to widoczne na rys. 4 i 5 przedstawiających analizowane fragmenty przebiegów.



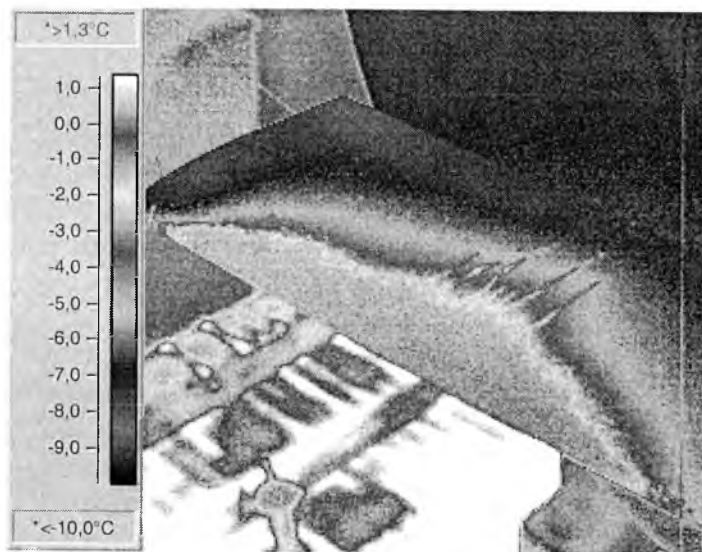
Rys. 4. Fragment zapisu zmian temperatury z okresu bezpośrednio poprzedzającego oblodzenie z badań profilu pustego. Linia ciągłą zaznaczono sygnały z górnej, a linią przerywaną z dolnej powierzchni płata

W przypadku profilu pustego rozbieżności pomiędzy temperaturami w poszczególnych punktach są niewielkie. Z analizy zarejestrowanych danych wynika, że sięgają one jedynie ok. 0,2 C. Jest to wielkość mieszcząca się w granicach błędu uwarunkowanego niezrównoważeniem kanałów pomiarowych. Włączenie przepływu cieczy o temperaturze -10 C, a więc niższej od temperatury powietrza w tunelu, wynoszącej w rzeczywistości ok. -7 C, powoduje zróżnicowanie temperatury powierzchni. Maksymalne różnice wzrastają do ok. 0,8 C. Jest to wartość trzykrotnie mniejsza od różnicy temperatury powietrza i płynu. Różnice temperatur odzwierciedlają różnice lokalnych wartości współczynników

przejmowania ciepła (por. [7] oraz [1] i [12]). Nieregularność sygnałów z okresów po włączeniu zraszania uniemożliwia przeprowadzenie precyzyjnej analizy porównawczej. Ograniczając się do wniosków jakościowych można jedynie stwierdzić, że krzywe oznaczone numerami 5, 8 i 9 wykazują największe rozbieżności.

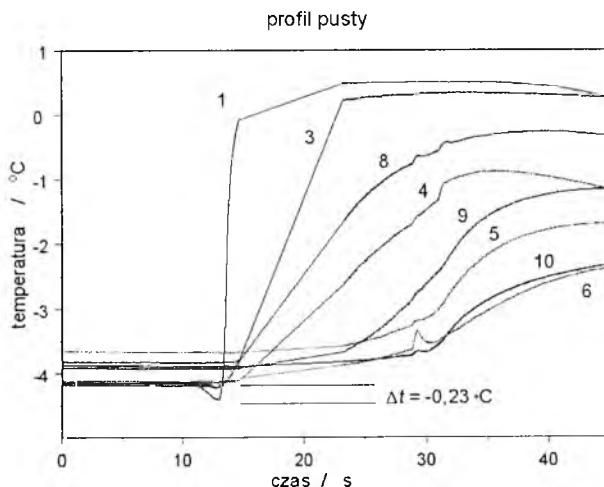


Rys. 5. Fragment zapisu zmian temperatury z okresu bezpośrednio poprzedzającego obładzenie z badań profilu wypełnionego etanolem o temperaturze -10°C



Rys. 6. Termogram powierzchni profilu w czasie dozowania: temperatura powietrza -7°C , prędkość 38,7 m/s, wilgotność względna 99%, doza aerozolu 100s, temperatura etanolu -10°C

Program badań quasidynamicznych, omówionych powyżej, uzupełniono badaniami dynamicznymi (por. Tab. 1). Przykładowe wyniki pomiarów temperatury dla płata w fazie obładzania przy podawaniu pierwszej dozy wody przedstawiono na Rys. 7. Ze względu na uszkodzenie dwóch termoelementów zarejestrowano sygnały z ośmiu tylko kanałów. Wystąpiły również okresowe przerwy w rejestracji sygnału (na Rys. 7 – okres od 14 do 23 s), które do prezentacji graficznej uzupełniono odcinkami prostoliniowymi.



Rys. 7. Zmiany temperatury podczas obładzania płata – badania dynamiki obładzania, rejestracja co 1 ms

W badaniach dynamicznych zaobserwowano powtórzenie sytuacji z wykonywanych wcześniej i opisanych w badaniach odbiornika ciśnień. Dotyczy to chwilowego spadku temperatury, osiągającego wartości do $-0,23\text{ }^{\circ}\text{C}$, bezpośrednio po załączeniu rozpylaczy aerozolu wodnego. W chwili obecnej, ze względu na szczupłość materiału badawczego, trudno pokusić się o wyjaśnienie teoretyczne zjawiska. Nie jest ono uzasadnione zjawiskami ujętymi w stacjonarnym modelu Messingera [6]. Omawiany spadek temperatury jest największy w przypadku czujnika nr 1, zamontowanego na krawędzi natarcia, a więc w strefie najbardziej intensywnego wychwytu kropeł. Pozwala to na zidentyfikowanie zjawisk związanych z wychwytem i przemianami fazowymi wody jako odpowiedzialnych za wystąpienie omawianego efektu. Charakter przebiegów w obszarze wzrostów temperatury odpowiada wynikom poprzednio omówionych rejestracji quasidynamicznych.

4. Analiza teoretyczna wybranych zjawisk wymiany ciepła

W celu przeprowadzenia analizy teoretycznej wybranych wyników doświadczeń wykonanych dla płata określono orientacyjne wartości współczynników przejmowania ciepła dla zewnętrznych i wewnętrznych powierzchni płata. Wykorzystano do tego celu modele opisane w [1] i [12] (por. również [7] i [10]). Dla powierzchni zewnętrznych płata posłużono się zależnością kryterialną na liczbę Nusselta dla opływu walca:

$$\text{Nu}_{dp} = \frac{\alpha_p d}{\lambda_p} = 1,14 \left[1 - \left(\frac{\varphi}{90} \right)^3 \right] \text{Pr}^{0,4} \text{Re}^{0,5} \quad (1)$$

gdzie λ_p jest przewodnością cieplną powietrza, d – średnicą noska profilu, φ - współrzędną kątową wektora wodzącego (dla punktu spiętrzenia $\varphi=0$), Pr liczbą Prandtla, a Re liczbą Reynoldsa dla przepływu powietrza, i odpowiednią zależnością dla powierzchni płaskiej:

$$\text{Nu}_x = \frac{\alpha x}{\lambda_p} = 0,0292 \text{Re}_x^{0,8} \quad (2)$$

gdzie x jest współrzędną liniową liczoną wzdłuż obrysu przekroju poprzecznego profilu od punktu spiętrzenia ku krawędzi spływu. Dla powierzchni wewnętrznej profilu, omywanej płynem chłodzącym, wykorzystano zależność stosowaną do obliczeń wymiany ciepła przy przepływie przez przewód płaski o przekroju prostokątnym:

$$\overline{\text{Nu}} = 1,85 \left(\text{Pe} \frac{d_h}{L} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (3)$$

gdzie d_h jest równoważną średnicą hydrauliczną, natomiast Pe - liczbą Peckleta przepływu wewnętrznego, L – rozpiętością płata.

Analizę odniesiono do przypadku opływu nieobładzanego płata z przepływem wewnętrznym. Analiza dotyczy zatem fragmentu zarejestrowanych sygnałów przedstawionych na Rys. 4 i 5. Rozważano problem wpływu obecności wychłodzonego płynu na zmiany temperatury powierzchni profilu. Na podstawie zależności (1)÷(3) określono wartości współczynników przejmowania ciepła dla rozważanych powierzchni. Wyniki oszacowań przedstawiono w tabeli 2. Wartości α wyznaczone dla powierzchni zewnętrznych są podobne do

danych przedstawionych w opracowaniu [7], charakteryzujących opływ skrzydła samolotu TS-11 Iskra poruszającego się z prędkością 150 m/s. Niezamierzone uzyskanie podobieństwa stwarza możliwość dodatkowych porównań. Wartość uzyskana dla powierzchni wewnętrznej wydaje się być nieco przeszacowana w stosunku do sytuacji występującej w rzeczywistych przypadkach, niemniej może być wykorzystana do oceny wyników eksperymentu. Zgodnie z oczekiwaniami współczynnik przejmowania ciepła na zewnątrz osiąga wyższe wartości niż dla powierzchni wewnętrznych. Znajduje to potwierdzenie w wynikach przeprowadzonych doświadczeń.

Wyznaczone zgodnie z powyżej opisaną metodyką wartości współczynników przejmowania ciepła wykorzystano do obliczenia temperatury powierzchni zewnętrznej profilu t_{zew} przy założeniu stacjonarności wymiany ciepła. W obliczeniach przyjęto temperaturę powietrza równą $t_{\infty} = -7^{\circ}\text{C}$, temperaturę płynu - „paliwa” -10°C , grubość ścianki profilu 1,5 mm, przewodność cieplną materiału profilu $157 \text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$. Wyniki obliczeń przedstawiono w tabeli 2.

Tabela 2. Oszacowanie wartości współczynników przejmowania ciepła i temperatury powierzchni

x [mm]	α_{zew} [$\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$]	α_{wew} [$\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$]	t_{zew} [$^{\circ}\text{C}$]	$t_{zew}-t_{\infty}$ [$^{\circ}\text{C}$]	$t_{zew}-t_l$ [$^{\circ}\text{C}$]
0	400	85,7	-7.53	0,53	0,00
10	260		-7.75	0,75	0,22
100	180		-7.98	0,98	0,45
200	150		-8.10	1,10	0,57
230	120		-8.26	1,26	0,83

* t_l – przyjęte do prezentacji oznaczenie temperatury na krawędzi natarcia

Pomimo orientacyjnego charakteru wyznaczonych wartości stanowią one ważne uzupełnienie wyników doświadczeń. Wyznaczone wartości są jakościowo zgodne z wynikami pomiarów. Dotyczy to w szczególności różnic temperatury spowodowanych włączeniem przepływu wewnętrznego. W obydwu przypadkach uzyskane rezultaty wskazują na dominację zjawisk wymiany ciepła na powierzchniach zewnętrznych – obserwowane wartości temperatury powierzchni są bliższe temperaturze powietrza niż temperaturze płynu chłodzącego.

5. Podsumowanie

Przedstawione w niniejszym opracowaniu wyniki badań pozwalają na ustosunkowanie się do kontrowersji dotyczących wpływu wychłodzonego paliwa znajdującego się w integralnych zbiornikach skrzydłowych na przebieg zjawisk oblodzeniowych. Przy opływie suchym powietrzem dominującą rolę odgrywają zjawiska wymiany ciepła na powierzchniach zewnętrznych. W przypadku opływu powietrzem mokrym, a więc w sytuacji intensyfikacji zjawisk wymiany ciepła i masy też na powierzchni zewnętrznej, udział wychłodzonego paliwa w kształtowaniu zjawisk oblodzeniowych jeszcze bardziej zmaleje. Potwierdzają to wyniki analizy teoretycznej przedstawionej w opracowaniu [7]. Wychłodzone paliwo może zatem mieć istotny wpływ na rozwój oblodzenia tylko przy postoju samolotu lub przy jego poruszaniu się z bardzo małymi prędkościami, oraz w sytuacjach bardzo dużych, sięgających kilkudziesięciu stopni Celsjusza poniżej zera, przechłodzeń paliwa. Podobne wnioski można wysnuć z analizy danych przedstawionych w monografiach [3] i [13] – w obydwu przypadkach ich autorzy odnoszą się do zagrożeń oblodzeniowych spowodowanych obecnością wychłodzonego paliwa tylko w sytuacjach statycznych, a nie podczas lotu samolotu.

W ocenie części metodycznej przedstawionych badań uwagę należy zwrócić na konieczność uzupełnienia prezentowanych wyników analizy teoretycznej obliczeniami parametrów wymiany ciepła z uwzględnieniem nagrzewania kinetycznego oraz uwzględnieniem podstawowych zjawisk wymiany masy przy obładzaniu. Dodatkowej analizy, a być może i powtórzenia doświadczeń, wymaga także wyjaśnienie efektu obniżenia temperatury poprzedzającego fazę gwałtownego jej wzrostu na początku obładzania. Prace w tych zakresach są prowadzone.

Bibliografia

1. Bejan A., *Convection Heat Transfer*. Nowy Jork, John Willey & Sons, Inc., 1995
2. Kochański A., *Obladanie samolotów*. Lwów, Instytut Techniki Szybownictwa i Motoszybownictwa, 1938
3. Lankford T. T., *Aircraft Icing. A Pilot's Guide*. New York, MacGraw-Hill, 2000

4. Mazin I.P., *Fiziczeskije osnovy obliedienija samoliotov*. Moskwa, Gidromieteorologiczeskoje Izdatielstwo, 1957
5. Maryniak J., Goszczyński J., Pyrz J., *Analiza katastrofy samolotu TS-11 ISKRA nr 1H0713 w dniu 11.11.1998 r. koło Otwocka – hipoteza intensywnego obladzania w fazie lotu wznoszącego*, Mechanika w lotnictwie, ML-X 2002, Warszawa 2002
6. Messinger B. L.: *Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed*, J. Aeronautical Sci., **20**, 1953, str. 29-42
7. Panas A. J., Terpiłowski J., *Analiza termodynamiczna zjawisk wymiany ciepła przy opływie wybranych elementów konstrukcyjnych samolotu TS-11 Iskra strumieniem wilgotnego przechłodzonego powietrza*. Ekspertyza WAT, Warszawa 2000
8. Tieniszew R., *Protiwoobliedienitielnyje sistiemy lietatielnych apparatow*, Maszynostroenie Izdatelstwo, Moskwa 1967
9. Terpiłowski J., Panas A. J., Sobieraj W., Jakielaszek Z., *Investigations of an Airfoil Surface Temperature Changes of a Jet Plane on Flight in Changing Atmospheric Conditions*. Proceedings of „Tempmeko 2001”, Berlin, 19-21 June 2001, edited by Fellmuth B., Siedel J. and Scholz G., Berlin 2002, 1059–1064.
10. Waślicki P., Panas A., *Transient Temperature Measurements During Wind Tunnel Investigations of Icing Phenomena*, 9 th International Symposium on Temperature and Thermal Measurements in Industry and Science, Cavtat – Dubrovnik Croatia 22–25 June 2004 r. LPM/FSB, Zagreb 2004, p. 225 – streszczenie, pełny tekst wydany na CD
11. Waślicki P., *Analiza wymiany ciepła wybranych elementów konstrukcyjnych statku powietrznego w warunkach oblodzenia*, WAT 2004
12. Staniszewski B., *Wymiana ciepła*. PWN, Warszawa 1980
13. Civil Aviation Authority, *Aircraft Icing Handbook*, New Zealand, 2000

ANALIZA TURBULENCJI W WARSTWIE PRZYŚCIENNEJ NA PROFILU ZA OPŁYWANYM RUCHOMYM SLOTEM

ROBERT JÓZWIAK

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

PIOTR SIERPUTOWSKI

Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej

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

Obiektem zaawansowanych badań aerodynamicznych był układ profilu lotniczego wraz ze slotem-deflektorem. Zastosowanie nowatorskiego pomysłu slotu-deflektora, który z założenia przyjmuje położenie styczne do lokalnej linii prądu, zaowocowało niespodziewaną wręcz poprawą charakterystyk aerodynamicznych, szczególnie dotyczy to bardzo niskiego współczynnika oporu. W celu bliższego wyjaśnienia zachodzących zjawisk przeprowadzono dokładne pomiary struktury warstwy przyściennej na profilu, za slotem-deflektorem. Zmierzono profile prędkości wzdłuż górnej krzywizny profilu oraz eksperymentalnie zbadano pole pojawiających się pulsacji turbulentnych. Przeprowadzone pomiary oraz analiza wyznaczonych parametrów warstwy przyściennej umożliwiają obserwację ewolucji turbulencji wewnątrz warstwy, co jest następstwem „zlewania” się przepływu przyściennego na profilu z warstwą sphywającą z powierzchni slotu.

1. Wstęp

Aktywne sterowanie opływem powierzchni nośnych to jedno z podstawowych zadań współczesnej aerodynamiki. Wiąże się ono z praktyczną, w warunkach lotu, realizacją wielokryterialnej optymalizacji układu sił i momentów działających na skrzydło samolotu.

Jednym z powszechnie stosowanych dotychczas sposobów i urządzeń do sterowania opływem skrzydła oraz generowania pożądanых charakterystyk aerodynamicznych są klasyczne sloty. Urządzenia te mają

jednak wiele wad. Przedmiotem realizowanego szerokiego projektu badawczego była nowatorska technologia sterowania opływem profilu i generowanie w ten sposób odpowiednich charakterystyk aerodynamicznych. Sterowanie opływem profilu odbywało się poprzez odpowiednio zaprojektowaną mechanizację jego krawędzi natarcia. Elementem mechanizacji profilu jest urządzenie nazwane obrotowym slotem-deflektorem. Specyficznie ukształtowany i zaprojektowany slot-deflektor był instalowany w odpowiedni sposób w rejonie krawędzi natarcia profilu z możliwością obrotu względem stałej osi.

Zastosowanie nowatorskiego pomysłu slot-deflektora, który z założenia przyjmuje położenie styczne do lokalnej linii prądu, zaowocowało niespodziewaną wręcz poprawą charakterystyk aerodynamicznych, szczególnie dotyczy to bardzo niskiego współczynnika oporu. W celu bliższego wyjaśnienia zachodzących zjawisk przeprowadzono dokładne pomiary struktury warstwy przyściennej na profilu, za slotem-deflektorem.



Rys.1. Sposób lokalizacji slot-deflektora przed krawędzią natarcia profilu podstawowego i powyżej jego osi obrotu

2. Badania warstwy przyściennej

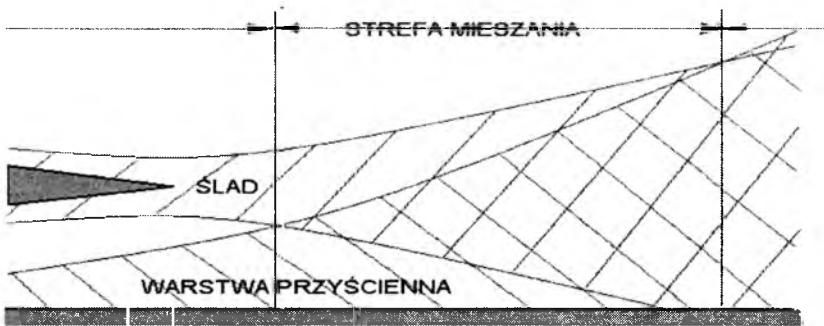
Oddziaływanie slot-deflektora na warstwę przyścienną profilu głównego jest dwójakiego rodzaju.

Po pierwsze, pole prędkości przy ścianie profilu jest deformowane na skutek bezpośredniego oddziaływania (cyrkulacji) slotu. Powoduje to zmianę rozkładu ciśnienia wzdłuż konturu profilu. Patrząc na takie oddziaływanie od strony warstwy przyściennej, zmieniają się warunki brzegowe, przy jakich następuje jej dalsza ewolucja.

Po drugie, opływ samodzielnego elementu jakim jest slot-deflektor, generuje wyraźny ślad aerodynamiczny. W zależności od kąta natarcia ślad ten może pojawiać się w formie tzw. warstwy ścinanej –

formowanej spływem warstw przyściennych z górnej i dolnej powierzchni slotu (sytuacja przy małych kątach natarcia), albo w formie typowego, dość szerokiego śladu zaburzeń powstałego wskutek oderwania strumienia przyściennego na grzbiecie slotu (przypadek dużych kątów natarcia).

W obu wyschematyzowanych przypadkach warstwa przyścienna rozwijająca się na głównym profilu jest zaburzana generowanym śladem aerodynamicznym za slotem, a stopień tego zaburzania, czy też stopień penetracji, zależy z jednej strony od podatności warstwy przyściennej na profilu, z drugiej zaś od intensywności i dynamiki śladu (rys. 2).



Rys. 2. Mieszanie śladu spływającego za slotu z warstwą przyścienną profilu

Dwie wymienione przyczyny deformacji pola prędkości w warstwie przyściennej mają istotny wpływ na jej stateczność, ewolucję oraz wielkości naprężeń stycznych na ścianie, co w efekcie końcowym daje określoną wartość siły oporu. Biorąc pod uwagę jedną z głównych przesłanek, jakie leżały u podstaw wprowadzenia na skrzydło slotu-deflektora w miejsce klasycznego slotu - redukcję współczynnika oporu - bliższa analiza zjawisk zachodzących w warstwie przyściennej daje możliwość ich ewentualnej kontroli właśnie w aspekcie redukcji oporu.

Mając na uwadze specyfikę przepływów przyściennych, jakie w dostępnych warunkach tunelowych generują się na modelu układu profil - slot-deflektor, badania eksperymentalne podzielono na dwa zakresy tematyczne:

- pomiary charakterystyk warstwy przyściennej przy uproszczonym modelu zjawiska; pierwszoplanowym obiektem zainteresowań była w tym przypadku dyfuzja śladu zaburzeń generowanego za slotem oraz jego oddziaływanie na profile warstwy przyściennej;

- pomiary charakterystyk warstwy przyściennej dla pełnego modelu profilu ze slotem-deflektorem (segment modelu skrzydła); badania zostały realizowane pod kątem wyznaczenia parametrów kształtu oraz charakterystyk turbulencji dla ewoluującej warstwy przyściennej.

Pomiary prędkości wykonywane były przy wykorzystaniu termoanemometru stałotemperaturowego oraz wielokanałowego systemu próbkującego współpracującego z komputerem. Akwizycja danych pomiarowych odbywała się przy wykorzystaniu wspomaganie komputerowego, wykorzystując 16-bitowy przetwornik analogowo-cyfrowy.

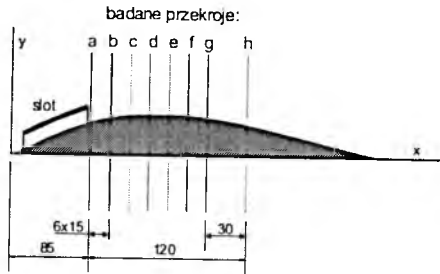
Poprzeczna trawersacja warstwy przyściennej sterowana była komputerowo, w układzie silnik napędu posuwu-przetwornik AD-komputer. Aktualną pozycję sondy pomiarowej ustalano z dokładnością 0.02mm (dla modelu uproszczonego) lub 0.01mm (dla modelu pełnego). Własne, specjalistyczne oprogramowanie stosowano do obróbki mierzonego sygnału pomiarowego oraz do dalszej analizy wyników.

2.1. Badania warstwy przyściennej na modelu uproszczonym

Obecność slotu-deflektora jest przyczyną generacji śladu aerodynamicznego, który spływając oddziałuje na warstwę przyścienną rozwijającą się na profilu głównym. Patrząc na takie oddziaływanie z pozycji wzajemnego nakładania się struktur przepływowych mamy do czynienia z dyfundującym śladem w postaci lokalnego ubytku prędkości, który rozwija się w polu prędkości kształtowanym poprzez mechanizmy lepkościowe, wywołane oddziaływaniem ścianki profilu głównego.

W celu rozpoznania zjawisk związanych z dyfuzją śladu aerodynamicznego posłużono się modelem uproszczonym, który z uwagi na stosunkowo duże skale geometryczne charakteryzujące struktury przepływu okazał się bardzo wygodny, zarówno od strony technicznej realizacji pomiarów, jak i końcowej analizy uzyskanych wyników.

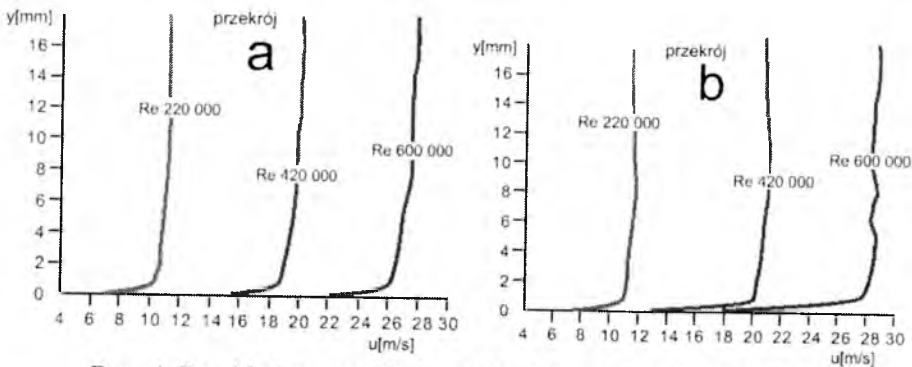
Z założenia pomiary przeprowadzono dla modelu, który pozwalał na analizę efektów oddziaływania śladu aerodynamicznego w stosunkowo najmniej korzystnych warunkach jego ewolucji. Jako najmniej korzystne warunki przepływowe przyjęto pole prędkości, w którym na profilu pojawia się rozwinięta turbulentna warstwa przyścienna. W takim przypadku spodziewać się można silnego tłumienia wprowadzanych zaburzeń na drodze turbulentnej dyssypacji.



Rys. 3. Model uproszczony

Na rys. 3 pokazano schemat zastosowanego do badań, uproszczonego modelu. Na podłodze tunelu aerodynamicznego do badania warstw przyściennych położono model górnej połówki płata (rozpiętość modelu pokrywała całą szerokość tunelu aerodynamicznego). Początek płata (czyli jego część noskowa) został ulokowany w strefie, w której na ścianie tunelu ukształtowana była rozwinięta, stabilna, turbulentna warstwa przyścienna.

Pomiary rozkładów prędkości w poszczególnych przekrojach przeprowadzono dla trzech wartości charakterystycznej liczby Reynoldsa (odniesionej do cięciwy modelu): 220000, 420000 i 600000. W każdym punkcie pomiarowym, dla każdej odległości od ścianki, średnia prędkość przepływu mierzona była trzykrotnie, a wartość wynikową ustalano obliczając średnią z trzech pomiarów.



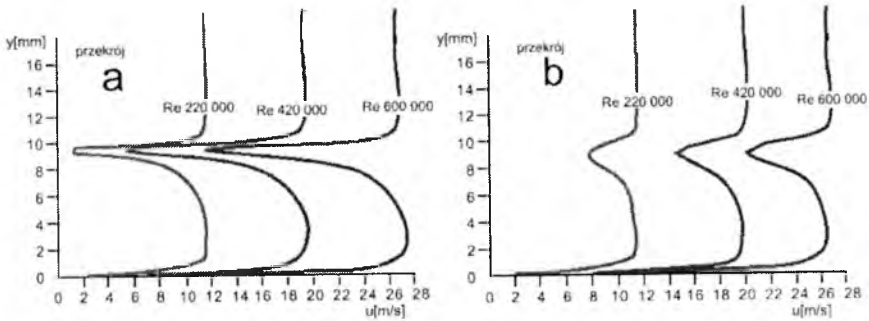
Rys. 4. Przykładowe rozkłady prędkości – przypadek bez slotu

Na rys.4 przedstawiono przykładowo zmierzone profile prędkości dla układu bez slotu, z kolei rys.5 prezentuje typowe profile prędkości, ale już w obecności opływającego slotu-deflektora. Uwagę zwraca wyraźny

śląd aerodynamiczny za slotem, który w polu przepływu generuje silny ubytek prędkości. Ewolucja śladu charakteryzuje się dużą regularnością:

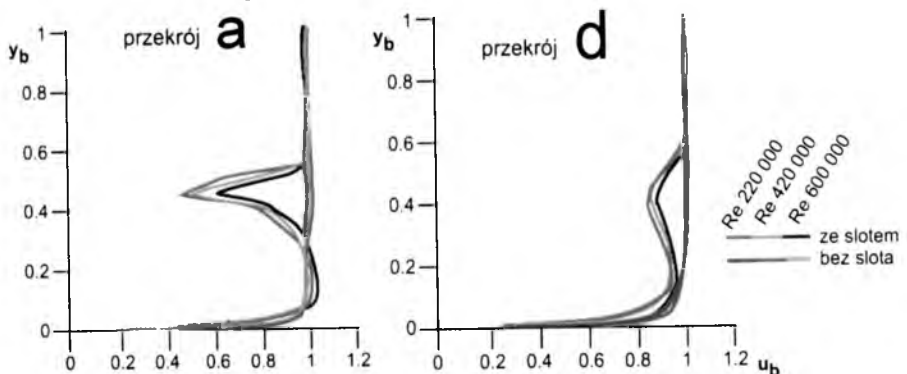
- na pierwszym odcinku (odległość od slotu rzędu szerokości szczeliny) przede wszystkim przyrasta prędkość w osi śladu, jego szerokość niewiele wzrasta, co sugeruje dość słabe efekty mieszania wymuszone gradientami prędkości;

- w dalszych odległościach od slotu ślad aerodynamiczny wyraźnie pogrubia się, przy czym pojawia się wyraźna asymetria: gradienty prędkości na dolnej połowce śladu są mniejsze w porównaniu do połowki górnej, a jednocześnie zaczynają maleć gradienty prędkości przy ścianie głównego profilu.



Rys. 5. Przykładowe rozkłady prędkości – przypadek ze slotem

Aby ocenić wpływ liczby Reynoldsa na sposób ewolucji śladu, profile prędkości wyrażono także we współrzędnych bezwymiarowych, gdzie wymiarem liniowym odniesienia była lokalna grubość warstwy przyściennej, a prędkością odniesienia – lokalna prędkość na granicy warstwy przyściennej. Przykładowe wyniki pokazano na rys.6. Widoczne jest dość duże samopodobieństwo profilów.



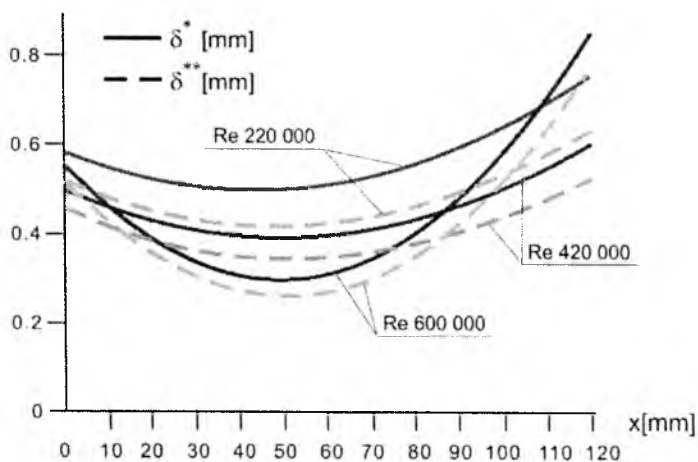
Rys. 6. Bezwymiarowe profile prędkości

W celu dalszej dokładniejszej analizy profili prędkości wyznaczono charakterystyczne parametry warstwy przyściennej: grubość straty wydatku (δ^*), grubość straty pędu (Θ) oraz tzw. parametr kształtu H . Na rys.7,8 pokazano odpowiednio rozkłady parametru kształtu H oraz grubości straty wydatku i pędu dla układu wyjściowego (bez slotu), zaś rys. 9,10 ilustrują rozkłady tych samych wielkości dla opływu ze slotem-deflektorem. Najistotniejsze wnioski, jakie nasuwają się z analizy wyników uzyskanych dla modelu uproszczonego można sformułować następująco:

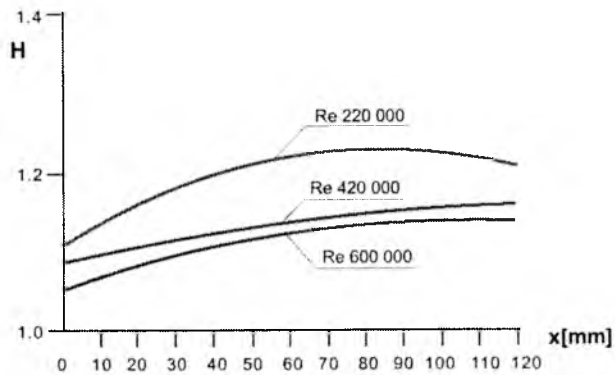
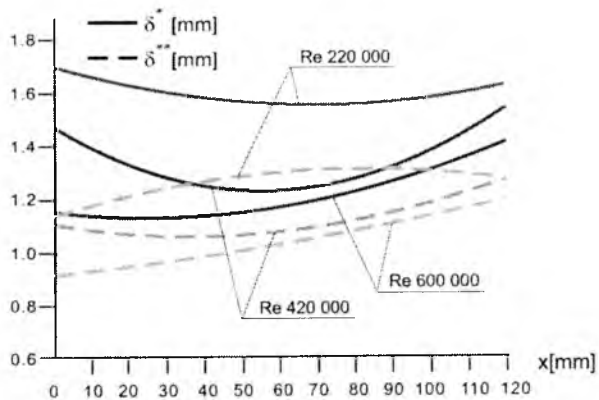
- obecność śladu aerodynamicznego za slotem w istotny sposób zmienia zarówno grubość straty wydatku jak i grubość straty pędu w pełnej (złożonej) warstwie przyściennej – obie wielkości rosną;

- wzrost grubości straty wydatku i pędu w przekrojach stosunkowo daleko położonych od slotu, przy jednoczesnym bardzo niewielkim przyroście grubości warstwy przyściennej wskazuje, że dyfuzja śladu zaburzeń wpływa na lokalne zmniejszenie naprężeń stycznych na ścianie płata;

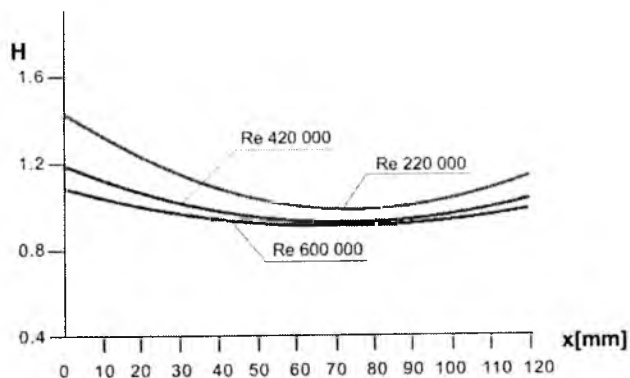
- przebieg parametru kształtu H dość silnie odzwierciedla oddziaływanie dyfundującego śladu aerodynamicznego na rozkład naprężeń stycznych w warstwie przyściennej – tuż za slotem na deformację pola prędkości decydujący wpływ ma duży ubytek prędkości w śladzie, dalej zaś do głosu dochodzi dyfuzja zaburzeń.



Rys. 7. Rozkłady grubości straty wydatku i pędu (bez slotu)

Rys. 8. Rozkład parametru kształtu H (bez slotu)

Rys. 9. Rozkłady grubości straty wydatku i pędu (ze slotem)

Rys. 10. Rozkład parametru kształtu H (ze slotem)

2.2. Badania warstwy przyściennej na modelu pełnym

Kolejny etap badań struktury warstwy przyściennej poddanej oddziaływaniu slotu-deflektora zrealizowano dla pełnego modelu układu. Celem przeprowadzonych pomiarów było uzyskanie charakterystyk warstwy przyściennej oraz, generalnie, analiza strumienia przyściennego w przypadku identycznych warunków opływu, dla jakich wyznaczano przebiegi współczynników aerodynamicznych.

Dysponując ogólną wiedzą na temat możliwości ewolucji śladu aerodynamicznego za slotem-deflektorem, uzyskaną na podstawie analizy pola prędkości dla uproszczonego modelu, wypracowano schemat pomiarowy umożliwiający dość dokładne śledzenie zjawisk występujących w strumieniu przyściennym podczas opływu układu płat – slot-deflektor. Analizę wyników prowadzono mając na uwadze dwa podstawowe zamierzenia:

- wyjaśnianie mechanizmów fizycznych zjawisk rzutujących na własności przepływu przyściennego w układzie płat – slot-deflektor;
- parametryzację warstwy przyściennej w kontekście wykorzystywania danych pomiarowych do numerycznego modelu obliczeniowego.

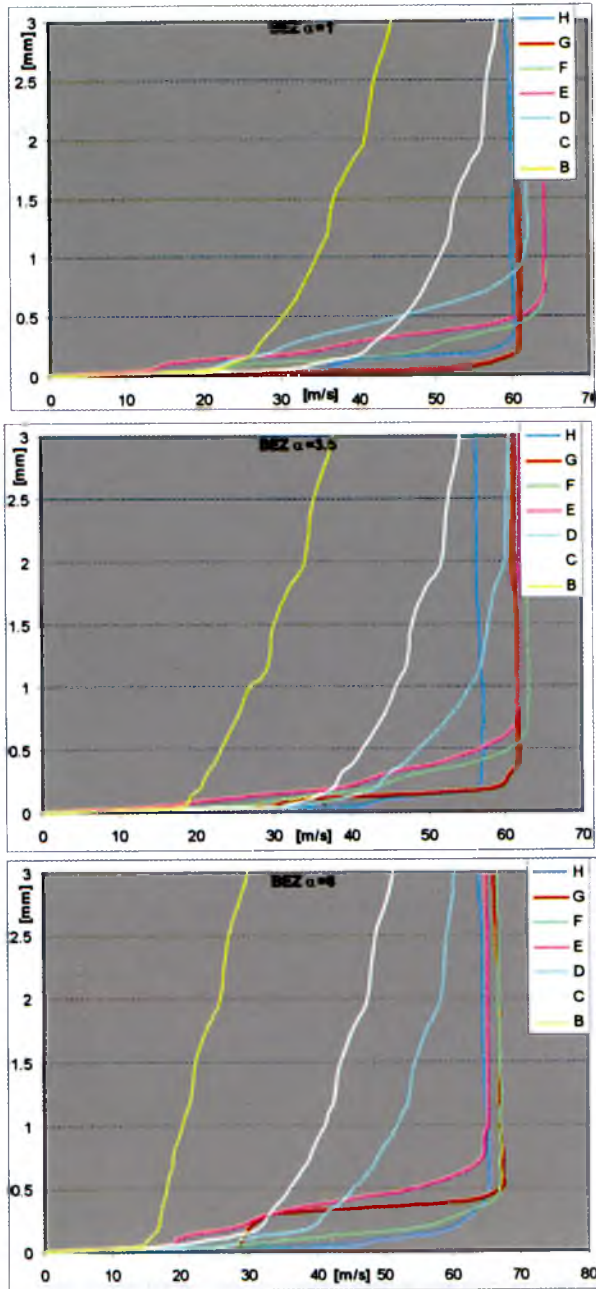
Badania realizowano dla różnych konfiguracji geometrycznych slotu-deflektora w stosunku do głównego płata, m.in.:

- dla układu optymalnego, tzn. takiego, który na podstawie pomiarów charakterystyk aerodynamicznych okazał się najkorzystniejszy w kontekście zastosowania na samolocie (konfiguracja OPTY);
- dla układu wyróżniającego się stwierdzonym największym lokalnym spadkiem współczynnika oporu (konfiguracja MAX).

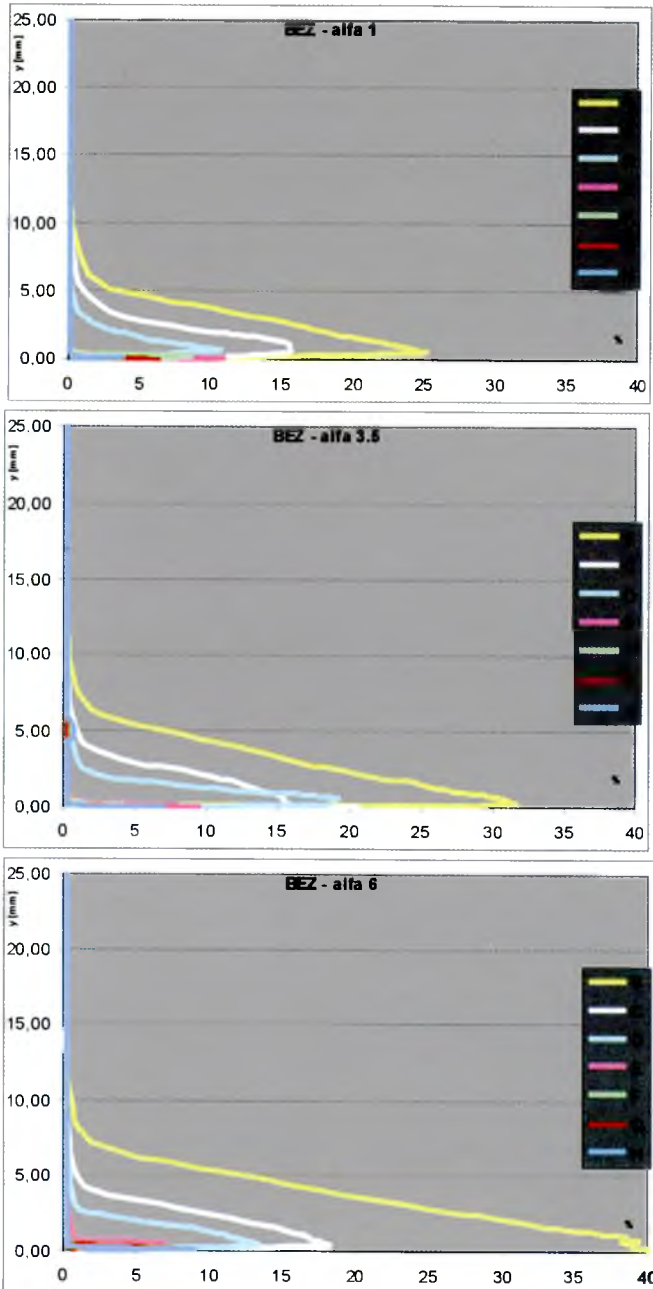
Wszystkie pomiary przeprowadzono dla jednej liczby Reynoldsa 840000.

Na rys.11-13 zaprezentowano wybrane wyniki ilustrujące własności warstwy przyściennej w przypadku opływu samego płata, bez slotu-deflektora.

Rys.11 przedstawia typowe zmierzone profile prędkości średniej dla różnych kątów natarcia. Naturalna ewolucja warstwy przyściennej jest doskonale widoczna – np. grubość zmienia się od ok. 0.5 mm w przekrojach blisko noska płata, do ok. 3 mm w części tylnej; przy dużych kątach natarcia wyraźnie pojawia się oderwanie.



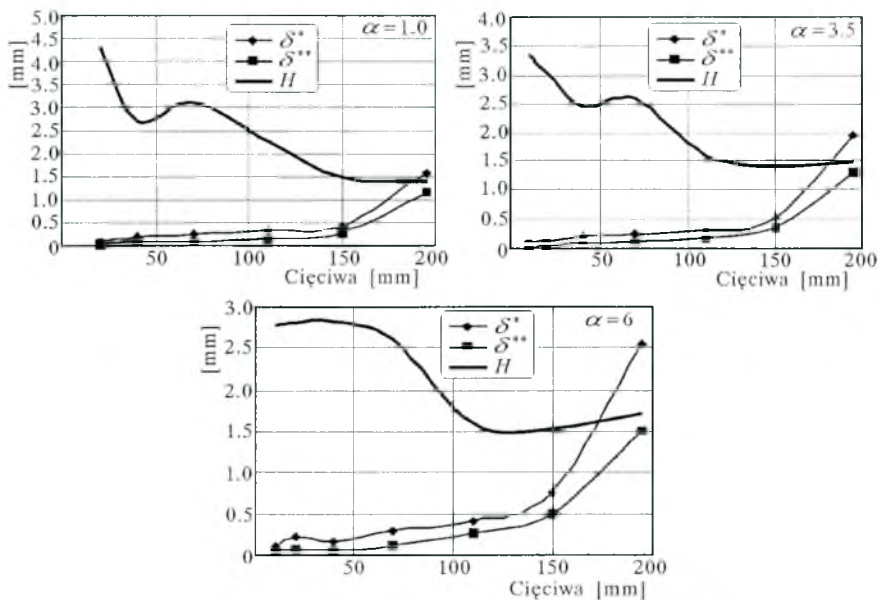
Rys. 11. Profile prędkości bez slotu w kolejnych przekrojach dla trzech kątów natarcia



Rys. 12. Rozkłady intensywności turbulencji w kolejnych przekrojach dla trzech kątów natarcia

Na rys. 12 pokazano przykładowe rozkłady intensywności turbulencji (wartość skuteczna pulsacji prędkości wyrażona w procentach lokalnej prędkości średniej). Profile turbulencji są doskonale skorelowane z profilami prędkości średniej i przejrzyste ilustrują ewolucję warstwy przyściennej od strony zmian w strukturach pola pulsacji prędkości.

Na rys. 13 przedstawione są rozkłady obliczonych parametrów warstwy przyściennej wzdłuż długości cięciwy płata – grubości straty wydatku, grubości straty pędu oraz parametru kształtu. Rozkłady te w bardzo czytelny sposób ilustrują rozwój efektów lepkościowych, jakie towarzyszą zmianom warstwy przyściennej na płacie.



Rys. 13. Rozkłady parametrów warstwy przyściennej dla różnych kątów natarcia - bez slota

Wyniki uzyskane dla optymalnej konfiguracji geometrycznej układu slot-deflektor (konfiguracja OPTY) pokazano na rys.15-18. Konfiguracja MAX jest zilustrowana przebiegami zaprezentowanymi na rys.19-22.

Generalnie, profile prędkości pokazują bardzo wyraźnie dwójakie oddziaływanie opływanego slot-deflektora:

- poprzez dyfundujący ślad aerodynamiczny, który w postaci silnej strefy zaburzeń oddziałuje na warstwę przyścienną od góry;
- poprzez efekt „doładowania”, czyli lokalnego wzrostu prędkości przy ścianie w stosunku do prędkości na zewnątrz warstwy przyściennej.

Oba wymienione oddziaływania charakteryzują się różną intensywnością w zależności od kąta natarcia. O ile efekt „doładowania” jest niemal identyczny w szerokim zakresie kątów natarcia (co potwierdza słuszność koncepcji slotu-deflektora jako urządzenia zapewniającego optymalne działanie zarówno przy małych jak i dużych kątach natarcia), to z kolei efekt związany z generacją śladu aerodynamicznego od kąta natarcia wyraźnie zależy – rośnie wraz ze wzrostem kąta, gdyż jednocześnie wzrasta szerokość generowanego śladu.

Optyw slotu-deflektora pod dużym kątem natarcia generuje dość szeroki ślad aerodynamiczny, w którym dominują wirowe struktury turbulენტne o skalach poprzecznych porównywalnych, a nawet przekraczających grubość „naturalnej” warstwy przyściennej, co w efekcie końcowym przyspiesza i poszerza turbulizację strumienia przyściennego.

Przeprowadzone pomiary wykazały, że wyznaczenie parametrów warstwy przyściennej, takich jak grubość straty wydatku i grubość straty pędu, w przypadku warstwy ukształtowanej oddziaływaniem slotu-deflektora, wymaga uściślenia oraz dodatkowej dyskusji. Pojawiający się efekt „doładowania”, czyli lokalnego wzrostu prędkości przy ścianie w stosunku do prędkości przepływu poza warstwą przyściennej, stawia pod znakiem zapytania stosowanie klasycznej definicji wspomnianych parametrów warstwy, w której prędkością odniesienia jest prędkość na granicy warstwy (U_e):

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \quad (\text{grubość straty wydatku})$$

$$\Theta = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) \frac{u}{u_e} dy \quad (\text{grubość straty pędu})$$

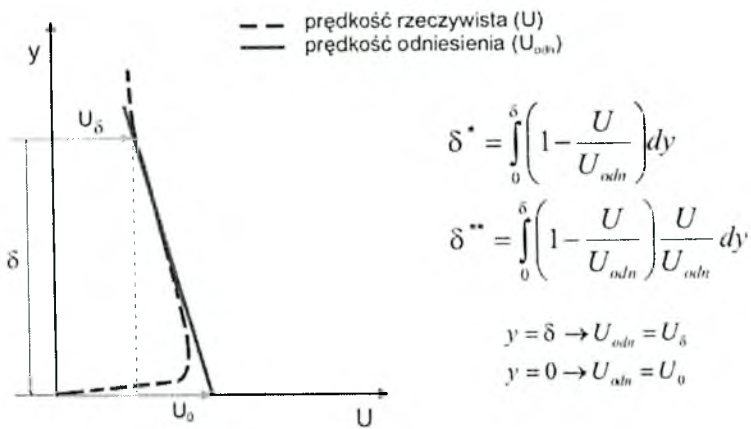
Przyczyną wzrostu prędkości przy powierzchni jest jej duża krzywizna, a ściślej fakt, że grubość warstwy przyściennej nie jest mała (zaniedbywalna) w stosunku do promienia krzywizny powierzchni. Prowadzi to w efekcie do niejednorodności rozkładu prędkości (wzrostu prędkości w kierunku ścianki) zarówno przepływu poza warstwą przyściennej (nielepkiego), jak i w zewnętrznym obszarze warstwy.

Jeżeli traktujemy, że oba parametry warstwy przyściennej wprowadzamy w celu wyrażenia efektów oddziaływania tarcia, a profilem prędkości, z którym porównujemy profil rzeczywisty jest rozkład dla hipotetycznego przepływu nielepkiego, (rys.14) to oczywiście definicje

grubości straty pędu i wydatku muszą zostać zmodyfikowane. Zamiast stałej prędkości odniesienia U_e , czyli prędkości na granicy warstwy przyściennej (porównanie z nielepkiem, jednorodnym rozkładem prędkości), należy wprowadzić zmienną prędkość odniesienia U_{odn} (porównanie z nielepkiem, liniowo zmiennym rozkładem prędkości), która musi spełnić następujące warunki brzegowe:

$$\text{dla } y = 0 \quad U_{odn} = U_0 \quad (\text{prędkość na ścianie płata})$$

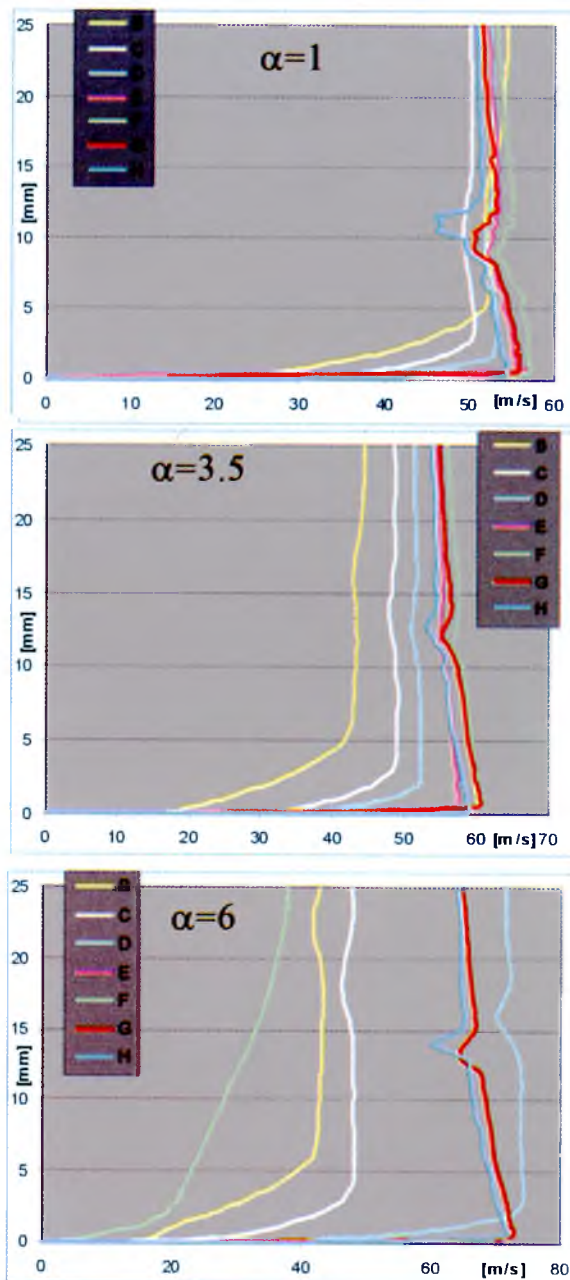
$$\text{dla } y = \delta \quad U_{odn} = U_\delta \quad (\text{prędkość na granicy warstwy}).$$



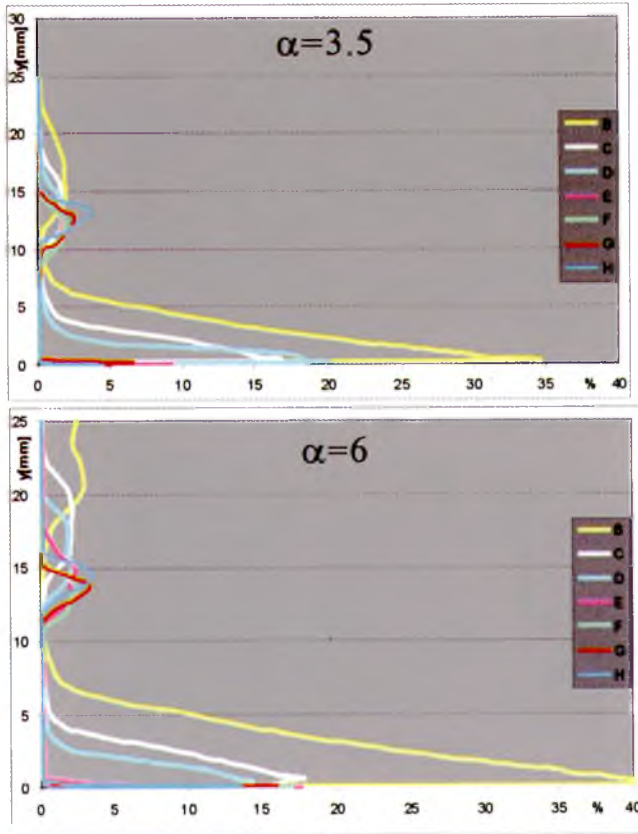
Rys. 14. Schemat rozkładu prędkości w warstwie przyściennej przy niespełnieniu warunku jednorodności przepływu zewnętrznego

Dysponując zmierzonym profilem prędkości, wartość prędkości odniesienia na ścianie U_0 (czyli nachylenie liniowo zmiennego profilu dla przepływu nielepkiego) można wyznaczyć przyjmując, że zmierzona prędkość maksymalna leży na rozkładzie prędkości, jaki powstałby bez oddziaływania lepkości.

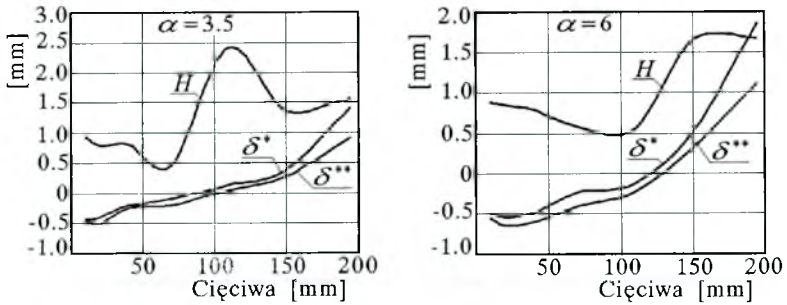
Powyższe podejście umożliwia precyzyjne uwzględnienie efektów tarcia w rozkładach prędkości, ale z kolei ma także słabą stronę – nie odzwierciedla efektu „doładowania”. Efekt ten jest za to doskonale widoczny przy klasycznym wyrażaniu parametrów kształtu warstwy, kiedy prędkością odniesienia jest stała wartość na granicy warstwy. „Doładowanie” powoduje, że grubość straty wydatku i grubość straty pędu spadają poniżej zera, osiągając wartości ujemne. Jest to logiczne, jeżeli weźmiemy pod uwagę, że w tym przypadku efekt „doładowania” działa, od strony lokalnego wydatku i lokalnego pędu, odwrotnie niż oddziaływanie lepkościowe w postaci tarcia.

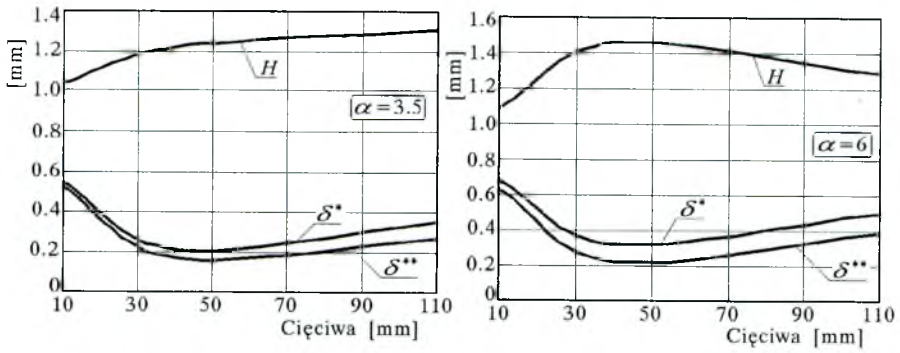


Rys.15. Profile prędkości dla różnych kątów natarcia (konf.OPTY)

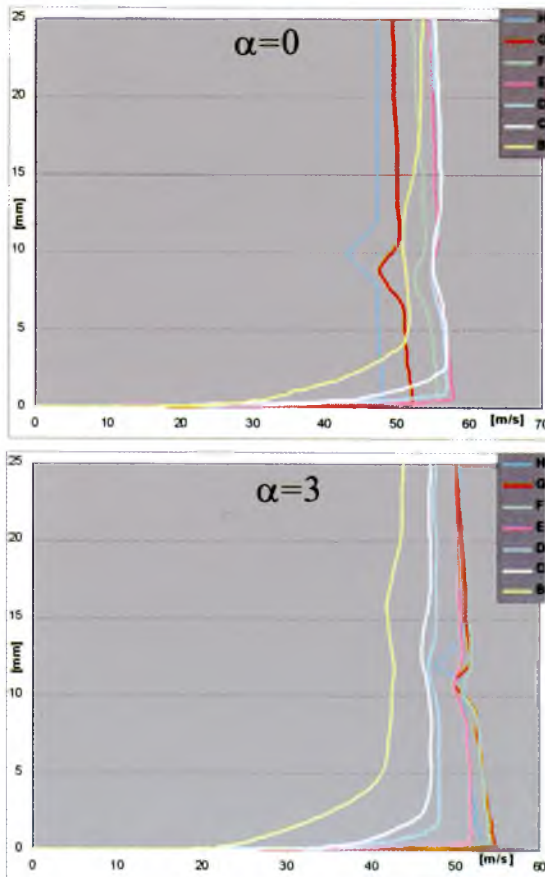


Rys.16. Rozkłady intensywności turbulencji (konf.OPTY)

Rys.17. Rozkłady parametru kształtu warstwy przyściennej dla stałej prędkości odniesienia U_δ (konf.OPTY)

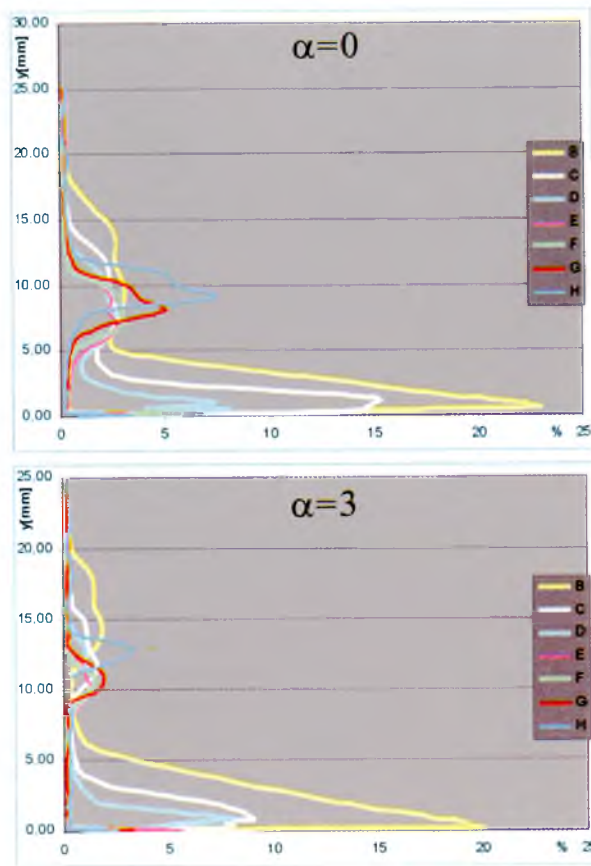


Rys. 18. Rozkłady parametru kształtu warstwy przyściennej dla zmiennej prędkości odniesienia U_{odn} (konf.OPTY)



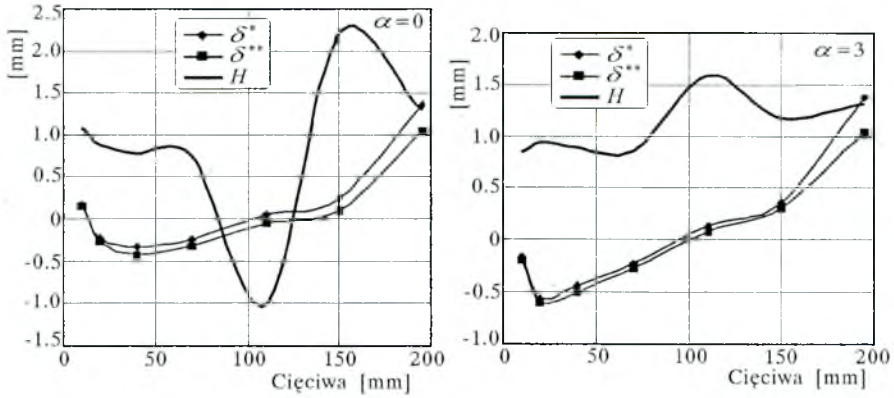
Rys.19. Profile prędkości dla różnych kątów natarcia (konf.MAX)

Na rys.17 i 21 zaprezentowano „klasyczne” przebiegi grubości straty pędu, grubości straty wydatku oraz parametru H wzdłuż długości cięciwy płata, dla wersji obliczeń ze stałą prędkością odniesienia U_e , zaś rys. 18 i 22 przedstawiają wyniki dla wersji ze zmienną prędkością odniesienia U_{odn} .

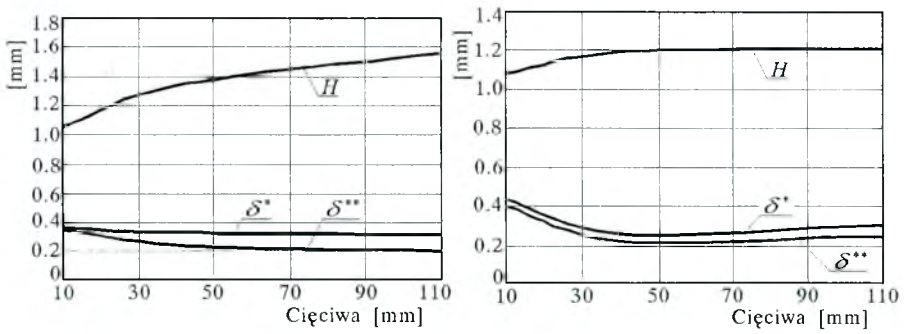


Rys. 20. Rozkłady intensywności turbulencji (konf.MAX)

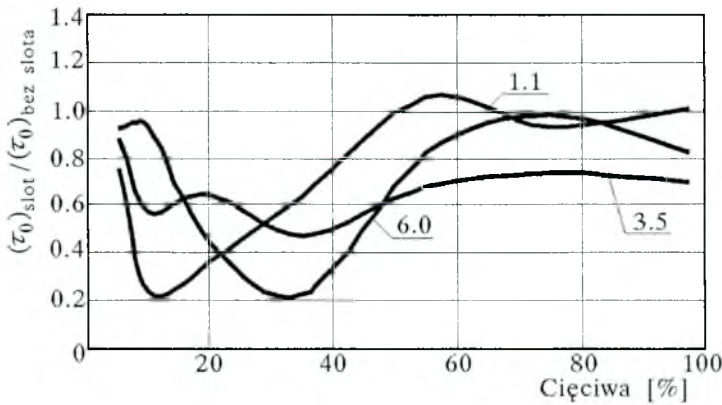
Wyniki uzyskane podczas badania pola prędkości w warstwie przyściennej umożliwiły także przeprowadzenie analizy dystrybucji energii turbulentnej oraz naprężeń stycznych na ścianie płata (rys. 23 i rys. 24).



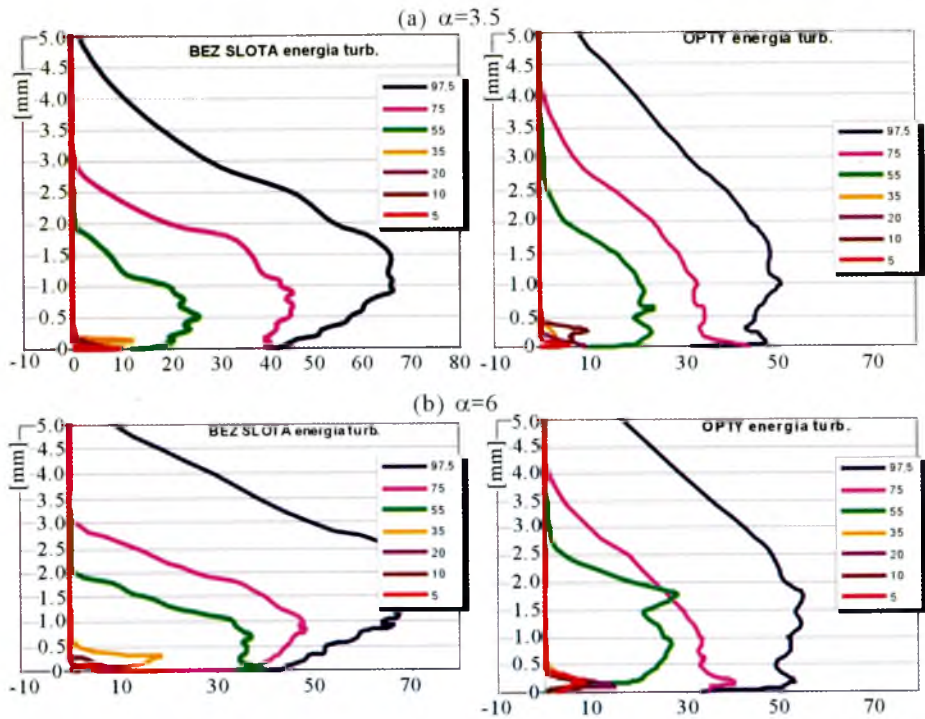
Rys. 21. Rozkłady parametru kształtu warstwy przyściennej dla stałej prędkości odniesienia U_δ (konf.MAX)



Rys. 22. Rozkłady parametru kształtu warstwy przyściennej dla zmiennej prędkości odniesienia U_{odn} (konf.MAX)



Rys. 23. Stosunek naprężeń stycznych na górnej powierzchni profilu na skutek obecności slotu-deflektora



Rys. 24. Energia kinetyczna turbulencji w przekrojach warstwy przyściennej na górnej powierzchni profilu izolowanego i ze slotem deflektorem, (a) $\alpha=3.5^\circ$, (b) $\alpha=6^\circ$

3. Wnioski z przeprowadzonych badań warstwy przyściennej

Wyniki uzyskane podczas badań eksperymentalnych warstwy przyściennej dla modelu uproszczonego i pełnego upoważniają do sformułowania następujących wniosków:

- oddziaływanie slotu-deflektora na warstwę przyścinną ma złożoną postać, tzn. widoczne są zarówno efekty wywołane śladem aerodynamicznym jak i zmiany wywołane przyrostem cyrkulacji;
- slot-deflektor wprowadza lokalne zmniejszenie naprężeń stycznych na ścianie profilu;
- deformacja przepływu w większych odległościach od ścianki jest silnie skorelowana z kątem natarcia – dominuje efekt poszerzania się śladu aerodynamicznego za slotem-deflektorem;

- oddziaływanie slotu-deflektora w strefie bezpośrednio przyległej do ścianki powoduje, że w tej części warstwy przyściennej profil prędkości wolniej ewoluuje;

- ślad aerodynamiczny, generowany nawet w najmniej korzystnych warunkach (mały kąt natarcia, przepływ turbulentny) jest stabilny, a jego dyssypacja przebiega stosunkowo wolno;

Bardziej szczegółowe badania termooanemometryczne rzeczywistego układu profil – slot-deflektor w tunelu małej turbulencji wykazały bardzo silną redukcję tarcia na profilu głównym w obecności slotu-deflektora w porównaniu z profilem izolowanym. Najbardziej interesującym jest fakt, że ma to miejsce już przy małych kątach natarcia. Rys. 23 przedstawia oszacowane rozkłady naprężeń stycznych na górnej powierzchni profilu głównego w stosunku do wartości występujących na profilu izolowanym dla trzech kątów natarcia. Oparte jest ono na gradientach prędkości średnich. Redukcja naprężeń przy większych kątach natarcia wynika częściowo ze zmniejszonych prędkości (i podciśnień) w przedniej części profilu na skutek oddziaływania slotu.

Rysunek 24a przedstawia wartości energii kinetycznej turbulencji w kilku przekrojach warstwy przyściennej na profilu izolowanym i układzie profil–slot-deflektor w wersji OPTY dla kąta natarcia 3.5° . Widoczne jest dość interesujące zjawisko. Energia kinetyczna turbulencji w zewnętrznych strefach warstwy przyściennej jest większa dla układu profil—slot, co niewątpliwie wynika z transportu turbulencji ze śladu lepkiego za slotem do warstwy przyściennej. W strefie bliżej ścianki profilu sytuacja jest dokładnie odwrotna – energia kinetyczna turbulencji jest większa (i to znacznie) na profilu izolowanym. Musi to oczywiście zwiększyć naprężenia turbulentne (Reynoldsa) prowadząc do większego tarcia na powierzchni.

Jeszcze silniej zjawisko to zaznacza się przy większym kącie natarcia: 6° – rys. 24b.

4. Stwierdzenia końcowe

- Badania eksperymentalne struktury warstwy przyściennej potwierdziły możliwości sterowania opływem profilu przy zastosowaniu urządzenia nazwanego slotem-deflektorem, który jest lokalizowany w odpowiedni sposób przed krawędzią natarcia profilu.

- Nowa technologia sterowania opływem profilu, przy zastosowaniu slotu-deflektora, prowadzi do znacznego zmniejszenia oporu i wzrostu maksymalnej doskonałości aerodynamicznej w porównaniu do klasycznego stałego slotu.
- Spadek oporu jest wynikiem bardzo osobliwej deformacji przepływu przyściennego, co jest efektem jakościowych zmian w strukturze turbulentnej warstwy przyściennej.
- Uzyskane efekty pokazują, że poprzez sterowanie strukturą przepływu przyściennego na skrzydle samolotu można zmniejszyć zużycie paliwa, zwiększyć prędkość lotu, zwiększyć zasięg, skrócić długości startu i lądowania oraz zwiększyć bezpieczeństwo lotu.

Bibliografia

1. Smith A.M.O., *High-Lift Aerodynamics*, Journal of Aircraft, **12**, 6, 1975
2. Valarezo O.W., Chin V.D., *Method for the Prediction of Wing Maximum Lift*, Journal of Aircraft, **31**, 1, 1994
3. *Torenbeek Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press 1976
4. King D.A., Williams B.R., *Developments in Computational Methods for High-Lift Aerodynamics*, Aeronautical Journal, 1988, 265-288
5. Henderson M.L., *Inverse Boundary Layer Technique for Airfoil Design*, NASA CP-2045 Advanced Technology Airfoil Design, 1978
6. Brune G.W., McMasters J.H., *Computational Aerodynamics Applied to High-Lift Systems*, 389-433, CFD in Applied Aerodynamics, Ed. Henne, 1989
7. Horton H.P., *Fundamental Aspects of Flow Separation under High-Lift Conditions*, Assessment of Lift Augmentation Devices, AGARD LS-43-71
8. Drela M., *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*, *Low Reynolds Number Aerodynamics*, Ed. T.J. Mueller, Lecture Notes in Eng. 54, 1989
9. Kubryński K., *Inverse Treatment of Design Problems in Low Speed Aerodynamics*, Proc. of Fifth World Congress on Computational Mechanics, 2002, Vienna, Eds. H.A.Mang, F.G.Rammerstorfer, J.Eberhardsteiner
10. Drela M., *Newton Solution of Coupled Viscous/Inviscid Multielement Airfoil Flow*, AIAA Paper, 90-1470, 1990

WPLYW EFEKTÓW GIROSKOPOWYCH NA DYNAMIKĘ SAMOLOTU OBLADZANEGO W FAZIE WZNOSZENIA

MOHAMED AL.-SHARABI

JERZY MARYNIAK

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

W pracy przedstawiono wpływ obładzenia powierzchni nośnych samolotu na degradację aerodynamicznej siły nośnej. Zjawisko to powoduje przeciągnięcie samolotu, które wywołuje gwałtowne pochylenie samolotu. Lewoobrotowy turbinowy silnik odrzutowy, którego układ sprężarkowo-turbinowy o momencie bezwładności I_T posiadający prędkość obrotową ω_T przy prędkości kątowej pochylenia Q wywołuje powstanie momentu giroskopowego M_{gir} . Samolot odchyła się w prawo z prędkością kątową odchylenia R . Powstałe siły aerodynamiczne na skrzydłach samolotu powodują jego przechylenia z prędkością kątową P . Samolot wali się w ziemię.

1. Wstęp

Oblodzenie samolotu powoduje nie tylko wzrost masy samolotu i związana z nim zmiana położenia środka masy, jest także przyczyną degradacji charakterystyk aerodynamicznych. Gdyż narastanie lodu zmienia zewnętrzny kształt przekroju płata i zwiększa chropowatość powierzchni nośnych, co powoduje spadek współczynnika siły nośnej samolotu i zmniejszenie wartości krytycznego kąta natarcia α oraz wzrost współczynnika oporu samolotu. Modelowanie oblodzenia wykonano dwoma sposobami:

1. Metodą doświadczalną z pomocą papieru ściernego i plasteliny [1]
2. Metodą obliczeniową z pomocą odpowiednich modeli matematycznych: wśród prac dotyczących intensywności oblodzenia powierzchni

aerodynamicznych na szczególną uwagę zasługują prace Bilanin'a [2] i Dietenberger'a [3] opublikowane na łamach Journal of Aircraft. Stanowią one kompendium wiedzy dotyczącej modelowania fizyki zjawiska jak i analitycznych metod jego opisu.

2. Model matematyczny Dietenberger'a

Zmiana własności dynamicznych samolotu w locie spowodowane oblodzeniem jest wynikiem nie tylko zmiany jego masy i położenia środka masy, ale przede wszystkim gwałtowną degradacją charakterystyk aerodynamicznych. Obszar oblodzenia, jego kształt oraz struktura mają istotny wpływ na spadek wartości współczynnika siły nośnej ΔC_z^l , na wzrost wartości współczynnika siły oporu ΔC_x^l oraz na spadek wartości krytycznego kąta natarcia $\Delta \alpha_{kr}^l$.

Charakter zmian bezwymiarowych współczynników aerodynamicznych oraz krytycznego kąta natarcia i położenia środka parcia samolotu przyjęto według modelu Dietenberger'a. Jest to model analityczny przedstawiający zmian ΔC_z^l , ΔC_x^l , $\Delta \alpha_{kr}^l$ w zależności od rodzaju zanieczyszczeń powierzchni, intensywności ich występowania p oraz maksymalnej wypukłości ich struktury powierzchni k .

W pracy zastosowano model Dietenberger'a przy następujących założeniach:

- powłoka lodowa występuje na całej długości krawędzi natarcia ($p=1$),
- cięciwa płata $C=C_{\delta r}$,
- $k = \delta_l = \delta_{lmax}(t)$,
- współczynniki a i b stałe dla wszystkich badanych profili i postaci oblodzenia (jak dla NACA 0012 – tab. 1).

• zmiana współczynnika siły nośnej:

$$\Delta C_z^l = C_z - C_z^l = C_z \left[c_1 + (c_2 - c_3 * p) \ln \left(\frac{1}{c_4} \operatorname{Re} \left(\frac{k}{C_{SCA}} \right) \right) \right] \left[1 - (1-p)^n \right] \quad (1)$$

gdzie:

ΔC_z^l – zmiana współczynnika siły nośnej wywołana oblodzeniem

C_z – współczynnik siły nośnej gładkiego samolotu

Re – liczba Reynolds'a

δ_l – grubość lodu

k – maksymalna wypukłość zanieczyszczenia

n, c_1, c_2, c_3, c_4 – współczynniki przedstawione w tabeli 1

• **zmiana współczynnika oporu aerodynamicznego:**

$$\Delta C_x^i = C_x^i - C_x = \left[a \left(\frac{\delta_l}{C_{SCA}} \right)^{\frac{1}{7}} - b \right] \left[1 - (1-p)^n \right] \quad (2)$$

gdzie:

C_x – współczynnik oporu aerodynamicznego gładkiego samolotu,

C_x^i – współczynnik oporu aerodynamicznego oblodzonego samolotu

ΔC_x^i – zmiana wsp. oporu aerodynamicznego z powodu oblodzenia

p – część krawędzi natarcia pokryta lodem

a, b, n – współczynniki zmieniają się według tabeli 1

• **zmiana krytycznego kąta natarcia:**

$$\Delta \alpha_{kr}^i = \alpha_{kr} * c_0 * \frac{\Delta C_{z \max}^i}{C_{z \max}} \quad (3)$$

$\Delta C_{z \max}^i$ – wyznacza się z zależności (1) dla $C_{z \max}$.

Efektem zmian współczynnika siły nośnej obladzanego samolotu w funkcji czasu przy wykorzystywaniu doświadczalnych charakterystyk aerodynamicznych uzyskano stosując następującą zależność:

$$\Delta C_z^i(t) = \Delta C_z^i (1 - e^{-\lambda t}) \quad (4)$$

przy czym:

$$\Delta C_z^i(t) = C_z - C_z^i(t)$$

$$\Delta C_z^i = C_z - C_z^i$$

gdzie:

C_z – współczynnik siły nośnej samolotu bez oblodzenia

C_z^i – współczynnik siły nośnej oblodzonego samolotu wyznaczony doświadczalnie,

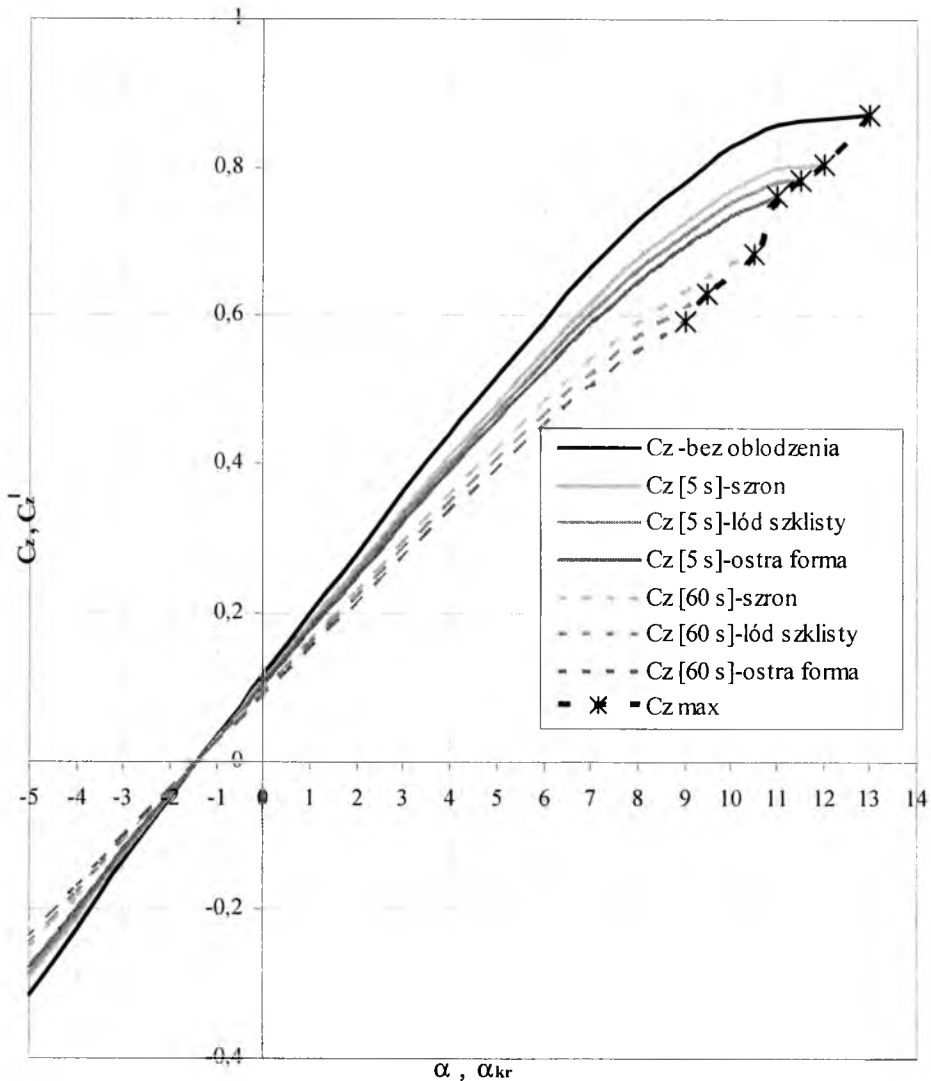
$C_z^i(t)$ – współczynnik siły nośnej w danej chwili t.

Tabela 1. Współczynniki wpływu intensywności obładzania na charakterystyki aerodynamiczne

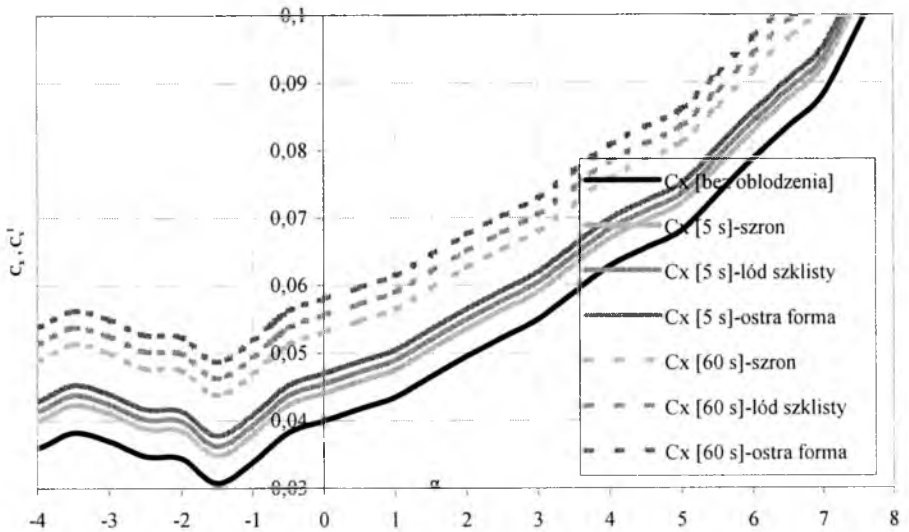
Rodzaj zanieczyszczenia powierzchni	Rodzaj profilu	C ₀	C ₁	C ₂	C ₃	C ₄	n	a	b	
Górna powierzchnia i część dolnej powierzchni z chropowatością wywołaną: szronem, adhezją śnieżną, falującym filmem wodnym.	Dowolny profil	0,85	0,3953	0,6894	0,6297	1114	0,2	Inne źródła		
	NACA 65A215	0,85	0,3953	0,6894	0,6297	1114	0,2	0,10624	0,02206	
	NACA 0012	0,85	0,3953	0,6894	0,6297	1114	0,2	0,08912	0,02034	
W pobliżu krawędzi natarcia występuje pas zanieczyszczeń spowodowany: lodem typu „szron”, zgrubieniem filmu wodnego, zadziorami farby i gromadzeniem się owadów.	Dowolny profil	0,85	0,3726	0,5184	0,4639	4846	0,5	Inne źródła		
Wystający element wzdłuż rozpiętości: lód „szklisty”, przewód.	Dowolny profil	1,15	0,3726	0,5184	0,4639	4846	0,5	Inne źródła		
Górna powierzchnia i część dolnej powierzchni z chropowatością wywołaną: szronem, adhezją śnieżną, falującym filmem wodnym.	NACA 65A215 slot 0° klapy 20°	0,725	0,3016	0,3880	0,3467	1093	0,2	0,1344	0,0259	
	NACA 65A215 slot 25° klapy 20°	0,68	Inne źródła						0,1344	0,0259
Wystający element wzdłuż rozpiętości: lód „szklisty”, przewód.	NACA 65A215 klapy 20°	0,86	Wyniki podobne jak dla klap 0°						Inne źródła	
	NACA 65A215 klapy 40°	0,98								

2.1. Przeprowadzone badania

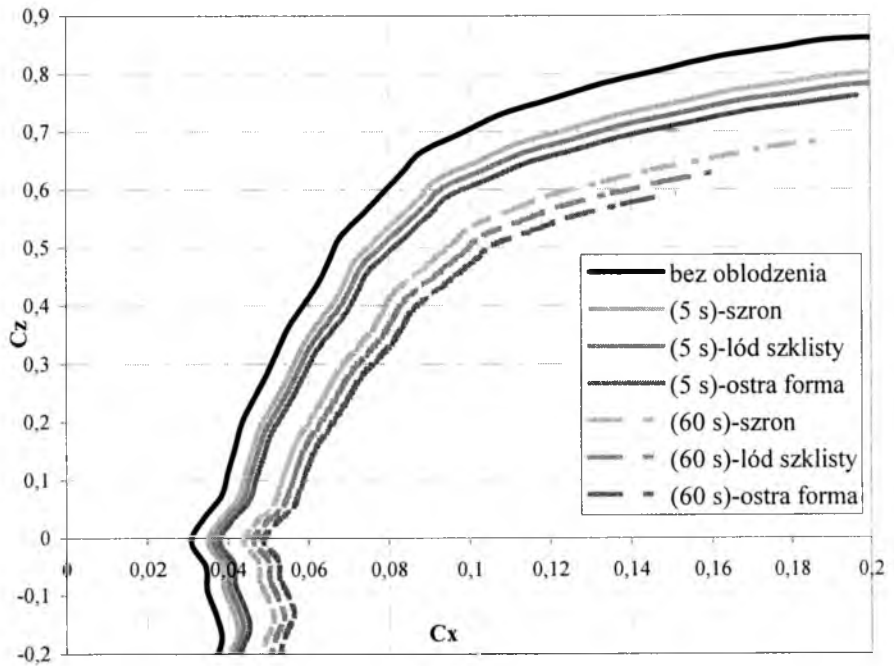
Na podstawie równań (1)-(3) przedstawiono poniżej zmiany w zależności od czasu i kąta natarcia C_z^l , $C_{z\max}^l$, C_x^l i α_{kr}^l oraz biegunowej i doskonałości aerodynamicznej samolotu *TS-11 Iskra* dla założonych form oblodzenia przy następujących parametrach: $V=520$ km/h ; $\eta=0,8$ i $T_0 = -4^\circ\text{C}$.



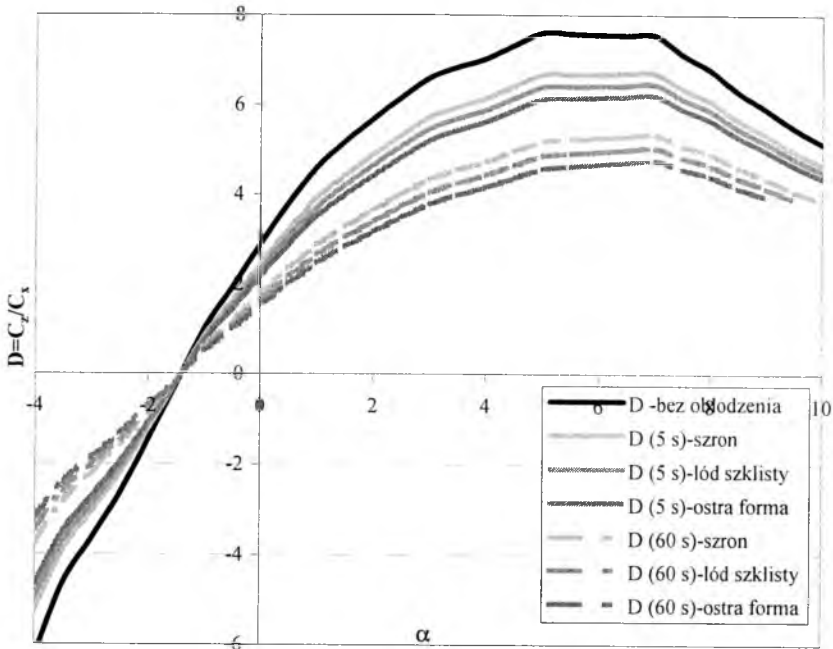
Rys.1. Zależności $C_z^l(\alpha, t = 5s, 60s)$ dla założonych form oblodzenia



Rys. 2. Zależności $C_x^l(\alpha, t = 5s, i60s)$ dla założonych form oblodzenia



Rys. 3. Zmiana biegunowej w czasie 5s i 60s pod wpływem założonych form oblodzenia



Rys. 4. Zmiana doskonałości aerodynamicznej w czasie 5 i 60 sekund dla założonych form oblodzenia

4. Dynamiczne równania ruchu obladzanego samolotu

Po wyznaczeniu sił i momentów sił od obciążeń zewnętrznych i uwzględnieniu związków kinematycznych otrzymuje się układ równań stanowiących ogólny model dynamiki sterowanego obiektu latającego w dowolnym ruchu przestrzennym z uwzględnieniem oblodzenia.

Momenty od silnika pochodzą od wektora ciągu \vec{T} i efektów giroskopowych elementów wirujących (rys. 5), gdzie:

$$\vec{M}_T = \vec{r}_T \times \vec{T} + \vec{M}_{gir}, \quad (5)$$

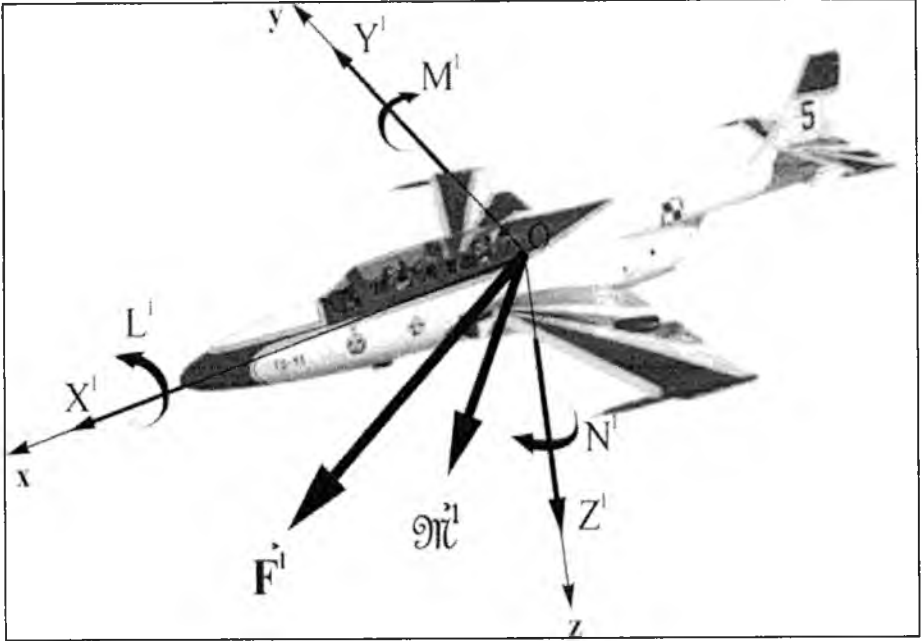
$$\vec{M}_{gir} = I_0 \cdot \vec{\omega}_T \times \vec{\Omega}, \quad (6)$$

wówczas:

$$\vec{M}_T = \vec{r}_T \times \vec{T} + I_T \cdot \vec{\omega}_T \times \vec{\Omega}$$

gdzie: \vec{T} - ciąg silnika,

$\vec{K}_T = I_T \cdot \vec{\omega}_T$ - kręt zespołu turbina + wał + sprężarka silnika.



Rys. 5. Siły i momenty działające na oblatywany samolot w locie

$$\begin{bmatrix} m'_{sa} & 0 & 0 & 0 & S'_z & -S'_y \\ 0 & m'_{sa} & 0 & -S'_z & 0 & S'_x \\ 0 & 0 & m'_{sa} & S'_y & -S'_x & 0 \\ \hline 0 & -S'_z & S'_y & I'_x & -I'_{xy} & -I'_{xz} \\ S'_z & 0 & -S'_x & -I'_{xy} & I'_y & -I'_{yz} \\ -S'_y & S'_x & 0 & -I'_{xz} & -I'_{yz} & I'_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \times$$

$$\begin{bmatrix} m'_{sa} & 0 & 0 & 0 & S'_z & -S'_y \\ 0 & m'_{sa} & 0 & -S'_z & 0 & S'_x \\ 0 & 0 & m'_{sa} & S'_y & -S'_x & 0 \\ \hline 0 & -S'_z & S'_y & I'_x & -I'_{xy} & -I'_{xz} \\ S'_z & 0 & -S'_x & -I'_{xy} & I'_y & -I'_{yz} \\ -S'_y & S'_x & 0 & -I'_{xz} & -I'_{yz} & I'_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \\ L' \\ M' \\ N' \end{bmatrix} \left. \begin{array}{l} \text{--- } \mathbf{F}^i \\ \text{--- } \mathbf{M}^i \end{array} \right\}$$

$$Q^i = \begin{bmatrix} F^i \\ M^i \end{bmatrix} = Q^g + Q^T + Q^a + Q^\delta$$

$$\begin{bmatrix} X^I \\ Y^I \\ Z^I \\ L^I \\ M^I \\ N^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^{R^I} \\ Y^{R^I} \\ Z^{R^I} \\ L^{R^I} \\ M^{R^I} \\ N^{R^I} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^I \\ Y^I \\ Z^I \\ L^I \\ M^I \\ N^I \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^{nI} \\ Y^{nI} \\ Z^{nI} \\ L^{nI} \\ M^{nI} \\ N^{nI} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^\delta \\ Y^\delta \\ Z^\delta \\ L^\delta \\ M^\delta \\ N^\delta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -m_{ag}^I g \sin\theta \\ m_{va}^I g \cos\theta \sin\phi \\ m_{va}^I g \cos\theta \cos\phi \\ m_{va}^I g (y_c^I \cos\theta \cos\phi - z_c^I \cos\theta \sin\phi) \\ m_{va}^I g (-z_c^I \sin\theta - x_c^I \cos\theta \cos\phi) \\ m_{va}^I g (x_c^I \cos\theta \sin\phi + y_c^I \sin\theta) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \cos\phi_z \cos\phi_y \\ T \sin\phi_z \\ -T \cos\phi_z \sin\phi_y \\ Z^I y_T - Y^I z_T + K_{Iy} R - K_{Iz} Q \\ X^I z_T - Z^I x_T + K_{Iz} P - K_{Ix} R \\ Y^I x_T - X^I y_T + K_{Ix} Q - K_{Iy} P \end{bmatrix} \rightarrow m_{gr}^I$$

$$\begin{bmatrix} -0.5\rho S V_0^3 (C_{va}^I \cos\beta \cos\alpha + C_{va}^I \sin\beta \cos\alpha - C_{va}^I \sin\alpha) + X_{cQ}^I Q + X_{cU}^I U + X_{cW}^I W \\ -0.5\rho S V_0^3 (C_{va}^I \sin\beta - C_{va}^I \cos\beta) + Y_{cP}^I P + Y_{cR}^I R \\ -0.5\rho S V_0^3 (C_{va}^I \cos\beta \sin\alpha + C_{va}^I \sin\beta \sin\alpha + C_{va}^I \cos\alpha) + Z_{cQ}^I Q + Z_{cU}^I U + Z_{cW}^I W \\ -0.5\rho S V_0^3 [C_{ma}^I (C_{ma}^I \cos\beta \cos\alpha + C_{mya}^I \sin\beta \cos\alpha - C_{ma}^I \sin\alpha)] + L_{cP}^I P + L_{cR}^I R \\ -0.5\rho S V_0^3 [C_{ma}^I \sin\beta - C_{mya}^I \cos\beta] + M_{cQ}^I Q + M_{cU}^I U + M_{cW}^I W \\ -0.5\rho S V_0^3 [C_{ma}^I (C_{ma}^I \cos\beta \sin\alpha + C_{mya}^I \sin\beta \sin\alpha + C_{ma}^I \cos\alpha)] + N_{cP}^I P + N_{cR}^I R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{zII} & X_{RI} & X_{Sv} & 0 & X_{Sv} \\ 0 & 0 & Y_{Sv} & 0 & Y_{Sv} \\ Z_{zII} & Z_{RI} & 0 & 0 & Z_{Sv} \\ 0 & 0 & L_{Sv} & L_{Sv} & L_{Sv} \\ M_{zII} & M_{RI} & 0 & 0 & M_{Sv} \\ 0 & 0 & N_{Sv} & N_{Sv} & N_{Sv} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_{zII} \\ \delta_{II} \\ \delta_I \\ \delta_L \\ \delta_I \end{bmatrix}$$

5. Symulacja numeryczna przestrzennego ruchu obladzanego samolotu w fazie wznoszenia

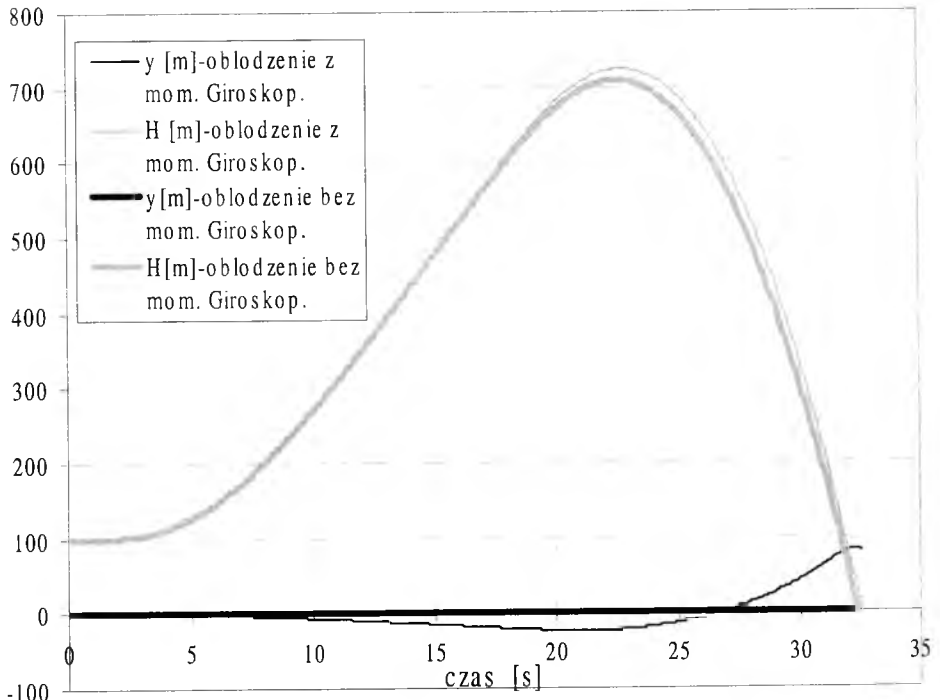
Symulacja numeryczna dynamiki obladzanego samolotu w locie wznoszącym została przeprowadzona na przykładzie samolotu szkolno-bojowego TS-11 „ISKRA” na podstawie modelu matematycznego ruchu obladzanego samolotu w konfiguracji gładkiej poruszającego się ruchem przestrzennym. W symulacji wykorzystywano charakterystyki aerodynamiczne dla ostrej formy lodu szklistego z momentem giroskopowym oraz dla porównania przeprowadzono również symulację numeryczną bez momentu giroskopowego.

6. Wnioski

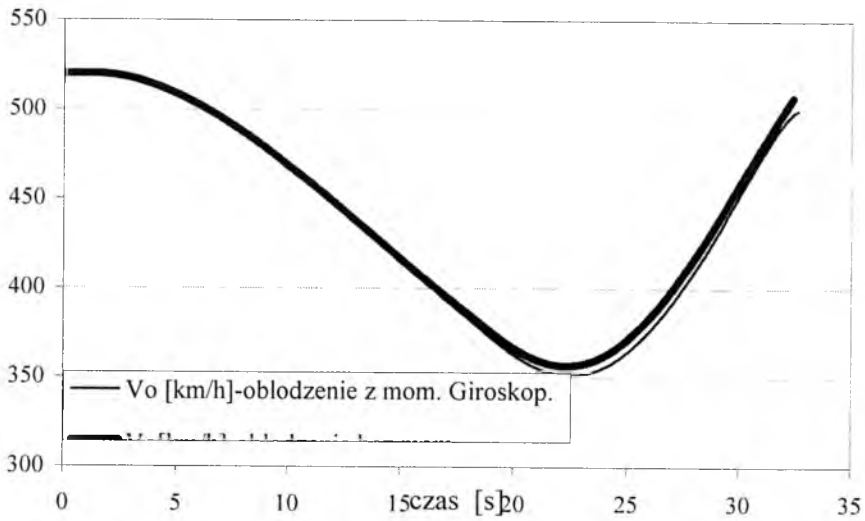
Na podstawie przeprowadzonej symulacji lotu obladzanego samolotu w fazie wznoszenia można stwierdzić, że:

1. Obładzenie, bez względu na formę występowania, w sposób istotny pogarsza własności lotne samolotu.
2. Pogorszenie osiągnięć samolotu powodowane jest przede wszystkim gwałtowną degradacją charakterystyk aerodynamicznych.

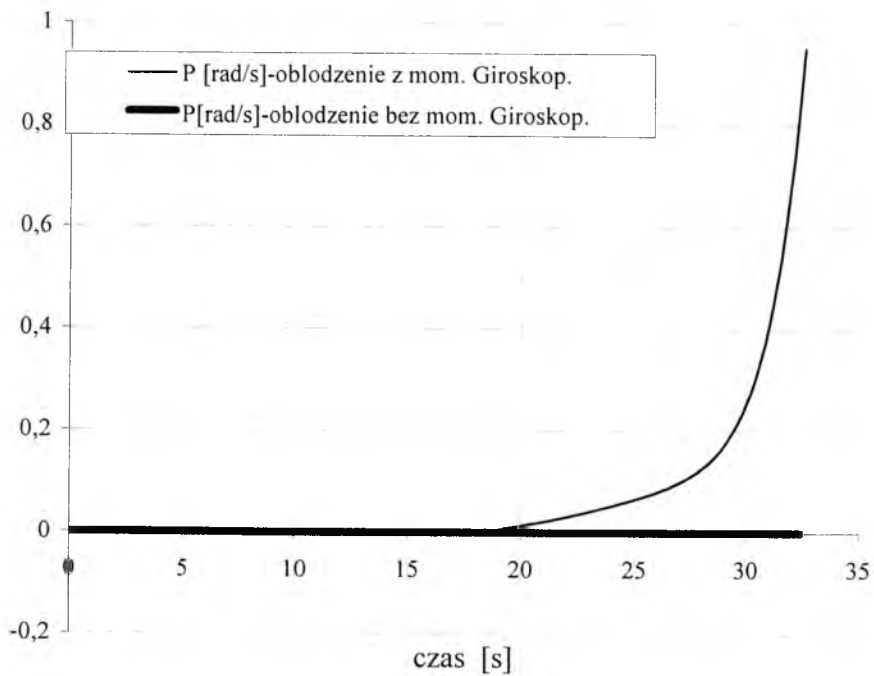
3. Na skutek gwałtownego spadku siły nośnej oraz wzrostu oporu aerodynamicznego nastąpiło dynamiczne przeciągnięcie samolotu (rys. 6).
4. W fazie wznoszenia prędkość maleje, a następnie po dynamicznym przeciągnięciu w locie nurkowym gwałtownie wzrasta do 500÷575 km/h w momencie zderzenia z ziemią (rys. 7).
5. Samolot pochylając się ($\theta < 0^\circ$) przeszedł w nie sterowany stromy lot nurkowy z równoczesnym odchylaniem w prawo i przechylaniem na prawe skrzydła, wywołane efektem giroskopowym lewoobrotowego turbinowego silnika odrzutowego (rysunki 11-15).
6. Masa narastającego lodu jest pomijalnie mała w porównaniu z masą samolotu i dlatego ma ona znikomy wpływ na dynamikę samolotu.
7. Opracowany model dynamiki obladzanego samolotu jest uniwersalny i może być stosowany dla każdego samolotu po wcześniejszej identyfikacji parametrycznej danego samolotu.



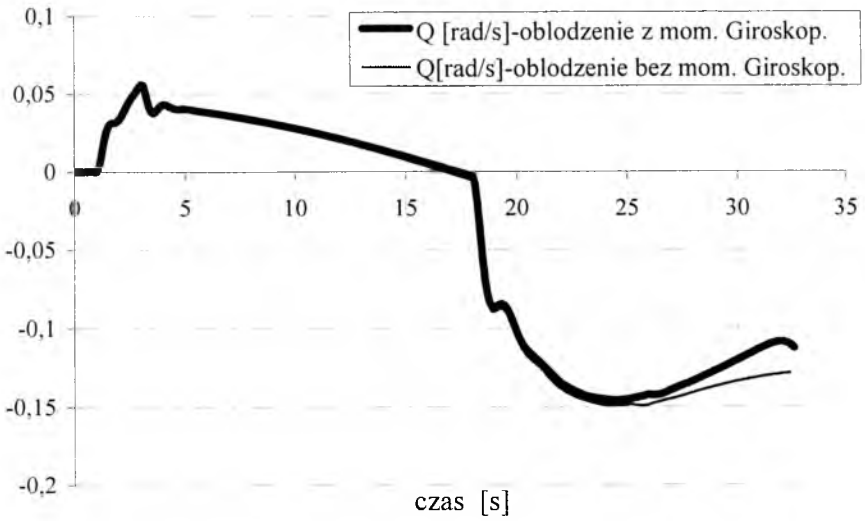
Rys. 6. $y(t)$ i $H(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



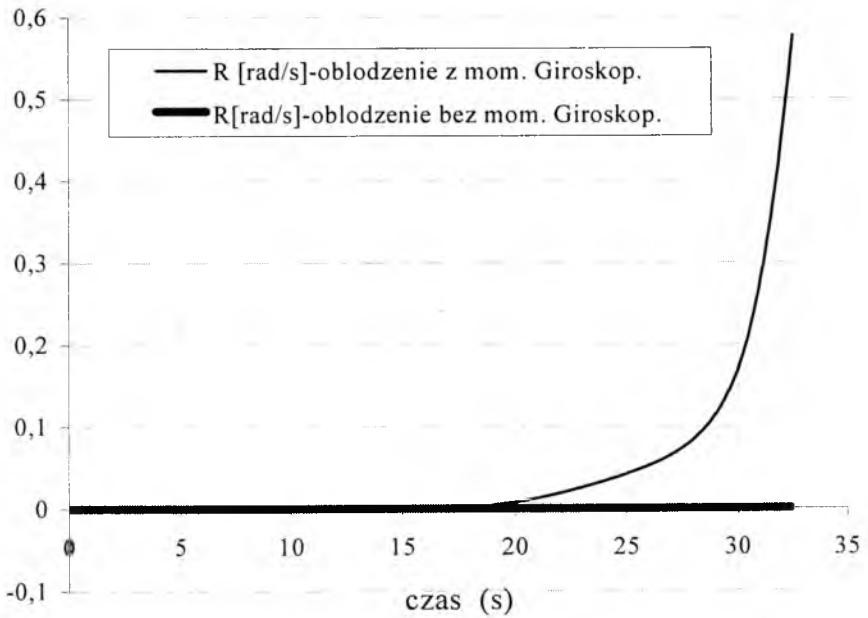
Rys. 7. $V_o(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



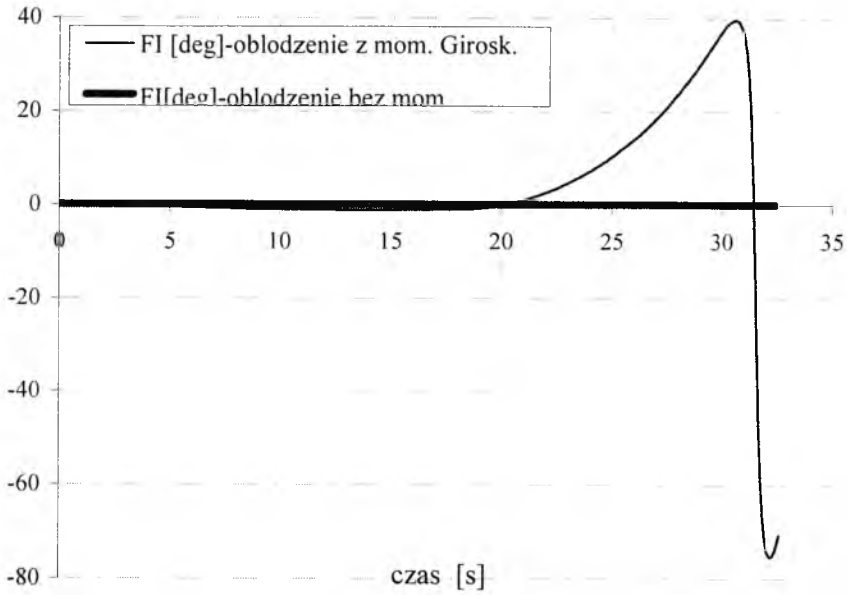
Rys. 8. $P(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



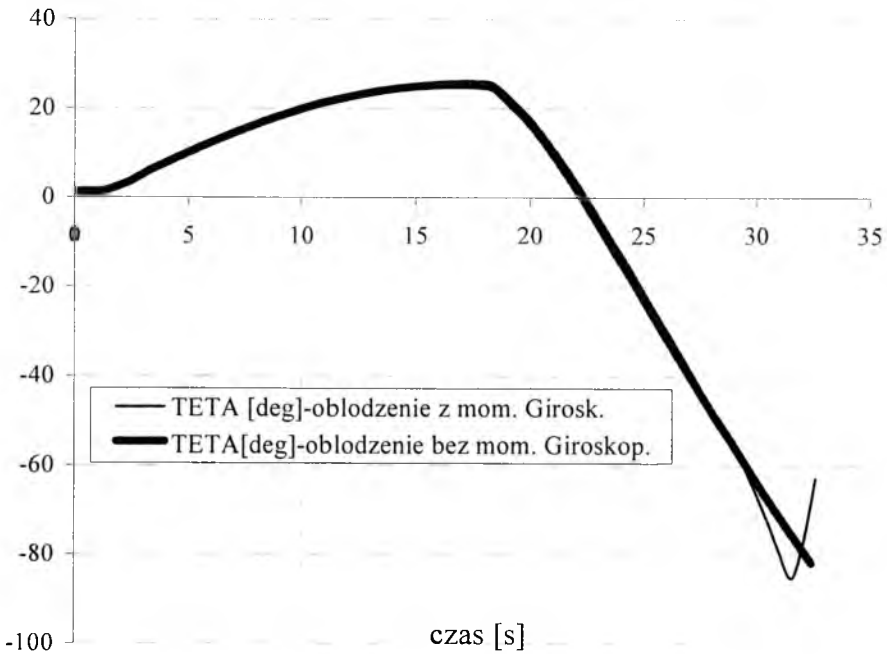
Rys. 9. $Q(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



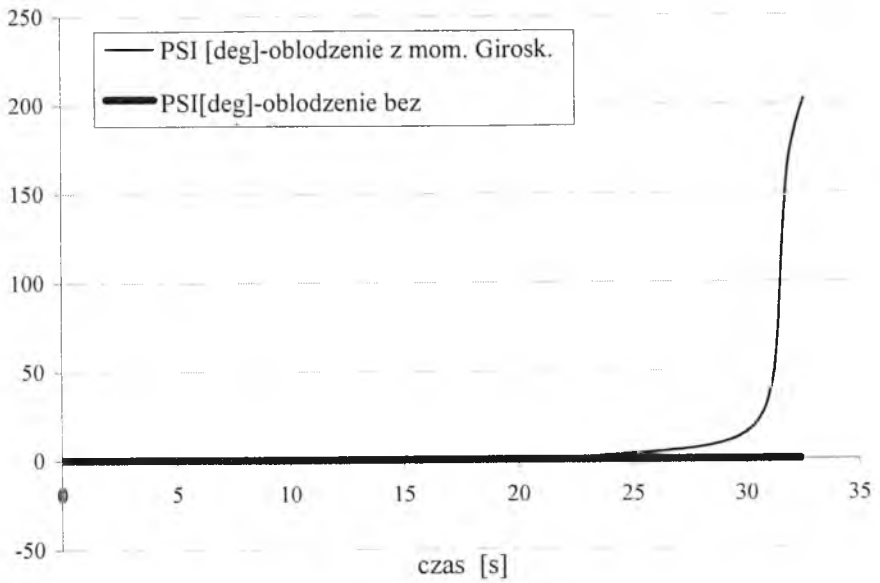
Rys. 10. $R(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



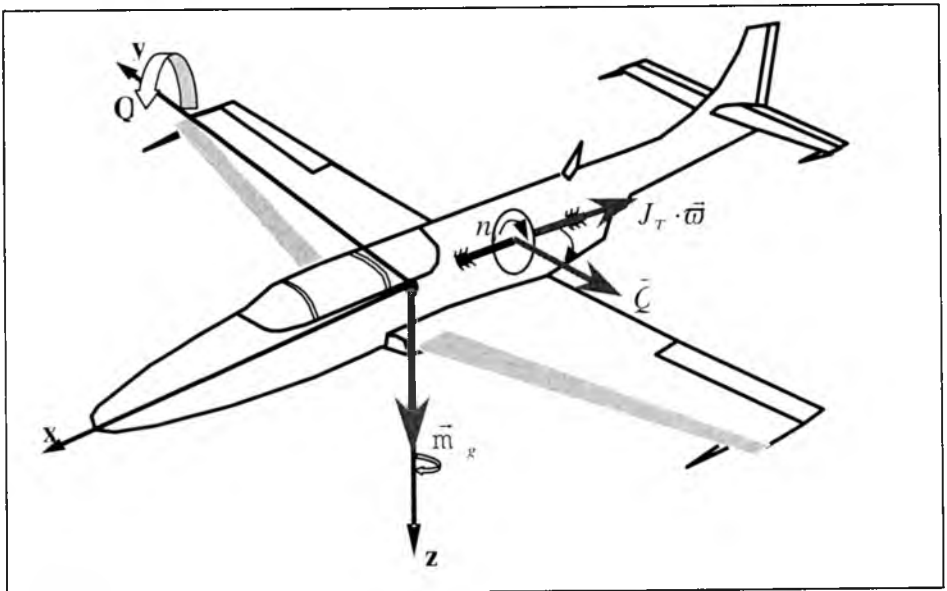
Rys. 11. $\phi(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



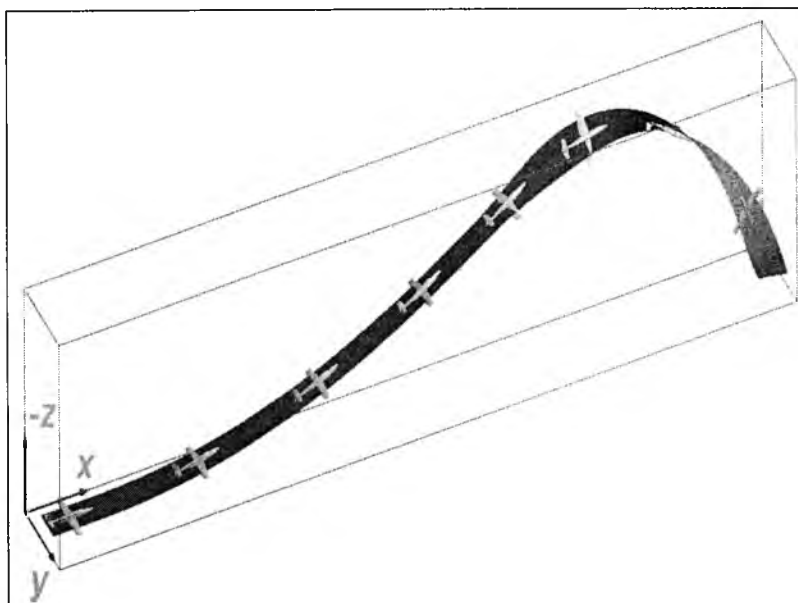
Rys. 12. $\theta(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



Rys. 13. $\psi(t)$ dla lotu wznoszącego z momentem i bez momentu giroskopowego



Rys. 14. Moment giroskopowy działający na samolot w locie pochylającym



Rys. 15. Trajektoria lotu samolotu po wystąpieniu oblodzenia w fazie wznoszenia

Bibliografia

1. Al-Sharabi M., Maryniak J., *Wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych oblodzonego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS Warszawa, 2002
2. Bilanin A.J., *Proposed modifications to ice accretion/icing scaling theory*, Journal of Aircraft, **24**, 1991
3. Dietenberger M. A., *A simple take off or landing procedure with wing surface contamination*, Journal of Aircraft, dec. 1984

Rozdział III

Bezpieczeństwo lotów w stanach awaryjnych - procesy decyzyjne

MODELOWANIE I SYMULACJA NUMERYCZNA KATAPULTOWANIA Z SAMOLOTU SYSTEMU FOTEL+PILOT – OBCIĄŻENIE PILOTA

JERZY MARYNIAK

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

AGNIESZKA MARYNIAK

Zakład Psychologii Klinicznej, Instytut Pomnik-Centrum Zdrowia Dziecka

EDYTA ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ

Zakład Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechatroniki, Politechnika Warszawska

URSZULA FOLTE

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

W pracy przedstawiono modelowanie fizyczne i matematyczne oraz symulację numeryczną dynamiki katapultowania się w locie systemu fotel + pilot. System fotel + pilot modelowano jako czteromasowy układ pilota oraz sztywny fotel. Po identyfikacji parametrycznej wykonano symulację numeryczną dynamiki katapultowania. Wyznaczono tor względny i bezwzględny systemu fotel + pilot po katapultowaniu, przyspieszenia działające na pilota i jego modelowe elementy, prędkości oraz obciążenia. Uzyskane rezultaty symulacji porównano z wynikami podanymi przez firmy Martin-Baker. Uzyskano bardzo dobrą zgodność, co wskazuje na poprawność przyjętego modelu i możliwość stosowania w fazie projektowania, oceny konstrukcji, jak i budowie systemów treningowych. Rozważono także aspekty psychologiczne występujące przy identyfikacji sytuacji awaryjnej podejmowania decyzji katapultowania się pilota. Praca stanowi połączenie elementów biomechaniki, dynamiki lotu samolotów oraz dynamiki układów mechanicznych. Stanowi nowe podejście do zagadnienia katapultowania ze względu na analizy obciążeń działających na pilota w poszczególnych fazach wystrzeliwania się, co rzutuje na właściwy dobór parametrów zapewniających bezpieczeństwo.

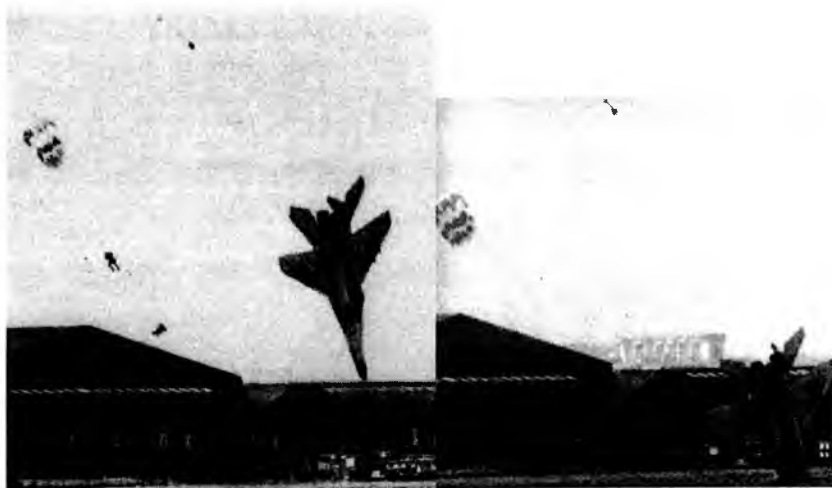
1. Wstęp

Od początku istnienia lotnictwa, a szczególnie lotnictwa wojskowego duże wysiłki inżynierów lotniczych skupiono na zagadnieniu ratowania

życia ludzkiego w trakcie niebezpiecznego stanu lotu samolotu, awarii, a nawet katastrofy. Początkowo używano do tego celu wyłącznie spadochronów. Wraz ze wzrostem prędkości lotu nowoprojektowanych samolotów, okazało się to być niewystarczające. W trakcie II Wojny Światowej podjęto w Niemczech i w USA pierwsze próby wyniesienia pilota z obszaru bezpośredniego zagrożenia życia poprzez odstrzelenie fotela. Ta dziedzina techniki została rozwinięta w latach 50. i obecnie w sytuacji zagrożenia życia, pilot samolotu jako ostatnią możliwość ratunku ma szansę w postaci użycia fotela katapultowanego. Urządzenia te są ciągle doskonalone - obecnie dają szansę ratunku nawet w sytuacjach wydawałoby się beznadziejnych (rys.1-5).

System ratunkowy i jego elementy muszą być zdolne działać bez pomniejszenia swych osiągnięć zarówno podczas poddania ich granicznym dodatnim i ujemnym przeciążeniom występującym w locie, jak również w fazach startu, lądowania oraz w zakresie prędkości odpowiadających $0 \leq Ma \leq 2,4$. Współczesne fotele katapultowe klasy 0-0 pozwalają na uratowanie się pilota katapultującego się na wysokości 0m przy prędkości 0 km/h.

Po raz pierwszy szeroka publiczność miała okazję zobaczyć efektywność radzieckiego fotela K-36D w czerwcu 1989r, gdy na salonie lotniczym na lotnisku Le Bourget (Francja) uległ katastrofie samolot MiG-29. Pilot doświadczalny A.N.Kwoczur, który go pilotował katapultował się szczęśliwie na oczach tysięcy widzów. Za chwilę samolot wbił się w ziemię i eksplodował moment po katastrofie (rys.1).



Rys.1. Chwila katastrofy samolotu Mig-29 [9]

W 1993r na pokazach Fairford (Anglia) zderzyły się dwa samoloty Mig-29 pilotowane przez Siergieja Trieswiatskiego i Aleksandra Bezczastnowo. Do zderzenia doszło na wysokości 250m, jeden z samolotów dosłownie rozpadł się na dwie części (rys.2). Obaj piloci uratowali się bez obrażeń katapultując się szczęśliwie.



Rys.2. Zderzenie dwóch Migów-29 w czasie pokazów w Fairford. Piloci utracili kontakt wzrokowy w trakcie wykonywania pętli [9]

W 1999r na lotnisku Le Bourget rozbił się dwumiejscowy samolot rosyjski Su-30MK. Samolot zawadził o ziemię, po czym wznosił się jeszcze o kilkanaście metrów, gdzie pilotujący go Wiaczesław Awierianow i nawigator Władimir Szendrik szczęśliwie katapultowali się nie odnosząc urazów. Widzowie mogli wówczas zobaczyć sekwencyjne użycie dwóch foteli K-36D (rys.3).



Rys.3. Katastrofa samolotu Su-30MK. Obok pilot po katapultowaniu [9]

27 lipca 2002 o 12:45 nad głowami widzów obserwujących pokazy lotnicze na lotnisku wojskowym Skniłów pod Lwowem pojawił się samolot Su-27. Jego lot, który miał być największą atrakcją Imprezy potrwał tylko kilka minut. Po wykonaniu półbeczki samolot przeszedł do wewnętrznej pętli, która miała zakończyć się tuż nad ziemią. Jednak pilotom nie udało się wyprowadzić samolotu do lotu poziomego. Su-27 bezwładnie opadał, a jego lot odchyłał się w kierunku widowni. Po chwili lewym skrzydłem zahaczył o ziemię, odbił się i płonąąc zarył nosem wśród przerażonych ludzi. Ułamek sekundy później katapultował się jako pierwszy J.Jegorow (rys.4), a następnie W.Toponar (rys.5).



Rys.4. Uderzenie samolotu Su-27 w ziemię – katapultowanie się pilota Jurija Jegorowa [3]



Rys.5. Odbicie się samolotu Su-27 od ziemi – katapultowanie się pilota Władimira Toponara [3]

Piloci pułkownicy W.Toponar i J.Jegorow katapultowali się po uderzeniu samolotu w ziemię, w bardzo niesprzyjających warunkach i konfiguracji samolotu. Dzięki bardzo sprawnemu systemowi ratunkowemu z fotelami Zwiezda K-36 uratowali się bez obrażeń. Na ziemi zginęły 83 osoby. Nigdy dotychczas w historii pokazów lotniczych nie zginęło aż tylu widzów. Ponadto 147 osób zostało rannych [3].

System opuszczania awaryjnego samolotu i fotel katapultowy pilota powinien wykazywać dużą niezawodność i bezpieczeństwo, aby w sytuacjach krytycznych pilot z pełną świadomością mógł liczyć na uratowanie własnego życia. Użycie fotela musi budzić zaufanie.

Przedstawione na rysunkach 1-5 fotografie katapultowania się doświadczonych pilotów rosyjskich w bardzo krytycznych warunkach świadczą o bardzo dobrym systemie ratunkowym i konstrukcji foteli typu Zwiezda K-36D, które są konkurencyjne w stosunku do foteli angielskich Martin-Baker Mk16A, czy Mk-10.

Ważnym elementem rzutującym na bezpieczne katapultowanie jest psychiczne przygotowanie pilota, znajomość fizyki zjawiska, odpowiednie szkolenie i trening. Omówione przypadki były filmowane przypadkowo w sytuacjach katastroficznych. Katapultujący się piloci byli doświadczonymi pilotami doświadczalnymi, wykazującymi się dużą odpornością psychiczną, refleksem i błyskawiczną oceną sytuacji, która umożliwiła podjęcie decyzji ratującej ich życie nie licząc się z konsekwencjami uderzenia samolotu w obszar lotniska (np. Lwów).

J.Gordon [9] mówiąc o wprowadzeniu foteli katapultowych na samolotach Mig-15 zaznacza: „Wiele zależało od indywidualnej reakcji pilota, który miał wpływ na przebieg całego procesu” i dalej, „aby pokonać opory psychiczne przed użyciem fotela, dowództwo sowieckiego lotnictwa wojskowego postanowiło przeprowadzić serię pokazów katapultowania we wszystkich jednostkach operacyjnych. Prowadzili je instruktorzy spadochronowi, którzy namawiali później ochotników do powtarzania ich demonstracji. Dla zmniejszenia ryzyka ograniczono działające na pilota przeciążenia poprzez montowanie w fotelach zmniejszonych ładunków pirotechnicznych”.

Dobrzy piloci, nawet doświadczalni, w czasie awarii samolotu czują się bezpieczniej w samolocie niż na spadochronie. Pilot doświadczalny I klasy Instytutu Lotnictwa w Warszawie inż. Ludwik Natkaniec, gdy w locie na samolocie TS-8 „Bies” urwał mu się silnik, pomimo polecenia kierownika lotów z ziemi o opuszczeniu samolotu, nie skoczył. Wylądował. Uratował samolot. W rozmowie z autorem stwierdził „póki

jestem w samolocie czuję się bezpieczny". Następny przypadek: pilot doświadczalny z WSK-PZL „Mielec” Tadeusz Gołębiowski lecąc na samolocie M-4 „Tarpan” po awarii napędu trymera steru wysokości, mimo polecenia nie opuścił samolotu, chociaż występowały na nim silne drgania. Zmniejszył prędkość, opanował samolot wylądował szczęśliwie ratując również maszynę. Nie był to jednak dowód heroizmu.

Obecnie w Polsce doszło do szeregu wypadków śmiertelnych doświadczonych pilotów wojskowych oblatywaczy, którzy posiadali na swych samolotach („Orlik”, „Iskra”, „Iryda”) fotele katapultowe nawet klasy 0-0. Uważamy, że było to spowodowane zażębeniem się kilku istotnych czynników: braku znajomości fizyki zjawiska, barierą psychiczną, brakiem odpowiedniego przygotowania i treningu, które zadecydowały o długim okresie identyfikacji sytuacji prowadzącej do podjęcia decyzji „**katapultuj się**”.

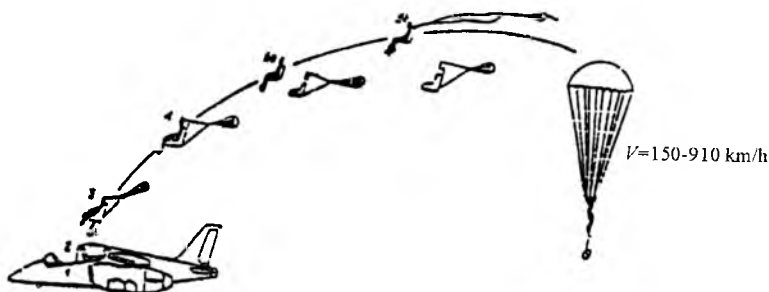
Redaktor B. Pawlak [22,27] przedstawia relacje instruktorów ze Szkoły „Orląt” w Dęblinie: *„Przed każdym startem Michał, instruktor Szkoły Orląt, który nie ma czasu śnić, ale raz śniło mu się, że się zabił, siada w pozycji do katapultowania się: stopy ułożone na podnóżku, pasy zaciągnięte, plecy przyciśnięte do fotela, głowa - do zagłówka. W czasie katapultowania się działa na człowieka siła równa jego 18-krotnej wadze. Jeśli człowiek waży 100kg, to w ułamku sekundy działa na niego siła 1800kG. To naciska na ciało, na kręgosłup. Mój kolega się strzelał i do dziś ma kłopoty z kręgosłupem. Ale rzadko człowiek się katapultuje. Najczęściej nie zdąży...”*

„Płk Marek Sawiński „wysiadł” z samolotu w 1978 r. z podchorążym Piotrem Siekańskim, który potem zginął w katastrofie w Oleśnicy. Wtedy, w 1978 r., silnik zgasł im w kwadrans po starcie. Gdy nie zapalił za pierwszym razem, pilot już wiedział, że musi się katapultować. Instrukcja mówi: zamknąć oczy, nabrać powietrza, zacisnąć usta. Ale on patrzył. Wrażenie –mówi - okrutne. Wylatuję się z fotelem kilkanaście metrów nad samolot, a potem lecą osobno człowiek i fotel. Spojrzał w dół, zobaczył pod sobą „Iskrę” i przestraszył się, że z powrotem wpadnie do kabiny. Pomachał nogą (a akurat tego dnia włożył półbuty), jakby to mogło odpędzić samolot. A gdy już otworzył się spadochron, przyglądał się, jak jego „Iskra” spada. Prawy korkociąg, wyszła. Lewy, też się wyprowadziła. Później opadała jak liść. Uderzyła w ziemię 50 metrów od chałupy.” I dalej: *„Za dużo byto takich przypadków, że ludzie nie wysiedli, a powinni - mówi Michał. - Czemu? Nie wiem. **Bariera psychiczna. Nie nazywałbym tego strachem.**”* „W ekstremalnych

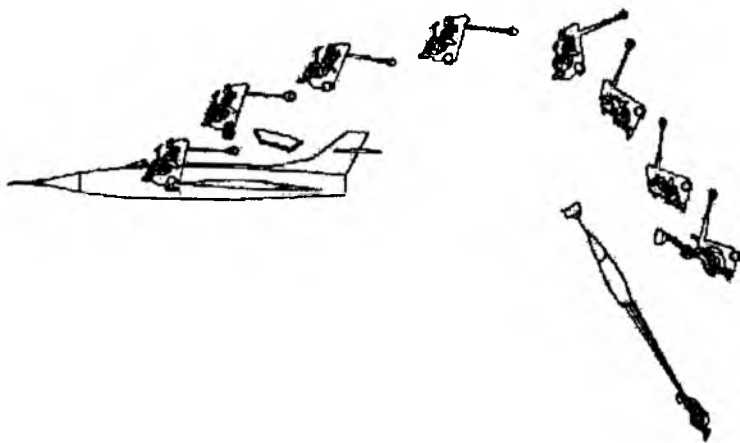
sytuacjach nie czuje się strachu. Działa się automatycznie. Ale tego trzeba się nauczyć. Jeśli na ziemi zda się na pięć, to w powietrzu na trzy. Jeśli na ziemi jest źle, to w powietrzu dostaje się kwadratowych oczu.”

Dlaczego płk. M. Sawiński miał takie odczucia, choć znał dobrze „Instrukcję użytkowania i techniki pilotowania” [22,23]?

Na rys.6 przedstawiono proces katapultowania zamieszczony w „Instrukcji”. Również w pracach publikowanych [23,29] przedstawiany jest wyłącznie tor względny tzn. względem samolotu (rys.7).

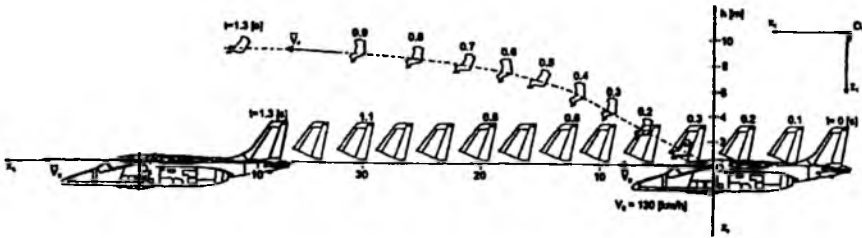


Rys.6. Schemat katapultowania dla $H < 4000\text{m}$ z samolotu I-22 „Iryda”



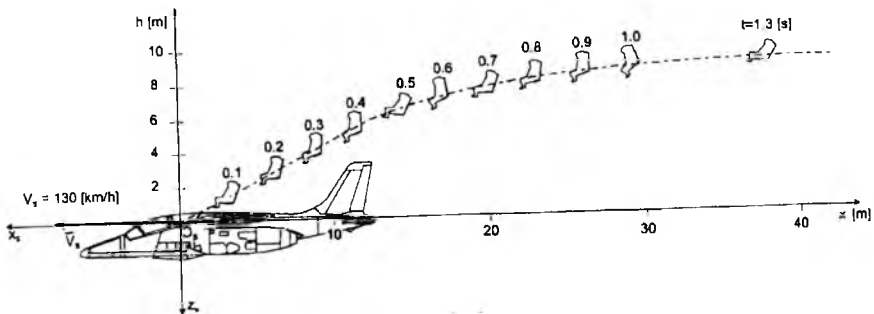
Rys.7. Katapultowanie z zastosowaniem fotela K-36 na wysokości przekraczającej 5000m i prędkości powyżej 800-900km/h [29]

Właściwy przebieg lotu samolotu i fotela z pilotem po katapultowaniu przedstawiony jest na rys.8 – zgodnie z [1,5,8,18,19,20,22,23].



Rys.8. Tor bezwzględny samolotu i fotela

I oczywiście płk M.Sawiński po katapultowaniu leciał w sposób przedstawiony na rys.8. To, co czytał w „Instrukcji” (rys.9) było sprzeczne z tym, co widział w powietrzu.



Rys. 9. Trajektoria ruchu fotela względem samolotu

Instrukcje tak powinny być opracowywane, żeby nie myliły pilotów, szczególnie w sytuacjach awaryjnych, gdzie występuje wysoki stres pilota i napięcie psychiczne.

Ważnym elementem jest badanie zdolności pilota jako operatora w postrzeganiu stanów awaryjnych. B.Sasim [28] podaje przykłady ilustrujące skutki braku pełnej informacji o niektórych stanach awaryjnych w locie, zagrażających bezpieczeństwu lotów.

17 lutego 1993r samolot „Sb-Lim-2”

„Z powodu niepełnej, niejednoznacznej informacji nastąpiła długotrwała wymiana korespondencji radiowej, w wyniku czego jeden pilot katapultował się, drugi nie zdążył i zginął”.

5 lipca 1995r samolot TS-11 „Iskra”

„Analiza przyczyn od momentu powstania wątpliwości odnośnie wskazań do momentu szczęśliwego katapultowania się trwała 2 min i 58s.”

27 września 2001r samolot MiG 21

„Zdarzenie zostało zasygnalizowane dopiero po 3min i 10s miganiem lampki "pozostało 450 l". Szczęśliwe katapultowanie pilota, nastąpiło po 4min i 3s od chwili wystąpienia niesprawności.”

Najdłuższy czas reakcji wśród badanych wynosił 3min, najkrótszy 8s. Średni najbardziej prawdopodobny czas reakcji przy wystąpieniu awarii OCP (odbiornik ciśnienia powietrza), jak i zawisu obrotów silnika wynosi około 35s. Czas reakcji jest zbyt długi i stanowi szczególnie duże zagrożenie podczas startu oraz podejścia do lądowania. W warunkach realnego lotu czas reakcji może być dłuższy ze względu na inne czynności, a działania pilota są wtedy bardziej nieskoordynowane.

Wydłużony czas reakcji może wynikać z braku właściwego treningu pilotażowego na samolocie, jak i na symulatorze. Wynika on też z braku odpowiedniej sygnalizacji przyrządowej, świetlnej lub dźwiękowej o rodzaju sytuacji awaryjnej. Potwierdzają to wcześniej wymienione ciężkie wypadki i katastrofy oraz przeprowadzone badania.

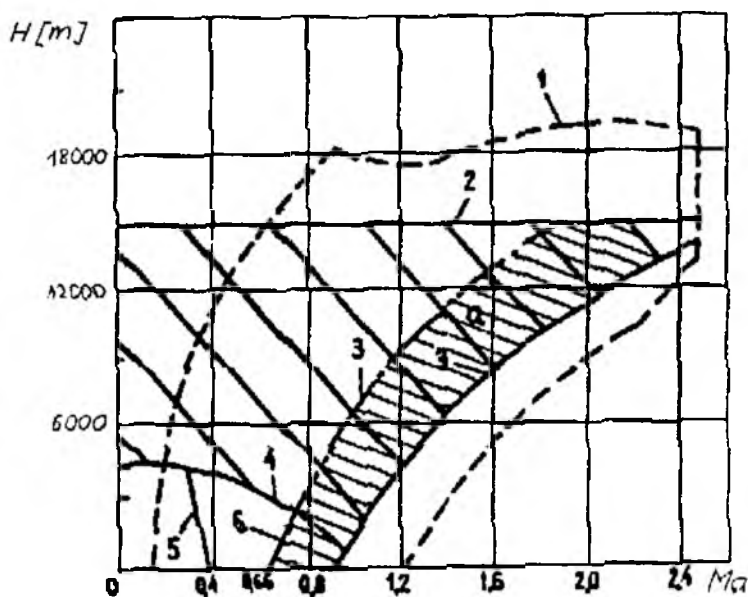
Na przedstawione powyżej realne czasy reakcji pilotów niewątpliwie wpływ mają również **czynniki psycho-neuro-fizjologiczne, dające znaczenie o sobie szczególnie w sytuacjach krytycznych**. Zagadnienia te są przedmiotem badań psychologicznych – A.Maryniak [15,25], medycznych – M.Wojtkowiak [29, 31], W.Friedensberg [7], inżynierskich – M.Burek i I.Smykła [2].

2. Bezpieczeństwo katapultowania – fotele katapultowe

Współczesne fotele katapultowe muszą spełniać warunki odpowiedniego komfortu z możliwością regulacji w zależności od gabarytów pilota. Systemy katapultowania, jak i same fotele posiadają wysoki stopień automatyzacji odciążającej pilota w czasie opuszczania samolotu, lotu w fotelu oraz oddzielenia od fotela. Takie kryteria spełniają rosyjskie fotele K-36D [9] oraz angielskie Martin-Baker K-16 [9,10] i śmigłowcowy Martin-Baker [11].

Obecnie fotele stanowią bardzo skomplikowaną konstrukcję i są przystosowane do katapultowania przy różnych prędkościach lotu V od 0

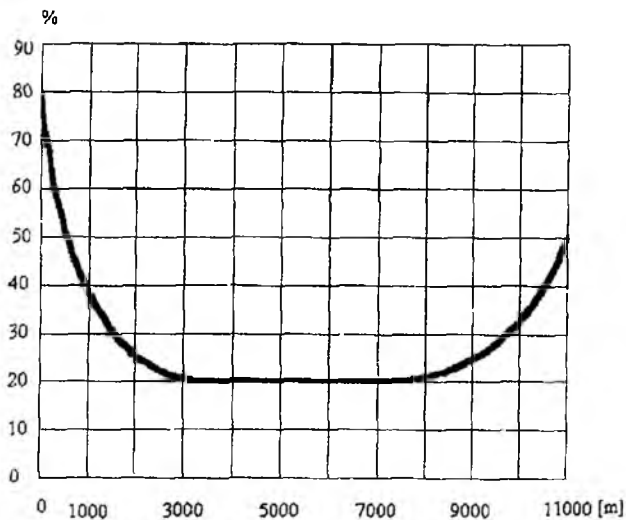
do 1400km/h. Zakres stosowania realizowany i przyszłościowy foteli katapultowych w zależności od wysokości lotu $H[m]$ oraz liczby Macha Ma został pokazany na rys.10.



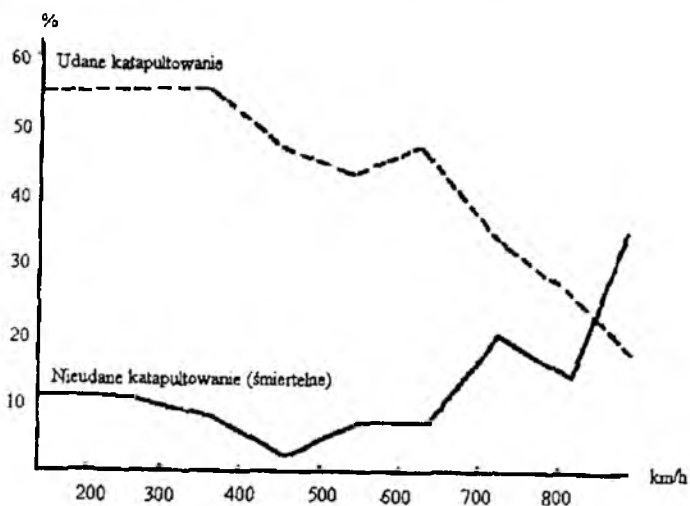
Rys.10. Zakres zastosowania bojowego samolotów wysokomanewrowych i użycia foteli katapultowych: 1 — zakres zastosowania samolotów wysokomanewrowych; 2 — zakres zastosowania foteli katapultowych; 3 — granica występowania urazów; 4 — wariant 1; 5 — wariant 2; 6 — wariant 3; a — obszar występowania uszkodzeń ciała pilota [29]

Meseley [31] opisał 757 przypadków katapultowania się pilotów sił powietrznych USA, z tej liczby 316 pilotów (42%) katapultowało się bez urazów, 158 (21%) z doznaniem lekkich obrażeń, 110 (14%) odniosło ciężkie obrażenia., a 173 (23%) nie przeżyło. Największa liczba wypadków śmiertelnych lub ciężkich obrażeń notuje się przy katapultowaniu na wysokości poniżej 600 m, a jeszcze więcej poniżej 300m. Na wysokości od 300-600 m spośród 81 pilotów 16 (20%) uległo śmierci, 13 ciężkich obrażeń, 10 lekkich obrażeń a 42 pilotów bez urazu. Największa liczba katapultowań miała miejsce na wysokości 1500-3000 m (176 przypadkach, z których było 8 śmiertelnych (5%) zaś 100 pilotów bez żadnego urazu, 25 ciężkich, 43 lekkich.

W pracy [29] przedstawiono wpływ wysokości (rys.11) i prędkości lotu (rys.12) samolotu w momencie katapultowania na bezpieczeństwo pilota.



Rys.11. Wpływ wysokości lotu na liczbę nieudanych katapultowań



Rys.12. Wpływ prędkości lotu na liczbę nieudanych katapultowań

Poniżej w tabelach podano liczbowe dane porównawcze katapultowań w USA, Anglii, Francji i Włoszech [29].

Tabela 1. Porównanie udanych i nieudanych katapultowań w lotnictwie amerykańskim, angielskim i włoskim [20]

	1954-1960 USA	1952-1961 Wielka Brytania	1960-1964 USA	1954-1965 Włochy	Razem
Ilość katapultowań	1884	218	928	59	3102
Udanych	1538 81,1%	165 75,7%	729 78,5%	55 93,2%	2487
Zakończonych śmiercią	359 18,9%	53 24,3%	199 21,5%	4 6,8%	615

Tabela 2. Obrażenia ciała doznane podczas dużych prędkości lotu w lotnictwie amerykańskim i francuskim [29]

Źródło	Prędkość	Zabici	Cieężko ranni	Lekko ranni	Bez uszczerbku dla zdrowia
Statystyki amerykańskiej marynarki wojennej	Od 900 do 1100km/h	7	8	2	0
	Powyżej 1100km/h	2	0	0	0
Statystyki amerykańskich sił powietrznych	Od 900 do 1100km/h	7	9	3	4
	Powyżej 1100km/h	2	1	0	0
Statystyki lotnictwa francuskiego	Okolo 1100km/h	0	1	0	0

Powyższe statystyki odnoszą się do przypadków raczej już historycznych przy obecnym rozwoju techniki, co wykazały katastrofy samolotów (rys.1-rys.5). Wskazują one na większą niezawodność foteli i systemów ratowniczych.

Nowsze statystyki podają [29], że przy prędkościach lotu 900 - 1000 km/h zginęło 14 pilotów, ciężko rannych zostało 17, lekko rannych 5 i bez obrażeń 4, natomiast, przy prędkościach ponad 1100 km/h zginęło 4

pilotów, a 2 zostało ciężko rannych. W tabeli 3 podano parametry taktyczno-techniczne użycia współczesnych foteli katapultowych rosyjskich i angielskich.

Tabela 3. Ważniejsze parametry charakterystyk taktyczno-technicznych wybranych foteli wyrzucanych

Typ fotela	KM-IM	K-36DM seria II	Mk-10	Mk-16A	ACES-2*
Maksymalna wysokość lotu samolotu podczas wyrzucania [m]	20000	25000	15240	12000	15000
Maksymalna prędkość lotu samolotu podczas wyrzucania (km/h)	1200	1400	1080	850	850
Minimalna wysokość wyrzucania względem płaszczyzny startowej [m]	0	0	0	0	0
Minimalna prędkość samolotu podczas wyrzucania [km/h]	130	0	0	0	0
Masa fotela [kg]	135	ok. 200	ok.100	56	50
Czas pracy silnika raketowego [s]	0,2	0,2	0,25	0,25	0,3
ACES-2* - dane dotyczą wersji low-cost high technology. W wersji standardowej charakterystyki fotela ACES-2 zbliżone są do charakterystyk fotela Mk-10					

Urządzenia ratunkowe były stosowane od początków lotnictwa, ale gwałtowny ich rozwój nastąpił dopiero w erze odrzutowców. Pierwszy projekt wyrzucanego fotela został opracowany w Niemczech w 1939r. W roku 1944 Niemcy zamontowali na samolotach Henkel "He-162 Salamander" fotele wyrzucane, a pod koniec II wojny światowej samoloty niemieckie miały już 60 awaryjnych foteli wyrzucanych. Według amerykańskich danych w 1943 r, 12,5% opuszczeń samolotu ze spadochronem kończyło się śmiertelnie, a 45,5% wypadkami. Wieloletnia praktyka wykazała, że największa liczba wypadków była spowodowana zderzeniem się z opuszczonym samolotem. Badania wykazały, że tor opadania powinien przechodzić poniżej lub powyższej linii lotu. W 1945 r. Szwedzi mieli już zamontowane fotele na

myśliwcach Saab(S-21). Anglicy rozpoczęli próby w 1944 r. W tym samym czasie James Martin szef techniczny firmy Martin-Baker rozpoczął próby z fotelem wyrzucanym do góry. Pierwszy fotel został wyrzucony w 1945 r. z manekinem na wysokości 2500 m przy prędkości 500 km/h.

O początku rozwoju techniki katapultowania w Związku Radzieckim i dalej kontynuowanej w Rosji pisze J.Gordon [9]:

„W 1945 do dopiero co pokonanych Niemiec zwycięskie państwa, w tym także ZSRR, skierowały wiele ekip eksploracyjnych. Była wśród nich grupa prowadzona przez kierownika jednego z laboratoriów LII (Liotno-Ispytatielnogo Instituta) N.S.Strojewa (wkrótce został komentantem instytutu) i szefa jego oddziału prób w locie D.S.Zosima. Wrócili do ZSRR między innymi z częściami doświadczalnej katapulty, wypróbowywanej przez Niemców na jeńcach wojennych, a także z wynikami jej badań i dokumentacją techniczną. Wśród zdobyczy był też prototypowy fotel pilota, używany do prób naziemnych.

Na bazie zdobytej wiedzy rozpoczęto w ZSRR prace nad własnymi systemami ratunkowymi dla pilotów samolotów wojskowych. Pierwszy rosyjski fotel katapultowy powstawał dla samolotu MiG-9. Nie był on jednak zwykłą kopią niemieckiego pierwowzoru. Wykorzystano w jego konstruowaniu doświadczenia niemieckich konstruktorów, ale wieloletnie prace projektowe doprowadziły do opracowania własnych, oryginalnych rozwiązań.”

W Stanach Zjednoczonych 24 Lipca 1946r, przeprowadzono pierwsze całkowicie udane katapultowanie z samolotu odrzutowego "Gloster Meteor II" na fotelu MK-1 firmy Martin-Baker na wysokości 2400 m, przy prędkości 512km/h. Pierwsze opuszczenie samolotu przy starcie nastąpiło 8 września 1955r. w Anglii na lotnisku Chelgraw, skoczek Fafieid na fotelu MK-3 (bez oparcia dla nóg), firmy Martin-Baker, z samolotu Meteor przy prędkości 222 km/h.

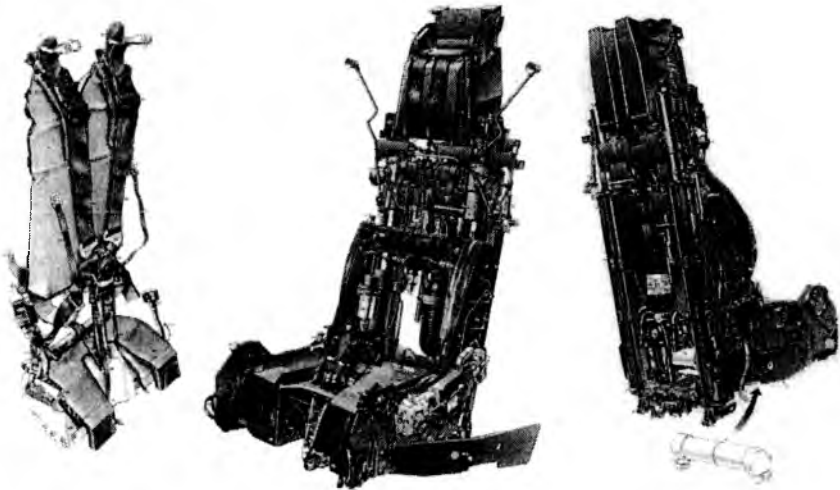
Prędkość początkowa nadana fotelowi przez pironabój wynosiła 24,4 m/s. Okazała się ona wystarczająca do otwarcia się spadochronu głównego firmy Irving o średnicy czaszy 7,3m. Dla celów badawczych na fotelach seryjnych MK-3 był zamontowany kontrolny przyrząd pomiaru czasu, nastawiony na zadziałanie działka spadochronowego po upływie 0,5s od momentu odstrzału, co pozwalało na otwarcie spadochronu głównego w ciągu 1s. Takie ustawienie przyrządu czasowego zapewniało pomyślne lądowanie w ciągu 4-5s od momentu rozpoczęcia katapultowania.

28 sierpnia 1957r. W Stanach Zjednoczonych w Patuxent River demonstrowano katapultowanie się kapitana Sydney'a Hoodjeca z samolotu dwumiejscowego Grumman F9F-8 Cougar podczas startu z prędkością 230km/h na fotelu Mk-A5 firmy Martin-Baker, przystosowanym do katapultowania na wysokości zerowej. Odstrzeliwano fotel mechanizmem z trzema pironabojami. Po oddzieleniu od samolotu otwierany był automatycznie spadochron stabilizacji, a w górnym punkcie toru spadochron hamujący. Cały proces przebiegał zadowalająco, pilot oddzielił się od samolotu na wysokości 30m.

Start, a szczególnie lądowanie są najbardziej niebezpiecznymi fazami lotu [15,21,23,24,25] i pilot powinien mieć wówczas zagwarantowaną możliwość ratunku.

Jeden z instruktorów, doświadczony pilot w udzielanym wywiadzie redaktor B.Pawlak powiedział [27]: *„Iskra w porównaniu z nowoczesnymi samolotami wygląda jak rosyjski traktor, w środku wszystko wydaje się duże i toporne. Mimo to lotnicy nie mogą się jej nachwalić. Prócz jednej rzeczy: fotela katapultowego. Można się strzelać dopiero od wysokości 250 metrów. Wcześniej pilot nie ma szans się uratować. Jest bezbronny. Michał (imię w wywiadzie zostało zmienione) oblicza: na tę wysokość Iskrą leci dwie minuty, przy lądowaniu - trzy minuty, to daje pięć minut w czasie każdego lotu. - Ja w życiu dwa tysiące razy startowałem i tyle samo razy lądowałem. Dwa tysiące razy pięć minut - policz: ile godzin byłem jak martwy?”*

Systemy ratownicze wojskowych samolotów powinny być dopracowane tak, aby stwarzać pilotom warunki poczucia bezpieczeństwa i dawać gwarancję ratowania życia w sytuacjach awaryjnych. Te warunki spełniają m.in. fotele Mk-10 i Mk-16 (rys.13), które umożliwiają (tab.3) opuszczenie samolotu podczas startu i lądowania. Są to fotele wysokiej jakości, lekkie i w pełni zautomatyzowane. Katapultowanie na zerowej wysokości jest możliwe dzięki dużym prędkościom początkowym wyrzucania, na skutek zastosowania teleskopowego mechanizmu odstrzałowego i szybkiego otwierania spadochronu ratowniczego. Pojemnik spadochronu stabilizującego jest prostopadłościenny, z powierzchnią zewnętrzną dopasowaną do kształtu hełmu lotnika. Ma to na celu podtrzymywanie głowy pilota. Zmieniono także konstrukcję spadochronu, który jest umieszczony w części plecowej fotela. Umożliwia to komfortowe ułożenie pleców pilota. System katapultowy jest zasilany gazem.

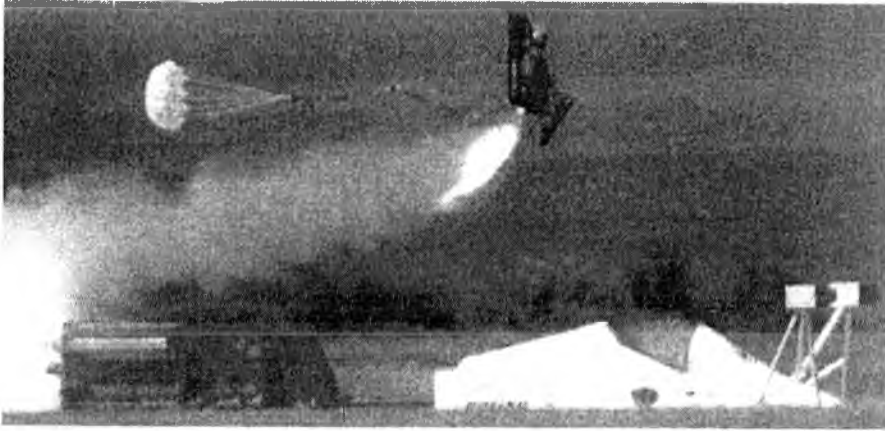


Rys.13. Fotel katapultowy Martin-Baker Mk-16A; a – spadochron;
b – fotel widziany z przodu; c – fotel widziany z tyłu

Amerykanie zafascynowani osiągnięciami rosyjskimi udowodnionymi wielokrotnie i udokumentowanymi (rys.1-rys.5) chcieli zakupić rosyjskie fotele K-36D [9,10], których montaż przewidywano na samolotach F-22. Na zlecenie firmy Boeing, bazując na nowym fotelu K-36D-3,5 prowadzono prace modyfikacyjne. Przeprowadzono katapultowanie 17 foteli w zakresie prędkości $0 \leq V \leq 1350 \text{ km/h}$, wysokości $0 \leq H \leq 1700 \text{ m}$ i liczb Macha $0 \leq Ma \leq 2,5$. Rosjanie przekazali Amerykanom 6 foteli zmodyfikowanych oznaczonych K-36D-3,5A. Na rys.14 przedstawiono badania testowe fotela Zwiезда K-36 podczas katapultowania z samolotu MiG-25, na rys.15 badania testowe fotela Martin-Baker Mk-16 na stanowisku badawczym firmy Boeing.



Rys.14. Badania testowe katapultowania fotela K-36D-3,5A z samolotu MiG-25 [9,10]



Rys.15. Badania testowe katapultowania fotela Mk-16 na ruchomym stanowisku [10]

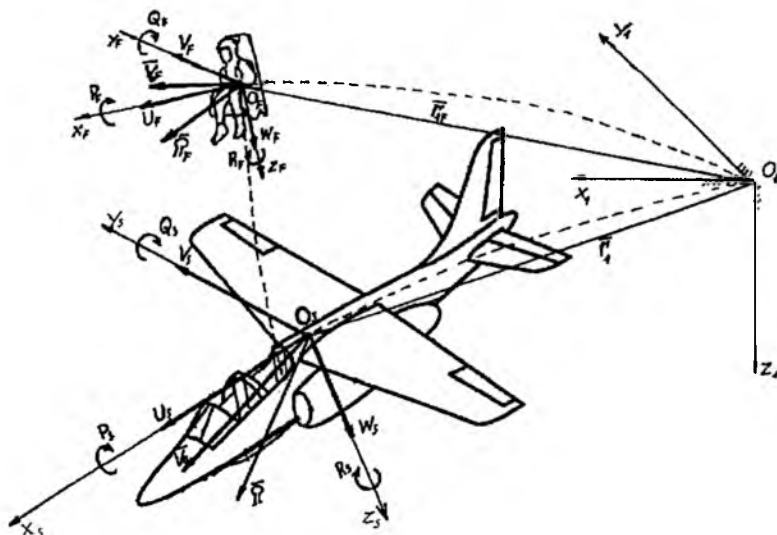
Takie konstrukcje foteli katapultowych jak Mk-16 i K-36 należą obecnie do najlepszych. Wprowadzenie modułowej konstrukcji umożliwia dopasowanie ich do wielu typów samolotów. Nadal dąży się do automatyzacji procesów sterowania systemów opuszczania samolotu oraz sterowania fotelem w locie.

Aby konstrukcje modyfikować, budować nowe systemy, fotele, symulatory należy opracować właściwe modele dynamiki katapultowania i obciążeń działających na organizm pilota.

3. Model matematyczny i symulacja numeryczna ruchu fotela

Przystępując do rozwiązania zadania należy przyjąć dwa modele fizyczne. Samolot i fotel są traktowane jako bryły sztywne, założono, że aerodynamika jest quasi-stacjonarna, atmosfera jest bezwietrzna i niezaburzona (zgodna z atmosferą wzorcową), uwzględniono wpływ ściśliwości powietrza [1,8,16-20,22,23].

W przyjętych układach odniesienia (rys.16) oraz geometrii ruchu samolotu i fotela, stosując równania Boltzmann-Hamela [1,16-20] wyprowadzono dynamiczne równania ruchu.



Rys. 16. Przyjęte układy odniesienia fotela po katapultowaniu i samolotu (tory bezwzględne i względne)

3.1. Związki kinematyczne obiektu

Składowe wektorów chwilowych prędkości liniowej V_0 i kątovej Ω_0 w układzie $Oxyz$ związanym z obiektem (rys.16) dla obiektu, którym jest samolot (V_{0S}) i fotel (V_{0F}) dane są zależnościami:

- prędkość liniowa obiektu

$$\bar{V}_0 = U\bar{i} + V\bar{j} + W\bar{k} \quad (1)$$

- prędkość kątovej obiektu

$$\bar{\Omega}_0 = P\bar{i} + Q\bar{j} + R\bar{k} \quad (2)$$

gdzie: U – prędkość podłużna,

V – prędkość ślizgu,

W – prędkość wznoszenia,

P – prędkość kątovej przechylania,

Q – prędkość kątovej pochylania,

R – prędkość kątovej odchylania,

- kąt natarcia: $\alpha = \arctg \frac{W}{U} \quad (3)$

- kąt ślizgu: $\beta = \arcsin \frac{V}{V_0}$ (4)

- składowe prędkości kątovej obiektu:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_1 \\ \dot{\theta}_1 \\ \dot{\psi}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \operatorname{tg} \theta & \cos \phi \operatorname{tg} \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \Lambda_{\Omega}^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (5)$$

- składowe prędkości liniowej obiektu:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{y}_1 \\ \dot{z}_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi + & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \\ & -\cos \phi \sin \psi & +\sin \phi \sin \psi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + & \sin \psi \sin \theta \cos \phi + \\ & +\cos \phi \cos \psi & -\sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} = \Lambda_{\nu}^{-1} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \quad (6)$$

- wysokość lotu: $h = -z_1$ (7)

- gęstość powietrza:

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300}\right)^{4,256} \quad \text{dla } 0 < h < 11000 \text{m} \quad (8)$$

Kąty położenia: ϕ - przechylenia, θ - pochylania i ψ - odchylenia są to kąty quasideulerowskie (lotnicze). Stanowią one odpowiednie obroty prostokątnego układu kartezjańskiego [16,17,19,22] zarówno dla samolotu (z indeksem S) jak i dla fotela (z indeksem F).

3.2. Dynamiczne równania ruchu obiektu

Ogólne równania dynamiki ruchu rozważanego obiektu mają postać [1,16-20, 22]:

$$M\dot{V} + KMV = Q \quad (9)$$

gdzie: M - macierz bezwładności,

K - macierz związków kinematycznych,

V - wektor prędkości,

\dot{V} - wektor przyspieszeń,

Q - macierz sił zewnętrznych, przy czym:

$$Q = \begin{bmatrix} F \\ M \end{bmatrix} = \operatorname{col}[X, Y, Z, L, M, N] \quad (10)$$

Wektor sił zewnętrznych o składowych X, Y, Z oraz momentów sił o składowych L, M, N można zapisać wektorowo jako sumy odpowiednio sił i momentów od sił grawitacyjnych \bar{F}_g, \bar{M}_g , sił i momentów sił aerodynamicznych \bar{F}_A, \bar{M}_A oraz sił i momentów od napędu \bar{F}_T, \bar{M}_T .

$$\bar{F} = \bar{F}_T + \bar{F}_A + \bar{F}_g = [X, Y, Z]^T \tag{11}$$

$$\bar{M} = \bar{M}_T + \bar{M}_A + \bar{M}_g = [L, M, N]^T \tag{12}$$

3.3. Szczególny model matematyczny samolotu

Dla samolotu w konfiguracji gładkiej (bez podwieszeń – bomb, rakiet, zbiorników) dynamiczne równania ruchu mają postać [16,17, 19,22]:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} m_S & 0 & 0 & 0 & S_{zS} & -S_{yS} \\ 0 & m_S & 0 & -S_{zS} & 0 & S_{xS} \\ 0 & 0 & m_S & S_{yS} & -S_{xS} & 0 \\ \hline 0 & -S_{zS} & S_{yS} & J_{xS} & -J_{xyS} & -J_{xzS} \\ S_{zS} & 0 & -S_{xS} & -J_{yxS} & J_{yS} & -J_{yzS} \\ -S_{yS} & S_{xS} & 0 & -J_{zxS} & -J_{zyS} & J_{zS} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U}_S \\ \dot{V}_S \\ \dot{W}_S \\ \dot{P}_S \\ \dot{Q}_S \\ \dot{R}_S \end{bmatrix} + \\
 & + \begin{bmatrix} 0 & -R_S & Q_S & 0 & 0 & 0 \\ R_S & 0 & -P_S & 0 & 0 & 0 \\ -Q_S & P_S & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & -W_S & V_S & 0 & -R_S & Q_S \\ W_S & 0 & -U_S & R_S & 0 & -P_S \\ -V_S & U_S & 0 & -Q_S & P_S & 0 \end{bmatrix} \\
 & \cdot \begin{bmatrix} m_S & 0 & 0 & 0 & S_{zS} & -S_{yS} \\ 0 & m_S & 0 & -S_{zS} & 0 & S_{xS} \\ 0 & 0 & m_S & S_{yS} & -S_{xS} & 0 \\ \hline 0 & -S_{zS} & S_{yS} & J_{xS} & -J_{xyS} & -J_{xzS} \\ S_{zS} & 0 & -S_{xS} & -J_{yxS} & J_{yS} & -J_{yzS} \\ -S_{yS} & S_{xS} & 0 & -J_{zxS} & -J_{zyS} & J_{zS} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_S \\ V_S \\ W_S \\ P_S \\ Q_S \\ R_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_S \\ Y_S \\ Z_S \\ L_S \\ M_S \\ N_S \end{bmatrix} \tag{13}
 \end{aligned}$$

Prawa strona równania (13) wyraża siły i momenty sił działające na samolot. Ma ona postać następującą:

$$\bar{F}_S = X_S \bar{i} + Y_S \bar{j} + Z_S \bar{k} \quad (14)$$

$$\bar{M}_S = L_S \bar{i} + M_S \bar{j} + N_S \bar{k} \quad (15)$$

gdzie:

- siła podłużna

$$X_S = -m_S g \sin \theta_S - \frac{1}{2} \rho S_S V_S^2 (C_{xS} \cos \beta_S \cos \alpha_S + C_{yS} \sin \beta_S \cos \alpha_S - C_{zS} \sin \alpha_S) + X_Q^S Q_S + T_S \cos \varphi_{yS} \quad (16)$$

- siła boczna

$$Y_S = -m_S g \cos \theta_S \sin \phi_S + \frac{1}{2} \rho S_S V_S^2 (-C_{xS} \sin \beta_S + C_{yS} \cos \beta_S) + Y_P^S P_S + Y_R^S R_S \quad (17)$$

- siła wznosząca

$$Z_S = m_S g \cos \theta_S \cos \phi_S - \frac{1}{2} \rho S_S V_S^2 (C_{xS} \cos \beta_S \sin \alpha_S + C_{yS} \sin \beta_S \sin \alpha_S + C_{zS} \cos \alpha_S) + Z_Q^S Q_S - T_S \sin \varphi_{yS} \quad (18)$$

- moment przechylający

$$L_S = m_S g (y_{C_S} \cos \theta_S \cos \phi_S - z_{C_S} \cos \theta_S \sin \phi_S) + \frac{1}{2} \rho S_S V_S^2 [-y_{A_S} (C_{xS} \cos \beta_S \sin \alpha_S + C_{yS} \sin \beta_S \sin \alpha_S + C_{zS} \cos \alpha_S) - z_{A_S} (-C_{xS} \sin \beta_S + C_{yS} \cos \beta_S) - l_S (C_{m_{xS}} \cos \beta_S \cos \alpha_S - C_{m_{yS}} \sin \beta_S \cos \alpha_S + C_{m_{zS}} \sin \alpha_S)] + L_P^S P_S + L_R^S R_S - T_S y_{tS} \sin \phi_{yS} + J_{tS} \omega_{tS} Q_S \sin \varphi_{yS} \quad (19)$$

- moment pochylający

$$M_S = -m_S g (x_{C_S} \cos \theta_S \cos \phi_S - z_{C_S} \sin \theta_S) + \frac{1}{2} \rho S_S V_S^2 [-z_{A_S} (C_{xS} \cos \beta_S \cos \alpha_S + C_{yS} \sin \beta_S \cos \alpha_S + C_{zS} \sin \alpha_S) + x_{A_S} (C_{xS} \cos \beta_S \sin \alpha_S + C_{yS} \sin \beta_S \sin \alpha_S + C_{zS} \cos \alpha_S) - l_S (-C_{m_{xS}} \sin \beta_S - C_{m_{yS}} \cos \beta_S)] + M_Q^S Q_S + M_{\dot{W}}^S \dot{W}_S - T_S (z_{tS} \sin \phi_S + x_{tS} \sin \phi_{yS}) - J_{tS} \omega_{tS} (R_S \cos \varphi_{yS} + P_S \sin \varphi_{yS}) \quad (20)$$

- moment odchylający

$$\begin{aligned}
 N_S = & m_S g (x_{C_S} \cos \theta_S \sin \phi_S - y_{C_S} \sin \theta_S) + \\
 & + \frac{1}{2} \rho S_S V_S^2 [x_{A_S} (-C_{x_S} \sin \beta_S + C_{y_S} \cos \beta_S) + \\
 & + y_{A_S} (C_{x_S} \cos \beta_S \cos \alpha_S + C_{y_S} \sin \beta_S \cos \alpha_S + \\
 & + C_{z_S} \sin \alpha_S) - l_S (C_{mx_S} \cos \beta_S \sin \alpha_S + C_{my_S} \sin \beta_S \cos \alpha_S + \\
 & + C_{mz_S} \cos \alpha_S)] + N_P^S P_S + N_R^S R_S - T_S (x_{iS} - y_{iS} \cos \phi_{iS}) + \\
 & + J_{iS} \omega_{iS} Q_S \cos \varphi_{iS}
 \end{aligned} \tag{21}$$

przy czym:

J_{iS} , J_{iF} – momenty bezwładności samolotu główne i dewiacji „S” i fotela „F”;

S_{iS} , S_{iF} – momenty statyczne samolotu „S” i fotela „F”;

J_{iS} – moment bezwładności zespołów wirujących turbinowego silnika odrzutowego;

ω_{iS} – prędkość kątowna elementów wirujących silnika;

T_S – ciąg silnika samolotu;

T_F – ciąg napędu fotela;

Równania samolotu po katapultowaniu się pilota pozostają takie same jak równania (13)-(21), za wyjątkiem uwzględnienia ubytku masy pilota i fotela, czyli:

$$m_{S1} = m_S - m_F \tag{22}$$

gdzie: m_S – masa całkowita samolotu i układy pilot-fotel;

m_{S1} – masa samolotu po katapultowaniu się pilota;

m_F – masa fotela z pilotem.

Dynamiczne równania ruchu samolotu (13) z siłami i momentami sił (16)-(21) z kinematycznymi związkami (3)-(8) dają pełen model matematyczny samolotu.

3.4. Dynamiczne równania ruchu fotela z pilotem po opuszczeniu samolotu

Rozpatrywane jest katapultowanie pilota z pierwszej kabiny, niemniej w rzeczywistości na samolocie I-22 Iryda katapultowanie następuje z obu kabin (najpierw z tylnej kabiny, a potem z opóźnieniem około 0,1s następuje katapultowanie z pierwszej kabiny). Rozpatrywany jest przestrzenny ruch fotela (rys.16). Dynamiczne równania ruchu fotela

rozpatrywane są w układzie współrzędnych związanym z fotelem $O_F x_F y_F z_F$ (rys.16). Założono, że środek aerodynamiczny „A” znajduje się w środku masy fotela „C”, z którym związany jest początek układu współrzędnych $O_F x_F y_F z_F$.

Przy tych założeniach równania przyjmują postać:

$$\begin{bmatrix} m_F & 0 & 0 & 0 & S_{zF} & -S_{yF} \\ 0 & m_F & 0 & -S_{zF} & 0 & S_{xF} \\ 0 & 0 & m_F & S_{yF} & -S_{xF} & 0 \\ \hline 0 & -S_{zF} & S_{yF} & J_{xF} & -J_{xyF} & -J_{xzF} \\ S_{zF} & 0 & -S_{xF} & -J_{yxF} & J_{yF} & -J_{yzF} \\ -S_{yF} & S_{xF} & 0 & -J_{zxF} & -J_{zyF} & J_{zF} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U}_F \\ \dot{V}_F \\ \dot{W}_F \\ \dot{P}_F \\ \dot{Q}_F \\ \dot{R}_F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R_F & Q_F & 0 & 0 & 0 \\ R_F & 0 & -P_F & 0 & 0 & 0 \\ -Q_F & P_F & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & -W_F & V_F & 0 & -R_F & Q_F \\ W_F & 0 & -U_F & R_F & 0 & -P_F \\ -V_F & U_F & 0 & -Q_F & P_F & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_F \\ V_F \\ W_F \\ P_F \\ Q_F \\ R_F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \\ L_F \\ M_F \\ N_F \end{bmatrix} \quad (23)$$

Prawa strona równania (23) ma postać:

- siła podłużna działająca na fotel

$$\begin{aligned}
 X_F = & -m_F g \sin \theta_F - \frac{1}{2} \rho V_F^2 (S_{yz} C_{xF} \cos \beta_F \cos \alpha_F + \\
 & + S_{xz} C_{yF} \sin \beta_F \cos \alpha_F + S_{xy} C_{zF} \sin \alpha_F) + \\
 & + X_Q^F Q_F + T_F \cos \varphi_{tzF} \cos \varphi_{tyF}
 \end{aligned} \quad (24)$$
- siła boczna działająca na fotel

$$Y_F = -m_F g \cos \theta_F \sin \phi_F - \frac{1}{2} \rho V_F^2 (S_{yz} C_{xlf} \sin \beta_F - S_{xz} C_{yfl} \cos \beta_F) + Y_P^F P_F + Y_R^F R_F + T_F \sin \varphi_{tlf} \quad (25)$$

- siła wznosząca działająca na fotel

$$Z_F = m_F g \cos \theta_F \cos \phi_F - \frac{1}{2} \rho V_F^2 (S_{zy} C_{xlf} \cos \beta_F \sin \alpha_F + S_{xz} C_{yfl} \sin \beta_F \sin \alpha_F + S_{xy} C_{zlf} \cos \alpha_F) + Z_Q^F Q_F - T_F \cos \varphi_{tlf} \sin \varphi_{lyf} \quad (26)$$

- moment przechylający fotela

$$L_F = -\frac{1}{2} \rho V_S^2 (l_F S_{xz} C_{mxf} \cos \beta_F \cos \alpha_F + l_F S_{yz} C_{myfl} \sin \beta_F \cos \alpha_F - b S_{xz} C_{mzfl} \sin \alpha_F) + L_P^F P_F + L_R^F R_F - T_F (y_{lf} \cos \phi_{tlf} \sin \varphi_{lyf} + z_{lf} \sin \phi_{tlf}) \quad (27)$$

- moment pochylający fotela

$$M_F = -\frac{1}{2} \rho V_F^2 l_F (S_{xz} C_{mxf} \sin \beta_F - S_{yz} C_{myfl} \cos \beta_F) + M_Q^F Q_F + T_F (z_{lf} \cos \phi_{tlf} \cos \phi_{lyf} + x_{lf} \cos \phi_{tlf} \sin \phi_{lyf}) \quad (28)$$

- moment odchylający fotela

$$N_R = -\frac{1}{2} \rho V_F^2 (l_F S_{xz} C_{mxf} \cos \beta_F \sin \alpha_F + l_F S_{yz} C_{myfl} \sin \beta_F \cos \alpha_F + b S_{xz} C_{mzfl} \cos \alpha_F) + N_P^F P_F + N_R^F R_F - T_F (x_{lf} \sin \phi_{tlf} - y_{lf} \cos \phi_{tlf} \cos \phi_{lyf}) \quad (29)$$

Dynamiczne równania ruchu (23)-(29) wraz ze związkami kinematycznymi (3)-(10) stanowią pełen model matematyczny fotela.

Warunki początkowe fotela schodzącego z prowadnic są warunkami odpowiadającymi wektorowi stanu z tym, że prędkość ruchu fotela schodzącego z prowadnic wyrażona jest zależnością:

$$\bar{V}_{F0} = \begin{bmatrix} U_S \cos \varphi - W_S \sin \varphi + Q_S z_{SF0} \\ V_S + R_S x_{SF0} - P_S z_{SF0} \\ U_S \sin \varphi + W_S \cos \varphi + V_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{F0} \\ V_{F0} \\ W_{F0} \end{bmatrix} \quad (30)$$

gdzie: φ – kąt pochylenia prowadnic fotela w płaszczyźnie $O_S x_S z_S$;

V_{F0} – prędkość zejścia fotela z prowadnic;

x_{SF0} , z_{SF0} – współrzędne środka masy fotela z pilotem w układzie samolotowym $O_S x_S y_S z_S$ (rys.16);

indeks „S” oznacza parametry wektora stanu samolotu, a „F” – fotela z pilotem.

3.5. Symulacja numeryczna katapultowania

Opracowane modele matematyczne dynamiki samolotu w locie i fotela z pilotem mogą służyć do symulacji numerycznej ruchu obu obiektów po wcześniejszej identyfikacji parametrycznej.

Do obliczeń testowych przyjęto fotel katapultowy firmy Martin-Baker Mk-10 (dane w tabeli 3) z pilotem o masie $m_p=80\text{kg}$ katapultowanego z samolotu szkolno-bojowego I-22 Iryda. Odległości środka masy układu pilot+fotel z pierwszej kabiny względem środka masy samolotu są równe:

$$x_{SF0}=2,802\text{m}, y_{SF0}=0\text{m}, z_{SF0}=0,946\text{m}.$$

Kąt pochylenia prowadnic fotela: $\varphi=15^\circ$.

Prędkość początkowa odstrzału w momencie zejścia ostatnich rolek fotela z prowadnic: $V_0=21,4\text{m/s}$.

Wymiary fotela przyjęte do symulacji:

$I_F=1,412\text{m}$ – wysokość fotela,

$b=1,15\text{m}$ – długość fotela,

$d=0,336\text{m}$ – szerokość fotela,

$S_{xy}=0,56618\text{m}^2$ – powierzchnia dolna fotela,

$S_{xz}=0,59\text{m}^2$ – powierzchnia boczna fotela,

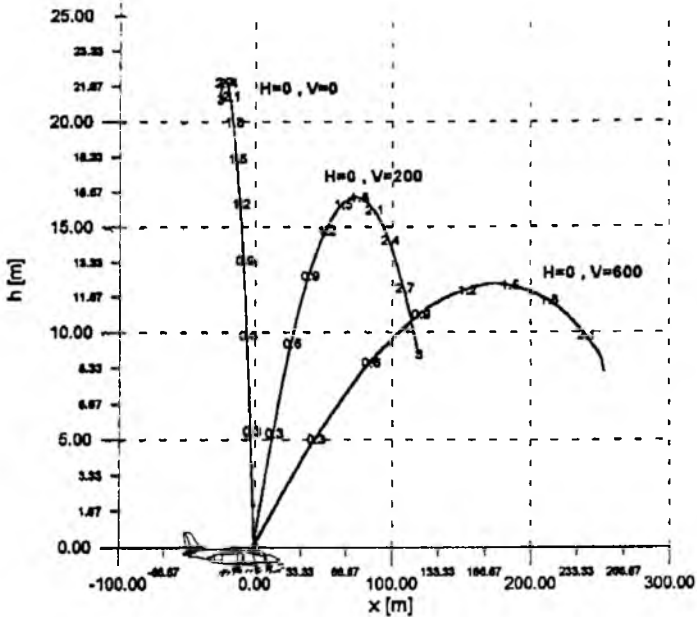
$S_{yz}=0,71135\text{m}^2$ – powierzchnia czołowa fotela

Przebieg symulacji katapultowania jest następujący: wprowadza się samolot w dowolny manewr wychylając skokowo stery po pięciu sekundach lotu; w dwunastej sekundzie następuje katapultowanie się układu pilot+fotel z pierwszej kabiny samolotu; następnie badane jest zachowanie się układu pilot+fotel oraz samolotu po katapultowaniu się pilota - przez trzy sekundy.

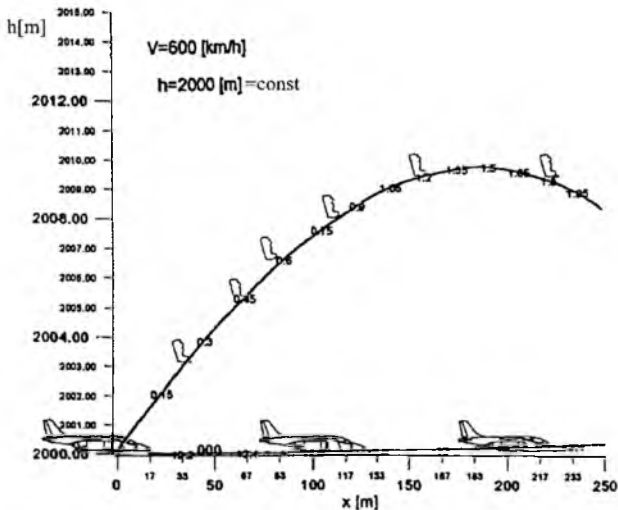
Symulowano numerycznie [1,19] następujące przypadki, których wyniki przedstawiono na wykresach:

- katapultowanie się na wysokości $h=0\text{m}$ przy prędkości $V_S=0\text{km/h}$ (rys.17);
- katapultowanie się na wysokości $h=0\text{m}$ przy prędkości $V_S=200\text{km/h}$ (rys.17);
- katapultowanie się na wysokości $h=0\text{m}$ przy prędkości $V_S=600\text{km/h}$ (rys.17);
- lot poziomy, katapultowanie się na wysokości $h=2000\text{m}$ przy prędkości $V_S=600\text{km/h}$ (rys.18);
- wznoszenie pod kątem 2° , katapultowanie się na wysokości $h=2000\text{m}$ przy prędkości $V_S=600\text{km/h}$ (rys.19);

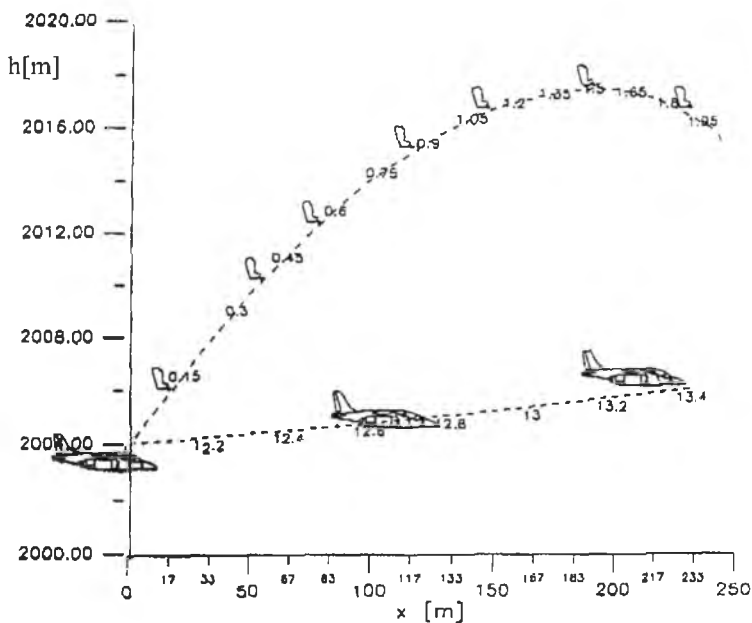
Na poniższych rysunkach liczby podane na trajektoriach lotu samolotu i fotela oznaczają czas $t[s]$ w sekundach od momentu opuszczenia samolotu. Model matematyczny umożliwi wyliczenie parametrów kinematycznych, dynamicznych i geometrii ruchu.



Rys. 17. Katapultowanie na wysokości $h=0$ m przy prędkościach $V_S=0, 200, 600$ km/h



Rys. 18. Tory lotu fotela i samolotu po katapultowaniu na wysokości $h=2000$ [m] przy prędkościach $V_S=600$ km/h w locie poziomym



Rys.19. Tory lotu fotela i samolotu po katapultowaniu na wysokości $h=2000$ m przy prędkościach $V_0=600$ km/h w locie wznoszącym pod kątem 2°

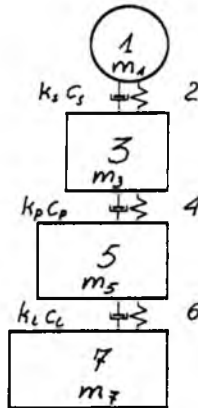
4. Modelowanie pilota-człowieka w czasie katapultowania

Obciążenia działające na elementy człowieka-pilota i fotel oraz ruch fotela przedstawiono dla katapultowania z samolotu TS-11 „Iskra” [4,5,22,23] rys.20.



Rys. 20. Katapultowanie modelowego systemu fotel+pilot z TS-11 „Iskra”

Do symulacji przyjęto czteromasowy model człowieka siedzącego (rys.21), w którym określone wartości mas, współczynniki tłumienia oraz sprężystości przedstawiono w tabeli 4. Przyjęty model jest uproszczonym biomechanicznym modelem M. Nadera [4,5,22,26].



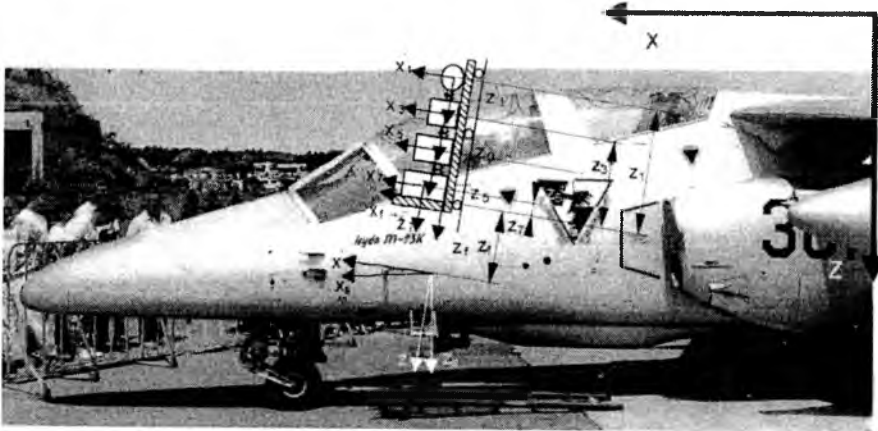
Rys. 21. Model człowieka siedzącego przyjęty do analizy

Tabela 4

Lp.	Oznaczenie	Opis	Wartość	Jednostki
1	m_1	Masa głowy	5,5	kg
2	m_2	Masa kręgosłupa szyjnego	4,0	kg
3	m_3	Masa klatki piersiowej	13,0	kg
4	m_4	Masa kręgosłupa piersiowego	7,6	kg
5	m_5	Masa brzucha	5,0	kg
6	m_6	Masa kręgosłupa lędźwiowego	10,0	kg
7	m_7	Masa siedziska	33,0	kg
8	c_s	Współczynnik tłumienia kręgosłupa szyjnego	95,0	$\frac{N \cdot s}{m}$
9	k_s	Współczynnik sprężystości kręgosłupa szyjnego	88334,0	$\frac{N}{m}$
10	c_p	Współczynnik tłumienia kręgosłupa piersiowego	99,4	$\frac{N \cdot s}{m}$
11	k_p	Współczynnik sprężystości kręgosłupa piersiowego	95964,0	$\frac{N}{m}$
12	c_l	Współczynnik tłumienia kręgosłupa lędźwiowego	101,6	$\frac{N \cdot s}{m}$
13	k_l	Współczynnik sprężystości kręgosłupa lędźwiowego	99490,0	$\frac{N}{m}$

Aby wyprowadzić równania ruchu dla przyjętego modelu wg rys. 21 należy podzielić system na poszczególne masy m_i połączone sztywnościami c_i oraz tłumieniem k_i zgodnie z tablicą 4 i opracować szereg konfiguracji oddziaływania sił i prędkości przemieszczeń [4,5,22].

Położenie poszczególnych mas modelu człowieka względem siedziska fotela i samolotu przedstawiono na rys. 22.



Rys.22. Położenie poszczególnych mas modelu człowieka-pilota

Dla tak przyjętego modelu wyprowadzono dynamiczne równania ruchu dla poszczególnych mas systemu (rys.20-rys.22) traktując model pilota jako układ wielomasowy połączony elementami sprężystymi z tłumieniem wiskotycznym (rys. 21, tablica 4).

Dynamiczne równanie ruchu układu pilot+fotel+samolot:

$$\begin{aligned}
 & -m_1 \sin \varphi \left(\frac{dV_1}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) - m_3 \sin \varphi \left(\frac{dV_3}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) - m_5 \sin \varphi \left(\frac{dV_5}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) - \\
 & - m_7 \sin \varphi \left(\frac{dV_7}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) - m_F \sin \varphi \frac{dV_F}{dt} = \frac{1}{2} \rho C_x V_x^2 S(t) - \quad (31) \\
 & - \sum_{i=1,3,5,7,F} m_i g \sin \varphi + P
 \end{aligned}$$

Równanie opisujące dynamikę głowy „1” (m_1) - rys.21:

$$m_1 \left(\frac{dV_1}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) = -c_2 (V_1 - V_3) - k_2 (z_1 - z_3) + m_1 g \sin \varphi \quad (32)$$

Równanie opisujące dynamikę klatki piersiowej „3” (m_3) - rys.21:

$$m_3 \left(\frac{dV_3}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) = c_2(V_1 - V_3) - c_4(V_3 - V_5) + k_2(z_1 - z_3) - \quad (33)$$

$$- k_4(z_3 - z_5) + m_3 g \sin \varphi$$

Równanie opisujące dynamikę brzucha „5” (m_5) - rys.21:

$$m_5 \left(\frac{dV_5}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) = c_2(V_1 - V_3) + c_4(V_3 - V_5) - c_6(V_5 - V_7) + \quad (34)$$

$$+ k_2(z_1 - z_3) + k_4(z_3 - z_5) - k_6(z_5 - z_7) + m_5 g \sin \varphi$$

Równanie opisujące dynamikę siedziska „7” (m_7) - rys.21:

$$m_7 \left(\frac{dV_7}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) = c_2(V_1 - V_3) + c_4(V_3 - V_5) + c_6(V_5 - V_7) - \quad (35)$$

$$- c_F(V_7 - V_F) + k_2(z_1 - z_3) + k_4(z_3 - z_5) + k_6(z_5 - z_7) -$$

$$- k_F(z_7 - z_F) + m_7 g \sin \varphi$$

Równanie opisujące dynamikę fotela „F” (m_F):

$$m_1 \left(\frac{dV_7}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) + m_3 \left(\frac{dV_3}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) + m_5 \left(\frac{dV_5}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) + \quad (36)$$

$$+ m_7 \left(\frac{dV_7}{dt} + \frac{dV_F}{dt} \right) + m_F \frac{dV_F}{dt} = -P + c_2(V_1 - V_3) + c_4(V_3 - V_5) +$$

$$+ c_6(V_5 - V_7) - c_F(V_7 - V_F) + k_2(z_1 - z_3) + k_4(z_3 - z_5) +$$

$$+ k_6(z_5 - z_7) - k_F(z_7 - z_F) + m_F g \sin \varphi$$

Uzyskane równania systemu przekształcono do prostszej postaci ułatwiającej obliczenia numeryczne:

Równanie ruchu głowy (rys.21, rys.23):

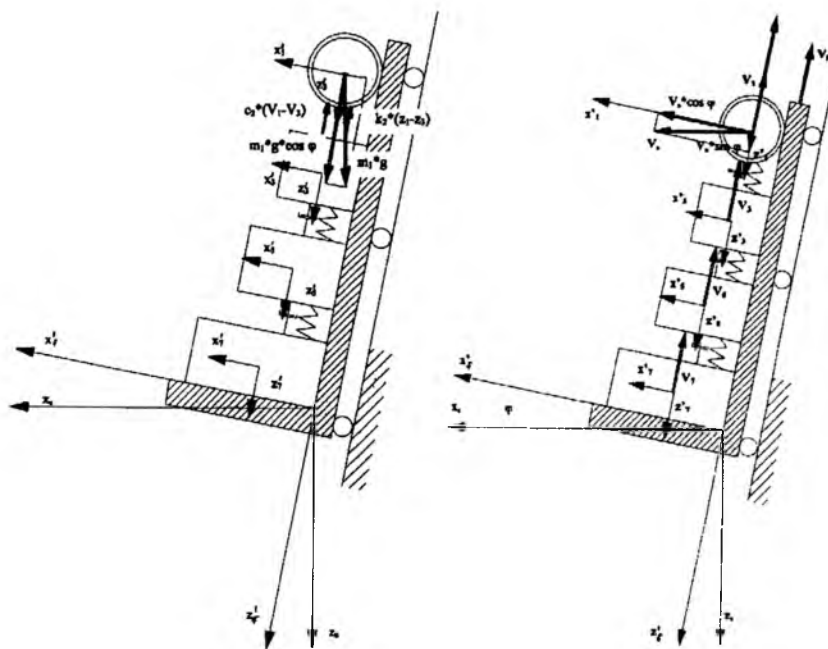
$$\frac{dV_1}{dt} = \frac{1}{m_1} (-C_2 - K_2 + G_1) - \frac{1}{m_F} (C_2 + C_4 + C_6 + C_F + K_2 + K_4 + \quad (37)$$

$$+ K_6 + K_F + G_F - P_F)$$

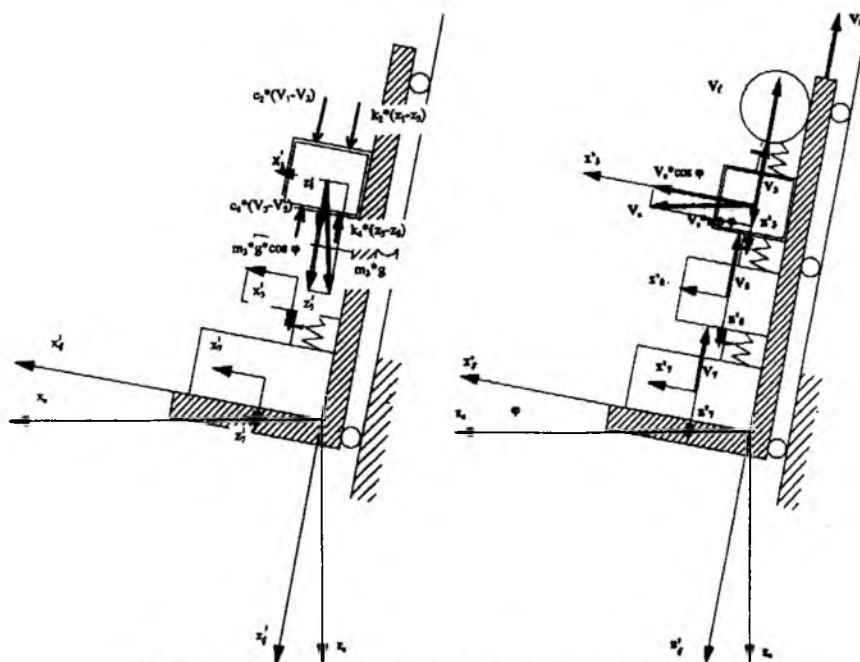
Równanie segmentu klatki piersiowej (rys.21, rys.24)

$$\frac{dV_3}{dt} = \frac{1}{m_3} (C_2 - C_4 + K_2 - K_4 + G_3) - \frac{1}{m_F} (C_2 + C_4 + C_6 + C_F + \quad (38)$$

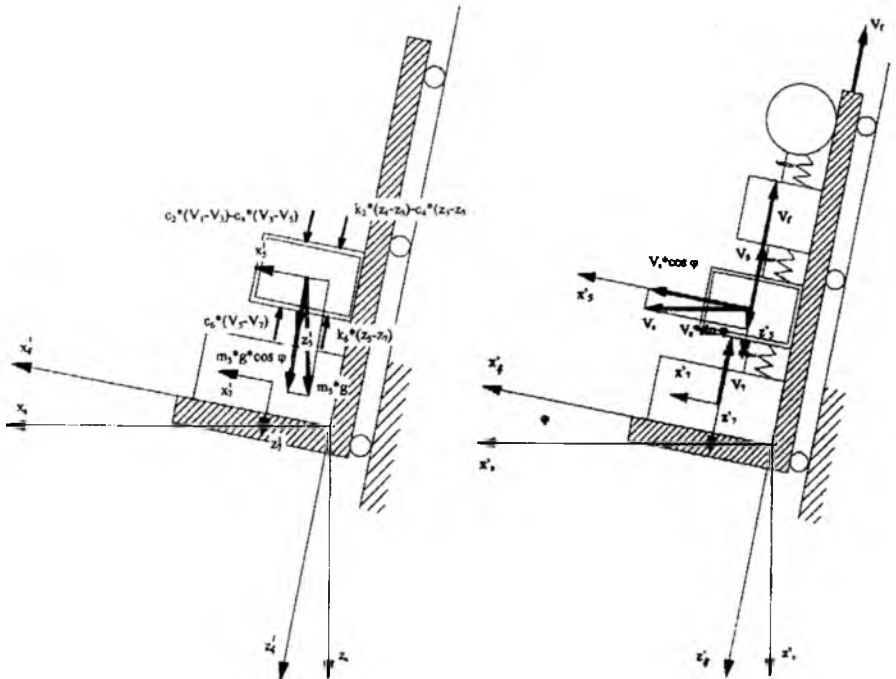
$$+ K_2 + K_4 + K_6 + K_F + G_F - P_F)$$



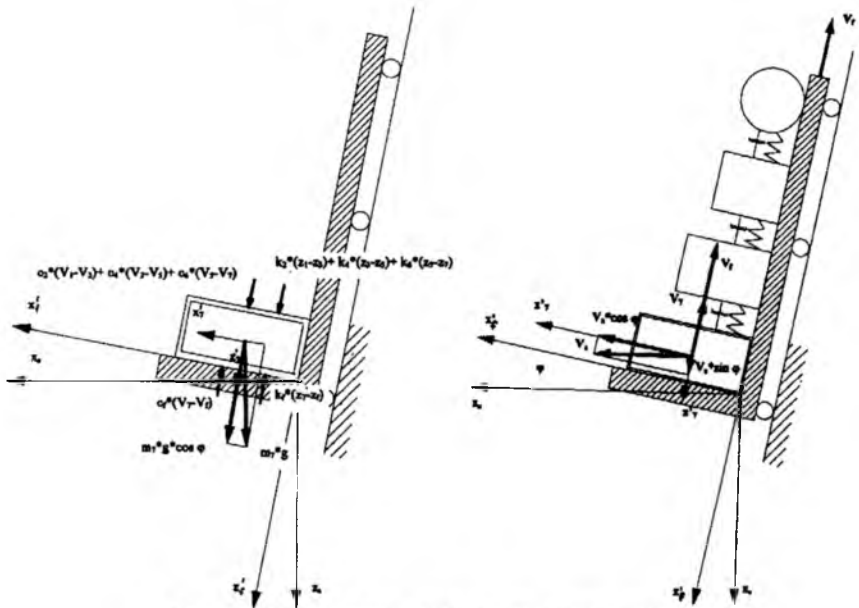
Rys. 23. Siły i prędkości dla głowy pilota



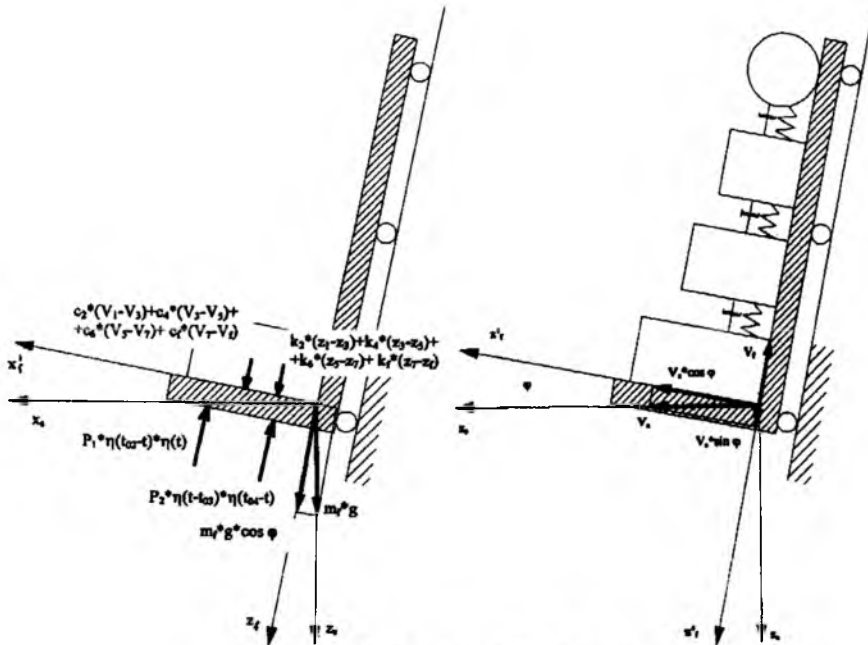
Rys. 24. Siły i prędkości dla klatki piersiowej pilota



Rys. 25. Siły i prędkości dla brzucha pilota



Rys. 26. Siły i prędkości dla siedziska pilota



Rys. 27. Siły i prędkości dla fotela

Równanie ruchu brzucha (rys.21, rys.25)

$$\frac{dV_3}{dt} = \frac{1}{m_5} (C_2 + C_4 - C_6 + K_2 + K_4 - K_6 + G_5) - \frac{1}{m_f} (C_2 + C_4 + C_6 + C_f + K_2 + K_4 + K_6 + K_f + G_f - P_f) \quad (39)$$

Równanie ruchu siedziska – miednica, uda, nogi (rys.21, rys.26)

$$\frac{dV_5}{dt} = \frac{1}{m_7} (C_2 + C_4 + C_6 - C_f + K_2 + K_4 + K_6 - K_f + G_7) - \frac{1}{m_f} (C_2 + C_4 + C_6 - C_f + K_2 + K_4 + K_6 - K_f + G_f - P_f) \quad (40)$$

Równanie ruchu fotela (rys.21, rys.27)

$$\frac{dV_f}{dt} = \frac{1}{m_f} (C_2 + C_4 + C_6 + C_f + K_2 + K_4 + K_6 + K_f + G_7 - P_f) - \sin \phi (-P + C_2 + C_4 + C_6 + C_f + K_2 + K_4 + K_6 + K_f + G_f) = F - G \quad (41)$$

gdzie:

$$\begin{aligned}
 G_1 &= m_1 g \cos \varphi & C_2 &= c_2 (V_1 - V_3) \\
 G_3 &= m_3 g \cos \varphi & C_4 &= c_4 (V_3 - V_5) \\
 G_5 &= m_5 g \cos \varphi & C_6 &= c_6 (V_5 - V_7) \\
 G_7 &= m_7 g \cos \varphi & C_f &= c_f (V_7 - V_f) \\
 G_f &= m_f g \cos \varphi & K_2 &= k_2 (z_1 - z_3) \\
 G_i &= \sum_{i=1,3,5,7,f} m_i g \sin \varphi & K_4 &= k_4 (z_3 - z_5) \\
 & & K_6 &= k_6 (z_5 - z_7) \\
 F &= \frac{1}{2} \rho C_x V_s^2 S(t) & K_f &= k_f (z_7 - z_f)
 \end{aligned}$$

P_F – ciąg napędu fotela (silnika raketowego)

Związki kinematyczne (rys.22):

$$V_1 = \frac{dz_1}{dt}, \quad V_3 = \frac{dz_3}{dt}, \quad V_5 = \frac{dz_5}{dt}, \quad V_7 = \frac{dz_7}{dt}, \quad V_F = \frac{dz_F}{dt}, \quad (42)$$

wraz z równaniami rychu pozwalają wykonać pełną analizę kinematyki i dynamiki katapultowania.

W rozwiązaniu numerycznym zostały przyjęte następujące fazy katapultowania [4]:

faza I - przemieszczenie fotela przez pirostrzelbę o 1.83 m z siłą $18m_f g$,
gdzie m_f oznacza przyjętą masę fotela, równą 200 kg.

faza II - ruch beznapędowy fotela na odcinku 0.07 m.

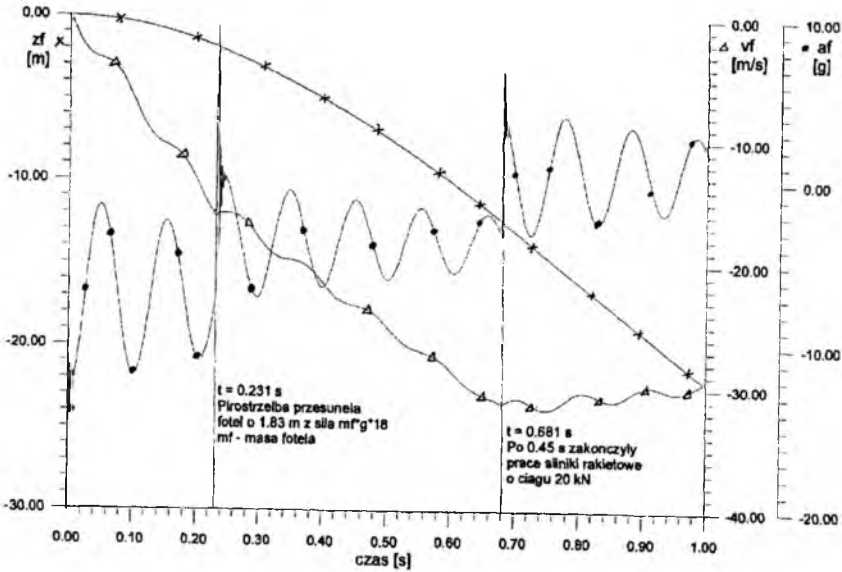
faza III - ruch fotela z działającym silnikiem raketowym o ciągu 20 kN
przez 0,45 sekundy.

faza IV - ruch swobodny fotela w polu grawitacyjnym.

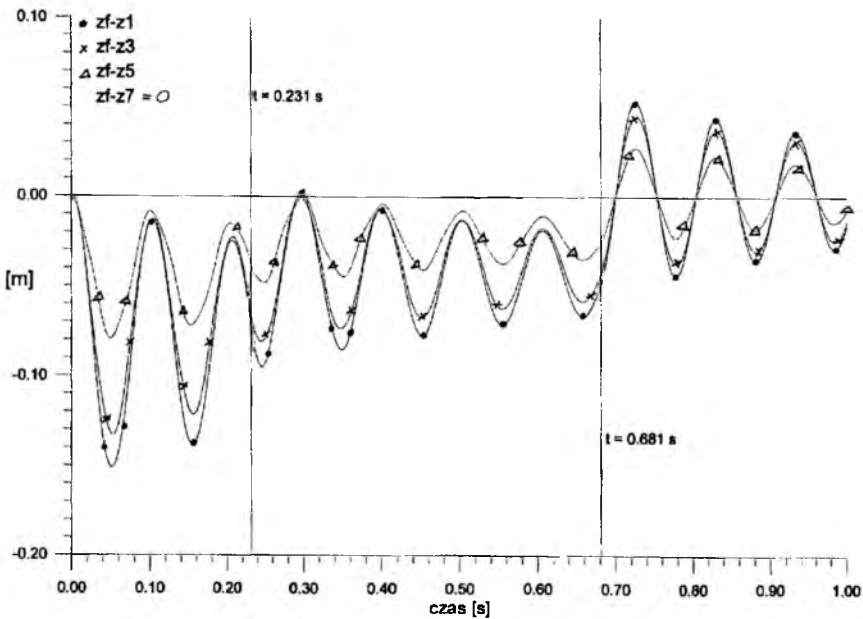
Powyższe równania (37)-(41) zostały rozwiązane numerycznie za pomocą autorskiego programu komputerowego napisanego w języku Fortran, używając do tego procedury Rungego-Kutty IV rzędu z zadaniem krokiem całkowania równym 0,001s [5]. Wyniki przedstawiono graficznie. Obrazują one ruch fotela, różnice między prędkością fotela a częściami ciała pilota, różnice między przyspieszeniami fotela a częściami ciała pilota, różnice między położeniem fotela a częściami ciała pilota oraz przyspieszenia części ciała pilota.

Fazy katapultowania zostały zaznaczone na wykresach przedstawiających wyniki rys.28-rys.32. Na rys. 28 pokazano przykładowo ruch fotela (z_f) w czasie, wysokość lotu względem samolotu ($h_f = -z_f$), prędkość fotela (V_f) oraz przyspieszenie ($a_f[g]$), gdzie „g” jest to przyspieszenie

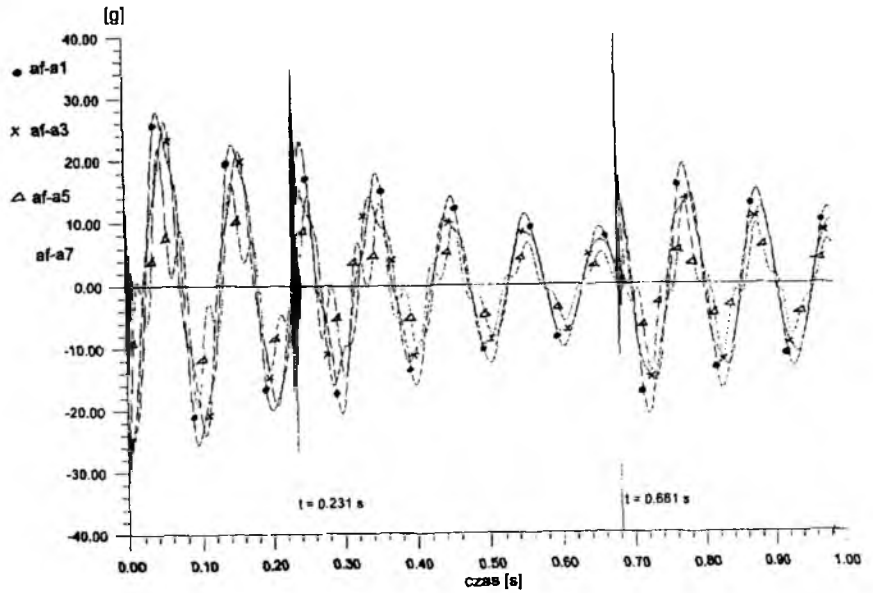
ziemskie, natomiast a_f jest to współczynnik obciążenia przedstawiający wielokrotność przyspieszenia ziemskiego.



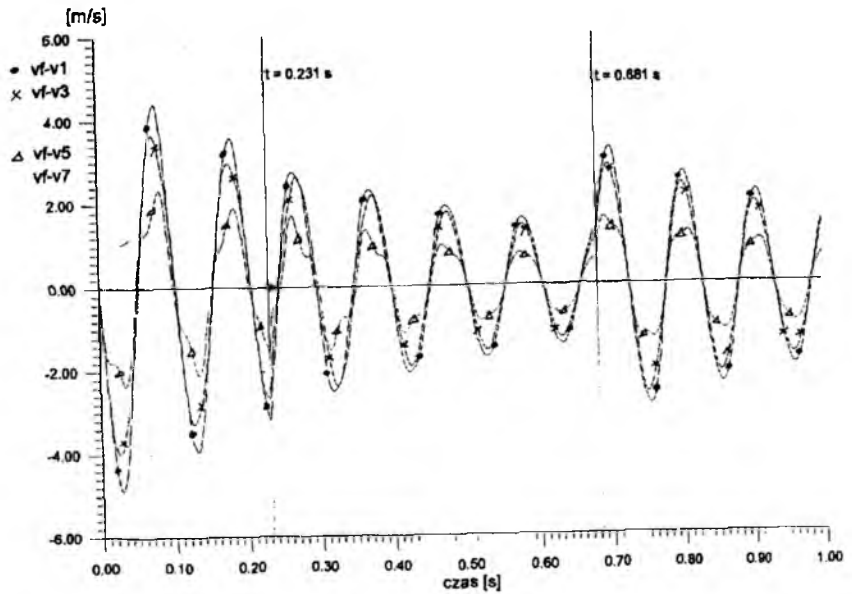
Rys. 28. Wykresy obrazujące ruch fotela



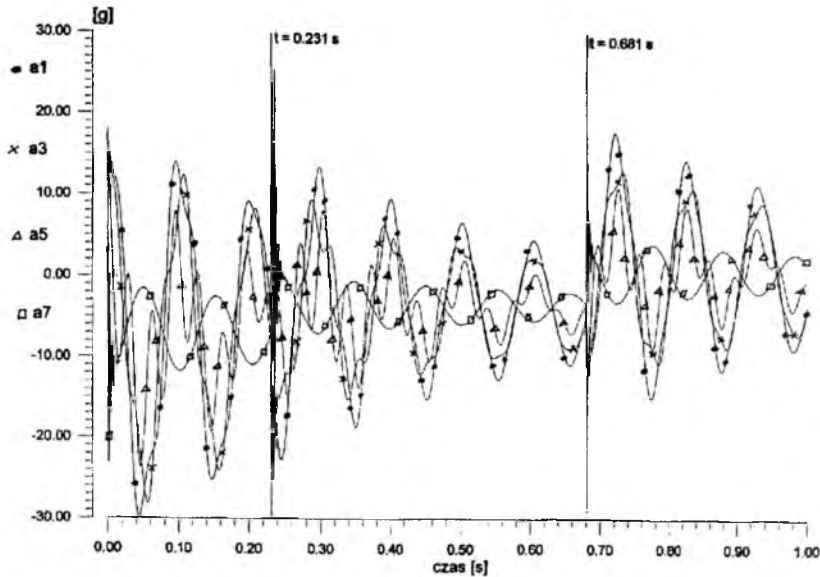
Rys. 29. Różnice między położeniem fotela, a częściami ciała pilota



Rys.30. Różnice między przyspieszeniem fotela, a częściami ciała pilota



Rys. 31. Różnice między prędkościami fotela, a częściami ciała pilota



Rys. 32. przyspieszenia części ciała pilota

Natomiast na rys.29 przedstawiono różnice między położeniem fotela a częściami ciała (rys.21, rys.22, rys.23) głowy $z_f - z_1$, segmentu klatki piersiowej $z_f - z_3$ oraz części brzusznej $z_f - z_5$.

Na rys.30-32 przedstawiono wielkości prędkości i przyspieszeń poszczególnych części ciała pilota. Wyraźnie widoczne jest, że uzyskane prędkości (rys. 31) i przyspieszenia (rys. 30 i 32) nie przekraczają wartości i ich zmian dla głowy. Pozwala to wysunąć wniosek, że zmiana parametrów dla głowy stanowi obwiednię wszystkich innych elementów ciała i posiada maksymalne wartości zmienne w czasie.

4. Wnioski

Opracowane modele katapultowania przedstawiające ruch fotela, jak i obciążenia i ruchy modelowanego pilota katapultującego się z samolotu, umożliwiają wykonanie symulacji numerycznej. Uzyskane przez nas wyniki są zgodne z wynikami uzyskanymi w eksperymencie laboratoryjnym z manekinem oraz tymi otrzymanymi przez firmę Martin-Baker [11] na drodze symulacji numerycznej i w ten sposób pozytywnie weryfikują opracowane modele.

Bibliografia

1. Afifi U., *Modelowanie fizyczne i matematyczne oraz symulacja numeryczna katapultowania się z samolotu bojowego w locie przestrzennym*, praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 1997
2. Burek M., Smykła I., *Analiza czynników determinujących bezpieczeństwo pilota w procesie katapultowania*, *Mechanika w Lotnictwie „ML-XP” 2002*, Wydawnictwo PTMTS, Warszawa 2002, s.547-560
3. Dominik A., *Tragedia we Lwowie*, *Skrzydłata Polska* Nr 9/2002
4. Folte G., *Opracowanie modelu fizycznego i matematycznego systemu fotel-pilot w początkowej fazie katapultowania z lecącego samolotu*, praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 1997
5. Folte U., *Dynamika systemu fotel katapultowy, pilot, samolot – faza katapultowania*, praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 1999
6. Foltyński M., *Metoda określenia trajektorii lotu fotela katapultowego*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 51, Warszawa
7. Friedensberg W., *Urazy lotników powstające podczas katapultowania*, Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej, Warszawa 1962
8. Głowacki B., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki ruchu fotela katapultowego z samolotu w locie prostoliniowym na przykładzie samolotu I-22*, praca dyplomowa magisterska, promotor prof. J.Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 1986
9. Gordon J., *Rosyjskie fotele katapultowe*, *Skrzydłata Polska* Nr 9/2000
10. Goodman G.W., *High-Speed Ejection*, *Armed Forces Journal International*, December 1999
11. *Helicopter Crashworthy Seat*, *Martin-Baker Aircraft Company Limited*; Higher Denham near Uxbridge, Moddlessex UB95A England
12. Kaluta R., *Warunki decydujące o pomyślnym katapultowaniu na małych wysokościach*, *Przegląd WLiWOPK*, 6, Poznań, 1979
13. Kąkol J., *Modelowanie procesu katapultowania foteli klasycznych*, *Biuletyn WOSL*, Dęblin 1992
14. Kromka J., *Katapultowanie*, *Przegląd WLiOP*, 7, Poznań, 1998
15. Maryniak A., *Neuropsychologiczne podstawy szkolenia operatora maszyn latających*, *Mechanika w Lotnictwie „ML-IX”*, Wydawnictwo PTMTS, Warszawa, 1998

16. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie „ML-VI”, Wydawnictwo PTMTS, Warszawa 1993
17. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1975
18. Maryniak J., *Dynamika lotu w kształceniu pilota wojskowego – stany awaryjne*, III Sympozjum „Problemy techniczno-eksploatacyjne w kształceniu pilotów”, WOSL Dęblin, 1996
19. Maryniak J., Afifi U., Goszczyński J., *Symulacja numeryczna dynamiki lotu samolotu i ruchu fotela po katapultowaniu na przykładzie samolotu 1-22*, Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, III Konferencja „Metody i technika badania statków powietrznych w locie”, Mragowo-Warszawa 1998
20. Maryniak J., Głowacki B., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki ruchu fotela katapultowanego z samolotu - na przykładzie 1-22 Iryda*, Politechnika Śląska, Zeszyty Mechaniki Teoretycznej, XXXV Sympozjum „Modelowanie w mechanice”, Gliwice 1996
21. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., *Katastrofy lotnicze – przyczyny, skutki, bezpieczeństwo*, „Perspektywy i rozwój systemów ratownictwa, bezpieczeństwa i obronności w XXIw.” Akademia Marynarki Wojennej AMW Wewn. 1040/2003, Gdynia 2003, s.7-27
22. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Folte U., *Modelowanie procesu katapultowania się pilota z samolotu w sytuacji awaryjnej*, Materiały XLIII Sympozjonu „Modelowanie w mechanice”, Politechnika Śląska, Gliwice 2004
23. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Lasek M., *Niebezpieczeństwo i zagrożenie w locie - wpływ czynników organizacyjnych*, „Perspektywy i rozwój systemów ratownictwa, bezpieczeństwa i obronności w XXIw.” Akademia Marynarki Wojennej AMW Wewn.1054/2004, Gdynia 2004, s.11-24
24. Maryniak J., Ładyżyńska-Kozdraś E., Lasek M., *Bezpieczeństwo lotów statków powietrznych – zagrożenia, analiza, profilaktyka*, VII Konferencja morska „Aspekty bezpieczeństwa nawodnego i podwodnego oraz lotów nad morzem”, Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia 2004, s.125-147
25. Maryniak J., Maryniak A., *Samolot – pilot – symulator, wzajemne zależności i powiązania w procesie sterowania oraz reakcji psycho-neurofizjologicznych*, I Konferencja Awioniki, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechaniki nr 45, Rzeszów 1995

26. Nader M., Pawelec D., Lachowicz P., *Modelowanie oddziaływania drgań mechanicznych na człowieka*, Instytut Transportu, Politechnika Warszawska, Warszawa 1992
27. Pawlak B., *W korkociagu*, Magazyn Gazety, 23 sierpnia 1996
28. Sasim B., *Badanie zdolności pilota jako operatora w postrzeganiu stanów awaryjnych*, materiały V Konferencji „Metody i technika badań stanów powietrznych w locie”, Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, 2, Warszawa 2002
29. Szajner S., Wojtkowiak M., *Problemy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w sytuacjach awaryjnych*, BIL-GRAF s.c., Warszawa 1999
30. Szendzielorz C., *Dynamika ruchu fotela odrzucanego względem samolotu w locie symetrycznym*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 1/2, 24, 1986
31. Wojtkowiak M., *Właściwości ergonometryczne foteli lotniczych do katapultowania*, Warszawa WIML, 1974
32. Żurakowski K., *Lotnicze fotele wyrzucane*, Młody Technik 2/1996

Pracę zrealizowano w ramach grantu KBN O-TOOP 013 25

PROCES DECYZYJNY W SYTUACJI AWARYJNEJ - ANALIZA PSYCHOLOGICZNA

AGNIESZKA MARYNIAK

Zakład Psychologii Klinicznej

Instytut „Pomnik - Centrum Zdrowia Dziecka” Warszawa

e-mail: amaryniak@poczta.wp.pl

W sytuacji zaistnienia podczas lotu poważnej awarii, zadaniem pilota jest wykrycie sytuacji awaryjnej, rozpoznanie jej charakteru oraz podjęcie właściwej decyzji dalszego postępowania, aż do ewentualnego katapultowania się. Część tych procesów przebiega nieświadomie, co uwarunkowane jest specyfiką funkcjonowania układu nerwowego. Informacja o dużym znaczeniu emocjonalnym, a taką niewątpliwie jest sygnał zagrożenia, przewodzona jest w mózgu dwoma drogami: tzw. dolną – pomijającą korę mózgową, a przez to znacznie szybszą - i górną, wolniejszą, angażującą korę półkul mózgu. Dopiero informacje pochodzące z drogi górnej pozwalają na rozpoczęcie procesu poznawczej analizy sytuacji i podejmowania decyzji. Pomimo właściwego rozpoznania sytuacji, mechanizmy psychologiczne mogą utrudniać podjęcie decyzji o katapultowaniu się.

1. Wykrycie i rozpoznanie sytuacji awaryjnej

Jednym z podstawowych celów szkolenia operatorów maszyn latających jest nauka reagowania w sytuacjach awaryjnych. Działanie pilota w sytuacji awaryjnej można rozbić na poszczególne etapy:

1. Wykrycie sytuacji awaryjnej, czyli zorientowanie się, iż nastąpiły niepokojące zmiany w przebiegu lotu.
2. Rozpoznanie, jakiego typu zagrożenie zaistniało.
3. Zaktualizowanie możliwych metod postępowania.
4. Podjęcie decyzji, jakie działania należy podjąć.
5. Realizacja wybranej drogi postępowania.

W toku działania następuje wielokrotne powtarzanie powyższego schematu, konieczne jest bowiem rozpoznanie zmian w sytuacji, weryfikacja skutków podjętych działań, wybór dalszych metod postępowania.

Od jak najszybszego, właściwego rozpoznania zaistniałego zagrożenia zależy powodzenie działań pilota, prowadzonych więc jest wiele badań mających na celu wykrycie mechanizmów psychologicznych, wpływających na zachowania pilotów w sytuacji zaistniałej awarii. Klasyczne podejście psychologiczne koncentruje się na analizie odbioru i selekcji napływających informacji, procesie podejmowania decyzji oraz szybkości reagowania [8,9]. Neuropsychologia uzupełnia dotychczasowe badania o wiedzę na temat mózgowych korelatów analizowanych funkcji [7].

Szczegółowe wyniki eksperymentów pokazujących szybkość wykrywania i rozpoznawania sytuacji awaryjnej zamieszczono w książce „Eksperymentalna psychologia lotnicza” [6]. Tabela 1 prezentuje czas wykrycia i rozpoznania w sytuacji awarii silnika.

Tabela 1. Czas wykrycia i rozpoznania awarii silnika

L.P.	Czas wykrycia w sekundach	Czas rozpoznania w sekundach
1	2,0	63
2	2,2	55
3	2,6	80
4	7,0	140
5	2,8	145
6	3,0	200
7	6,0	260
8	16,0	280
9	5,0	40
10	2,0	15
11	6,0	230
12	2,0	5
Średnia	4,7	126

Uzyskane wyniki skłoniły ich autorów oraz osoby zajmujące się szkoleniem pilotów do szczegółowej analizy procesu rozpoznawania awarii i zaowocowały zmianami systemu sygnalizacyjnego w kabinie. Wprowadzono dodatkowe sygnalizatory, informujące wprost „wyłączony silnik numer...”. Pozwoliło to na znaczące skrócenie czasu rozpoznania (tabela 2). Różnica między wynikami jest istotna statystycznie: $t = 3,97$, $p = 0,002$.

Tabela 2: Czas wykrycia i rozpoznania przed i po zmianach sygnalizacji w kabinie

L.P.	Czas wykrycia w sekundach	Czas wykrycia po zmianach	Czas rozpoznania w sekundach	Czas rozpoznania po zmianach
1	2,0	1,3	63	12
2	2,2	2,2	55	10
3	2,6	1,6	80	15
4	7,0	1,8	140	8
5	2,8	1,8	145	8
6	3,0	4,0	200	6
7	6,0	3,0	260	25
8	16,0	3,0	280	8
9	5,0	2,0	40	15
10	2,0	2,2	15	6
11	6,0	5,0	230	10
12	2,0	12,0	5	30
Średnia	4,7	3,33	126	12,75

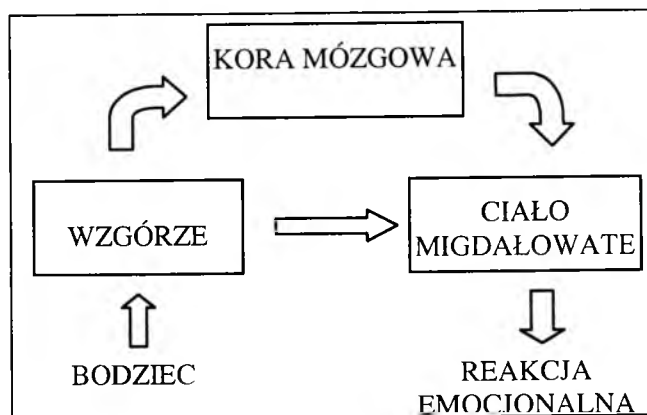
Różnice czasu wykrycia były niewielkie i nie zbliżyły się nawet do poziomu istotności statystycznej ($t = 0,93$, $p = 0,37$). Nadal też podstawą wykrycia awarii były odczucia pilotów – moment skrętu samolotu i zmiana położenia ciała.

Wykrycie awarii opierało się przede wszystkim na bodźcach pochodzących z układu przedsionkowego [7]. Nagłe pobudzenie układu przedsionkowego poprzez nieoczekiwaną zmianę położenia ciała, działanie sił związanych z przyspieszeniem bądź też utratę równowagi, odbierane jest przez organizm jako sygnał alarmowy i wiąże się z odczuciem niepokoju.

Mechanizm ten uruchamiany jest automatycznie, poza kontrolą świadomości. Można więc przypuszczać, że pierwszym sygnałem odbieranym przez pilotów w omawianej sytuacji awaryjnej jest fizjologiczny niepokój, zmuszający do poznawczego poszukiwania jego źródła.

Neuropsychologia wiąże doznanie niepokoju wynikające z pobudzenia układu przedsionkowego (jak również mające swe źródło w innych bodźcach lękotwórczych) z ciałem migdałowatym. Jest to jedno z jąder podstawy, położone w głębokich strukturach płata skroniowego. W sytuacjach eksperymentalnych drażnienie ciała migdałowatego powoduje reakcje autonomiczne i emocjonalne, w tym wzrost ciśnienia tętniczego krwi, przyspieszenie rytmu serca, rozszerzenie źrenic. Subiektywnie osoba badana odczuwa niepokój, strach bądź wściekłość, niekiedy także poczucie bezradności, dezorientacji. Ciało migdałowate ulega naturalnemu pobudzeniu w sytuacjach związanych z fizycznym zagrożeniem organizmu [1,2].

Ciało migdałowate ma liczne połączenia z innymi strukturami mózgu, w tym z korą mózgową i wzgórzem. Do wzgórza, największej części międzymózgowia, napływają informacje ze wszystkich, poza węchem, układów czuciowych i stąd są dalej przesyłane do kory mózgowej. Gdy do wzgórza napływa informacja, mogąca oznaczać stan zagrożenia dla organizmu, zostaje ona wysłana zarówno do kory mózgowej, która przekaze ją dalej, do jąder podstawy, jak i bezpośrednio do ciała migdałowatego. Ciało migdałowate jest więc o sytuacji zagrożenia informowane podwójnie: drogą „krótszą”, bezpośrednio ze wzgórza, i dłuższą, z kory mózgowej, która dostarcza informacje już przetworzone, dające pełniejszy poznawczo obraz zagrożenia. (rys. 1).



Rys. 1. Górna i dolna droga przewodzenia do ciała migdałowatego

Według LeDoux'a, odkrycie dróg nerwowych łączących bezpośrednio wzgórze z ciałem migdałowatym, pozwala na zrozumienie procesów odczuwania lęku i niepokoju, szczególnie zaś wykrywania wszelkich sytuacji niebezpiecznych [4].

Przewodzenie informacji bezpośrednią drogą ze wzgórza do ciała migdałowatego powoduje, że najpierw odczuwamy nieokreślony niepokój i występują fizjologiczne zmiany (wzrost ciśnienia krwi, przyspieszenie rytmu serca), mające przygotować organizm na konfrontację z zagrożeniem, to znaczy walkę lub ucieczkę. Zrozumienie źródła niepokoju przychodzi później, gdy dotrą bodźce przetworzone już w korze mózgowej. Ich rolą jest zahamowanie reakcji, jeśli alarm okazał się fałszywy lub też, w wypadku jego realności, zapoczątkowanie adekwatnego działania.

Uwzględnienie mózgowych uwarunkowań odbioru informacji pozwala zrozumieć, dlaczego wprowadzenia znaczących ułatwień w rozpoznawaniu sytuacji awaryjnej nie wpłynęło na przyspieszenie jej wykrycia. Wykrycie awarii silnika przebiegało i tak najszybszą z możliwych dróg: od układu przedsionkowego, poprzez wzgórze, do ciała migdałowatego. Bodźce te traktowane są przez organizm jako „uprzywilejowane”, także dlatego, iż ewolucyjnie sygnały pochodzące z układu przedsionkowego mają szczególne znaczenie – nagła zmiana pozycji ciała lub utrata równowagi jest uniwersalnym w świecie zwierzęcym sygnałem zagrożenia.

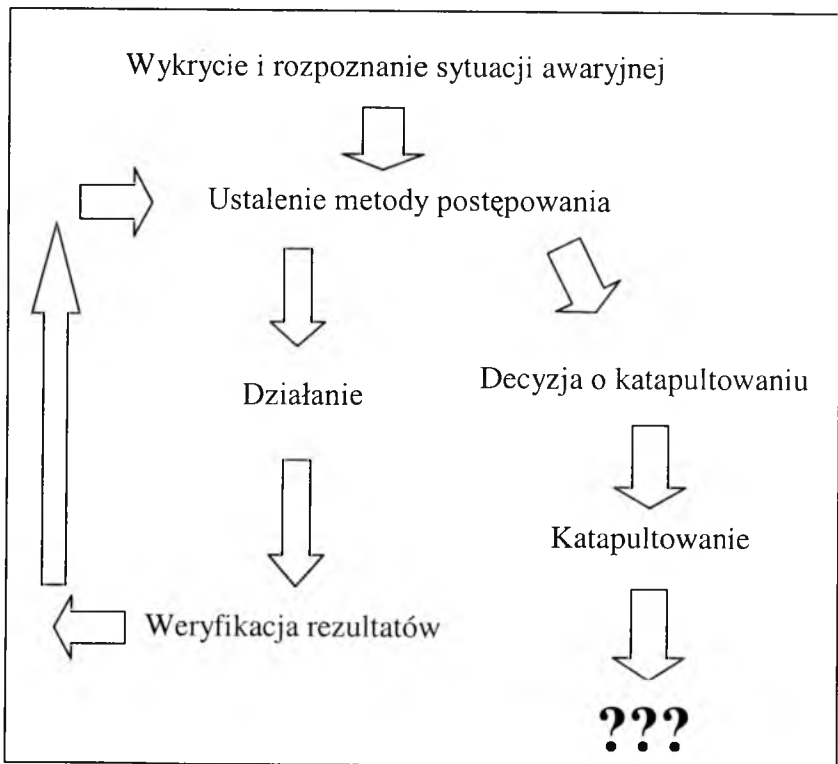
Pojawia się pytanie, w jaki sposób reakcja emocjonalna wpływa na sprawność działania. Powszechnie znane jest tak zwane pierwsze prawo Yerkesa-Dodsona, mówiące, że zależność pomiędzy skutecznością działania a napięciem emocjonalnym przybiera postać odwróconego U – do pewnego poziomu wzrostowi napięcia towarzyszy wzrost poziomu wykonania, natomiast po przejściu pewnej wartości następuje stopniowe pogarszanie się. Obecnie model ten został uzupełniony. Uwzględnia się obecnie trzy zmienne: poziom pobudzenia fizjologicznego, interpretację emocji i zależny od dwóch powyższych, poziom wykonania. Przyjmuje się, że po przekroczeniu krytycznej wartości pobudzenia fizjologicznego i strachu, będącego wynikiem interpretacji emocji, pojawia się „urwisko”, gwałtowny spadek poziomu wykonania, dezorganizacja działania. Powrót do wartości optymalnych jest trudny i wymaga co najmniej tyle samo czasu, ile zajęło jego pierwotne uzyskanie [5].

Drugim istotnym zagadnieniem jest pytanie, czy można modyfikować poziom reakcji fizjologicznej i interpretację emocji tak,

aby uniknąć w sytuacji trudnej gwałtownego załamania sprawności działania. Eksperymenty prowadzone z osobami uprawiającymi sporty ekstremalne pokazują, że wytrenowanie nie wpływa na odczucie strachu i pojawienie się jego fizjologicznych wskaźników (tętno, poziom kortyzolu), jednak u osób z większym doświadczeniem, ich natężenie jest mniejsze a czas utrzymywania się krótszy [3]. Tym samym mają one szansę szybciej odzyskać sprawność działania i ponoszą mniejsze konsekwencje sytuacji stresowych.

2. Decyzja o katapultowaniu się

Wykrycie i rozpoznanie sytuacji awaryjnej jest podstawą podjęcia dalszego działania. Pilot musi zdecydować, czy pomimo awarii możliwe jest lądowanie, czy też jedynym co pozostało jest minimalizowanie skutków katastrofy - skierowanie samolotu nad w miarę bezpieczny teren - i ratowanie własnego życia, czyli katapultowanie się (rys. 2).



Rys. 2. Działanie w sytuacji awaryjnej

Większość pilotów zdaje sobie sprawę, że jeśli sytuacja wymaga katapultowania się, należy zrobić to jak najszybciej i we właściwy sposób, jednak w praktyce okazuje się, że decyzja często jest odwlekana. Wynikać to może z wpływu czynników psychologicznych. Rozpoznanie sytuacji jako stwarzającej konieczność katapultowania się wymaga w pewnym sensie zmiany paradygmatu myślenia. Należy szukać odpowiedzi na pytanie: „jak się uratować” a nie „jak poradzić sobie z awarią”. Sytuacja przestaje więc być sytuacją zadaniową, a staje się sytuacją zagrożenia. Ograniczeniu ulegają możliwe drogi postępowania, pozostaje tylko rozpocząć procedurę przygotowania do katapultowania się. Czas na decyzję minął.

Decyzja o katapultowaniu się może być trudna, gdyż niesie ze sobą poczucie utraty kontroli. Zapotrzebowanie na kontrolę jest zmienną osobowościową. Ludzie przejawiający tę cechę w dużym nasileniu, mogą szczególnie źle tolerować sytuacje, w których mają wrażenie, że niewiele od nich zależy. Dotyczy to również awarii i katapultowania się. Pilot może mieć poczucie – niekiedy złudne - że póki jest w swoim samolocie, to w jakimś stopniu kontroluje sytuację, może podejmować kolejne działania, natomiast moment katapultowania się znosi tę kontrolę. Przekonania te mogą pozostawać nieuświadomione, lecz mimo to wpływać na postępowanie.

Jak widać, wykrycie sytuacji awaryjnej i działanie w jej obliczu jest ściśle związane z mózgowymi i fizjologicznymi podstawami funkcjonowania człowieka, a także z różnorodnymi mechanizmami psychologicznymi. Szkolenie i trening mogą w pewnym stopniu pomóc w ich modyfikacji. Warto wykorzystywać i przekazywać podczas szkolenia pilotów wiedzę na temat fizjologicznych, neuroanatomicznych i psychologicznych podstaw zachowania człowieka, pozwala ona bowiem zrozumieć własne odczucia, zmniejszając wtórne emocjonalne reakcje na odczuwany „fizjologiczny” niepokój.

Bibliografia

1. Fix J.D, *Neuroanatomia*, Urban & Partner Wrocław, 1997
2. Gołąb B. K., *Anatomia czynnościowa ośrodkowego układu nerwowego*, PZWL Warszawa, 1990
3. Gomà-i-Frexanet M., *Co sprawia że ludzie podejmują ryzykowną pracę?* w: J. Strelau (red.), *Osobowość a ekstremalny stres*, GWP Gdańsk, 2004, s. 199-219

4. LeDoux J, *The Emotional Brain*, Simon & Schuster New York, 1998
5. Lis-Kujawski A., *Zastosowanie technik psychologicznych w sporcie na przykładzie wspinaczki skalnej*, Nowiny Psychologiczne, 1, 2004.
6. Łomow B.F, Płatonow K.K (red.), *Eksperymentalna psychologia lotnicza*, PWN Warszawa, 1984
7. Maryniak A., *Neuropsychologiczne podstawy szkolenia operatora maszyn latających*, Mechanika w lotnictwie „ML-VIII”, PTMTS Warszawa, 1998, s. 287-295
8. Smolicz T., *Wpływ procesów decyzyjnych pilota na sterowanie samolotem komunikacyjnym podczas końcowej fazy zbliżania do lądowania*, Niepublikowana rozprawa doktorska, MEiL, PW, 1985
9. Smolicz T., *Wybrane zagadnienia psychologii inżynierskiej*, Konspekt wykładów, PLL LOT, Warszawa 1982

MODELOWANIE PROCESU AWARYJNEGO OPUSZCZANIA STATKU POWIETRZNEGO PRZY WYKORZYSTANIU OPROGRAMOWANIA CFD-FASTRAN

STANISŁAW WOJCIECH SZAJNAR

*Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna
swszajnar@wmt.wat.edu.pl*

MARIUSZ WAŻNY

*Wydział Techniki Wojskowej, Wojskowa Akademia Techniczna
mwazny@wp.pl*

W pracy przedstawiono sposób modelowania procesu awaryjnego opuszczania statku powietrznego przez pilota w oparciu o wykorzystanie oprogramowania CFD-FASTRAN. Celem pracy było rozpoznanie procedur umożliwiających realizację przedstawionego problemu oraz określenie możliwości do dalszych prac w tym temacie.

1. Wprowadzenie

Budowa i ciągle udoskonalanie statków powietrznych, wzrost prędkości lotu samolotu, liczby stosowanych urządzeń i stopień ich zawodności, były impulsem dla konstruktorów do zaprojektowania i zastosowania systemów awaryjnego opuszczania statków powietrznych. Wraz z rozwojem zarówno wiedzy dotyczącej zjawisk występujących w trakcie lotu, jak i konstrukcji statków powietrznych, następował również rozwój myśli technicznej umożliwiający doskonalenie przyjętych rozwiązań w urządzeniach zapewniających bezpieczeństwo załozdze w sytuacjach awaryjnych. Rozwój ten sprawia, że prace związane z analizą zjawisk występujących podczas awaryjnego opuszczania SP są nader złożone, istotne i zasadne.

Realizacja prac odbywa się dwutorowo: w formie badań doświadczalnych oraz poprzez numeryczne modelowanie określonych procesów. Rozwój techniki komputerowej zarówno od strony sprzętowej jak i programowej stwarza coraz to większe możliwości do prowadzenia analiz w przedstawianym temacie. W prezentowanym opracowaniu zaprezentowane zostanie podejście do modelowania procesu awaryjnego opuszczania SP z wykorzystaniem specjalizowanego oprogramowania o nazwie CFD-FASTRAN. Głównym celem prezentowanej pracy było rozpoznanie procedur umożliwiających przeprowadzenie symulacji procesu katapultowania. Przedsięwzięcie to stanowi podłoże do analizy procesu awaryjnego opuszczania samolotu w układzie trójwymiarowym przy wykorzystaniu niniejszego oprogramowania.

2. Charakterystyka pakietu programowego CFD-FASTRAN

CFD-FASTRAN znajduje zastosowanie w badaniu zjawisk towarzyszącym przepływowi ściślim. Umożliwia on wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych oraz zaobserwowanie takich parametrów jak rozkład ciśnienia, temperatury, liczby Macha, składowych wektora prędkości w każdym punkcie przestrzeni obliczeniowej itp. wielkości. Budowa pakietu programowego ma kompozycję modułową. W jej skład wchodzi trzy programy, tj. CFD-GEOM, CFD-FASTRAN i CFD-VIEW, stanowiące pewną integralną całość pozwalającą na pełną, kompleksową analizę postawionego problemu badawczego poprzez: stworzenie modelu, ustawienie warunków początkowych procesu obliczeniowego i realizację obliczeń, oraz wizualizację konkretnych informacji otrzymanych w trakcie realizacji symulacji.

Program CFD-GEOM można zaliczyć do rodziny aplikacji CAD-owskich, W jego środowisku następuje przygotowanie wstępnych danych do rozwiązania określonego zadania poprzez generację geometrii obiektu oraz siatki „obliczeniowej” modelu.

Procesorem w przedstawionym pakiecie programowym jest moduł CFD-FASTRAN. W jego obszarze następuje definicja parametrów wejściowych przestrzeni obliczeniowej, do których zaliczyć można:

- rodzaj przepływu;
- parametry przepływu w strefie niezaburzonej strumienia;
- określenie rodzaju powierzchni poszczególnych obszarów;
- wybór metody obliczeniowej;

- dobór liczby iteracji;
- oraz postaci zapisu informacji wyjściowej.

Jako ostatni element występuje moduł CFD-VIEW umożliwiający kompleksową analizę wyników obliczeń poprzez przedstawienie wartości konkretnego parametru w formie graficznej bądź też tekstowej.

3. Opis procedury modelowania procesu opuszczania SP przez układ fotel-pilot w środowisku programu CFD-FASTRAN

3.1. Założenia oraz opis modelu ruchu obiektu badań

Przystępując do realizacji przedstawionego zagadnienia poczyniono założenia, które w sposób bezpośredni wpłynęły na przyjęte warunki początkowe symulacji. Głównym czynnikiem wymuszającym zastosowanie określonych założeń były ograniczenia platformy sprzętowej wykorzystywanej do realizacji obliczeń oraz oprogramowanie. Przyjęte założenia nałożone zostały zarówno na przestrzeń obliczeniową, jak i parametry ruchu układu fotel-pilot. Tak więc założono, że:

- analiza ruchu prowadzona będzie na płaszczyźnie przechodzącej przez środek symetrii samolotu;
- proces katapultowania będzie odbywał się z wyłączeniem analizy zrzutu osłony kabiny, zakładając, że została ona zrzucana wcześniej;
- analizie poddany zostanie proces katapultowania się pilota z drugiej kabiny samolotu;
- na układ fotel-pilot działa siła powodująca jego wyrzucenie z kabiny, przyłożona w punkcie umiejscowienia ładunku prochowego;
- ruch układu fotel-pilot odbywa się w przestrzeni obliczeniowej w której prędkość strumienia przepływu wynosi $V=170$ m/s.

Realizacja symulacji ruchu opiera się na właściwej generacji siatki obliczeniowej, która musi składać się z siatki nieruchomej i ruchomej, oraz przyjęciu właściwego modelu opisującego ruch układu.

Definicję ruchu przedmiotu badań oparto na określeniu sześciu stopni swobody obiektu. W tym wypadku zachodzi konieczność wprowadzenia dodatkowych danych przestrzennych i fizycznych, które wymagane są przez oprogramowanie. Należą do nich:

- masa układu fotel-pilot;

- położenie środka masy układu fotel-pilot w inercyjnym układzie odniesienia;
- masowe momenty bezwładności układu fotel-pilot względem układu współrzędnych obiektu;
- orientacja układu współrzędnych obiektu w stosunku do inercyjnego układu odniesienia;
- ograniczenia ruchu;
- rodzaje sił i momentów działających na układ fotel-pilot.

Model ruchu oparty na definicji sześciu stopni swobody opisano przy pomocy ogólnych równań ruchu ciała sztywnego

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{v}}{dt}; \quad (1)$$

$$\vec{M} = \frac{d\vec{h}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{h}; \quad (2)$$

gdzie:

- \vec{F} – wektor siły;
- \vec{M} – wektor momentu względem środka masy;
- m – masa układu;
- \vec{v} – prędkość liniowa środka masy;
- $\vec{h} = \hat{I}\vec{\omega}$ – moment pędu;
- $\vec{\omega}$ – prędkość kątowa względem środka masy układu.

W ten sposób następuje rozwiązanie układu sześciu równań skalarnych, dzięki którym, mając wartości sił i momentów, wyznaczone są przemieszczenia i prędkości. Główne etapy opisujące ten proces przebiegają następująco:

1. Rozpatrywane jest ciało sztywne w początkowym stanie w czasie t z prędkościami liniowymi v'_x, v'_y, v'_z , z prędkościami kątowymi $\omega'_x, \omega'_y, \omega'_z$ i z momentami pędu h'_x, h'_y, h'_z .
2. Wyznaczane jest numeryczne rozwiązanie dla czasu $t + \Delta t$ dla strumienia przepływu, w którym porusza się układ fotel-pilot. Wykorzystując powyższe rozwiązanie wyliczane są powstałe w czasie $t + \Delta t$ siły $\vec{F}(F_x, F_y, F_z)$ i momenty $\vec{M}(M_x, M_y, M_z)$ przez sumowanie efektów aerodynamicznych, grawitacji i innych zewnętrznych sił/momentów.

3. Wykorzystując wartości sił, następuje wyznaczenie przyspieszeń liniowych, prędkości i przemieszczania ciała w czasie $t + \Delta t$:

$$v_x^{t+\Delta t} = v_x^t + \Delta t \cdot \frac{F_x^{t+\Delta t}}{m}; \quad (3)$$

$$v_y^{t+\Delta t} = v_y^t + \Delta t \cdot \frac{F_y^{t+\Delta t}}{m}; \quad (4)$$

$$v_z^{t+\Delta t} = v_z^t + \Delta t \cdot \frac{F_z^{t+\Delta t}}{m}; \quad (5)$$

$$\delta x_x^{t+\Delta t} = \frac{(v_x^{t+\Delta t} + v_x^t)\Delta t}{2}; \quad (6)$$

$$\delta x_y^{t+\Delta t} = \frac{(v_y^{t+\Delta t} + v_y^t)\Delta t}{2}; \quad (7)$$

$$\delta x_z^{t+\Delta t} = \frac{(v_z^{t+\Delta t} + v_z^t)\Delta t}{2}. \quad (8)$$

4. Wykorzystując wartości momentów, następuje wyznaczenie momentów pędu, prędkości kątowych i kątów obrotu układu w czasie $t + \Delta t$:

$$h_x^{t+\Delta t} = h_x^t + (M_x^{t+\Delta t} - \omega_y^t h_z^t + \omega_z^t h_y^t)\Delta t; \quad (9)$$

$$h_y^{t+\Delta t} = h_y^t + (M_y^{t+\Delta t} - \omega_z^t h_x^t + \omega_x^t h_z^t)\Delta t; \quad (10)$$

$$h_z^{t+\Delta t} = h_z^t + (M_z^{t+\Delta t} - \omega_x^t h_y^t + \omega_y^t h_x^t)\Delta t; \quad (11)$$

$$\begin{Bmatrix} \omega_x^{t+\Delta t} \\ \omega_y^{t+\Delta t} \\ \omega_z^{t+\Delta t} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} h_x^{t+\Delta t} \\ h_y^{t+\Delta t} \\ h_z^{t+\Delta t} \end{Bmatrix}; \quad (12)$$

$$\delta \Theta_x^{t+\Delta t} = \frac{(\omega_x^{t+\Delta t} + \omega_x^t)\Delta t}{2}; \quad (13)$$

$$\delta \Theta_y^{t+\Delta t} = \frac{(\omega_y^{t+\Delta t} + \omega_y^t)\Delta t}{2}; \quad (14)$$

$$\delta \Theta_z^{t+\Delta t} = \frac{(\omega_z^{t+\Delta t} + \omega_z^t)\Delta t}{2}. \quad (15)$$

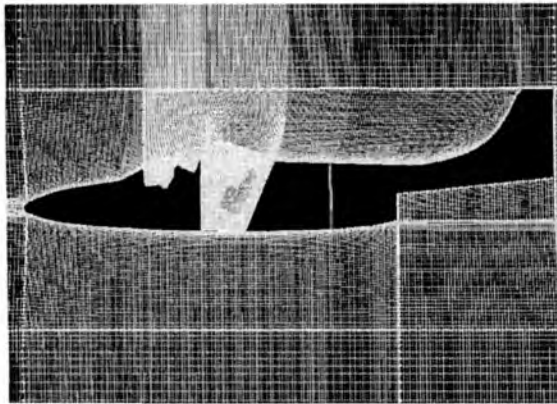
5. Wykorzystując obliczone przemieszczenia $(\delta x, \delta y, \delta z)$ i obroty $(\delta \Theta_x, \delta \Theta_y, \delta \Theta_z)$ następuje przemieszczenie siatki modelu o dane wartości.

W ten sposób następuje przesunięcie siatki ruchomej związanej z obiektem względem siatki nieruchomej. Jednakże, aby to nastąpiło należy wygenerować siatki dla poszczególnych elementów modelu obliczeniowego.

3.2. Modelowanie geometrii obiektów i siatek obliczeniowych modelu

Przystępując do generacji siatki obliczeniowej modelu, jako pierwszą zdefiniowano siatkę nieruchomą. Jej struktura stanowi bazę do wyznaczenia rozwiązania poprzez określenie parametrów przepływu. Ze względu na temat niniejszego opracowania siatka nieruchoma związana została z sylwetką samolotu. W celu jej utworzenia:

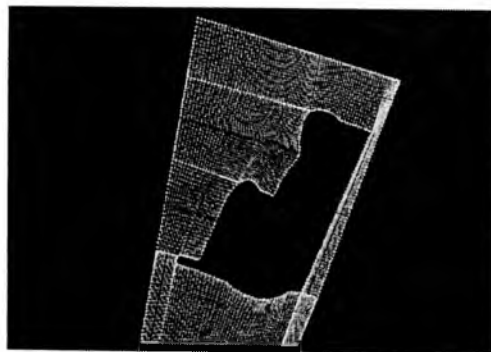
- wyznaczono punkty stanowiące obrys sylwetki samolotu;
 - poprowadzono po nich linie;
 - zdefiniowano granice siatki;
 - wyznaczono granice poszczególnych obszarów siatki,
- i przystąpiono do definicji jej własności poprzez;
- określenie liczby węzłów na poszczególnych krawędziach, oraz
 - zdefiniowanie powierzchni i obszarów obliczeniowych (rys. 1).



Rys. 1. Fragment nieruchomej siatki obliczeniowej zorientowanej z sylwetką samolotu

W kolejnym kroku przystąpiono do generacji ruchomej siatki obliczeniowej zorientowanej z układem fotel–pilot. Proces jej generacji przebiegał w sposób analogiczny jak dla siatki nieruchomej i obejmował wyznaczenie punktów charakterystycznych obiektu, które w następnej

kolejności połączono ze sobą. Następnie wyznaczono granice obszaru siatki ruchomej i dla tak zdefiniowanego obiektu określono liczbę węzłów dla poszczególnych obszarów. Na podstawie utworzonych krawędzi zdefiniowano obszary obliczeniowe (rys. 2). W przypadku siatki ruchomej jej rozmiar zdeterminowany był wymiarami kabiny samolotu.



Rys. 2. Widok ruchomej siatki obliczeniowej zorientowanej z układem fotel-pilot

3.3. Definicja parametrów wejściowych obliczeń

Cały proces obliczeniowy został przeprowadzony dwuetapowo. W pierwszym etapie zrealizowano obliczenia dla zagadnienia stacjonarnego, kiedy to układ nie wykonywał żadnego ruchu. Ta faza obliczeń była potrzebna do wyznaczenia wejściowych parametrów przepływu dla zagadnienia niestacjonarnego. Wielkością charakteryzującym strumień przepływu na granicach siatki nieruchomej nadano następujące wartości:

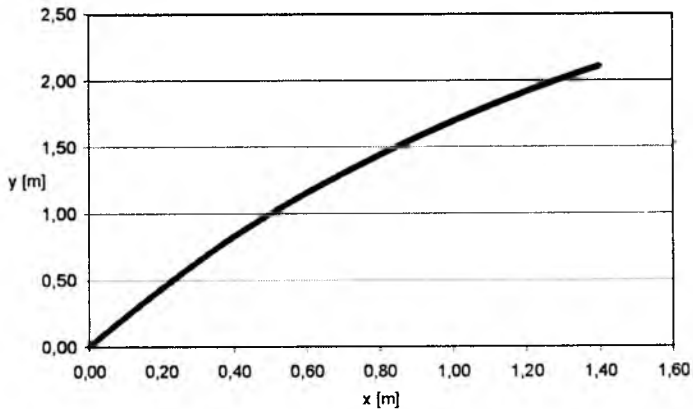
- prędkość strumienia przepływu $V=170$ m/s;
- temperatura $T=293$ K;
- ciśnienie $P=101325$ Pa;
- rodzaj przepływu – turbulentny;
- model turbulencji k- ϵ .

Po przeprowadzeniu obliczeń dla powyższych ustawień, przystąpiono do drugiego etapu związanego z symulacją ruchu. Operacja ta wymagała wprowadzenia dodatkowej informacji odnoszącej się do definicji wielkości masowych układu fotel-pilot, orientacji układu współrzędnych

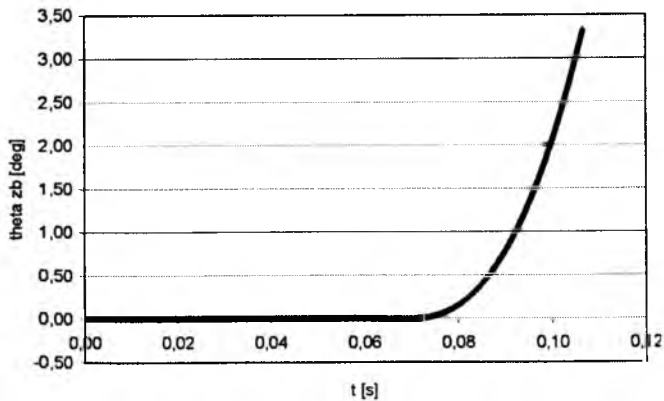
związanego z badanym obiektem oraz sił zewnętrznych działających na układ fotel-pilot. Odnosząc się do założeń poczynionych na wstępie niniejszego punktu dokonano definicji niezbędnych danych i uruchomiono proces obliczeniowy.

4. Otrzymane wyniki

Po zakończeniu obliczeń przystąpiono do analizy otrzymanych wyników. Przetwarzając dane zapisane w plikach tekstowych wyznaczono charakterystyki takich wielkości jak drogę przebytą przez układ fotel-pilot (rys. 3), czy też zmianę kąt pochylenia obiektu w funkcji czasu trwania symulacji (rys.4).

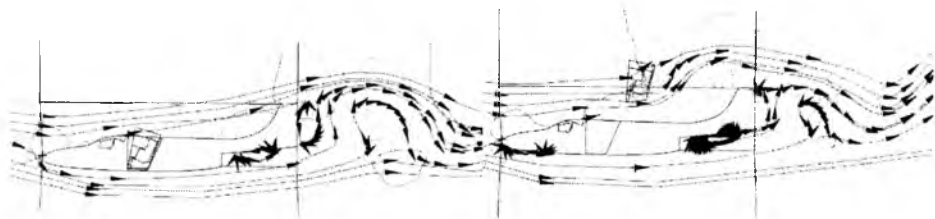


Rys. 3. Wykres przedstawiający tor lotu układu fotel-pilot

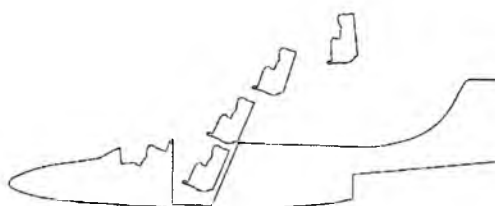


Rys. 4. Wykres zmiany kąta pochylenia układu fotel-pilot w funkcji czasu

Wykorzystując funkcje zaimplementowane w środowisku modułu CFD-VIEW przeanalizowano przebieg strumienia przepływu w trakcie realizacji procesu symulacyjnego (rys. 5) oraz położenie układu fotel pilot w poszczególnych fazach procesu katapultowania (rys. 6).



Rys. 5. Widok przebiegu strumienia przepływu podczas procesu katapultowania



Rys. 6. Położenie układu fotel pilot w poszczególnych fazach procesu katapultowania

5. Wnioski

Na podstawie przedstawionego materiału, odnoszącego się do prac wstępnych dotyczących analizy procesu awaryjnego opuszczania samolotu przez pilota, można stwierdzić, że wykorzystując oprogramowanie CFD-FASTRAN udało się przeprowadzić symulację procesu katapultowania. W związku z powyższym cel niniejszej pracy został osiągnięty. Podjęcie tego tematu, w przedstawionym ujęciu, związane było z zapewnieniem większego prawdopodobieństwa wychwycenia ewentualnych błędów podczas przygotowania modelu obliczeniowego oraz definicji warunków początkowych obliczeń. Mając na uwadze fakt rozpatrywania opisanego procesu na płaszczyźnie nie przeprowadzono analizy ilościowej otrzymanych wyników. Podsumowując należy stwierdzić, że zrealizowana symulacja pozwoliła

na wyszczególnienie istotnych etapów w procesie modelowania tego typu zjawisk, co z kolei stanowi podstawę do sprawnego modelowania procesu katapultowania w układzie trójwymiarowym.

Bibliografia

1. *CFD-FASTRAN User Manual Version 2002*, CFD Research Corporation Huntsville, 2002
2. Jaształ M., Szajnar S. W., *Wyznaczanie i analiza charakterystyk masowych układu fotel katapultowy-pilot*, Biuletyn WAT, Warszawa 2002
3. Szajnar S. W., Wojtkowiak M., *Problemy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w sytuacjach awaryjnych*, BIL-GRAF, Warszawa 1999
4. Szajnar S. W., Ważny M., *Analiza porównawcza wybranych foteli katapultowych*, III Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniwa, Waplewo 2000

IDENTYFIKACJA STANU AWARYJNEGO STATKU POWIETRZNEGO A BEZPIECZEŃSTWO ZAŁOGI REALIZUJĄCEJ ZŁOŻONE ZADANIE LOTNICZE

MIROSŁAW ADAMSKI
WSOSP Dęblin Katedra Uzbrojenia
e-mail: adams@wsosp.deblin.pl

MICHAŁ BUREK
WSOSP Dęblin Wydział Lotniczy
e-mail: michalb@2com.pl

IRENEUSZ SMYKLA
WSOSP Dęblin Katedra Płatowca i Silnika
e-mail: smy@op.pl

Złożoność zadania realizowanego podczas lotu stwarza konieczność ciągłego odbioru informacji, ich poprawnej interpretacji, analizy i oceny sytuacji oraz szybkiego podejmowania trafnych decyzji. Działania załogi w sytuacjach zagrożenia, związane ze stresem i deficytem czasu, sprzyjają popełnianiu błędów. W referacie wykorzystano doświadczenia z eksploatacji samolotu szkolno-treningowego PZL-130 TC-1 „Orlik” w jednostkach Wyższej Szkoły Oficerskiej Sił Powietrznych.

1. Wstęp

Współczesne samoloty eksploatowane w lotnictwie wojskowym charakteryzują się możliwością wykonywania lotów w coraz szerszym zakresie prędkości i wysokości. Ciągłe zwiększające się możliwości czasoprzestrzenne, techniczne i bojowe wpływając na warunki pracy załogi (pilota) są przyczyną wielu nowych zagrożeń bezpieczeństwa lotów.

Zagrożenia te, jako główne przyczyny wypadków lotniczych są przedmiotem badań zmierzających do zmniejszenia ilości wypadków

lotniczych i wzrostu bezpieczeństwa załogi w sytuacjach awaryjnych. Nie bez znaczenia dla podejmowanych działań jest fakt, że wypadek lotniczy to nie tylko zagrożenie dla załogi i statku powietrznego (w tym przenieszonego ładunku), ale również dla szeroko pojętego środowiska (otoczenia) – w tym dla ludności na ziemi, infrastruktury przemysłowej i urbanistycznej oraz środowiska naturalnego (ekosystemu).

2. Czynniki wpływające na bezpieczeństwo lotów

Określenie wszystkich czynników mających znaczenie dla bezpieczeństwa nie jest praktycznie możliwe. Można jedynie sprecyzować warunki, które wpływają na potencjalne zaistnienie niebezpieczeństwa w czasie lotu. Bezpieczeństwo można ująć jako system, który jest zbiorem zasobów ludzkich, technicznych i środowiskowych oraz procedur zapewniających bezpieczeństwo podczas wykonywania lotów.

Do czynników nierozzerwalnie związanych z zagrożeniem bezpieczeństwa lotów należą:

- statek powietrzny (jego właściwości i możliwości),
- załoga i personel obsługi i zabezpieczenia (ich predyspozycje psychofizyczne, zdrowotne i intelektualne),
- rodzaj i złożoność wykonywanego przez załogę zadania (np. loty grupowe, loty „koszące” i na małych wysokościach, zadania z wykorzystaniem uzbrojenia lotniczego itp.),
- środowisko zewnętrzne (loty: w nocy, w warunkach oblodzenia, w burzliwej atmosferze, terenie zurbanizowanym, sytuacja ornitologiczna itp.).

3. Bezpieczeństwo załogi w stanach awaryjnych

Bezpieczeństwo załogi statku powietrznego ściśle związane jest z czynnikami wpływającymi na przeżywalność w wypadkach lotniczych.

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 (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 (swobodę ruchów, widoczność z kabiny, łatwość zajmowania w niej miejsca), a równocześnie łatwą obsługę przez personel techniczny.

Na podstawie analizy danych statystycznych [3,6,7,10], dotyczących przebiegu i efektów katapultowań, należy podkreślić, że największe niebezpieczeństwo dla załóg samolotów występuje podczas lotu na małej wysokości z pochyleniem i przechyleniem oraz przy dużej prędkości lotu.

Podczas lotów na małych wysokościach, bezpieczeństwo pilota w sytuacji wymagającej katapultowania zależy od wielu czynników [1,9]:

- wysokości wyrzutu fotela w locie poziomym przez system ratowniczy H_f ,
- czasu zadziałania systemu ratowniczego;
- parametrów lotu w chwili wykaptowania, takich jak:
 - V_{zs} - składowa pionowa prędkości samolotu, decydująca o utracie lub naborze wysokości Δh w czasie zadziałania systemu ratowniczego;
 - V_s - prędkość samolotu, która wpływa na czas napełnienia spadochronu i jego wyhamowania;
 - Θ - kąta pochylenia samolotu;
 - Φ - kąta przechylenia samolotu.
- czasu wykonania przez pilota czynności niezbędnych do wykaptowania;
- szeroko pojętego poziomu wyszkolenia załóg samolotów, w tym zrozumienie fizycznej strony procesu katapultowania.

Zaprezentowane czynniki i parametry są trudne do uwzględnienia przez załogę podczas oceny bezpieczeństwa procesu katapultowania. Dlatego instrukcje techniki pilotowania odnoszą się tylko do składowej pionowej prędkości samolotu (V_{zs}), jako najważniejszego wskaźnika oceny bezpiecznej wysokości do katapultowania, podając np.:

$$H_{bk} = k \times V_{zs} \quad (1)$$

gdzie:

H_{bk} - bezpieczna wysokość do katapultowania;

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

3.1. Ruch balistyczny układu „pilot-fotel”

Z fizycznego punktu widzenia układ „pilot-fotel” jest obiektem 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 zadziałaniem 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.

$$W_{0f} = f(m_p, n_s, T_H, P_H, \Phi_s, \Theta_s) \quad (2)$$

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. 1) można wykonać dwukrotnie całkując równania ruchu:

$$m \frac{dW_{0f}}{dt} = P_C \sin \alpha - C_x \frac{\rho W_{0f}^2}{2} S_U - mg \sin \gamma \quad (3)$$

$$mW_{0f} \frac{d\gamma}{dt} = P_C \cos \alpha + C_z \frac{\rho W_{0f}^2}{2} S_U - mg \cos \gamma \quad (4)$$

$$I \frac{d\omega}{dt} = C_m \frac{\rho W_{0f}^2}{2} S_U l \quad (5)$$

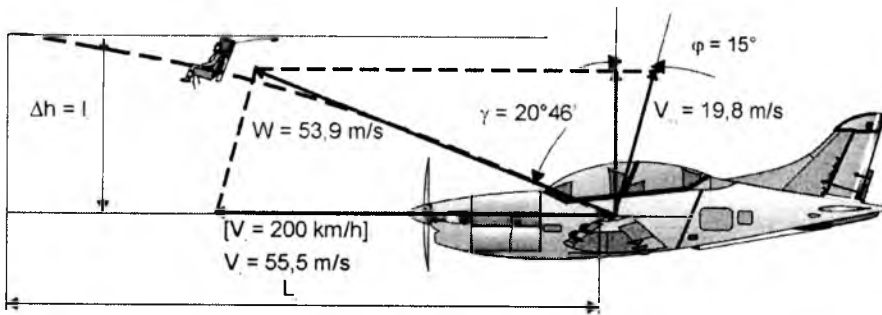
gdzie:

C_X, C_Z, C_m – współczynniki aerodynamiczne;

γ, φ, α – kąty wektora prędkości fotela, pochylenia prowadnic, natarcia.

$$W_{0f} = \sqrt{(V_s - V_{0f} \sin \varphi)^2 + (V_{0f} \cos \varphi)^2} \quad (6)$$

$$\gamma = \arcsin \frac{V_{0f} \cos \varphi}{W_{0f}} \quad (7)$$



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

Zastosowanie układu stabilizacji poprzez spadochron stabilizujący pozwala pominąć ruch obrotowy układu. Praktyka dotychczasowych katapultowań oraz materiały z prób producenta potwierdzają jego skuteczność. Pominięcie ruchu obrotowego układu „pilot-fotel” pozwala na przyjęcie modelu ruchu układu jako ruchu punktu materialnego o stałych w czasie współczynnikach sił aerodynamicznych i określonej masie.

Dysponując dostępnymi parametrami lotu samolotu i parametrami pracy fotela katapultowego, takimi jak: prędkość lotu samolotu V_s , prędkość wyrzutu fotela z kabiny V_{0f} , kąt natarcia α , kąt pochylenia Θ i kąt przechylenia samolotu Φ można określić podstawowe parametry początkowe ruchu układu „pilot-fotel” (moduł wektora prędkości W_0 i 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 wykorzystywanych metod modelowania [5,9]. Analiza warunków meteorologicznych i ruchu pilota

z wykorzystaniem spadochronu ratowniczego GQ1000 po katapultowaniach z samolotów PZL-130 potwierdzają słuszność takiego podejścia do problemu [10].

$$\begin{cases} m \frac{d^2 x}{dt^2} = \Sigma P_x = -mj_x \\ m \frac{d^2 y}{dt^2} = \Sigma P_y = -mj_y \\ m \frac{d^2 z}{dt^2} = \Sigma P_z = -mj_z \end{cases} \quad (8)$$

$$x = y = 0$$

$$\frac{dx}{dt} = W_{0f} \cos \gamma \quad (9)$$

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

Dwukrotnie całkując równania (8) i rozpatrując ruchu w płaszczyźnie xz i założeniu warunków początkowych (9) dla $t=0$ otrzymujemy:

$$\begin{aligned} x &= W_{0f} t \cos \gamma - \frac{j_x t^2}{2} \\ z &= W_{0f} t \sin \gamma - \frac{g t^2}{2} \end{aligned} \quad (10)$$

3.2. Właściwości systemu ratowniczego

Wysokość wyrzutu fotela przez system ratowniczy H_f wynosi ok. 20 m dla foteli balistycznych i od 45 do 85 m dla foteli z przyspieszaczami rakietowymi (zależy od możliwości energetycznych mechanizmów strzałowych, masy pilota, przeciążenia).

Czas zadziałania systemu ratowniczego t_{zsr} 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.

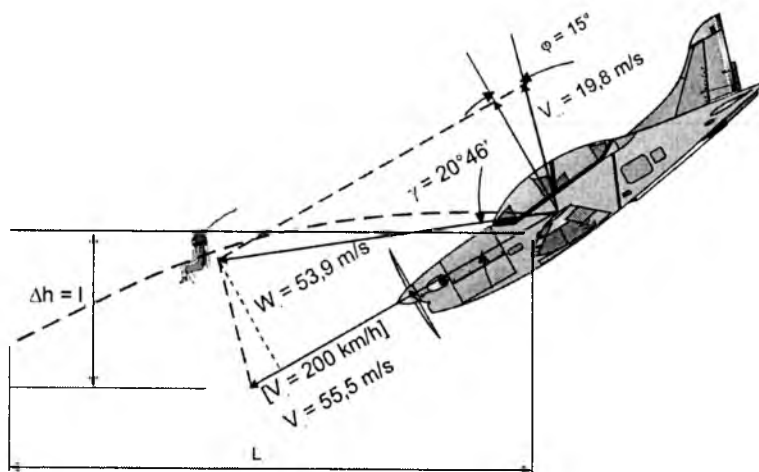
Czas zadziałania systemu w przypadku fotela Mk PL 11B, zastosowanego na samolocie PZL-130, wynosi 2,65 s [4].

3.3. Parametry lotu samolotu w chwili katapultowania

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. 2), kąt przechylenia samolotu (Φ) (rys. 3).

Istotny wpływ na wysokość wyrzutu fotela przez system ratowniczy ma prędkość pozioma samolotu. Wzrost prędkości lotu poziomego wpływa na zmniejszenie kąta rzutu układu „pilot-fotel” i znacząco zmniejsza tę wysokość.

W przypadku katapultowania z samolotu PZL-130 przy prędkości 110 km/h wynosi około 18,6 m, natomiast wzrost prędkości do 200 km/h zmniejsza ją do wartości 16,2 m (10).

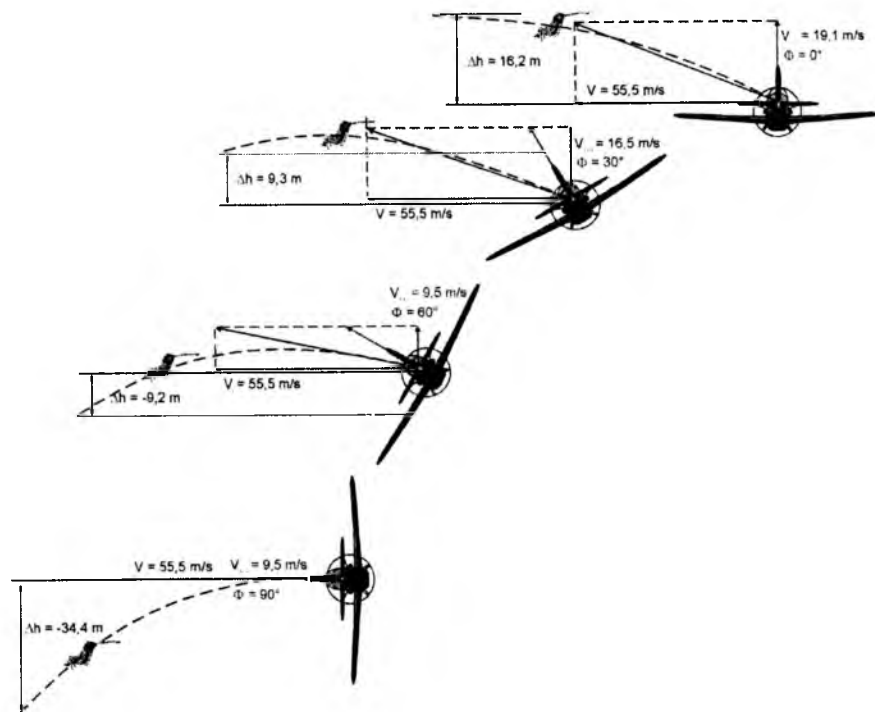


Rys. 2. Wpływ kąta pochylenia samolotu na utratę wysokości układu „pilot-fotel” podczas katapultowania

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

W przypadku katapultowania z samolotu wykonującego lot z przechyleniem, normalna wektora prędkości początkowej fotela V_{of}

(rozpatrywana w nieruchomym układzie współrzędnych związanym z samolotem) odchyłona jest o kąt równy kątowi przechylenia, zmniejszając wysokość, na jaką fotel zostanie wyrzucony (rys. 4).



Rys. 3. Wpływ kąta przechylenia samolotu na utratę wysokości układu „pilot-fotel” podczas katapultowania

3.4. Czynniki ludzkie (działanie załogi samolotu)

Na podjęte przez załogę decyzje (działania) mają wpływ:

- sprawność i jakość pomocy kierującego lotami;
- ilość i jakość informacji z pokładowych systemów wyposażenia;
- ergonomia kabiny;
- stopień wykształcenia pilota - baza jego doświadczeń;
- zdolności psychofizyczne pilota;
- stopień zagrożenia;
- oddziaływania fizyczne na pilota (dym w kabinie, oślepienie światłem, przeciążenie itp.).

Warto w tym miejscu przytoczyć dane statystyczne na temat przyczyn wypadków lotniczych [2,6,8,9]:

- z winy pilota – ok. 75%,
- z powodu błędu kontroli ruchu lotniczego – ok. 4%,
- z powodu uszkodzenia statku powietrznego – ok. 11%,
- wpływ warunków atmosferycznych ok. - 5%,
- inne (w tym niewyjaśnione) – ok. 5%.

Na uwagę zasługuje to, że blisko 80% z nich powstało z powodu błędnego czy tylko niewłaściwego działania człowieka, który tym samym stał się najbardziej zawodnym elementem systemu. Z uwagi na to, że problematyka wpływu niezawodności szeroko rozumianej techniki lotniczej i warunków zewnętrznych na bezpieczeństwo lotów jest często i obszernie poruszana [2,6,8,9] zainteresowanie autorów skupiło się na wpływie czynnika ludzkiego (działań załogi) na zagrożenie w stanach awaryjnych.

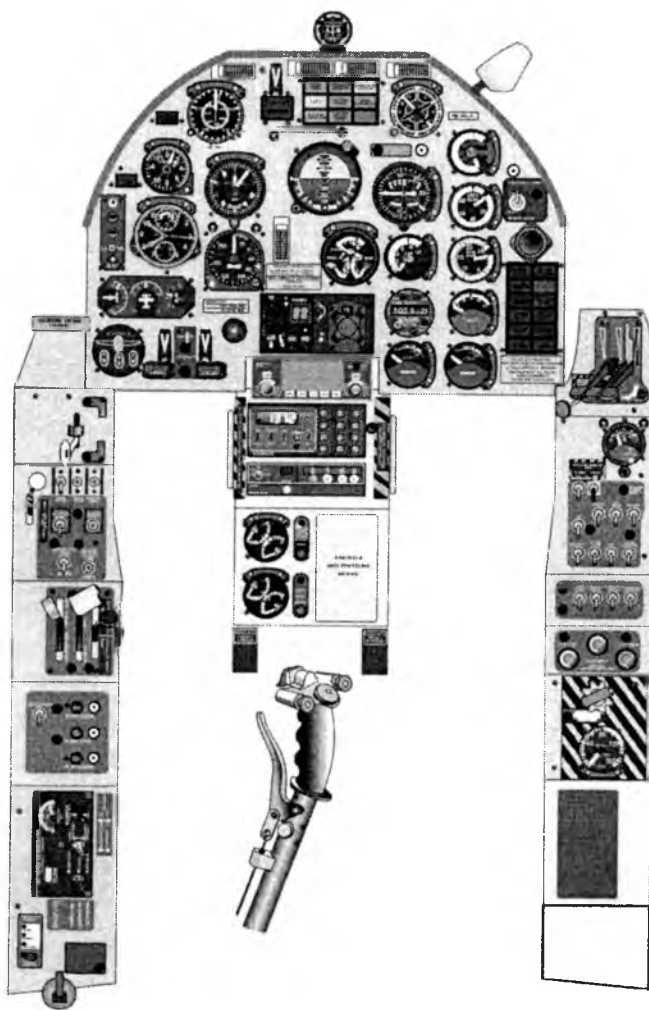
Analizując wypadki lotnicze można stwierdzić, że wiele z nich było spowodowanych między innymi: nieprawidłowym rozłożeniem uwagi przez załogę, utratą orientacji przestrzennej, omyłkowym wyłączeniem silnika (zmianą trybu sterowania), brakiem lub niesprawnością układów sygnalizacji pracy instalacji czy urządzeń pokładowych, a także utrudnionym włączaniem niezbędnych w określonej fazie lotu urządzeń pokładowych.

Istotnym problemem jest więc poprawne wykorzystanie przez załogę informacji podczas wykonywania zadania w powietrzu oraz poprawna interpretacja parametrów lotu samolotu, parametrów pracy zespołu napędowego i tzw. komend jednorazowych (Rys.4). Złożoność zadania, realizowanego podczas lotu stwarza konieczność ciągłego odbioru informacji, analizy i oceny sytuacji oraz szybkiego podejmowania trafnych decyzji. Często przyczyną błędnych lub tylko nieoptymalnych działań pilota (załogi) jest również przeciążenie informacyjne. Działania załogi w sytuacjach zagrożenia, związane ze stresem i deficytem czasu lub informacji (również przeciążeniem informacyjnym), sprzyjają popełnianiu błędów.

Deficyt czasu odczuwany przez załogę może wynikać z [2,6,8,10]:

- lotu z dużymi prędkościami i związaną z tym dużą intensywnością napływu informacji oraz zmiennością warunków zewnętrznych,
- zbyt krótkiego czasu oddziaływania na załogę niektórych sygnałów i informacji,

- odbioru przez załogę zbyt dużej ilości informacji o pracy systemów sterowania poszczególnych instalacji i podzespołów, wymagających jednoczesnego wykonywania różnorodnych czynności w kabinie,
- wystąpienia gwałtownych zakłóceń w pracy podzespołów przy równoczesnym braku dodatkowych sygnałów i informacji dla załogi.



Rys. 4. Widok I kabiny samolotu PZL-130 „Orlik”

Poziomu wyszkolenia załóg samolotów jest obecnie najważniejszym czynnikiem decydującym o bezpieczeństwie wykonywanych lotów.

Na poziom ten składa się zarówno czas wykonania przez załogę czynności do wykatapultowania, umiejętność trafnego i szybkiego podejmowania decyzji jak również umiejętność identyfikacji i oceny zagrożenia dla załogi oraz szeroko rozumianego otoczenia. Ciągły trening pozwala osiągnąć zadowalające rezultaty w mechanicznym wykonywaniu czynności manualnych związanych z katapultowaniem.

4. Wnioski

Wypadki lotnicze najczęściej nie mają jednej przyczyny. Jest to szereg zdarzeń, powiązanych w łańcuch przyczynowo skutkowy. Jednak największą zawodnością charakteryzują się działania pilota (załogi). Ocena błędnych (niewłaściwych) działań pilota musi uwzględniać takie czynniki jak: wyposażenie kabiny, złożoność zadania, poziom wyszkolenia, sytuację zewnętrzną i szeroko rozumiany stan psychofizyczny. Analiza przygotowania fizycznego i intelektualnego do podjęcia poprawnych działań w sytuacji zagrożenia przy obecnej niezawodności techniki lotniczej (w tym systemów ratowniczych) pozwala na wnioskowanie o bezpieczeństwie lotów w lotnictwie wojskowym.

Typowe, nietrafne działania mają swoje podłoże w:

- nieprawidłowej ocenie zdarzenia, skupieniu uwagi na jednym z możliwych zdarzeń i nie rozpatrywaniu innych;
- negatywnych doświadczeniach, gdy ocena sytuacji obciążona jest „psychozą” panującą w środowisku lotniczym;
- skoncentrowaniu uwagi na jednej informacji – przeważnie najłatwiej i najszybciej dostępnej.

System ratowniczy samolotu PZL-130 „Orlik” oparty na fotelu katapultowym Mk PL 11B, podobnie jak większość nowo opracowanych konstrukcji jest systemem nowoczesnym i zapewnia bezpieczeństwo załogi w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu.

Konieczne jest również zwrócenie szczególnej uwagi podczas szkolenia załóg samolotów (pilotów) na analizę informacji świadczących o zaistnieniu stanu awaryjnego i wynikających z niego zagrożeń. Podstawą do tego jest perfekcyjna znajomość eksploatowanego sprzętu i własnych ograniczeń psychofizycznych (w tym procesu decyzyjnego).

Pozytywnym efektem popularyzacji prac z zakresu bezpieczeństwa lotów jest wzrost wśród pilotów stopnia zrozumienia fizycznej strony procesu katapultowania, a tym samym jakości podejmowanych decyzji.

Bibliografia

1. Burek M., Smykla I., *Analiza czynników determinujących bezpieczeństwo pilota w procesie katapultowania*, Mechanika w Lotnictwie ML-2002, PTMTS Warszawa, 2002
2. Borgoń J., Jaźwiński J., Klimaszewski S., Żmudziński Z., Żurek J., *Symulacyjne metody badania bezpieczeństwa lotów*, Wydawnictwo ASKON Warszawa, 1997
3. Domaszuk J., *Realne ryzyko katapultowania*, Przegląd WLiWOPK nr1/1977 Poznań, 1977
4. *Instrukcja użytkowania i techniki pilotowania samolotu PZL-130TC-1 Orlik*, MON – DWLOP Warszawa, 1997
5. Kąkol J., *Modelowanie procesu katapultowania foteli klasycznych*, Biuletyn WOSL Dęblin, 1992
6. Klich E., *Bezpieczeństwo lotów, Wypadki, Przyczyny, Profilaktyka*, Wydawnictwo Wisła Puławy, 1998
7. Milkiewicz A., *Bezpieczeństwo lotów na małych wysokościach i koszących*, Przegląd WLiOP nr 2/1989, Poznań 1989
8. Morawski J.M., *Gospodarka informacją w układzie pilot-samolot*, Redakcja Wydawnictw Uczelnianych Politechniki Rzeszowskiej Rzeszów–Warszawa, 1994
9. Szajnar S. W., Wojtkowiak M., *Problemy bezpieczeństwa załogi statku powietrznego w sytuacjach awaryjnych*, BIL-GRAF s.c. Warszawa, 1999
10. *Protokoły Komisji Badania Wypadków Lotniczych MON*, Radom, 2001-2002

Rozdział IV

Dynamika środków bojowych - rakiety, bomby

MODELOWANIE FIZYCZNE I MATEMATYCZNE DYNAMIKI RAKIETY NAPROWADZANEJ WIĄZKĄ Z AUTONOMICZNYM SYSTEMEM STABILIZACJI UKŁADEM GIROLOTEK W KANALE PRZECHYLANIA

EDYTA ŁADYŻYŃSKA–KOZDRAŚ

*Zakład Mechaniki Stosowanej, Wydział Mechatroniki, Politechnika Warszawska
e-mail: lady@mech.pw.edu.pl*

Wyprowadzono równania ruchu rakiety oraz wychylenia girolotek sprzężone z równaniami rakiety. Związki kinematyczne i kryteria naprowadzania stanowią koordynację lotu sterowanej automatycznie rakiety sprzężonej z ruchem manewrującego przestrzennie celu.

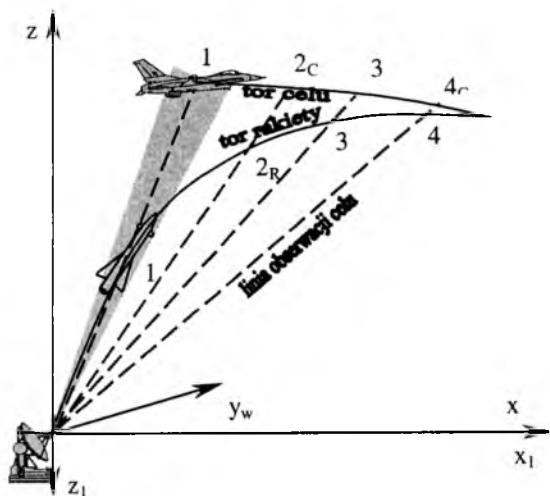
Prawa sterowania rakieta stanowią kinematyczne i geometryczne związki uchybów parametrów realizowanych i zadanych wynikających z systemu naprowadzania metodą trójpunktową – wiązką prowadzącą. Sterowanie aktywne odbywa się w dwóch kanałach: pochylania – przez wychylenie steru wysokości i odchylania – przez wychylenie steru kierunku. Otrzymane prawa sterowania potraktowano jako więzy nieholonomiczne ograniczające ruch rakiety tak, aby spełniała żądany manewr sterowany. Stabilizacja rakiety w kanale przechylania stanowi system autonomiczny – przez samoczynne wychylenie girolotek reagujących wyłącznie na prędkość kątową przechylania rakiety.

1. Wprowadzenie – naprowadzanie wiązką rakiety stabilizowanej girolotkami

W artykule przedstawiono proces modelowania dynamiki rakiety naprowadzanej metodą wiązki prowadzącej, samoczynnie stabilizowanej w kanale przechylania za pomocą systemu girolotek.

W przypadku naprowadzania rakiety wiązką [1,3] lot jej odbywa się po torze krzywoliniowym, przy czym rakietą utrzymywana jest stale na

linii łączącej punkt kierowania z celem (rys. 1). W ten sposób oś obserwacji łączy trzy punkty (naprowadzanie metodą trzech punktów): punkt kierowania, raketę oraz cel.

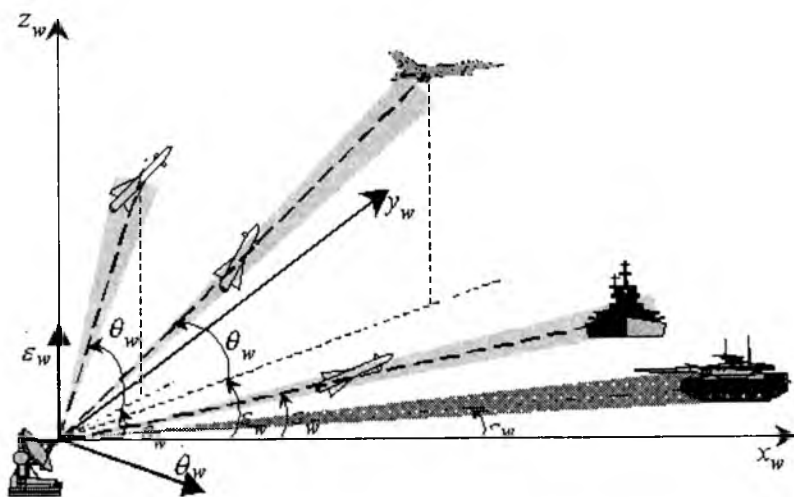


Rys.1. Naprowadzanie rakiety metodą wiązki prowadzącej

rakiety od strefy równych sygnałów. Proporcjonalnie do zmierzonego odchylenia wytwarzane są sygnały oddziałujące na stery rakiety, pod wpływem których wraca ona na zadany tor lotu.

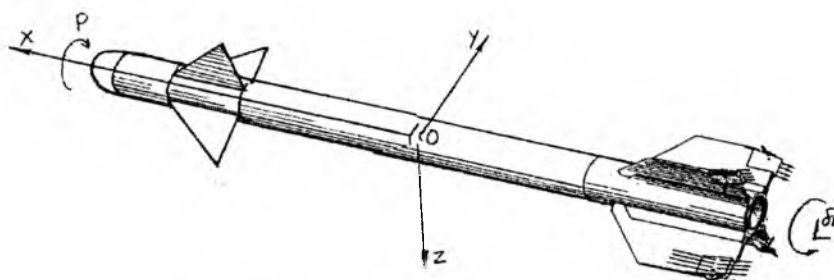
Istota tego sposobu sterowania polega na tym, że stacja radiolokacyjna śledząca cel wytwarza w kierunku celu tzw. strefę równych sygnałów, w której bieżące parametry kinematyczne rakiety równe są parametrom zadanych wynikającym z ruchów wiązki śledzącej manewrujący cel. Lecząca raketa powinna stale znajdować się w tej strefie.

Na pokładzie rakiety umieszczona jest aparatura mierząca odchylenia



Rys.2. Różne możliwości naprowadzania rakiety metodą wiązki prowadzącej

Metody trójpunktowe, a w szczególności omawiana metoda wiązki prowadzącej ma szerokie zastosowanie i jest wykorzystywana do naprowadzania różnych typów rakiet, zarówno na cele powietrzne, jak i naziemne, czy morskie (rys. 2).



Rys.3. Układ aerodynamiczny typu „kaczka”

Zastosowanie stabilizacji za pomocą systemu girolotek umieszczonych na końcach brzechw w tylnej części rakiety (układ aerodynamiczny typu „kaczka”) stanowi układ stabilizacji w kanale przechylania pocisku raketowego (rys.3, rys.5). Girolotką nazywamy lotkę z umieszczonym w niej giroskopem o dwóch stopniach swobody (rys.5, fot.1). Źródłem energii giroskopu, wprowadzającym go w ruch obrotowy i podtrzymującym obroty jest napływający strumień powietrza, który oddziałuje na łopatki znajdujące się na obwodzie wirnika.

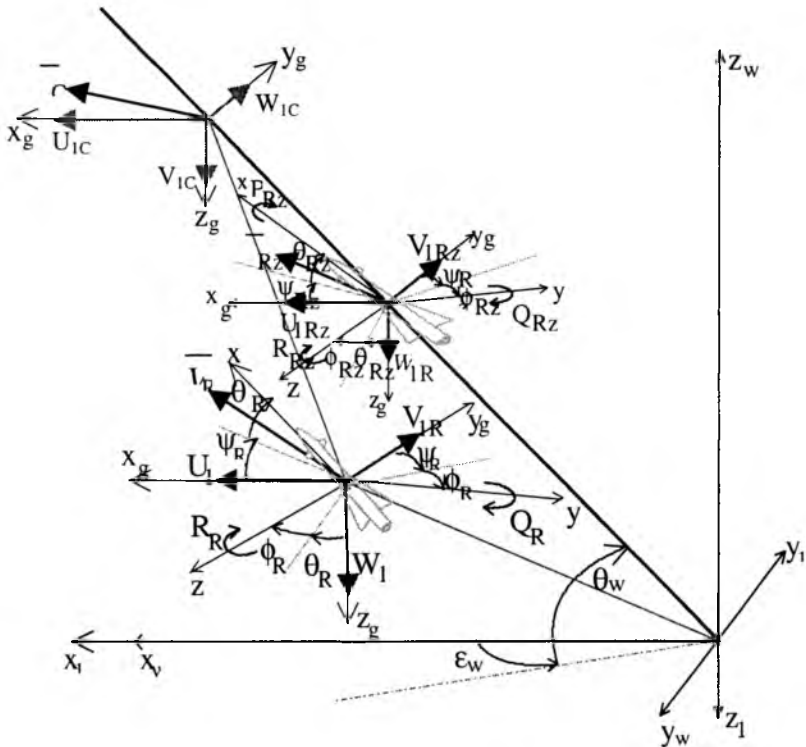
2. Model fizyczny rakiety oraz przyjęte układy odniesienia

W pracy przyjęto następujące założenia modelu fizycznego:

- rakieta jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody;
- ruch rakiety rozpatrywany jest przy pogodzie bezwietrznej;
- rakieta naprowadzana jest na cel metodą trójpunktową, wiązką prowadzącą;
- sterowanie rakieta odbywa się poprzez wychylenia steru kierunku oraz steru wysokości, poprzecznie rakieta stabilizowana jest samoczynnie układem girolotek;
- rakieta jest osiowosymetryczną bryłą obrotową;
- masa i środek masy rakiety zmieniają się podczas lotu wskutek spalania się paliwa napędowego;

- na rakiety działają siły i momenty sił aerodynamicznych, od układu napędowego i grawitacji.

Ruch rakiety rozpatrywany jest w inercyjnym układzie odniesienia sztywno związanym z Ziemią $O_I x_I y_I z_I$ o początku w punkcie położenia stacji radiolokacyjnej (rys.4). Do tego układu sprowadzone zostały wszystkie układy odniesienia związane z poruszającą się rakieta, a więc układ grawitacyjny $O_g x_g y_g z_g$ równoległy do układu $O_I x_I y_I z_I$, układ własny rakiety $O_R x y z$ oraz nieruchomy układ wiązki prowadzącej $O_I x_w y_w z_w$ związany z Ziemią o początku w biegunie ruchu kulistego anteny radiolokatora, gdzie θ_w – kąt elewacji, ϵ_w – kąt azymutu osi wiązki prowadzącej (rys. 4).



Rys.4. Parametry rzeczywiste i zadane rakiety podczas naprowadzania

3. Prawa sterowania w automatycznym naprowadzaniu rakiety

Aktywne sterowanie rakieta odbywa się w dwóch kanałach: w kanale pochylania przez wychylenie steru wysokości i w kanale odchylenia przez wychylenie steru kierunku. W kanale przechylenia rakietą stabilizowana jest autonomicznie poprzez samoczynne wychylenie girolotek reagujących wyłącznie na prędkość kątową przechylenia rakiety, natomiast w kanale prędkości sterowanie nie występuje.

W czasie lotu odczytywane są bieżące (realizowane) parametry ruchu rakiety, a następnie porównywane są one z parametrami zadanymi, wynikającymi z ruchy wiązki podążającej za celem. Więzy nakładane są więc przez powiązanie ruchu linii łączącej punkt naprowadzania rakieta z ruchem linii wiązki prowadzącej.

Przy założeniu natychmiastowego wychylenia sterów (nie ma opóźnienia w układzie sterowania), prawa sterowania pocisku raketowego przyjmują następującą postać [2,3,5,6]:

- prawo sterowania w kanale pochylania:

$$K_x^H (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_z^H (z_{1R} - z_{1Rz}) + K_U^H (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_W^H (z_{1R} - z_{1Rz}) + (1) \\ + K_Q^H (Q_R - Q_{Rz}) + K_\theta^H (\theta_R - \theta_{Rz}) + \delta_H = 0$$

- prawo sterowania w kanale odchylenia:

$$K_x^V (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_y^V (y_{1R} - y_{1Rz}) + K_U^V (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_V^V (y_{1R} - y_{1Rz}) + (2) \\ + K_R^V (R_R - R_{Rz}) + K_\psi^V (\psi_R - \psi_{Rz}) + \delta_V = 0$$

gdzie: K_i^H - współczynniki wzmocnienia w kanale pochylania,

K_i^V - współczynniki wzmocnienia w kanale odchylenia.

Otrzymane prawa sterowania określają związki między wychyleniami sterów wysokości oraz kierunku, a parametrami zadanymi wynikającymi z naprowadzania i bieżącymi parametrami opisującymi zachowanie się pocisku raketowego (rys. 4). Wystąpienie różnic między parametrami realizowanymi (wyrażenia z indeksem „R”) i zadanymi (wyrażenia z indeksem „z”) wyznacza wychylenie sterów wysokości δ_H i kierunku δ_V , co z kolei powoduje zmianę sił sterujących i powrót rakiety na zadany tor, w strefę równych sygnałów wiązki naprowadzającej.

4. Równania ruchu pocisku raketowego

Opis dynamiki pocisku raketowego, traktowanego jako nieodkształcalny układ mechaniczny, przeprowadzono w układzie odniesienia sztywno związanym z Ziemią, w którym prawa sterowania (1,2) potraktowano jako więzy nieholonomiczne nałożone na ruch układu [7]. W związku z tym, w celu wyznaczenia równań ruchu posłużono się równaniami Maggiego ruchu układów nieholonomicznych we współrzędnych uogólnionych [2,5,6,8].

Otrzymane równania ruchu rakiety stanowią w rezultacie powiązanie czterech równań Maggiego silnie sprzężonych z dwoma równaniami więzów nieholonomicznych, dając w sumie układ sześciu równań różniczkowych zwyczajnych z sześcioma niewiadomymi funkcjami czasu. W zapisie macierzowym mają postać następującą:

$$\tilde{M} \dot{V} + \tilde{K} V = Q + U \delta \quad (3)$$

gdzie:

- wektor przyspieszeń: $\dot{V} = \text{col}[U_{1R}, V_{1R}, W_{1R}, P_R, Q_R, R_R]$;
- wektor prędkości: $V = \text{col}[U_{1R}, V_{1R}, W_{1R}, P_R, Q_R, R_R]$;
- zmodyfikowana macierz bezwładności:

$$\tilde{M} = \begin{bmatrix} m & -\frac{K_U^V}{K_R^V} S_x & \frac{K_U^H}{K_Q^H} S_x & \left(\frac{K_U^V}{K_R^V} \cos\phi_R + \frac{K_U^H}{K_R^H} \sin\phi_R\right) J_x \text{tg}\theta_R & -\frac{K_U^H}{K_R^H} J_y & -\frac{K_U^V}{K_R^V} J_y \\ 0 & m - \frac{K_V^V}{K_R^V} S_x & 0 & \frac{K_V^V}{K_R^V} J_x \cos\phi_R \text{tg}\theta_R & 0 & S_x - \frac{K_V^V}{K_R^V} J_y \\ 0 & 0 & m + \frac{K_W^H}{K_Q^H} S_x & \frac{K_W^H}{K_Q^H} J_x \sin\phi_R \text{tg}\theta_R & S_x + \frac{K_W^H}{K_Q^H} J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_x & 0 & 0 \\ K_U^H & 0 & K_W^H & 0 & K_Q^H & 0 \\ K_U^V & K_V^V & 0 & 0 & 0 & K_R^V \end{bmatrix}$$

- zmodyfikowana macierz związków kinematycznych:

$$\tilde{K} = \begin{bmatrix} \frac{K_U^V}{K_R^V} S_x Q_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R + \frac{K_U^H}{K_Q^H} S_x R_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R + \\ 0 \quad + \frac{K_U^H}{K_Q^H} S_x (P_R + Q_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \quad + \frac{K_U^V}{K_R^V} S_x (P_R + R_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \quad 0 \quad \frac{K_U^V}{K_R^V} (J_x - J_y) P_R \quad - \frac{K_U^H}{K_Q^H} (J_x - J_y) P_R \\ 0 \quad \frac{K_U^V}{K_R^V} S_x Q_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R \quad \frac{K_U^V}{K_R^V} S_x (P_R + R_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \quad 0 \quad \frac{K_U^V}{K_R^V} (J_x - J_y) P_R \quad 0 \\ 0 \quad \frac{K_W^H}{K_Q^H} S_x (P_R + Q_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \quad \frac{K_W^H}{K_Q^H} S_x R_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R \quad 0 \quad 0 \quad - \frac{K_W^H}{K_Q^H} (J_x - J_y) P_R \\ 0 \quad S_x Q_R \quad S_x R_R \quad 0 \quad 0 \quad 0 \\ K_x^H \quad 0 \quad K_z^H \quad 0 \quad K_\theta^H \cos \phi_R \quad - K_\theta^H \sin \phi_R \\ K_x^V \quad K_y^V \quad 0 \quad 0 \quad K_w^V \sin \phi_R \operatorname{sec} \theta_R \quad K_w^V \cos \phi_R \operatorname{sec} \theta_R \end{bmatrix}$$

- macierz sił zewnętrznych

$$Q + U\delta = \begin{bmatrix} X^T + X^A + \left(\frac{K_U^V}{K_R^V} \sin \phi_R - \frac{K_U^H}{K_R^H} \cos \phi_R \right) (-mgx_c + M^A + M_{\delta H} \delta_H) + \\ - \left(\frac{K_U^V}{K_R^V} \cos \phi_R + \frac{K_U^H}{K_R^H} \frac{\sin \phi_R}{\cos \theta_R} \right) (N^A + N_{\delta V} \delta_V) \\ Y^T + Y^A + Y_{\delta V} \delta_V + \frac{K_V^V}{K_R^V} \sin \phi_R (-mgx_c + M^A + M_{\delta H} \delta_H) + \\ - \frac{K_V^V}{K_R^V} \frac{\cos \phi_R}{\cos \theta_R} (N^A + N_{\delta V} \delta_V) \\ mg + Z^T + Z^A + Z_{\delta H} \delta_H - \frac{K_W^H}{K_Q^H} \cos \phi_R (-mgx_c + M^A + M_{\delta H} \delta_H) + \\ + \frac{K_W^H}{K_Q^H} \frac{\sin \phi_R}{\cos \theta_R} (N^A + N_{\delta V} \delta_V) \\ L^A \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

W przypadku rozpatrywania samoczynnej stabilizacji rakiety w kanale przechyłania należałoby do otrzymanych równań ruchu dodać następną równanie opisujące wahania girolotki.

5. Stabilizacja rakiety girolotkami

Funkcjonowanie girolotek polega na tym, że w przypadku wystąpienia prędkości kątowej przechyłania P (rys.5) pojawia się moment giroskopowy M_{gir}

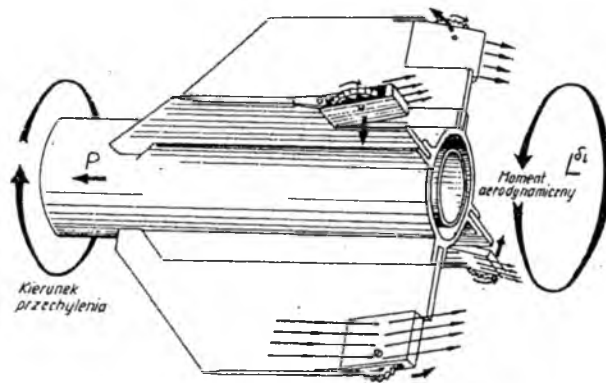
$$\overline{M}_{gir} = J_g \overline{\omega}_g \times \overline{P} = \overline{K}_g \times \overline{P} \quad (4)$$

gdzie: J_g – moment bezwładności wirnika giroskopu;

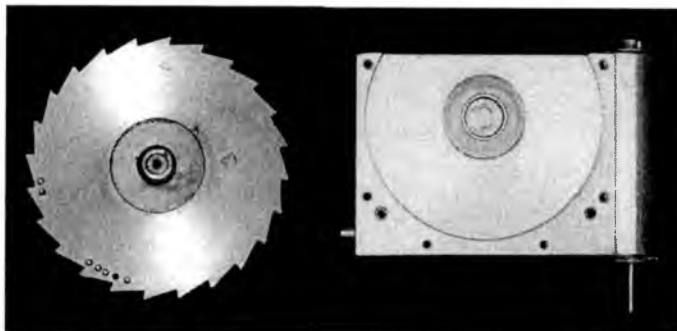
ω_g – prędkość kątowa wirnika giroskopu;

P – prędkość kątowa przechyłania rakiety (rys.3, rys.4, rys.5);

K_g – kręt wirnika giroskopu.



Rys.5. Zasada działania girolotek



Fot.1. Wirnik girolotki z pokrywą

Wektor momentu giroskopowego \overline{M}_{gir} (rys.3, rys.5) jest prostopadły do wektora krętu \overline{K}_g i wektora kątovej prędkości przechyłania \overline{P} . Wektor momentu giroskopowego \overline{M}_{gir} działa wzdłuż zawiasów lotek powodując wychylenia lotek w przeciwnych kierunkach. Wychylona lotka o kąt δ_L powoduje powstanie sił aerodynamicznych P_a^s (rys.6, rys.7).

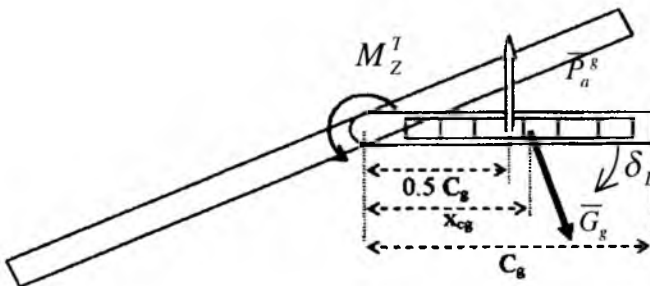
$$P_a^s = \frac{1}{2} \rho S_g V_0^2 \frac{4\delta_L}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad (5)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza;
 S_g – powierzchnia girolotki;
 V_0 – prędkość lotu;
 δ_L – kąt wychylenia girolotki;
 Ma – liczba Macha.

Cztery siły aerodynamiczne P_a^s wywołane wychyleniem girolotek o kąt δ_L generują aerodynamiczny moment przechyłający L_a^s przeciwdziałający momentowi zakłócającemu (rys.5). Aerodynamiczny moment względem zawiasów girolotki ma postać:

$$M_a^s = \frac{1}{2} C_g P_a^s = \frac{1}{2} \rho S_g V_0^2 C_g \frac{4\delta_L}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad (6)$$

gdzie: C_g – cięciwa girolotki (rys.6).



Rys.6. Siły i momenty powstające na wychylonej girolotce

Stabilizujący moment aerodynamiczny przechyłający L_a^s pochodzący od girolotek, a działający na raketę przedstawia poniższa zależność:

$$L_a^g = -4P_a^g b_{bg} = -8\rho S_g V_0^2 b_{bg} \frac{\delta_L}{\sqrt{Ma^2 - 1}} \quad (7)$$

gdzie: b_{bg} – promień przyłożenia siły aerodynamicznej od girolotki działającej na brzechwę rakiety (rys. 6).

Natomiast dynamiczne równanie girolotki względem osi obrotu po uwzględnieniu sił i momentów sił (rys.6, rys.7) ma postać:

$$J_{gl} \ddot{\delta}_L = M_{gir} + M_G^g - M_a^g - M_Z^T \quad (8)$$

gdzie: M_G^g – moment zawiasowy od ciężaru lotki;

M_Z^T – moment zawiasowy od oporów tarcia w zawiasach girolotki (rys.6);

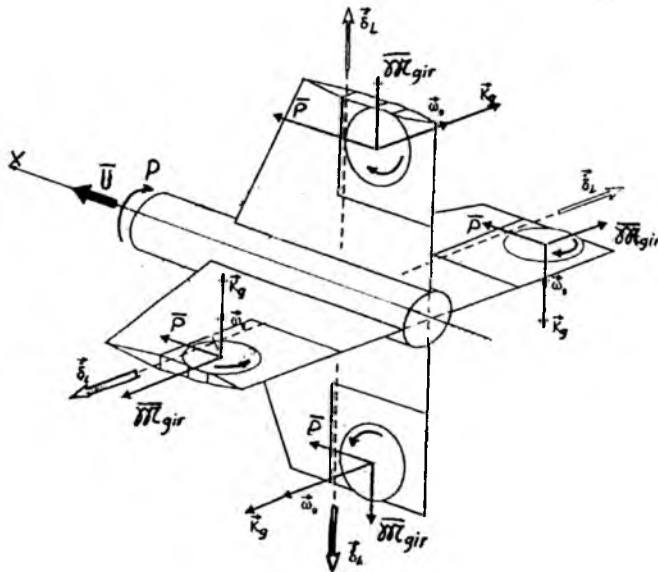
M_a^g – moment od siły aerodynamicznej P_a^g działającej na girolotkę (6);

M_{gir} – moment giroskopowy girolotki (4) (rys.7);

Po odpowiednich podstawieniach równanie powyższe przybiera postać:

$$J_{gl} \ddot{\delta}_L = J_g \omega_g P + m_{gl} g x_{cg} \cos(\varphi_b + \phi) \cos \delta_L - \rho S_{gl} V_0^2 c_g \frac{\delta_L}{\sqrt{Ma^2 - 1}} - k_{\delta_L} \dot{\delta}_L \quad (9)$$

Stanowi ono uzupełnienie dynamicznych równań rakiety w przypadku stabilizacji jej systemem girolotek.



Rys.8. Siły i momenty powstające na usterzeniu podczas lotu rakiety

Wyprowadzony model matematyczny pozwala na ocenę skuteczności samoczynnej stabilizacji dowolnej rakiety za pomocą girołotek.

Do wykonania symulacji numerycznej niezbędna jest identyfikacja parametryczna rakiety i girolotki, a więc określenie jej geometrii, rozkładów mas, momentów bezwładności, sił i momentów sił aerodynamicznych.

Bibliografia

1. Blakelock J.H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, New York. 1991
2. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Dynamiczne równania przestrzennego lotu automatycznie sterowanej rakiety klasy ziemia-powietrze naprowadzanej na manewrujący obiekt latający*, *Mechanika w Lotnictwie „ML-VIII”* 1998, s. 265-277
3. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Prawa sterowania jako więzy nieholonomiczne nałożone na lot sterowanej rakiety w wiązce śledzącej samolot - symulacja numeryczna osiągnięcia celu*, *Materiały VIII Konferencji Naukowo-Technicznej „Problemy rozwoju produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia”*, **68**, 1999, s. 121-130
4. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Girolotki jako autonomiczny system samoczynnej stabilizacji rakiety w kanale przechylania – na przykładzie rakiety „Sidewinder”*, *„Problemy techniki uzbrojenia”*, *Materiały XII Konferencji Naukowo-Technicznej „Problemy rozwoju, produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia”*, **86**, 2003, s. 69-76
5. Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Modelowanie matematyczne naprowadzania raket przeciwlotniczych na manewrujące cele*, *„Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej”*, *zbiór prac V Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej „CRAAS”*, Tarnów-Zakopane 2003, s. 42-58
6. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1975
7. Nejmark J., Fufajek N., *Dynamika układów nieholonomicznych*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa, 1971
8. Osiński Z., *Mechanika ogólna*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa, 1997

IMPLEMENTACJA OPRACOWANEGO ALGORYTMU STEROWANIA W RAKIECIE PRZECIWLOTNICZEJ BLISKIEGO ZASIĘGU PORUSZAJĄCEJ SIĘ W PRZESTRZENI

ZBIGNIEW DZIOPA

*Katedra Pojazdów i Sprzętu Mechanicznego, Politechnika Świętokrzyska
e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl*

W pracy dokonano analizy wyników działania wybranych algorytmów sterowania oraz oryginalnego algorytmu sterowania rakieta przeciwlotniczą na cel manewrujący w przestrzeni. Powszechnie stosowane algorytmy nie w każdym przypadku w sposób zadowalający pozwalają na kształtowanie trajektorii lotu pocisku. Celem pracy jest zaprezentowanie matematycznej formuły opracowanego algorytmu i porównanie jego własności z wynikami innych znanych metod sterowania rakieta w przestrzeni.

1. Wybrane algorytmy sterowania

Zadaniem pocisku raketowego bliskiego zasięgu jest osiągnięcie celu znajdującego się na wysokości do kilku tysięcy metrów. Czas potrzebny na wypracowanie pożądanego toru jest bardzo krótki. Kształt trajektorii lotu zależy od zaimplementowanego algorytmu sterowania. Algorytm nakłada więzy na ruch pocisku [2,7]. Rakietę podąża do celu po torze wynikającym z przyjętych więzów. W związku z tym algorytm sterowania decyduje o krzywiźnie, jaką może ona realizować. Z punktu widzenia osiągalności celu przez pocisk istotne jest rozwiązanie problemu związanego z zastosowaniem odpowiedniego algorytmu.

W pracy dokonano analizy wyników działania wybranych algorytmów sterowania. Porównano ze sobą następujące metody:

1. metody naprowadzania dwupunktowe:
 - metoda proporcjonalnego zbliżania,

- metoda krzywej pogoni,
 - metoda równoległego zbliżania,
2. metody naprowadzania trójpunktowe:
- metoda trzech punktów,
 - metoda połówkowego prostowania toru,
 - metoda pełnego prostowania toru.

Szczegółowy opis rozpatrywanych algorytmów znajduje się w publikacjach [1] [3] [4] [5] [6]. Każdą z wybranych metod sterowania cechują więzy nałożone na ruch rakiety. Więzy te opisywane są odpowiednimi równaniami. W niniejszej pracy założono, że sterowanie pociskiem odbywa się w przestrzeni.

Algorytmy dwupunktowych metod naprowadzania rakiet są następujące:

- metoda proporcjonalnego zbliżania,

$$\dot{\gamma}_p = a_1 \dot{\varepsilon}, \quad \dot{\chi}_p = a_2 \dot{\sigma} \quad (1)$$

gdzie:

a_1, a_2 - współczynniki proporcjonalności,

$\dot{\gamma}_p, \dot{\chi}_p$ - składowe prędkości kątowej wektora prędkości pocisku \vec{V}_p ,

$\dot{\varepsilon}, \dot{\sigma}$ - składowe prędkości kątowej wektora linii obserwacji celu \vec{r} ,

- metoda krzywej pogoni,

$$\gamma_p = \varepsilon, \quad \chi_p = \sigma \quad (2)$$

gdzie:

γ_p, χ_p - składowe położenia kątowego wektora prędkości pocisku,

ε, σ - składowe położenia kątowego wektora linii obserwacji celu,

- metoda równoległego zbliżania,

$$\varepsilon = const, \quad \sigma = const \quad (3)$$

gdzie ε, σ - składowe położenia kątowego wektora linii obserwacji celu.

Algorytmy trójpunktowych metod naprowadzania rakiet są następujące:

- metoda trzech punktów,

$$\varepsilon_p = \varepsilon_c, \quad \sigma_p = \sigma_c \quad (4)$$

gdzie:

ε_p, σ_p - składowe położenia kątowego wektora linii obserwacji pocisku \vec{r}_p ,

ε_c, σ_c - składowe położenia kąтового wektora linii obserwacji celu \vec{r}_c ,

- metoda połówkowego prostowania toru,

$$\varepsilon_p = \varepsilon_c - \frac{1}{2} \dot{\varepsilon}_c \frac{r_c - r_p}{\dot{r}_c - \dot{r}_p} \quad (5)$$

$$\sigma_p = \sigma_c - \frac{1}{2} \dot{\sigma}_c \frac{r_c - r_p}{\dot{r}_c - \dot{r}_p}$$

gdzie:

r_p - moduł wektora linii obserwacji pocisku \vec{r}_p ,

\dot{r}_p - pochodna modułu wektora linii obserwacji pocisku \vec{r}_p ,

ε_p, σ_p - składowe położenia kąтового wektora linii obserwacji pocisku \vec{r}_p ,

ε_c, σ_c - składowe położenia kąтового wektora linii obserwacji celu,

r_c - moduł wektora linii obserwacji celu \vec{r}_c ,

\dot{r}_c - pochodna modułu wektora linii obserwacji celu \vec{r}_c ,

$\dot{\varepsilon}_c, \dot{\sigma}_c$ - składowe prędkości kątowej wektora linii obserwacji celu \vec{r}_c ,

- metoda pełnego prostowania toru.

$$\varepsilon_p = \varepsilon_c - \dot{\varepsilon}_c \frac{r_c - r_p}{\dot{r}_c - \dot{r}_p}, \quad \sigma_p = \sigma_c - \dot{\sigma}_c \frac{r_c - r_p}{\dot{r}_c - \dot{r}_p} \quad (6)$$

gdzie wielkości kinematyczne są analogiczne jak w równaniu (5).

W rozważaniach zwrócono szczególną uwagę na możliwości sterowania pociskami raketowymi bliskiego zasięgu od momentu opuszczenia przez nie wyrzutni. Wówczas prędkość liniowa, z jaką porusza się rakietka zmienia swoją wartość w czasie nieliniowo. Przeprowadzono badania zmierzające do sprawdzenia skuteczności implementacji poszczególnych algorytmów w rakiecie startującej do manewrującego w przestrzeni celu pionowo do góry.

Istniejące algorytmy nie w każdym przypadku w zadowalający sposób pozwalają na realizację naprowadzania na manewrujący cel [6]. Dlatego trwają prace nad sformułowaniem nowych, korzystniejszych algorytmów [8]. W pracy zaprezentowany jest oryginalny algorytm sterowania, który opracowany został dla potrzeb naprowadzania rakiet przeciwlotniczych

bliskiego zasięgu na cel manewrujący w przestrzeni. Opracowany i przedstawiony algorytm zaliczony został do metod dwupunktowych. W opracowaniu zaprezentowano matematyczną formułę opracowanego algorytmu i porównano jego własności z wynikami algorytmów trójpunktowych i dwupunktowych metod naprowadzania podanych w niniejszym rozdziale. Algorytmy sterowania realizowane są bezinercyjnie na podstawie modeli kinematycznych.

2. Opracowany algorytm sterowania

Idea opracowanego algorytmu polega na ruchu pocisku w kierunku przewidywanego w danej chwili czasu punktu spotkania z celem wykonującym nieznaną a priori manewr. Zadaniem stacji radiolokacyjnej jest śledzenie celu i wyznaczanie na bieżąco jego wektora prędkości \vec{V}_c oraz kątów linii obserwacji ε, σ . W związku z tym postuluje się spełnienie w danej chwili czasu następującej zależności:

$$\varepsilon = const \quad \sigma = const \quad (7)$$

Równanie (7) wynika z zamrożenia procesu sterowania w każdej następnej chwili czasu. Oznacza to przyjęcie w ogólnym przypadku zmienności kątów ε, σ w funkcji czasu:

$$\varepsilon = \varepsilon(t) \quad \sigma = \sigma(t) \quad (8)$$

W związku z przyjętą hipotezą, która zakłada spełnienie równań (7) i (8) oraz na podstawie równań opisujących ruch względny pocisk-cel wprowadzony został algorytm sterowania (9)

$$\begin{aligned} \gamma_p &= \varepsilon - \arcsin \left[\frac{V_c}{a_1 V_{psmm}} \sin(\varepsilon - \gamma_c) \right] \\ \chi_p &= \sigma - \arcsin \left[\frac{V_c}{a_2 V_{psmm}} \sin(\sigma - \chi_c) \right] \end{aligned} \quad (9)$$

gdzie:

- a_1, a_2 - współczynniki metody sterowania
- V_{psmm} - prędkość pocisku przy działającym silniku raketowym o marszowej sile ciągu

Wartość współczynnika metody sterowania a_1 i a_2 przyjmowana jest jako wartość stała, ale dla ściśle określonego kąta γ_{p0} i χ_{p0} pod jakim wyrzeliwana jest rakietka określona jest zależnością (10) i (12).

$$a_1 = \begin{cases} 1 & \text{dla } t \geq t_{psmm} \\ \frac{da_1}{dt}t + a_{10} & \text{dla } t < t_{psmm} \end{cases} \quad (10)$$

gdzie:

$$a_{10} = \frac{V_{c0} \sin(\varepsilon_0 - \gamma_{c0})}{V_{psmm} \sin(\varepsilon_0 - \gamma_{p0})} \quad \text{dla } \varepsilon_0 \neq \gamma_{p0} \quad (11)$$

a_{10} - współczynnik metody sterowania określony w chwili wyrzelenia rakietki

t_{psmm} - czas po którym uruchamiany jest silnik rakietowym o marszowej sile ciągu

$$a_2 = \begin{cases} 1 & \text{dla } t \geq t_{psmm} \\ \frac{da_2}{dt}t + a_{20} & \text{dla } t < t_{psmm} \end{cases} \quad (12)$$

gdzie:

$$a_{20} = \frac{V_{c0} \sin(\sigma_0 - \chi_{c0})}{V_{psmm} \sin(\sigma_0 - \chi_{p0})} \quad \text{dla } \sigma_0 \neq \chi_{p0} \quad (13)$$

a_{20} - współczynnik metody sterowania określony w chwili wyrzelenia rakietki

Algorytm sterowania rakietką zaproponowany przez autora niniejszej pracy, a określony równaniem (9) nazwany został „opracowanym algorytmem sterowania”.

3. Symulacja numeryczna

Symulacja komputerowa została przeprowadzona dla przypadku kiedy cel wykonuje manewr obronny poruszając się ze ściśle określonym przeciążeniem. Przyspieszenie z jakim porusza się cel określone jest zależnością (13).

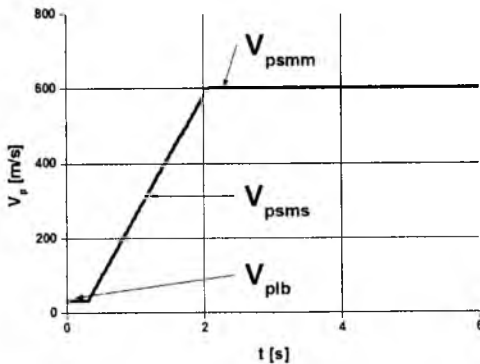
$$\begin{aligned}
 a_c &= -g(n_{xc} + \sin \gamma_c \cos \chi_c) \\
 V_c \dot{\gamma}_c \cos \chi_c &= -g(n_{yc} + \cos \gamma_c) \\
 V_c \dot{\chi}_c &= g(n_{zc} + \sin \gamma_c \sin \chi_c)
 \end{aligned}
 \tag{13}$$

gdzie:

- $|n_{xc}| = 2$ - składowa przeciążenia działająca wzdłuż osi $S_c x_c$
- $|n_{yc}| = 5$ - składowa przeciążenia działająca wzdłuż osi $S_c y_c$
- $|n_{zc}| = 5$ - składowa przeciążenia działająca wzdłuż osi $S_c z_c$

Założono, że początkowa prędkość celu wynosi $V_{c0} = 200$ m/s.

Moduł wektora prędkości pocisku $|\vec{V}_p|$ w trakcie lotu zmienia się



zgodnie z charakterystyką aproksymowaną na podstawie funkcji wynikającej z symulacji lotu modelu dynamicznego, jak na rysunku obok. Po opuszczeniu wyrzutni rakietę porusza się ze stałą prędkością $V_{plb} = 30$ m/s. Po czasie $t = 0.3$ s uruchamia się silnik raketowy o startowej

sile ciągu. Prędkość V_{psms} zmienia się rosnąc liniowo przez okres czasu $t = 1.75$ s. Po czasie $t = 2.05$ s uruchamia się silnik raketowy o marszowej sile ciągu. Rakietę porusza się ze stałą prędkością $V_{psmm} = 600$ m/s.

W ramach symulacji numerycznej przeprowadzono analizę sześciu opisanych wcześniej algorytmów sterowania strzelając do manewrującego celu w przestrzeni. Ze względu na zmianę modułu wektora prędkości pocisku $|\vec{V}_p|$ od wartości uzyskanej po opuszczeniu wyrzutni do wartości marszowej algorytmy metody połówkowego i pełnego prostowania toru nie zapewniają realizacji stabilnego lotu.

Ograniczeniem zastosowania metody równoległego zbliżania jest spełnienie układu równań (14).

$$\chi_p = \arccos x \quad Ax^3 - Bx - C = 0$$

$$\gamma_p = \varepsilon - \arcsin \left[\frac{V_c \cos \chi_c}{V_p} \sin(\varepsilon - \gamma_c) \right] \quad (14)$$

gdzie:

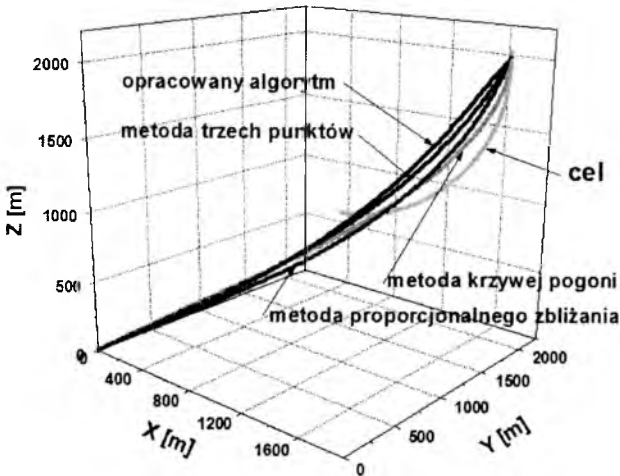
$$A = \frac{V_p^2 \sin \sigma}{V_c \cos \chi_c \sin(\varepsilon - \gamma_c)}$$

$$B = V_c [\cos \chi_c \sin \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_c) - \sin \chi_c \cos \sigma]$$

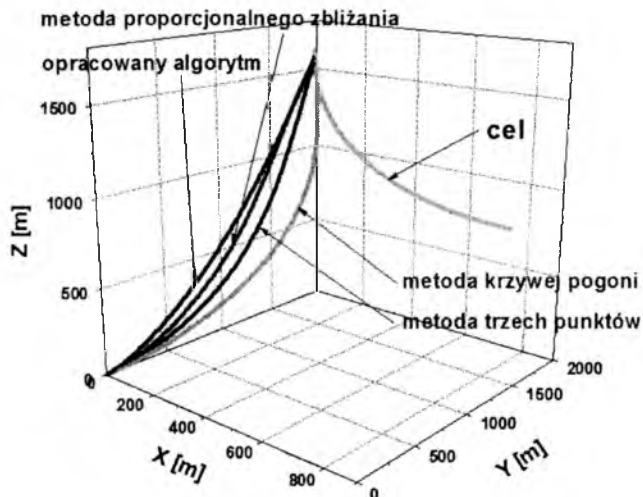
$$C = V_p \cos \sigma$$

W związku z tym algorytm metody równoległego zbliżania nie może być zrealizowany w początkowej fazie lotu rakiety. Biorąc pod uwagę przyjęte założenia wyniki realizacji algorytmów połówkowego i pełnego prostowania toru oraz równoległego zbliżania nie mogą posłużyć jako kryterium porównawcze do oceny własności opracowanego algorytmu.

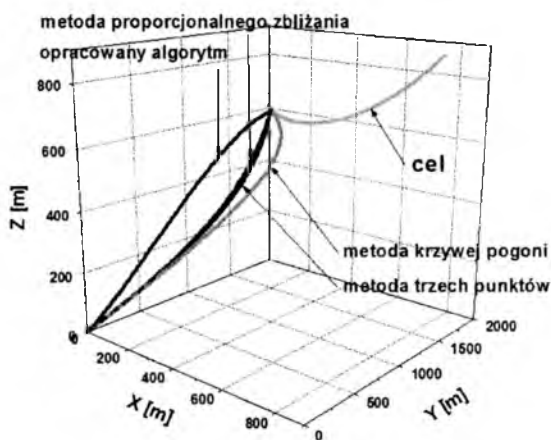
Rysunki 1-3 przedstawiają strzelanie do celu, który wykonuje trzy różne manewry. Rakieta startuje do celu pod kątem jaki uwarunkowany jest zaimplementowanym algorytmem sterowania. Trajektoria ruchu rakiety z opracowanym algorytmem sterowania ma najkorzystniejszy kształt. Tor lotu pocisku zbliżony jest do linii prostej.



Rys.1. Trajektorie ruchu celu i pocisku raketowego dla czterech różnych algorytmów sterowania



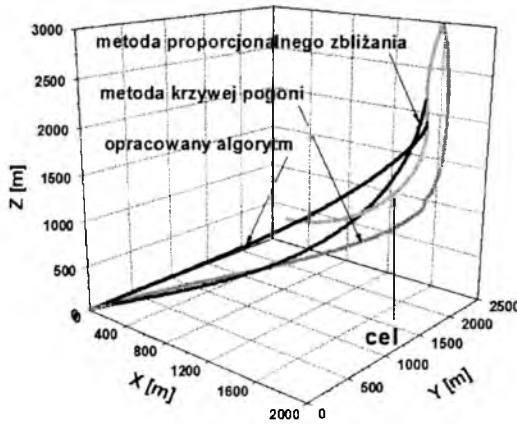
Rys.2. Trajektorie ruchu celu i pocisku raketowego dla czterech różnych algorytmów sterowania



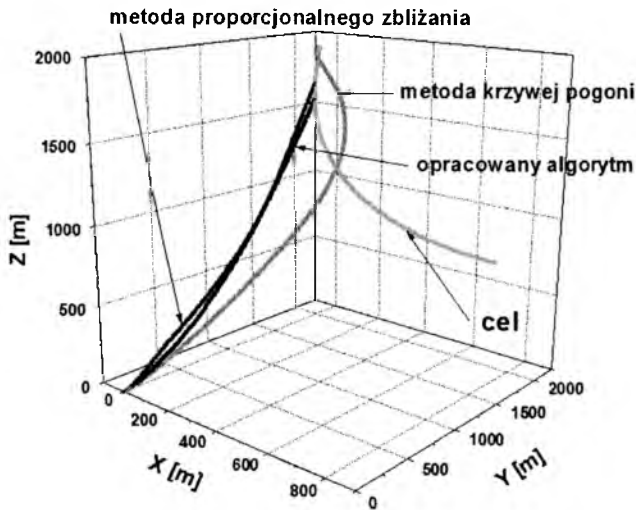
Rys.3. Trajektorie ruchu celu i pocisku raketowego dla czterech różnych algorytmów sterowania

Rysunki 4-6 przedstawiają przypadek kiedy rakiety ustawione są na wyrzutni pionowo. Oznacza to, że niezależnie od kierunku z jakiego nadlatuje cel pociski starują z wyrzutni zawsze pod kątem prostym do poziomemu. W związku z takim założeniem algorytm metody trzech punktów nie może zostać zrealizowany i nie może posłużyć jako kryterium porównawcze do oceny własności opracowanego algorytmu.

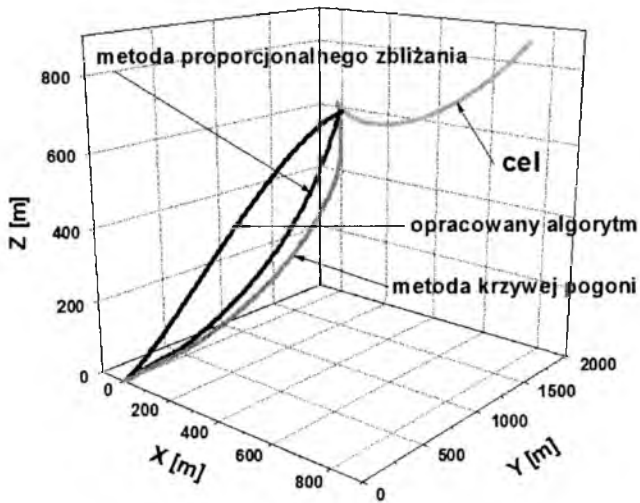
Trajektorie ruchu rakiety z opracowanym algorytmem sterowania ma zdecydowanie najkorzystniejszy kształt. Tor lotu pocisku zbliżony jest do linii prostej.



Rys.4. Trajektorie ruchu celu i pocisku rakietowego dla trzech różnych algorytmów sterowania



Rys.5. Trajektorie ruchu celu i pocisku rakietowego dla trzech różnych algorytmów sterowania



Rys.6. Trajektorie ruchu celu i pocisku raketowego dla trzech różnych algorytmów sterowania

4. Wnioski

Na rysunkach 1-6 przedstawiono przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej. Na podstawie otrzymanych wyników stwierdzono, że opracowany algorytm sterowania nie odbiega od znanych metod, a w wielu przypadkach stwarza korzystniejsze warunki dla osiągnięcia celu przez przeciwniczy pocisk raketowy bliskiego zasięgu.

Bibliografia

1. Derek A., *Systemy sterowania raket, część I, Dynamika systemów sterowania raket*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1979, s. 459
2. Dubiel S., *Więzy uogólnione i ich zastosowanie do badania sterowalności obiektów latających*. Biuletyn WAT, Warszawa, 1973
3. Dziopa Z., *Omówienie wybranych metod naprowadzania i samonaprowadzania raket przeciwniczych*, Perspektywy i Rozwój Systemów Ratownictwa i Obronności w XXI wieku, AMW, Gdynia 2003, s. 69-77

4. Dziopa Z., Osiecki J., *Porównanie wyników działania algorytmów naprowadzania i samonaprowadzania rakiet przeciwlotniczych*, Systemy Przeciwlotnicze i Obrony Powietrznej – CRAAS, Tarnów-Zakopane 2003, s. 17-31
5. Głapski M., *Możliwości i ograniczenia proporcjonalnego samonaprowadzania rakiet powietrze-powietrze*. Wydawnictwo WAT, Warszawa, 1985
6. Koruba Z., Osiecki J., *Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu, część I*, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, 1999, s. 168
7. Maryniak J., *Prawa sterowania i ich wykorzystanie w automatycznym sterowaniu i naprowadzaniu obiektów latających*. IV Krajowa Konferencja: Automatyzacja i Eksploatacja Systemów Sterowania. Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia, 1993, s. 272-289
8. Osiecki J., Wochna A., *O naprowadzaniu rakiety przeciwlotniczej na cel według proponowanego algorytmu*, Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia, WAT, Waplewo 2002, s. 157-158 – artykuł na płycie CD

WYZNACZANIE PRAW STEROWANIA USKRZYDLONĄ BOMBĄ W OPARCIU O ROZWIĄZANIE ZADANIA ODWROTNEGO

KRZYSZTOF SIBILSKI

*Wydziałowy Zakład Inżynierii Lotniczej na Wydziale Mechaniczno-Energetycznym
Politechniki Wrocławskiej oraz Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
e-mail: krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl*

W pracy podano model matematyczny uskrzydłonego zestawu zwiększającego donośność klasycznych bomb lotniczych. Przedstawiono także przykładowe wyniki badań symulacyjnych. Wyznaczono prawa sterowania w oparciu o rozwiązanie zadania odwrotnego.

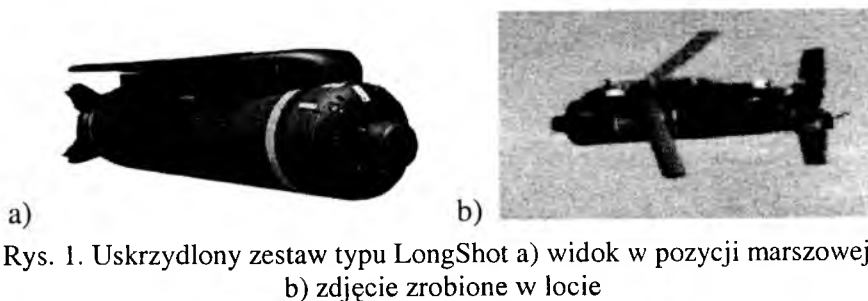
1. Wstęp

Opracowanie systemu umożliwiającego zrzut środków bojowych (w tym tzw. inteligentnych) z samolotów spoza zasięgu obrony przeciwlotniczej przeciwnika, jest jednym z ważniejszych zagadnień i celów działania ośrodków badawczo-rozwojowych pracujących na potrzeby wojska na całym świecie. Jest to wynikiem stosowanej obecnie w siłach powietrznych, w tym również NATO, taktyki zakładającej atak na cele naziemne spoza strefy rażenia obrony przeciwlotniczej.

Powstało kilka rozwiązań takich urządzeń. Między innymi zestaw LongShot - Uskrzydłony Zestaw Nawigacyjny firmy Leigh Aerosystems Corporation z USA (rys. 1). LongShot jest tanim, samonośnym skrzydlatym adapterem, umożliwiającym zwiększenie zasięgu istniejących lotniczych środków bojowych klasy powietrze-ziemia oraz ich autonomiczne kierowanie. Konfiguracja adaptera umożliwia użycie szerokiego wachlarza środków bojowych od 50 do 250 kilogramów. Jest on wyposażony w komputer nawigacyjny, GPS oraz źródło zasilania. Sterowanie odbywa się za pomocą lotek. Adapter nie potrzebuje

elektrycznego połączenia z instalacją elektryczną samolotu, nie jest także wymagana modyfikacja samolotu.

Innym zestawem tego typu jest urządzenie DiamondBack® (rys. 2). Zestaw został zaprojektowany przez europejskie konsorcjum MBDA (w skład MBDA wchodzi koncerny BAE Systems, EADS i Alenia-Marconi). Zasada działania i układ konstrukcyjny zestawu Diamond Back są zbliżone do LongShot. Zestaw ma nieco inny układ aerodynamiczny (np.: podwójne skrzydło, dolnopłat). Zestaw jest wyposażony w autonomiczne układy nawigacyjne IN/GPS i pozwala na zwiększenie zasięgu klasycznych bomb lotniczych do kilkunastu mil morskich. Sterowanie zestawem jest zbliżone do zastosowanego w LongShot. W lipcu 2001 roku konsorcjum MBDA podpisało umowę z koncernem Boeing o współpracy naukowo-technicznej przy wdrażaniu i sprzedaży zestawu.

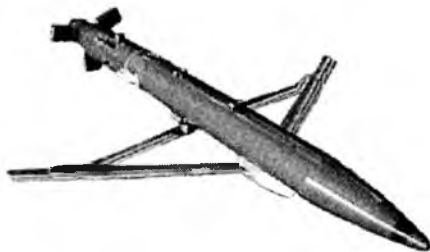


Rys. 1. Uskrzydłony zestaw typu LongShot a) widok w pozycji marszowej, b) zdjęcie zrobione w locie



Rys. 2. Zestaw DiamondBack® opracowany przez europejskie konsorcjum MBDA

Trzecim adapterem zwiększającym zasięg bomb lotniczych jest opracowany w AFRL (Air Force Institute of Technology) zestaw SWAK (Swing Wing Adapter Kit) (rys. 3). Urządzenie pozwala na zwiększenie zasięgu lekkich bomb lotniczych o małych średnicach do ponad 25 mil morskich. Zestaw SWAK umożliwia także sterowanie bombą oraz (podobnie jak adaptory LongShot i DiamondBack), jest wyposażony w zestawy nawigacji satelitarnej i bezwładnościowej (GPS/INS).

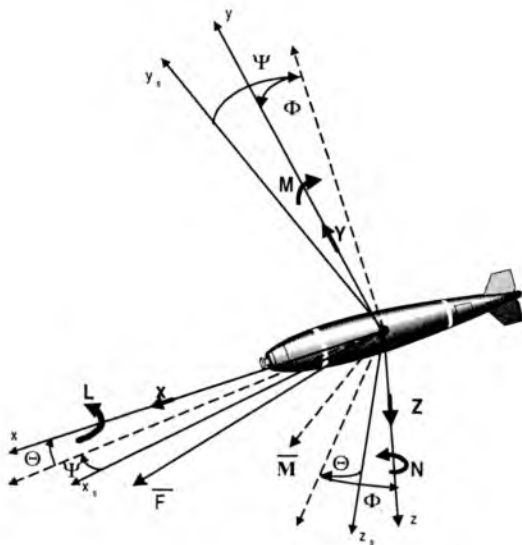


Rys. 3. Sterowany, uskrzydłony zestaw SWAK przeznaczony do sterowania małymi bombami lotniczymi i ich zasięgu

Celem pracy jest opracowanie modelu matematycznego urządzenia wzorowanego na powyżej opisanych zestawach i synteza praw sterowania umożliwiającego lot bomby po założonej trajektorii.

2. Model matematyczny uskrzydłonego zestawu zwiększającego donośność klasycznych lotniczych środków bojowych

Dynamiczne równania podwieszenia lotniczego zostały wyprowadzone w nieinercjalnym układzie współrzędnych $Oxyz$ z uogólnionych równań zmiany pędu i zmiany krętu bryły sztywnej, przy założeniu, że zarówno masa podwieszenia, momenty bezwładności i położenie jego środka masy nie zmieniają się w czasie oraz układ $Oxyz$ jest zaczepiony w środku masy podwieszenia. Układ ten pokazano na rys. 4.



Rys. 4. Układy współrzędnych związane z bombą oraz siły i momenty sił działające na bombę w locie

Równania ruchu bomby mają postać [30]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)), \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0 \quad (1)$$

gdzie \mathbf{x} jest wektorem stanu, \mathbf{u} – wektorem sterowania, zaś wektor \mathbf{f} ma składowe:

$$\mathbf{x} = [V, \alpha, \beta, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, L, H, Y]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{u} = [\delta_s, \delta_H, \delta_v]^T \quad (3)$$

$$f_1 = -\frac{1}{m} P_{x_a} - g [\cos \Theta \sin \Phi \sin \beta - (\sin \Theta \cos \alpha - \cos \Theta \cos \Phi \sin \alpha) \cos \beta]$$

$$f_2 = Q - (P \cos \alpha + R \sin \alpha) \tan \beta + \\ -\frac{1}{mV \cos \beta} [P_{z_a} - mg(\sin \Theta \sin \alpha + \cos \Theta \cos \Phi \cos \alpha) + P_{z_a}] \quad (4)$$

$$f_3 = P \sin \alpha - R \cos \alpha - \frac{1}{mV} \{ [mg(\sin \Theta \cos \alpha - \cos \Theta \cos \Phi \sin \alpha)] \sin \beta + \\ -mg \cos \Theta \cos \Phi \cos \beta - P_{y_a} \}$$

$$[f_4, f_5, f_6]^T = \mathbf{I}^{-1} \mathbf{M}_a - \mathbf{I}^{-1} \begin{Bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{Bmatrix} \mathbf{I}$$

$$[f_7, f_8, f_9]^T = \begin{Bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \Theta & \cos \Phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \sec \Theta & \cos \Phi \sec \Theta \end{Bmatrix} \cdot [P, Q, R]^T \quad (5)$$

$$[f_{10}, f_{11}, f_{12}]^T = \mathbf{A}^T \mathbf{A}_a [V, 0, 0]^T$$

przy czym

$$\mathbf{A}_a = \begin{Bmatrix} -\cos \beta \cos \alpha & \sin \beta \cos \alpha & \sin \alpha \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ -\cos \beta \sin \alpha & -\sin \beta \sin \alpha & -\cos \alpha \end{Bmatrix} \quad (6)$$

oraz

$$\mathbf{A} = \begin{Bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \cos \Theta & -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Psi \sin \Theta - \sin \Psi \cos \Phi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \sin \Psi \sin \Phi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{Bmatrix}$$

\mathbf{I} jest macierzą jednostkową, zaś wektor \mathbf{M}_a jest dany zależnością (8).

2.1. Siły i momenty sił aerodynamicznych

Siły i momenty sił aerodynamicznych są najistotniejszymi, działającymi na bombę oddziaływaniami zewnętrznymi. Przyjęto szacowanie wpływu oddziaływania aerodynamicznego poprzez określenie charakterystyk aerodynamicznych obiektu.

Normalna procedura polega na wyznaczeniu współczynników aerodynamicznych dla całego obiektu poprzez przeprowadzenie badań tunelowych lub wykonanie obliczeń tych współczynników metodami inżynierskimi [1,10,11,12,19,20,24,27,28,32], metodami panelowymi [7,17,21,22,23,34] lub korzystając z zaawansowanych technik cyfrowych – rozwiązując równania Eulera lub Naviera–Stocksa [2,5,7,8,33].

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne zależą od kątów natarcia α i ślizgu β oraz liczby Reynolds'a Re i Macha Ma :

$$\begin{cases} C_{xa} = C_{xa}(\alpha, \beta, Re, Ma); & C_{mxa} = C_{mxa}(\alpha, \beta, Re, Ma); \\ C_{ya} = C_{ya}(\alpha, \beta, Re, Ma); & C_{mya} = C_{mya}(\alpha, \beta, Re, Ma); \\ C_{za} = C_{za}(\alpha, \beta, Re, Ma); & C_{mza} = C_{mza}(\alpha, \beta, Re, Ma). \end{cases}$$

W locie ustalonym siły i momenty sił aerodynamicznych w przypadku, gdy biegun redukcji sił i momentów A nie pokrywa się z początkiem układu odniesienia O (rys. 5) mają postać:

– siły aerodynamiczne:

$$\mathbf{F}_a = \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_{A\Omega} = [X^a, Y^a, Z^a]^T \quad (7)$$

– momenty sił aerodynamicznych:

$$\mathbf{M}_a = \mathbf{r}_A \times \mathbf{F}_A + \mathbf{M}_{aA} + \mathbf{M}_{a\Omega} = [L^a, M^a, N^a]^T \quad (8)$$

Składowe siły i momentów sił aerodynamicznych uzyskane w laboratoryjnym układzie prędkościowym wyrażają się zależnościami:

- opór aerodynamiczny $P_{xa} = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 C_{xa}(\alpha, \beta, Re, Ma)$,
- siła boczna $P_{ya} = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 C_{ya}(\alpha, \beta, Re, Ma)$,
- siła nośna $P_{za} = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 C_{za}(\alpha, \beta, Re, Ma)$,
- moment przechylający $M_{xa} = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 b C_{mxa}(\alpha, \beta, Re, Ma)$,
- moment pochylający $M_{ya} = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 l_c C_{mya}(\alpha, \beta, Re, Ma)$,
- moment odchylający $M_{za} = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 l_c C_{mza}(\alpha, \beta, Re, Ma)$,

gdzie:

S - powierzchnia przekroju poprzecznego kadłuba,

b - rozpiętość skrzydeł,
 l_c - długość całkowita bomby,
 ρ - gęstość powietrza na danej wysokości.

Składowe sił aerodynamicznych zasobnika w układzie odniesienia $Oxyz$ są następujące:

$$X^a = -\frac{1}{2} \rho S V_o^2 (C_{xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + X_Q Q \quad (9)$$

$$Y^a = -\frac{1}{2} \rho S V_o^2 (C_{xa} \sin \beta - C_{ya} \cos \beta) + Y_P P + Y_R R \quad (10)$$

$$Z^a = -\frac{1}{2} \rho S V_o^2 (C_{xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{ya} \sin \beta \sin \alpha + C_{za} \cos \alpha) + Z_Q Q \quad (11)$$

gdzie X_Q , Y_P , Y_R , Z_Q są pochodnymi aerodynamicznymi sił X^a , Y^a , Z^a względem prędkości kątowych P , Q , R .

W zapisie macierzowym równania sił aerodynamicznych można zapisać następująco:

$$\mathbf{F}_a = \frac{1}{2} \rho S V_o^2 \mathbf{A}_a \begin{bmatrix} C_{xa} \\ C_{ya} \\ C_{za} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & X_Q & 0 \\ Y_P & 0 & Y_R \\ 0 & Z_Q & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^a \\ Y^a \\ Z^a \end{bmatrix} \quad (12)$$

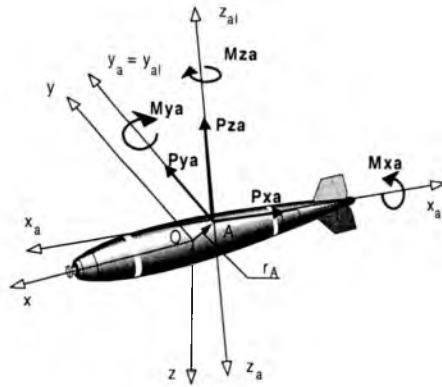
Składowe momentów sił aerodynamicznych bomby w układzie odniesienia $Oxyz$ w postaci ogólnej mają postać:

$$L^a = -\frac{1}{2} \rho S V_o^2 [y_A (C_{xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{ya} \sin \beta \sin \alpha + C_{za} \cos \alpha) + \\ -z_A (C_{xa} \sin \beta - C_{ya} \cos \beta) + b(C_{mxa} \cos \beta \cos \alpha + C_{mya} \sin \beta \cos \alpha + \\ -C_{mza} \sin \alpha) / 2] + L_P P + L_R R, \quad (13)$$

$$M^a = -\frac{1}{2} \rho S V_o^2 [z_A (C_{xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + \\ -x_A (C_{xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{ya} \sin \beta \sin \alpha + C_{za} \cos \alpha) + l_c (C_{mxa} \sin \beta + \\ -C_{mya} \cos \beta)] + M_Q Q, \quad (14)$$

$$N^a = -\frac{1}{2} \rho S V_o^2 [x_A (C_{xa} \sin \beta - C_{ya} \cos \beta) - y_A (C_{xa} \cos \beta \cos \alpha + \\ + C_{ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + b(C_{mxa} \cos \beta \sin \alpha + C_{mya} \sin \beta \sin \alpha + \\ + C_{mza} \cos \alpha) / 2] + N_P P + N_R R \quad (15)$$

gdzie: L_P , L_R , M_Q , N_P , N_R są pochodnymi aerodynamicznymi składowych momentów L^a , M^a , N^a względem prędkości kątowych P , Q , R .



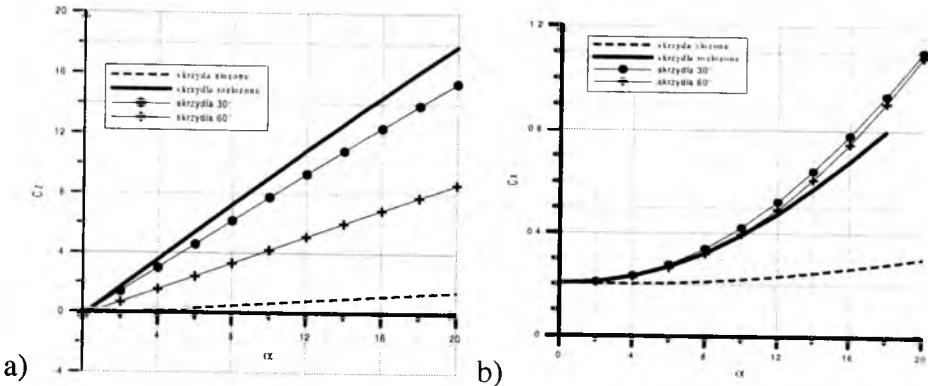
Rys. 5. Siły i momenty sił aerodynamicznych działające na bombę

W zapisie macierzowym równania momentów aerodynamicznych można przedstawić następująco:

$$\mathbf{M}_a = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 \mathbf{A}_\alpha \left(\begin{bmatrix} 0 & -z_A & y_A \\ z_A & 0 & -x_A \\ -y_A & x_A & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_{xu} \\ C_{yu} \\ C_{zu} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{2}b \\ l_c \\ \frac{1}{2}b \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} C_{mxa} \\ C_{mya} \\ C_{mza} \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} L_p & 0 & L_R \\ 0 & M_Q & 0 \\ N_p & 0 & N_R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^a \\ M^a \\ N^a \end{bmatrix} \quad (16)$$

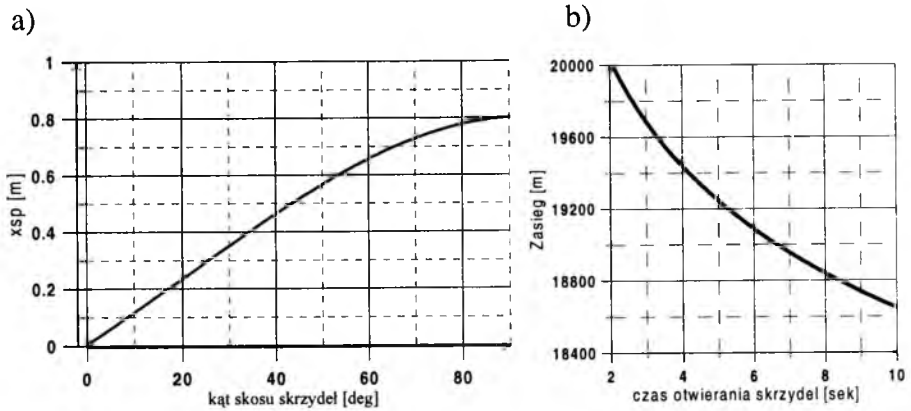
Zakładamy przy tym, że prędkość opływu V_o równa jest co do wartości i kierunku prędkości ruchu bomby.

Przykładowe wyniki obliczeń charakterystyk aerodynamicznych dla przedstawionego na rys. 1 zestawu w układzie typu „LongShot” przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Wybrane charakterystyki aerodynamiczne zestawu typu „LongShot”

Rysunek 7a ukazuje wpływ kąta skosu skrzydeł na położenie środka parcia, zaś na rys. 7b przedstawiono wpływ czasu otwierania skrzydeł na donośność zestawu.

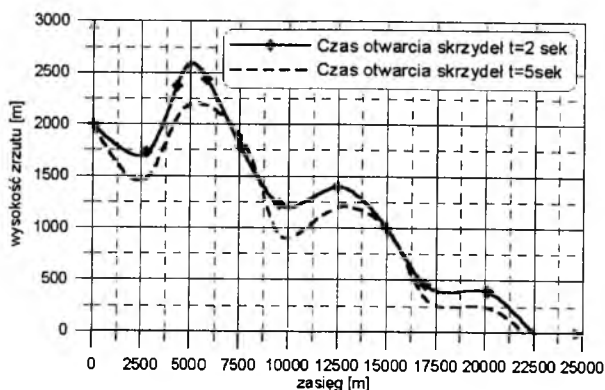


Rys. 7. Zestaw typu „LongShot”: a) zmiana położenia środka parcia w zależności od kąta skosu skrzydeł; b) zależność zasięgu od czasu otwierania skrzydeł (wysokość zrzutu 2000m)

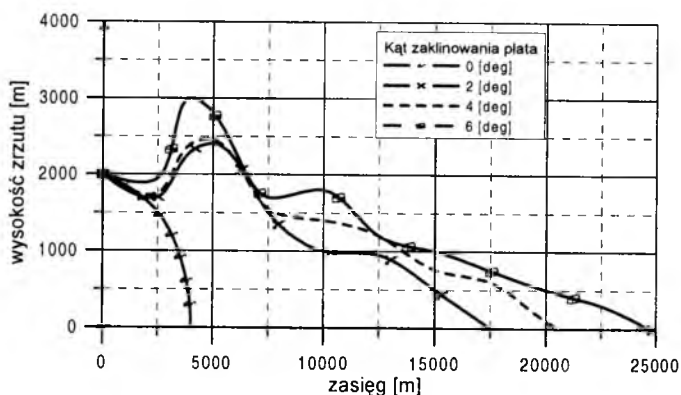
3. Realizacja numeryczna przyjętego modelu obliczeniowego

Na podstawie przyjętego modelu matematycznego ruchu oraz opływu podwieszenia, opracowany został cyfrowy model symulacyjny ruchu podwieszenia lotniczego. Zastosowano obiektowy styl programowania co w znacznym stopniu zwiększa uniwersalność programu. Możliwe jest niezależne wyznaczanie trajektorii wielu podwieszów zrzuconych jednocześnie lub w krótkich odstępach czasu z samolotu-nosiciela. Rozmiar obliczanego układu samolot-podwieszenie zależy jedynie od wielkości dysku i pamięci komputera. Struktura programu obliczeniowego została tak zaprojektowana, aby możliwe było obliczenie trajektorii podwieszenia w całym zakresie lotu podwieszenia (czyli od momentu zrzutu do uderzenia w ziemię [21,22]). Posługując się opracowanymi modelami i pakietami programów komputerowych przeprowadzono symulacyjną analizę torów lotu zasobnika.

Rysunki 8, 9 przedstawiają profile lotu niekierowanego uskrzydłonego zestawu. Analiza wykresów pozwala na stwierdzenie, że wpływ czasu otwierania skrzydeł na zasięg układu jest niewielki, natomiast kąt zaklinowania płata ma znaczący wpływ na jego donośność.



Rys. 8. Wpływ czasu otwierania skrzydeł na donośność zrzutu



Rys. 9. Wpływ kąta zaklinowania skrzydeł na donośność zrzutu

4. Zagadnienie symulacji odwrotnej

W dynamice układów mechanicznych rozróżnia się dwa podstawowe zadania: analizy i syntezy. Analizą lub inaczej symulacją prostą nazywa się proces, w którym badana jest odpowiedź znanego układu na zadane wymuszenie (wymuszeniem może być także sterowanie). Synteza (symulacja odwrotna) polega na wyznaczeniu sił zewnętrznych działających na układ mechaniczny, parametrów tego układu oraz nałożonych nań więzów, przy których ruch z danymi własnościami jest jedynym z możliwych ruchów układu. W praktyce zadania te najczęściej odnoszą się do przypadków szczególnych, polegających na sformułowaniu takich algorytmów wyznaczających siły sterujące, które realizują narzucony ruch układu dynamicznego, lub do zadań identyfikacji parametrów modelu układu dynamicznego.

Analityczny zapis ograniczeń nakładanych na ruch układu dynamicznego dany jest równaniami więzów [5,19]. Realizacja więzów materialnych jest wymuszana siłami reakcji więzów. W zagadnieniach sterowania układami mechanicznymi może być brany pod uwagę inny rodzaj ograniczeń – „więzy programowe” [3,4,5]. Nie opisują one żadnego materialnego skrępowania układu, lecz wyrażają żądane własności ruchu. Realizacja więzów programowych nie może następować w wyniku samoistnych reakcji otoczenia, lecz jest wymuszana za pomocą dodatkowych sił przykładanych do układu, lub poprzez odpowiednią regulację sił na ten układ działających. Ruch układu zgodny z założonym programem może być nazwany ruchem programowym, a sterowanie układem wymagane do jego realizacji – sterowaniem programowym.

W przypadku, gdy program ruchu jest zupełny, tzn. gdy liczba niezależnych więzów programowych jest równa liczbie stopni swobody układu, więzy programowe mogą być traktowane identycznie jak więzy materialne. Wystarczy by siły sterujące zostały zastąpione reakcjami więzów programowych, utożsamianych myślowo z materialnymi. W takim przypadku, jeżeli realizacja ruchu programowego ma być możliwa, siły sterujące muszą „pokrywać” całą „przestrzeń konfiguracji” układu mechanicznego, zaś wymagane przebiegi parametrów sterowania mogą być wyznaczane na bazie klasycznego zagadnienia odwrotnego dynamiki. Rozwiązanie zagadnienia ścisłej realizacji ruchu programowego można przeprowadzić przynajmniej na dwa sposoby. Pierwszy sposób polega na żądaniu, aby ruch rzeczywisty układu pod wpływem działających sił zewnętrznych realizował ściśle program zupełny. Drugi sposób rozwiązania zagadnienia ścisłej realizacji ruchu programowego polega na tym, że budowana jest $2n$ parametrowa (n – liczba stopni swobody układu) rodzina funkcji zawierająca program zupełny dla pewnych wybranych wartości parametrów, które w szczególnym przypadku mogą reprezentować wartości początkowe. Szerszy opis prezentowanych tu problemów można znaleźć w pracy [5]. Z technicznego punktu widzenia bardzo ważnym zagadnieniem jest zbadanie, czy pod wpływem małych zaburzeń wartości początkowych lub zaburzeń sił danych i sterujących ścisła realizacja ruchu programowego jest stateczna. Należy podkreślić, że zagadnienie asymptotycznej lub technicznej realizacji ruchu programowego nie jest jednoznaczne w tym sensie, że można wykazać nie jedną siłę sterującą, ale całą ich klasę, zapewniającą żadaną realizację programu.

Sytuacja jest zasadniczo różna, gdy program ruchu jest niepełny, tzn. gdy liczba więzów programowych jest mniejsza od liczby stopni swobody układu (ruch układu jest częściowo zdeterminowany). W takim przypadku nie zawsze będzie możliwe takie dobranie wartości parametrów sterowania, by wiązka zrutowanych na kierunki wektorów więzów reakcji sterowania odpowiadała ściśle reakcjom więzów programowych (realizacja „ortogonalna” sterowania). Oznacza to, że część więzów (lub wszystkie więzy) będzie musiała być realizowana za pomocą „stycznych” reakcji sterowania [5], które tak dopasują ruch układu, aby bilans sił czynnych i sił bezwładności na kierunkach ortogonalnych czynił zadość warunkom więzów, bez bezpośredniego udziału dodatkowych sił sterujących.

Zagadnienia symulacji odwrotnej w zastosowaniu do mechaniki lotu statków powietrznych były przedmiotem wielu prac (np. [3,4,15,16,25]). Zwykle, w zadaniach odwrotnej symulacji lotu, przy konstrukcji programu sterowania, ruch statku powietrznego powinien spełniać warunki:

- postulowanego przestrzennego toru lotu (warunki więzów programowych);
- żądanych zmian orientacji katowej płatowca;
- żądanego ruchu wzdłuż toru (ograniczenia prędkości).

Zazwyczaj podczas rozwiązywania zadań symulacji odwrotnej przyjmuje się, że:

- samolot jest nieodkształcalny;
- samolot jest sterowany za pomocą wychyleń powierzchni sterowych (lotek, sterów kierunku i wysokości) oraz zmian wektora ciągu.

Realizacja ograniczeń nakładanych na położenia katowe płatowca i na ruch wzdłuż toru lotu powoduje, że reakcje sterowania są jawnie reprezentowane na kierunkach skrępowania więzów i mogą bezpośrednio wpływać na zerowanie się przyspieszeń pochodzących od sił czynnych i sił bezwładności działających na tych kierunkach. Realizacja więzów na torze lotu ma inny charakter. Ruch po torze jest sterowany za pomocą skoordynowanych wychyleń sterów, a towarzyszące im reakcje nie są jawnie reprezentowane na kierunkach ortogonalnych do trajektorii. W sześciowymiarowej przestrzeni stanu samolotu reakcje sterowania są styczne do więzów toru lotu. Realizacja tych więzów powoduje konieczność bilansowania sił czynnych i sił bezwładności na tych kierunkach, bez bezpośredniego udziału sił sterujących. Wymóg ten jest w gruncie rzeczy dodatkowym ograniczeniem nakładanym na konfigurację

płatowca względem toru lotu. Od konfiguracji tej zależą wartości i kierunki sił aerodynamicznych decydujące o bilansowaniu się sił uogólnionych na kierunkach skrępowania, a tym samym mówiące o realizacji wiązków toru lotu.

5. Metoda rozwiązywania zagadnienia odwrotnego w zastosowaniu do syntezy praw sterowania uskrzydloną bombą

Poniżej przedstawiona zostanie pewna metoda rozwiązania zagadnienia odwrotnego w zastosowaniu do syntezy praw sterowania uskrzydloną bombą. Założenia tej metody podane zostały przez Rona Hessa w pracy [14] i rozszerzone przez Thomsona i Rutheforda [26], oraz Kowaleczkę [18]. Metoda ta została także zastosowana do analizy wypadku lotniczego [29, 31].

W metodzie tej zakłada się, że ruch samolotu jest zdefiniowany w postaci zbioru współrzędnych przestrzennych, prędkości i przyspieszeń (reprezentowanych np. przez współczynnik przeciążenia n_z). Zadaniem zagadnienia odwrotnego jest obliczenie wektora sterowania \mathbf{u} dla zadanego wektora zmiennych wyjściowych $\mathbf{y}=\mathbf{h}(\mathbf{x})$. Wektor zmiennych wyjściowych został zdefiniowany w sposób następujący:

$$\mathbf{y} = [L(t), Y(t), H(t)]^T \quad (17)$$

gdzie: L, Y, H współrzędne toru lotu.

Współrzędne wektora \mathbf{y} zostały estymowane częściowo na podstawie założonego toru lotu. Wartości zmian w funkcji czasu składowych pożądanego wektora zmiennych wyjściowych $\mathbf{y}_p = [L(t), Y(t), H(t)]^T$ były znane w sposób dyskretny, w danych chwilach czasu t_c , dlatego też w algorytmie obliczeniowym zostały one aproksymowane za pomocą funkcji sklepanych. Wektor sterowania \mathbf{u} został zdefiniowany w następujący sposób:

$$\mathbf{u} = [\delta_H, \delta_V, \delta_L]^T \quad (18)$$

W danej chwili czasu $t=t_c$, wartości składowych wektora stanu $\mathbf{x}(t_c)$ są znane dzięki scałkowaniu wektora pochodnych stanu $\dot{\mathbf{x}}(t_c)$ (przy założeniu, że znane są rozwiązania dla poprzedniej chwili czasu $t=t_{c-1}$). Wpływ wektora sterowania $\mathbf{u}(t_c)$ na pochodną wektora stanu $\dot{\mathbf{x}}(t_c)$, a co za tym idzie na $\mathbf{x}(t_{c+1})$ i $\mathbf{y}(t_{c+1})$ może być wyznaczony np. metodą zaburzeń. Rozwiązanie zadania będzie polegało na znalezieniu rozwiązań równań ruchu, dla takiego wektora sterowania $\mathbf{u}(t_c)$, który spowoduje

uzyskanie wartości składowych wektora $\mathbf{y}(t_{c+1})$ równych wartościom pożądanym $\mathbf{y}_p(t_{c+1})$. W dowolnej chwili czasu, zakładając że k -ty punkt rozwiązania jest estymowany w c -tej chwili czasu, wektor $\dot{\mathbf{x}}(t_c)_k$ jest szacowany na podstawie wektora $\mathbf{x}(t_c)$. To z kolei pozwala na estymację $\mathbf{u}(t_c)_k$, gdyż:

$$\dot{\mathbf{x}}(t_c)_k = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t_c)_k, \mathbf{u}(t_c)_k) \quad (19)$$

Pierwszy etap rozwiązania polega na całkowaniu numerycznym (przy użyciu np. metody Runge-Kutty) równań ruchu bomby, w celu otrzymania spodziewanych wartości $\mathbf{x}(t_{c+1})_k$ i $\mathbf{y}(t_{c+1})_k$ w następnej chwili czasu:

$$\mathbf{x}(t_{c+1})_k = \int_{t_c}^{t_{c+1}} \dot{\mathbf{x}}(t_c)_k dt + \mathbf{x}(t_c)_k \quad (20)$$

$$\mathbf{y}(t_{c+1})_k = [L(t_{c+1})_k, Y(t_{c+1})_k, H(t_{c+1})_k]^T \quad (21)$$

W następnym etapie rozwiązania wprowadza się funkcję błędu zdefiniowaną jako różnica pomiędzy ostatnio otrzymanym przybliżeniem wektora rozwiązań $\mathbf{y}(t_{c+1})_k$ i założoną wartością $\mathbf{y}_p(t_{c+1})$:

$$\mathbf{y}_e(t_{c+1})_k = \mathbf{y}(t_{c+1})_k - \mathbf{y}_p(t_{c+1}) \quad (22)$$

Poszukiwane prawo sterowania otrzymuje się poszukując warunków, przy których spełnione jest równanie: $\mathbf{y}_e(t_{c+1})_k = 0$. Rozwiązanie to może być znalezione numerycznie, np. przy zastosowaniu metody Newtona-Raphsona

$$\mathbf{u}(t_c)_{k+1} = \mathbf{u}(t_c)_k - \mathbf{J}^{-1} \mathbf{y}_e(t_{c+1})_k \quad (23)$$

przy czym Jacobian \mathbf{J} opisuje wrażliwość wektora zmiennych wyjściowych \mathbf{y} na zmiany wektora sterowania \mathbf{u} . Jacobian ten zostanie zdefiniowany poniżej (zależności (26), (27)). W wyrażeniu (23) należy odwrócić Jacobian \mathbf{J} , co czasami może prowadzić do trudności numerycznych. Aby uniknąć odwracania Jakobianu można zastosować zmodyfikowaną postać iteracji (23) - [26]:

$$\mathbf{u}(t_c)_{k+1} = \mathbf{u}(t_c)_k - \mathbf{u}_e(t_c)_k \quad (24)$$

W odróżnieniu od wyrażenia (23), w równaniu (24) Jacobian \mathbf{J} explicite nie jest odwracany. Zamiast tego wektor błędu jest wyznaczany poprzez rozwiązanie następującego układu równań liniowych:

$$\mathbf{J} \cdot \mathbf{u}_e(t_c)_k = \mathbf{y}_e(t_{c+1})_k \quad (25)$$

Układ równań (25) może być rozwiązany np. metodą faktoryzacji. Powyższa metoda, dzięki uniknięciu procesu odwracania macierzy jest dokładniejsza i bardziej stabilna w szerszym zakresie Jakobianów.

Jakobian \mathbf{J} opisuje wrażliwość zmian wybranych składowych wektora stanu na zmiany wektora sterowania. Zakładając, że wektor sterowania ma n składowych, zaś żąda się by c -te przybliżenie w k -tej chwili czasu spełniało założony przebieg n parametrów stanu, Jakobian jest macierzą o wymiarach $n \times n$, przy czym składowa Jakobianu $j_{ij}(t_c)_k$ jest znajdowana poprzez różniczkowanie każdego elementu składowych wektora błędu $y_{ei}(t_{c+1})_k$ względem składowych wektora sterowania $u_j(t_c)_k$:

$$j_{ij}(t_c)_k = \frac{\partial y_{ei}(t_{c+1})_k}{\partial u_j(t_c)_k} \quad (26)$$

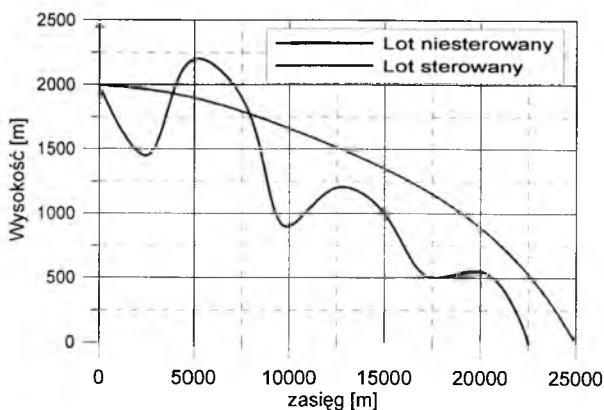
W rozpatrywanym przypadku Jakobian będzie zdefiniowany w postaci:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \frac{\partial L_e}{\partial \delta_H} & \frac{\partial L_e}{\partial \delta_V} & \frac{\partial L_e}{\partial \delta_L} \\ \frac{\partial Y_e}{\partial \delta_H} & \frac{\partial Y_e}{\partial \delta_V} & \frac{\partial Y_e}{\partial \delta_L} \\ \frac{\partial H_e}{\partial \delta_H} & \frac{\partial H_e}{\partial \delta_V} & \frac{\partial H_e}{\partial \delta_L} \end{bmatrix} \quad (27)$$

Wyrażenia $L(t)$, $Y(t)$ czy też $H(t)$, znane są w postaci dyskretnej jako zbiory punktów opisujących założoną trajektorię bomby. Wielkości te są następnie aproksymowane (np. za pomocą funkcji sklepanych). Dlatego też elementy Jakobianu muszą być znajdowane numerycznie, za pomocą wyrażenia:

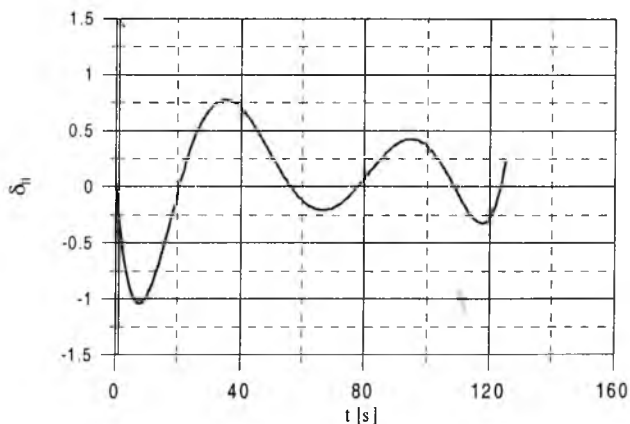
$$\frac{\partial y_{ei}(t_{c+1})_k}{\partial u_j(t_c)_k} = \frac{y_{ei} \left[t_{c+1}, \left(u_j(t_c) + \delta u_j(t_c) \right) \right]_k - y_{ei} \left[t_{c+1}, \left(u_j(t_c) - \delta u_j(t_c) \right) \right]_k}{2\delta u_j(t_c)_k} \quad (28)$$

Wszystkie wyjściowe elementy muszą być liczone za pomocą dodatnich i ujemnych zaburzeń od ich wyjściowych przybliżeń. Dlatego też wyrażenia (19), (21) muszą być stosowane $2n$ razy. Proces jest powtarzany ze stałym krokiem w przedziale czasu, w którym odtwarzana jest trajektoria lotu bomby.



Rys. 10. Zasięg bomby w locie niesterowanym i sterowanym

Przykładowe wyniki obliczeń przedstawiono na rysunkach 10 i 11. Można stwierdzić, że zastosowanie sterowania „wygładza” tor lotu – poprzez wytlumienie ruchów fugoidalnych bomby. Ponadto donośność bomby zwiększyła się o ok. 10%.



Rys. 11. Przebieg zmian kąta wychyleń steru wysokości

Przebieg zmian kąta wychYLENIA statecznika poziomego bomby przedstawiono na rysunku 11.

6 Wnioski

Analiza uzyskanych wyników badań wykazała, że:

- zasobnik stabilizuje się po około 5-ciu sekundach swobodnego lotu po zrzucie z nosiciela i następnie w całym zakresie lotu jest stateczny,

- przyrost siły nośnej po wysunięciu skrzydeł powoduje wznoszenie zasobnika z równoczesnym zmniejszeniem prędkości lotu. Po przekroczeniu pewnej prędkości minimalnej zasobnik zaczyna nurkować i nabierać prędkości. Ruch ten jest wolnozmienny i zależny od kąta zaklinowania usterzenia i położenia środka masy,
- okres i amplituda fugoidy wysokości nie zależą od doboru czasu otwierania skrzydeł i wynoszą odpowiednio $T_f = 60$ sek. i 1500 m.,
- fugoidę można wytłumić poprzez zmniejszenie kąta natarcia zasobnika (np. przez zmianę zaklinowania usterzenia lub poprzez przesunięcie środka masy do przodu), lecz ma to niekorzystny wpływ na zasięg,
- zasięg zasobnika jest tym większy, im czas otwierania skrzydeł jest krótszy,
- zastosowanie aktywnego sterowania zestawu pozwala na zwiększenie jego zasięgu.

Bibliografia

1. Arnold R.J., Epstein C.S., *Store separation flight testing*, AGARDograph, **5**, 300, 1986
2. Barbero S., Ferretti A., *Application of Euler code to evaluation of store release in a heavily disturbed aircraft flow-field*, ICAS Paper no. 94-2.6.4, 1996
3. Blajer W., Graftszajn J., Krawczyk M., *Metody modelowania i symulacji numerycznej programowego ruchu samolotu*, Mechanika w Lotnictwie „ML-IX”, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa 2000
4. Blajer W., Graftszajn J., Krawczyk M., *Synteza sterowania samolotem bezpilotowym w ruchu po założonej trajektorii przestrzennej*, Mechanika w Lotnictwie „ML-X”, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa 2002
5. Blajer W., *Metody dynamiki układów wielocłonowych*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Radomskiej, Radom 1998
6. Cenko A. et al., *Evaluation of the capabilities of CFD to predict store trajectories from attack aircraft*, AIAA CP 2002-0279, AIAA Meeting Papers on Disc, **7**, 1, 2002
7. Cenko A., Lutton M., *A CFD application to store separation-status report*, ICAS Paper No 5.6.1, 2000
8. Cenko A., Tessitore F., *Evaluation of methods for predicting complex aircraft flowfields*, Journal of Aircraft, **25**, 5, 1988

9. Cenko A., Tinoco E.N, Dyer R.D., DeJongh J., *PANAIR applications to weapons carriage and separation*, Journal of Aircraft, **18**, 2, 1981
10. Covert E.E., *Conditions for safe separation of external stores*, Journal of Aircraft, **18**, 8, 1981
11. Dillenius M.F.E., Goodwin F.K., Nielsen J.N., *Analytical prediction of store separation characteristics from subsonic aircraft*, Journal of Aircraft, **12**, 10, 1975
12. ESDU (Engineering Science Data Unit), Aerodynamic Sub-Series, Royal Aeronautical Society, 251-259 Regent Street London W1R 7AD, England
13. Galiullin A.S., *Metody riešenija obarotnyh zadač dinamiki*, Izd. Nauka, Moskwa, 1986
14. Gao C., Hess R.A., *Inverse simulation of large amplitude aircraft manoeuvres*, Journal of Guidance Control and Dynamics, **16**, 4, 1993
15. Goman M.G., Kolesnikov E.N., *Robust non-linear dynamic inversion method for an aircraft motion control*, A Collection of Technical Papers AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Boston, Massachusetts, August 10-12' 1998
16. Huopis G.H., Grimble M., Tempo R., Safonov M.G., *Robust intergraded control systems design methods for 21st century military applications*, RTO Lecture Series 236 Pre-Prints, RTO MATO AC/323(SCI-142) TP/70, 2003
17. Katz J., Plotkin A., *Low-Speed Aerodynamics. From Wing Theory to Panel Methods*, 2nd Edition, Cambridge University Press, 2002
18. Kowaleczko G., *Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Oficyna Wydawnicza WAT, Warszawa 2003
19. Krzysiak A., *Analiza kryteriów bezkolizyjnego zrzutu swobodnego podwieszenia z samolotu bojowego*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa 1996
20. Krzysiak A., *Wizualizacyjne badania modelowe zrzutu podwieszeń*, Sprawozdanie wewnętrzne Instytutu Lotnictwa nr 145/BA/87/A, 1987
21. Lasek M., *Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzuconych z samolotu zasobników*, Praca Doktorska, WAT, 2002
22. Lasek M., Sibilski K., *Aircraft-bomb with wing adapter kit separation analysis - summary of the risk-reduction phase program*, AIAA Meeting Papers on Disc, **8**, 1, AIAA-2003-0207CP, 2003
23. Lasek M., Sibilski K., *Modeling of external store separation*, AIAA Meeting Papers on Disc, **7**, 1, AIAA-2002-0526, CP, 2002
24. Lee S., Park M., Kum Won Cho, *New fully automated procedure for the prediction of store trajectory*, Journal of Aircraft, **37**, 6, 2000

25. Osiecki J.W., *Niektóre zagadnienia odwrotne w dynamice i sterowaniu układów mechanicznych*, 4th Conference on Dynamical Systems – Theory and Applications, Łódź, 8-9 Grudzień 1997
26. Rutherford S., Thomson D.G., *Helicopter inverse simulation incorporating an individual blade rotor model*, Journal of Aircraft, **34**, 5, 1997
27. Sadeh Y., Gatton V.A., Geva G., *F-16/spice separation analysis – summary of the risk-reduction phase program*, AIAA Meeting Papers on Disc, **6**, 1, AIAA CP-2001-0260, Reno, 2001
28. Shankar V., Malmuth N., *Computational and simplified analytical treatment of transonic wing/fuselage/pylon/store interaction*, Journal of Aircraft, **18**, 8, 1981
29. Sibilski K., *Aircraft accident fly path reconstruction and simulation using non-linear inverse dynamics*, Archiwum Budowy Maszyn, **XLIV**, 4, 1997
30. Sibilski K., *Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających*, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa, 2004
31. Sibilski K., *Some thoughts on mathematical models for aircraft accidents simulation*, Aviation Safety Conference, Soekha (eds.), VSP Publishing Company, Utrecht, Holandia, 1997
32. The USAF stability and control DATCOM, McDonnell Douglas Astronautics Company, USA 1999
33. Tomaro R.F., Witzeman F.C., Strang W.Z., *Simulation of store separation for the F/A-18C using Cobalt₆₀*, Journal of Aircraft, **37**, 3, 2000
34. Yurkovich R.N., Liu D.D., Chen P.C., *The state-of-the-art. of unsteady aerodynamics for high performance aircraft*, AIAA 2001-0428, AIAA Meeting Papers on Disc, **6**, 1, 2001

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego finansowanego ze środków Ministerstwa Nauki i Informatyzacji, grant nr 0 T00B 026 21

BADANIA BOMBY LOTNICZEJ O WAGOMIARZE 250 KG

MACIEJ ŁASEK

*Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
e-mail: mlas@poczta.onet.pl*

ANDRZEJ ŻYLUK

*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: azylu@itwlz14.polbox.pl*

Niniejsze opracowanie opisuje sposób wyznaczania charakterystyk dynamicznych oraz symulację ruchu po zrzucie z samolotu bomby o wagomiarze 250 kg. Przedstawiono teoretyczne podstawy przyjętego modelu matematycznego oraz metody wyznaczania charakterystyk aerodynamicznych. Opisano realizację numeryczną modelu matematycznego i przedstawiono wyniki badań symulacyjnych.

1. Wstęp

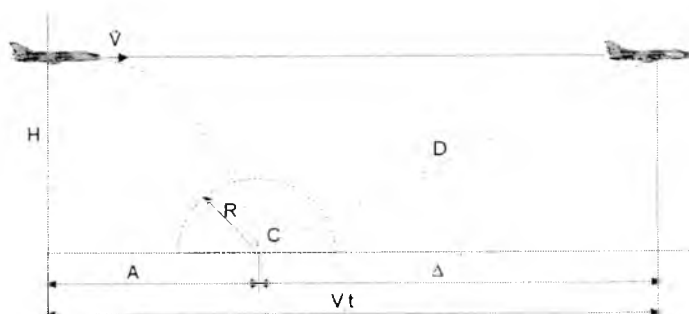
Problematyką badań dynamiki lotu środków bojowych zajmują się różne instytucje i ośrodki naukowo-badawcze w kraju i na świecie. Jednak wyniki tych badań, ze względu na ich wojskowy charakter, publikowane są fragmentarycznie. W kraju zagadnieniami tymi zajmuje się kilka ośrodków naukowo-badawczych jak: Politechnika Warszawska, Wojskowa Akademia Techniczna, Wojskowy Instytut Techniki Uzbrojenia, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych i Instytut Lotnictwa.

Należy podkreślić, że podjęcie tej problematyki wynika z prac dotyczących eksploatacji systemów uzbrojenia, począwszy od projektowania nowych rozwiązań, a skończywszy na przedłużaniu resursu technicznego po okresie gwarancyjnym.

Dynamika lotniczych środków bojowych (Iśb) mieszczących się w zbiorze obiektów latających obejmuje:

- badania teoretyczne:
 - modelowanie fizyczne i matematyczne;
 - identyfikację własności dynamicznych;
 - badanie toru lotu, konfiguracji obiektu na torze, sterowność, drgania elementów i obiektów, ustalenie warunków równowagi;
 - badania symulacyjne;
- badania doświadczalne:
 - budowę modeli materialnych;
 - bezpośrednie badania naziemne i w locie;
- weryfikację modeli.

Wielkości fizyczne opisujące bombardowanie (donośność bomby zrzucanej z wysokości H i przy prędkości V_0 , zwłokę bomby $\Delta = V_0 t - A$, promień rażenia bomby R oraz odległość D rzutu na bezpieczeństwo samolotu podczas bombardowania) przedstawione są na rys.1. Niektóre z tych wielkości, określone mianem charakterystyk balistycznych, zostały stabelaryzowane i są wykorzystywane w szkoleniu lotniczym.



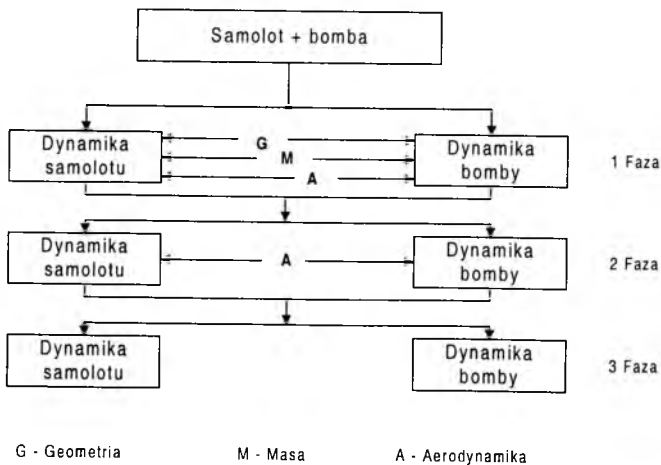
Rys.1. Schemat zrzutu bomby z samolotu

Przeważająca większość wojskowych statków powietrznych wyposażona jest w zewnętrzne węzły podwieszeniowe. Podwieszenie kilku rakiet lub bomb w znacznym stopniu zmienia charakterystyki dynamiczne nosiciela i wpływa na jego charakterystyki lotne. Przy coraz większej różnorodności środków przenoszonych przez współczesne samoloty bojowe, określenie trajektorii zewnętrznego podwieszenia po zrzucie z samolotu bojowego stanowi ważne zagadnienie projektowania aerodynamicznego układu podwieszenie-samolot. Doświadczenia z eksploatacji samolotów bojowych, a także wyniki badań eksperymentalnych i obliczeń numerycznych wskazują na duży wpływ

interferencji aerodynamicznej występującej w układzie nosiciel-podwieszenie, zarówno na bezpieczeństwo zrzutu jak i na celność bombardowania. Wpływ ten jest istotny zwłaszcza dla zasobników o małej masie w stosunku do objętości (np. puste dodatkowe zbiorniki paliwa) lub zasobników o dużej nośności (np. uskrzydłone bomby, nosiciele subamunicji). Z drugiej strony, podwieszenia lotnicze przenoszone są przez samoloty o coraz większej manewrowości, a więc zakres możliwych do wystąpienia stanów lotu staje się coraz szerszy.

Schemat dynamiki układu „samolot–bomba” uwzględniający istniejące sprzężenia przedstawiono na rys.2. Opisując zjawisko zrzutu środka bojowego z nosiciela, można wyróżnić kolejne fazy:

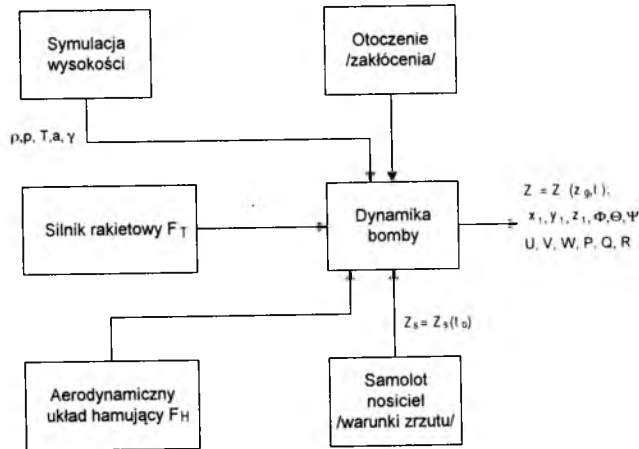
- pierwsza – to lot samolotu z podwieszonymi środkami bojowymi (bombami); pomiędzy bryłami samolotu i bomby występują sprzężenia geometryczne, masowe i aerodynamiczne;
- druga – to zrzut bomby z belki podwieszeniowej samolotu; następuje skokowe zerwanie sprzężeń geometrycznych i masowych; sprzężenia aerodynamiczne zmieniają się w funkcji wzajemnej odległości między obiektami przy czym obszar wpływu ograniczony jest rozpiętością skrzydeł;
- trzecia – to niezależny ruch obu obiektów; model samolotu z podwieszeniami rozpręga się na dwa niezależne modele, samolotu i bomby.



Rys.2. Schemat dynamiki zrzutu bomby

Z analizy dynamiki zrzutu wynika definicja warunków bombardowania, będących warunkami początkowymi całkowania układu równań ruchu. Można je przedstawić jako zbiór parametrów lotu samolotu w momencie zrzutu bomby z zamka.

Kolejnym etapem analizy są badania charakterystyk dynamicznych bomby lotniczej. Schemat blokowy bomby jako układu dynamicznego przedstawiono na rys.3.



Rys.3. Schemat blokowy dynamiki bomby

Bombę zdefiniowano jako bryłę o 6 stopniach swobody, na którą działają siły: masowe, aerodynamiczne oraz od silnika rakietowego i aerodynamicznego układu hamującego. Bomba porusza się w atmosferze ziemskiej z prędkościami poddźwiękowymi. Możliwa jest analiza ruchu bomby przy oddziaływaniu zakłóceń np., podmuchu wiatru.

W wyniku rozwiązania równań ruchu i związków kinematycznych oraz uwzględnieniu warunków początkowych można otrzymać: położenie katowe Θ , Φ , Ψ oraz liniowe x_1 , y_1 , z_1 ; prędkości liniowe U , V , W oraz katowe P , Q , R ; kąty aerodynamiczne natarcia α i ślizgu β oraz prędkość lotu V_0 i odpowiadającą jej liczbę Macha Ma .

2. Model matematyczny bomby lotniczej

Warunkiem podstawowym poprawnego prowadzenia badań jest zbudowanie właściwego modelu fizycznego i dobór odpowiednich metod modelowania matematycznego. Bombę lotniczą opisano jako bryłę

sztynną o skończonych wymiarach i stałej masie. Definiując jej położenie w przestrzeni uwzględniono sześć stopni swobody. Przyjęto, że na bombę w ruchu swobodnym działają siły i momenty sił grawitacyjnych i aerodynamicznych.

Swobodny ruch bomby opisano układem równań różniczkowych zwyczajnych. Wyprowadzono je w nieinercjalnym układzie odniesienia związanym z bombą stosując podstawowe zasady dynamiki bryły sztywnej, tj. twierdzenie o pochodnej pędu i krętu względem czasu.

Równania ruchu bomby zostały wyprowadzone przy wykorzystaniu formalizmu Boltzmanna-Hamela dla układów mechanicznych o więzach homologicznych.

Mają one postać:

$$\mathbf{M}\dot{\mathbf{V}} + \mathbf{K}\mathbf{M}\mathbf{V} = \mathbf{Q} \quad (1)$$

gdzie:

macierz bezwładności \mathbf{M} ;

macierz sił zewnętrznych $\mathbf{Q} = [X, Y, Z, L, M, N]^T$;

wektor prędkości $\mathbf{V} = [U, V, W, P, Q, R]^T$;

wektor przyspieszeń $\dot{\mathbf{V}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T$;

macierz parametrów kinematycznych – \mathbf{K} ;

związki kinematyczne $\dot{\mathbf{r}} = [\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}]^T$
 $= \mathbf{F}[U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi]$

Powyższy układ równań łącznie z zależnościami opisującymi siły i momenty sił zewnętrznych, związki kinematyczne, kąt natarcia i ślizgu, zmianę gęstości z wysokości oraz prędkość opływu stanowi ogólny model matematyczny bomby w ruchu przestrzennym.

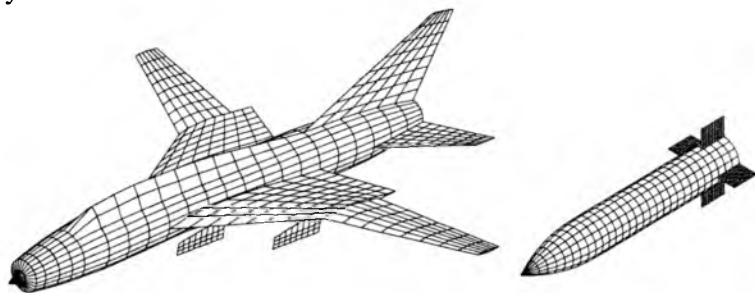
3. Badanie dynamiki bomby lotniczej

Badanie dynamiki bomby lotniczej przeprowadzono trój etapowo. Jako pierwszy na podstawie przyjętego modelu matematycznego ruchu oraz opływu bomby, opracowany został cyfrowy model symulacyjny ruchu bomby lotniczej w niejednorodnym polu prędkości. Struktura programu obliczeniowego została tak zaprojektowana, aby możliwe było obliczenie trajektorii podwieszenia (bomby) w całym zakresie lotu bomby (czyli od momentu zrzuć do uderzenia w ziemię). Z uwagi na wysoki koszt

obliczeniowy, wyodrębniono trzy obszary położenia podwieszenia względem nosiciela, dla których obliczane są siły i momenty aerodynamiczne działające na układ -nosiciel:

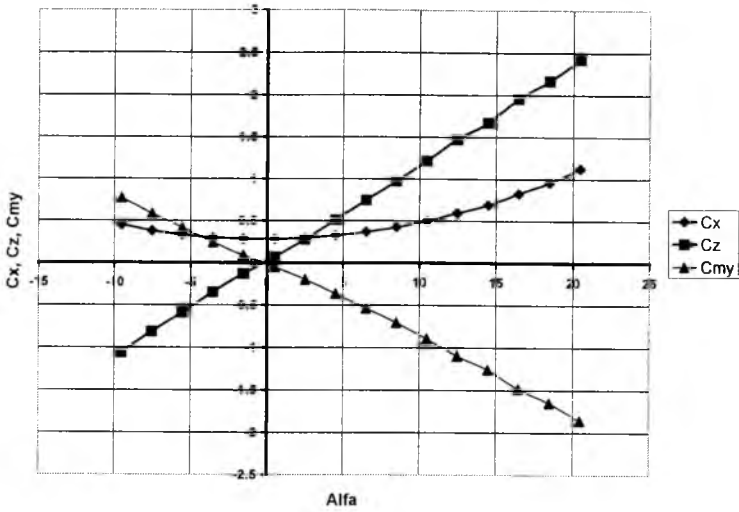
- obszar inderferencji gdzie zakłada się zarówno wpływ samolotu na podwieszenie i podwieszenia na samolot. Siły i momenty aerodynamiczne działające na podwieszenie wyznaczone są z rozwiązania równania opływu dla całego układu podwieszenie-nosiciel.
- obszar wpływu gdzie podwieszenie znajduje się w niejednorodnym polu prędkości generowanym przez nosiciel. W obszarze wpływu pomija się oddziaływanie podwieszenia na opływ samolotu. Siły i momenty aerodynamiczne działające na podwieszenie wyznaczone są z rozwiązania równania opływu dla podwieszenia poruszającego się w polu przepływu wynikającym z parametrów ruchu podwieszenia (jego chwilowych prędkości liniowych i kątowych) oraz indukowanym przez samolot-nosiciel.
- obszar niezaburzonego pola przepływu w którym ruch bomby traktowany jest jako ruch uskrzydłonego punktu materialnego. Do wyznaczenia sił i momentów aerodynamicznych działających na podwieszenie wykorzystane są obliczone wcześniej lub zmierzone w tunelu aerodynamicznym charakterystyki izolowanego podwieszenia.

Przykładowa numeryczna reprezentacja geometrii obiektów obliczeniowych wykorzystanych w prezentowanej pracy przedstawiona jest na rysunku 6.

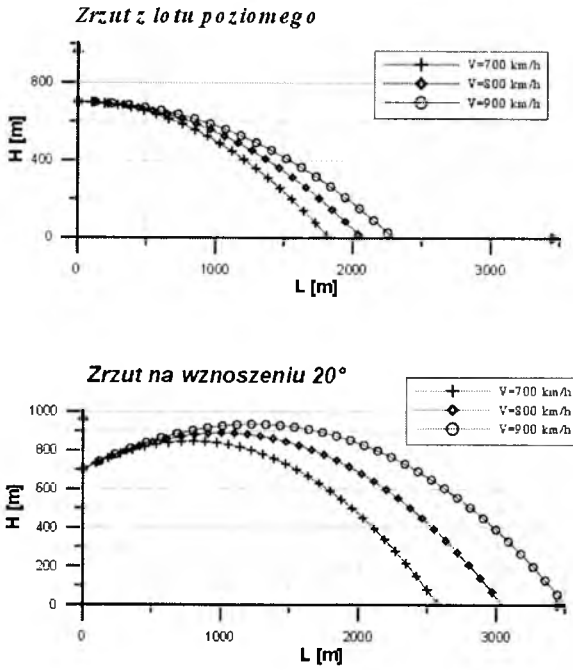


Rys. 6. Przyjęty model panelowy samolotu Su-22M4 oraz bomba o wagomiarze 250 kg

Jako pierwszy etap badania dynamiki lśb wykonane zostały obliczenia i pomiary tunelowe charakterystyk izolowanego lśb oraz symulacje numeryczne fazy zrzutu do momentu uderzenia bomby w ziemię. Do obliczeń zastosowano model opływu ustalonego (bez modelowania śladu wirowego). Wyniki obliczeń przedstawione są na rysunku 7 i 8

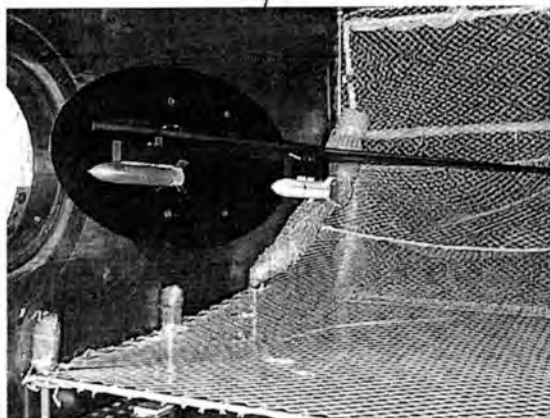
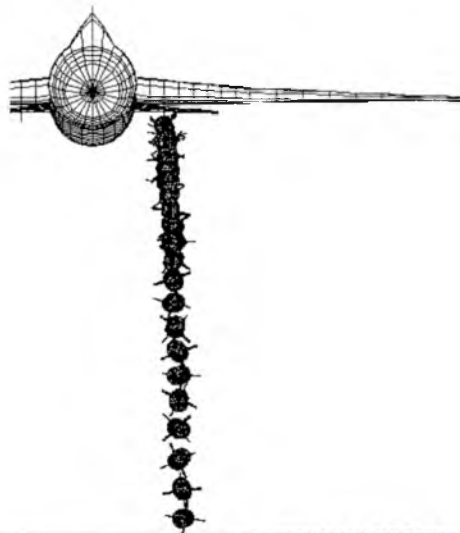


Rys.7. Charakterystyki aerodynamiczne izolowanego lśb



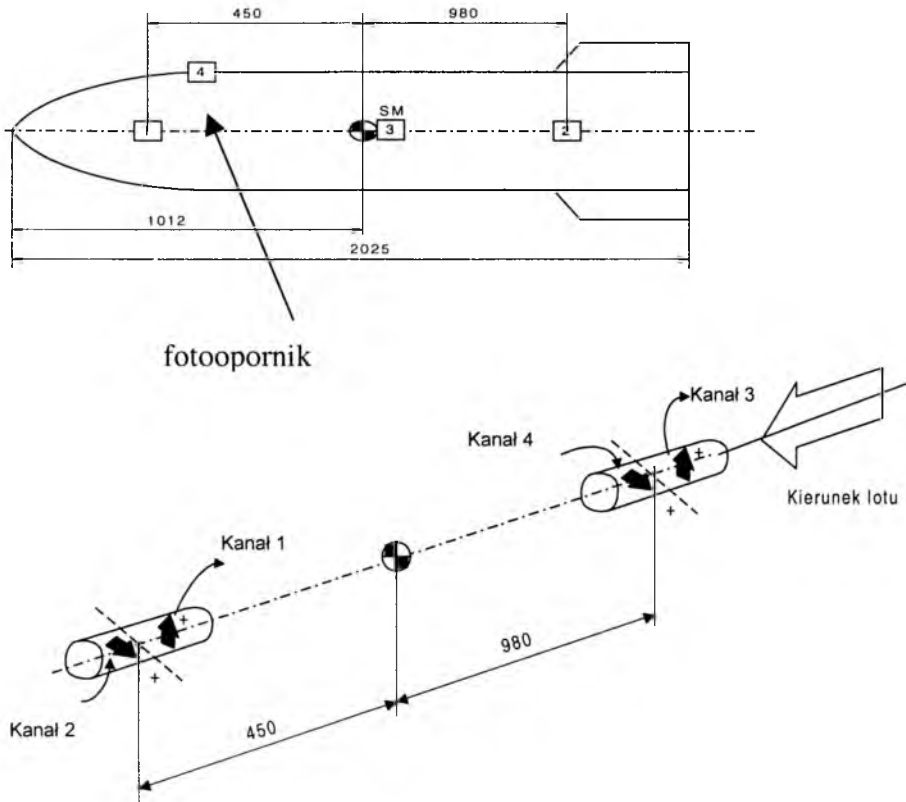
Rys.8. Przykładowe wyniki symulacji numerycznych trajektorii lotu bomby dla różnych kątów toru lotu nosiciela w momencie zrzutu oraz różnych prędkości początkowych

Kolejnym etapem badań była eksperymentalna weryfikacja obliczeń poprzez badania modelowe swobodnego zrzutu lśb w tunelu aerodynamicznym przy zachowaniu odpowiednich liczb podobieństwa. Na podstawie tych badań wyznaczony został zakres bezpieczny parametrów lotu, przy których może nastąpić zrzut bomby oraz opracowany został program prób w locie. Widok stanowiska badawczego w tunelu dużych prędkości Instytutu Lotnictwa oraz sekwencję poklatkowych zdjęć wykonanych szybką kamerą wideo przedstawia rys.7.



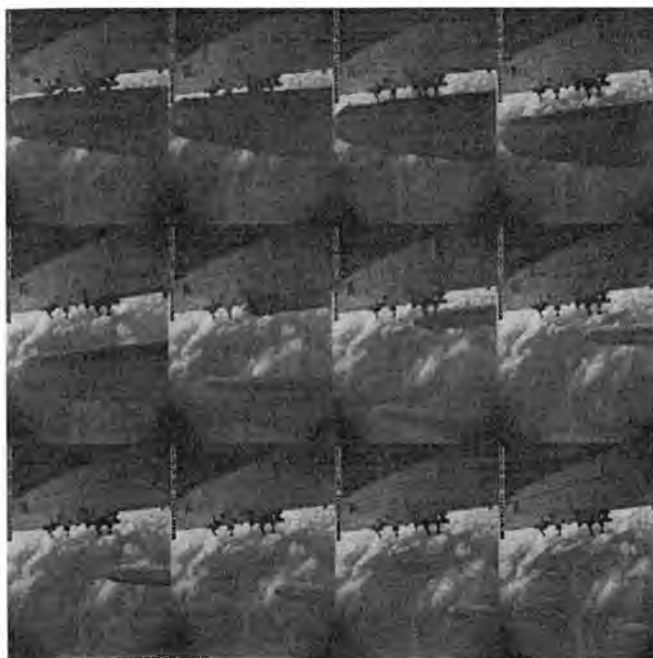
Rys.7. Poklatkowa sekwencja fazy zrzutu swobodnego modelu lśb w tunelu aerodynamicznym, odpowiadające jej wyniki symulacji numerycznych oraz stanowisko badawcze

Ostatnim etapem badań był zrzut rzeczywistego obiektu z samolotu w warunkach poligonowych. Do tego celu wykonane zostały pełnowymiarowe modele badanej lśb będące geometrycznym i masowym odwzorowaniem badanej bomby. Dodatkowo wyposażone zostały one w osprzęt pomiarowy pozwalający na pomiar przyspieszeń działających na lśb w czasie zrzutu oraz prędkości wirowania względem osi podłużnej.

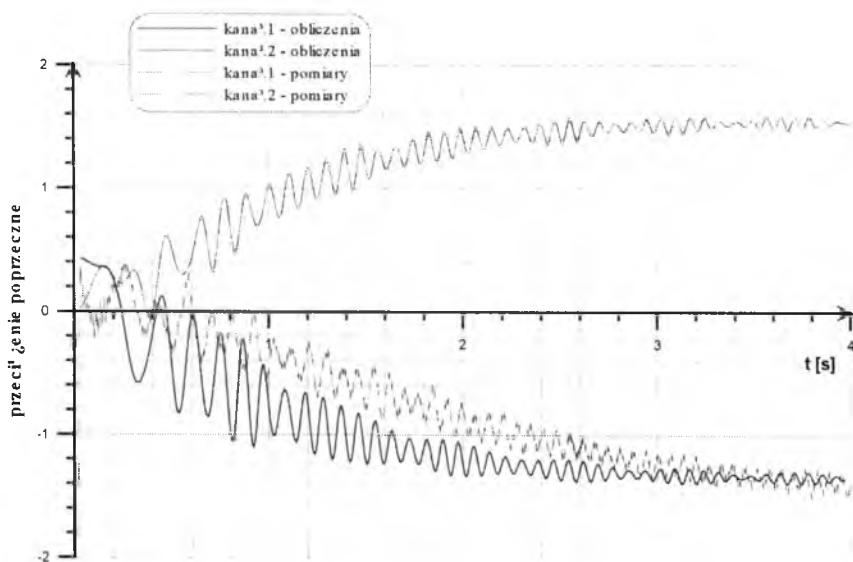


Rys.8. Schemat położenia czujników przyspieszeń oraz fotoopornika do pomiaru prędkości obrotowej względem osi podłużnej

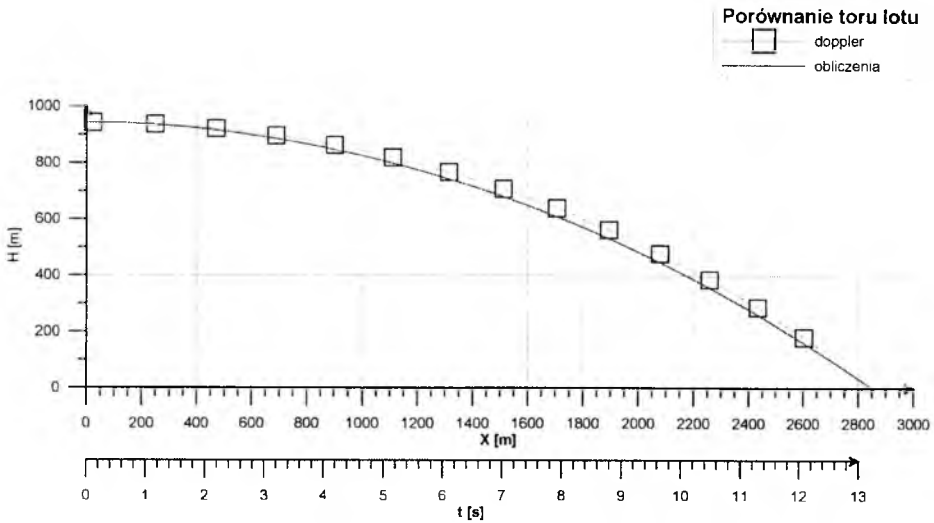
Faza odejścia bomby od nosiciela była filmowana kamerą znajdującą się w zasobniku podwieszonym na sąsiedniej belce podwieszeń. Dodatkowo, trajektoria lotu bomby była odtworzona na podstawie wskazań radaru dopplerowskiego. Wyniki otrzymane z badań w locie oraz porównanie z wynikami otrzymanymi na drodze symulacji numerycznych przedstawiają rys. od 9 do 11.



Rys.9. Sekwencja poklatkowa zrzutu Iśb z samolotu w czasie prób w locie



Rys.10. Wyniki pomiarów przyspieszeń w kanałach 1 i 2 porównane z wynikami uzyskanymi na drodze symulacji numerycznej



Rys. 11. Wyniki uzyskane z rejestracji trajektorii lotu bomby przez radar dopplerowski porównane z obliczeniami

4. Wnioski końcowe

Praktyka badań lotniczych środków bojowych (Iśb) wykazała, że stosowany proces badawczy przewiduje następujące sposoby badań:

- teoretyczny, za pomocą modeli cyfrowych i symulacji komputerowej;
- badania doświadczalne, naziemne i w locie na modelach materialnych i obiektach rzeczywistych.

Często praktyczna realizacja badań wymusza mieszany sposób badań. Ma to miejsce w przypadku pozyskiwania danych do modelu symulacyjnego np. badania aerodynamiczne w tunelu, wyznaczenie charakterystyk masowych modelu materialnego lub obiektu rzeczywistego. Należy zauważyć, że funkcjonujące w innych armiach procedury badawcze prezentują analogiczne podejście do badań.

Przedstawione powyżej analizy wykonanych obliczeń i badań porównawczych wykazują, że opracowane modele fizyczne, matematyczne i informatyczne układu podwieszenie – samolot stanowią dobre odwzorowanie rzeczywistego procesu zrzutu podwieszenia lotniczego w zaburzonej przez samolot polu prędkości. Charakteryzują się także stosunkowo niewielkim kosztem obliczeniowym.

Najistotniejsze zagadnienia podjęte w zaprezentowanej pracy to:

- opracowanie modelu matematycznego dynamiki lotu bomb lotniczych;
- przeprowadzenie szeregu badań symulacyjnych ruchu obiektów zrzuconych z samolotu
- analiza wrażliwości modelu ruchu bomby na zmiany parametrów technicznych, warunków początkowych zrzutu i zakłócenia zewnętrzne,
- weryfikacja modelu matematycznego bomby badaniami symulacyjnymi.

Wyniki pracy potwierdziły, że możliwe jest opracowanie wiarygodnego, zweryfikowanego w oparciu o zarejestrowane parametry dynamiczne modelu matematycznego bomby lotniczej. Wyniki przeprowadzonych symulacji wykazują zadawalającą zgodność z wynikami badań aerodynamicznych i prób w locie. Specyfika środka bojowego jako obiektu jednokrotnego użycia powoduje niestandardowe podejście do problemów związanych badaniami. Głównym problemem jest oprzyrządowanie środka bojowego i zebranie możliwie największej ilości informacji parametrach lotu. Wysoki koszt środka bojowego, aparatury pomiarowej przy założeniu jednorazowego użycia powoduje uzyskanie jednostkowych (często żadnych) pomiarów określonych parametrów.

Istotnym elementem opracowanej metodyki jest możliwość rozszerzenia zakresu badań symulacyjnych mających duży wpływ na:

- ocenę stanów awaryjnych;
- opracowanie programów lotów doświadczalnych;
- zmniejszenie kosztów poprzez zmniejszenie liczby lotów.

Bibliografia

2. Bamber M.J., *Two Methods Of Obtaining Aircraft Store Trajectories From Wind Tunnel Investigation*, Aero Frept. 970, Jan. 1960, David Taylor Model Basin
3. Dupuis A., *Aerodynamic characteristic and analysis of a MK82 bomb configuration from free-flight test*, AIAA-2001-4325, Montreal 2001
4. Lasek M., Sibilski K., *Modelowanie wpływu płatowca na współczynniki aerodynamiczne podwieszęń za pomocą metod panelowych niskiego rzędu*, XXXIX Sympozjon PTMTiS „Modelowanie w mechanice”, Wisła 2000,

Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, Gliwice 2000

5. Lasek M., *Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzuconych z samolotu zasobników*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa 2001
6. Manerowski J., *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa 1999
7. Maryniak J., Michalewicz K., Winczura Z., *Badanie teoretyczne własności dynamicznych lotu obiektów zrzuconych z samolotu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, **15**, 1977
8. Maryniak J., Tarka B., *Wpływ położenia płata na współczynniki aerodynamiczne zasobnika lotniczego*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, **25**, 1987
9. Sibilski K., Winczura Z., Żyluk A., *Identyfikacyjna metoda badania dynamiki ruchu bomb lotniczych*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, 2001
10. Winczura Z., Żyluk A., *Badania w locie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, I Konferencja Metody i technika badań statków powietrznych w locie, Mrągowo 94
11. Winczura Z., Żyluk A., *Weryfikacja modelu lotniczego środka bojowego badaniami doświadczalnymi*, XXXIX Sympozjon PTMTiS „Modelowanie w mechanice”, Wisła 2000, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, Gliwice 2000
12. Żyluk A., Winczura Z., Długołęcki A., *Doświadczalne wyznaczenie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, II Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia”, Waplewo 98
13. Żyluk A., Winczura Z., Długołęcki A., *Wybrane charakterystyki balistyczne ćwiczebnych bomb lotniczych*, Przegląd WLOP, Poznań
14. Żyluk A., *Eksperymentalna weryfikacja matematycznego modelu dynamiki lotu bomb lotniczych*, ML-X 2002 Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, Kazimierz Dolny 2002
15. Raporty z badań aerodynamicznych nr BA/pf-5/2000, BA/pf-7/2000, Instytut Lotnictwa, Warszawa 2000

Rozdział V

*Dynamika środków
bojowych*

ANALIZA WPLYWU PODSTAWOWYCH CZYNNIKÓW NA PARAMETRY LOTU POCISKU O ZWIĘKSZONYM ZASIĘGU RAŻENIA

JÓZEF GACEK

LESZEK BARANOWSKI

*Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: leszekB@wul.wat.edu.pl*

ROBERT DEC

*3 Rejonowe Przedstawicielstwo Wojskowe, Skarżysko-Kamienna
e-mail: wojsko@mesko.com.pl*

W pracy przedstawiono podstawowe problemy związane z opracowaniem pocisku artyleryjskiego o zwiększonym zasięgu rażenia.. Rozważania poparto przykładowymi wynikami symulacji komputerowej wpływu podstawowych czynników na wskaźniki bojowe środków ogniowych ważne z punktu widzenia praktyki artyleryjskiej.

1. Wstęp

Zwalczanie artylerii przeciwnika jest jednym z najważniejszych zadań, niezależnie od rodzaju prowadzonych operacji i działań bojowych. Mimo rozwoju innych środków rażenia artyleria ma znaczny udział w zadawaniu strat walczącym wojskom i wszystko wskazuje na to, że tę pozycję zachowa w najbliższych dziesięcioleciach. Okazuje się, że mimo rozwoju różnorodnych środków walki, w tym lotnictwa, artyleria jest nadal najbardziej skutecznym środkiem do zwalczania artyleryjskich środków ogniowych przeciwnika [1, 5]. Jednym z podstawowych kierunków rozwoju współczesnej artylerii jest zwiększanie jej zasięgu rażenia i jednoczesne zmniejszanie rozrzutu.

Będąc na wyposażeniu artylerii Wojska Polskiego klasyczne środki ogniowe, pochodzące w większości z lat 70-tych XX wieku, wyraźnie

odbiegają od pozostałych komponentów systemu artylerii. Nie są w stanie sprostać rosnącym wymaganiom współczesnego pola walki. W przypadku zmodernizowanych 122 mm niekierowanych pocisków raketowych Fenix uzyskano wprawdzie zadowalający zasięg wynoszący 40 km jednak rozrzut tego typu amunicji nie zapewnia wykonania większości zadań ogniowych. Nowoopracowana w HSW 155 mm samobieźna haubica KRAB wymaga wdrożenia odpowiedniej amunicji dalekiego zasięgu. Klasyczny pocisk artyleryjski wystrzelony z tego typu działa osiąga donośność nie przekraczającą 30 km. Koniecznym jest więc opracowanie odpowiedniego systemu amunicji dalekiego zasięgu produkowanej w oparciu o możliwości polskiego przemysłu zbrojeniowego.

W pracy przedstawiono analizę możliwości i ograniczeń klasycznych rozwiązań tego zagadnienia (zastosowanie niekierowanych pocisków raketowych oraz pocisków artyleryjskich stabilizowanych obrotowo) oraz alternatywną koncepcję - pocisku o złożonym układzie napędowym.

Występujące w pracy oznaczenia są zgodne z PN-83 L-01010.

2. Wpływ podmuchu wiatru na rozrzut pocisków raketowych

Współczesne niekierowane pociski raketowe służą zasadniczo do zwalczania celów powierzchniowych (zajmujących określony, znaczny obszar). Ze względu na duży rozrzut próba zniszczenia celu punktowego wymaga wielokrotnego zwiększenia limitu amunicji. Rozrzut pocisków raketowych wynika przede wszystkim z dużej wrażliwości na zakłócenia zewnętrzne. Najbardziej niekorzystną chwilą wystąpienia zakłóceń jest moment zejścia pocisku z wyrzutni. Celem określenia wielkości rozrzutu spowodowanego wiatrem bocznym przeprowadzono symulacje komputerowe strzelania zmodernizowanym 122mm pociskiem raketowym Fenix.

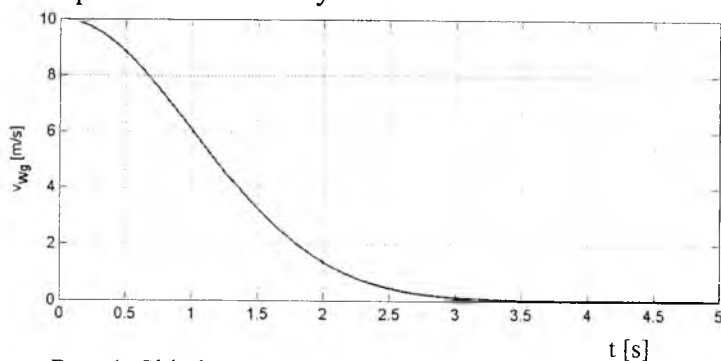
Przyjęto, że zmianę w czasie składowej poprzecznej wektora prędkości wiatru w układzie współrzędnych związanym z Ziemią $Ox_g y_g z_g$ opisuje zależność

$$v_{Wg} = v_{Wg.max} e^{-kr^2} \quad (1)$$

gdzie: $v_{Wg.max}$ – maksymalna wartość podmuchu;
 k – współczynnik czasu trwania podmuchu.

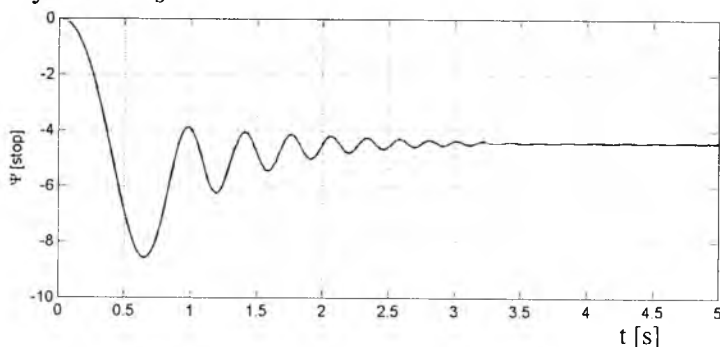
Maksymalna wartość podmuchu $v_{Wg.max}$ występuje w chwili zejścia pocisku z wyrzutni. Współczynnik k dobrano tak, aby zakłócenie odbywało się w czasie pracy silnika raketowego.

Przebieg składowej poprzecznej wektora prędkości wiatru uwzględnianej w badaniach przedstawiono na rys. 1.

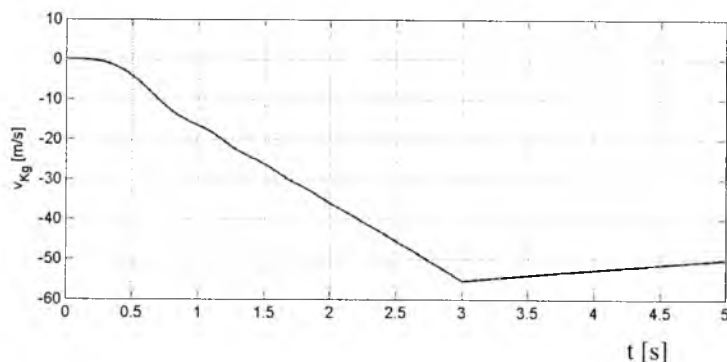


Rys. 1. Składowa poprzeczna wektora prędkości wiatru

Przykładowe wyniki symulacji wpływu podmuchu bocznego na parametry lotu pocisku raketowego wystrzelonego z wyrzutni BM 21 pod kątem rzutu $\nu_0 = 50^\circ$ przedstawiono na rys. 2 i 3. Prędkość pocisku w chwili zejścia z wyrzutni (prędkość początkowa) wynosi $V_{K0} = 50\text{m/s}$. Czas pracy silnika $t_S = 3\text{s}$.



Rys. 2. Przebieg kąta odchylenia pocisku raketowego



Rys. 3. Składowa poprzeczna chwilowej prędkości linowej pocisku

Nawet krótkotrwały podmuch wiatru bocznego o niewielkiej wartości maksymalnej $v_{Wg,max} = 10\text{m/s}$ (rys. 1) występujący w momencie zejścia pocisku raketowego z wyrzutni powoduje istotną zmianę parametrów lotu. W tym momencie pocisk posiada niewielką prędkość początkową. Boczny podmuch wiatru powoduje obrót pocisku względem osi Oz_g o kąt Ψ (rys. 2). Oś podłużna pocisku stara się pokryć z kierunkiem wektora prędkości opływu \mathbf{V} . Ponieważ pocisk w tym czasie jest rozpędzany (działa silnik raketowy) wzrasta równocześnie składowa poprzeczna prędkości pocisku w układzie współrzędnych związanym z Ziemią $Ox_gy_gz_g$ (rys. 3). Niepożądana, znacząca wartość składowej poprzecznej prędkości pocisku, wynosząca w chwili wyłączenia silnika $v_{Kg} = 55\text{ m/s}$, zasadniczo zmienia tor lotu.

W tabeli 1 zestawiono wartości odchyłki bocznej punktu upadku pocisku raketowego wywołane wpływem krótkotrwałego podmuchu bocznego wiatru występującego w chwili zejścia pocisku z wyrzutni.

Tabela 1. Odchyłki boczne punktu upadku pocisku raketowego spowodowane wiatrem bocznym

$v_{Wg,max}$	[m/s]	5	10	15	20
y_{gC}	[m]	1560	3110	4655	6190
$(y_{gC} / x_{gC}) \cdot 100\%$	[%]	3.9	7.8	11.6	15.5

Jak wynika z danych zamieszczonych w tabeli 1 chwilowy podmuch wiatru w obszarze stanowiska ogniowego znacząco wpływa na rozrzut pocisków raketowych. Nawet nieznaczne zaburzenie atmosfery może uniemożliwić wykonanie postawionego zadania ogniowego. Bardziej gwałtowne porywy wiatru mogą spowodować przeniesienie punktu upadku niekierowanego pocisku raketowego o kilka kilometrów, co stanowi błąd sięgający kilkunastu procent zasięgu pocisku.

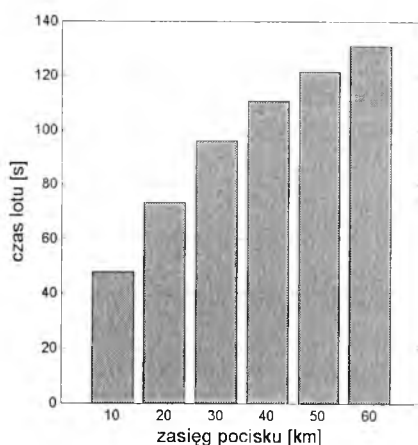
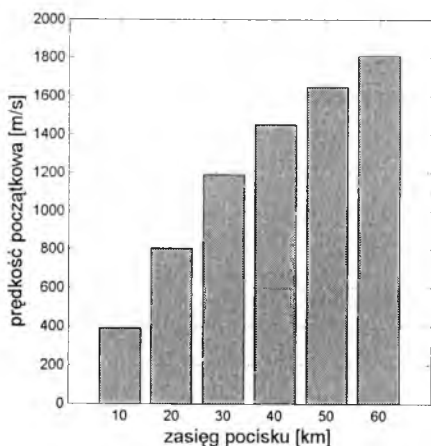
3. Czynniki ograniczające zasięg klasycznych pocisków artylerii lufowej stabilizowanych obrotowo

Klasyczna artyleria lufowa charakteryzuje się małą wrażliwością na losową zmianę czynników atmosferycznych (wiatru) i stąd głównie wynika jej duża precyzja rażenia.

Istotnym problemem przy strzelaniu z broni lufowej na duże odległości jest rozpędzenie pocisku do wymaganej prędkości.

W pracy wyznaczenie wymaganej prędkości początkowej pocisku o zwiększonym zasięgu rażenia przeprowadzono z wykorzystaniem metody identyfikacji parametrycznej. Jako funkcję celu przyjęto osiągnięcie przez pocisk zadanej odległości. Wektor identyfikowanych parametrów zawiera jeden parametr – prędkość początkową pocisku. Algorytm minimalizacji funkcji celu oparto na metodzie poszukiwań prostych [6]. Przyjęto uproszczony model matematyczny ruchu pocisku [3] traktujący pocisk jako punkt materialny poruszający się pod działaniem wypadkowej sił zewnętrznych (siły ciężkości i siły aerodynamicznej). Uwzględniono zmianę parametrów atmosfery wraz z wysokością. Współczynnik siły oporu c_x uwzględniono w funkcji liczby Macha. Przyjęto centralne pole siły ciężkości. Założono, że prędkość początkowa pocisku nie przekroczy 2000 m/s a wysokość lotu 20 km. Identyfikację wymaganej prędkości początkowej przeprowadzono dla pocisku o masie 43.4 kg wystrzelonego pod kątem rzutu $\nu_0 = 45^\circ$.

Przykładowe wyniki symulacji komputerowej wyznaczenia wymaganej prędkości początkowej, niezbędnej do osiągnięcia przez pocisk odpowiedniego zasięgu zamieszczono na rys. 4, natomiast na rys. 5 zestawiono czas osiągnięcia przez pocisk wyznaczonego celu.



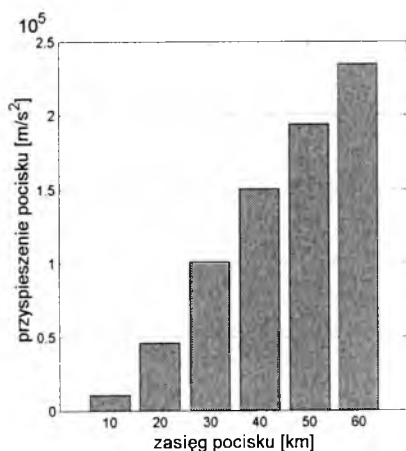
Rys. 4. Wymagana prędkość początkowa Rys. 5. Czas lotu pocisku do celu

Z przedstawionego przykładu wynika, że rażenie przeciwnika znajdującego się w odległości 40 km klasycznym pociskiem artyleryjskim wy-

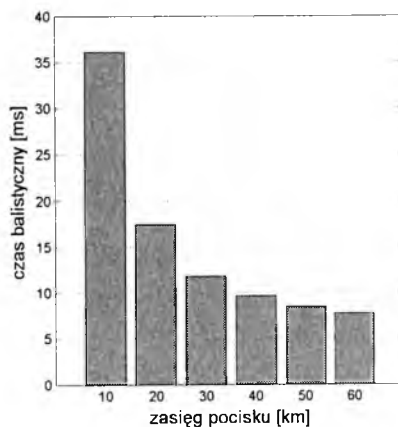
maga nadania pociskowi prędkości przekraczającej 1450 m/s. Obecnie tego rzędu prędkość początkowa, w przypadku pocisków artylerii polowej, jest praktycznie trudna do uzyskania. Szczególnie przy seryjnej produkcji środków ogniowych, gdzie wymagane jest zapewnienie powtarzalności parametrów a przede wszystkim bezpieczeństwa eksploatacji.

Dla rozpatrywanego pocisku, w zakresie odległości od 10 do 30 km, można zauważyć liniową zależność pomiędzy uzyskiwanym zasięgiem a wymaganą prędkością początkową. W tym przedziale dwukrotne zwiększenie zasięgu wymaga około czterokrotnego zwiększenia masy ładunku prochowego (energii pocisku).

Na kolejnych rysunkach (rys. 6 i rys. 7) przedstawiono parametry ruchu pocisku w przewodzie lufy odpowiadające poszczególnym zasięgom i prędkościom początkowym.



Rys. 6. Przyspieszenia pocisku w lufie



Rys. 7. Czas balistyczny

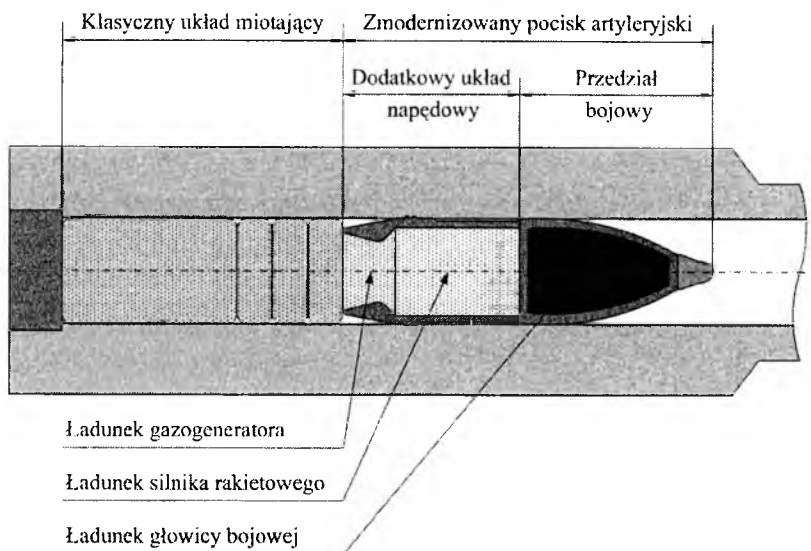
Kilkumetrowy odcinek rozpędzania pocisku w przewodzie lufy powoduje, iż pocisk w chwili strzału poddany jest przyspieszeniu przekraczającemu $100\,000 \text{ m/s}^2$ (rys. 6).

Ogranicza to automatycznie możliwość przenoszenia na pokładzie pocisku elementów wrażliwych na przeciążenia. Jest to istotne z punktu widzenia konstrukcji zapalnika stosowanego w pocisku.

Innym bardzo ważnym zagadnieniem związanym ze zwiększeniem prędkości początkowej pocisku jest przyspieszony proces zużywania lufy działa.

4. Koncepcja pocisku o złożonym układzie napędowym

Mając na uwadze ograniczenia klasycznych pocisków artylerii lufowej i raketowej należy rozważyć rozwiązanie pośrednie łączące cechy obu typów pocisków. Na rys. 8 przedstawiono koncepcję wirującego pocisku artyleryjskiego o złożonym układzie napędowym.



Rys. 8. Pocisk o złożonym układzie napędowym

Złożony układ napędowy pocisku składa się z klasycznego układu miotającego stosowanego w artylerii lufowej oraz dodatkowego układu napędowego stanowiącego silnik raketowy. Dodatkowy układ napędowy nie jest włączany bezpośrednio po opuszczeniu przez pocisk lufy działa, rolę opóźniacza spełnia gazogenerator, którego dodatkowym zadaniem jest zmniejszenie oporu dennego pocisku. Ładunek prochowy gazogeneratora umieszczony jest w dyszy silnika raketowego. Zastosowanie gazogeneratora w roli opóźniacza włączenia silnika raketowego jest rozwiązaniem nowatorskim.

Ponieważ pocisk jest rozpędzony do znacznej prędkości za pomocą klasycznego układu miotającego, zadaniem dodatkowego silnika raketowego jest utrzymanie względnie wysokiej prędkości lotu pocisku przez możliwie długi okres czasu. Stąd też konstrukcja silnika różni się w zasadniczy sposób od typowych silników stosowanych w artylerii ra-

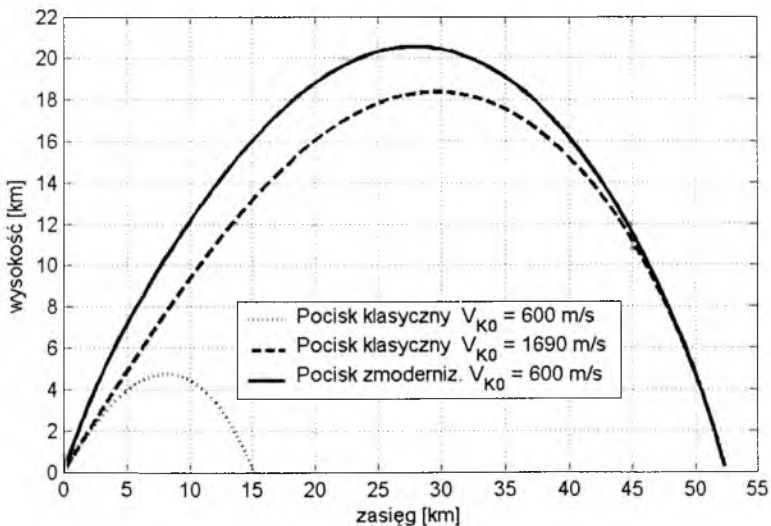
kietowej. Silnik ten powinien pracować przez około 10÷30 sekund na wznoszącej części toru pocisku. Zapewnienie żądanego czasu pracy silnika jest możliwe poprzez odpowiednią konstrukcję silnika, w którym następuje czołowe spalanie ładunku prochowego.

Przeprowadzone symulacje komputerowe wykazały, iż stosując paliwa wysokoenergetyczne (produkowane np. w ZPS GAMRAT) oraz odpowiednio konfigurując układ napędowy możliwe jest kilkukrotne zwiększenie zasięgu pocisku bez naruszania konstrukcji działa.

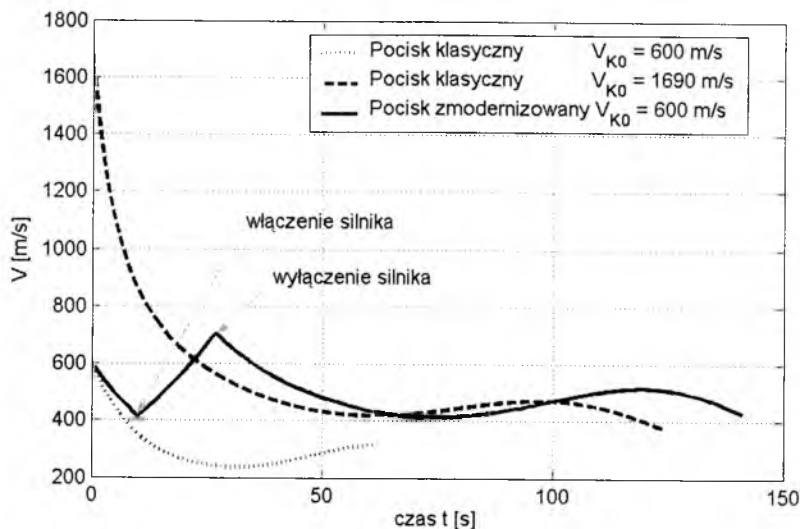
Aby efektywnie wykorzystać energię zawartą w paliwie raketowym należy odpowiednio dobrać wartości podstawowych parametrów pracy dodatkowego układu napędowego (czas włączenia silnika i czas wyłączenia). Metodę identyfikacji parametrów złożonego układu napędowego przedstawiono w pracy [3].

4.1. Przykładowe wyniki symulacji komputerowej

Na rys. 9 i 10 przedstawiono przykładowe wyniki symulacji komputerowej parametrów lotu pocisku o złożonym, zoptymalizowanym układzie napędowym.



Rys. 9. Tor lotu pocisku zmodernizowanego oraz klasycznego



Rys. 10. Prędkość lotu pocisku zmodernizowanego oraz klasycznego

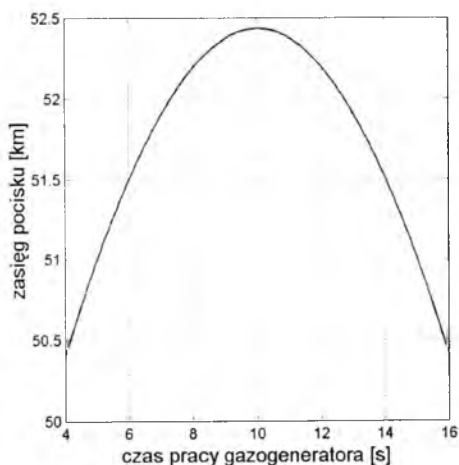
W celu porównania zestawiono również przebiegi dla pocisku klasycznego, wystrzelonego z tą samą prędkością co pocisk zmodernizowany $V_{K0} = 600$ m/s oraz z prędkością zapewniającą uzyskanie identycznego zasięgu $V_{K0} = 1690$ m/s. Pociski wystrzelono pod kątem maksymalnej donośności, który w przypadku rozpatrywanego pocisku wynosi $60,5^\circ$. Masa ładunku silnika raketowego wraz z masą ładunku gazogeneratora nie przekracza 25% całkowitej masy startowej pocisku.

Tor lotu pocisku zmodernizowanego odbiega od toru lotu klasycznego pocisku o tym samym zasięgu. Maksymalna wysokość lotu pocisku jest większa o około 10%. Pocisk przebywa dłuższą drogę co automatycznie wpływa na wydłużenie czasu lotu.

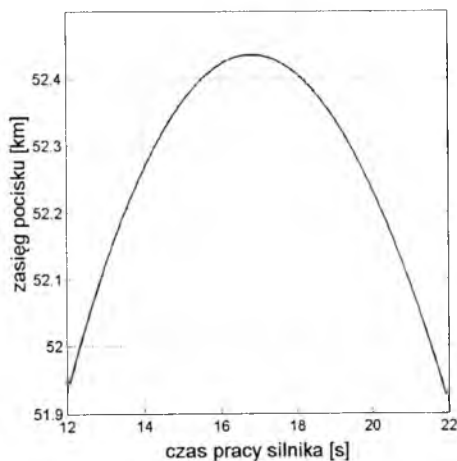
Pocisk klasyczny o bardzo dużej prędkości początkowej szybko wytraca swoją energię (siła oporu zależy od kwadratu prędkości lotu pocisku). Zmodernizowany pocisk może być wystrzelony z mniejszą prędkością. Mniejsza prędkość początkowa pocisku skutkuje mniejszym zużyciem lufy działa oraz stwarza możliwość zmniejszenia masy układu miotającego. Zastosowanie gazogeneratora zmniejsza siłę oporu pocisku w wyniku czego pocisk wolniej wytraca prędkość (rys. 10). Włączenie silnika raketowego powoduje powolny wzrost prędkości pocisku. Po wypaleniu się paliwa raketowego pocisk leci po torze balistycznym.

4.2. Analiza wpływu temperatury na zasięg pocisku z napędem

W przypadku pocisków o złożonym układzie napędowym istotnym czynnikiem wpływającym na rozrzut pocisku jest temperatura. Zmiana temperatury ładunku miotającego wpływa na prędkość początkową pocisku. Temperatura wpływa również na zmianę czasu pracy gazogeneratora. W przypadku silnika raketowego zmiana temperatury skutkuje zmianą prędkości spalania ładunku prochowego, co pociąga za sobą zmianę wydatku masowego a przez to zmianę ciągu.



Rys. 11. Wpływ czasu pracy gazogeneratora na zasięg pocisku

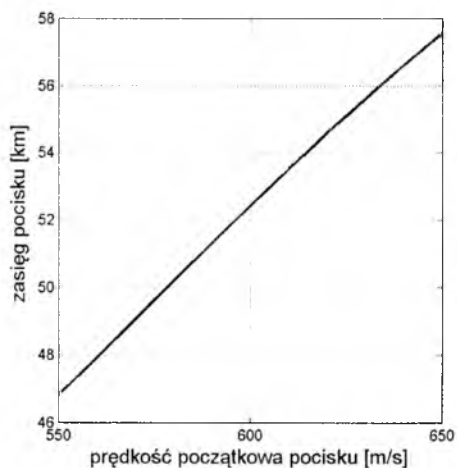


Rys. 12. Wpływ czasu pracy silnika na zasięg pocisku

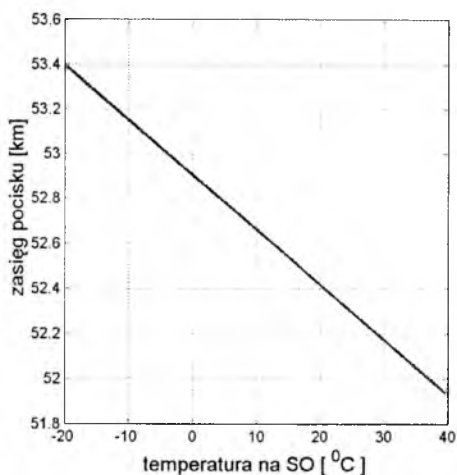
Na rys. 11-13 przedstawiono przykładowe wyniki symulacji komputerowej wpływu podstawowych parametrów układu napędowego na zmianę zasięgu zmodernizowanego pocisku, natomiast na rys. 14 zobrazowano wpływ temperatury występującej na stanowisku ogniowym (SO) na zasięg.

Stosunkowo niewielki wpływ czasu pracy silnika raketowego wynika z faktu, iż w trakcie symulacji nie uwzględniono zmiany energii paliwa wraz ze zmianą temperatury. Znacząco na zmianę zasięgu wpływa zmiana prędkości początkowej pocisku oraz czas pracy gazogeneratora.

Kształt przebiegów przedstawionych na rysunkach świadczy o optymalnie dobranych parametrach układu napędowego. Każda zmiana wartości parametru powoduje zmniejszenie zasięgu pocisku.



Rys. 13. Wpływ prędkości początkowej na zasięg pocisku



Rys. 14. Wpływ temperatury na SO na zasięg pocisku

5. Wnioski

Losowo zmieniające się warunki atmosferyczne mają istotny wpływ na parametry lotu pocisków. Bez względu na typ pocisku niekierowanego zapewnienie dokładności trafienia rzędu kilkudziesięciu metrów na odległościach przekraczających 40 km jest trudne w realizacji praktycznej. Koniecznym jest więc wprowadzenie na uzbrojenie pododdziałów artylerii amunicji kierowanej. Znane są światowe rozwiązania 155 mm pocisków kierowanych za pomocą systemu satelitarnego NAVSTAR. Przykładem mogą być tu pociski opracowane w USA w ramach projektu LCCM (Low-Cost Competent Munition) bądź w Szwecji w trakcie realizacji projektu TCM (Trajectory Correctable Munitions). W Polsce nie prowadzi się obecnie żadnych zaawansowanych prac w tym kierunku, pomimo że przemysł obronny dysponuje (jeszcze dysponuje) wystarczającym potencjałem oraz wieloletnią tradycją produkcji amunicji.

Możliwie szybko powinien zostać uruchomiony program opracowania i produkcji kierowanych pocisków artyleryjskich o zwiększonym zasięgu rażenia gdyż koniecznym jest wprowadzenie tego typu amunicji na uzbrojenie wojska. Wynika to między innymi ze zobowiązań wobec paktu NATO.

Bibliografia

1. Czajka K., *Użycie artylerii w obronie dywizji*, AON, 2001
2. Gacek J., Baranowski L., Dec R., *Koncepcja pocisku artyleryjskiego z dodatkowym układem napędowym*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej, nr 20/2003, Gliwice, 2003
3. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna. Cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Wydaw. WAT, Warszawa, 1999
4. Gacek J., *Balistyka zewnętrzna. Cz. II. Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, Wydaw. WAT, Warszawa, 1999
5. Jarecki C., *Wsparcie ogniowe w operacji i walce*, AON, 2001
6. Maślowski A., *Identyfikacja modeli matematycznych dynamiki układów*, Wydaw. Politechnika Białostocka, Białystok, 1995

ANALIZA PODSTAWOWEGO UKŁADU KINEMATYCZNEGO DZIAŁKA NR-30

MICHAŁ JASZTAŁ

*Instytut Techniki Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: jaształm@wul.wat.edu.pl*

ZDZISŁAW IDZIASZEK

*Instytut Techniki Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna
email: idziaszek@wmt.wat.edu.pl*

W prezentowanej pracy została przedstawiona analiza podstawowego układu kinematycznego działka lotniczego NR-30, które jest montowane na samolocie Su-22. Badania zrealizowano w oparciu o opracowaną we wcześniejszym etapie prac metodę wykorzystującą nowoczesne systemy obliczeniowe oparte na zaawansowanym oprogramowaniu inżynierskim z grupy CAD/CAE. W prowadzonych badaniach wykorzystano oprogramowanie Solid Edge v.9 z dziedziny komputerowego wspomaganie projektowania, które jest przeznaczone do modelowania elementów i zespołów mechanicznych. Wykorzystano również oprogramowanie visualNastran 4D Desktop jako program z grupy komputerowego wspomaganie obliczeń inżynierskich, czyli wykonywania obliczeń wytrzymałościowych, symulacji układów kinematycznych i dynamicznych. Zakres prowadzonych badań został określony na podstawie analizy wpływu poszczególnych parametrów pracy działka na poprawne działanie jego układów kinematycznych. Na podstawie przyjętej metodyki badań dokonano analizy kinematycznej oraz dynamicznej wybranych mechanizmów działka lotniczego dla cyklu jego pracy przy różnych wartościach odrzutu lufy. Bardzo istotnym punktem prezentowanej pracy było wykonanie badań wpływu zużycia elementów działka na parametry kinematyczne jego mechanizmów poprzez wyznaczenie wybranych wielkości kinematycznych w modelu działka o wymiarach nominalnych jak i wymiarach uwzględniających zużycie jego elementów w procesie eksploatacji. Analiza wyników, które można uzyskać przy realizacji badań z wykorzystaniem zaproponowanej metodyki stanowi jeden z ważniejszych etapów w procesie opracowywania zasad eksploatacji działek lotniczych wg stanu technicznego.

1. Wstęp

W prezentowanej pracy została przedstawiona analiza podstawowego układu kinematycznego działka lotniczego NR-30, które jest montowane na samolocie Su-22. Badania zrealizowano w oparciu o opracowaną we wcześniejszym etapie prac metodę wykorzystującą nowoczesne systemy obliczeniowe oparte na zaawansowanym oprogramowaniu inżynierskim z grupy CAD/CAE.

Podstawowymi elementami realizowanej metodyki badań są:

- budowa wirtualnych modeli elementów działka;
- budowa złożeniowego modelu układu kinematycznego działka;
- modelowanie funkcjonowania obiektu w środowisku wirtualnym (zdefiniowanie zależności kinematycznych dla modeli elementów działka);
- wyznaczenie wielkości kinematycznych w modelu działka dla cyklu jego pracy (przemieszczeń, prędkości, przyspieszeń liniowych i kątowych);
- wyznaczenie wielkości dynamicznych w modelu działka dla cyklu jego pracy (sił i momentów sił);
- badanie wpływu zużycia elementów działka na parametry kinematyczne i dynamiczne jego mechanizmów poprzez wyznaczenie wybranych wielkości kinematycznych i dynamicznych w modelu działka o wymiarach nominalnych jak i wymiarach uwzględniających zużycie jego elementów w procesie eksploatacji;
- przeprowadzenie analizy otrzymanych wartości wielkości kinematycznych oraz dynamicznych wirtualnego modelu działka.

W prowadzonych badaniach wykorzystano oprogramowanie Solid Edge v.9 z dziedziny komputerowego wspomaganie projektowania (CAD – *Computer Aided Design*), które jest przeznaczone do modelowania elementów i zespołów mechanicznych. Wykorzystano również oprogramowanie visualNastran 4D Desktop jako program z grupy komputerowego wspomaganie obliczeń inżynierskich (CAE – *Computer Aided Engineering*), czyli wykonywania obliczeń wytrzymałościowych, symulacji układów kinematycznych i dynamicznych.

Planując zakres prowadzonych badań wzięto pod uwagę fakt, że dla poprawnego działania układów kinematycznych działka istotne jest zachowanie odpowiednich przedziałów czasowych oraz wartości przemieszczeń liniowych i kątowych ruchomych mechanizmów broni,

w których następuje włączanie do pracy lub wyłączenie poszczególnych elementów działka. Dlatego też postanowiono dokonać analizy kinematycznej mechanizmów wybranego działka lotniczego dla cyklu jego pracy biorąc pod uwagę możliwość występowania różnych wartości prędkości odrzutu lufy. Bardzo istotną rzeczą z punktu widzenia niezawodności działka jest również poprawność funkcjonowania jego mechanizmów pod względem dynamicznym, zwłaszcza analiza rozdziału energii napędowej i występujących wartości sił i momentów sił w cyklu jego pracy. Stąd też zaplanowano również przeprowadzenie analizy dynamicznej mechanizmów wybranego działka lotniczego.

Bardzo istotnym punktem prezentowanej pracy było wykonanie badań wpływu zużycia elementów działka na parametry kinematyczne jego mechanizmów poprzez wyznaczenie wybranych wielkości kinematycznych w modelu działka o wymiarach nominalnych jak i wymiarach uwzględniających zużycie jego elementów w procesie eksploatacji.

2. Modelowanie bryłowe działka lotniczego NR-30

Podstawowym elementem w procesie projektowania bądź analizy układów mechanicznych wykorzystującym wspomaganie komputerowe jest stworzenie odpowiednich modeli wirtualnych ich elementów. Dlatego też pierwszym etapem przygotowania badań było stworzenie wirtualnych modeli elementów działka lotniczego NR-30. W niniejszej pracy postanowiono zastosować modelowanie bryłowe 3D typu B-Rep, gdyż ta forma zapisu niesie ze sobą większość niezbędnych informacji o modelowanym elemencie. W pracy wykorzystywano „środowisko modelowania części – *Part*” wchodzące w skład oprogramowania Solid Edge v.9, które umożliwia konstruowanie modeli 3D. Efekty tej pracy zilustrowano na przedstawionych przykładowych płaskich reprezentacjach przestrzennych modeli CAD elementów działka NR-30 (od rys.1 do rys.4).

W kolejnym etapie działania wykorzystano „środowisko zespołu – *Assembly*”, wchodzące w skład oprogramowania Solid Edge v.9, które umożliwia dokonanie scalania oddzielnych modeli części. Bazując na stworzonych modelach 3D poszczególnych części działka zdefiniowano relacje występujące między nimi tworząc model przestrzenny działka lotniczego NR-30 (rys. 5).



Rys.1. Lufa z komorą zamkową



Rys.2. Osłona komory zamkowej



Rys.3. Zamek



Rys.4. Uderzak

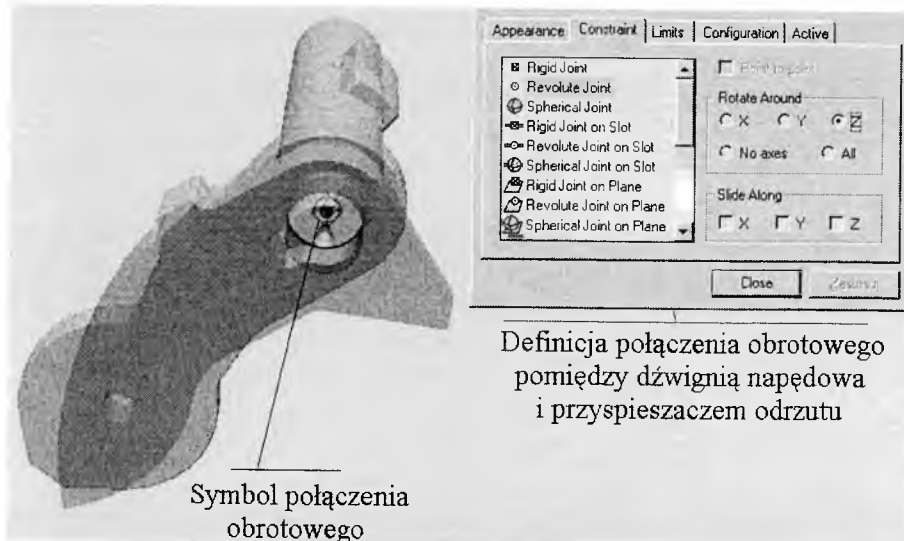


Rys.5. Model przestrzenny działka lotniczego NR-30

3. Modelowanie funkcjonowania obiektu w środowisku wirtualnym

Kolejnym etapem zaprezentowanej w pracy metodyki badań działka NR-30 było przygotowanie modelu wirtualnego do analizy kinematycznej z wykorzystaniem oprogramowania visualNastran Desktop 4D. Zgodność formatu danych modeli CAD wykorzystywanego w niniejszej pracy oprogramowania pozwoliła na swobodne przesyłanie między programami stworzonych wirtualnych modeli elementów działka NR-30 oraz modelu całego ciągu kinematycznego.

Modelowanie funkcjonowania obiektu w środowisku wirtualnym rozpoczęto od zdefiniowania zależności kinematycznych dla elementów funkcjonalnych modelu działka. Polegało to na określeniu odpowiednich więzów dla wzajemnie współpracujących elementów wybranego ciągu kinematycznego. Symulację ruchu analizowanego mechanizmu zrealizowano poprzez zastosowanie wirtualnego silnika liniowego, który oddziaływał na lufę wirtualnego działka. Wartości przemieszczenia lufy występujące podczas wystrzału zaczerpnięte zostały z wykresu przemieszczenia lufy podanego przez producenta w instrukcji obsługi wyrobu. Przykład definiowania więzów kinematycznych dla wybranych elementów badanego ciągu kinematycznego został przedstawiony na rys.6.



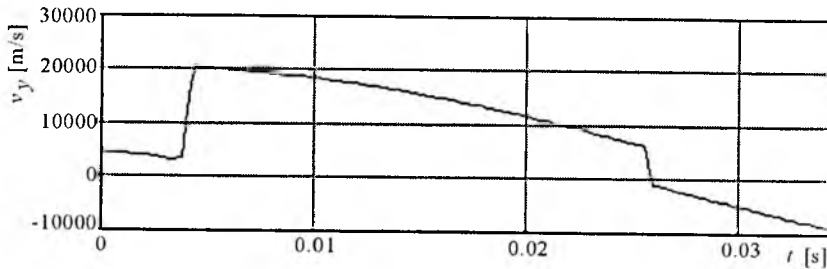
Rys.6. Przykład definicji połączenia obrotowego pomiędzy dwoma elementami mechanizmu

4. Wyznaczenie wielkości kinematycznych w modelu działka dla cyklu jego pracy (przemieszczeń, prędkości, przyspieszeń)

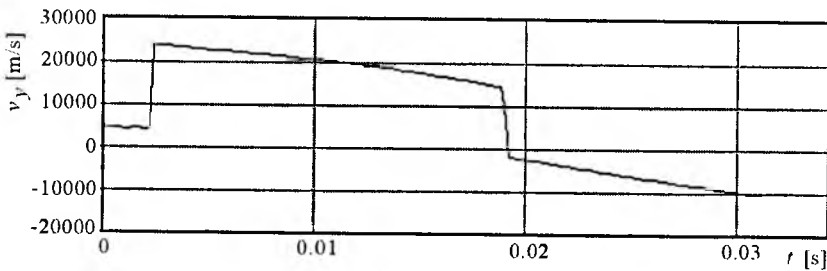
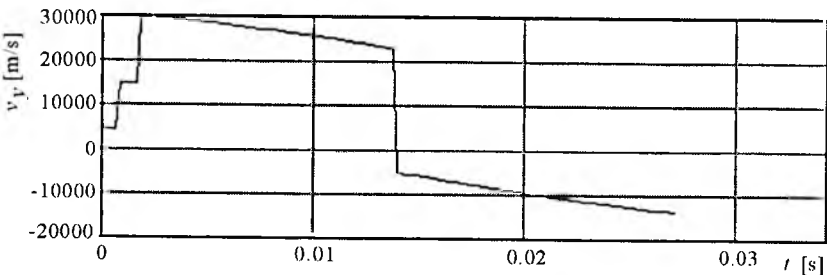
Kolejnym etapem w prezentowanych badaniach była analiza kinematyczna mechanizmu działka. Podczas symulacji ruchu wirtualnego mechanizmu działka prowadzone były obliczenia oraz wizualizacja wybranych wielkości kinematycznych dla interesujących nas części modelu. W wykorzystywanym oprogramowaniu istnieje możliwość wyznaczenia następujących wielkości fizycznych: przemieszczenie, prędkość oraz przyspieszenie zarówno kątowe jak i liniowe, a także pozycja względem wybranego układu współrzędnych. Możemy również wprowadzić własne zależności matematyczne, które będą określały mierzone wielkości. Ponadto podczas symulacji działania mechanizmów podczas ich ruchu wykrywane są wszelkie kolizje elementów wchodzących w ich skład co znacznie ułatwia obserwację wszelkich nieprawidłowości w ich funkcjonowaniu.

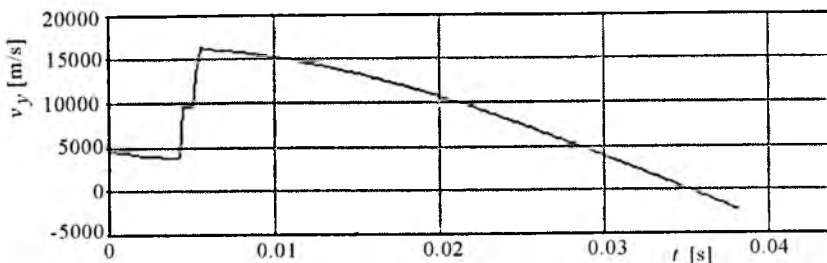
Przystępując do próby przeprowadzenia analizy kinematycznej wybranych mechanizmów modelu działka napotkano pewne trudności w przeprowadzeniu procesu obliczeniowego. Analizując zaistniałe problemy stwierdzono, że zbudowany model działka jest zbyt złożony w porównaniu z możliwościami obliczeniowymi wybranego oprogramowania. Postanowiono więc do celów obliczeniowych uprościć model działka w ten sposób aby usunąć z niego elementy które nie biorą bezpośredniego udziału w pracy wybranych mechanizmów oraz są mało istotne z punktu widzenia wykonywanych obliczeń. Jako przykład dokonanych uproszczeń można wymienić usunięcie zbędnych zaokrągleń technologicznych, gwintów, części lufy oraz osłony komory zamkowej itp. Wykonane badania parametrów kinematycznych mechanizmu działka oparte były o przyjęte z instrukcji działka nominalne przemieszczenie lufy podczas wystrzału. W procesie eksploatacji działek lotniczych wystąpić mogą jednak pewne odchylenia w prędkości odrzutu lufy (wywołane np.: różnicami parametrów stosowanych pocisków). Postanowiono więc w kolejnym etapie obliczeń wyznaczyć wartość prędkości liniowej zespołu uderzeniowego (zamek + uderzak) dla nominalnej wartości odrzutu lufy oraz dla zwolnionego i przyspieszonego odrzutu. Wyniki przeprowadzonych badań zostały przedstawione na odpowiednich wykresach prędkości liniowej zespołu uderzeniowego dla:

- nominalnej wartości odrzutu lufy (pełne przemieszczenie lufy w czasie T) - rys.7,
- przyspieszonego odrzutu lufy (pełne przemieszczenie lufy w czasie $T_{x0,75}$) - rys.8,
- przyspieszonego odrzutu lufy (pełne przemieszczenie lufy w czasie $T_{x0,5}$) - rys.9,
- zwolnionego odrzutu lufy (pełne przemieszczenie lufy w czasie $T_{x1,25}$) - rys.10,
- zwolnionego odrzutu lufy (pełne przemieszczenie lufy w czasie $T_{x1,5}$) - rys.11.

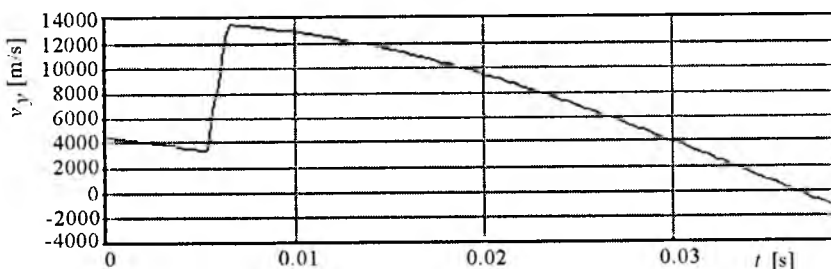


Rys.7. Wykres prędkości zespołu uderzeniowego dla nominalnego odrzutu lufy

Rys.8. Wykres prędkości zespołu uderzeniowego dla przyspieszonego odrzutu lufy ($T_{x0,75}$)Rys.9. Wykres prędkości zespołu uderzeniowego dla przyspieszonego odrzutu lufy ($T_{x0,5}$)



Rys.10. Wykres prędkości zespołu uderzeniowego dla zwolnionego odrzutu lufy (Tx1,25)



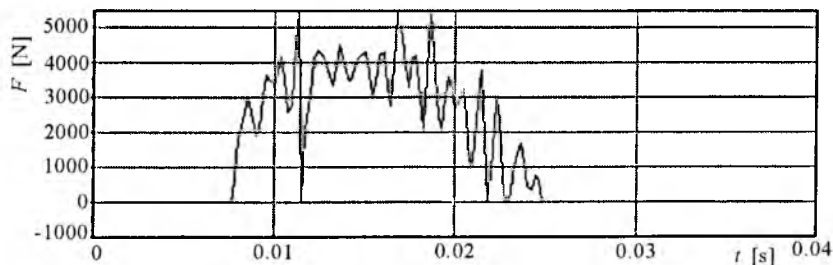
Rys.11. Wykres prędkości zespołu uderzeniowego dla zwolnionego odrzutu lufy (Tx1,5)

Na podstawie otrzymanych wyników symulacji możemy zaobserwować zmiany prędkości zespołu uderzeniowego działka podczas przemieszczania się go w tylne położenie. Na tej podstawie możemy wyznaczyć energię kinetyczną zespołu uderzeniowego działka, która jest zużywana między innymi na pokonanie oporu sprężyny zaczepu automatycznego działka. Z tego też względu wartość tej energii musi być na tyle duża aby umożliwić zadziałanie mechanizmu zaczepu automatycznego działka (zatrzymanie zespołu uderzeniowego w tylnym położeniu) co warunkuje prawidłową pracę działka. Energia zespołu uderzeniowego podczas zatrzymywania się na zaczepie samoczynnym nie może być również zbyt duża ponieważ będzie to powodowało nadmierne zużywanie się zaczepu samoczynnego oraz tylca, a nawet może doprowadzić do zniszczenia mechanizmu. Na podstawie przedstawionych wykresów prędkości zespołu uderzeniowego możemy zauważyć, że dla nominalnego odrzutu lufy zespół uderzeniowy w chwili spotkania z zaczepem samoczynnym posiada pewną wartość energii umożliwiającą prawidłowe funkcjonowanie działka. W przypadku

odrzutu spowolnionego zespół uderzeniowy w chwili spotkania z zaczepem samoczynnym posiada tak małą prędkość, że może nie dojść do zatrzymania go w tylnym położeniu. Przypadek odrzutu lufy przyspieszonego wskazuje natomiast na możliwość przyspieszonego zużywania się mechanizmu wskutek dużej energii kinetycznej zespołu uderzeniowego w chwili uderzenia w tulec oraz zaczep samoczynny. Szczegółowe określenie dopuszczalnych wartości minimalnych oraz maksymalnych energii kinetycznej zespołu uderzeniowego będzie realizowane w przyszłości w ramach kontynuacji prezentowanej pracy. Prowadząc tego typu analizy możemy określić dla jakich wartości odchyłek prędkości odrzutu lufy działka jego mechanizm będzie prawidłowo funkcjonował.

5. Wyznaczenie wielkości dynamicznych w modelu działka dla cyklu jego pracy (sił i momentów sił)

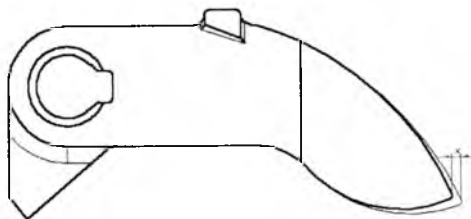
Znając kinematykę mechanizmu broni działka NR-30, czyli charakter ruchu jego elementów, w kolejnym kroku podjęto się zadania określenia sił powstających podczas cyklu pracy i oddziałujących na przemieszczające się elementy mechanizmu broni. Przeprowadzenie tego typu badań będzie pomocne w ocenie wpływu zmiany wartości sił występujących pomiędzy współpracującymi ogniwami mechanizmu na niezawodność broni. Podczas symulacji ruchu wirtualnego mechanizmu prowadzone były obliczenia i wizualizacja wybranych wielkości dynamicznych takich jak: siły, momenty sił, siły tarcia, reakcje w podporach itp. Jako przykład wykonanych obliczeń na wykresie przedstawiono siłę występującą pomiędzy komorą zamkową a przyspieszaczem odrzutu (rys.12). Otrzymane wyniki badań planuje się wykorzystać w przyszłości w analizie wytrzymałościowej rozpatrywanego mechanizmu działka.



Rys.12. Wykres siły występującej pomiędzy komorą zamkową a przyspieszaczem odrzutu

6. Badanie wpływu zużycia elementów działka na parametry kinematyczne i dynamiczne jego mechanizmów

Bardzo istotnym punktem proponowanej metodyki badań jest analiza kinematyczna i dynamiczna mechanizmu działka, którego elementy mają zmienione wskutek zużycia wymiary gabarytowe. Do przeprowadzenia takiej analizy przebudowano wirtualne modele części wchodzących w skład mechanizmu działka. Dokonano tego poprzez usunięcie określonej warstwy materiału w miejscach zaobserwowanego podczas eksploatacji zużywania się danego elementu działka. W celu zobrazowania metody analizy wirtualnego modelu działka z zasymulowanym zużyciem (uszkodzeniem) jego elementów, dokonano przebudowania modelu wirtualnego przyspieszacza odrzutu. Zostało to wykonane poprzez zdjęcie określonej warstwy jego powierzchni współpracującej z komorą zamkową oraz nakładką przyspieszacza. Zmiana geometrii przyspieszacza pokazana jest na rys.13.

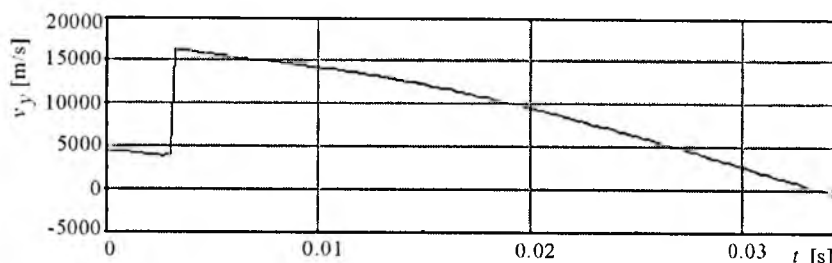


Rys.13. Modyfikacja geometrii przyspieszacza odrzutu

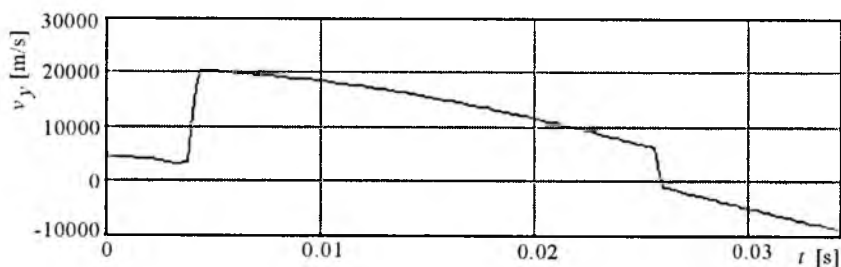
Po przeprowadzeniu modyfikacji modelu przyspieszacza odrzutu została dokonana modernizacja modelu ciągu kinematycznego w programie visualNastran. Po tej operacji została przeprowadzona symulacja ruchu całego układu mechanicznego z jednoczesnym wyznaczeniem wymaganych w analizie wielkości kinematycznych. Na tej podstawie została dokonana analiza porównawcza wyznaczonych wielkości charakterystycznych dla ciągu kinematycznego o nominalnych wymiarach elementów oraz ciągu z zasymulowanym zużyciem jego elementu (przyspieszacza odrzutu).

Porównując otrzymane wartości prędkości przemieszczania się zespołu uderzeniowego przedstawione na rys.14 oraz rys.15 można zauważyć, że na skutek zużycia przyspieszacza odrzutu zmniejszyła się prędkości zespołu uderzeniowego. Zmniejszona wartości tej prędkości skutkuje tym, że w chwili spotkania z zaczepem samoczynnym zespół

uderzeniowy może nie posiadać wystarczającej energii kinetycznej do pokonania sprężyny zaczepu przez co nie zostanie on zatrzymany w tylnym położeniu. Prowadząc tego typu analizy można określić, dla jakich wartości zużycia elementów działka będzie ono poprawnie funkcjonować.



Rys.14. Wykres prędkości przemieszczania się zespołu uderzeniowego dla zmodyfikowanych wymiarów przyspieszacza odrzutu



Rys.15. Wykres prędkości przemieszczania się zespołu uderzeniowego dla nominalnych wymiarów przyspieszacza odrzutu

7. Wnioski końcowe

W prezentowanej pracy została przedstawiona analiza podstawowego układu kinematycznego działka lotniczego NR-30 stosowanego na pokładzie samolotu Su-22. Badania zrealizowano w oparciu o opracowaną we wcześniejszym etapie prac metodę wykorzystującą nowoczesne systemy obliczeniowe oparte na zaawansowanym oprogramowaniu inżynierskim z grupy CAD/CAE.

Realizując poszczególne punkty zaproponowanej metodyki badań napotkano jednak na pewne trudności. Podczas konstruowania modeli elementów bardzo istotnym problemem stało się pozyskanie dokładnych wymiarów gabarytowych tych części ponieważ nie dostępne są ich

rysunki wykonawcze (producent nie przekazał szczegółowej dokumentacji technicznej). Z tym problemem poradzono sobie poprzez dokonanie pomiarów warsztatowych wymiarów tych elementów za pomocą różnego typu przyrządów mikrometrycznych. Drugim problemem występującym podczas procesu modelowania było żmudne budowanie niekiedy bardzo skomplikowanych elementów bryłowych, co wymagało dobrego rozpoznania narzędzi wykorzystywanego oprogramowania oraz dużego nakładu czasu pracy. Przystępując do próby przeprowadzenia analizy kinematycznej oraz dynamicznej wybranych mechanizmów modelu działka napotkano pewne trudności w przeprowadzeniu procesu obliczeniowego. Analizując zaistniałe problemy stwierdzono, że zbudowany model działka jest zbyt złożony w porównaniu z możliwościami obliczeniowymi wybranego oprogramowania. Postanowiono więc do celów obliczeniowych uprościć model działka w ten sposób aby usunąć z niego elementy które nie biorą bezpośredniego udziału w pracy wybranych mechanizmów oraz są mało istotne z punktu widzenia wykonywanych obliczeń. Jako przykład dokonanych uproszczeń można wymienić usunięcie zbędnych zaokrągleń technologicznych, gwintów, części lufy oraz osłony komory zamkowej itp.

Ze względu na szeroki wachlarz możliwości prowadzonych badań i uzyskane dotychczas wyniki planuje się wykorzystać opracowaną metodykę badań do dalszej kompleksowej analizy głównych ciągów kinematycznych działka NR-30. Otrzymane wyniki badań numerycznych zostaną w przyszłości poddane weryfikacji w oparciu o pomiary doświadczalne wybranych wielkości.

Podsumowując należy stwierdzić, że analiza wyników, które można uzyskać przy realizacji badań z wykorzystaniem zaproponowanej metodyki badań stanowi jeden z ważniejszych etapów w procesie opracowywania zasad eksploatacji działek lotniczych wg stanu technicznego. Jednakże należy zaznaczyć, że przeprowadzone badania będą kontynuowane w dalszych pracach w celu uzyskania wyników, które pozwolą na maksymalne ich wykorzystanie w praktyce eksploatacyjnej.

Bibliografia

1. Adameczyk E., Juch J., Miller S., *Teoria mechanizmów i maszyn. Analiza układów mechanicznych*. Politechnika Wrocławska, Wrocław 1980
2. Morecki A., Oderfeld J., *Teoria maszyn i mechanizmów*, PWN, Warszawa 1987

3. Kafliński Z., *Lotnicza broń lufowa. Podstawy obliczeń urządzeń i mechanizmów broni*, WAT, Warszawa 1981
4. Kafliński Z., *Lotnicza broń lufowa. Zasady budowy i działania*, WAT, Warszawa 1979
5. Praca zbiorowa: *Działko lotnicze NR-30. Opis techniczny i eksploatacja*, Dowództwo wojsk lotniczych, Poznań 1991

PROBLEMY MODELOWANIA DYNAMIKI OBIEKTÓW LATAJĄCYCH DLA POTRZEB SYMULATORA CELOWNIKA CP-1

MAREK JAWOROWICZ

GRZEGORZ KOWALECZKO

*Institut Techniki Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: kowaleczko@wmt.wat.edu.pl*

W pracy opisano metodę numerycznego modelowania dynamiki ruchu samolotu i bomby dla potrzeb trenażera strzelań do celów latających. Określono równania ruchu takich obiektów oraz opisano metodę losowego generowania ich trajektorii. Pokazano przykładowe wyniki numerycznej symulacji ich ruchu przestrzennego.

1. Wstęp

Opracowane w zespole konstruktorów Zakładu Systemów Sterowania WAT oraz firmy PREXER wymagania techniczno-taktyczne dla celownika programowalnego CP-1 wskazują na rozwiązanie konstrukcyjne, które powinno charakteryzować się m.in. [1, 2]:

- brakiem ruchomych części;
- współpracą z wykorzystywanymi czujnikami położenia kąтового;
- pracą w warunkach dzień-noc;
- współpracą z dalmierzem laserowym i dokładniejszym algorytmem rozwiązania zagadnienia trafienia;
- pracą w trybie trenażera bez dodatkowego oprzyrządowania;
- współpracą z nadrzędnymi systemami dowodzenia i SKO;
- dynamicznym zobrazowaniem informacji w zależności od trybu pracy;
- niezawodnością pracy w szerokim zakresie charakterystyk celów;
- niskim kosztem jednostkowym.

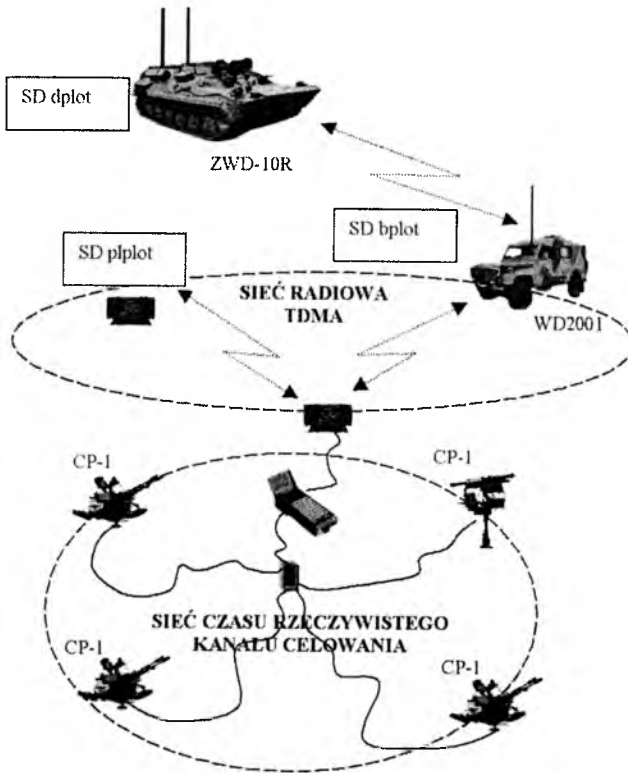
Ważnym aspektem jakościowym realizowanej koncepcji celownika CP-1 jest jednocześnie jego uniwersalność i kompatybilność w ramach zintegrowanego systemu dowodzenia i kierowania ogniem REGA (rys.1). W powyższe założenie wpisują się jego charakterystyki i parametry bojowe oraz cechy funkcjonalne związane z jego pracą jako **uniwersalnego programowalnego trenera**, który:

- pracuje bez dodatkowego oprzyrządowania;
- odwzorowuje warunki rzeczywistego nalotu wymuszając wymagane reakcje operatora;
- ma możliwość pracy autonomicznej lub pracy jako „master” w ugrupowaniu zestawów;
- generuje cele treningowe programowo i z możliwością dowolnej liczby kombinacji wariantów warunków nalotu;
- bazuje na modelach matematycznych celów pozornych zgodnych z charakterystykami rzeczywistych obiektów latających;
- daje operatorowi i dowódcy możliwość oceny przebiegu treningu w trybie on-line i off-line;
- pozwala na rejestrowanie sesji treningowych, w postaci danych operacyjnych i pełnych przebiegów charakterystyk procesów nalotu i reakcjach operatora w celu ich późniejszej oceny.

W ramach przygotowywanego do badań poligonowych modelu funkcjonalnego celownika CP-1 opracowany moduł programowy „Cele pozorne” został przebadany w warunkach modelu laboratoryjnego w WAT, przechodząc pomyślną weryfikację założeń i wykonanej aplikacji w środowisku systemu QNX.

W niniejszej pracy przedstawiony zostanie sposób modelowania ruchu obiektów latających – samolotu i bomby sterowanej. Modelowanie to zrealizowano wykorzystując klasyczny opis przestrzennego ruchu tych obiektów – przyjęto, że są to ciała sztywne o sześciu stopniach swobody. Zasadniczym problemem było wygenerowanie takich sygnałów sterujących, które pozwalają na otrzymanie wiarygodnego zachowania się obiektu, a jednocześnie zapewniają dużą różnorodność otrzymanych trajektorii lotu. To drugie zagadnienie jest istotne ze względu na cel podjętej pracy – generowanie celów latających na potrzeby celownika CP-1.

Poniżej pokazany zostanie sposób określenia równań ruchu samolotu, a dalej omówione zostaną modyfikacje dotyczące ich adaptacji do opisu ruchu bomby.



Rys. 1. Miejsce celownika CP-1 w strukturze dowodzenia i kierowania ogniem OPL

2. Opis matematyczny ruchu obiektów

2.1. Założenia modelu fizycznego

W celu analizy zagadnień dynamiki lotu samolotu przyjęto następujące założenia pozwalające określić matematyczny opis ruchu:

1. Samolot jest ciałem sztywnym o stałej masie, momentach bezwładności i niezmiennym położeniu środka masy oraz posiada dowolną liczbę obracających się elementów sztywnych. Oznacza to, że płynne paliwo, wypełniające znaczną objętość samolotu, będziemy uważać za zajmujące ustalone położenie odpowiadające stanowi ustalonego lotu poziomego. Tylko w specjalnych przypadkach jest analizowany wpływ przemieszczania się paliwa na stateczność i dynamikę lotów sterowanych.

Odkształcalność konstrukcji ma wpływ jedynie na charakterystyki aerodynamiczne. Przyjmuje się, że wpływ ten jest quasistatyczny. Dzięki temu nie wzrasta ilość stopni swobody.

2. Oś obrotu elementów sztywnych mają stałe położenie względem osi samolotu.
3. Samolot ma płaszczyznę symetrii. Jest to płaszczyzna Oxz (rys. 2b), która jest płaszczyzną symetrii geometrycznej, masowej i aerodynamicznej.
4. Układy sterowania składają się ze sztywnych powierzchni sterowych i sztywnego połączenia z napędem.
5. Każdy układ sterowania ma jeden stopień swobody obrany za współrzędną uogólnioną. Jest to najczęściej kąt wychylenia powierzchni sterowych.
6. W układzie sterowania nie występuje tarcie.
7. Ster poziomy i lotki są symetryczne względem płaszczyzny symetrii.
8. Moment zawiasowy od sił ciężkości jest pomijalnie mały w porównaniu z aerodynamicznym momentem zawiasowym.
9. Uwzględnia się momenty giroskopowe od wirujących części silnika.

2.2. Układy współrzędnych

W celu określenia modelu matematycznego samolotu wykorzystano następujące prawoskrętne, prostokątne układy współrzędnych (rys. 2):

$Oxyz$ - układ związany z samolotem o początku w środku masy samolotu.

$Ox_a y_a z_a$ - układ osi przepływu.

$Ox_g y_g z_g$ - układ ziemski o początku w środku masy samolotu.

Układy te związane są następującymi kątami pokazanymi na rys. 2:

- układy $Oxyz$ i $Ox_g y_g z_g$: - kątem odchylenia samolotu Ψ , - kątem pochylenia samolotu Θ , - kątem przechylenia samolotu Φ ;
- układy $Oxyz$ i $Ox_a y_a z_a$: - kątem ślizgu β , - kątem natarcia α .

Dokonując kolejno obrotów o kąty Ψ , Θ i Φ można określić macierz przejścia z układu $Ox_g y_g z_g$ do $Oxyz$:

$$[x, y, z]^T = L_{s/g} [x_g, y_g, z_g]^T \quad (1)$$

gdzie macierz przejścia $L_{s/g}$ jest równa:

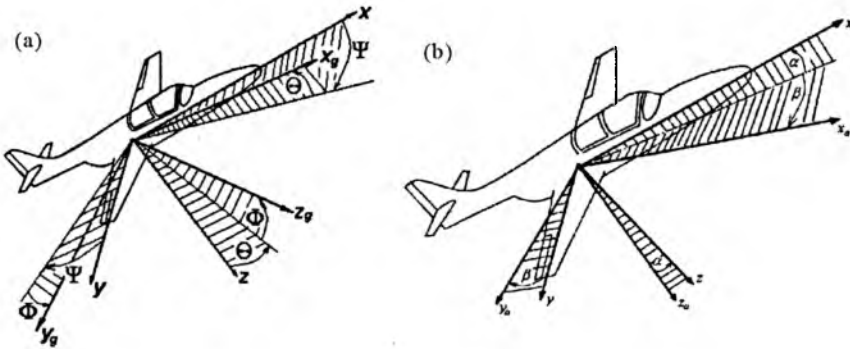
$$L_{s/g} = \begin{bmatrix} \cos\Psi \cos\Theta & \sin\Psi \cos\Theta & -\sin\Theta \\ \cos\Psi \sin\Theta \sin\Phi - \sin\Psi \cos\Phi & \sin\Psi \sin\Theta \sin\Phi + \cos\Psi \cos\Phi & \cos\Theta \sin\Phi \\ \cos\Psi \sin\Theta \cos\Phi + \sin\Psi \sin\Phi & \sin\Psi \sin\Theta \cos\Phi - \cos\Psi \sin\Phi & \cos\Theta \cos\Phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

Dokonując kolejno obrotów o kąty $-\beta$ i α określa się macierz przejścia z układu $Ox_a y_a z_a$ do $Oxyz$:

$$[x, y, z]^T = L_{s/a} [x_a, y_a, z_a]^T \quad (3)$$

gdzie macierz przejścia $L_{s/a}$ jest równa:

$$L_{s/a} = \begin{bmatrix} \cos\alpha \cos\beta & -\cos\alpha \sin\beta & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \sin\alpha \cos\beta & -\sin\alpha \sin\beta & \cos\alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$



Rys. 2. Układy współrzędnych i kąty przejścia pomiędzy nimi

2.3. Określenie równań ruchu samolotu

2.3.1. Ogólna postać równań ruchu

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

- Wektorowe równanie ruchu środka masy samolotu ma postać:

$$\frac{d(m\bar{V})}{dt} = \frac{\partial(m\bar{V})}{\partial t} + \bar{\Omega} \times (m\bar{V}) = \bar{F} \quad (5)$$

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

$$\begin{aligned} m(\dot{U} + QW - RV) &= X \\ m(\dot{V} + RU - PW) &= Y \\ m(\dot{W} + PV - QU) &= Z \end{aligned} \quad (6)$$

gdzie: m - masa samolotu,

\bar{V} - wektor prędkości o składowych $\bar{V} = [U, V, W]^T$ w ruchomym układzie współrzędnych;

$\bar{\Omega}$ - wektor prędkości obrotowej układu ruchomego względem układu inercjalnego o składowych $\bar{\Omega} = [P, Q, R]^T$ w ruchomym układzie współrzędnych;

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

Równania (6) wyznaczono w układzie osi przepływu $Ox_a y_a z_a$, ze względu na łatwe określenie w tym układzie sił aerodynamicznych. W układzie tym wektor prędkości ma tylko jedną składową $U_a = V$ (nie należy jej mylić z drugą składową wektora \bar{V} zgodnie z oznaczeniami pokazanymi powyżej). Równania (6) przyjmują postać:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= X_a \\ mR_a V &= Y_a \\ -mQ_a V &= Z_a \end{aligned} \quad (7)$$

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

$$\bar{\Omega}_a = \bar{\Omega}_s + \bar{\Omega}_{s/a} = \bar{\Omega}_s + \dot{\beta} - \dot{\alpha} \quad (8)$$

Wektor $\overline{\Omega}_x$ ma w układzie $Oxyz$ składowe $\overline{\Omega}_x = [P, Q, R]^T$, wektor $\overline{\beta}$ ma w układzie $Ox_a y_a z_a$ składowe $\overline{\beta} = (0, 0, \beta)^T$, zaś wektor $\overline{\alpha}$ ma w układzie $Oxyz$ składowe $\overline{\alpha} = (0, \alpha, 0)^T$. Uwzględniając to i wykorzystując macierz przejścia (4) na podstawie (8) otrzymuje się:

$$\begin{aligned} P_a &= P \cos \alpha \cos \beta + (Q - \dot{\alpha}) \sin \beta + R \sin \alpha \cos \beta \\ Q_a &= -P \cos \alpha \sin \beta + (Q - \dot{\alpha}) \cos \beta - R \sin \alpha \sin \beta \\ R_a &= -P \sin \alpha + R \cos \alpha + \dot{\beta} \end{aligned} \quad (9)$$

Wykorzystując (9) w równaniach (7) po przekształceniach otrzymuje się następujący układ równań:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{1}{m} X_a \\ \dot{\beta} &= \frac{1}{mV} Y_a + P \sin \alpha - R \cos \alpha \\ \dot{\alpha} &= \frac{1}{\cos \beta - \frac{Z_{a\alpha}}{mV}} \left[\frac{Z_{a\alpha}}{mV} + Q \cos \beta - (P \cos \alpha + R \sin \alpha) \sin \beta \right] \end{aligned} \quad (10)$$

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

$$Z_a = Z_{a\alpha} + Z_{a\alpha} \alpha \quad (11)$$

- Wektorowe równanie równowagi momentów sił ma postać:

$$\frac{d(\overline{K})}{dt} = \frac{\partial(\overline{K})}{\partial t} + \overline{\Omega} \times \overline{K} = \overline{M} + \overline{M}_{gir} \quad (12)$$

gdzie:

\overline{M} - wypadkowy moment sił działających na samolot o składowych $\overline{M} = [L, M, N]^T$ w ruchomym układzie współrzędnych;

\overline{M}_{gir} - moment giroskopowy o składowych $\overline{M}_{gir} = [L_{gir}, M_{gir}, N_{gir}]^T$ w ruchomym układzie współrzędnych;

Wektor krętu (momentu pędu) samolotu jest równy:

$$\overline{K} = \overline{I} \overline{\Omega} \quad (13)$$

gdzie tensor momentów bezwładności \hat{I} jest określony następująco:

$$\hat{I} = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zx} & I_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

Jak zaznaczono wcześniej, równania (12) zapisane zostaną w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem. Stałości charakterystyk masowych samolotu w tym układzie oznaczają, że wszystkie pochodne składowych tensora momentów bezwładności względem czasu są równe zero. Oznacza to, że:

$$\frac{\partial(\bar{K})}{\partial t} = \frac{\partial(\hat{I}\bar{\Omega}_s)}{\partial t} = \frac{\partial\hat{I}}{\partial t}\bar{\Omega}_s + \hat{I}\frac{\partial\bar{\Omega}_s}{\partial t} = \hat{I}\frac{\partial\bar{\Omega}_s}{\partial t} \quad (15)$$

Po przekształceniach, na podstawie (12) wykorzystując (15), otrzymuje się układ trzech równań skalarnych opisujących ruch obrotowy samolotu w ruchomym układzie współrzędnych $Oxyz$ związanym z samolotem. Ma on następującą postać:

$$\begin{aligned} I_x\dot{P} - I_{yz}(Q^2 - R^2) - I_{zx}(\dot{R} + PQ) - I_{xy}(\dot{Q} - RP) - (I_y - I_z)QR &= L + L_{gir} \\ I_y\dot{Q} - I_{zx}(R^2 - P^2) - I_{xy}(\dot{P} + QR) - I_{yz}(\dot{R} - PQ) - (I_z - I_x)RP &= M + M_{gir} \\ I_z\dot{R} - I_{xy}(P^2 - Q^2) - I_{yz}(\dot{Q} + RP) - I_{zx}(\dot{P} - QR) - (I_x - I_y)PQ &= N + N_{gir} \end{aligned} \quad (16)$$

Natomiast ze względu na to, że płaszczyzna Oxz jest płaszczyzną symetrii samolotu zachodzą następujące zależności:

$$I_{xy} = I_{yx}, \quad I_{yz}, I_{zx} = 0 \quad (17)$$

Na tej podstawie układ równań (16) upraszcza się do postaci:

$$\begin{aligned} I_x\dot{P} - (I_y - I_z)QR - I_{xz}(\dot{R} + PQ) &= L + L_{gir} \\ I_y\dot{Q} - (I_z - I_x)RP - I_{xz}(R^2 - P^2) &= M + M_{gir} \\ I_z\dot{R} - (I_x - I_y)PQ - I_{xz}(\dot{P} - QR) &= N + N_{gir} \end{aligned} \quad (18)$$

Moment giroskopowy \bar{M}_{gir} wyznacza się z następującego wyrażenia:

$$\bar{M}_{gir} = J\bar{\omega} \times \bar{\Omega} \quad (19)$$

gdzie: J - moment bezwładności wirujących elementów silnika,

$\bar{\omega}$ - wektor prędkości obrotowej silnika o składowych

$\bar{\omega} = [\omega, 0, 0]^T$ w układzie $Oxyz$.

W oparciu o (19) oblicza się składowe momentu giroskopowego:

$$L_{gir} = 0, \quad M_{gir} = -J\omega R, \quad N_{gir} = J\omega Q \quad (20)$$

Ostatecznie po przekształceniach układ (18) przyjmuje postać:

$$\begin{aligned}\dot{P} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \left\{ \left[L + (I_y - I_z) QR + I_{xz} PQ \right] I_z + \left[N + (I_x - I_y) PQ - I_{xz} QR + J \omega Q \right] I_{xz} \right\} \\ \dot{Q} &= \frac{1}{I_y} \left[M + (I_z - I_x) RP + I_{xz} (R^2 - P^2) - J \omega R \right] \\ \dot{R} &= \frac{1}{I_x I_z - I_{xz}^2} \left\{ \left[L + (I_y - I_z) QR + I_{xz} PQ \right] I_{xz} + \left[N + (I_x - I_y) PQ - I_{xz} QR + J \omega Q \right] I_x \right\}\end{aligned}\quad (21)$$

Uzupełnieniem układów (10) i (21) są związki kinematyczne pozwalające w oparciu o znajomość prędkości kątowych P , Q , R wyznaczyć prędkości zmiany kątów Ψ , Θ i Φ :

$$\begin{aligned}\dot{\Phi} &= P + (R \cos \Phi + Q \sin \Phi) \tan \Theta \\ \dot{\Theta} &= Q \cos \Phi - R \sin \Phi \\ \dot{\Psi} &= \frac{1}{\cos \Theta} (R \cos \Phi + Q \sin \Phi)\end{aligned}\quad (22)$$

Dodatkowo, wykorzystując relacje (1) i (3), określono wektor prędkości środka masy samolotu w układzie $Ox_g y_g z_g$:

$$\begin{bmatrix} U_g \\ V_g \\ W_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{s/g}^{-1} \mathbf{L}_{s/a} \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}\quad (23)$$

Poszczególne składowe są odpowiednio równe:

$$\begin{aligned}\dot{x}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \cos \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi)] \\ \dot{y}_g &= V[\cos \alpha \cos \beta \cos \Theta \sin \Psi + \sin \beta (\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ &\quad + \sin \alpha \cos \beta (\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \sin \Phi \cos \Psi)] \\ \dot{z}_g &= V[-\cos \alpha \cos \beta \sin \Theta + \sin \beta \sin \Phi \cos \Theta + \sin \alpha \cos \beta \cos \Phi \sin \Theta]\end{aligned}\quad (24)$$

Równania (10), (21), (22) i (24) tworzą układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych opisujących przestrzenny ruch samolotu traktowanego jako bryła sztywna. Można zapisać go w następujący sposób:

$$\hat{A}(t, \bar{X}) \frac{d\bar{X}}{dt} + \bar{B}(t, \bar{X}) = \bar{F}^*(t, \bar{X}, \bar{S})\quad (25)$$

gdzie $\hat{A}_{12 \times 12}$ jest macierzą jednostkową $\hat{A} = \mathbf{1}$, zaś \bar{B} jest wektorem zerowym.

\bar{X} jest 12-to elementowym wektorem parametrów lotu samolotu:

$$\bar{X} = [V, \alpha, \beta, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g]^T$$

V - prędkość lotu samolotu (długość wektora prędkości lotu);

α - kąt natarcia samolotu;

β - kąt ślizgu samolotu;

P, Q, R - prędkości kątowe: przechyłania, pochylenia i odchylenia samolotu w układzie współrzędnych $Oxyz$;

Θ, Φ, Ψ - kąty: pochylenia, przechyłania i odchylenia samolotu;

Wektor \bar{S} jest 4-to elementowym wektorem parametrów sterowania samolotem:

$$\bar{S} = [T, \delta_H, \delta_V, \delta_L]^T$$

gdzie: T - ciąg układu napędowego;

δ_H - kąt wychylenia steru wysokości;

δ_V - kąt wychylenia steru kierunku;

δ_L - kąt wychylenia lotek.

2.3.2. *Ogólne wyrażenia określające siły i momenty działające na samolot*

Siły działające na samolot

Prawa strona równania (5) reprezentuje siły działające na samolot:

$$\bar{F} = \bar{Q} + \bar{T} + \bar{R} \quad (26)$$

Ma ona zgodnie z oznaczeniami we wzorach (7) następujące składowe:

$$\begin{aligned} X_a &= Q_{x_a} + T_{x_a} + R_{x_a} \\ Y_a &= Q_{y_a} + T_{y_a} + R_{y_a} \\ Z_a &= Q_{z_a} + T_{z_a} + R_{z_a} \end{aligned} \quad (27)$$

Poszczególne składniki występujące w wyrażeniu (26) określono poniżej.

- **Ciężar samolotu** \bar{Q} , który w układzie $Ox_g y_g z_g$ ma jedną składową $\bar{Q} = [0, 0, mg]^T$. Wykorzystując związki (1) i (3) obliczyć można składowe wektora \bar{Q} w układzie $Ox_a y_a z_a$:

$$[Q_{x_a}, Q_{y_a}, Q_{z_a}]^T = L_{s/a}^{-1} L_{s/g} [0, 0, mg]^T \quad (28)$$

Otrzymuje się:

$$\begin{aligned} Q_{x_a} &= mg(-\cos \alpha \cos \beta \sin \Theta + \sin \beta \cos \Theta \sin \Phi + \sin \alpha \cos \beta \cos \Theta \cos \Phi) \\ Q_{y_a} &= mg(\cos \alpha \sin \beta \sin \Theta + \cos \beta \cos \Theta \sin \Phi - \sin \alpha \sin \beta \cos \Theta \cos \Phi) \\ Q_{z_a} &= mg(\sin \alpha \sin \Theta + \cos \alpha \cos \Theta \cos \Phi) \end{aligned} \quad (29)$$

- **Siła ciągu układu napędowego \bar{T}**

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

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

Wykorzystując (3) po przekształceniach otrzymuje się składowe tego wektora w układzie osi przepływu:

$$\begin{bmatrix} T_{x_a} \\ T_{y_a} \\ T_{z_a} \end{bmatrix} = L_{s/a}^{-1} \begin{bmatrix} T \cos \psi_T \\ 0 \\ T \sin \psi_T \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \cos \psi_T - \sin \alpha \cos \beta \sin \psi_T \\ -\cos \alpha \sin \beta \cos \psi_T + \sin \alpha \sin \beta \sin \psi_T \\ -\sin \alpha \cos \psi_T - \cos \alpha \sin \psi_T \end{bmatrix} \quad (30)$$

- **Siła aerodynamiczna \bar{R}** , która ma w układzie $Ox_a y_a z_a$ następujące składowe:

$$\begin{aligned} R_{x_a} &= -P_{xa} = -C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S \\ R_{y_a} &= P_{ya} = -C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S \\ R_{z_a} &= -P_{za} = -C_{za} \frac{\rho V^2}{2} S \end{aligned} \quad (31)$$

gdzie: C_{xa} , C_{ya} , C_{za} - współczynniki siły oporu, siły bocznej i siły nośnej, ρ - gęstość powietrza.

Momenty sił działających na samolot

Prawa strona równań (21) zawiera wektor $\bar{M} = [L, M, N]^T$, który jest wypadkowym wektorem momentów sił działających na samolot. Ze względu na to, że równania (21) określono w układzie centralnych osi bezwładności kadłuba z początkiem w środku masy samolotu, jedynymi

momentami działającymi na samolot są momenty aerodynamiczne. Zgodnie z tym poszczególne składowe są równe:

$$\begin{aligned} L &= C_l \frac{\rho V^2}{2} Sl \\ M &= C_m \frac{\rho V^2}{2} Sb_a \\ N &= C_n \frac{\rho V^2}{2} Sl \end{aligned} \quad (32)$$

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

2.4. Siły i momenty aerodynamiczne działające na samolot

Siły i momenty aerodynamiczne działające na samolot opisane wyrażeniami (31), (32) określa się w oparciu o znajomość ich współczynników aerodynamicznych. Współczynniki te zależą od wielu czynników takich jak: kształt samolotu, kąt natarcia, kąt ślizgu, liczby Macha i Reynoldsa, kąty wychylenia powierzchni sterowych oraz prędkości kątowe. Nie ma ogólnych metod wyznaczania tych charakterystyk dla dowolnego przestrzennego położenia samolotu. Z tego powodu stosuje się różne sposoby, w zależności od rozpatrywanego zagadnienia, dostępności danych źródłowych o samolocie (kształt, profile, zakresy lotu itp.), bazy badawczej, która jest do dyspozycji.

Jedną z najczęściej stosowanych metod są badania wykonywane w tunelach aerodynamicznych. Badane mogą być zarówno obiekty rzeczywiste jak i ich modele. Wykonując badania modelowe należy uwzględnić tzw. kryteria podobieństwa, których spełnienie zapewnia wiarygodność otrzymanych wyników. Innym sposobem określania współczynników aerodynamicznych jest zastosowanie metod tzw. numerycznej mechaniki płynów. Metody te bazując na równaniach opisujących przepływy ośrodków ciągłych pozwalają na numeryczne obliczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych różnego rodzaju obiektów. Jeszcze innym sposobem są metody tzw. identyfikacji gdzie charakterystyki wyznacza się w oparciu o szereg prób w locie. Podczas tych prób dokonuje się szeregu pomiarów różnych parametrów

pozwalających na identyfikację charakterystyk aerodynamicznych badanego samolotu.

W niniejszej książce bazowano na charakterystykach otrzymanych w badaniach tunelowych. Były to charakterystyki statyczne tzn. otrzymane w warunkach ustalonego opływu przy ustalonym położeniu modelu (brak prędkości kątowych). Z tego powodu charakterystyki te należało uzupełnić o tzw. część dynamiczną obliczając pochodne dynamiczne współczynników aerodynamicznych. Obliczono je stosując klasyczne metody zawarte w literaturze ([3] ÷ [6]).

Ze względu na sposób pomiaru sił aerodynamicznych ich współczynniki określono w układzie prędkościowym $Ox_a y_a z_a$ (układ osi przepływu). Natomiast współczynniki wszystkich momentów aerodynamicznych wyznaczono w układzie związanym z samolotem $Oxyz$.

Zarówno w przypadku sił aerodynamicznych jak i momentów aerodynamicznych założono, że sumaryczny współczynnik aerodynamiczny jest sumą składnika statycznego oraz składników będących efektem wychylenia organów sterowania oraz niezerowych prędkości kątowych samolotu. Tak rozumiana zasada superpozycji może być zastosowana dla przypadku małych liczb Macha ($Ma < 0.5$) i niewielkich kątów natarcia. Zapisać ją można w następującej ogólnej postaci:

$$C_a = C_{a \text{ statyczny}}(\alpha, \beta) + C_a^p P + C_a^q Q + C_a^r R + C_a^{\delta_H} \delta_H + C_a^{\delta_V} \delta_V + C_a^{\delta_L} \delta_L + \\ + C_a^{pq} PQ + C_a^{pr} PR + C_a^{qr} QR \quad (33)$$

Dla poszczególnych współczynników aerodynamicznych niektóre składniki powyższej sumy są równe zeru lub pomijalnie małe.

Szczegółowy opis sposobu wyznaczania wszystkich współczynników aerodynamicznych znaleźć można min. w [3] i [4].

2.5. Określenie równań ruchu bomby

W przypadku analizy ruchu bomby w mocy pozostają równania (10), (21), (22) oraz (24) symbolicznie zapisane równaniem (25). Należy jednak wprowadzić modyfikacje wynikające z różnic konstrukcyjnych.

• Charakterystyki masowe

W przypadku bomby, która ma dodatkową płaszczyznę symetrii Oxy oprócz zerowania się momentów I_{xy} i I_{yz} (patrz 2.17) również momenty

dewiacyjne I_{xz} i I_{zx} pozostają równe zero:

$$I_{xz} = I_{zx} = 0 \quad (34)$$

Z tego powodu w równaniach (21) znikają wszystkie człony zawierające momenty dewiacyjne.

• Charakterystyki aerodynamiczne

Przy obliczaniu sił działających na bombę w jednakowy sposób określa się siłę nośną i siłę boczną oraz moment pochylający i moment odchylający. Siła nośna i moment pochylający wyznaczana jest w funkcji kąta natarcia, zaś siła boczna i moment odchylający w funkcji kąta ślizgu. W obliczeniach zastosowano metodykę opisaną w [3] w odniesieniu do osiowosymetrycznego kadłuba samolotu. Pochodne dynamiczne wyznaczono stosując zależności zaczerpnięte z [4]. Przykładowe zależności otrzymane w wyniku obliczeń mają następującą postać:

$$C_{za} = 1.73 \sin \alpha \cos^2 \alpha + 5.46 \sin^3 \alpha + 0.904(\alpha + \delta_H) \quad (35)$$

$$C_m = 0.35(1.73 \sin \alpha \cos^2 \alpha + 5.46 \sin^3 \alpha) - 1.808(\alpha + \delta_H) - 0.12Q \quad (36)$$

Przy określaniu współczynnika siły oporu aerodynamicznego otrzymano następującą zależność:

$$C_{xa} = C_{xa0} + 1.73 \sin^2 \alpha \cos \alpha + 5.46 \sin^3 \alpha \tan \alpha \quad (37)$$

gdzie uwzględniono zmianę współczynnika C_{xa0} w zależności od liczby Macha. Przyjęto, że współczynnik ten pozostaje stały, aż do krytycznej liczby Macha. Powyżej tej liczby wzrasta i osiąga maksymalną wartość dla liczby Macha 1.1. Obliczenia dały następujące wyniki:

$$C_{xa0} = \begin{cases} 0.04 & \text{dla } Ma < Ma_{kr} \approx 0.8 \\ 0.5 & \text{dla } Ma = 1.1 \end{cases} \quad (38)$$

W przedziale liczb Macha pomiędzy 0.8 i 1.1 współczynnik ten wzrasta według zależności:

$$C_{xa0} = 0.04 + 0.46 \left(\cos 3\pi \frac{Ma - 0.8}{0.3} - 9 \cos \pi \frac{Ma - 0.8}{0.3} + 8 \right) \quad (39)$$

• Wektor sterowania

W przypadku bomby sterowanej przyjęto, że ciąg układu napędowego

T jest równy zero, zaś sterowanie odbywa się poprzez wychylenie sterów δ_H i δ_V . Zatem wektor sterowania ma postać:

$$\bar{S} = [0, \delta_H, \delta_V, 0]^T$$

2.6. Modelowanie manewrów samolotu i lotu bomby

• Określenie punktu pojawienia się samolotu/bomby

Aby zapewnić zmienność punktu w przestrzeni (rys. 3), w którym pojawia się samolot lub bomba zastosowano procedurę, w której w sposób losowy określany jest kąt podniesienia tego punktu i jego azymut. Założono, że kąt podniesienia zmienia się w przedziale $10^0 \leq \Lambda \leq 60^0$, zaś azymut w zakresie $0^0 \leq \Gamma \leq 360^0$. Zastosowano następujące formuły:

$$\Lambda = 10^0 + 50^0 f_{los} \quad (40)$$

$$\Gamma = 360^0 f_{los} \quad (41)$$

Współrzędne punktu pojawienia się celu określono wykorzystując następujące związki:

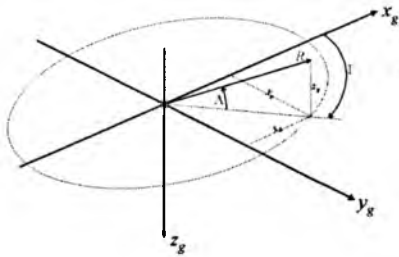
$$x_g = R \cos \Lambda \cos \Gamma$$

$$y_g = R \cos \Lambda \sin \Gamma \quad (42)$$

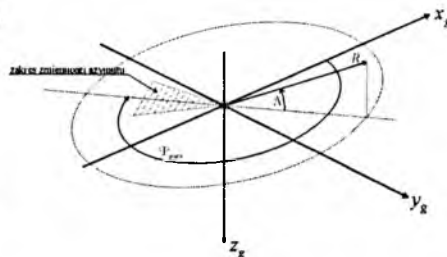
$$z_g = -R \sin \Lambda$$

R jest odległością pojawienia się celu od zestawu przeciwnolotniczego. Odległość ta jest równa zasięgowi użytego środka rażenia R_{sr} powiększonemu o odległość, którą samolot/bomba przeleci w czasie t_{sr} , gdy środek rażenia osiągnie granicę swojego zasięgu.

$$R = R_{sr} + V_{pocz} t_{sr} \quad (43)$$



Rys. 3. Określenie punktu pojawienia się samolotu



Rys. 4. Określenie początkowego kursu samolotu

- **Określenie początkowego kursu samolotu/bomby**

Początkowo przyjęto, że samolot/bomba porusza się w kierunku „do obserwatora”. Zgodnie z tym założeniem kąt odchylenia obiektu jest równy (rys. 4):

$$\Psi_{pocz} = \Gamma + 180^{\circ} \quad (44)$$

Następnie założono, że samolot/bomba losowo zmienia ten kurs w $\pm 45^{\circ}$. Zastosowano następującą formułę:

$$\Psi = \Psi_{pocz} + 45^{\circ} (2f_{los} - 1) \quad (45)$$

- **Wybór manewru samolotu**

Założono, że samolot realizował będzie jeden z czterech następujących manewrów:

- przelot bez zmiany prędkości, wysokości i kursu;
- zakręt;
- zawrót Imelmana;
- pętla.

Każdy z manewrów może zostać zrealizowany z jednakowym prawdopodobieństwem. Sterowanie pozwalające wykonać założone manewry określono stosując tzw. dynamikę odwrotną. Dokładny opis tej metody i przykładowe wyniki zawiera praca [6]. Rozwiązanie zagadnienia odwrotnego polega na założeniu parametrów określonego manewru, a następnie na obliczeniu koniecznego sterowania obiektem.

- **Modyfikacja manewru samolotu**

W celu modyfikacji trajektorii manewrów zaburzono sygnały sterujące obliczone wcześniej w oparciu o dynamikę odwrotną. Każdy z sygnałów sterujących może być zaburzony w przedziale 90%-110%, przy czym wielkość zaburzenia generowana była losowo. Zastosowano następującą formułę:

$$\bar{S}(t) = \bar{S}_0(t) \cdot (0.9 + 0.2f_{los}) \quad (46)$$

gdzie:

$\bar{S}_0(t)$ - wektor sterowania obliczony poprzez rozwiązanie zagadnienia odwrotnego;

f_{los} - współczynnik dobierany losowo o wartościach $0 \leq f_{los} \leq 1$.

Dodatkowo, w celu zwiększenia różnorodności trajektorii lotu losowo zaburzana jest też prędkość początkowa lotu. Zakres zmian jest podobny jak dla sterowania samolotem.

$$V_{pocz} = V_{pocz} \cdot (0.9 + 0.2f_{los}) \quad (47)$$

- **Dodatkowe założenia dotyczące bomby**

W przypadku modelowania ruchu bomby dodatkowo założono, że początkowy kąt pochylenia toru lotu może zmieniać się losowo w granicach $-10^0 \leq \Theta \leq 10^0$. Przyjęto też znacznie większą niż w przypadku samolotu zmienność prędkości początkowej. Zmienia się ona losowo w przedziale 160÷270 m/s (576÷973 km/h).

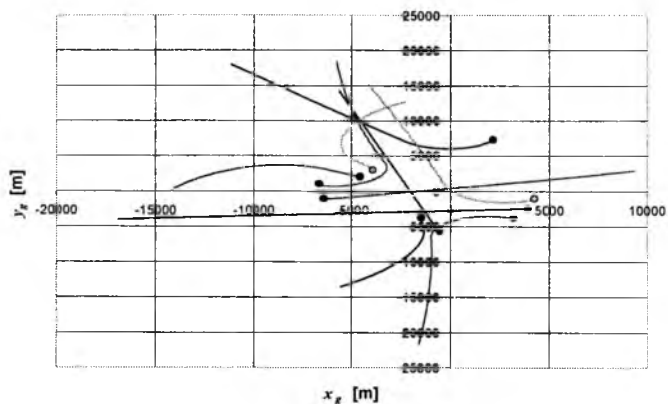
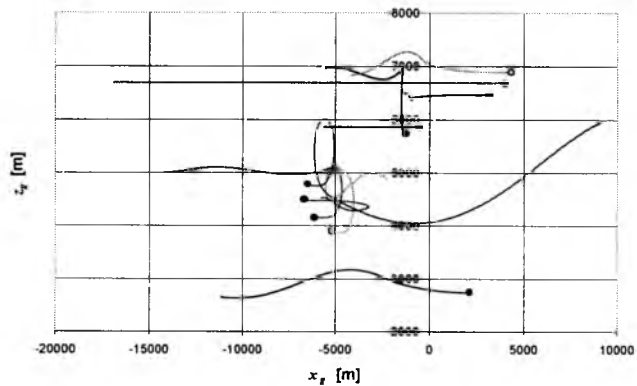
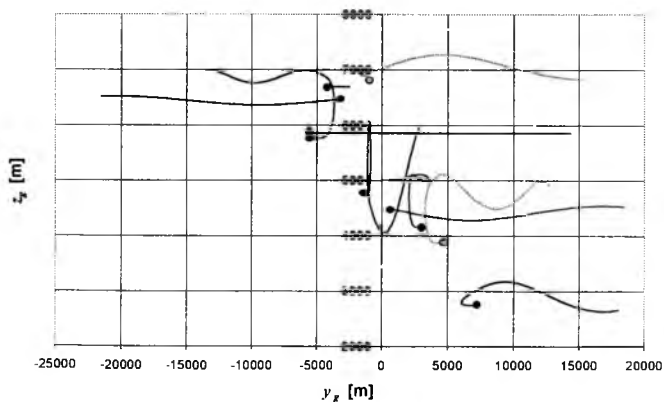
Sterowanie bombą ograniczone jest do wychylenia sterów δ_H i δ_v . W obliczeniach założono, że każdy z tych sygnałów może zmieniać się w ograniczonym zakresie. Wartości wychylenia sterów generowana są losowo, oddzielnie dla każdego z nich, i pozostają niezmienna w czasie symulacji.

3. Wyniki symulacji numerycznej

- **Manewry samolotu**

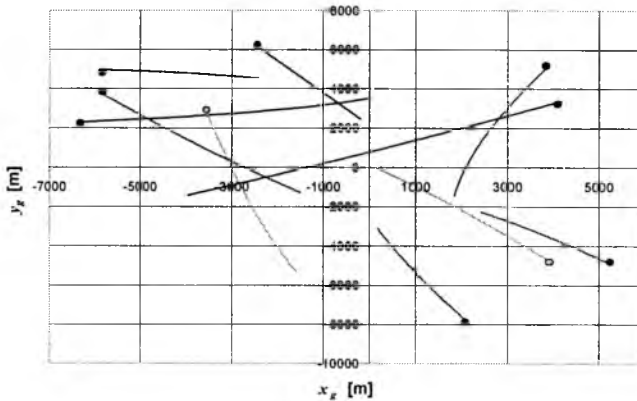
W rezultacie opisanych powyżej procedur otrzymano algorytm umożliwiający symulowanie lotów przestrzennych samolotu, których trajektorie są niepowtarzalne z punktu widzenia obserwatora. Jak zaznaczono we wstępie, istotnym zagadnieniem podjętym w pracy było automatyczne wygenerowanie sygnałów sterujących pozwalających na otrzymanie wiarygodnego zachowania się obiektu. Jednocześnie każdy manewr powinien być inny od poprzedniego, tak aby w czasie pracy symulatora celownika CP-1 nie pojawiały się cele o identycznych zachowaniach.

Na rysunkach 5÷7 pokazano trajektorie kolejnych 10. wygenerowanych kolejno lotów samolotu szkolno-bojowego. Kropkami oznaczono punkty początkowe trajektorii. Widać, że otrzymano różnorodne tory lotu zasadniczo różniące się od siebie. Odpowiadają one wszystkim zaprogramowanym manewrom.

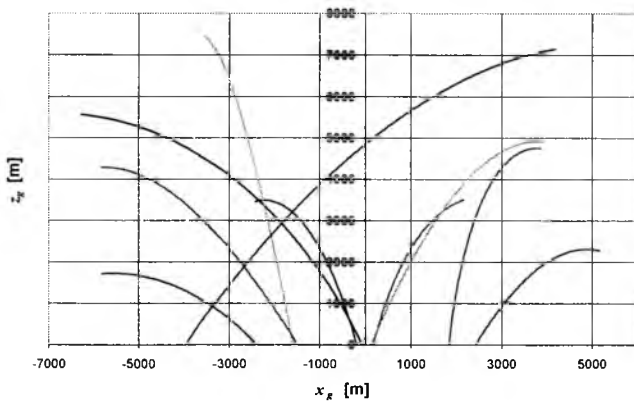
Rys. 5. Rzut trajektorii lotu samolotu na płaszczyznę $Ox_g y_g$ Rys. 6. Rzut trajektorii lotu samolotu na płaszczyznę $Ox_g z_g$ Rys. 7. Rzut trajektorii lotu samolotu na płaszczyznę $Oy_g z_g$

• Lot bomby

Podobnie jak dla samolotu, również dla bomby przeprowadzono obliczenia 10. wygenerowanych kolejno zrzutów. Do obliczeń przyjęto charakterystyki zbliżone do charakterystyk bomby sterowanej laserowo klasy KAB-500. Otrzymane wyniki pokazano na rysunkach 8÷10.



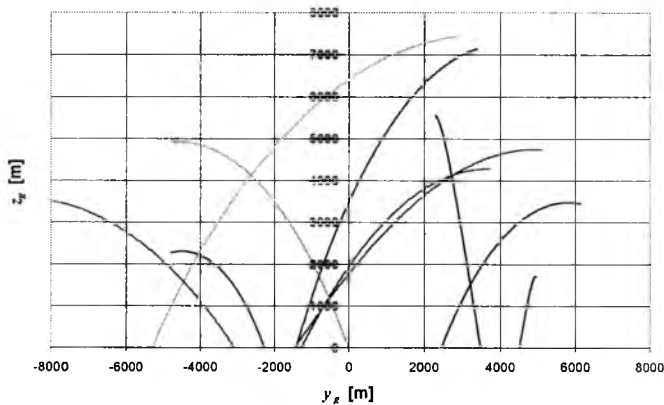
Rys.8. Rzut trajektorii bomby na płaszczyznę $Ox_g y_g$



Rys.9. Rzut trajektorii lotu samolotu na płaszczyznę $Ox_g z_g$

Nakreślone trajektorie pokazują, że program automatycznie generuje ruch bomby, która pojawia się w polu obserwacji w różnych miejscach przestrzeni i zrzucana jest z różnej wysokości w różnych kierunkach. Podobnie jak poprzednio na rysunku 8 kropkami oznaczono punkty

początkowe trajektorii. Widać, że ze względu na sterowanie rzuty trajektorii na płaszczyznę $Ox_g y_g$ nie są odcinkami prostym lecz krzywymi – sterowana bomba ma możliwość zbroczenia z początkowego kursu.



Rys. 10. Rzut trajektorii lotu samolotu na płaszczyznę $Oy_g z_g$

4. Podsumowanie

Powyżej przedstawiono sposób modelowania lotu dwóch obiektów: samolotu i bomby. Do opisu ich ruchu zastosowano klasyczny model bryły sztywnej o 6-ciu stopniach swobody. Zapewnia to wiarygodność uzyskiwanych zachowań obu obiektów, przede wszystkim na poprawny sposób wyznaczania sił i momentów aerodynamicznych.

Opracowane algorytmy i programy komputerowe pozwalają na efektywne modelowanie lotu pozostawiając duże rezerwy mocy obliczeniowej nawet dla średniej klasy komputerów. Jest to szczególnie istotne w przypadku wykorzystania ich jedynie jako fragmentu oprogramowania realizującego większe zadanie *uniwersalnego programowalnego celownika-trenażera*.

Na podkreślenie zasługuje też prostota procedur pozwalających na generowanie niepowtarzalnych warunków początkowych i sterowań dla każdego z lotów samolotu, czy zrzutów bomby. Pozwala to na uzyskanie jednakowego prawdopodobieństwa pojawienia się obiektów w różnych miejscach przestrzeni i na nieograniczoną różnorodność otrzymanych trajektorii lotu.

Należy jednak zaznaczyć, że automatyczne generowanie zaburzonych sterowań było możliwe jedynie dlatego, że zarówno samolot jak i bomba są obiektami statecznymi statycznie i dynamicznie. W przypadku zastosowania podobnej metody do sterowania obiektem niestatecznym (np. śmigłowiec) prowadziłoby to do pojawienia się niestatecznych, narastających ruchów o charakterze najczęściej oscylacyjnym. Pokazania metoda jest w tym przypadku nieskuteczna.

Temat realizowany w ramach projektu celowego na podstawie umowy z MNI nr 148389/C-T00/2003

Bibliografia

1. Jaworowicz, Dobrzyński, Dzienisiewicz, Kaczmarek, Malesa; *Założenia taktyczno-techniczne na celownik programowalny CP-1 do armat przeciwlotniczych lub zestawów artyleryjsko-rakietowych*. Materiały dla DPZ MON, Warszawa, 2002
2. Dobrzyński, Jaworowicz, Kaczmarek, Malesa; *Koncepcja systemu zobrazowania informacji w programowalnym bezgiroskopowym celowniku artylerii przeciwlotniczej bliskiego zasięgu*. Materiały II Konferencji: Kierowanie ogniem systemów obrony powietrznej (przeciwlotniczej), Koszalin, 2002
3. Lebedew A.A., Czernobrowkin L.C.; *Dynamika poleta*. Maszinostroene, 1973
4. Ostoslawskij I.W.; *Aerodinamika samoleta*, Gosudarstwennoe Izdatelstwo Oboronnoj Promyslennosti, 1957
5. Ostoslawskij I.W., Strawewa I.W., *Dynamika poleta – Traektorii letatelnych apparatow*, Maszinostroene, 1964
6. Kowaleczko G.; *Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Wydawnictwo WAT, Warszawa, 2003

ZAGADNIENIA IDENTYFIKACJI MODELU RUCHU SAMOLOTU

PIOTR CIECIŃSKI

*Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa
pciecins@prz.edu.pl*

Konstruowanie układów sterowania wymaga posiadania modeli matematycznych sterowanych obiektów. Dotyczy to również tak szczególnych układów, jakimi są samoloty. W związku z tym w Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej równolegle do badań układów sterowania prowadzone są prace nad metodami służącymi do wyznaczenia modeli matematycznych samolotu najlepiej dostosowanymi do stawianych im zadań. Artykuł zawiera propozycję budowy modelu ruchu samolotu będącego połączeniem kilku modeli liniowych.

1. Wprowadzenie

W Katedrze Awioniki i Sterowania od wielu lat prowadzone są prace związane z budową układów sterowania do samolotów zarówno załogowych (autopilot APC1, system pośredniego sterowania SPS1) oraz bezzałogowych (układ autonomicznego sterowania APC4) [4,6]. Jednym z wielu problemów spotykanych podczas prowadzenia w/w prac jest konieczność posiadania dobrego modelu ruchu samolotu. Dla małych samolotów, w odróżnieniu od samolotów w odróżnieniu od samolotów wojskowych i transportowych, nie prowadzi się szczegółowych badań aerodynamicznych i w związku z tym najczęściej brakuje odpowiednich modeli. W związku z powyższym równolegle do badań nad rozwojem układów sterowania prowadzone są w naszej Katedrze prace mające na celu opracowanie metodyki identyfikacji modelu ruchu samolotu dostosowanego do syntezy i testowania układów sterowania [2] Do syntezy układów sterowania najkorzystniejsze jest posiadanie rodziny

modeli liniowych. Spowodowane to jest rozpowszechnieniem sprawdzonych metod syntezy wykorzystujących takie modele. [1,4,6]

W odróżnieniu od etapu syntezy najkorzystniejsze do celów testowania zaprojektowanych układów automatyki lotu są modele nieliniowe opisujące ruch samolotu przy znacznie większej zmianie parametrów lotu. Jednak identyfikacja parametrów modeli nieliniowych jest skomplikowana i sprawia wiele kłopotów. W pracy przedstawiono próbę poszerzenia zastosowania zidentyfikowanych liniowych modeli ruchu samolotu do symulacji zachowania się samolotu przy zmianie parametrów ruchu znacznie wykraczających poza możliwość odwzorowania modelem zlinearyzowanym.

2. Modele matematyczne ruchu samolotu

Stosując ogólne zasady mechaniki Newtona można wyprowadzić następujący model ruchu samolotu [1]:

$$\begin{aligned}
 m(\overset{\circ}{U} + Q\overset{\circ}{W} - R\overset{\circ}{V} + g * \sin(\Theta)) &= X(U_a, W_a, \delta_p) \\
 m(\overset{\circ}{V} + R\overset{\circ}{U} - P\overset{\circ}{W} + g * \sin(\Phi) \cos(\Theta)) &= Y(V_w, P, \delta_b) \\
 m(\overset{\circ}{W} + P\overset{\circ}{V} - Q\overset{\circ}{U} + g * \cos(\Phi) \cos(\Theta)) &= X(U_a, W_a, \delta_p) \\
 P I_X + QR(I_Z - I_Y) - (PQ + R)I_{XZ} &= L(V_w, P, R, \delta_b) \\
 Q I_Y + PR(I_X - I_Z) + (P^2 + R^2)I_{XZ} &= M(U_a, W_a, W_a, Q, \delta_p) \\
 R I_Z + PQ(I_Y - I_X) + (QR + P)I_{XZ} &= N(V_a, P, R, \delta_p)
 \end{aligned} \tag{1}$$

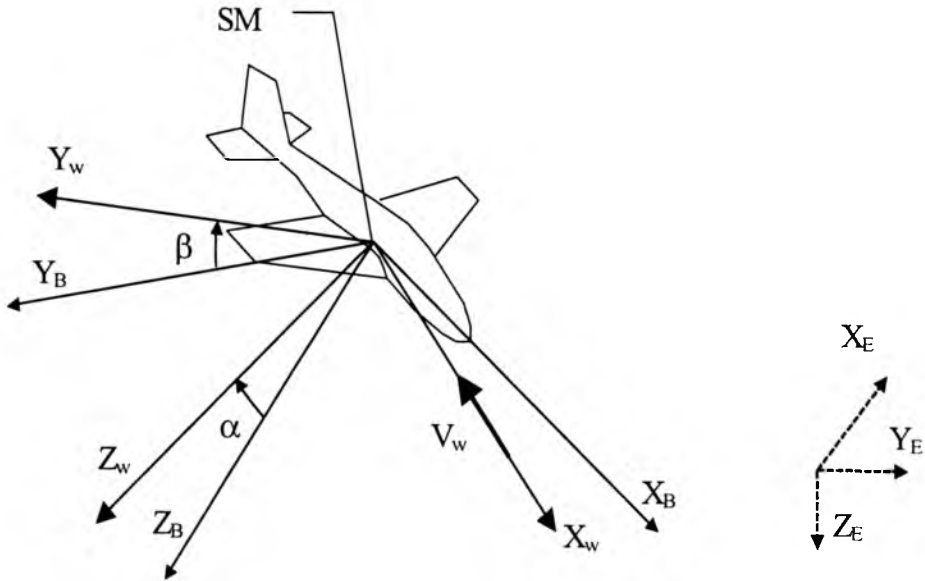
$$\begin{bmatrix} \overset{\circ}{P} \\ \overset{\circ}{Q} \\ \overset{\circ}{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\Theta) \\ 0 & \cos(\Phi) & \cos(\Theta) \sin(\Phi) \\ 0 & -\sin(\Phi) & \cos(\Theta) \cos(\Phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \overset{\circ}{\Phi} \\ \overset{\circ}{\Theta} \\ \overset{\circ}{\Psi} \end{bmatrix}$$

$$\overset{\circ}{[x_E, y_E, z_E]^T} = L_{VB} \overset{\circ}{[U, V, W]^T}$$

gdzie:

- wektor sumy sił aerodynamicznych i ciągu $\bar{F} = [X, Y, Z]$
- wektor prędkości samolotu względem Ziemi $\bar{V}_E = [U, V, W]$
- wektor prędkości kątowej samolotu względem Ziemi $\bar{\Omega}_{BE} = [P, Q, R]$
- wektor krętu samolotu $\bar{H} = [H_x, H_y, H_z]$
- wektor momentu od sił zewnętrznych $\bar{M} = [L, M, N]$
- osiowe momenty bezwładności I_x, I_y, I_z

Na rysunek 1 zilustrowano układy współrzędnych stosowane w prezentowanych modelach matematycznych ruchu samolotu.



Rys. 1 Układy współrzędnych stosowane w modelu ruchu samolotu

Dla zastosowań praktycznych bardzo często stosuje się uproszczone modele ruchu samolotu. Postać ruchu po linearyzacji, stosując metodę małych zakłóceń i założeniu, że ruchy symetryczne wywołują wyłącznie siły i momenty symetryczne a antysymetryczne - momenty i siły antysymetryczne (2) [1].

$$\begin{bmatrix} \overset{\circ}{u} \\ w \\ q \\ \vartheta \\ h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \cdot \cos(\Theta_0) & 0 \\ Z_u & Z_w & U_0 & -g \cdot \sin(\Theta_0) & 0 \\ \frac{M_u}{M_w} & \frac{M_w}{M_q} & & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \vartheta \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_H} & X_{\delta_T} \\ Z_{\delta_H} & Z_{\delta_T} \\ \frac{M_{\delta_H}}{M_{\delta_T}} & \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_H \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & -U_0 & g \cdot \cos(\Theta_0) \\ L'_v & L'_p & L'_r & 0 & 0 \\ N'_v & N'_p & N'_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \operatorname{tg}(\Theta_0) & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_L} & Y_{\delta_K} \\ L'_{\delta_L} & L'_{\delta_K} \\ N'_{\delta_L} & N'_{\delta_K} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_L \\ \delta_K \end{bmatrix}$$

gdzie:

$$F_\xi = \frac{1}{m} \left(\frac{\partial F}{\partial \xi} \right), \quad M_\xi = \frac{1}{I} \left(\frac{\partial M}{\partial \xi} \right), \quad \xi \in \left(u, v, w, \overset{\circ}{w}, \delta_H, \delta_T \right)$$

$$\overline{M}_i = M_i + M_w Z_i, \quad i \in (u, w, q, \delta_H, \delta_T)$$

$$L'_j = \frac{L_j + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) N_j}{1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_x I_z} \right)}, \quad N'_j = \frac{N_j + \left(\frac{I_{xz}}{I_x} \right) L_j}{1 - \left(\frac{I_{xz}^2}{I_x I_z} \right)}, \quad j \in (v, p, r)$$

Równania zapisane w powyższej postaci mają wiele zalet najbardziej oczywistą jest to, że są to układy równań liniowych co pozwala na korzystanie z dobrze opracowanego aparatu matematycznego oraz implementacji programowych służących analizie oraz wyliczaniu przy ich użyciu parametrów ruchu samolotu. Liniowa postać równań opisujących zachowanie się obiektu nieliniowego jakim jest samolot, powoduje powstawanie sporych błędów pomiędzy rzeczywistą trajektorią ruchu samolotu a jej odwzorowaniem przez model. Błędy te są w zastosowaniach praktycznych, do pominięcia pod warunkiem spełnienia założeń przyjętych przy linearyzacji to znaczy: że parametry ruchu samolotu znajdują się w bezpośrednim otoczeniu punktu wyznaczającego stan ustalony. W dalszej części artykułu opisana będzie propozycja modyfikacji zlinearyzowanego modelu ruchu samolotu (2), która powinna wyeliminować opisane wcześniej wady modelu liniowego.

3. Metodyka identyfikacji modelu ruchu samolotu

Układy sterowania dla samolotów lokalnej komunikacji projektowane są do sterowania samolotem dla ściśle określonych zakresów parametrów lotu. Najczęściej sterowanie realizuje funkcję stabilizacji nakazanego stanu ustalonego lub przechwycenie tego stanu. Tak budowane są typowe autopiloty przeznaczone dla samolotów komunikacyjnych. Sytuacja, w której samolot w locie sterowanym przekracza założone ograniczenia dopuszczalnych parametrów ruchu jest stanem awaryjnym i wymaga ingerencji pilota. Daje to możliwość uproszczenia modelu ruchu samolotu tak by odwzorowywane były fazy lotu szczególnie istotne z punktu widzenia projektowanego układu sterowania.

Proponowany w niniejszym artykule sposób modelowania ruchu samolotu polega na identyfikacji zlinearyzowanych modeli ruchu samolotu dla kilku wybranych stanów lotu samolotu, a następnie dynamicznego wyboru odpowiedniego modelu liniowego w zależności od wartości chwilowych parametrów ruchu. Model został zbudowany w następujący sposób:

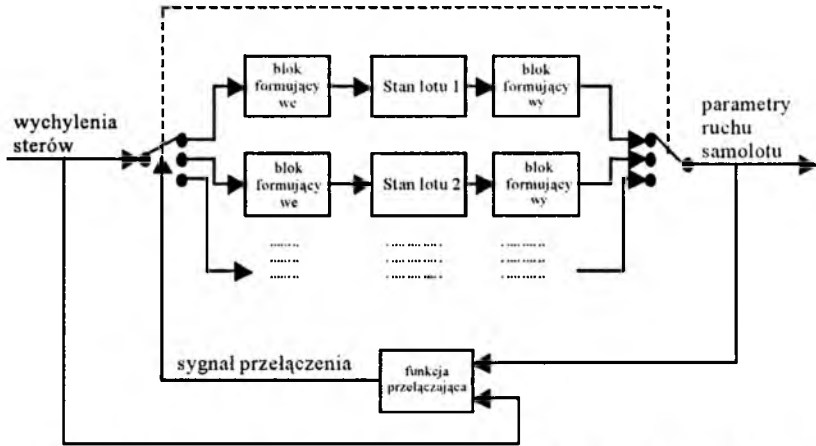
1. Określenie żądanych stanów lotu.
2. Przeprowadzenie eksperymentów i identyfikacja modeli liniowych.
3. Weryfikacja otrzymanych wyników.
4. Określenie postaci funkcji przełączającej i budowa modelu hybrydowego.
5. Oszacowanie dokładności otrzymanego modelu.

Na rysunku 2 przedstawiono schemat blokowy modelu ruchu samolotu zbudowanego z kilku modeli liniowych łączyjących wynikiem identyfikacji rzeczywistego modelu ruchu samolotu. Jednak dla celów weryfikacji metody ruch rzeczywistego samolotu został zastąpiony symulacją modelu nieliniowego opisanego w [3].

Identyfikację modeli liniowych przeprowadzono przy zastosowaniu minimalizacji błędu predykcji. W wyniku identyfikacji otrzymano rodzinę modeli liniowych ruchu samolotu.

Na rys. 2 zilustrowano działanie proponowanego modelu ruchu samolotu, złożonego ze zidentyfikowanych wcześniej modeli liniowych. Model składa się z szeregu równoległych gałęzi złożonych z bloku formującego sygnały wejściowe, zlinearyzowanego modelu ruchu samolotu, bloku formującego sygnały wyjściowe. Bloki formujące zapewniają uwzględnienie stanu ustalonego modelu liniowego. Obliczenia w modelu

są realizowane zawsze przez jedną gałąź wybraną za pomocą przełącznika sterowanego sygnałem wypracowywanym przez blok funkcji przełączającej. W bloku funkcja przełączająca analizowane są zmiany sygnałów wejściowych i wyjściowych modelu ruchu samolotu. Na podstawie ich wzajemnej współzależności podejmowana jest decyzja przełączenia na inną gałąź modelu.



Rys 2. Schemat blokowy hybrydowego modelu ruchu samolotu

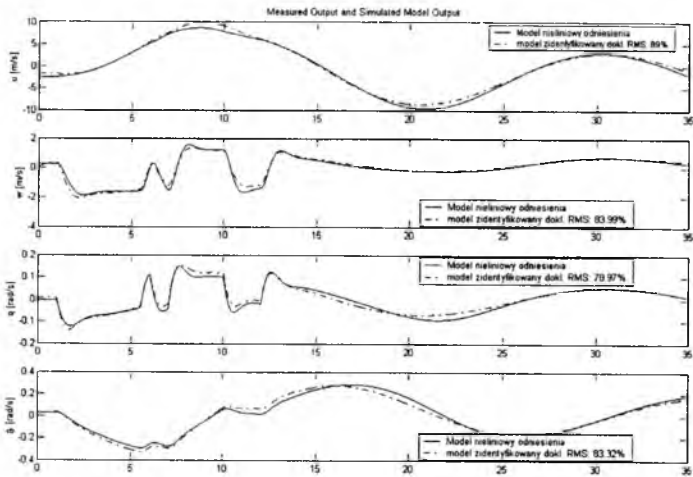
4. Realizacja modelu

Modele cząstkowe zostały otrzymane z danych pochodzących z symulacji ruchu samolotu za pomocą modelu nieliniowego opisanego w [3], za pomocą metody błędu predykcji [5]. Jako sygnał pobudzający zastosowano funkcję postaci (3).

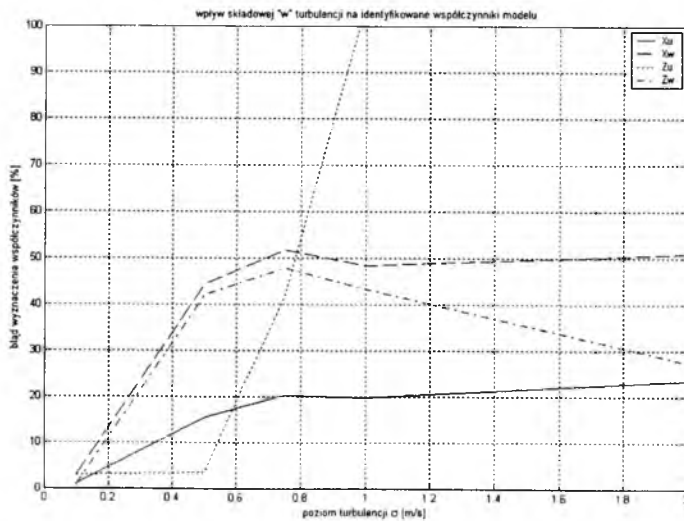
$$\delta_H = \begin{cases} 2^\circ & \text{dla } t \in \langle 1,3.5 \rangle \cup \langle 4,4.5 \rangle \cup \langle 7,8.5 \rangle \\ 0^\circ & \text{dla } t \in \langle -\infty,1 \rangle \cup \langle 3.5,4 \rangle \cup \langle 4.5,7 \rangle \cup \langle 8.5,+\infty \rangle \end{cases} \quad (3)$$

Zastosowanie nieliniowego modelu ruchu samolotu [3] pozwala na otrzymanie zarówno poprawnych, jak i zakłóconych danych do identyfikacji. Umożliwia to testowanie poprawności stosowania metod identyfikacji. Na rys. 3 pokazano przykład takiego zastosowania. Wygenerowano serie danych bez zakłóceń oraz z różnym poziomem zakłóceń. Przyjęta funkcja zakłóceń atmosferycznych ma postać modelu Dryden'a. Jak wynika z rys. 4 wartości identyfikowanych współczynników ulegają szybkiej degradacji wraz ze wzrostem intensywności

turbulencji. Dane otrzymane z lotu przy poziomie turbulencji $\sigma > 0.5 \text{ m/s}$ są wątpliwej jakości i w zasadzie nie nadają się do wyznaczania modeli ruchu samolotu w procesie identyfikacji. Wynika z tego, że loty eksperymentalne należy prowadzić w bardzo spokojnej atmosferze.



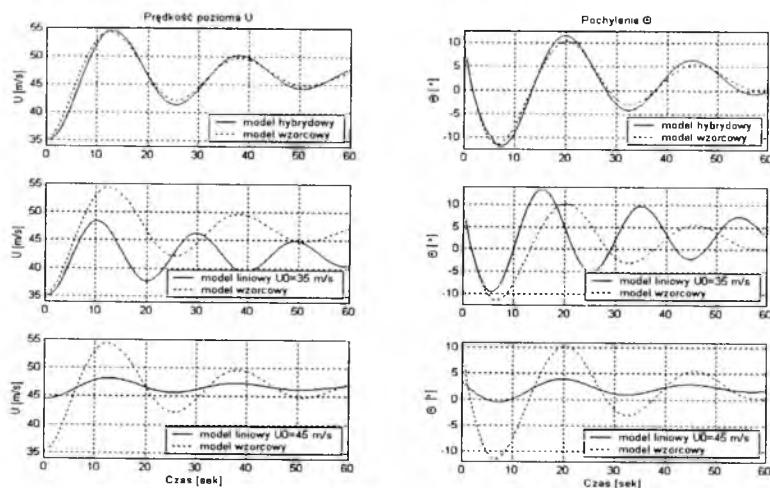
Rys. 3. Wyniki identyfikacji modelu ruchu samolotu (lot poziomy z prędkością $U_0=35 \text{ m/s}$)



Rys. 4. Wpływ składowej pionowej turbulencji na zidentyfikowane współczynniki modelu

W celu sprawdzenia praktycznej możliwości wykorzystania opisanego wcześniej modelu został przygotowany skrypt języka matlab.

Na rys. 5 przedstawiono porównanie odpowiedzi modelu nieliniowego [3] oraz proponowanego modelu hybrydowego. Dodatkowo zamieszczono również przebiegi wartości prędkości poziomej i kąta pochylenia wygenerowane przez modele liniowe ruchu samolotu.



Rys. 5. Porównanie odpowiedzi modelu hybrydowego z nieliniowym oraz składowych modeli liniowych z nieliniowym

Wszystkie modele zostały wymuszone skokiem o wartości 3 stopni podanym na ster wysokości.

Z przedstawionego rysunku wynika, że symulacja ruchu samolotu za pomocą modeli liniowych ruchu samolotu znacznie odbiega od poprawnego odwzorowania wielkości opisujących ruch samolotu. Znaczną poprawę dokładności odwzorowania daje połączenie modeli liniowych w opisany wcześniej sposób.

5. Wnioski

Połączenie kilku modeli liniowych umożliwia znaczną poprawę odwzorowania ruchu samolotu w stosunku do symulacji ruchu samolotu za pomocą każdego z modeli liniowych z osobna. Zaletą układu jest wykorzystanie modeli liniowych stosunkowo łatwych do identyfikacji. Do wad tego podejścia należy zaliczyć dużą trudności uzyskania

właściwej postaci funkcji przełączającej, od której w dużej mierze zależy dokładność odwzorowania ruchu samolotu.

Wykorzystanie modelu nieliniowego ruchu samolotu pozwala na przetestowanie prawidłowości przyjętych metod identyfikacji oraz postaci identyfikowanego modelu matematycznego. Niezaprzeczną zaletą wykorzystania modelu nieliniowego jest możliwość porównania wyników identyfikacji na podstawie danych niezakłóconych oraz danych zakłóconych.

**Praca finansowana ze środków Komitetu Badań Naukowych
w latach 2003-2004 jako projekt badawczy**

Bibliografia

1. Bociek S., Gruszecki J., *Układy sterowania automatycznego samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1997
2. Cieciniński P., *Koncepcja identyfikacji modelu ruchu samolotu lekkiego*, Inżynieria wiedzy i systemy ekspertowe, str. 391-397, Wrocław, 2003
3. Cieciniński P., Pieniążek J., *Model samolotu dla zadań syntezy układów sterowania*, XI Krajowa/II Międzynarodowa Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, Kazimierz Dolny, 2004
4. Gruszecki J. (red.) i inni, *Bezpilotowe aparaty latające – systemy sterowania i nawigacji*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 2002
5. Soderstrom T., Stoica P., *Identyfikacja systemów*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa, 1997
6. Tomczyk A., *Układ automatycznego sterowania dla samolotów lokalnej komunikacji*, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **134**, 3-46, Rzeszów, 1993

Rozdział VI

*Systemy sterowania
obiektów latających*

MODEL SAMOŁOTU DLA ZADAŃ SYNTEZY UKŁADÓW STEROWANIA

PIOTR CIECIŃSKI

*Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa
pciecins@prz.edu.pl*

JACEK PIENIAŻEK

*Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa
jp@prz.edu.pl*

Zadanie doboru układu sterowania wymaga posiadania modelu obiektu sterowanego. W wyniku prowadzonych w Katedrze Awioniki i Sterowania PRz prac nad układami sterowania samolotem powstało zapotrzebowanie na model samolotu. W artykule zaprezentowano konstrukcję opracowanego modelu samolotu. Przedstawiono możliwości wykorzystywania poszczególnych elementów modelu w różnych etapach procesu syntezy układów sterowania.

1. Wprowadzenie

Modele ruchu samolotu znajdują zastosowanie zarówno do analizy właściwości samolotu istniejącego jak i w zagadnieniach modyfikacji tych właściwości. Szczególnie istotnym zastosowaniem modelu ruchu samolotu jest obszar analizy i syntezy układów sterowania ruchem samolotu. W Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej od wielu lat prowadzone są prace z zakresu sterowania samolotami. Wynikiem tych prac są trzy układy sterowania samolotami:

- APC-1 dla samolotu PZL-M20 Mewa [12],
- APC-4 dla samolotu bezpilotowego [4, 9]:
 - opracowany dla samolotu VECTOR,
 - ze względu na przerwanie konstrukcji samolotu próby w locie wykonano na samolocie PZL-110 KOLIBER,
- SPS-1 dla samolotu klasy lekkiej [13, 10].

Pierwsze rozwiązanie (koniec lat 80.) jest to autopilot dla samolotu dwusilnikowego z napędem śmigłowym. Kolejny projekt obejmował pełne autonomiczne sterowanie samolotem bezpilotowym. Dla tego projektu konieczne stało się opracowanie metod symulacji ruchu samolotu aby umożliwić sprawdzenie działania algorytmów sterowania (znacznie bardziej złożonych w stosunku do układu autopilota) przed rozpoczęciem prób w locie. W efekcie powstał model samolotu jednosilnikowego, który jest tematem niniejszego opracowania. Model ten jest z powodzeniem wykorzystywany w kolejnym projekcie oraz w prowadzonych aktualnie pracach badawczych Katedry .

Analizując różnego rodzaju układy sterowania samolotem można wyróżnić takie, których zadaniem jest poprawa właściwości samolotu jako obiektu sterowanego przez człowieka (układy poprawy stateczności, układy wspomagania wybranych działań pilota) oraz te, które w pełni sterują ruchem samolotu w wybranych fazach lotu (autopilot) lub podczas misji samolotu bezpilotowego lub fragmentu misji kiedy pilot jest zajęty innymi zadaniami. Im więcej funkcji pełni układ sterowania tym większe są wymagania co do dokładności opisu ruchu samolotu za pomocą zastosowanych modeli. Niestety bardzo dokładne modele są opisane przez układy równań różniczkowych nieliniowych (w tym uwzględnienie niektórych efektów wymaga zastosowania równań różniczkowych cząstkowych). Podstawową trudnością zastosowania takich modeli w procesie projektowania układu sterowania jest brak metod syntezy operujących na złożonych równaniach różniczkowych nieliniowych. Istnieje jednak, i jest z powodzeniem wykorzystywana, metoda pośrednia polegająca na wykorzystaniu modelu obiektu sterowanego w procesie syntezy układu sterowania przy zastosowaniu technik symulacyjnych. Modelowanie zachowania samolotu, sterowanego przez dobrany układ sterowania, pozwala zarówno na weryfikację poprawności działania układu sterowania jak i na korekcję parametrów tego układu.

Należy zwrócić uwagę na fakt, że ostateczną weryfikacją poprawności działania układu sterowania jest współpraca z rzeczywistym obiektem a nie modelem. Model, nawet najdoskonalszy, ze względu na ograniczone środki poznawcze, odwzorowuje zachowanie rzeczywistego samolotu z ograniczoną dokładnością. Z tego powodu istotna jest możliwość porównania wyników uzyskanych w symulacjach z rzeczywistym działaniem układu. Mając takie informacje można próbować doskonalić model (poszukując wyjaśnienia i opisu matematycznego

zjawisk, które objawiają się jako rozbieżności) oraz należy określić zakres możliwości jakie daje model i związany z tym zakres działań, które jako nie uwzględnione w modelu, muszą zostać wykonane na obiekcie rzeczywistym.

Znając właściwości rzeczywistego samolotu, dysponując modelem ruchu samolotu oraz znając niedoskonałości posiadanego modelu możliwe jest określenie, jakie metody syntezy układu sterowania będą skuteczne dla danego obiektu.

2. Budowa modelu

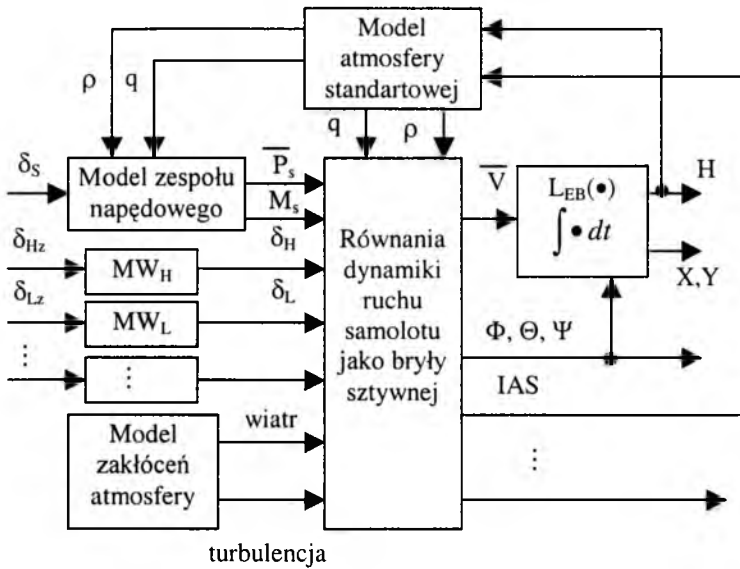
Ze względu na sposób wykorzystywania modelu, model ten został zaprojektowany w taki sposób aby istniała możliwość wykorzystania zarówno na etapie weryfikacji jak i projektowania układów sterowania samolotem. Aby możliwe było wypełnianie obydwu funkcji model składa się z dwu modułów:

- nieliniowego układu równań różniczkowych, który opisuje ruch samolotu z wykorzystaniem ogólnego modelu zjawisk wpływających na ruch samolotu oraz informacji dotyczących parametrów samolotu, z którym związane są prowadzone prace,
- modułu pozwalającego na uzyskanie opisu zlinearyzowanego dla określonych stanów ruchu ustalonego samolotu.

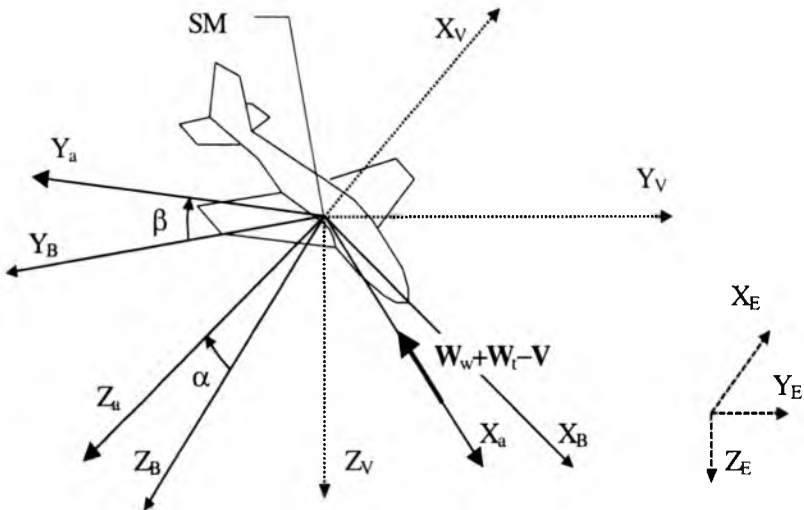
Ruch ustalony jest rozumiany jako stan lotu. w którym sygnały sterujące przyjmują wartości stałe, a samolot wykonuje lot po linii śrubowej [6].

Możliwość linearyzacji równań ruchu pozwala na uzyskanie modeli liniowych, które mogą być bezpośrednio wykorzystywane w procesie syntezy układów sterowania. Warto podkreślić jeszcze, że możliwość wyliczenia pewnej liczby modeli zlinearyzowanych dla różnych stanów ustalonych lotu, pozwala na zastosowanie metod syntezy odpornych na zmianę modelu. Przykładem takiej metody jest Quantitative Feedback Theory [5], w której wszystkie modele obejmujące pewien zakres stanów lotu są bezpośrednio wykorzystywane podczas dobierania układu sterowania. W efekcie układ sterowania dla projektowego zakresu stanów lotu posiada ściśle określone właściwości [9].

Model został podzielony na bloki co uporządkowało jego strukturę oraz wymusiło poprawne zdefiniowania sygnałów wejściowych i wyjściowych. Ogólną strukturę modelu przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Schemat blokowy bloku pełnego modelu samolotu



Rys. 2. Układy współrzędnych stosowane w modelu ruchu samolotu

Na rys. 2 przedstawione zostały wykorzystywane w modelu układy F_E – układ związany z ziemią (przyjęty jako układ inercyjny), F_V – układ zgodnie równoległy do F_B o początku w środku masy samolotu, F_B – układ związany z samolotem, F_a – układ o początku w środku masy

samolotu, którego oś OX jest skierowana zgodnie z kierunkiem przepływu powietrza względem samolotu. Konieczność zastosowania różnych układów współrzędnych wynika z operowania wartościami, które są określone w różnych układach współrzędnych.

Równania ruchu samolotu zastosowane w modelu zostały opracowane przy przyjęciu samolotu jako bryły sztywnej. Równania mają typową ogólną postać

Równania ruchu samolotu zastosowane w modelu zostały opracowane przy przyjęciu samolotu jako bryły sztywnej. Równania mają typową ogólną postać

$$\mathbf{m} \cdot \left(\frac{d}{dt} (\mathbf{V}_{BE})_{F_B} + (\boldsymbol{\Omega}_{BE})_{F_B} \times (\mathbf{V}_{BE})_{F_B} \right) = (\mathbf{F}_{aero})_{F_B} + (\mathbf{mg})_{F_B} + (\mathbf{F}_{silnika})_{F_B} \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} (\mathbf{J} \cdot (\boldsymbol{\Omega}_{BE})_{F_B}) + (\boldsymbol{\Omega}_{BE})_{F_B} \cdot (\mathbf{J} \cdot (\boldsymbol{\Omega}_{BE})_{F_B}) = (\mathbf{M}_{aero})_{F_B} + (\mathbf{M}_{silnika})_{F_B}$$

gdzie:

\mathbf{J} – macierz masowych momentów bezwładności,

$\mathbf{m} = m \cdot \mathbf{I}$ – macierz bezwładności, m – masa samolotu, \mathbf{I} – macierz jednostkowa, \mathbf{g} – wektor przyspieszenia ziemskiego w układzie F_E ,

$(\boldsymbol{\Omega}_{BE})_{F_B} = [P, Q, R]^T$ – prędkość kątowna ruchu samolotu w układzie F_B ,

$(\mathbf{V}_{BE})_{F_B} = [U, V, W]^T$ – wektor prędkości samolotu względem układu F_E

o składowych określonych w układzie F_B , $\boldsymbol{\Lambda}_{BE} = [\Phi, \Theta, \Psi]^T_{F_E}$ –

orientacja kątowna samolotu względem układu F_E określona poprzez kąty transformacji lotniczej Eulera, $\mathbf{L}_{VB}(\boldsymbol{\Lambda}_{BE})$, $\mathbf{L}_{BA}((\mathbf{V}_{BE})_{F_B}, (\mathbf{W}_w)_{F_B}, \mathbf{W}_t)$ –

macierze transformacji pomiędzy układami współrzędnych,

$$\begin{aligned} (\mathbf{F}_{aero})_{F_B} &= q \cdot S \cdot \begin{bmatrix} C_x(\alpha, \beta, \delta_L, \delta_H, \delta_K) \\ C_y(\alpha, \beta, \delta_L, \delta_H, \delta_K) \\ C_z(\alpha, \beta, \delta_L, \delta_H, \delta_K) \end{bmatrix} \\ (\mathbf{M}_{aero})_{F_B} &= q \cdot S \cdot b \cdot \begin{bmatrix} C_L(\alpha, \beta, \delta_L, \delta_H, \delta_K) \\ C_M(\alpha, \beta, \delta_L, \delta_H, \delta_K) \\ C_N(\alpha, \beta, \delta_L, \delta_H, \delta_K) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

Siły i momenty aerodynamiczne są określone w układzie związanym z przepływem, co zaznaczono poprzez dodanie indeksu F_a , a wykorzystanie ich w równaniu (1) wymaga dokonanie transformacji do układu F_B . Wartości sił i momentów aerodynamicznych zależą od współczynników odpowiednich sił i momentów a te są nieliniową funkcją dwu zmiennych stanu samolotu (kąta natarcia i kąta ślizgu) oraz sygnałów sterujących (wychyleń odpowiednich płaszczyzn sterowych). Poza zaznaczonymi sygnałami odpowiadającymi wychyleniu lotek (δ_L), steru wysokości (δ_H) oraz steru kierunku (δ_K) mogą istnieć dodatkowe sygnały wykorzystywane w sterowaniu, jak wychylenie klap, oraz należy uwzględnić efekty związane z działaniem automatycznej mechanizacji skrzydła (np. sloty). Ze względu na przyjęte wymaganie minimalizacji czasu obliczeń zależności współczynników aerodynamicznych C_x , C_y , C_z , C_L , C_M i C_N zostały aproksymowane funkcjami odpowiednich zmiennych. Aby skrócić czas obliczeń pominięte zostały zmienne, których wpływ na dany współczynnik jest nieznaczny. Kolejne uproszczenie wiąże się z przyjętym zakresem zastosowań modelu. Przyjmując, że zadania sterowania dotyczą lotów nieakrobacyjnych możliwe stało się pominięcie fragmentów charakterystyk, które są kłopotliwe do modelowania (jak np. stan przeciągnięcia) i wprowadzenie uproszczonych zależności. Wystąpienie podczas testów stanu w tych obszarach jest sygnalizowana i oznacza niepoprawne działanie układu sterowania i wymaga modyfikacji badanego układu. Oczywiście, gdy istnieje konieczność uwzględnienia algorytmów sterowania wyprowadzających ze stanów niebezpiecznych wtedy model zostaje rozbudowany.

Wartości kątów natarcia i ślizgu określają wzajemne położenie układów F_B oraz F_a . Ponieważ kąty te zależą zarówno od prędkości lotu samolotu względem układu inercjalnego jak i prędkości, z jaką w danym momencie porusza się strumień powietrza względem tego układu macierz transformacji jest funkcją wektora prędkości samolotu, wektorów prędkości strumienia powietrza wokół samolotu określonych w układzie F_B .

Dla poprawnego modelowania ruchu samolotu istotne jest poprawne wprowadzenie prądów powietrznych. Występowanie prądów powietrznych powoduje, że orientacja układu współrzędnych związanego z przepływem powietrza a układem współrzędnych związanym z samolotem jest inna niż w stanie lotu w spokojnej atmosferze, co ma istotne

znaczenie przy określaniu składowych wektorów sił i momentów aerodynamicznych. Ruch powietrza został rozdzielony na dwie składowe:

- wiatr stały opisujący zjawiska wolnozmiennie, który do modelu jest wprowadzany jako wektor w układzie związanym z ziemią, a wewnątrz modelu jest przeliczany do układu F_B ,
- turbulencja opisująca prądy powietrzne w kategoriach stochastycznych, która została wprowadzona w układzie związanym z samolotem.

Typową postacią układu modelującego sygnał turbulencji jest generator szumu białego z filtrem formującym o odpowiednio dobranej charakterystyce dla każdej ze składowych turbulencji. W pracach prowadzonych z wykorzystaniem prezentowanego modelu wykorzystywano model Drydena [3, 4] odpowiednio do prowadzonego eksperymentu zadając skalę i intensywność turbulencji.

Sygnałami wejściowymi dla bloku modelującego dynamikę ruchu bryły samolotu, poza wartościami wychyleń powierzchni sterowych, są siła i moment zespołu napędowego. Model zespołu napędowego obejmuje charakterystyki silnika i śmigła. Na rys. 1 zaznaczono dwa sygnały wyjściowe z tego modelu istotne dla ruchu samolotu. Poza tymi sygnałami dostępna jest informacja o aktualnej prędkości obrotowej śmigła co jest istotne przy zastosowaniu modelu podczas testów układu sterowania samolotem wyposażonego w funkcję sterowania zespołem napędowym. Model zespołu napędowego uwzględnia wpływ gęstości powietrza oraz prędkości lotu (ciśnienia dynamicznego) na uzyskiwaną prędkość obrotową oraz siłę ciągu. Blok modelujący atmosferę służy do wyliczania aktualnego ciśnienia statycznego, gęstości ρ i temperatury powietrza w zależności od wysokości wykorzystując model atmosfery standardowej oraz ciśnienia dynamicznego q w zależności od aktualnej prędkości instrumentalnej lotu (IAS).

Ważnymi elementami urealniasjącymi model ruchu samolotu są bloki modelujące dynamikę mechanizmów wykonawczych. Modele te zostały opracowane na podstawie analizy właściwości rzeczywistych elementów zastosowanych na samolocie ze szczególnym uwzględnieniem ograniczeń, dotyczących zarówno wartości sygnału wyjściowego (czyli wychYLENIA płaszczyzny sterowej) jak i prędkości zmian tego sygnału, które mają istotny wpływ na jakość sterowania samolotem. W przypadku zamiany mechanizmów wykonawczych bloki te podlegają modyfikacji bądź wymianie.

W niektórych testach istotne jest, aby sygnały odzwierciedlające stan samolotu posiadały charakterystyki zbliżone do rzeczywistych urządzeń pomiarowych. W takim przypadku na wyjściu modelu wprowadzane są odpowiednie elementy, takie jak kwantyzator modelujący skończoną rozdzielczość wyniku pomiaru, generator szumu modelujący zakłócenia występujące w sygnale zmierzonym itp.

3. Modele zlinearyzowane

Jak już wspomniano, modele zlinearyzowane wykorzystuje się na etapie syntezy układu sterowania. Wykorzystując układy sterowania zaprojektowane z wykorzystaniem modeli zlinearyzowanych, przy możliwości wykonania symulacji zachowania układu opisanego pełnymi równaniami pozwala na weryfikację poprawności zastosowanej metodyki projektowej. Należy jednak zwrócić uwagę na fakt, że nawet jeśli wynik próby z układem zaprojektowanym dla modelu uproszczonego nie zakończy się pełnym sukcesem, to jednak określenie źródła różnic niesie informację o ograniczeniu modelu liniowego w porównaniu z pełnym a uzyskany układ sterowania można dostosować i ewentualnie zmodyfikować wykorzystując technikę symulacji.

Linearyzacja modelu dokonywana jest w programie zapisanym w języku matlab'a. Wynikiem linearyzacji jest układ równań liniowych (4), w którym rozdzielone są równania opisujące ruch symetryczny i niesymetryczny

$$\begin{cases} \dot{x}_s(t) = A_s \cdot x_s + B_s \cdot u_s + E_s \cdot z_s \\ y_s(t) = C_s \cdot x_s + D_s \cdot u_s + F_s \cdot z_s \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_n(t) = A_n \cdot x_n + B_n \cdot u_n + E_n \cdot z_n \\ y_n(t) = C_n \cdot x_n + D_n \cdot u_n + F_n \cdot z_n \end{cases}$$

gdzie A – macierz stanu, B – macierz wymuszenia, C – macierz wyjścia, D – macierz transmisyjna, E – macierz wpływu zakłóceń procesu, F – macierz wpływu zakłóceń wyjścia.

Linearyzację dokonuje się przyjmując ustalony stan lotu określony przez podanie prędkości lotu, kąta wektora normalnego linii toru lotu do poziomu i kąta przechylenia. Dodatkowo istnieje możliwość zmiany parametrów samego samolotu tj. masy i wyważenia. Na podstawie

zadanych parametrów stanu ustalonego wyliczane są w pierwszym etapie wartości zmiennych stanu oraz wartości sygnałów sterujących w stanie ustalonym.

Wartości te są przydatne przy prowadzeniu symulacji z zastosowaniem pełnego modelu ruchu samolotu. Wartości zmiennych stanu w chwili rozpoczęcia symulacji stanowią warunki początkowe dla rozwiązywanego układu równań różniczkowych. Dla modelu nieliniowego, w odróżnieniu od modelu liniowego wartości początkowe nie są zerowe. Rozpoczęcie symulacji wymaga, aby warunki początkowe były zgodne z wartościami początkowymi sygnałów sterujących i zadanych wartości zmiennych stanu. Jeśli warunek ten nie będzie spełniony wtedy w fazie początkowej symulacji pojawi się proces przejściowy, tym dłużej trwający i charakteryzujący się większymi zamianami sygnałów im większe są rozbieżności pomiędzy wartościami, które utrudniają lub wręcz uniemożliwiają wykonanie efektywnej próby symulacyjnej.

W kolejnym etapie liczone są wartości współczynników macierzy w równaniu zlinearyzowanym (4) w punkcie pracy określonym wartościami ustalonymi zmiennych stanu wyliczonymi uprzednio.

4. Wykorzystanie modelu w symulacji

Model samolotu opisany w rozdz. 2 jest wykorzystywany na dwu etapach procesu syntezy układu sterowania.

Pierwszy z nich jest to pełna symulacja ruchu samolotu i układu sterowania. Proces ten wykonywany jest w środowisku Matlab Simulink, co pozwala na łatwe konfigurowanie struktury układu sterowania, zmianę współczynników oraz daje możliwość dostrajania poszczególnych elementów układu sterowania. Możliwość dostrajania jest szczególnie istotna w przypadku wprowadzania elementów nieliniowych. W odróżnieniu od regulatorów liniowych (niezależnie czy będą to typowe regulatory PID, czy układ ze sprzężeniem od zmiennych stanu), dla których metody doboru są powszechnie znane i sprawdzone [4, 7, 11], układy sterowania zawierające elementy nieliniowe działają w znacznie różniący się sposób zależnie od aktualnego stanu układu. Już prosta modyfikacja regulatora PID, jaka została przedstawiona w [4 Rozdz. 4] powoduje, że można wyróżnić kilka różniących się sposobów pracy regulatora.

Ze względu na istnienie wielu różnych zjawisk, związanych z właściwościami zastosowanych rozwiązań sprzętowych elementów sterujących, układów pomiarowych, elementów wykonawczych i linii transmisyjnych występujących w układzie sterowania, wpływających na jakość sterowania, pełna symulacja nie zawsze daje wyniki, które można uznać za potwierdzenie poprawności przyjętych rozwiązań. Konieczne jest sprawdzenie rzeczywistego sterownika. Istotnym narzędziem służącym do wykonywania takich testów w warunkach laboratoryjnych jest specjalne stanowisko symulacyjne, w którym obiekt sterowany jest modelowany natomiast układ sterowania jest rzeczywisty.

Zaprezentowany model jest wykorzystywany także na tym etapie prac nad układami sterowania. Wykorzystując możliwości symulacji w czasie rzeczywistym zostało wykonane stanowisko, w którym model samolotu został połączony z innymi elementami modelującymi elementy interfejsów pozwalające na dołączenie rzeczywistego układu sterowania [10]. Symulowane są także te elementy pomiarowe, dla których nie jest uzasadnione wytworzenie w czasie prób sygnałów pomiarowych identycznych z rzeczywistymi (np. prędkości kątowych, ciśnienia dynamicznego). Etap testów z wykorzystaniem metody określanej jako Hardware in the Loop Simulation nie tylko umożliwi wykonania testów, które zmniejszą zakres badań wykonywanych na samolocie. Na stanowisku tym istnieje możliwość bezpiecznego sprawdzenia sytuacji niebezpiecznych, awarii elementów układu i awarii elementów samolotu. W przypadku wykonywania tego typu testów może zaistnieć konieczność usunięcia uproszczeń opisanych w rozdziale 2.

1. Rozwój modelu

Ważnym efektem prowadzonych prac nad systemami sterowania samolotami jest możliwość doskonalenia modelu. Wyniki prowadzonych eksperymentów w locie pozwalają na porównanie wyników eksperymentów rzeczywistych i symulowanych. Równocześnie na podstawie zarejestrowanych przebiegów zmian wartości zmiennych stanu samolotu prowadzona jest identyfikacja modelu samolotu [2].

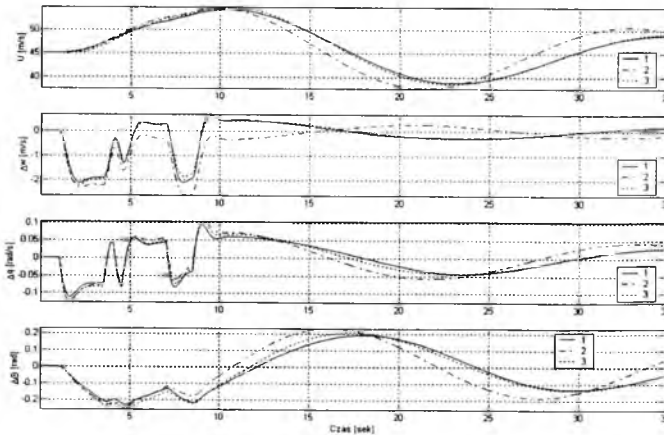
Zadanie identyfikacji w przypadku obiektu nieliniowego poddanego działaniu zakłóceń (w przypadku samolotu takim zakłóceniem jest turbulencja) nie jest zadaniem łatwym. Opisywany model nieliniowy znalazł w tym miejscu zastosowanie jako element weryfikujący skuteczność metody identyfikacji [1,2].

Przedstawiony model stanowi dużą pomoc przy opracowywaniu metodyki identyfikacji modelu ruchu rzeczywistego samolotu ze względu na możliwość otrzymania odpowiedzi modelu na zadane wymuszenie bez wpływu zakłóceń. Dla rzeczywistego samolotu otrzymanie tak idealnych danych (bez wpływu zakłóceń) jest praktycznie niemożliwe. Porównanie wyników identyfikacji modelu nieliniowego i samolotu pozwala na określenie możliwości identyfikacji w obecności zakłóceń. Ułatwiona też jest weryfikacja prawidłowości zastosowanych metod identyfikacji.

Na poniższym rysunku pokazano przykładowe odpowiedzi trzech modeli samolotu na identyczne wymuszenie opisane następującą funkcją

$$\delta_H = \begin{cases} 2^\circ & \text{dla } t \notin \langle 1,3.5 \rangle \cup \langle 4,4.5 \rangle \cup \langle 7,8.5 \rangle \\ 0^\circ & \text{dla } t \in \langle -\infty,1 \rangle \cup \langle 3.5,4 \rangle \cup \langle 4.5,7 \rangle \cup \langle 8.5,+\infty \rangle \end{cases} \quad (5)$$

Linia 1 przedstawia przebieg odpowiedzi pełnego modelu. Zachowanie się modeli zlinearyzowanego (linia 2) i modelu liniowego zidentyfikowanego na podstawie odpowiedzi modelu nieliniowego (linia 3) dla niektórych zmiennych są podobne lecz dla innych różnią się znacznie. Widoczne różnice, co do tendencji przebiegów zmiennej Δw , wynikają z innej interpretacji tych wartości dla tych modeli co ilustruje trudność bezpośredniego stosowania modeli zlinearyzowanych w zadaniach syntezy układów sterowania.



Rys. 3. przykładowe przebiegi wartości wybranych zmiennych stanu samolotu dla modelu nieliniowego (1), zlinearyzowanego analitycznie (2), zidentyfikowanego modelu liniowego na podstawie przebiegu 1 (3)

Przewidywane jest kontynuowanie prac nad modelem samolotu w kierunku uzupełnienia tego modelu o opis zjawisk związanych z kontaktem samolotu z ziemią. Te zjawiska są istotne w przypadku projektowania układów sterowania, zawierającymi funkcje automatycznego startu i lądowania. Jak wiadomo te fazy lotu samolotu są szczególnie krytyczne i jest oczywiste, że niemożność modelowania tych faz lotu jest czynnikiem, który uniemożliwia wykonanie autopilota z funkcjami lądowania w kategorii III czy w pełni automatycznie sterowanego samolotu bezpilotowego startującego i lądującego na pasie startowym.

6. Wnioski

Prace nad układami sterowania samolotów wymagają posiadania modelu ruchu obiektu, którym sterujemy. Prezentowany model zapewnia, bardzo potrzebną do syntezy układów sterowania, możliwość generowania modeli zlinearyzowanych dla wybranych stanów lotu. Praktyczne wykorzystanie tego modelu w ramach badań prowadzonych w Katedrze Awioniki i Sterowania potwierdziło wielką przydatność takiego podejścia do modelowania. Model ten jest wykorzystywany w pracach, które stanowią przygotowanie do eksperymentów na obiekcie rzeczywistym (np. [8, 9, 10]). Dodatkowo badania układów sterowania prowadzone w rzeczywistych warunkach (na samolocie) prowadzą do ciągłego doskonalenia prezentowanego modelu poprzez zwiększanie jego dokładności oraz poprawę funkcji użytkowych.

Prezentowany model stanowi również nieocenioną pomoc przy badaniach mających na celu identyfikację modelu ruchu samolotu. Wykorzystanie tego modelu pozwala na przetestowanie wykorzystywanych metod identyfikacji w warunkach laboratoryjnych, co pozwala na zmniejszenie czasu niezbędnych badań w powietrzu, a w efekcie obniża koszty eksperymentów praktycznych.

Bibliografia

1. Cieciniński P., *Koncepcja identyfikacji modelu ruchu samolotu lekkiego, Inżynieria wiedzy i systemy ekspertowe*, str. 391-397, Wrocław 2003

2. Cieciński P., *Zagadnienia identyfikacji modelu ruchu samolotu*, XI Krajowa, II Międzynarodowa Konferencja Mechanika w Lotnictwie, Kazimierz Dolny 2004
3. Etkin B., *Dynamics of Atmospheric Flight*, J. Wiley & Sons Inc., New York 1972
4. Gruszecki J. (redaktor) i inni, *Bezpilotowe aparaty latające – systemy sterowania i nawigacji*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 2002
5. Horowitz I., *Quantitative Feedback Design Theory – QFT*, QFT Publications, 1993
6. Kaminer I., Pascoal A., Hallberg E., Silvestre C., *Trajectory tracking for autonomous vehicles: an integrated approach to guidance and control*, J. of Guidance, Control and Dynamics, **21**, 1, 1998, 29–38
7. McLean D., *Automatic Flight Control System*, Prentice Hall, New York 1990
8. Pieniążek J., *Automatyczne sterowanie samolotem na trajektorii przestrzennej*, Konf. Naukowe Aspekty Bezpilotowych Aparatów Latających, Cezdyna-Kielce, 2004, 379-384
9. Pieniążek J., *Sterowanie samolotem bezzalogowym podczas rozpoznania terenu, rozprawa doktorska*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2000
10. Rogalski T., *Kształtowanie wybranych właściwości eksploatacyjnych samolotów ogólnego przeznaczenia*, rozprawa doktorska, Rzeszów 2004
11. Stevens B.L., Lewis F.L., *Aircraft Control and Simulation*, Willey Interscience, USA 1992
12. Tomczyk A., *Układ automatycznego sterowania dla samolotów lokalnej komunikacji*, Prace Instytutu Lotnictwa, **134**, 3-46, Rzeszów 1993
13. Tomczyk A., Pieniążek J., *System pomiarowo-nawigacyjny do samolotów lekkich*, Wydawnictwo Sigma NOT, Elektronizacja, z.7-8, s.25-28, 2002

WPŁYW DYNAMIKI UKŁADU WYKONAWCZEGO NA RUCH AUTOMATYCZNIE STEROWANEGO OBIEKTU

JERZY GRAFFSTEIN

Institut Lotnictwa

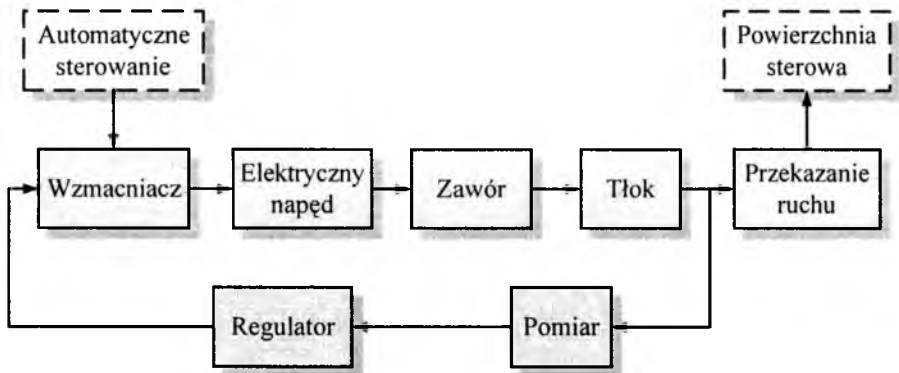
e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

Układ wykonawczy stanowi istotne ogniwo w procesie sterowania ruchomymi obiektami. Omówiono funkcjonowanie i współdziałanie poszczególnych elementów takiego układu. Pokazano matematyczne modele dynamiki serwomechanizmu o różnym stopniu uproszczenia z uwzględnieniem odpowiednich ograniczeń nałożonych na jego ruch. Wybrane wyniki symulacji potwierdziły wpływ dynamiki i błędów układu wykonawczego na przebieg ruchu samolotu w trakcie prostego manewru.

1. Wstęp

Badania wpływu dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu przeprowadzono na przykładzie samolotu wojskowego F-16 i jego serwomechanizmów elektrohydraulicznych. Do prawidłowego funkcjonowania układów wykonawczych niezbędne są urządzenia sterowania, zasilacze oraz interfejsy służące do przetwarzania sygnałów (analogowe, cyfrowe, optyczne) oraz ich przesyłania. Wysoki stopień złożoności rozważanych układów i ich połączeń na obiektach rozważanego typu zwykle jest spowodowany koniecznością wprowadzenia licznych zabezpieczeń zwiększających niezawodność systemu pokładowego. Uzyskuje się to między innymi poprzez zwielokrotnienie: układów obliczeniowych automatycznego sterowania, interfejsów i szyn do przesyłania sygnałów (np. w standardzie MIL1553). Ze względu na złożoność zagadnienia pominięto w procesie modelowania wpływ opisanej infrastruktury towarzyszącej układom wykonawczym.

2. Model dynamiki układów wykonawczych

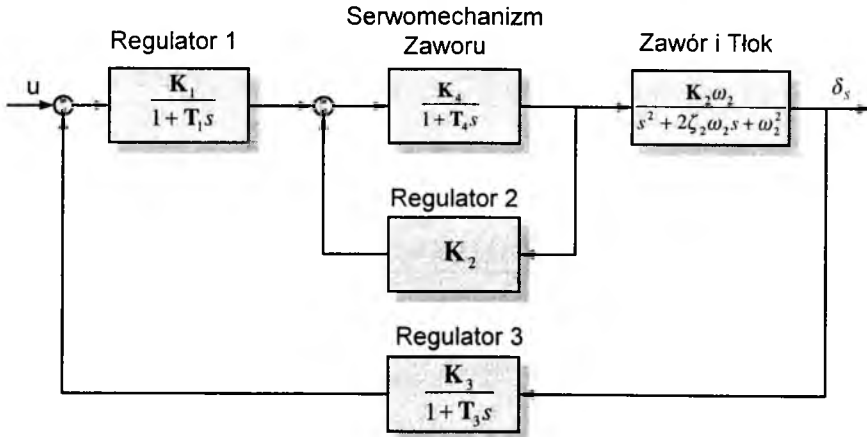


Rys. 1. Schemat blokowy funkcjonowania układu wykonawczego

W procesie automatycznego sterowania do zmiany położenia kąтового powierzchni sterowych wykorzystywane są między innymi serwomechanizmy elektrohydrauliczne, których funkcjonowanie przedstawiono na ogólnym schemacie (rys. 1). Elektryczny sygnał z autopilota po wzmocnieniu pobudza elektryczny napęd, przesuwający rozdzielacz (zawór). Jego ruch powoduje wpłynięcie oleju pod ciśnieniem na powierzchnię tłoka. Siła pochodząca od tego ciśnienia wymusza ruch posuwisty tłoka. To przesunięcie poprzez układ przekazania ruchu wywołuje obrót powierzchni sterowej. Żądane położenie serwomechanizmu uzyskiwane jest dzięki sterowaniu w pętli sprzężenia zwrotnego (pomiar położenia i regulator). Sterowanie serwomechanizmem jest rozległym zagadnieniem, daleko wykraczającym poza ramy tej pracy. Z tego względu jedynie w formie poglądowej, pokazano na rys. 2. nadążne sterowanie przykładowego serwomechanizmu [7]

$$J_H \ddot{\delta}_H = f_{H0}(F_{WP}, F_Z(\dot{\delta}, \delta, \alpha, V_p, \dots), \dots) \quad (1)$$

$$\delta_H = \iint \frac{f_H}{J_H} = f_{H1}(F_{WP} \dots) \quad (2)$$



Rys. 2. Przykładowe sterowanie nadążne serwomechanizmu

W rozważaniach teoretycznych dynamikę układu wykonawczego opisuje się równaniem [1], w którym przyspieszenie kątowne powierzchni sterowej określa nieliniowa funkcja wielu zmiennych między innymi zmiennych stanu samolotu oraz momentu zawiasowego F_Z i siły na dźwazku F_{WP} . Z równania można wyznaczyć wartość kąta wychylenia powierzchni sterowej między innymi w funkcji siły F_{WP} . Taka zależność jest pożyteczna dla rozważań sterowania ręcznego. W przypadku sterowania automatycznego wygodniej jest korzystać z zależności opisującej kąt wychylenia powierzchni sterowej w funkcjiżądanego położenia.

$$\delta_H = f_{H2}(\delta_{Hc} \dots) \quad (3)$$

W dalszej części pracy przeprowadzono badania dla czterech modeli serwomechanizmów o różnym stopniu uproszczenia. Pokazane równania dotyczą kanału pochylania pozostałe kanały są analogiczne. Zależności (4) i (5), najczęściej spotykane w literaturze, charakteryzują się największym uproszczeniem i uwzględniają głównie dynamikę tłoka. Model opisany zależnością (5) odzwierciedla lepiej stany mniej korzystne z punktu widzenia opóźnienia reakcji układu wykonawczego.

$$\text{Model 1:} \quad \dot{\delta}_H = -20.2 \delta_H + 20.2 \delta_{HC}, \quad (4)$$

$$\text{Model 2:} \quad \dot{\delta}_H = -14 \delta_H + 14 \delta_{HC}, \quad (5)$$

$$\text{Model 3:} \quad \ddot{\delta}_H = -52.92 \dot{\delta}_H - 736.58 \delta_H + 736.58 \delta_{HC}, \quad (6)$$

$$\begin{aligned}
 \text{Model 4: } \dot{\gamma}_H &= -144.8 \gamma_H + 144.8 \delta_{HC}, \\
 \dot{x}_{SH} &= -20.2 x_{SH} + 20.2 \gamma_H, \\
 \dot{\delta}_H &= -1080 \dot{\delta}_H - 5097.96 \delta_H + 5097.96 x_{SH}. \quad (7)
 \end{aligned}$$

Model (7) poza dynamiką tłoka reprezentuje też mechanizm elektrodynamiczny rozdzielacza.

Matematyczna forma tych modeli została odtworzona z dostępnych w literaturze [3, 5, 6, 7] zapisów w postaci transmitancji:

$$G_{1H} = \frac{20.2}{s + 20.2}, \quad G_{2H} = \frac{14}{s + 14}, \quad (8, 9)$$

$$G_{3H} = \frac{(27.14)^2}{s^2 + 2(0.975)(27.14)s + (27.14)^2}, \quad (10)$$

$$G_{4H} = \frac{(144.8)(20.2)(5097.96)}{(s + 144.8)(s + 20.2)[s^2 + 1008s + 5097.96]}. \quad (11)$$

Istotnym uzupełnieniem opisu ruchu układów wykonawczych są ograniczenia nałożone na położenia kątowe powierzchni sterowych, które dla rozważanego samolotu mieściły się w następujących przedziałach:

$$-25^\circ \leq \delta_H \leq 25^\circ, \quad -30^\circ \leq \delta_V \leq 30^\circ, \quad -21.5^\circ \leq \delta_L \leq 21.5^\circ, \quad (12)$$

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

$$\dot{\delta}_H \leq 60 \frac{0}{sek}, \quad \dot{\delta}_V \leq 120 \frac{0}{sek}, \quad \dot{\delta}_L \leq 80 \frac{0}{sek}. \quad (13)$$

3. Model samolotu i prawa sterowania

Model dynamiki samolotu w układzie osi związanych opisują nieliniowe równania o następującej postaci [4]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q}_1 - \mathbf{K}_1 \mathbf{x} + \mathbf{M}^{-1} \mathbf{Q}_2 \delta, \quad \text{gdzie:} \quad (14)$$

M – macierz bezwładności,

K – macierz sztywności,

Q₁, Q₂ – macierz zewnętrznych sił i momentów sił pochodzące od grawitacji aerodynamiki i układu napędowego,

$\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, x_1, y_1, z_1, \Phi, \Theta, \Psi]^T$ – wektor zmiennych stanu,

$\delta = [\delta_H, \delta_V, \delta_L]^T$ – wektor sterowań.

$V_0 = [U, V, W]$ – wektor prędkości liniowej samolotu względem Ziemi,

$\Omega_0 = [P, Q, R]$ – wektor prędkości kątowej samolotu,

$[x_1, y_1, z_1]$ – położenie liniowe samolotu względem Ziemi,

$[\Phi, \Theta, \Psi]$ – położenie katowe samolotu,

δ_H – kąt wychylenia powierzchni steru wysokości,

δ_V – kąt wychylenia powierzchni steru kierunku,

δ_L – kąt wychylenia powierzchni lotek.

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

Model nieliniowy (14) poddano linearyzacji wokół stanu równowagi ($H=200$ m i $V_0=90$ m/s) wraz z modelami układów wykonawczych z kolejno wybranymi stopniami uproszczeń (4 do 11) i uzyskano postać:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u}, \quad \text{gdzie:} \quad (15)$$

A - macierz stanu $n \times n$,

B - macierz sterowania $n \times m$, $n=22$ i $m=3$

$\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, x_1, \Phi, \Theta, \Psi, \gamma_H, \gamma_V, \gamma_L, x_{SH}, x_{SV}, x_{SL}, \delta_H, \delta_V, \delta_L, ..$

$\delta_H, \delta_V, \delta_L]^T$ - wektor zmiennych stanu:

$\mathbf{u} = [\delta_{HC}, \delta_{VC}, \delta_{LC}]^T$ – wektor sterowań,

γ_H – przemieszczenie napędu rozdzielacza w kanale steru wysokości,

γ_V – przemieszczenie napędu rozdzielacza w kanale steru kierunku,

γ_L – przemieszczenie napędu rozdzielacza w kanale lotek,

x_{SH} – przesunięcie rozdzielacza w kanale steru wysokości,

x_{SV} – przesunięcie rozdzielacza w kanale steru kierunku,

x_{SL} – przesunięcie rozdzielacza w kanale lotek,

δ_{HC} – żądany kąt wychylenia steru wysokości,

δ_{VC} – żądany kąt wychylenia steru kierunku,

δ_{LC} – żądany kąt wychylenia lotek.

Ze względu na duży wymiar macierzy stanu, jaki uzyskano korzystając z postaci (7) modelu serwomechanizmów uznano, że dla uzyskania wygodniejszej formy w prezentacji zostanie podzielona na cztery podmacierze (16 i 17).

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_1 & \mathbf{A}_2 \\ \mathbf{A}_3 & \mathbf{A}_4 \end{bmatrix} \text{ oraz } \mathbf{A}_1 \ l \times l, \ \mathbf{A}_2 \ l \times l, \ \mathbf{A}_3 \ l \times l, \ \mathbf{A}_4 \ l \times l, \ l=11, \quad (16)$$

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} -269.96 & -49.49 & -2.19 & 0.0555 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 512.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1024.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 512.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -269.96 & -49.49 & -2.19 & 0.0555 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 512.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1024.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 512.0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -269.96 & -49.49 & -2.19 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 512.0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1024.0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.056 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

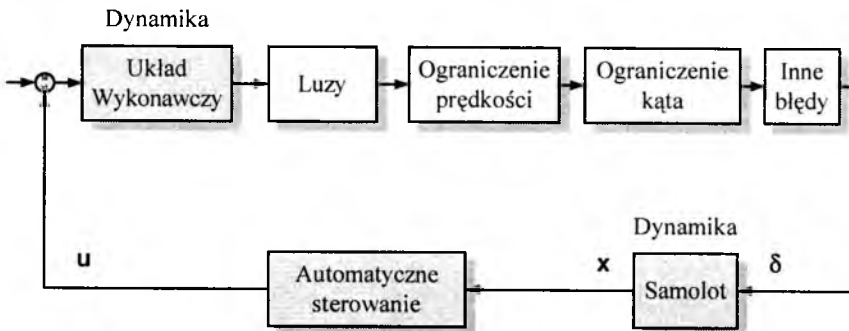
$$\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.0013 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0092 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.0245 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.2599 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -0.4656 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.1407 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{A}_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0004 & 0 & 0.0614 & 0 & -12.94 & 0 & 3.8 \cdot 10^{-5} & 0 & -9.6945 & 0 \\ 0.0034 & 0 & -0.1887 & 0 & 13.55 & 0 & -86.29 & 0 & 9.6945 & 0 & 0 \\ 0 & -0.1419 & 0 & -0.58 & 0 & 78.05 & 0 & 0.001 & 0 & -1.5009 & 0 \\ -1.706 & 0 & -6.306 & 0 & -64.79 & 0 & 24.0 & -9.5 \cdot 10^{-9} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.0155 & 0 & 0.1004 & 0 & -23.05 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0668 & 0 & 1.286 & 0 & 1.183 & 0 & -9.398 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0.153 & 0 & 0.9882 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -88.0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0.1548 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1.012 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

Zgodnie z oczekiwaniami podmacierze A_1 i A_4 znajdujące się na przekątnej posiadają znacznie więcej wyrazów różnych od zera w porównaniu z dwoma pozostałymi podmacierzami.

3. Sposób przeprowadzenia symulacji

Symulacje numeryczne modelu samolotu i układów wykonawczych przeprowadzono według przedstawionego schematu blokowego na rys. 3, w którym poza omówionymi modelami (4 do 11) i (14) i ograniczeniami (12 do 13), uwzględniono błędy histerezy pochodzące od luzów w serwomechanizmie i w układzie przekazywania ruchu.



Rys. 3. Schemat blokowy struktury numerycznej symulacji

Badania tych błędów prowadzono w zakresach $\langle -0.5^0, +0.5^0 \rangle$, $\langle -1.0^0, +1.0^0 \rangle$ i $\langle -1.5^0, +1.5^0 \rangle$. Pozostałe błędy typu: przesunięcia zera, próg czułości, nieliniowość, wynikające z między innymi ze ściśliwości i przecieków oleju, niedokładności czujnika położenia tłoka oraz niedokładności konstrukcyjnych i elastyczności elementów przekazywania ruchu itp. zamodelowano w postaci białego szumu. W badaniach wzięto pod uwagę biały szum o rozkładzie jednostajnym w różnych przedziałach: niesymetrycznym - $\langle 0^0, +0.5^0 \rangle$, $\langle 0^0, +1.0^0 \rangle$ i $\langle 0^0, +1.5^0 \rangle$ oraz symetrycznym - $\langle -0.5^0, +0.5^0 \rangle$, $\langle -1.0^0, +1.0^0 \rangle$ i $\langle -1.5^0, +1.5^0 \rangle$. Przyjęty do symulacji samolot miał masę $m=8890$ kg i rozpiętość skrzydeł $b=9.14$ m. W trakcie ustalonego lotu na wysokości $H=200$ m z prędkością $V_0=90$ m/s samolot wykonywał prosty manewr zakrętu z arbitralnie zadaną zmianą kąta odchylenia o wartość 80^0 . Symulacja cyfrowa polegała na rozwiązaniu nieliniowych równań różniczkowych (4) do (7) oraz równań (14) za pomocą standardowej

procedury wykorzystującej metodę Runge-Kutty czwartego stopnia. Stabilne numerycznie rozwiązania uzyskano przy kroku całkowania nie większym niż 0.005 s, mimo że symulacja cyfrowa samego samolotu nie uwzględniająca modeli serwomechanizmów dawała zadawalające wyniki dla wartości 0.01 s. Automatyczne sterowanie realizowane było w trzech kanałach: pochylenia, odchylenia i przechylenia wg następujących praw:

$$\delta_H = K_{\Theta}^H (\Theta - \Theta_z) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_W^H (W - W_z) + K_z^H (z_1 - z_{1z}) + K_U^H (U - U_z), \quad (18)$$

$$\delta_V = K_{\Phi}^V (\Phi - \Phi_z) + K_P^V (P - P_z) + K_V^V (V - V_z) + K_{\Psi}^V (\Psi - \Psi_z) + K_R^V (R - R_z) \quad (19)$$

$$\delta_L = K_{\Phi}^L (\Phi - \Phi_z) + K_P^L (P - P_z) + K_V^L (V - V_z) + K_{\Psi}^L (\Psi - \Psi_z) + K_R^L (R - R_z) \quad (20)$$

Współczynniki wzmocnień podanych praw sterowania wyliczono korzystając z liniowego modelu (15 do 17) oraz dokonując optymalizacji średniokwadratowego wskaźnika jakości [2]. Uzyskane wyniki zamieszczono w tabeli 1, 2 i 3.

Tabela 1

Oznaczenie, Jednostki	Bez Serwa	Serwo Model 1	Serwo Model 2	Serwo Model 3	Serwo Model 4	Tendencja
$K_U'' \left[\frac{(^{\circ})sek}{m} \right]$	0.6262	0.6273	0.6277	0.6278	0.6279	R
$K_W'' \left[\frac{(^{\circ})sek}{m} \right]$	-0.0576	-0.0586	-0.0591	-0.0591	-0.0592	R
$K_Q'' \left[\frac{(^{\circ})sek}{rad} \right]$	-0.7974	-0.8129	-0.8192	-0.8199	-0.8216	R
$K_{\Theta}'' \left[\frac{(^{\circ})}{m} \right]$	-0.0128	-0.0128	-0.0128	-0.0128	-0.0128	S
$K_{\Theta}'' \left[\frac{(^{\circ})}{rad} \right]$	-6.1373	-6.3710	-6.4704	-6.4798	-6.5047	R

Tabela 2

Oznaczenie, Jednostki	Bez Serwa	Serwo Model 1	Serwo Model 2	Serwo Model 3	Serwo Model 4	Tendencja
$K_v^v \left[\frac{(^{\circ})sek}{m} \right]$	0.0454	0.0197	0.0129	0.0087	0.0065	<i>M</i>
$K_r^v \left[\frac{(^{\circ})sek}{rad} \right]$	0.0151	0.0088	0.0066	0.0059	0.0053	<i>M</i>
$K_r^v \left[\frac{(^{\circ})sek}{rad} \right]$	-0.4239	-0.3608	-0.3218	-0.3216	-0.3145	<i>M</i>
$K_{\phi}^v \left[\frac{(^{\circ})}{rad} \right]$	-0.2590	-0.2485	-0.2483	-0.2458	-0.2452	<i>M</i>
$K_{\psi}^v \left[\frac{(^{\circ})}{rad} \right]$	-0.5642	-0.5626	-0.5617	-0.5624	-0.5625	<i>M</i>

Tabela 3

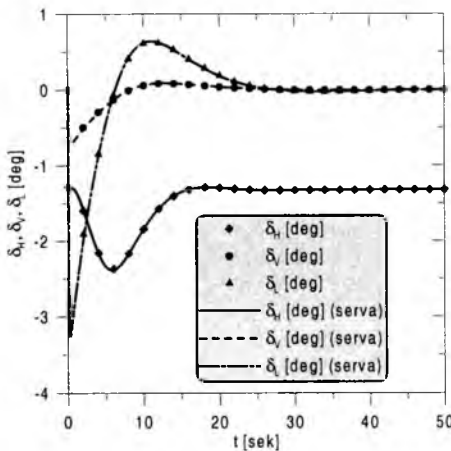
Oznaczenie, Jednostki	Bez Serwa	Serwo Model 1	Serwo Model 2	Serwo Model 3	Serwo Model 4	Tendencja
$K_v^l \left[\frac{(^{\circ})sek}{m} \right]$	-0.0384	-0.0334	-0.0318	-0.0312	-0.0308	<i>M</i>
$K_r^l \left[\frac{(^{\circ})sek}{rad} \right]$	-0.0377	-0.0320	-0.0313	-0.0306	-0.0303	<i>M</i>
$K_r^l \left[\frac{(^{\circ})sek}{rad} \right]$	-0.0921	-0.0830	-0.0858	-0.0816	-0.0811	<i>M</i>
$K_{\phi}^l \left[\frac{(^{\circ})}{rad} \right]$	-1.5822	-1.5983	-1.6044	-1.6053	-1.6068	<i>R</i>
$K_{\psi}^l \left[\frac{(^{\circ})}{rad} \right]$	-2.4355	-2.4359	-2.4361	-2.4359	-2.4359	<i>R</i>

Współczynniki wyliczone dla samego samolotu miały wartości z pierwszej kolumny, a z uwzględnieniem modeli serwomechanizmów w kolejności wzrastania złożoności w następnych kolumnach. Dla kanału pochylania większość wartości bezwzględnych miała charakter rosnący *R* poza jednym zachowującym stałą wartość *S*.

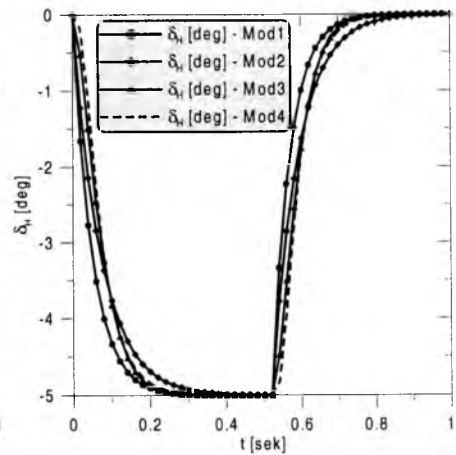
Dla kanału odchylenia wartości bezwzględne współczynników miały charakter wyłącznie malejący M . Dla kanału przechyłania trzy pierwsze mały M , a dwa pozostałe rosły R . Zmiany wartości bezwzględnych w większości przypadków nie były bardzo duże poza dwoma współczynnikami K_V^V i K_P^V .

4. Wyniki eksperymentów symulacyjnych

Przebieg położenia kąowego powierzchni sterowych w trakcie wykonywanego manewru zakrętu pokazano na wykresie (rys. 4), na którym linia ciągła i przerywana reprezentuje zachowanie bez uwzględnienia modeli układów wykonawczych. Uwzględnienie czterech typów uproszczeń (oznaczone na wykresie symbolami geometrycznymi) nie wprowadziło zauważalnych różnic.



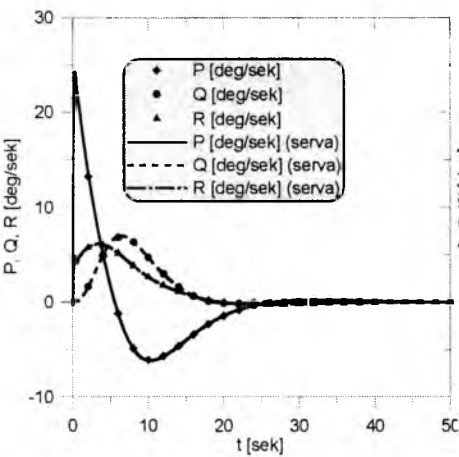
Rys. 4. Położenie powierzchni sterowych w trakcie manewru



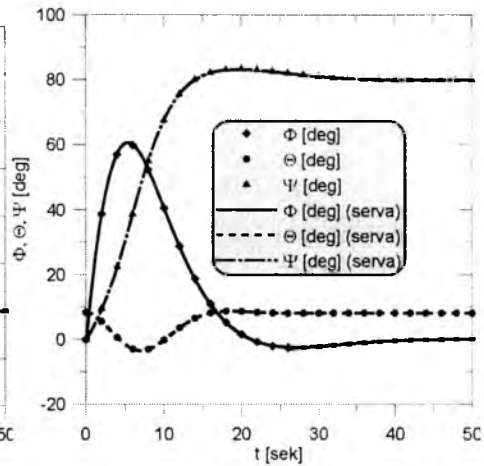
Rys. 5. Reakcja modeli serwomechanizmu na wymuszenie skokowe

Odpowiedzi czterech typów modeli na skokową zmianę żądanego położenia kąowego pokazano na przykładzie położenia kąowego steru wysokości (rys. 5). Dostrzegalna jest różnica reakcji poszczególnych matematycznych reprezentacji serwomechanizmów.

W podobnej konwencji przedstawiono na rys. 6 zmiany jakim ulegały w trakcie symulowanego manewru prędkości kątowe i na rys. 7 kąty położenia samolotu. Żądany kąt odchylenia (kurs) uzyskany został z nieznacznym przeregulowaniem (nie przekraczającym 5^0) po czasie ok. 35 s od momentu rozpoczęcia manewru. W tej skali czasowej przebiegi dla zaprezentowanych zmiennych stanu miały identyczny kształt zarówno dla samego modelu samolotu, jak i z modelami układów wykonawczych.



Rys. 6. Prędkości kątowe samolotu w trakcie manewru

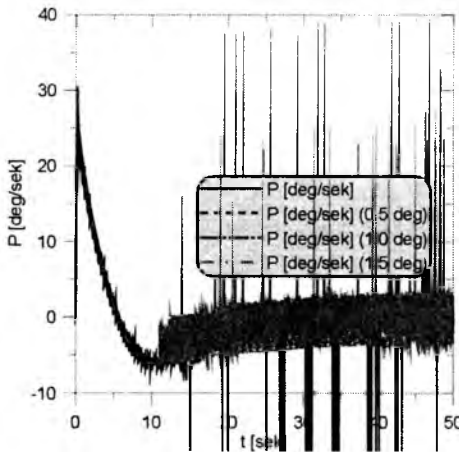


Rys. 7. Kąty położenia samolotu w trakcie manewru

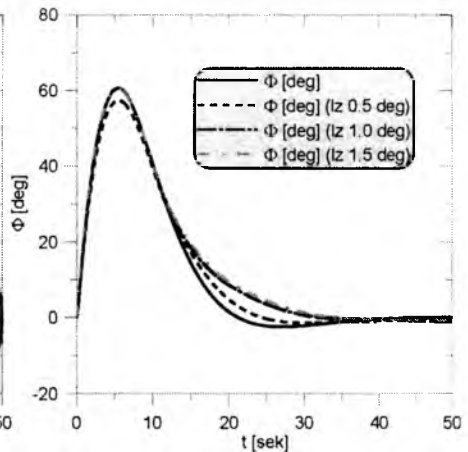
W krótkim przedziale czasowym $\langle 0s, 1.0s \rangle$ widać na przykładzie zmian prędkości kątowej przechylenia i kąta przechylenia (rys. 12 i 13) wzrost opóźnienia reakcji samolotu na żądany sygnał sterujący wraz ze zwiększaniem złożoności modelu serwomechanizmu. Linia przerywaną oznaczono zmienne z symulacji bez uwzględnienia modeli dynamiki układów wykonawczych.

Na przykładzie zmiennych P , Φ , pokazano (rys. 8 i 9) wpływ niedokładności układu wykonawczego wynikających z występowania luzów (na wykresie oznaczono luzy) przyjętych arbitralnie wartości 0.5^0 , 1.0^0 i 1.5^0 . Podobną sytuację (rys. 10 i 11) narastania wpływu wraz ze wzrostem wartości luzów obserwujemy dla prędkości kątowej R i kąta Ψ . Analizę zachowania się położenia kąтового powierzchni sterowych umożliwiają wykresy (rys. 16 i 17) uwzględniające reakcje na

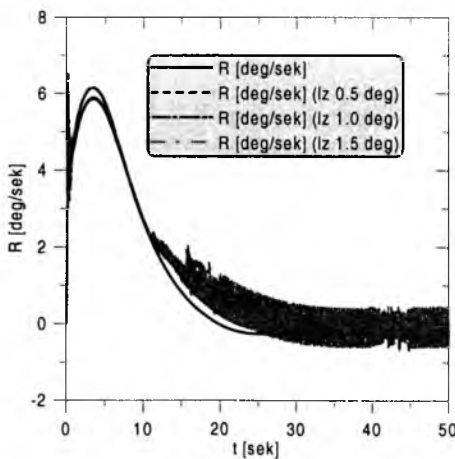
występowanie błędów. W pierwszym przypadku (rys. 16) pochodzą one od luzów o wartości 1.5^0 w drugim rys. 17 luzy o tych samych wartościach i przypadkowy niesymetryczny błąd (oznaczono na wykresie symbolem sz). W obu sytuacjach obserwujemy szybkie oscylacyjne ruchu powierzchni sterowych spowodowane przełączaniem w wyniku istnienia luzów. W drugiej sytuacji bardziej poszarpany kształt oraz wyższa amplituda oscylacji spowodowana jest wprowadzeniem dodatkowych przypadkowych błędów.



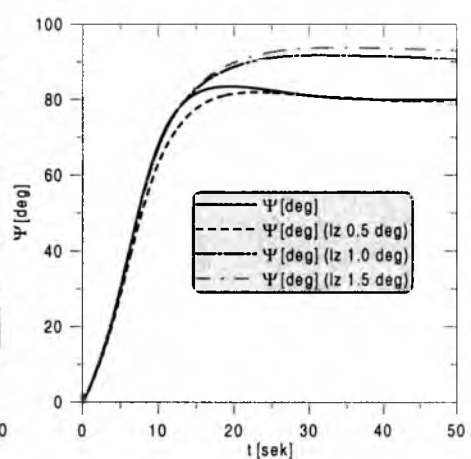
Rys. 8. Prędkość kątową przechylenia samolotu podczas manewru



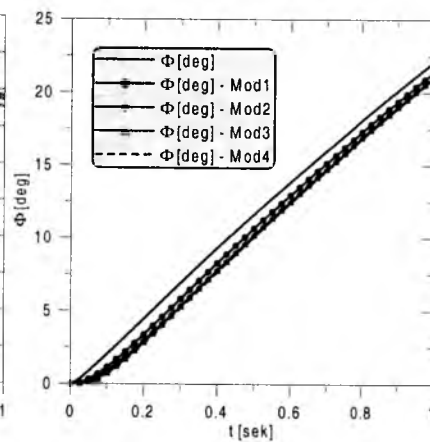
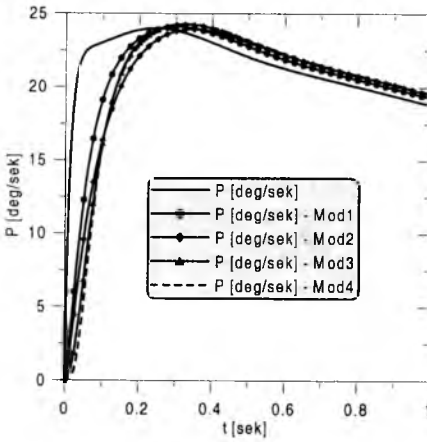
Rys. 9. Kąt przechylenia samolotu podczas manewru



Rys. 10. Prędkość kątową odchylenia samolotu podczas manewru

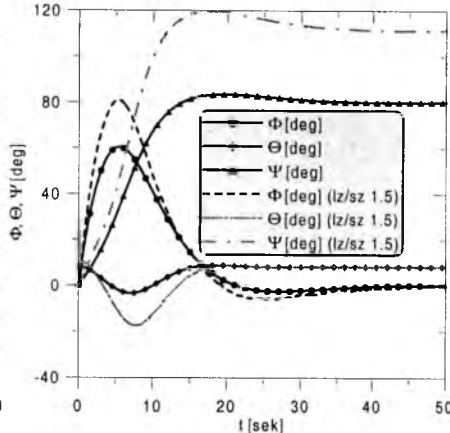
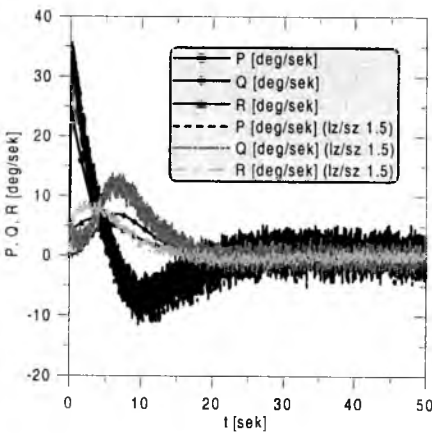


Rys. 11. Kąt odchylenia samolotu podczas manewru



Rys. 12. Prędkość kąta przechylenia samolotu dla 1 s lotu

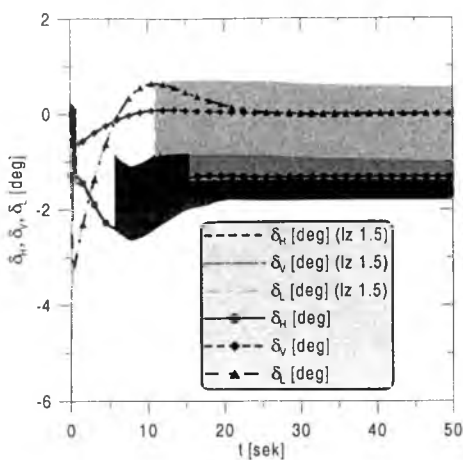
Rys. 13. Kąt przechylenia samolotu dla 1 s lotu



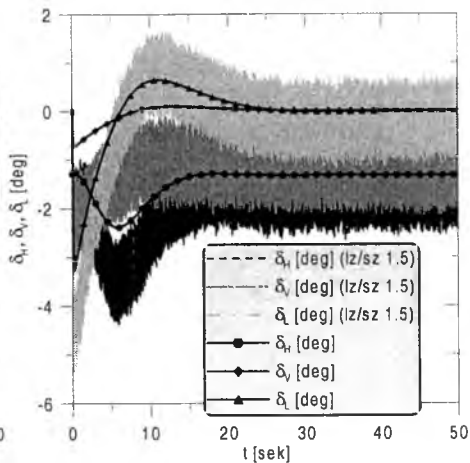
Rys. 14. Prędkości kątowne samolotu podczas manewru (szum i luzy)

Rys. 15. Kąt przechylenia samolotu dla 1 s lotu (szum i luzy)

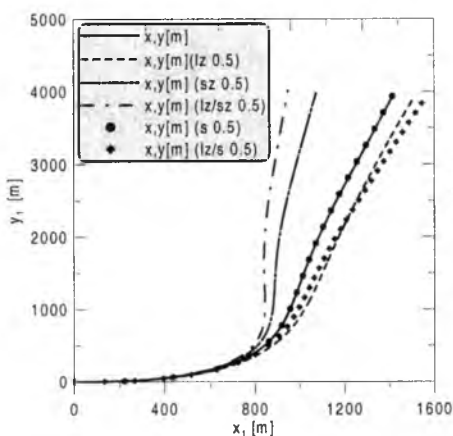
Jednoczesne występowanie błędów przypadkowych i pochodzących od luzów pogłębia zmiany w przebiegach prędkości kątowych i położenia kątownego (rys. 14 i 15). Obserwujemy oscylacyjne zmiany prędkości kątownych wokół wartości średnich różniących się w pierwszej fazie manewru od wartości występujących przy braku wspomnianych błędów. Bardzo wyraźnie widoczne są szczególnie w pierwszej fazie manewru różnice położenia kątownego samolotu, ale tylko w przypadku kąta odchylenia ta różnica utrzymuje się do końca manewru.



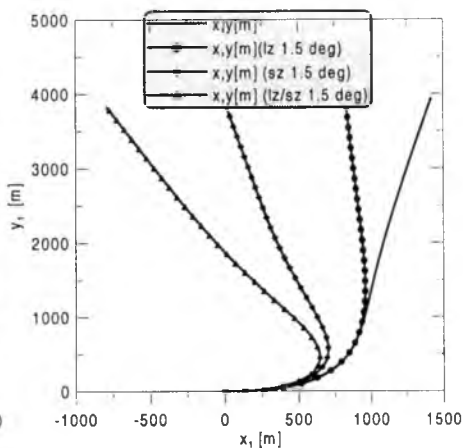
Rys. 16. Położenie powierzchni sterowych



Rys. 17. Położenie kątowne sterów w trakcie manewru (luzy i szum)



Rys. 18. Trajektoria samolotu podczas manewru (luzy i szumy)



Rys. 19. Trajektoria samolotu podczas manewru (luzy i szumy)

Na wykresach (rys. 18 i 19) można prześledzić, w jaki sposób różne rodzaje i wartości błędów wpływają na zmianę trajektorii. Błąd przypadkowy symetryczny (oznaczenie na wykresie *s*), dla pokazanego przypadku w zakresie $\pm 0.5^\circ$, nie zaburza przebiegu trajektorii.

5. Wnioski

W oparciu o analizę wyników uzyskanych z symulacji cyfrowej samolotu i układów wykonawczych można wyciągnąć następujące wnioski stanowiące pożyteczne wskazówki przy projektowaniu automatycznego sterowania.

1. tylko w początkowym okresie symulowanego lotu obserwowano wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch samolotu,
2. od charakteru błędów omawianego układu zależy sposób wpływu na ruch samolotu.
3. błędy pochodzące od luzów zmieniały kształt przebiegu prędkości kątowych i kątów położenia samolotu.
4. niesymetryczny błąd przypadkowy w porównaniu z luzami wywoływał większe błędy kąta odchylenia i zmianę trajektorii samolotu.
5. symetryczny błąd przypadkowy nie powodował zauważalnych błędów kąta odchylenia i trajektorii.
6. współczynniki wzmocnień praw sterowania wyliczone z uwzględnieniem modelu serwomechanizmów różnią się w niewielkim stopniu (przeważnie do 10 %) od wyliczonych w oparciu o sam model samolotu.
7. przebieg ruchu samolotu nie zależał w sposób istotny od wyboru dowolnego z podanych zestawów współczynników wzmocnień.

Podane wyżej wnioski są prawdziwe dla przyjętych warunków lotu i wybranego manewru samolotu.

Specyfika funkcjonowania układu wykonawczego a w tym poszczególne typy błędów powodują różnego rodzaju niepożądane efekty. Do najistotniejszych obserwowanych w trakcie lotu samolotu należy zaliczyć:

- szybkie, oscylacyjne zmiany ruchu serwomechanizmu powodujące zużywanie się ruchomych elementów układu wykonawczego,
- drgania spowodowane oscylacjami kątów położenia samolotu i jego prędkości kątowych,
- błędy kursu samolotu i trajektorii jego ruchu.

Niekorzystne zachowanie samolotu można wyeliminować stosując odpowiednie zabezpieczenia w strukturze automatycznego sterowania.

Bibliografia

1. Graffstein J., Maryniak J., *Analiza dynamiki ruchu powierzchni sterowych małego samolotu*, „Mechanika w lotnictwie”, PTMTS, Warszawa 2000
2. Graffstein J., Krawczyk M., *Możliwości uproszczeń układu automatycznego sterowania małym samolotem bezpilotowym*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika, **56**, 2, Rzeszów 2001
3. McLean D., *Automatic flight control systems*, Prentice Hall Int., London, 1990
4. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 1992
5. Stepaniak M., *Multiple model adaptive control of the Vista F-16*, Prac doktorska AFIT/GE/ENG/95D-26, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1995
6. Stevens B., Lewis F., *Aircraft control and simulation*, John Wiley and Sons, Inc, New York. 1992
7. Smith J., Montgomery T., *Biomechanically induced and controller coupled oscillations experienced on the F-16XL aircraft during rolling maneuvers*, NASA - 4752, DrydenFlight Research Center Edwards, California 1996

Praca została wykonana w ramach projektu badawczego KBN
nr **5 T12C 023 24**

DYNAMIKA NIECIĄGŁEGO DWUSTANOWEGO STEROWANIA LOTEM PRZESTRZENNYM OBIEKTU

RYSZARD VOGT

ROBERT GŁĘBOCKI

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa

W pracy przedstawiono wyniki badań nad dynamiką obiektów sterowanych jednokanałowo przy użyciu sterów o działaniu nieciągłym i dwustanowym. Szczególną uwagę położono na badania nad oscylacyjnym charakterem ruchu pocisku podczas lotu sterowanego i wpływem współczynników momentu stabilizującego i tłumiącego na charakter ruchu pocisku. Przedstawiono ponadto wpływ prędkości lotu pocisku i jego prędkości obrotowej na oscylacje wywołane pracą układu wykonawczego sterowania. Przeanalizowano również zakłócenia lotu pocisku wywołane pracą sterów oraz zawarto analizę jego sterowności w tego typu układach sterujących.

1. Wprowadzenie

Jednokanałowe dwustanowe sterowanie lotem należy do najbardziej zaawansowanych z punktu widzenia koncepcji rozwiązań. Umożliwia ono minimalizację masy i objętości pokładowych urządzeń sterujących, a zatem sterowanie bardzo małych obiektów. Charakteryzuje się jednak bardzo złożoną dynamiką lotu obiektu, gdyż wymusza na obiekcie złożony ruch wokół środka masy zakłócający proces naprowadzania.

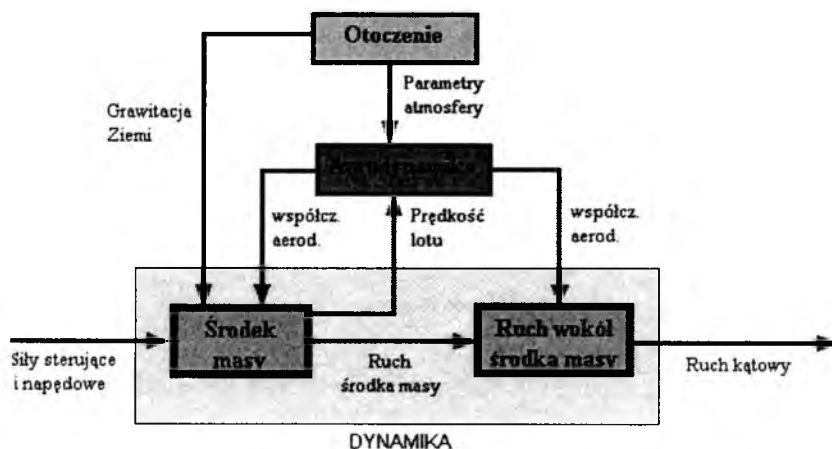
Do tego typu układów możemy zaliczyć zarówno pociski sterowane dwupołożeniowymi sterami aerodynamicznymi, jak i wyposażone w impulsowe sterowanie lotem przy pomocy raketowych silników korekcyjnych.

W pracy przedstawiono wybrane wyniki badań dynamiki ruchu tego typu sterowanych obiektów. Między innymi przebadano charakter ruchu, w tym ruchów oscylacyjnych wokół środka masy i środka masy przy różnych sygnałach sterujących i szerokim zakresie warunków lotu.

Analizowano również wpływ własności dynamicznych i aerodynamicznych pocisku na zakłócenia lotu spowodowane nieciągłością pracy sterów zarówno pośredniego działania jak i pośredniego działania.

Działanie pośrednie sterów stosowane jest we wszystkich klasycznych rozwiązaniach. Polega ono na tym, że siła sterująca (aerodynamiczna lub gazodynamiczna) przyłożona przed środkiem masy (w tzw. układzie „kaczka”) lub za środkiem masy (w układzie klasycznym) wytwarza moment sterujący. Skutkiem tego momentu jest powstanie kąta natarcia i odpowiedniej aerodynamicznej siły nośnej zmieniającej kierunek lotu obiektu.

Stery o działaniu bezpośrednim charakteryzują się tym, że wytworzone przez nie siły sterujące, czy składowe sił sterujących prostopadłe do osi wzdłużnej pocisku nie wytwarzają momentu, gdyż przyłożone są w środku masy powodując zmianę kierunku jego lotu.

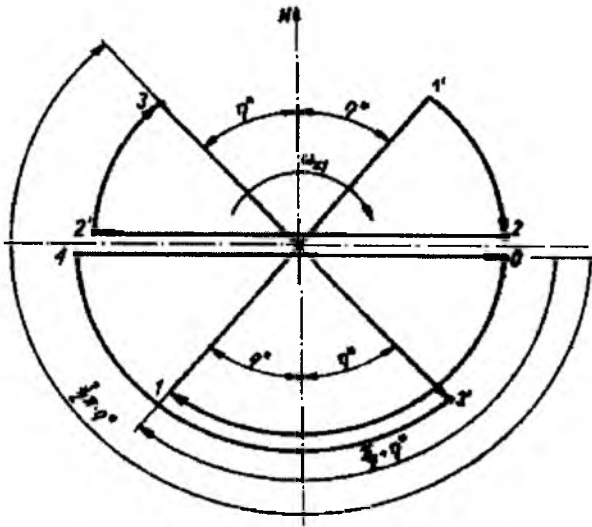


Rys. 1. Schemat blokowy dynamiki obiektu latającego sterowanego poprzez oddziaływanie bezpośrednio na jego środek ciężkości

2. Dynamika ruchu pocisków sterowanych jednokanałowo z aerodynamicznymi sterami o działaniu skokowo i okresowo zmiennym pośredniego działania

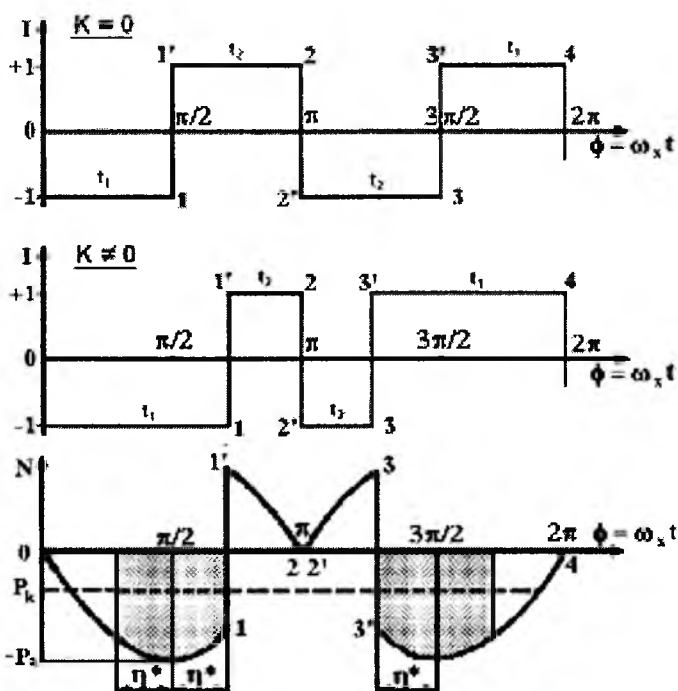
Sterowanie jednokanałowe lotem przestrzennym zarówno bezpośrednio i pośrednio możliwe jest przy ruchu wirowym pocisku wokół osi symetrii. Dla uzyskania wymaganej jakości sterowania średnia siła sterująca wytworzona w czasie obrotu pocisku powinna być propor-

cyjona do sygnału sterującego K wytworzonego przez autopilota, a ponadto skierowana w zadanym kierunku. Przetwarzanie sygnałów jest jednokanałowe w całym torze sterowania. Ciągły sygnał sterujący K przetwarzany jest na sygnał skokowo i okresowo - zmienny I , sterujący położeniem dwupołożeniowych sterów. Sygnał I powinien zapewnić proporcjonalność między średnią siłą sterującą $P_{k\bar{s}r}$ a sygnałem K oraz zgodność kierunku działania tej siły z płaszczyzną fazową. Podstawowe znaczenie przy takim sterowaniu ma synchronizacja czasowa częstotliwości i fazy zmian sygnału I . Zmianę kierunku działania chwilowej siły sterującej przedstawia rysunek 2.



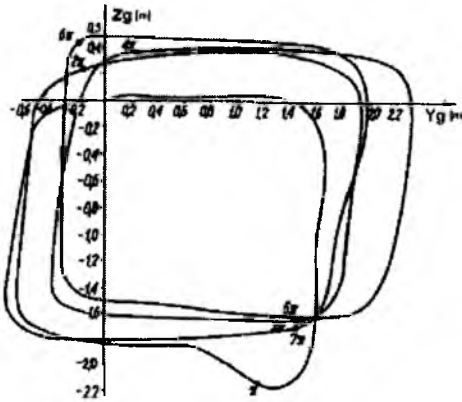
Rys. 2. Zmiana kierunku działania wektora chwilowej siły sterującej podczas obrotu obiektu o kąt $\phi = 0-2\pi$

Siła sterująca wytwarzana jest w jednej płaszczyźnie obiektu przechylonej o kąt ϕ . Efekt sterowania w obu płaszczyznach lotu uzyskuje się zatem poprzez odpowiednią zmianę kąta fazowego ϕ . Stąd stery i sygnał sterujący I ich położeniem, zmieniają swoje położenie czterokrotnie podczas jednego obrotu pocisku. Tak więc częstotliwość pracy sterów jest równa dwukrotnej częstotliwości obrotów pocisku $\omega_S = 2\omega_{\times 1}$. Przy sygnałach sterujących $K=0$ czasy wypełnienia t_1 i t_2 są jednakowe. Przykładowe przebiegi przedstawia rysunek 3.

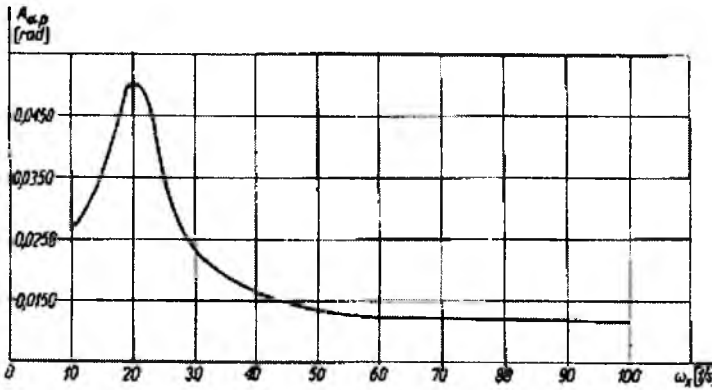


Rys. 3. Sygnał sterujący I i odpowiadający mu rzut siły sterującej na oś fazową N

Takie działanie sterów wymusza na obiekcie nawet przy zerowych sygnałach sterujących bardzo złożony ruch oscylacyjny środka masy i wokół środka masy. Amplituda tych oscylacji bardzo silnie zależy od stosunku częstotliwości pracy sterów do częstotliwości krytycznej ω_{kr} równej częstości własnej wahań poprzecznych pocisku. Natomiast częstotliwość pracy sterów $\omega=2\omega_x$ gdzie ω_x jest prędkością kątową obrotów pocisku. Rysunek 4 przedstawia charakter ruchu rakiety sterowanej jednokanałowo przy użyciu aerodynamicznych skokowo zmiennych sterów w zakresie krytycznej częstotliwości pracy tychże sterów. Środek masy porusza się ruchem zbliżonym do ruchu spiralnego. Na rysunku 5 przedstawiono zależność amplitudy oscylacji wokół środka masy od częstotliwości pracy sterów i obrotów pocisku ($\omega=2\omega_x$).



Rys. 4. Ruch środka masy rakiety wirującej w płaszczyźnie Y_g, Z_g wymuszony skokowo i okresowo-zmiennym momentem kierującym przy zerowych wyjściowych sygnałach sterujących

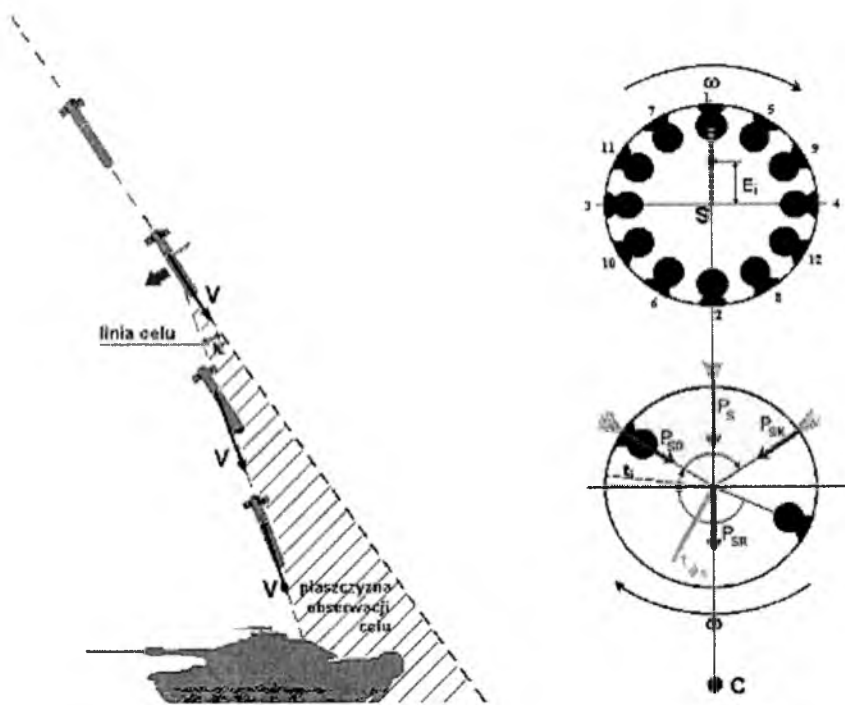


Rys. 5. Amplituda wahań rakiety wokół środka masy w płaszczyźnie pionowej wymuszonych okresowo i skokowo-zmiennym momentem kierującym w zależności od częstości pracy sterów ω

3. Dynamika ruchu pocisków sterowanych jednokanałowo ze sterami impulsowymi

W opisywanym rozwiązaniu pociski również wirują w czasie sterowanego lotu. Sterowanie jest realizowane za pomocą jednorazowych rakietowych silników korekcyjnych rozmieszczonych promieniście wokół środka ciężkości pocisku. Uruchomienie silnika powoduje

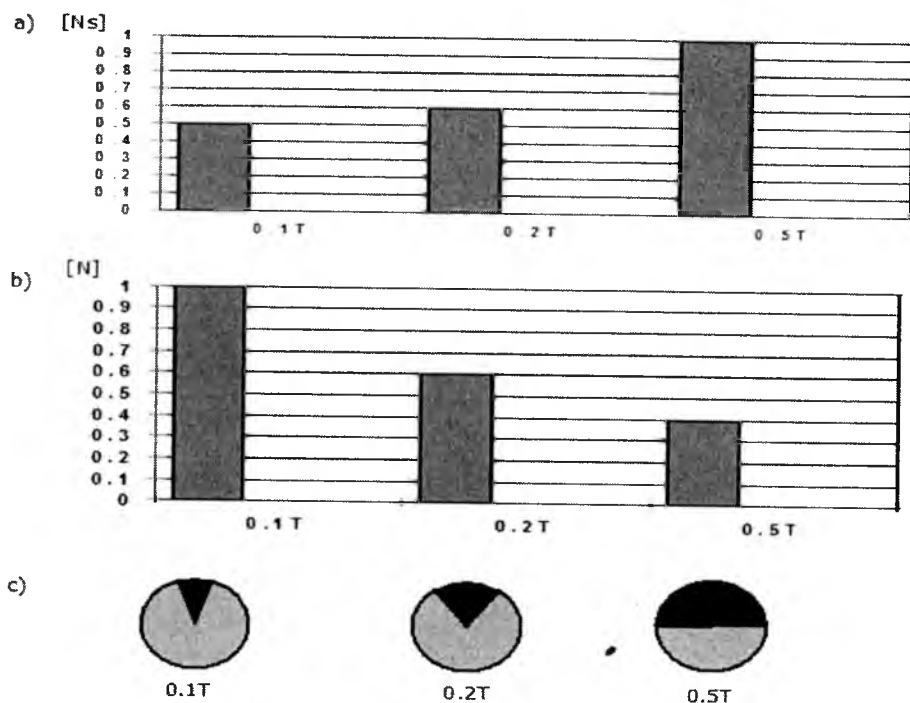
powstanie impulsu siły skierowanego prostopadłe do osi symetrii pocisku i skierowanego wzdłuż prostej przechodzącej przez jego środek ciężkości. Zasadę pracy takiego układu sterowania przedstawia rysunek 6.



Rys. 6. Zasada pracy układu sterowanego przez raketowe silniki korekcyjne

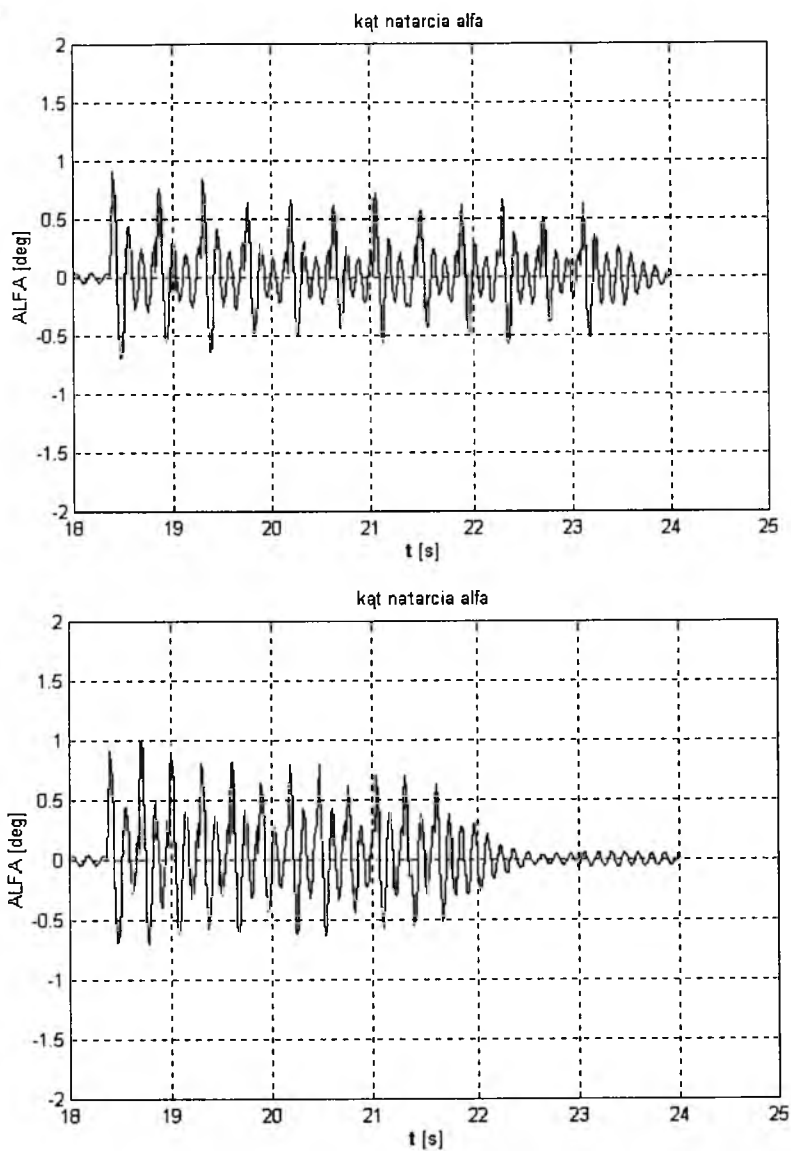
Zadziałanie silnika oddziałuje bezpośrednio na zmianę wektora prędkości lotu pocisku zarówno co do kierunku, jak i co do wartości. Precyzyjne naprowadzanie na cel realizuje się poprzez kolejne odpalenie kilku silników.

Rysunek 7 przedstawia zależności zmiany wartości impulsu sterującego i siły sterującej od czasu pracy raketowego silnika korekcyjnego. Im czas impulsu sterującego jest dłuższy w stosunku do czasu pojedynczego obrotu tym jego efektywność jest mniejsza przy tym samym impulsie całkowitym silnika.

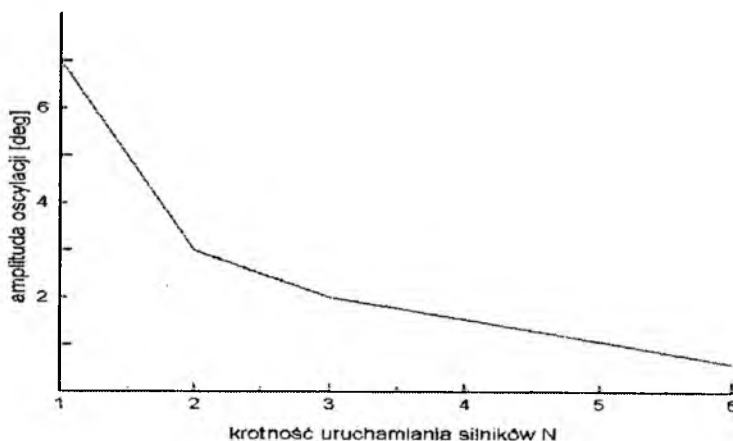


Rys. 7. Zmiana wartości impulsu sterującego, siły sterującej w zależności od czasu pracy raketowego silnika korekcyjnego; czas pracy silnika (kolor czarny) w stosunku do okresu obrotu

Bardzo duże znaczenie dla charakteru ruchu lecącego pocisku ma dobór częstości odpalania silników korekcyjnych. Częstość tę nazwano krotnością odpalania i oznaczono literą K . Wyznacza ona minimalną liczbę pełnych obrotów jakie musi wykonać pocisk nim uruchomiony zostanie kolejny silnik korekcyjny. Przykładowe wyniki badań nad wpływem krotności K na oscylacje pocisku w trakcie lotu oraz na cały proces jego naprowadzania do celu przedstawiają rysunki 8 i 9.



Rys. 8. Przebiegi zmian kąta natarcia w trakcie lotu sterowanego dla dwóch różnych krotności odpalania silników korekcyjnych. Rysunek górny krotność $K=3$ (silnik odpalany nie częściej niż raz na trzy obroty pocisku), rysunek dolny krotność $K=2$



Rys. 9. Zależność między amplitudą oscylacji pocisku a krotnością odpalania silników korekcyjnych

4. Podsumowanie i wnioski

1. Z rozwojem metod sterowania kierunkiem lotu, polegającym m. in. na stosowaniu nieciągłych sterów (dwupołożeniowych lub impulsowych), komplikują się algorytmy sterowania, a przede wszystkim, bardzo złożona jest dynamika sterowanego ruchu obiektu. Skokowo i okresowo-zmienne, podobnie jak impulsowe, siły i momenty sterujące wymuszają ruchy oscylacyjne wokół środka masy i środka masy w całym zakresie wartości wejściowych sygnałów sterujących. Oscylacje te pogarszają jakość sterowania. Najbardziej złożone pod względem logicznym i dynamicznym jest jednokanałowe sterowanie, zarówno pośrednie skokowo i okresowo-zmienne, jak i bezpośrednie - impulsowe.
2. Jednokanałowe dwupołożeniowe okresowo-zmienne sterowanie, przy odpowiedniej strukturze sygnału sterującego położeniem sterów i prędkości ruchu wirowego pocisku, umożliwia sterowanie lotem w obu płaszczyznach lotu z wymaganą dokładnością. Uzyskanie wymaganej jakości sterowania możliwe jest przy odpowiednich strukturach algorytmów sterowania uwzględniających między innymi dynamikę obiektu sterowania w całym możliwym zakresie warunków lotu.

- Skokowo i okresowo-zmienny charakter zmian wartości sił i momentów sterujących, w połączeniu z ruchem wirowym pocisku wymusza bardzo złożone ruchy oscylacyjne wokół środka masy i środka masy. Ze względu na oscylacje wymuszone sterowaniem, bezpieczne są duże częstotliwości pracy sterów i obrotu pocisku.
 - Z drugiej strony duże częstotliwości pracy sterów są ograniczone częstością przenoszenia siłownika tzw. maszyny sterowej. Przekroczenie tej dopuszczalnej częstości przenoszenia uniemożliwia zmianę położenia sterów.
3. Jednokanałowe - impulsowe bezpośrednie sterowanie lotem umożliwia uzyskanie wymaganej jakości sterowania przy odpowiednim doborze algorytmów odpalania silników, jak również stateczności dynamicznej pocisku.
- W odróżnieniu od skokowo-zmiennego pośredniego sterowania, nie zachodzi konieczność zachowania kompromisu między statecznością a sterownością stąd, stateczność pocisków z bezpośrednim sterowaniem może być dowolnie duża.
 - Bardzo złożone przy tym sterowaniu są algorytmy odpalania silników. Przy ich wyznaczaniu należy uwzględnić taką kolejność odpalania silników, przy której niewyważenie dynamiczne pocisków będzie minimalne.
 - Algorytmy te muszą zapewnić wymaganą zmianę kierunku lotu w zadanym czasie z uwzględnieniem dysponowanej ilości impulsów sterujących. Układy wykonawcze sterowania o działaniu impulsowym, którego podstawą są silniki raketowe, nie posiadają żadnych ruchomych mechanizmów komplikujących konstrukcję oraz zwiększających zapotrzebowanie na energię (szczególnie elektryczną). Dodatkowo dużą zaletą tych układów jest większa niezawodność działania.
 - Zmniejszone wymagania co do aerodynamiki pocisków z impulsowym bezpośrednim sterowaniem wynikają m.in. z tego, że:
 - płatowce nie wytwarzają aerodynamicznych sił nośnej i bocznej wymagających odpowiednich powierzchni nośnych oraz kątów natarcia i ślizgu;
 - brak jest ograniczeń co do maksymalnych wartości stateczności dynamicznej;

- zmiana kierunku lotu odbywa się pod działaniem sił raketowych niezależnych od prędkości lotu.
4. Porównanie nieciągłych układów wykonawczych pośredniego działania z impulsowymi układami bezpośredniego działania.
- Okresowo i skokowo-zmienne sterowanie wytwarza siły sterujące działające w całym dowolnym zakresie sterowanego lotu, natomiast sterowanie impulsowe ma ograniczoną ilość impulsów korekcyjnych od silników. W związku z tym bardziej ograniczony czas sterowanego lotu
 - Reakcja pocisku na bezpośrednie sterowanie jest znacznie szybsza. Zmiana kierunku lotu pod działaniem sił sterujących nie wymaga pochylenia pocisku dla wytworzenia odpowiednich sił aerodynamicznych, jak to ma miejsce podczas sterowania pośredniego. Zmniejsza to inercyjność sterowania o dwa rzędy.

Bibliografia

1. Vogt R., *Dynamika naprowadzania raketowych pocisków przeciwpancernych kierowanych przewodowo*
2. Vogt R., Głębocki R., *Modelowanie i badania systemowe w zastosowaniu do projektowania, produkcji i eksploatacji pocisków sterowanych*, III Konferencja Awioniki Waplewo 2001, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej
3. Vogt R., Głębocki R., *Analiza porównawcza układów wykonawczych stosowanych do sterowania małych pocisków*, X Konferencja Naukowo-Techniczna UZBROJENIE'2003, Rynia, maj 2003, Biuletyn WITU „Problemy Techniki Uzbrojenia i Radiolokacji”
4. Vogt R., Głębocki R., *Ujęcie systemowe i symulacja przy projektowaniu wytwarzaniu i eksploatacji systemów sterowania*, Konferencja AUTOMATION'2004, Automatyzacja Nowości i Perspektywy, Warszawa marzec 2004

Rozdział VII

Stany awaryjne - badania modelowe

ZASTOSOWANIE ANALIZY WRAŻLIWOŚCI DO MODELOWANIA RUCHU OBIEKTU W STANACH AWARYJNYCH

MARIA ZŁOCKA

Politechnika Warszawska, ITLiMS

e-mail: mzlocka@meil.pw.edu.pl

W pracy zastosowano analizę wrażliwości do badania przyjętych modeli numerycznej symulacji przestrzennego manewrowego ruchu samolotu w stanie awaryjnym. Rozważane stany awaryjne dotyczyły przypadków w których zachowana jest bryła i masa samolotu. W pracy analizowane przypadki uszkodzenia układu sterowania dla ruchu na dużych kątach natarcia. Przeprowadzono badania wrażliwości parametrycznej i strukturalnej modelu poprzez badanie własności dynamicznych ruchu samolotu podczas wykonywania manewrów.

1. Wstęp

Modelowanie ruchu samolotu w stanie awaryjnym odbywa się najczęściej po wypadku lotniczym w celu ustalenia jego przyczyny [5]. Niektóre stany awaryjne są jednak badane na etapie projektowania samolotu. Sprawdza się między innymi możliwość lotu po awarii silników, możliwość wyjścia z niezamierzonego korkociągu, jak również stan lotu po awarii układu stabilizującego. Większość tych przypadków wymaga uwzględnienia ruchu samolotu na dużych kątach natarcia z częściową utratą sterowności i stateczności. Każde modelowanie wymaga przyjęcia założeń upraszczających i analiza wpływu tych uproszczeń na badane własności dynamiczne lotu są ważnych etapem oceny skutków awarii. Istotnym problemem badania stanu awaryjnego jest uwzględnienie w modelu działania pilota. W przypadku modelowania takiego działania jako czynnego sterowania ze sprzężeniem

zwrotnym, przyjmowany wektor wyjścia wpływa na strukturę modelu i konieczna staje się analiza strukturalna przyjętego do symulacji ruchu samolotu w stanie awaryjnym.

2. Modele niektórych stanów awaryjnych

2.1. Przyjęte założenia modelu

W rozważanych stanach awaryjnych przyjmuje się, że

- nie występuje nagle zmiana masy i kształtu samolotu,
- samolot jest traktowany jako układ ciał sztywnych,
- wychylenia powierzchni sterowych są ograniczone, nie zmieniają momentów bezwładności i położenia środka masy
- ograniczone są prędkości wychyleń powierzchni sterowych
- samolot ma pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej i ciąg leży w płaszczyźnie symetrii.
- pomijane są efekty giroskopowe,
- przyjęto działanie pilota w stanie awaryjnym jako czynne sterowanie NDO (nieliniowa dynamika odwrotna).

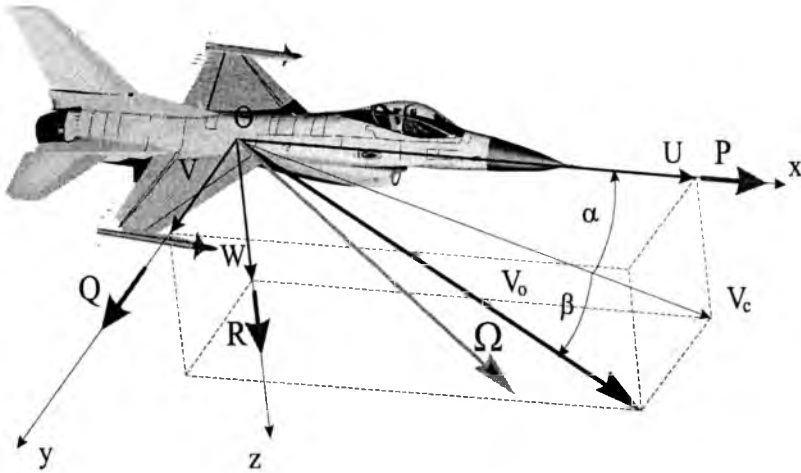
W syntezie prawa sterowania przyjmuje się również liniową zależność sił i momentów aerodynamicznych od kątów wychyleń powierzchni sterowych.

2.2. Przyjmowane układy odniesienia

W celu wyprowadzenia równań ruchu samolotu na ogół przyjmowane są dwa rodzaje układów współrzędnych: układ inercjalny i układy nieinercjalne związane z samolotem. Układ inercjalny kartezjański i prawoskrętny związany jest z Ziemią, którą traktuje się jako płaską i której ruchu nie uwzględnia się. Układy nieinercjalne to najczęściej kartezjański układ sztywno związany z samolotem (rys.1), zwany dalej "dynamicznym", kartezjański układ związany z opływem, w którym określone są "statyczne" współczynniki aerodynamiczne, kartezjański układ grawitacyjny o jednej osi równoległej do osi układu inercjalnego. Macierz transformacji między układem dynamicznym i układem grawitacyjnym jest następująca:

$$\mathbf{L}_{dg} = \begin{bmatrix} \cos\Theta\cos\Psi & \cos\Theta\sin\Psi & -\sin\Theta \\ \sin\Phi\cos\Theta\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Phi\sin\Theta\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \sin\Phi\cos\Theta \\ \cos\Phi\sin\Theta\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\cos\Theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

gdzie: Θ , Φ , Ψ - kąty Eulera- lotnicze [7]



Rys. 1. Przyjęty układ współrzędnych

Macierz transformacji z układu aerodynamicznego do układu samolotowego ma postać:

$$\mathbf{L}_{da} = \begin{bmatrix} -\cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \\ -\sin \beta & \cos \beta & 0 \\ -\sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & -\cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2)$$

gdzie: α jest kątem natarcia, β jest kątem ślizgu.

Kąty te są zdefiniowane jako:

$$\alpha = \arctan \frac{W}{U}, \quad -\pi \leq \alpha \leq \pi, \quad \beta = \arcsin \frac{V}{V_0} \quad -\pi \leq \beta \leq \pi.$$

Występujące we wzorach wielkości U , V , W , są współrzędnymi wektora prędkości samolotu

$\mathbf{V}_0 = [U, V, W]^T$ w układzie samolotowym.

Zaznaczona na rys.1 $\mathbf{\Omega} = [P, Q, R]^T$ jest wektorem prędkości kątovej samolotu.

2.3. Równania ruch

Do wyprowadzenia równań ruchu samolotu w układzie z nim związanym zastosowano formalizm Boltzmanna-Hamela [1,9]. Pozwala

on uwzględnić dodatkowe stopnie swobody takie jak ruch powierzchni sterowych.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial \omega_i} \right) - \frac{\partial T^*}{\partial \Pi_i} + \sum_{r=1}^k \sum_{\alpha=1}^k \gamma_{\alpha i} \frac{\partial T^*}{\partial \omega_r} \omega_\alpha = Q_i^* \quad (3)$$

gdzie T^* jest energią kinetyczną wyrażoną w quasi prędkościach

$$\omega = [U, V, W, P, Q, R, \lambda_j]^T, \quad ,$$

przy czym $\lambda = \delta$ jest wektorem prędkości wychyleń powierzchni sterowych, $\delta = [\delta_H, \delta_L, \delta_V]^T$ - kolejno steru kierunku, lotek i steru wysokości, $\gamma_{\alpha i}$ - są trójwskaźnikowymi mnożnikami Boltzmanna [1].

Otrzymane równanie

$$J_{\eta_H} \ddot{\delta}_H + J_{\eta_H} \dot{Q} + S_{\xi_H} \dot{U} \sin \delta_H + S_{\eta_H} \dot{W} \cos \delta_H + S_{\xi_H} \dot{Q} (x_H \cos \delta_H - z_H \sin \delta_H) = M_{Haer.} + M_{Hg} \quad (4)$$

opisuje ruch steru wysokości po awarii układu sterowania.

W równaniu tym J_{η_H} jest momentem bezwładności steru wysokości liczonym względem osi zawiasu, S_{ξ_H} , S_{η_H} są momentami statycznymi sterów, a x_H , z_H określają położenie steru w przyjętym układzie współrzędnych. Po prawej stronie równania $M_{Haer.}$ i M_{Hgt} są momentami od sił, liczonymi względem osi obrotu.

Równanie to jest sprzężone z równaniami ruchu samolotu, które dla lotu na dużych kątach natarcia mają charakter nieliniowy i można przedstawić je w symbolicznej postaci wektorowej

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}), \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0 \quad (5)$$

gdzie:

- wektor stanu $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi, \Psi, h]^T$, którego składowymi są współrzędne prędkości samolotu, współrzędne prędkości kątowej, kąty Eulera i wysokość lotu;
- wektor sterowania $\mathbf{u} = [\delta_H, \delta_L, \delta_V, \delta_T]^T$, którego składowymi są kąty wychylenia kolejno steru wysokości, lotek i steru kierunku oraz kąt otwarcia przepustnicy.

W przedstawionym modelu ruchu (5) nie uwzględnia się „niestandardowego”, odmiennego od wyuczonego, oddziaływania pilota. Do syntezy praw sterowania opisujących działanie pilota w czasie awarii proponuje się zastosowanie nieliniowej dynamiki odwrotnej [6,7].

2.4. Nieliniowa dynamika odwrotna

Synteza nieliniowego prawa sterowania w oparciu o nieliniową dynamikę odwrotną wymaga przekształcenia układu (5) do następującej postaci modelu matematycznego ruchu samolotu:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{g}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{u}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \quad (6)$$

gdzie: wymiar wektora stanu \mathbf{x} jest równy n , a wymiar wektora sterowania \mathbf{u} i wektora wyjścia \mathbf{y} jest równy m . Prawo sterowania ma postać

$$\mathbf{u} = \mathbf{D}^{-1}(\mathbf{x})[\mathbf{v} - \mathbf{N}(\mathbf{x})], \quad (7)$$

w której:

$$\mathbf{v} = \mathbf{P}_0 \mathbf{y}_z - \sum_{j=0}^{r-1} \mathbf{P}_j \mathbf{y}^{(j)}.$$

Indeks j oznacza j -tą pochodną wektora wyjścia. \mathbf{P}_j są stałymi macierzami o wymiarach $m \times m$, przyjmowanymi arbitralnie. Natomiast \mathbf{y}_z oznacza zadany ruch.

Rozprzegająca macierz $\mathbf{D}(\mathbf{x})$ ma postać

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} L_{\mathbf{G}_1} L_{\mathbf{g}}^{r_1-1} h_1 & \dots & L_{\mathbf{G}_m} L_{\mathbf{g}}^{r_1-1} h_1 \\ \dots & \dots & \dots \\ L_{\mathbf{G}_1} L_{\mathbf{g}}^{r_m-1} h_m & \dots & L_{\mathbf{G}_m} L_{\mathbf{g}}^{r_m-1} h_m \end{bmatrix} \quad (8)$$

w której $L_{\mathbf{g}} h = \nabla h \mathbf{g}$ jest pochodną Liego funkcji h względem pola wektorowego \mathbf{g} .

Natomiast $\mathbf{N}(\mathbf{x}) = [L_{\mathbf{g}}^{r_j} h_j(\mathbf{x})]$, $\dim \mathbf{x} = n$, $\dim \mathbf{u} = \dim \mathbf{y} = m$,

a stopień względności $r = \sum_{j=1}^m r_j$ istnieje, jeżeli $\det \mathbf{D}(\mathbf{x}) \neq 0$ i

$$L_{\mathbf{G}_i} L_{\mathbf{g}}^k h_j(\mathbf{x}) = 0 \text{ dla } 0 \leq k \leq r_i - 1 \text{ (} 1 \leq i, j \leq m \text{)},$$

W przypadku awarii wymiar wektora wyjścia \mathbf{y} będzie zmieniał się w zależności od liczby wyłączonych z procesu sterowania powierzchni sterowych. W przypadku gdy pilot może sterować tylko sterem kierunku wektor wyjścia ma jedną współrzędną. Struktura modelu będzie zależała od przyjętego wektora wyjścia i w takim przypadku wskazane jest wyznaczenia wrażliwości strukturalnej modelu.

3. Analiza wrażliwości

Symulacja numeryczna ruchu samolotu pozwala zbadać własności dynamiczne takie jak stateczność, sterowność czy przeciążenie dla wybranych parametrów lotu [4]. Analiza wrażliwości pozwala określić kierunki zmian tych własności na zmiany parametryczne i strukturalne modelu. Przykładem takiej analizy może być przeciążenia \mathbf{n} , które definiuje się jako:

$$n_x = \frac{1}{mg}(F_x + T_x), \quad n_y = \frac{1}{mg}F_y, \quad n_z = \frac{1}{mg}(F_z + T_z). \quad (9)$$

gdzie \mathbf{F} – wektor sił aerodynamicznych, \mathbf{T} – siła ciągu, m – masa samolotu, g – przyspieszenie ziemskie. Wrażliwości przeciążenia na zmianę wychylenia powierzchni sterowych można przedstawić jako:

$$\frac{\partial \mathbf{n}}{\partial \delta_j} = \frac{1}{mg} \left(\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \mathbf{x}} + \frac{\partial \mathbf{T}}{\partial \mathbf{x}} \right) \boldsymbol{\vartheta}_j + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \delta_j}, \quad (10)$$

gdzie: δ_j – kąt wychylenia powierzchni sterowej, $\boldsymbol{\vartheta}_j$ – wektor funkcji wrażliwości, które są rozwiązaniem równań wrażliwości:

$$\dot{\boldsymbol{\vartheta}}_j = \mathbf{D} \boldsymbol{\vartheta}_j + \mathbf{w}_j, \quad \boldsymbol{\vartheta}_j = \frac{\partial \mathbf{x}}{\partial \delta_j}, \quad \boldsymbol{\vartheta}_j(0) = \mathbf{c}_v \quad (11)$$

$$d_{kl} = \frac{\partial g_k}{\partial x_l} + \sum_{i=1}^3 \frac{\partial G_{ki}}{\partial x_l} \cdot u_i(t), \quad (k, l = 1 \dots n),$$

wektor $\mathbf{w}_j = \mathbf{G}_j$ jest odpowiednią kolumną macierzy \mathbf{G} (6), a wektor \mathbf{c}_v jest wektorem wartości stałych.

Innym rodzajem analizy wrażliwości jest badanie wpływu zmiany struktury modelu opisującego ruch samolotu w stanie awarii, szczególnie gdy działanie pilota opisane jest za pomocą nieliniowej dynamiki odwrotnej [6,7]. Jako przykład może posłużyć symulacja awarii usterzenia w czasie wykonywania korkociągu samolotu gdy jedynym sprawnym sterem jest ster kierunku. Działanie pilota opisuje przyjęty wektor wyjścia \mathbf{y} . Jeżeli pilot będzie starał się wytlumić pionową prędkość kątową samolotu wektor wyjścia ma postać:

$$\mathbf{y} = -P \sin \Theta + Q \sin \Phi \cos \Theta + R \cos \Phi \cos \Theta. \quad (12)$$

Wychylenie steru kierunku przy takim działaniu opisuje zależność

$$\delta_v = \frac{1}{d(\mathbf{x})} (\dot{\mathbf{y}} - \mathbf{n}(\mathbf{x})) \quad (13)$$

Zależność tę otrzymuje się po jednokrotnym po zróżniczkowaniu wektora wyjścia $\dot{y} = \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \cdot \dot{\mathbf{x}}$, pojawia się wówczas jawna zależności od kąta wychylenia steru kierunku

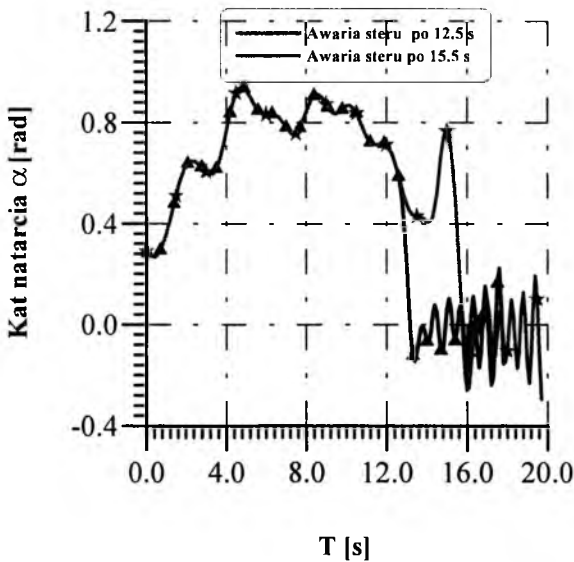
$$\dot{y} = \eta(\mathbf{x}) + d(\mathbf{x})\delta_V, \quad (14)$$

przy czym spełnione jest równanie $\dot{y} + P_0 y = 0$, w którym P_0 przyjmowane jest arbitralnie. Należy zatem zbadać wrażliwość modelu na zmianę tego parametru.

W przypadku gdy $h(\mathbf{x}) = \psi$, wektor wyjścia należy różniczkować dwukrotnie. Wówczas $\ddot{y} = \eta(\mathbf{x}) + \sigma(\mathbf{x})\delta_V$, stąd $\delta_V = \frac{1}{\sigma(\mathbf{x})}(\ddot{y} - \eta(\mathbf{x}))$ przy czym $\ddot{y} + P_1 \dot{y} + P_0 y = P_0 y_z$, a stałe P_1, P_0 przyjmowane są arbitralnie.

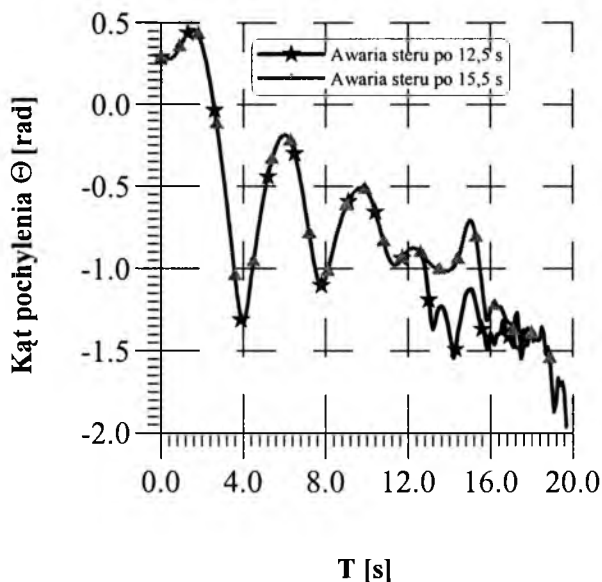
4. Symulacja stanów awaryjnych

W pracy były badane własności dynamiczne samolotu wykonującego korkociąg. Awarii uległ układ sterowania i ster wysokości poruszał się swobodnie (rys.4).



Rys.2. Awaria steru wysokości „Orlika”- kąt natarcia

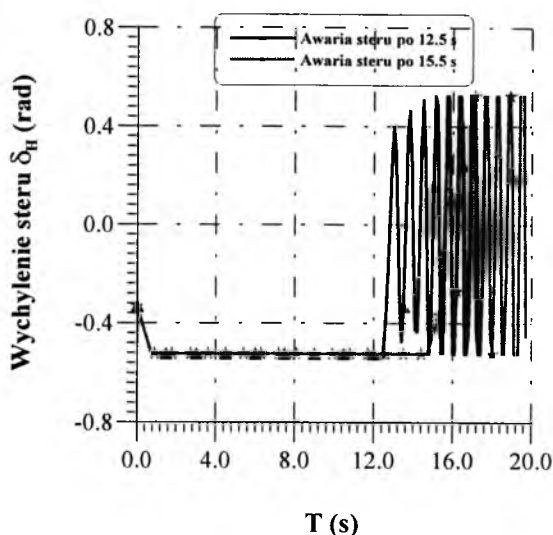
Na rys 2 przedstawiony jest przebieg kąta natarcia w trakcie wykonywania korkociągu, który zaczyna się od przeciągnięcia. Awarye wystąpiły w czasie wyprowadzania samolotu z korkociągu. Wpływ zmiany początkowych warunków lotu w awarii jest niewielki i szybko stan lotu w obu symulowanych awariach jest podobny (rys. 3).



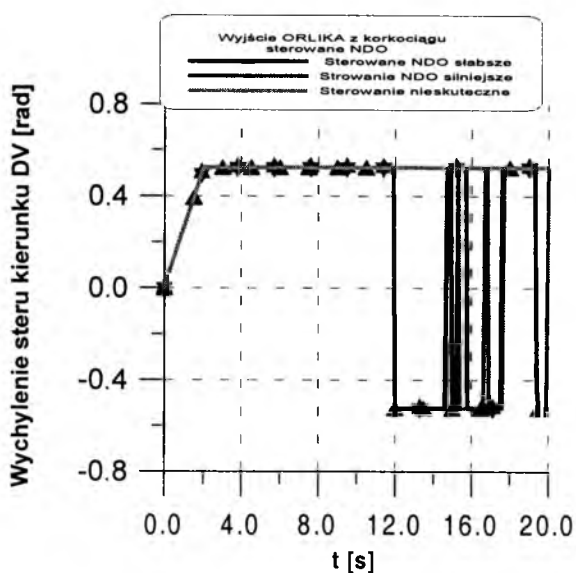
Rys.3. Awaria steru wysokości „Orlika”- kąt pochyleń

W pierwszym przypadku awaria wystąpiła po 12,5s od przeciągnięcia. Pilot wykonał trzy zwitki i zaczął wyprowadzać samolot z korkociągu przez wychylenie steru kierunku w stronę przeciwną do obrotu. Pierwsza awaria wystąpiła na początku manewru wyprowadzenia, a druga już po wychyleniu steru kierunku. Lotki w obu przypadkach nie były wychylone.

Symulacja drugiego rodzaju awarii, opisanego w rozdziałach 2 i 3 została przedstawiona na rys. 5-8 . Pilot w tym przypadku może sterować tylko sterem kierunku i dąży do stłumienia pionowego obrotu samolotu. Symulacje tę wykonano dla dwóch samolotów. Pierwszy z nich to samolot klasy „Orlik” (rys. 5-6).

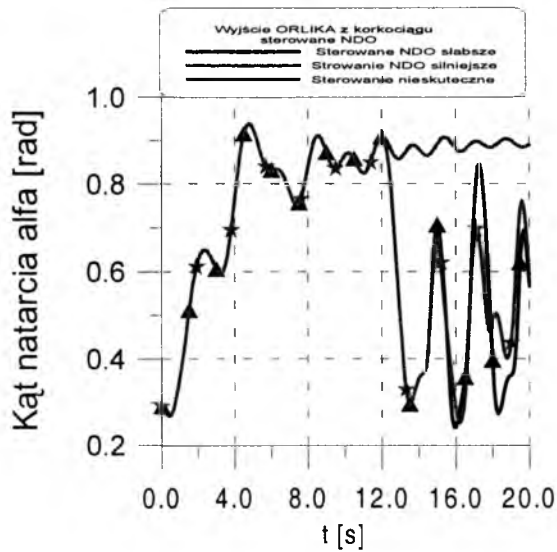


Rys. 4. Awaria steru wysokości „Orlika”- wychylenie steru wysokości



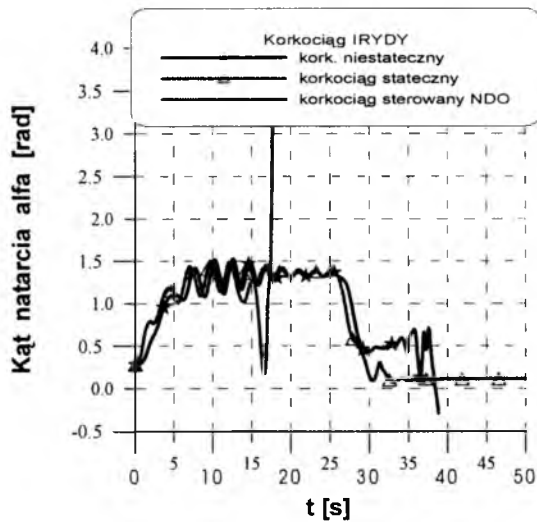
Rys. 5. Sterowanie tylko sterem kierunku – wychylenie steru

Badana była wrażliwość ruchu na parametr P_0 prawa sterowania (14). Dla „skutecznego” sterowania zmiana P_0 nie zmieniała w istotny sposób stanu lotu. Przebieg kąta natarcia w obydwu przypadkach jest podobny.

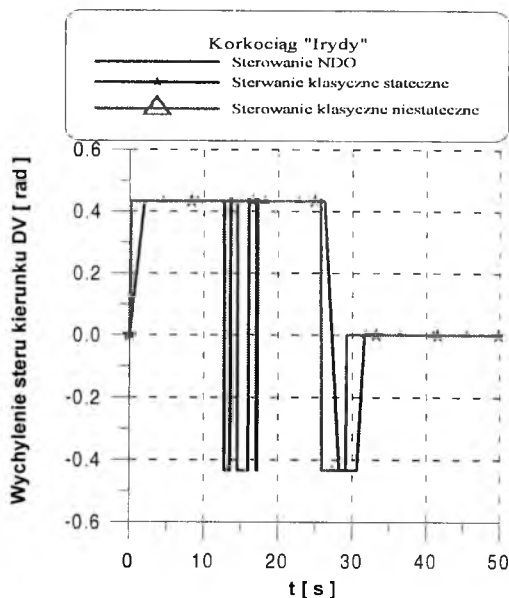


Rys. 6. Sterowanie tylko sterem kierunku – kąt natarcia

Drugi badany samolot był klasy „Iryda”. Jak pokazano na rys.7 i 8 klasycznie sterowany korkociąg tego samolotu może być niestateczny. W przypadku sterowania tylko sterem kierunku niestateczność pogłębia się, oddziaływanie pilota jest nieskuteczne.



Rys. 7. Porównanie korkociągów „Irydy” – kąt natarcia



Rys. 8. Porównanie korkociągów „Irydy” – wychylenie steru kierunku

5. Podsumowanie

Symulację ruchu samolotu w stanie awarii wykonuje się najczęściej w celu określenia przyczyny wypadku samolotu [5]. Niektóre przyjmowane do obliczeń wielkości muszą być przybliżone. W takim przypadku wydaje się celowe zastosowanie wrażliwości parametrycznej.

Prezentowane w pracy awarie są hipotetyczne. Symulacja tych awarii wyznacza własności dynamiczne samolotu i ich wrażliwość na zmiany w przyjętym modelu. Pozwala z pewnym przybliżeniem wnioskować o możliwościach uratowania się pilota.

Bibliografia

1. Maryniak J., Złocka M., *Stateczność boczna samolotu i drgania lotek z uwzględnieniem odkształcalności skrzydeł i sprężystości układu sterowania*, MTiS, 14, 2, Warszawa, 1976
2. Złocka M., *Modelowanie awaryjnych stanów ruchu samolotu w korkociągu*, ZNPŚI, Gliwice, 1994

3. Złocka M., *O pewnej metodzie upraszczania modelu ruchu samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 1992
4. Złocka M., *Własności dynamiczne przestrzennego ruchu samolotu i ich wrażliwość na upraszczające zmiany modelu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS, Warszawa 1996
5. Maryniak J., *Dynamika samolotu z intensywnym oblodzeniem w locie na przykładzie TS-11 „Iskra”*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, 7, Gliwice 1999
6. Isidori A., *Nonlinear Control Systems: An Introduction*, Springer-Verlag 1989 (2nd. ed.).
7. Złocka M., *The Application of Nonlinear Inverse Dynamics for Aircraft Control at High Angles of Attack*, Proceedings of the Third Seminar on Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and Its Influence on Education, Part II, Research Bulletin No 9, (Ed. Zdobysław Goraj), WUT, 1999
8. Etkin B., *Dynamics of Atmosphere Flight*, John Wiley Sohns, Inc., New York, London, Sydney, Toronto 1972
9. Gutowski R., *Mechanika analityczna*, PWN, Warszawa 1971

Praca została zrealizowana w ramach projektu nr 0 T00B 013 25

DYNAMIKA SAMOŁOTU PODCZAS AWARII JEDNEGO Z SILNIKÓW – MODELOWANIE, ANALIZA, STEROWANIE I SYMULACJA NUMERYCZNA

MICHAŁ CICHON

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

W pracy przeprowadzono analizę i symulację numeryczną sterowanego lotu samolotu w sytuacji, związanej z awarią jednego z turbinowych silników odrzutowych, podczas wykonywania manewrów. Omówiono następstwa spowodowane daną sytuacją i wynikające z nich zagrożenia. Na skutek utraty osiągnięć samolotu (zupełna utrata ciągu silnika) oszacowano jego zdolności lotne.

Podano różne warianty podejścia do zrównoważenia powstałej asymetrii. Zaproponowano system automatycznego sterowania lotem samolotu przywracający naruszoną równowagę, czyli doprowadzający do ustalonych i żądanych parametrów lotu oraz wysokości. Modelowanie i symulację numeryczną przeprowadzono dla samolotu klasy PZL I-22 „Iryda” (rys.1).

1. Wstęp

Sytuacje opisane w streszczeniu pracy zdarzają się w rzeczywistości, w związku z tym powinny być przez pilotów dobrze opanowane pod kątem właściwej identyfikacji, oceny ryzyka i działania zaradczego. Właściwa reakcja, kolejność działań, świadomość zagrożenia oraz pozostających możliwości lotnych samolotu, mogą mieć istotny wpływ na bezpieczeństwo lotu. Dlatego piloci przechodząc szkolenie lotnicze często ćwiczą na symulatorach lotu podobne sytuacje wcześniej, zanim będą mieli możliwość doświadczyć w prawdziwym (realnym) locie. Dane otrzymywane na bieżąco w czasie rzeczywistego lotu zostają wtedy ściśle powiązane z przechowywanymi w pamięci. Zazwyczaj reagują tak

jak się nauczyli, powielają pewne schematy (określone procedurami), bez zastanawiania się, bo tak jest wygodniej i pewniej znajdując się w sytuacji trudnej np. deficycie czasu niezbędnego na przeciwdziałanie zagrożeniu.

Warto zająć się tym tematem gdyż piloci, radząc sobie w podobnych sytuacjach, wykonują zadania właściwie pod kątem jakościowym, lecz nie koniecznie zawsze ilościowym. Jest to szczególnie ważne, gdy mamy do czynienia z samolotami o niezbyt dużym nadmiarze ciągu, gdzie w skutek awarii – utraty silnika – osiągi samolotu ulegają pogorszeniu i dalszy bezpieczny lot może być kontynuowany jedynie przy doprowadzeniu do możliwie najkorzystniejszego stanu lotu (nie zawsze osiąganego przez pilotów; najkorzystniejszy – nie zawsze znaczy najłatwiejszy i najwygodniejszy od strony pilotażu).

Praca ma za zadanie rozwiązać pojawiające się wątpliwości podczas głębszego zastanowienia się nad postawionym problemem i poprzez modelowanie, analizę i symulację numeryczną podać proces właściwego podejścia od strony sterowania podczas wystąpienia zdarzenia. Praca zawiera szereg odpowiedzi na postawione w niej pytania.



Rys. 1. Sylwetka samolotu I-22 „Iryda” stworzona w programie CAD

2. Sytuacje dotyczące awarii jednego z silników w locie

Podczas eksploatacji samolotu zdarzają się wszelkiego rodzaju niesprawności prowadzące czasami do sytuacji awaryjnych lub mających przesłankę do wypadku lotniczego. Wśród tych, które dotyczą silników opisanych w pracy [4], możemy wyróżnić: samoczynne wyłączenie się jednego z silników w locie. Wg szeregu instrukcji, a w szczególności [8],

występują charakterystyczne oznaki, dzięki którym można zorientować się o zaistniałej sytuacji. Są to:

- spadek obrotów i temperatury gazów wylotowych,
- zmiany akustyczne,
- spadek prędkości lotu i zakręcanie samolotu – asymetria ciągu.

W sytuacjach, w których pilot nadmiernie koncentruje uwagę na wskazaniach istotnych dla niego przyrządów, obserwuje się ograniczenie (zawężenie) pola percepcji wzrokowej. Piloci wtedy reagują z opóźnieniem lub przez dłuższy czas nie spostrzegają bodźców występujących w obwodowym polu widzenia [11]. Dlatego też spośród wymienionych oznak, najbardziej widoczne i odczuwalne od strony pilota jest zakręcanie samolotu na skutek powstałej asymetrii ciągu. Dalsza faza lotu sprowadza się więc do zagadnienia lotu asymetrycznego. Pilot w tym czasie, podejmując odpowiednie sterowanie, musi działać szybko i zdecydowanie.

Wg [8] „INSTRUKCJI UŻYTKOWANIA I TECHNIKI PILOTOWANIA samolotu Iryda M-93K” do czynności pilota należy:

- **zabezpieczyć prędkość i utrzymać lot prostoliniowy,**
- **dźwignię sterowania silnikiem (DSS) silnika niepracującego ustawić w położenie „BIEG JAŁOWY”,**
- wyłącznik klimatyzacji niepracującego silnika – wyłączyć,
- zawór odcinający silnika niepracującego – zamknąć,
- prądnicę silnika niepracującego – wyłączyć,
- **przerwać wykonanie zadania,**
- **zrzucić podwieszenia, zbiorniki dodatkowe,**
- **jeśli jest to niezbędne dla bezpiecznego kontynuowania lotu:**
 - **wznieść się na bezpieczną wysokość,**
 - **najkrótszą drogą wracać na lotnisko na jednym silniku.**

Stąd działanie człowieka w układzie sterowania pilot–samolot nadal często decyduje o efektywności i bezpieczeństwie lotu.

3. Model fizyczny i matematyczny samolotu

Zbudowanie pełnego modelu fizycznego i matematycznego ruchu sterowanego obiektu latającego jest sprawą bardzo złożoną. W związku z tym konieczne są uproszczenia. Należy jednak pamiętać, żeby

wprowadzone uproszczenia nie były nadmierne oraz aby ich rezultatem nie były błędne wnioski [10].

3.1. Założenia modelu fizycznego

Przy budowie modelu fizycznego skorzystano z następujących założeń:

- **Samolot** traktowany jest jako obiekt sztywny (nieodkształcalny), o sześciu stopniach swobody, z ruchomymi układami sterowania;
- Samolot ma **płaszczyznę symetrii** Oxz (geometryczną, masową, aerodynamiczną);
- **Sterowanie** samolotem odbywa się w czterech kanałach: pochylania θ , odchylenia ψ , przechylenia ϕ oraz prędkości V_0 (zmiana ciągu silnika T), przez wychylenie: δ_H - steru wysokości, δ_V - steru kierunku, δ_L - lotek, δ_T - dźwigni sterowania silnikiem. Możliwa jest zmiana kąta zaklinowania statecznika poziomego α_{ZH} , który zazwyczaj ustawia się na stałe, dla konkretnych warunków przelotowych;
- **Masa** i masowe **momenty bezwładności** samolotu są stałe i niezmiennie w czasie (wydatek paliwa pominięto - awaria silnika i dość krótki czas wykonywania zadania);
- **Awaria** jednego **silnika** polega na zupełnej utracie ciągu w określonym czasie. **Drugi** silnik jest **sprawny**;
- **Model** dynamiki **silnika** jest **nieliniowy**; uwzględniane są przebiegi procesów przejściowych przy zmianie warunków, np. przy przyspieszaniu (akceleracji) i opóźnieniu (deceleracji), pracy silników (jak w pozycji [3]);
- Uwzględniane są **efekty giroskopowe** turbinowych silników odrzutowych;
- Nie ma **pożaru** i wszystkie pozostałe **systemy** samolotu **działają bez zarzutu**;
- **Atmosfera** jest bezwietrzna, **parametry otoczenia** są zmienne zgodnie z Międzynarodową Atmosferą Wzorcową (MAW);
- Pominięto **ruchy obrotowe Ziemi** i wpływ jej **krzywizny**.

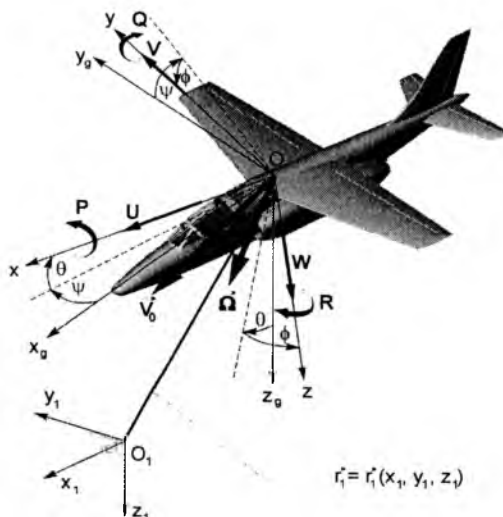
3.2. Dynamiczne równania ruchu samolotu

Opis ruchu statku powietrznego, mogącego poruszać się w dowolnym kierunku w przestrzeni, możliwy jest z wykorzystaniem równań ruchu. Zestaw równań (jak np. w [9, 10]), określających własności dynamiczne modelu fizycznego, nazywamy modelem matematycznym. Umożliwia on badania teoretyczne i symulacyjne. Stąd badania teoretyczne własności

dynamicznych samolotu sprowadzają się do analizy teoretycznej modelu matematycznego lub budowy modelu symulacyjnego.

Wcześniej jednak należy przyjąć (zgodnie z [9, 10]):

- właściwe układy odniesienia (prostokątne układy prawoskrętne):
 - nieruchomy układ grawitacyjny związany z Ziemią $O_1x_1y_1z_1$ (rys.2),
 - układ grawitacyjny $Ox_gy_gz_g$, związany z poruszającym się samolotem, równoległy zawsze do układu nieruchomego $O_1x_1y_1z_1$ i znajdujący się w ustalonym ruchu postępowym (rys.2),
 - układ ruchomy $Oxyz$, sztywno związany z poruszającym się samolotem (rys.2).
- współrzędne liniowe i kątowe:
 - x_1, y_1, z_1 opisujące położenie początku układu ruchomego $Oxyz$ względem układu nieruchomego $O_1x_1y_1z_1$ (rys.2),
 - ϕ, θ, ψ (kąty quasi-Eulerowskie) współrzędne kątowe opisujące konfigurację układu samolotowego $Oxyz$ względem grawitacyjnego układu odniesienia $Ox_gy_gz_g$ (rys.2).
- quasi-prędkości liniowe i kątowe:
 - U, V, W (quasi-prędkości liniowe), składowe wektora chwilowej prędkości liniowej \mathbf{V}_0 w układzie odniesienia $Oxyz$ związanym z samolotem (rys.2),
 - P, Q, R (quasi-prędkości kątowe), składowe chwilowej prędkości kątowej samolotu $\mathbf{\Omega}$ w ruchomym układzie odniesienia $Oxyz$ sztywno związanym z samolotem (rys.2).



Rys. 2. Przyjęte układy odniesienia oraz prędkości liniowe i kątowe samolotu

Dynamiczne nieliniowe równania ruchu samolotu (były już prezentowane w pracach [4, 9, 10]) mają ogólną postać:

- równania ruchu – „lewe strony”

$$\begin{matrix}
 \mathbf{M} & & \dot{\mathbf{X}} & + & \mathbf{K} & \times \\
 \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ \hline 0 & -S_z & S_y & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} & \times \\
 \times & & \mathbf{M} & & \mathbf{X} & = & \mathbf{Q} \\
 \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ \hline 0 & -S_z & S_y & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} & \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} & = & \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} & \left. \begin{matrix} \mathbf{F} \\ \mathfrak{M} \end{matrix} \right\}
 \end{matrix} \tag{1}$$

- równania ruchu – „prawe strony”

$$\begin{matrix}
 \mathbf{Q} & = & \mathbf{Q}^g & + & \mathbf{Q}^T & + \\
 \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} & = & \begin{bmatrix} X^a \\ Y^a \\ Z^a \\ L^a \\ M^a \\ N^a \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} X^b \\ Y^b \\ Z^b \\ L^b \\ M^b \\ N^b \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} X^c \\ Y^c \\ Z^c \\ L^c \\ M^c \\ N^c \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} X^d \\ Y^d \\ Z^d \\ L^d \\ M^d \\ N^d \end{bmatrix} \\
 & & \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \\ mg(y_c \cos \theta \cos \phi - z_c \cos \theta \sin \phi) \\ mg(-z_c \sin \theta - x_c \cos \theta \cos \phi) \\ mg(x_c \cos \theta \sin \phi + y_c \sin \theta) \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} T_p \cos \varphi_{T,p} \cos \varphi_{T,p} + T_L \cos \varphi_{T,L} \cos \varphi_{T,L} \\ T_p \sin \varphi_{T,p} + T_L \sin \varphi_{T,L} \\ -T_p \cos \varphi_{T,p} \sin \varphi_{T,p} - T_L \cos \varphi_{T,L} \sin \varphi_{T,L} \\ Z_p^T y_{Tc} + Z_L^T y_{Tc} - Y_p^T z_{Tc} - Y_L^T z_{Tc} + K_{T,p} R + K_{T,L} R - K_{T,p} Q - K_{T,L} Q \\ X_p^T z_{Tc} + X_L^T z_{Tc} - Z_p^T x_{Tc} - Z_L^T x_{Tc} + K_{T,p} P + K_{T,L} P - K_{T,p} R - K_{T,L} R \\ Y_p^T x_{Tc} + Y_L^T x_{Tc} - X_p^T y_{Tc} - X_L^T y_{Tc} + K_{T,p} Q + K_{T,L} Q - K_{T,p} P - K_{T,L} P \end{bmatrix} \\
 + & & \mathbf{Q}^a & + & \mathbf{Q}^{\delta} & \\
 & & \begin{bmatrix} -0.5\rho S V_0^2 [C_{z0} \cos \beta \cos \alpha + C_{z0} \sin \beta \cos \alpha - C_{z0} \sin \alpha] + X_Q Q + X_U \dot{U} + X_W \dot{W} \\ -0.5\rho S V_0^2 [C_{z0} \sin \beta - C_{z0} \cos \beta] + Y_P P + Y_R R \\ -0.5\rho S V_0^2 [C_{z0} \cos \beta \sin \alpha + C_{z0} \sin \beta \sin \alpha + C_{z0} \cos \alpha] + Z_Q Q + Z_U \dot{U} + Z_W \dot{W} \\ -0.5\rho S V_0^2 [C_{z0} (C_{m0} \cos \beta \cos \alpha + C_{m0} \sin \beta \cos \alpha - C_{m0} \sin \alpha)] + L_P P + L_R R \\ -0.5\rho S V_0^2 [C_{z0} (C_{m0} \sin \beta - C_{m0} \cos \beta)] + M_Q Q + M_U \dot{U} + M_W \dot{W} \\ -0.5\rho S V_0^2 [C_{z0} (C_{m0} \cos \beta \sin \alpha + C_{m0} \sin \beta \sin \alpha + C_{m0} \cos \alpha)] + N_P P + N_R R \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} X_{\alpha_{all}} & X_{\beta_{all}} & X_{\gamma_{all}} & 0 \\ 0 & 0 & Y_{\delta_{all}} & 0 \\ Z_{\alpha_{all}} & Z_{\beta_{all}} & Z_{\gamma_{all}} & 0 \\ 0 & 0 & L_{\delta_{all}} & L_{\delta_{all}} \\ M_{\alpha_{all}} & M_{\beta_{all}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & N_{\delta_{all}} & N_{\delta_{all}} \end{bmatrix} & \begin{matrix} \alpha_{all} \\ \delta_{all} \\ \delta_{all} \\ \delta_{all} \end{matrix}
 \end{matrix} \tag{2}$$

gdzie:

M - macierz bezwładności; **B=KM** - macierz sztywności; **X** - wektor stanu; $\dot{\mathbf{X}}$ - pochodna wektora stanu; **F** - wektor sił zewnętrznych działających na samolot o składowych X, Y, Z; \mathfrak{M} - wektor momentów sił zewnętrznych o składowych L, M, N; **Q** - obciążenia działające na samolot: **Q^g** - od sił grawitacyjnych, **Q^T** - od napędu, **Q^a** - od sił aerodynamicznych, **Q^δ** - od wychyleń sterów.

Przy bezwietrznej pogodzie, zależności na kąty α i β mają postać:

$$\text{- kąt natarcia } \alpha: \quad \alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U} \quad (3)$$

$$\text{- kąt ślizgu } \beta: \quad \beta = \operatorname{arcsin} \frac{V}{V_0} \quad (4)$$

$$\text{gdzie:} \quad V_0 = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}. \quad (5)$$

Prawa sterowania dla autopilota zostały przyjęte w postaci (6)÷(9):

$$\text{- w kanale pochylania } \theta: \quad T_1^H \dot{\delta}_H + \delta_H = K_z^H(z_1 - z_{1z}) + K_\theta^H(\theta - \theta_z) + \delta_{H_0} \quad (6)$$

$$\text{- w kanale przechylania } \phi: \quad T_1^L \dot{\delta}_L + \delta_L = K_\phi^L(\phi - \phi_z) + K_P^L(P - P_z) + \delta_{L_0} \quad (7)$$

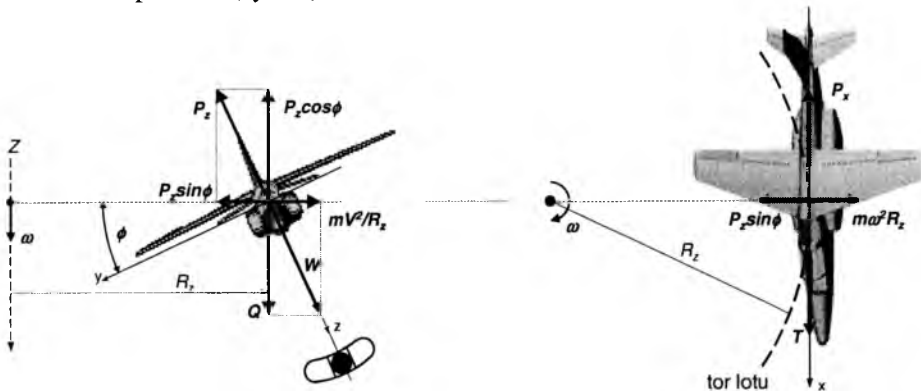
$$\text{- w kanale odchylenia } \psi: \quad T_1^V \dot{\delta}_V + \delta_V = K_V^L(V - V_z) + \delta_{V_0} \quad (8)$$

$$\text{- w kanale prędkości } V_0: \quad T_1^T \dot{\delta}_T + \delta_T = K_U^T(U - U_z) + K_\theta^T(\theta - \theta_z) + \delta_{T_0} \quad (9)$$

Po wprowadzeniu pochodnych aerodynamicznych, wyznaczeniu sił i momentów sił od obciążeń zewnętrznych, uwzględnieniu dodatkowo związków kinematycznych prędkości kątowych i liniowych, i innych zależności (wszystkie zawarte są w pracy [9]), otrzymuje się pełen układ równań stanowiących ogólny model dynamiki sterowanego obiektu latającego w dowolnym ruchu przestrzennym.

4. Zakręt prawidłowy (ustalony)

Zakręt jest przykładem lotu niesymetrycznego i dlatego siły działające na samolot w tym stanie lotu wygodniej jest rozpatrywać patrząc na samolot z przodu (rys. 3).



Rys. 3. Równowaga sił i prędkość kątowa ω w zakręcie skoordynowanym

Zakręt jest wykonany prawidłowo, gdy siły działające na samolot są w równowadze oraz wypadkowa sił \mathbf{W} (rys.3) leży w płaszczyźnie symetrii samolotu. Charakterystyczne parametry zakrętu to [6]:

– wsp. obciążenia: $n_z = 1/\cos\phi$ (10)

– promień zakrętu: $R_z = V^2 / (g \operatorname{tg}\phi)$ (11)

– czas zakr. o 360° : $t = (2\pi V) / (g \operatorname{tg}\phi)$ (12)

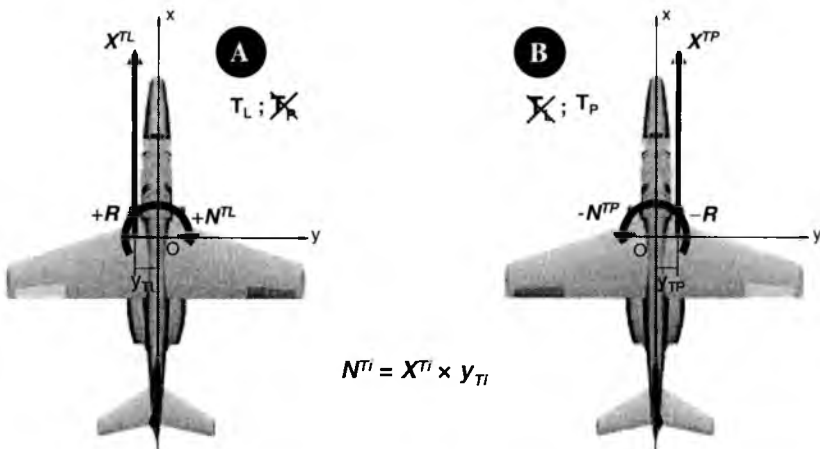
– prędkość kątowna: $\omega = (g \operatorname{tg}\phi) / V$ (13)

Do ciekawostek możemy zaliczyć fakt, że przy zwiększeniu kąta przechylenia ϕ z 60° do 80° (różnica 20° !), n_z rośnie z 2 do 6 (3-krotnie). Zaś przy $n_z=4$ i $\phi \approx 75^\circ$ prędkość przeciągnięcia wzrasta o 100% (można przeciągnąć samolot przy prędkości 2-krotnie większej od prędkości przeciągnięcia w locie poziomym).

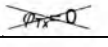
5. Awaria silnika – asymetria ciągu

Niesymetria lotu samolotu występuje np. na skutek działania silników lub podczas ślizgu. W przypadku uszkodzenia jednego z silników wskutek niesymetryczności ciągu może występować:

- umiarkowany moment odchylający samolot, nie utrudniający zbytnio kontynuowania lotu (gdy rozmieszczenie silników jest najkorzystniejsze pod kątem zmniejszenia oporu czołowego),
- bardzo duży moment odchylający samolot, wydatnie utrudniający kontynuowanie lotu (gdy zawieszenie silników jest na końcach skrzydeł).



Rys. 4. Siły X^{Ti} i momenty N^{Ti} pochodzące od ciągu T_i silnika

φ_{Ti} [°]		$\varphi_{Ty} = 4.5$	$\varphi_{Tz} = 0$
r_{TP} [m]	$x_{TP} = -1.646$	$y_{TP} = 0.535$	$z_{TP} = 0.923$
r_{TL} [m]	$x_{TL} = -1.646$	$y_{TL} = -0.535$	$z_{TL} = 0.923$

Tab.1 Układy silnikowe $Ox_{Ti}y_{Ti}z_{Ti}$ względem układu $Oxyz$ samolotu I-22 Iryda

dla T [N]	OK	A	B
X^T [N]	+ 99.7% T	+ 49.8% T	+ 49.8% T
Y^T [N]	0	0	0
Z^T [N]	- 7.8% T	- 3.9% T	- 3.9% T
L^T [Nm]	0	+ 0.021 · T	- 0.021 · T
M^T [Nm]	+ 0.792 · T	+ 0.396 · T	+ 0.396 · T
N^T [Nm]	0	+ 0.266 · T	- 0.266 · T

Tab.2 Siły oraz momenty działające na osie układu $Oxyz$ pochodzące od ciągu T

dla n_T [obr/min]	OK	A i B
L_{gir}	- 0.026 $n_T \cdot Q$	- 0.013 $n_T \cdot Q$
M_{gir}	+ 0.026 $n_T \cdot P$ + + 0.334 $n_T \cdot R$	+ 0.013 $n_T \cdot P$ + + 0.167 $n_T \cdot R$
N_{gir}	- 0.334 $n_T \cdot Q$	- 0.167 $n_T \cdot Q$

Tab.3 Momenty giroskop. działające na osie ukl. $Oxyz$ od prędk. kątowych P, Q, R

Na samolocie I-22 układy silnikowe są umiejscowione zgodnie z (tab.1).

Na (rys.4) pokazano występowanie bocznych niesymetrycznych sił i momentów po awarii jednego z silników: prawego (przypadek **A**) i lewego (przyp. **B**); **OK** to sprawne dwa silniki $T=T_L+T_P$. W analizie uwzględniono również momenty giroskopowe elementów wirujących silników powstające głównie od prędkości kątowej pochylania Q i prędkości kątowej odchylenia R samolotu (tab.3).

Prezentowane siły i momenty (rys.4, tab.2, tab.3) są opisane w równaniach (2) jako obciążenia od Q^T dla danych z (tab.1).

Z przeprowadzonej analizy można przewidzieć, jakie są tendencje zachowania się samolotu w danych sytuacjach.

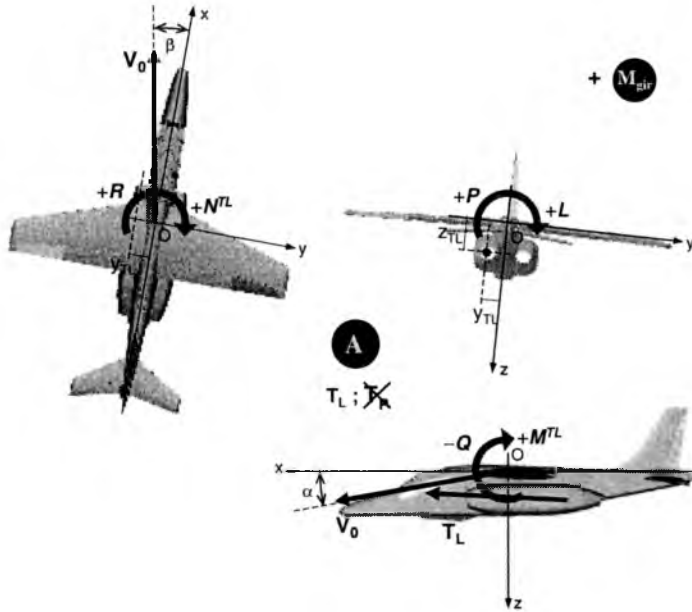
6. Awaria silnika – stan nieustalony (bez sterowania)

6.1. Analiza przypadku

W sytuacji defektu jednego z silników np. prawego silnika (rys.5), występuje zaburzenie naruszające równowagę samolotu. Pojawia się wtedy (tab.2, rys.5):

- moment odchylający od silnika pracującego $+N^{TL}$ powodujący odchylenie samolotu w prawo z prędkością kątową $+R$,
- moment pochylający $(+M^T$ maleje o połowę, gdyż $+M^{TP}=0$) powodujący pochylanie przedniej części kadłuba do dołu z prędkością kątową $-Q$,
- niewielki moment przechylający $+L^{TL}$ powodujący przechylenie samolotu na prawe skrzydło z prędkością kątową $+P$.

Na skutek prędkości kątowych samolotu występują dodatkowo efekty giroskopowe M_{gir} (jak w pracy [3]) od elementów wirujących silników lewoobrotowych np. typu K-15, zgodnie z (tab.3).

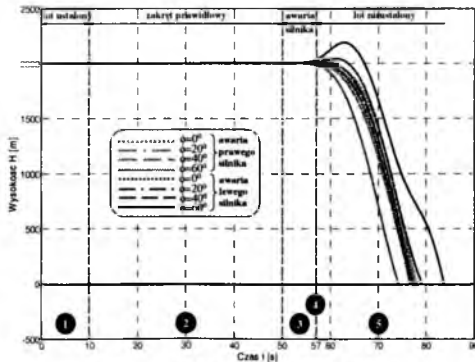


Rys. 5. Momenty sił L , M^{TL} , N^{TL} pochodzące od ciągu T_L oraz prędkości kątowe P , Q , R

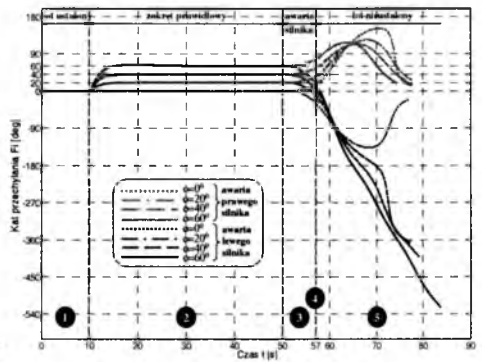
Przy braku reakcji od strony sterowania charakterystyczną cechą jest pojawienie się: niepożądanego kąta ślizgu β (rys.5) w stronę silnika wytwarzającego ciąg oraz dodatkowych oporów P_{xi} od uszkodzonego silnika i od asymetrycznego stanu lotu.

Występują coraz większe odchyłki od stanów lotu sprzed awarii silnika i w efekcie doprowadzają samolot do uderzenia w ziemię (rys.6).

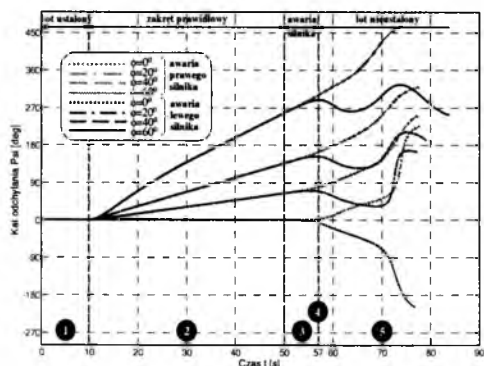
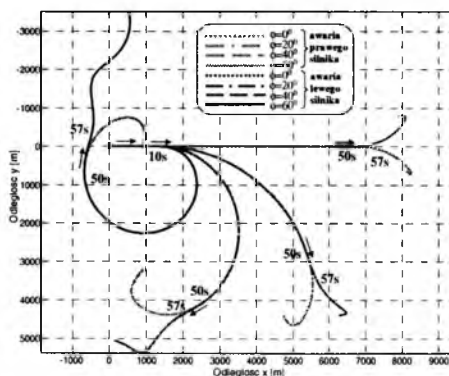
Prawidłowość podjętej analizy potwierdzają wyniki uzyskane z przeprowadzonej symulacji numerycznej (rys.6)÷(rys.9).



Rys. 6. Wysokość lotu $H(t)$



Rys. 7. Kąt przechylenia $\phi(t)$

Rys. 8. Kąt odchylenia $\psi(t)$ Rys. 9. Odległość $y(x)$

6.2. Rezultaty analizy, wnioski i pytania

Szacując **czas**, od wystąpienia awarii do uderzenia w ziemię: $\sim 24 \div 33s$ dla $H_0=2000m$ i różnych kątów ϕ (rys.6), pozostający **na podjęcie świadomego działania** przez pilota oraz znając **czas rozpoznania awarii** na samolocie $2 \div 108s$ możemy określić **szanse przetrwania**.

Każdy analizowany symulacyjnie przypadek (rys.6)-(rys.9) kończy się szybką utratą wysokości lotu. Tak, więc **w razie awarii... potrzebna jest szybka interwencja pilota!** A podjęcie właściwego sposobu przeciwdziałania, minimalizującego skutki wynikłej sytuacji, zwiększa bezpieczeństwo lotu.

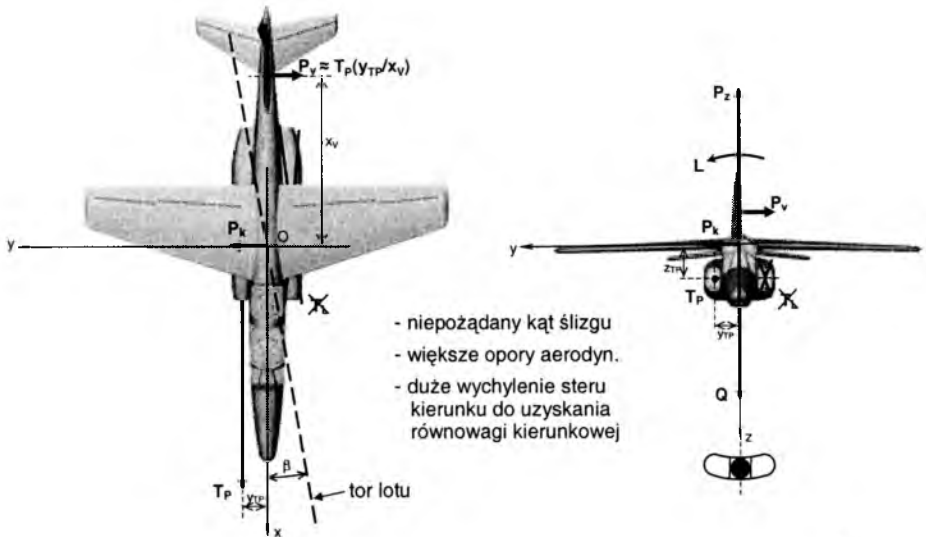
Nasuwa się jednak szereg pytań: *Jakie parametry i warunki lotu należy dobrać i utrzymać? Czy jest możliwość lotu bez ślizgu? Czy kulka chyłomierza poprzecznego będzie w położeniu środkowym?*

Dlaczego...? Ponieważ... znajomość zjawisk zachodzących podczas lotu samolotu prowadzi do świadomego i celowego działania pilota podczas wystąpienia niekontrolowanych i przypadkowych odchyłeń od ustalonych warunków lotu.

7. Stany ustalone (sterowane) lotu samolotu po awarii silnika

Asymetrie występujące podczas lotów z uszkodzonym jednym silnikiem muszą być zrównoważone przez wychylenia sterów tak, aby uzyskać równowagę momentów: $L = 0$, $M = 0$, $N = 0$. Dalsze loty samolotu po odzyskaniu panowania mogą być prowadzone w kilku różnych stanach ustalonych. Do najczęściej spotykanych należą [7]: lot poziomy, lot przechylony bez ślizgu, lot przechylony ze ślizgiem.

7.1. Lot poziomy z jednym silnikiem pracującym



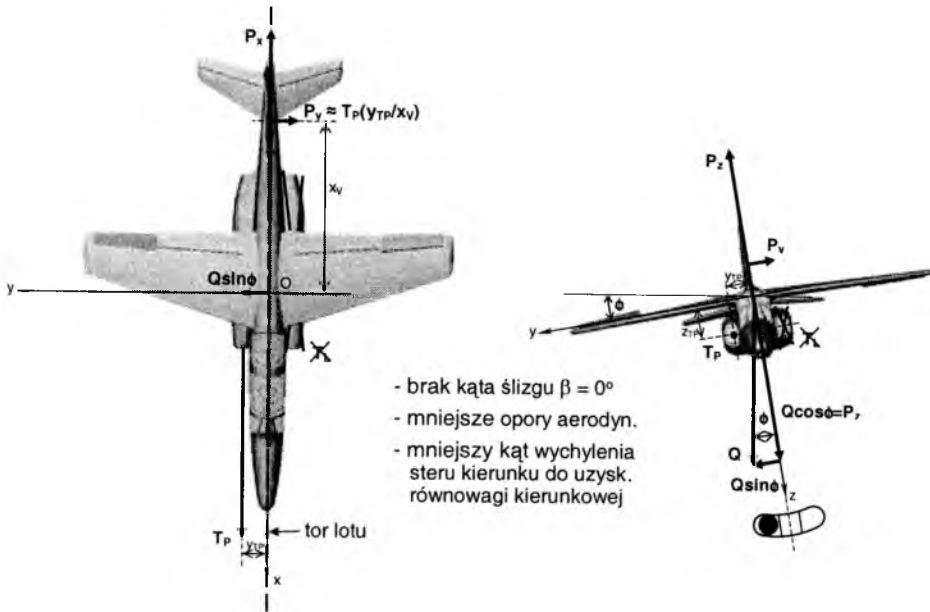
Rys. 10. Asymetria ciągu – lot z przechyleniem $\phi = 0^\circ$ i kątem ślizgu β (kulka chyłomierza poprzecznego w położeniu środkowym)

Stan ustalony lotu zapewnia równowaga sił i momentów działających na samolot. Lot ze skrzydłami w poziomie ($\phi = 0^\circ$) jest możliwy tylko wtedy, gdy **samolot wykonuje ślizg** w stronę niepracującego silnika (rys.10). Na skutek ślizgu **kierunek toru lotu odbiega od kierunku osi podłużnej Ox samolotu** (wektor prędkości lotu nie leży w płaszczyźnie symetrii samolotu); powstaje dodatkowo moment od statecznika pionowego (przeciwdziałający momentowi od steru kierunku) działający w tym samym kierunku co moment odchylający od utraty ciągu. W związku z tym, uzyskanie równowagi kierunkowej samolotu, **wymaga stosunkowo dużego wychylenia steru kierunku**. Ster kierunku musi zapewnić wyrównoważenie momentu odchylającego dla najbardziej niekorzystnych warunków; warunek wymiarujący ster kierunku [6].

Do zrównoważenia sił bocznych, potrzebny jest taki kąt ślizgu β , aby siła nośna od bocznego opływu kadłuba P_k była równa i przeciwna do wypadkowej siły P_v (rys.10).

Kulka chyłomierza poprzecznego pozostaje wtedy w **położeniu środkowym** (rys.10), bo jedyną siłą masową jest tu ciężar, który leży w płaszczyźnie symetrii samolotu [7].

7.2. Lot przechylony bez ślizgu



Rys. 11. Asymetria ciągu – lot z przechyleniem ϕ i kątem ślizgu $\beta=0^\circ$ (kulka chyłomierza poprz. odbiega od położ. środkowego)

W celu zrównoważenia siły bocznej P_v , działającej na usterzeniu pionowym od wychylonego steru kierunku, można przechylić samolot w stronę pracującego silnika o kąt ϕ . Boczna składowa siły ciężkości samolotu $Q \sin \phi$ jest skierowana wtedy przeciwnie do siły P_v (rys.11). Gdy siły te równoważą się, uzyskujemy **lot bez ślizgu** ($\beta=0^\circ$), a warunek równowagi sił bocznych działających na samolot w czasie lotu można przedstawić w postaci (14):

$$Q \sin \phi + P_v = 0 \quad (14)$$

Przy zerowym ślizgu, brak jest dodatkowego momentu od statecznika pionowego, więc **wymagany kąt wychylenia steru kierunku jest mniejszy**.

Trajektoria lotu pokrywa się z kierunkiem osi podłużnej Ox samolotu (**wektor prędkości lotu leży w płaszczyźnie symetrii samolotu**); samolot leci asymetrycznie po prostej z przechyleniem (rys.11).

Kulka chyłomierza poprzecznego odbiega wtedy od położenia środkowego (rys.11). Dzieje się tak na skutek występującej bocznej składowej ciężaru kulki.

W takim stanie lotu samolot stawia **najmniejszy opór** i wykazuje możliwe maksimum bezpieczeństwa ze względu na dysponowane **korzystne osiągi**. W praktyce pilotażowej zaleca się często prowadzenie samolotu w takim stanie, specjalnie w tych warunkach, gdzie osiągi są krytyczne, jak np. w fazie startu [7].

7.2.1. Oszacowanie kąta przechylenia ϕ

W pracy [7] napisano: „Kąt przechylenia samolotu w takim stanie lotu jest zazwyczaj nie taki wielki”. Nie podano jednak szacunkowych wartości tego kąta.

Z warunku równowagi (14) i (rys.11), otrzymujemy:

$$Q \sin \phi \cong T \frac{y_T}{x_v}, \text{ stąd:} \quad (15)$$

$$\phi \cong \arcsin \left(\frac{y_T}{x_v} \frac{T}{Q} \right) \quad (16)$$

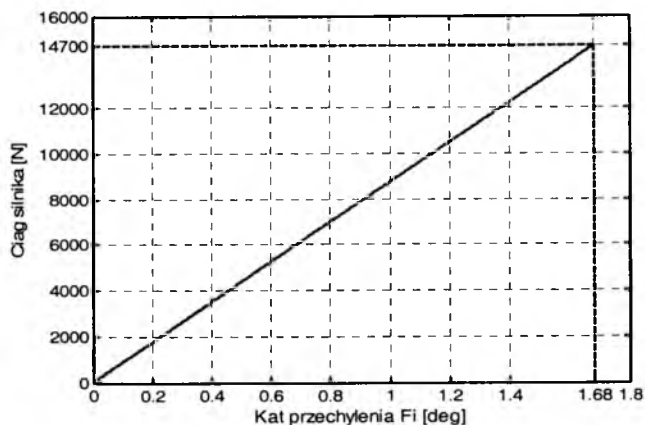
Kąt przechylenia ϕ zależy (16) od:

- geometrii samolotu („ y_T ” i „ x_v ”)
- stosunku ciągu silnika do ciężaru samolotu (T/Q).

Dla samolotu I-22 Iryda:

- y_T/x_v jest równy **0.106**
- T/Q jest \leq **0.277**

gdzie: $y_T = 0.535$ m, $x_v = 5.044$ m, $m = 5410$ kg



Rys. 12. Oszacowanie kąta ϕ dla lotu przechylonego bez ślizgu po awarii silnika w zależności od ciągu T dla samolotu I-22

Wymagany kąt przechylenia jest wprost proporcjonalny do ciągu silnika i odwrotnie proporcjonalny do ciężaru samolotu; dla I-22 „Iryda”, dla ciągu silnika K-15 $T_{\max} = 14700$ N i masy samolotu $m = 5410$ kg, przyjmuje największą wartość: $\phi_{\max} = 1.68^\circ$ (rys.12).

Dla samolotów z napędem śmigłowym:

Dla reprezentatywnych samolotów dwusilnikowych (po oszacowaniu) stosunki są, według [1], w zakresach:

- y_T/x_v od **0.35** do **0.46**
- T/Q od **0.06** do **0.09**

Z powyższego optymalny kąt przechylenia ϕ wychodzi w zakresie między 1.2° i 2.4° .

Uzyskane wyniki (tak małe wartości kąta ϕ) są zaskakujące dla wielu, nawet bardzo doświadczonych, pilotów.

7.3. Lot przechylony ze ślizgiem

Przechylając samolot coraz bardziej w stronę pracującego silnika, następuje ślizg w tę stronę. Zapewnienie równowagi kierunkowej samolotu w locie wymaga wtedy dużego kąta ślizgu.

W takim stanie lotu, ze względu na duży kąt ślizgu, może zaistnieć utrata efektywności steru kierunku. Rosną znacznie opory aerodynamiczne i osiągi samolotu ulegają pogorszeniu (czym większy kąt przechylenia tym ciąg niezbędny rośnie a nadmiar ciągu maleje (rys.13)). Innymi słowy, powstaje wtedy mniej korzystny stan lotu. Dlatego lot przechylony ze ślizgiem po utracie ciągu nie powinien być stosowany w praktyce pilotażowej (spotykane komplikacje).

8. Osiągi samolotu w wybranych stanach lotu

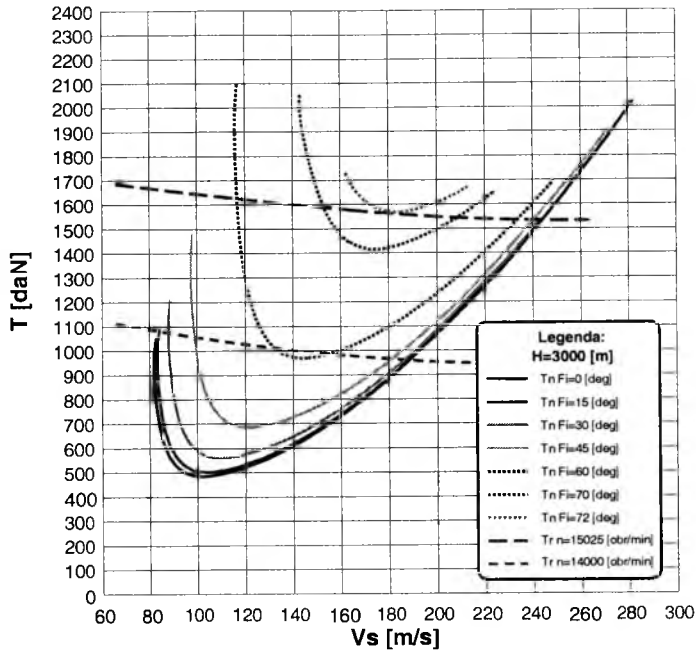
8.1. Wszystkie silniki sprawne

Lot bez straty wysokości jest możliwy w zakresach lotu gdzie: $T_n \leq T_r$ (rys.13).

Nie można wykonać zakretu prawidłowego przy:

- **prędkości maksymalnej** samolotu w locie poziomym – nadmiar ciągu przy V_{\max} nie istnieje (rys.13)

- **prędkości minimalnej** V_{\min} samolotu – w prawidłowym zakręcie prędkość musi być większa niż w locie poziomym (rys.13)
- **przechyleniu ϕ większym od przechylenia granicznego** – przy którym trzeba użyć całego ciągu zespołu napędowego.



Rys. 13. Ciąg rozporządzalny T_r i ciąg niezbędny T_n w funkcji prędkości zakrętu V_s i kąta przechylenia ϕ na wysokości 3000 m dla samolotu I-22 Iryda, gdzie:
 $n = 15\ 025$ obr/min – odpowiada warunkom maksymalnym, trwałym,
 $n = 14\ 000$ obr/min – odpowiada warunkom przelotowym

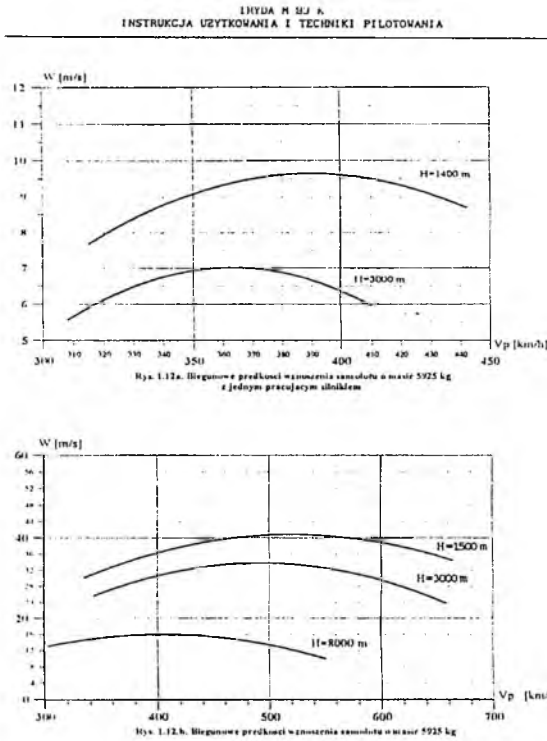
Tak więc w porównaniu z normalnym zakresem prędkości w locie poziomym $V_{\min} \leq V_p \leq V_{\max}$, **zakres prędkości użytecznej w zakręcie jest zmniejszony**.

Lot wznoszący natomiast można realizować w przedziale takich prędkości, w jakich istnieje nadmiar ciągu ΔT (17):

$$\Delta T = T_r - T_n \quad (17)$$

zdolny do pokonania siły oporu i składowej ciężaru samolotu $Q \sin \theta$.

8.2. Osiągi samolotu po awarii silnika



Rys.14. Charakterystyki prędkości wznoszenia W [8] samolotu o masie 5925 kg dla różnych H : z jednym pracującym silnikiem - wykres 1.12a, dla dwóch pracujących silników - wykres 1.12b

Dla samolotu Irvda M93K, na podstawie (rys.14), dla $m=5925$ kg i $H=3000$ m:

- dla **dwóch** pracujących silników: $W=34$ m/s
- dla **jednego** pracującego silnika: $W=7$ m/s

Wniosek:

50% spadek siły ciągu T (jeden z dwóch silników) daje **79.4% spadku prędkości wznoszenia W** .

Dla samolotów śmigłowych:

Awaria silnika:

50% spadek mocy rozporządzałej daje

ponad 80% spadku nadmiaru mocy! (rys.16)

oraz prędkości wznoszenia, według prac [1, 2] (rys.15).

LOSS OF POWER ON ONE SIDE

Loss of power from one engine affects both climb performance and controllability of any light twin.

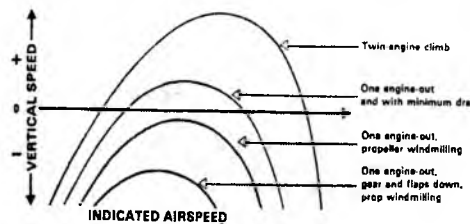
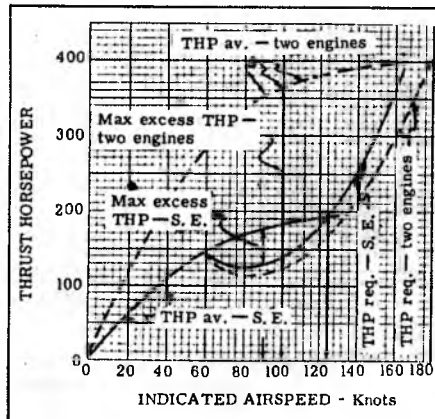


Figure 1. Effect of one engine-out and airplane configuration on vertical speed

Rys. 15. Wpływ awarii silnika i konfiguracji samolotu na prędkość wznoszenia [2]



Rys. 16. Moc rozporządzalna i niezbędna w funkcji prędkości lotu sam. na dwóch i jednym silniku

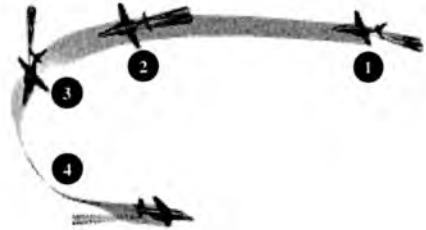
9. Symulacja numeryczna lotu samolotu – awaria jednego z silników

Model matematyczny posłużył do zbudowania modelu symulacyjnego. Symulacja numeryczna (rys.6)÷(rys.9), (rys.18)÷(rys.29) ujawnia własności dynamiczne badanego obiektu i pokazuje reakcję automatycznego układu sterowania (rys.19), (rys.21), (rys.23) na wynikłą sytuację awaryjną zgodnie z (6)÷(9).

Wyniki uzyskano w oparciu o własny program napisany w środowisku obliczeniowym pakietu MATLAB.

Kolejne etapy przebiegu lotu:

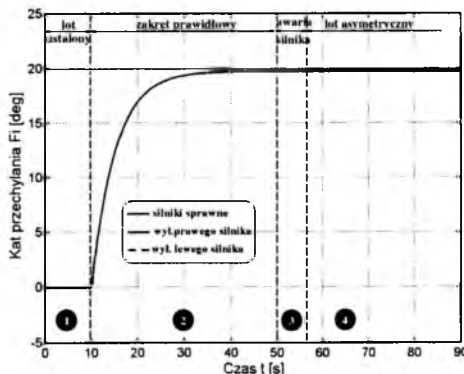
- 1 lot poziomy, prostoliniowy na zadanej wysokości – ustalony,
- 2 zmiana kursu samolotu na stałej wysokości lotu – zakręt,
- 3 awaria silnika – zupełna utrata ciągu; drugi silnik – sprawny,
- 4 lot asymetryczny ze stałym kątem przechylenia – podjęcie właściwej metody przeciwdziałania od strony sterowania.



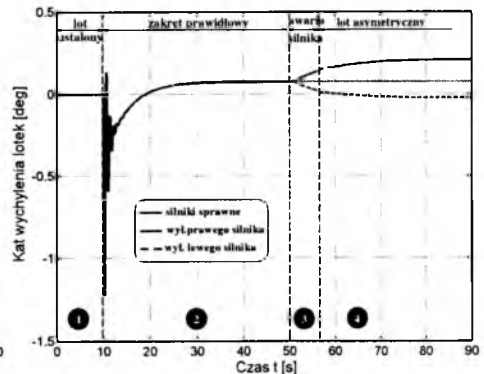
Rys. 17. Etapy przebiegu lotu w symulacji

Zgaśnięcie silnika występuje w fazie lotu „zakręt” w 50s lotu i polega na zupełnej utracie ciągu w czasie 7s. Obliczenia wykonano dla zakrętu prawidłowego z przechyleniem $\phi = 20^\circ$ dla prędkości początkowej $V_0 = 120$ m/s i wysokości $H_0 = 2000$ m.

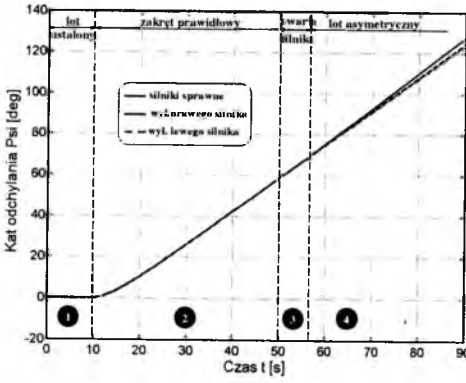
Poniżej przedstawiono wybrane (obliczeniowe) parametry lotu:



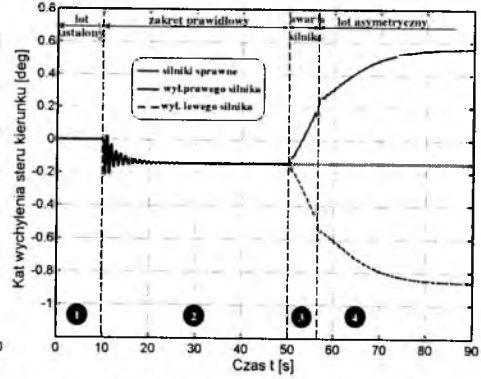
Rys. 18. Kąt przechylenia $\phi(t)$



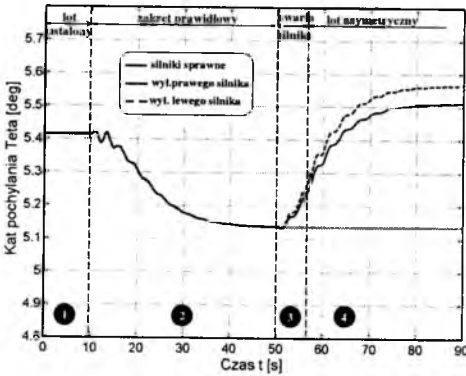
Rys. 19. Kąt wychylenia lotek $\delta_L(t)$



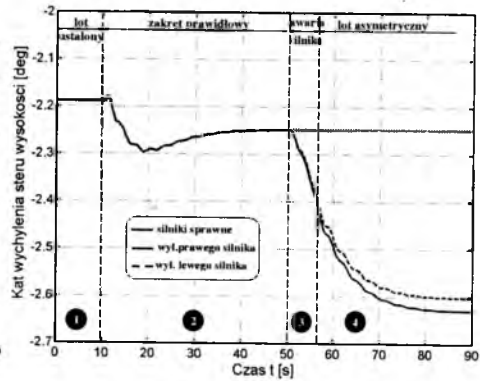
Rys. 20. Kąt odchylenia $\psi(t)$



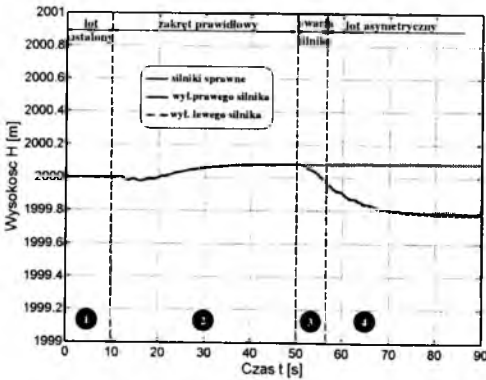
Rys. 21. Kąt wych. steru kierunku $\delta_V(t)$



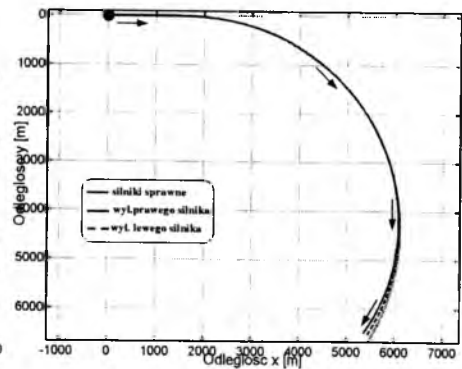
Rys. 22. Kąt pochylenia $\theta(t)$



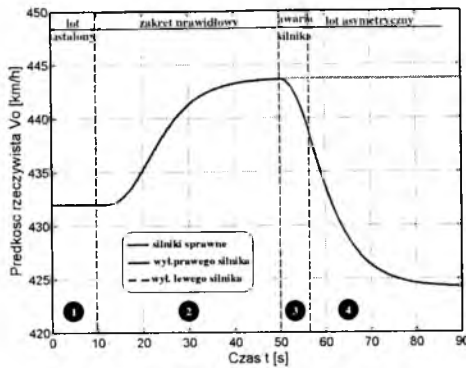
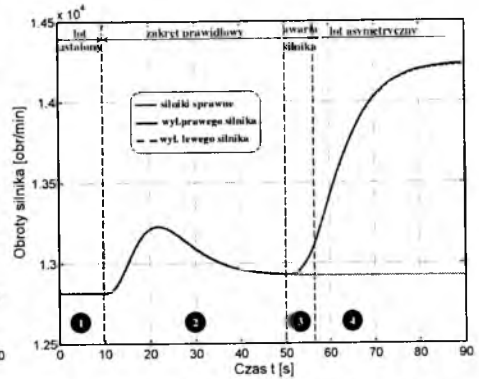
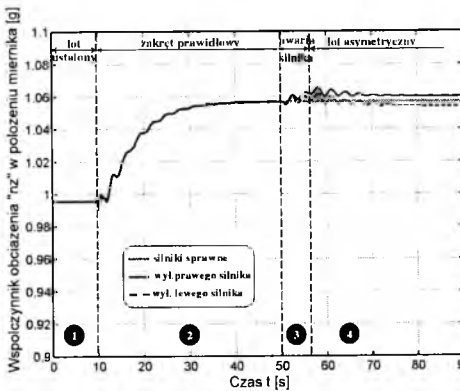
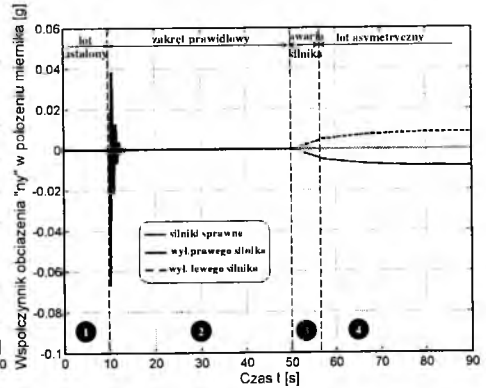
Rys. 23. Kąt wych. steru wysokości $\delta_H(t)$



Rys. 24. Wysokość lotu $H(t)$



Rys. 25. Odległość $y(x)$

Rys. 26. Prędkość $V_0(t)$ Rys. 27. Obroty silnika $n(t)$ Rys. 28. Współczynnik obciążenia $n_z(t)$ Rys. 29. Współczynnik obciążenia $n_y(t)$

10. Omówienie wyników symulacji numerycznej

Podczas awarii prawego silnika, żeby utrzymać stały kąt przechylenia ϕ (rys.18), wychylamy lotki zwiększając „kontrę” przytrzymującą samolot w przechyleniu; podczas awarii lewego silnika „kontra” jest niemalże równa zeru (rys.19). Przy nieznaczących różnicach w kątach odchylenia ψ samolotu (rys.20), (rys.25) zauważamy zasadniczą różnicę w wychyleniach steru kierunku δ_V (rys.21). Przy wyłączeniu lewego silnika, moment od wychylenia δ_V przeciwstawia momentowi od ciągu prawego silnika; sumuje się jeszcze wychylenie steru dla zapewnienia równowagi w zakręcie. Występuje stąd potrzeba większego wychylenia δ_V (rys.21). W efekcie może wystąpić taki szczególny przypadek, gdy będzie go „brakowało” dla zapewnienia równowagi kierunkowej. Podczas defektu prawego

silnika (rys.21), wychylenie δ_V jest w przeciwną stronę (pomniejszone o wartość początkową dla zapewnienia równowagi w zakręcie prawidłowym).

Dla występujących przypadków awaryjnych występuje tendencja do wzrostu kątów: pochylania θ (rys.22) i wychylenia steru wysokości δ_H (rys.23).

Można przyjąć, iż loty odbywają się na stałej wysokości H (rys.24); sterowanie zapewnia loty bez straty wysokości. Występuje przy tym konieczność zwiększenia obrotów silnika pracującego (rys.27), gdyż strata ciągu na jednym silniku musi być rekompensowana przez drugi. Mimo wszystko po wystąpieniu awarii prędkość lotu spada (rys.26).

Wykresy na rys.28 i rys.29 zdradzają cechy lotu asymetrycznego; występowanie sił bocznych (brak symetrii obciążeń).

11. Podsumowanie

- Model matematyczny umożliwia **symulację numeryczną** i badanie własności **dynamicznych** obiektów sterowanych, także w **sytuacjach awaryjnych**.
- Okazało się, że **szybka i właściwa interwencja** ze strony sterowania przy utracie silnika jest **niezbędna** dla bezpieczeństwa lotu.
- Przeprowadzona **analiza** pomogła **znaleźć sposób** (metodę) **przeciwdziałania** wynikłej sytuacji awaryjnej.
- **Sterowanie** dobrze **sprowadza** samolot na zadany kąt przechylenia ϕ utrzymując jednocześnie wysokość H lotu mimo sytuacji awaryjnych.
- Poprawność wykonania zakrętów prawidłowych polega na utrzymywaniu **kulki** chyłomierza poprzecznego w **położeniu środkowym**; lecz **po awarii** w zalecanym **locie asymetrycznym bez ślizgu**, odbiega od tego położenia.
- Podczas szeregu następstw: zakręt + utrata jednego silnika, **osiągi** samolotu znacznie **ulegają pogorszeniu**.
- **Najbardziej krytyczna** dla **bezpieczeństwa lotu** jest **faza startu**. Może dojść do: utraty wysokości i uderzenia w ziemię, utraty kierunku lotu, wzrostu przechylenia; **silniki pracują** wtedy na pełnym **ciągu startowym** a **samolot** ma **pełne obciążenie** i **konfigurację startową**.
- Warto byłoby rozszerzyć zakres pracy o **porównanie** wyników badań **symulacyjnych** z wybranymi **wynikami** badań **w locie**.

Bibliografia

1. Byington M. R., *Principles to Bank On. Optimized engine-out procedures for multi-engine airplanes*, FLIGHT INSTRUCTORS', SAFETY REPORT, **15**, 2, April, 1989
2. *Flying light twins safely*, Distributed by: Department of Transportation USA, Federal Aviation Administration, Accident Prevention Program
3. Cichoń M., Maryniak J., *Sterowanie samolotem w zakręcie z uwzględnieniem efektów gيروسkopowych turbinowych silników odrzutowych*, Wydawnictwo PTMTS „Mechanika w Lotnictwie ML-IX 2000”, s. 75-86, Warszawa 2000
4. Cichoń M., Maryniak J., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki sterowanego samolotu w manewrze po awarii silników. Część I: Modelowanie fizyczne i matematyczne*, Politechnika Śląska, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej, nr **20**, s. 69-74, Gliwice 2003
5. Cichoń M., Maryniak J., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki sterowanego samolotu w manewrze po awarii silników. Część II: Sterowanie i symulacja numeryczna*, Politechnika Śląska, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej, nr **20**, s. 75-80, Gliwice 2003
6. Fiszdón W., *Mechanika lotu*, PWN, Łódź-Warszawa 1961
7. Flouti R., *Wpływ awarii silników i odkształceń kadłuba na dynamikę lotu samolotu pasażerskiego*, rozprawa doktorska, promotor prof. J. Maryniak, Wydział MEiL PW, Warszawa 1993
8. *Instrukcja Użytkowania i Techniki Pilotowania samolotu „Iryda” M-93K*, Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-Mielec” S.A., Mielec, 1995
9. Maryniak J. (red.), *Ogólny model symulacji samolotu*, Sprawozdanie nr 141/85 Zespołu Naukowo-Badawczego Dynamiki Obiektów Ruchomych. ITLiMS Wydż. MEiL PW, Warszawa, 1985
10. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe, Mechanika, **32**, Wyd. Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1975
11. Barański S. (red.), *Medycyna lotnicza i kosmiczna*, Państwowy Zakład Wydawnictw Lekarskich, Warszawa 1977

Praca została wykonana w ramach projektu badawczego Grant KBN **O-TOOB 013 25**

MODELOWE BADANIA KORKOCIĄGOWE SAMOLOTU DEKO-9 MAGIC W PIONOWYM TUNELU AERODYNAMICZNYM

JAKUB KULECKI

*Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: jakulec@go2.pl*

JERZY MARYNIAK

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

W niniejszej pracy przedstawiono założenia, przebieg i wyniki programu badań korkociągowych modelu samolotu DEKO-9 Magic. Program objął opracowanie konstrukcyjne modelu, sprawdzenie zachowania podobieństwa dynamicznego modelu, serię filmowanych dmuchań modelu w tunelu, analizę materiału filmowego i opracowanie wyników.

1. Wprowadzenie

Korkociąg to nader nietypowy stan lotu. Przede wszystkim lot odbywa się na pozakrytycznych kątach natarcia. Jest to sytuacja wyjątkowa, o ile nie mówimy o nowoczesnych samolotach bojowych, o nieliniowych charakterystykach aerodynamicznych. Mamy tu do czynienia z wyjątkowym układem sił, w którym nie siła nośna, a opór aerodynamiczny równoważy ciężar maszyny, siła nośna natomiast równoważy siły bezwładności w ruchu obrotowym.

Charakterystyki korkociągowe stanowią indywidualną cechę danej konstrukcji. Mowa tu zarówno o cechach ilościowych, takich jak czas trwania jednej zwitki, tudzież prędkości pionowej w korkociągu, jak również o cechach jakościowych, a więc reakcji na stery, łatwości wprowadzenia i wyprowadzenia z korkociągu, tudzież o postaci korkociągu.

Jak podaje [8] na przykładzie lotnictwa amerykańskiego, przeciągnięcie i korkociąg powodują 12% wypadków w lotnictwie ogólnym, jednakże aż 25% katastrof lotniczych. Powagę zjawiska potwierdza fakt, że aż 20% katastrof ma miejsce z instruktorem na pokładzie. Z powyższych względów konieczne są kompleksowe badania nowych typów statków powietrznych pod kątem zachowania w korkociągu i opracowanie dla nich odpowiednich procedur.

2..Metody badawcze

Badania statków powietrznych powinny cechować się trzema zasadniczymi elementami: po pierwsze, ich wyniki powinny być wiarygodne. Po drugie – powinny wiązać się z minimalnym ryzykiem utraty personelu i sprzętu. Po trzecie – powinny mieć możliwie niski koszt.

Kształtowanie własności korkociągowych statku powietrznego powinno mieć miejsce już na etapie projektu koncepcyjnego. Konstruktor ma tu do dyspozycji narzędzia obliczeniowe o różnym stopniu złożoności, a także różnej wiarygodności, zależnej od stopnia uproszczenia modelu. Jedną z najbardziej znanych metod obliczeniowych jest tu analiza współczynnika tłumienia usterzenia (*Tail Damping Power Factor* – TDPF) [7]. Jest to metoda bardzo prosta w zastosowaniu, jednakże jej wyniki wymagają potwierdzenia. W ramach programu badawczego przeprowadzono również analizę TDPF. Na tym etapie mamy do czynienia z niskimi kosztami i zerowym ryzykiem, ale również umiarkowaną wiarygodnością wyników badań, spowodowaną zastosowanymi uproszczeniami.

Kolejną grupą metod badawczych są badania modeli samolotu. Mogą być to zarówno modele fizyczne, tunelowe i zdalnie sterowane, jak i numeryczne, badane na drodze symulacji komputerowej. Ten etap badań cechuje relatywnie niski koszt i duże bezpieczeństwo. Miarodajność wyników zależna jest od stopnia uproszczenia modelu względem pierwowzoru.

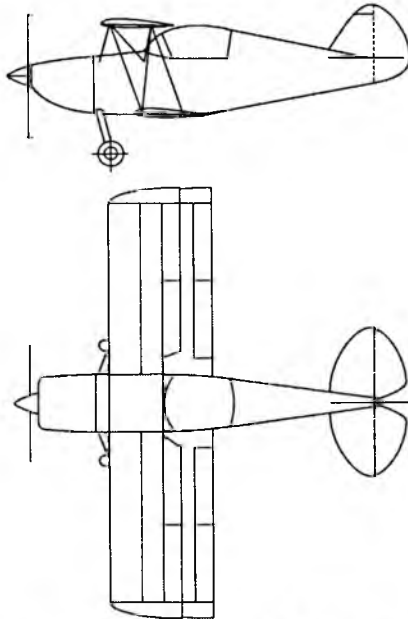
Zwieńczeniem programu badawczego powinny być próby w locie, wykonywane przez pilota doświadczalnego. Jest to najbardziej kosztowny i niebezpieczny etap badań statku powietrznego, wiążący się z ryzykiem utraty personelu i statku powietrznego. Dlatego też powinien zostać poprzedzony serią mniej ryzykownych badań i pomiarów.

Badania modeli stanowią więc pewien kompromis pomiędzy miarodajnością, kosztem i bezpieczeństwem.

3. Badany obiekt: samolot DEKO-9 Magic

DEKO-9 Magic został zaprojektowany przez zespół pod kierownictwem dr inż. Marka Dębskiego. W konstrukcji samolotu zastosowano kilka nowatorskich rozwiązań.

Samolot jest jednosilnikowym, dwumiejscowym dwupłatem konstrukcji metalowej, krytej płótnem. Samolot może być certyfikowany według przepisów lotniczych JAR-VLA, lub JAR-23 w kategoriach normalnej, użytkowej i akrobacyjnej. DEKO-9 cechuje się zwartą sylwetką, mocną konstrukcją i silną jednostką napędową. Przewidziano możliwość zabudowy różnych jednostek napędowych, w zależności od oczekiwań użytkowników.



Rys. 1. Samolot DEKO-9 Magic [4]

- **Dane techniczne samolotu DEKO-9 Magic [2]**

Dane geometryczne

Rozpiętość	m	6.80/6.95**
Długość	m	6,50
Wysokość	m	2,20

Powierzchnia skrzydeł	m ²	15,4
-----------------------	----------------	------

Dane masowe

Masa własna	kg	500
Maksymalna masa startowa MTOW	kg	750

Zespół napędowy

Silnik	PZL Franklin	6A-350C1R
Moc	kW/KM	151/205

Osiągi

Prędkość nieprzekraczalna V_{NE}	km/h	350
Prędkość wznoszenia na wysokości 0m	m/s	15
Dopuszczalne przeciążenia pionowe	g	+6 / -3

* - dane producenta, ** - rozpiętość przed/po dodaniu przekonstruowanych końcówek.

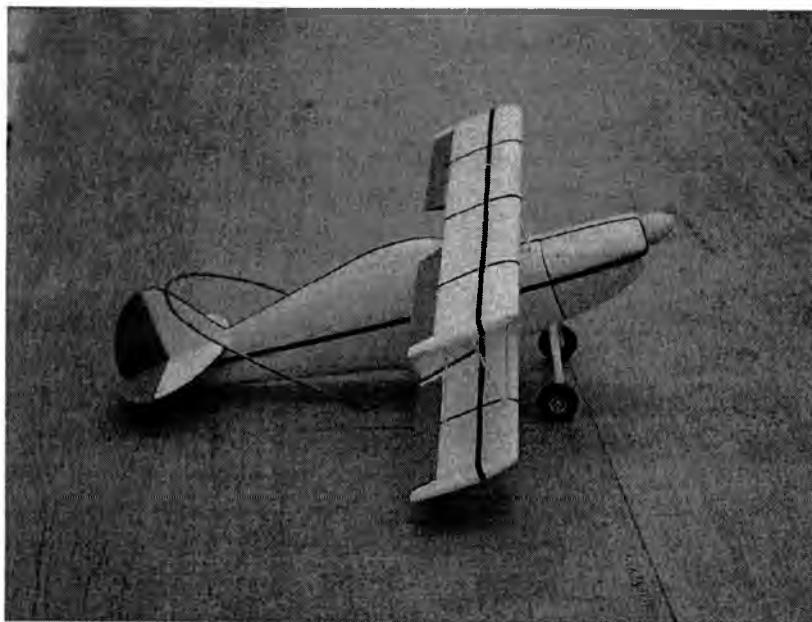
4. Model do badań korkociągowych

Model powinien spełniać wymagania dotyczące podobieństwa geometrycznego, aerodynamicznego, masowego i dynamicznego względem pierwowzoru. Pierwszym krokiem jest określenie stosunku wymiarów liniowych samolotu i modelu N , który determinuje nam podziałkę, w jakiej wykonujemy model. Z punktu widzenia podobieństwa ruchu i opływu, jest pożądane, aby model był możliwie duży. Ograniczeniem jest średnica przestrzeni pomiarowej tunelu. Tunel obrotowy, w którym przeprowadzono próby, jest przystosowany do badania modeli o rozpiętości nie większej, niż 350mm. Dla samolotu DEKO-9 przyjęto współczynnik $N=22$. Podobieństwo geometryczne wymaga, aby w modelu odwzorować odpowiednie wymiary i kształty, w tym profile aerodynamiczne i przekroje kadłuba. Należy ponadto wykonać płaszczyzny sterowe posiadające możliwość wychylenia. Podobieństwo dynamiczne wymaga, aby zachowane zostały stosunki różnic odpowiednich momentów bezwładności samolotu i modelu:

$$(I_z - I_y) : (I_z - I_x) : (I_y - I_x) \quad (1)$$

Wyważanie modelu umożliwia balast umieszczony w nosie kadłuba.

Przy budowie modelu należy zapewnić odpowiednią gładkość powierzchni, a także wytrzymałość, która umożliwi przeprowadzenie prób bez ryzyka utraty modelu. W celu ułatwienia identyfikacji położenia modelu podczas analizy nagranego materiału filmowego, na model naniesiono odpowiednie oznaczenia.



Rys. 2. Model do badań korkociągowych samolotu DEKO-9 Magic

Po wykonaniu modelu wykonano pomiary sprawdzające geometrię i rozkład masy. Momenty bezwładności wyznaczono za pomocą metody wahadła dwucięgłowego. W tym celu wykonano serię pomiarów okresów małych wahań modelu wokół trzech osi głównych centralnych. Wyznaczone stosunki różnic momentów bezwładności modelu porównano z analogicznymi parametrami dla samolotu przy konfiguracjach masowych o skrajnych wielkościach momentów bezwładności. Wyniki porównania przedstawia tabela 1. Jak widać, warunek podobieństwa dynamicznego został spełniony, zaś konfiguracja masowa modelu jest niemal identyczna z konfiguracją samolotu przy maksymalnej dopuszczalnej masie w locie.

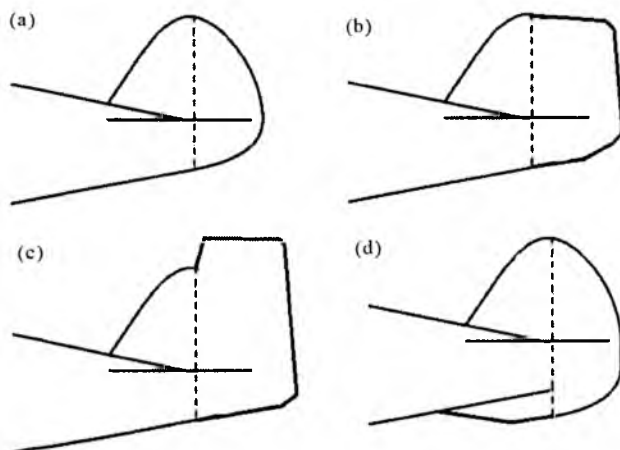
Pomiarów geometrii modelu dokonano za pomocą specjalnie przygotowanych sprawdzianów.

Tabela 2. Stosunki różnic momentów bezwładności samolotu i modelu [4]

Obiekt	$(I_z - I_y) : (I_z - I_x) : (I_y - I_x)$
Samolot Maksymalna masa w locie	1 : 2.41 : 1.41
Samolot Minimalna masa w locie	1 : 2.19 : 1.19
Model	1 : 2.39 : 1.37

5. Badania

Bezwzględnie największą zaletą tunelowych badań korkociągowych jest możliwość uzyskania wyników nikim kosztem, przy minimalnym ryzyku i w ramach relatywnie krótkiego programu badawczego. Wady badań wynikają z konieczności badania pomniejszonego obiektu (różna o dwa rzędy wielkości liczba Reynoldsa), uproszczeń geometrii, a także niedokładności odwzorowania geometrii płatowca ze względu na ręczną obróbkę modelu. Dążenie do zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości modelu może natomiast doprowadzić do nadmiernego wzrostu jego masy.

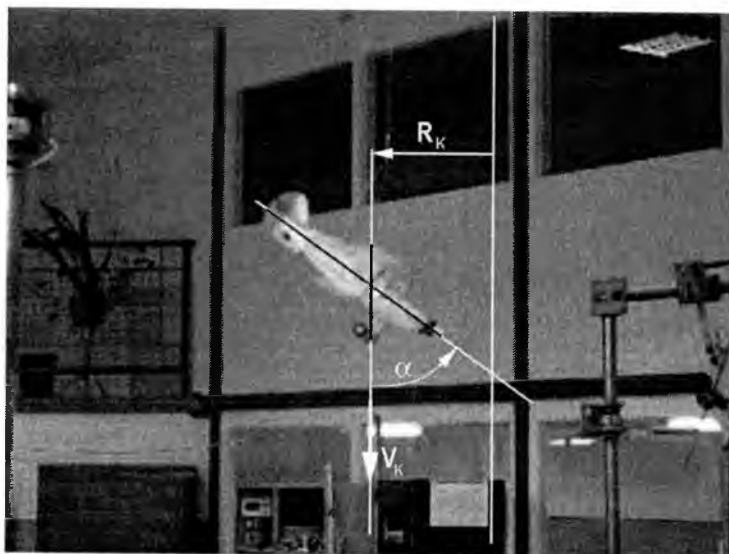


Rys. 3. Skorygowane obrysy usterzenia pionowego modelu: (a) obrys pierwotny, (b), (c), (d) obrysy skorygowane. Konfigurację przyjętą do dalszych badań ilustruje rys. (d) [4]

Zachowanie modelu podczas badań było niespokojne, stwierdzono brak reakcji modelu na wychylenie steru kierunku przy dużych kątach natarcia. Przeprowadzona wizualizacja opływu kadłuba i usterzenia modelu na dużych kątach natarcia wykazała Sprawdzono efektywność steru kierunku o zmienionych obrysach, które przedstawia rysunek 3.

Wybrano konfigurację czwartą ze względu na największą efektywność, najmniejszą ingerencję w strukturę samolotu, a także najmniej negatywny wpływ modyfikacji na sylwetkę samolotu. Po zastosowaniu modyfikacji model prawidłowo reagował na wychylenie steru kierunku, jednakże wprowadzenie w korkociąg pozostało trudne.

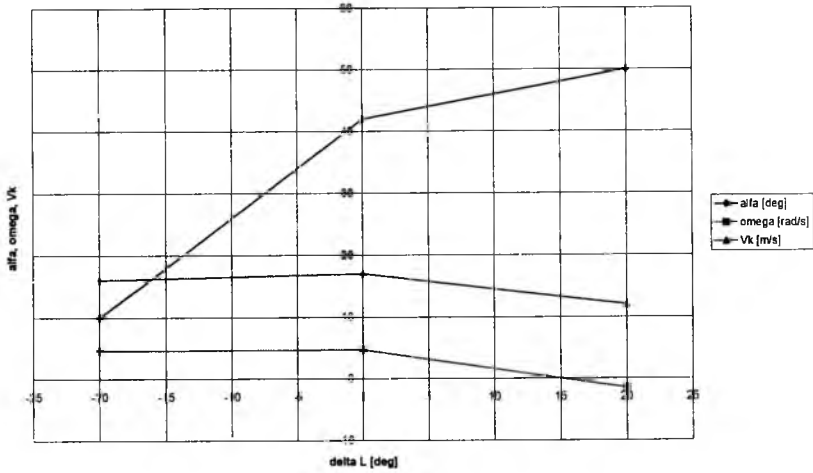
Na podstawie analizy materiału filmowego wyznaczono kilka charakterystyk korkociągowych modelu. Sposób wyznaczenia parametrów geometrycznych korkociągu ilustruje rysunek 4.



Rys. 4. Wyznaczenie parametrów geometrycznych korkociągu podczas tunelowych badań korkociągowych [4]

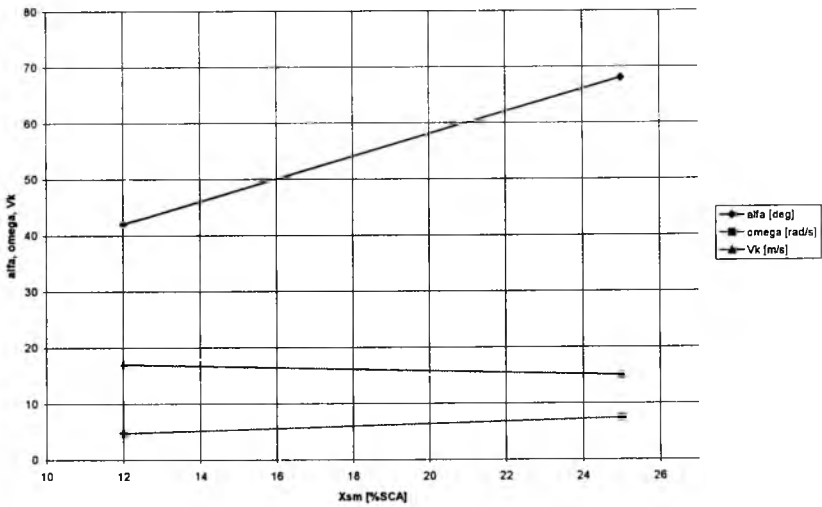
Prędkość pionowa w korkociągu jest tu utożsamiana z prędkością strumienia powietrza nadmuchiwane przez tunel.

Wpływ wychylenia lotek na przebieg korkociągu. Serie 3, 4 i 5.

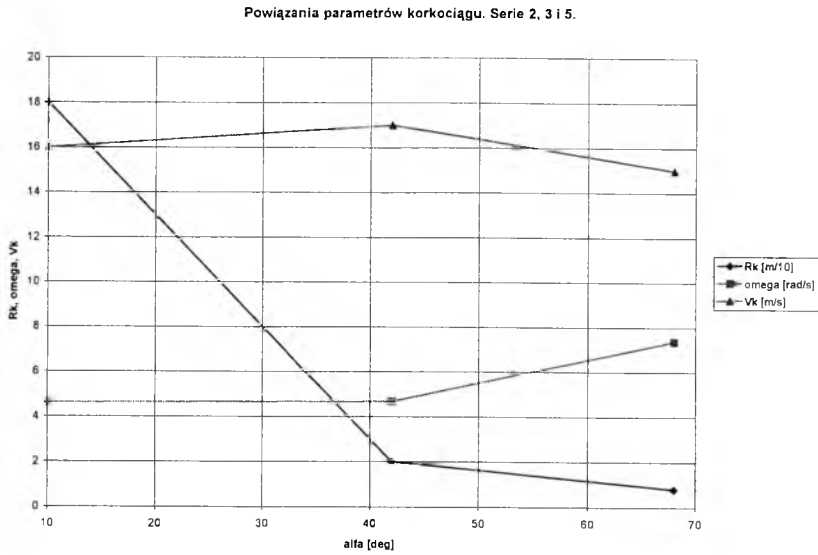


Rys. 5. Charakterystyki korkociągowe w zależności od wychylenia lotek [4]

Wpływ wyważenia na przebieg korkociągu. Serie 2 i 3.

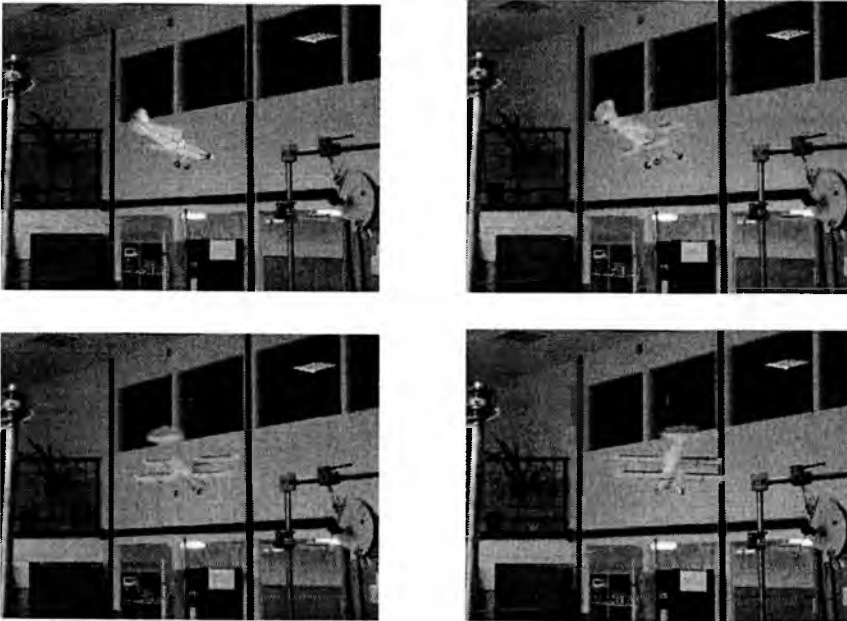


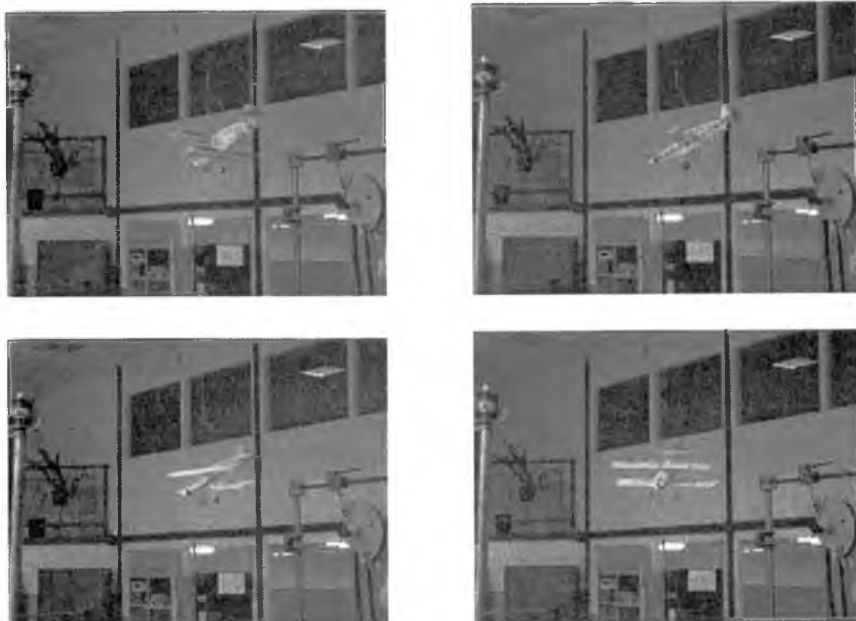
Rys. 6. Charakterystyki korkociągowe w zależności od położenia środka masy [4]



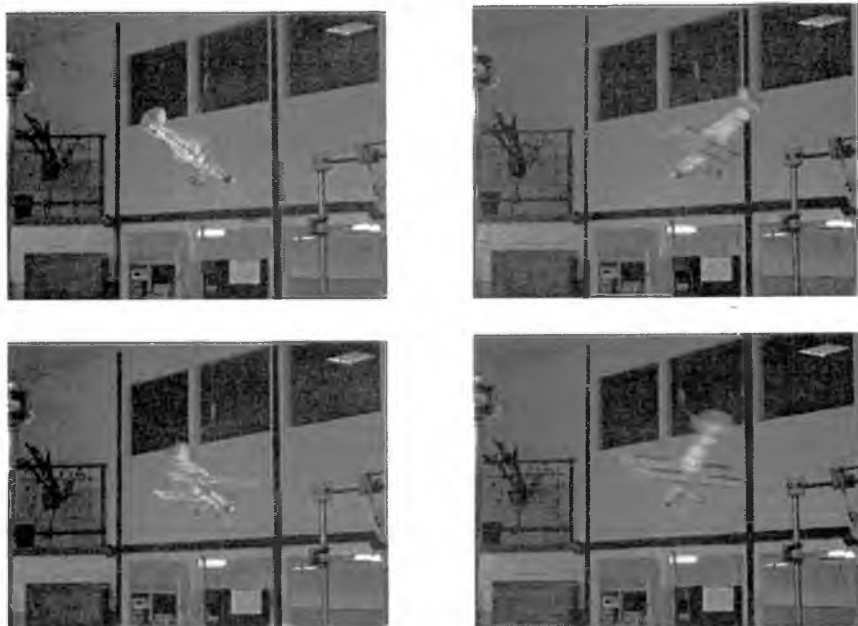
Rys. 7. Powiązania parametrów geometrycznych korkociągu modelu [4]

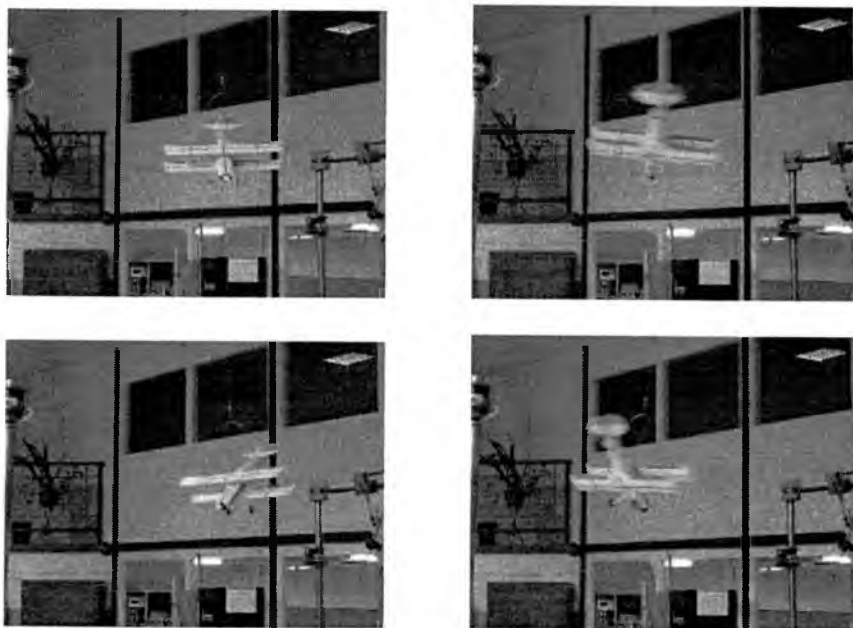
Poniżej przedstawiono zapis przykładowych serii badań w postaci klatek filmowych.





Rys. 8. Seria 2. Płaski korkociąg ustalony [4]





Rys. 9. Seria 3. Korkociąg głęboki ustalony [4]

6. Wnioski

Przeprowadzone badania, poza oczywistym efektem dydaktycznym i uzyskaniem szeregu charakterystyk korkociągowych modelu, zakończyły się sformułowaniem przesłanek projektowych dla konstruktora samolotu. Wykonane niezależnie badania modelu zdalnie sterowanego potwierdziły obawy, co do skuteczności usterzenia samolotu.

Zaproponowane zmiany konstrukcyjne spotkały się z zainteresowaniem głównego konstruktora samolotu.

Bibliografia

1. Dębski M., *Położenia środka masy samolotu DEKO-9 Magic*, DK9/OB/1/97; Warszawa, 1997 (nie publikowane)
2. *Kaiser-Flugzeugbau: MAGIC*, <http://www.kaiser-flugzeugbau.de/>
3. Kulecki J., *Projekt modelu do badań korkociągowych samolotu DEKO-9 Magic wraz z analizą podobieństwa dynamicznego*, Praca przejściowa; Warszawa, 2001 (nie publikowana)

4. Kulecki J., Maryniak J., *Opracowanie konstrukcyjne modelu dynamicznie podobnego samolotu DEKO-9 Magic oraz wykonanie tunelowych badań korkociagowych*, Praca magisterska; Warszawa, 2004 (nie publikowana)
5. Maryniak J., *Badania korkociagowe samolotów w tunelu aerodynamicznym modelami dynamicznie podobnymi*; ITLiMS PW Warszawa (nie publikowane)
6. Maryniak J., Ostrowski J., *Wykonanie modelowych badań korkociagowych wraz z analizą obliczeń teoretycznych samolotu PZL-130 Orlik*, sprawozdanie nr 135/84; Warszawa, 1984 (nie publikowane)
7. Neihouse A.I., Lichtenstein J.H., Peppon P.W., *Tail design requirements for satisfactory spin recovery*, NACA TN 1045, Washington D.C., 1946
8. *PTS Spin Awareness*, <http://www.whittsflying.com/>

BADANIA AERODYNAMICZNE ELEMENTU SKRZYDŁA W SWOBODNEJ ATMOSFERZE

PIOTR REWUCKI

MIROSŁAW RODZEWICZ

PIOTR SIERPUTOWSKI

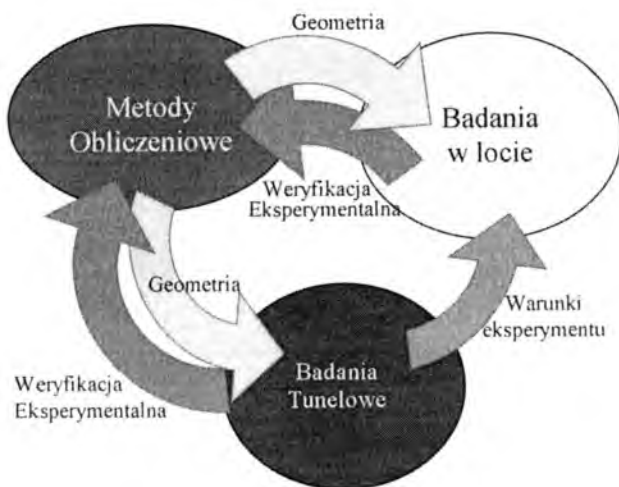
Institut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej

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

W ramach realizacji projektu nowego wysokowyczynowego szybowca zdecydowano się na stworzenie laboratorium aerodynamicznego umożliwiającego badania skrzydła w zakresie rzeczywistych liczb Reynoldsa, w swobodnej atmosferze. W pierwszym etapie wykonano model elementu skrzydła o oryginalnym profilu (zaprojektowanym specjalnie przez dr Krzysztofa Kubryńskiego), specjalnie skanalizowany w celu prowadzenia pomiarów rozkładów ciśnień. Założeniem planowanego „latającego” laboratorium było wykorzystanie dwumiejscowego szybowca PW-6, jako statku powietrznego, na którym można umieścić badaną część skrzydła. W celu opanowania dość skomplikowanej techniki pomiarowej oraz akwizycji danych napływających z wielokanałowego systemu pomiarowego, wstępne pomiary w swobodnej atmosferze przeprowadzono przy wykorzystaniu samochodu – model skrzydła był umieszczony na platformie przymocowanej do dachu samochodu. Badano rozkłady ciśnień przy różnych warunkach opływu skrzydła. Analiza zarejestrowanych przebiegów czasowych umożliwiła wyznaczenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych.

1. Wstęp

Realizacja programu tworzenia nowoczesnych szybowców wysokowyczynowych wymaga przygotowania odpowiedniej infrastruktury laboratoryjnej, niezbędnej w procesie weryfikacji obliczeń numerycznych obejmujących projekt aerodynamiczny. Na rys.1 pokazano typowy schemat działań, których ostatecznym celem jest optymalizacja aerodynamiki projektowanego szybowca.



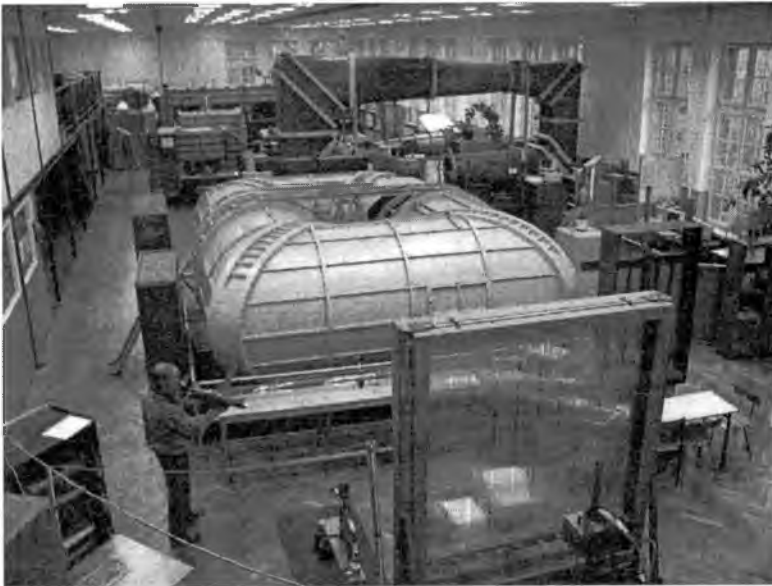
Rys. 1. Schemat prac badawczych w procesie projektu aerodynamicznego szybowca

Weryfikacja eksperymentalna obliczeń numerycznych współczynników aerodynamicznych odgrywa w pokazanym schemacie niezmiernie istotną rolę. Z kolei jakościowe znaczenie samego eksperymentu silnie zależy od warunków, w jakich jest przeprowadzany, w szczególności dotyczy to badań modelowych. W przypadku profilów i skrzydeł lotniczych najistotniejsze wymagania stawiane przed eksperymentem, to przede wszystkim spełnienie warunku odpowiednio wysokich liczb Reynoldsa oraz możliwość wymodelowania efektów turbulencji atmosferycznej.

Osiągnięcie odpowiednio wysokich, rzeczywistych liczb Reynoldsa w warunkach laboratoryjnych, w tunelach aerodynamicznych, jest trudne i zarazem bardzo drogie. Wymaga to bowiem tuneli aerodynamicznych o bardzo dużej przestrzeni pomiarowej, a koszty budowy takiego tunelu są niezmiernie wysokie, jak również niezmiernie wysokie stają się koszty jego eksploatacji. Bardziej racjonalnym, a zarazem dużo bardziej ekonomicznym rozwiązaniem jest w tym przypadku podział weryfikacji eksperymentalnej obliczeń współczynników aerodynamicznych na dwa etapy: w mniejszych (tanich) tunelach aerodynamicznych oraz w swobodnej atmosferze. Należy pamiętać, że o ile wielkie tunele aerodynamiczne pozwalają na uzyskanie wysokich liczb Reynoldsa, to modelowanie turbulencji atmosferycznej w warunkach tunelowych jest praktycznie niemożliwe.

Mając powyższe na uwadze, w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej realizowany jest program tworzenia „latającego laboratorium” aerodynamicznego, opartego o prowadzenie badań w rzeczywistej swobodnej atmosferze, które w połączeniu z istniejącym Laboratorium Aerodynamiki Poddźwiękowej dawałoby gwarancje właściwej weryfikacji eksperymentalnej wyników obliczeń numerycznych.

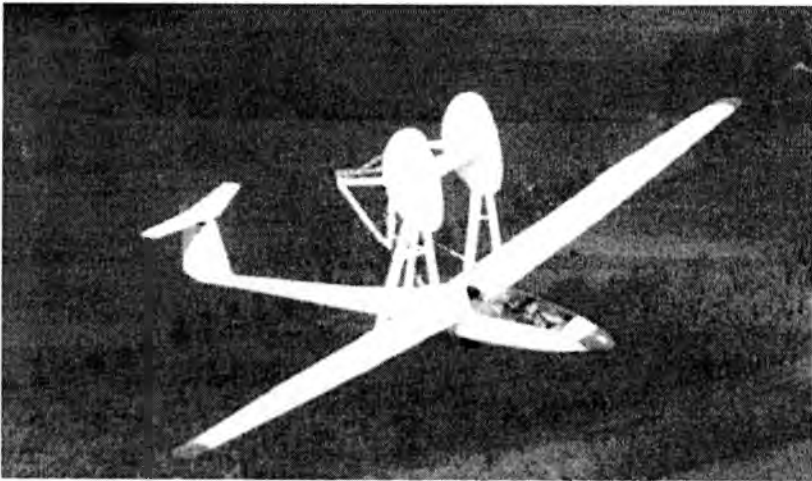
Przeprowadzona analiza możliwości stworzenia „latającego” laboratorium na pokładzie posiadanych przez Instytut statków powietrznych wskazała na rozwiązanie oparte o wykorzystanie dwumiejscowego szybowca PW-6, ewentualnie motoszybowca. Warto w tym miejscu zaznaczyć, że „latające” laboratorium szybowcowe, to unikat na skalę światową. W tworzeniu koncepcji opartej o szybowiec



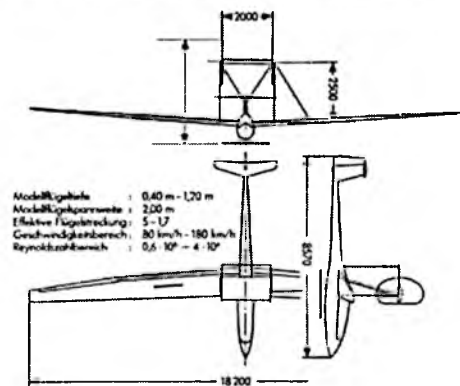
Rys.2. Mniejsze, ekonomiczne tunele ITLiMS umożliwiają badania w zakresie liczb Reynoldsa do ok. 1 800 000

PW-6 bardzo pomocne okazały się informacje dotyczące niemieckiego laboratorium JANUS-LAB. Na rys.3 pokazano schemat niemieckiego projektu Janusa, zaś rys.4 przedstawia schemat ideowy nowego laboratorium ITLiMS.

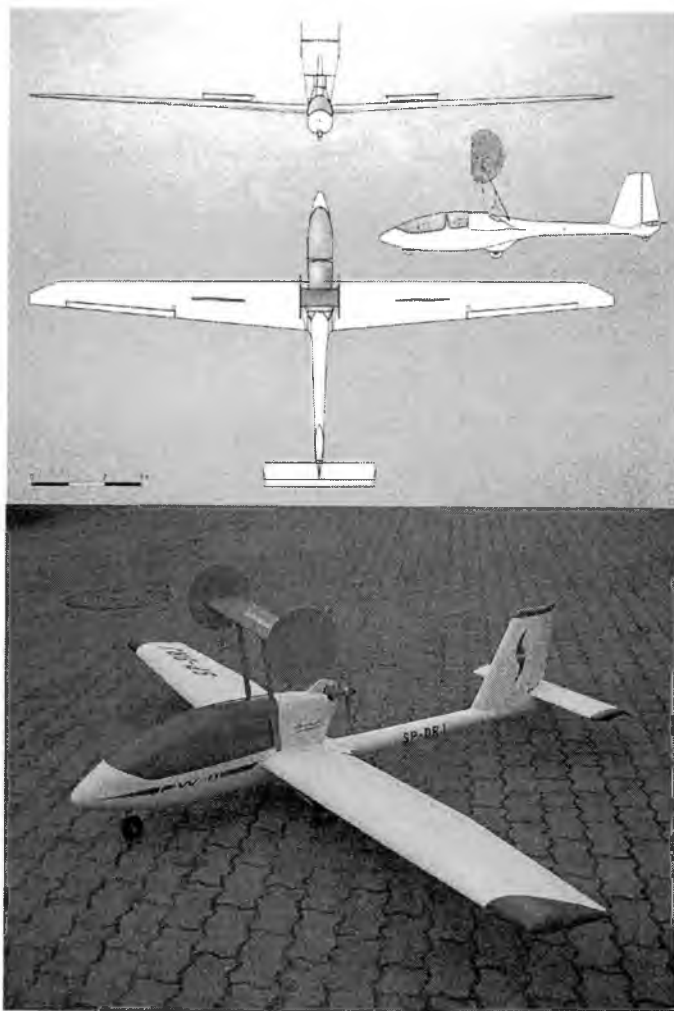
Ponieważ prowadzenie pomiarów na pokładzie statku powietrznego, jakim jest szybowiec, charakteryzuje się szczególną specyfiką oraz wymaga precyzyjnego dopracowania, w pierwszym etapie tworzenia latającego laboratorium zdecydowano się na prowadzenie badań fragmentu skrzydła projektowanego szybowca (w skali 1:1) w swobodnej atmosferze, umieszczając badany obiekt na ruchomym samochodzie.



Janus - FlyLab



Rys.3. Niemieckie “latające” laboratorium (tzw. projekt Janusa)



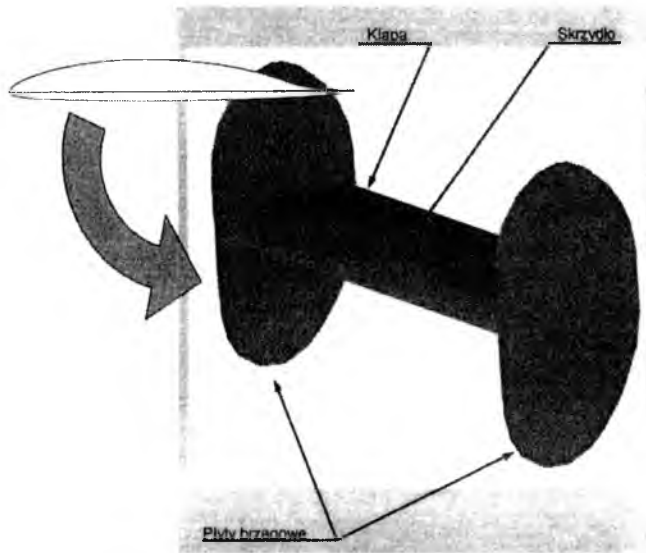
Rys. 4. Projekt ITLiMS wykorzystuje szybowiec PW-6, albo motoszybowiec

2. Realizacja programu badawczego

2.1 Element badawczy

W oparciu o specjalnie zaprojektowany przez dr. Krzysztofa Kubryńskiego profil szybowcowy (o bardzo dopracowanych charakterystykach aerodynamicznych) zbudowano fragment skrzydła, w skali 1:1, o następujących wymiarach: długość cięciwy 0.65 m., rozpiętość 1.5 m. Fragment ten nazwano „elementem badawczym” (EB).

Schemat elementu badawczego pokazano na rys.5.



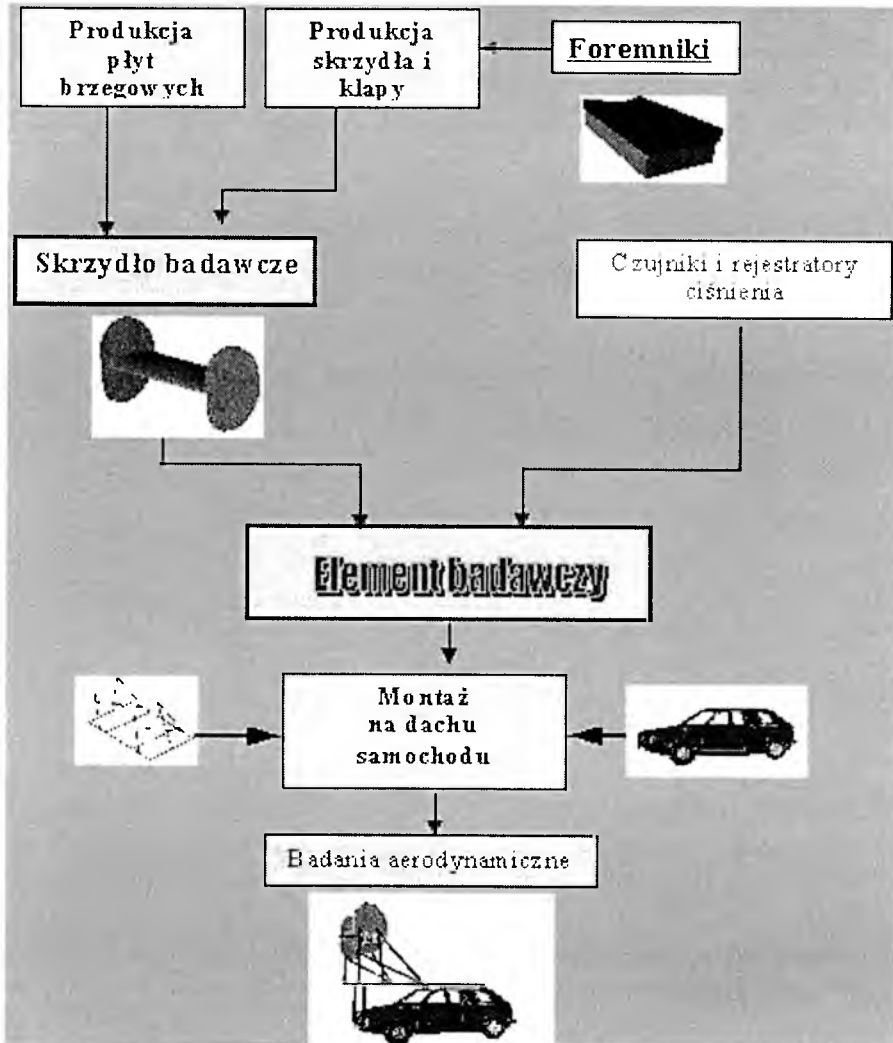
Rys. 5. Schemat elementu badawczego

Struktura została wykonana z kompozytu szklano-epoksydowego, przy wykorzystaniu metod zaawansowanego odtworzenia narzuconej geometrii. W pierwszym etapie budowy EB zaprojektowano i wytworzono foremniki (zastosowano frezowanie sterowane komputerowo), następnie w przygotowanych foremnikach stworzono strukturę fragmentu skrzydła, łącznie z klapą. W celu częściowej eliminacji wpływu końcówek skrzydła wykonano także odpowiednie płyty brzegowe, wewnątrz których element badawczy został zamontowany.

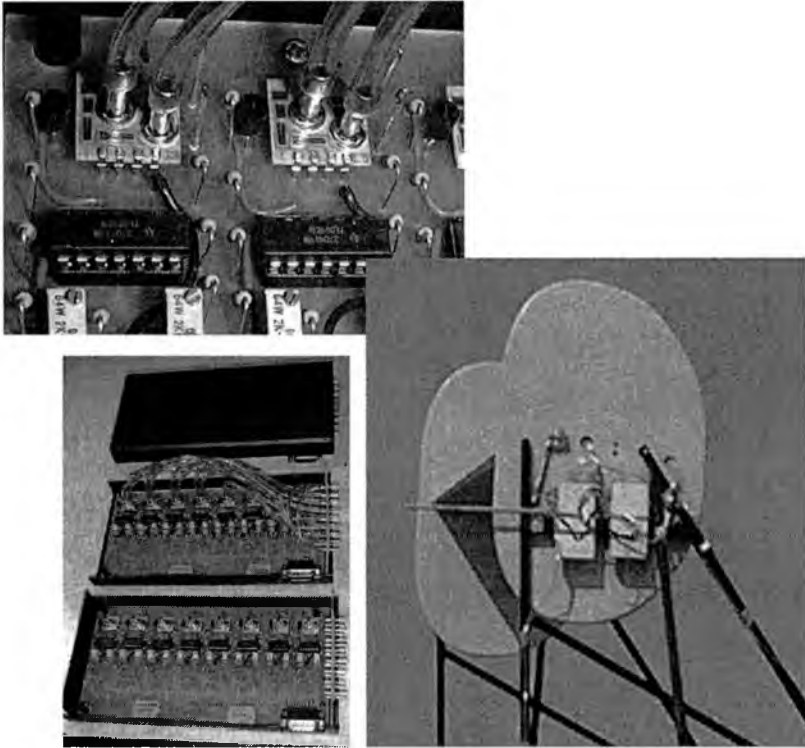
Na rys.6 zaprezentowano pełen zakres prac niezbędnych do przeprowadzenia wstępnych badań aerodynamicznych w swobodnej atmosferze, przy wykorzystaniu ruchomego samochodu.

Mając na uwadze zarówno potrzeby wynikłe z warunków weryfikacji obliczeń aerodynamicznych, jak i możliwość nawarstwiania się różnorodnych problemów technicznych podczas pomiarów, czy to w locie, czy też podczas ruchu samochodu, w pierwszym rzędzie zdecydowano się na przeprowadzenie badań rozkładów ciśnień na powierzchni skrzydła. Element badawczy został w tym celu „skanalizowany” (w skorupę skrzydła właminowano wiązkę rurek przekazujących ciśnienie z otworów umieszczonych na powierzchni płata) i połączony przewodami ciśnieniowymi z wielokanałowym systemem czujników ciśnieniowych.

Wykorzystując wielokanałowy przetwornik analogowo-cyfrowy, sygnał ciśnieniowy, w formie cyfrowej był rejestrowany w czasie rzeczywistym, „on line”, w pamięci komputera pokładowego.



Rys. 6. Schemat przyjętego programu prac



Rys. 7. System akwizycji danych pomiaru rozkładu ciśnień oraz mocowanie elementu badawczego do stelażu nośnego

2.2. Wyniki wstępnych pomiarów w swobodnej atmosferze

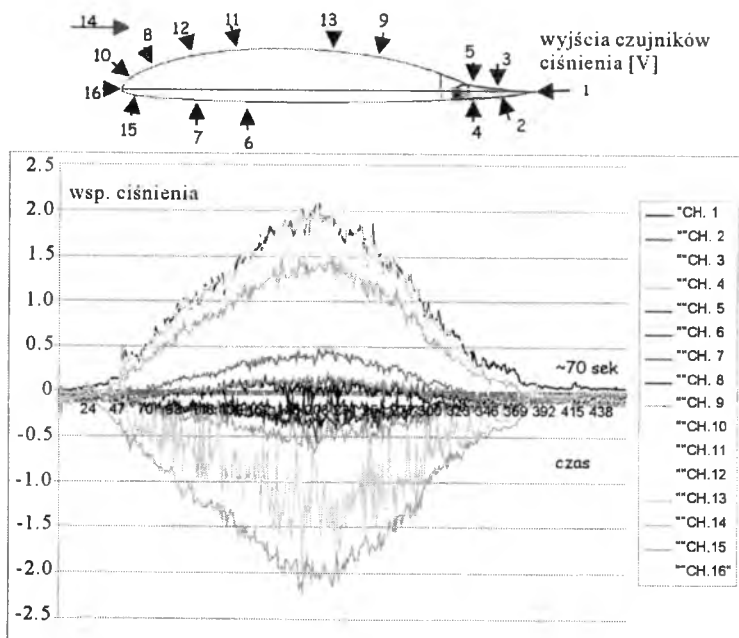
Wstępne pomiary rozkładów ciśnień prowadzone były na czterokilometrowym pasie lotniska w Modlinie. Element badawczy, umieszczony na dachu samochodu, można było rozpędzać do prędkości maksymalnej 140 km/godz. Z uwagi na zmieniającą się termikę lokalną, pomiary prowadzono wczesnym rankiem, w warunkach stabilności termicznej oraz braku wiatru. Na rys.8 pokazano fotografie wykonane podczas badań na lotnisku.

Na rys.9 zaprezentowane są przykładowe przebiegi ciśnień w 16 punktach pomiarowych na powierzchni płata, w funkcji czasu, podczas rozpędzania od prędkości 0 do prędkości 100 km/godz.

Po zastosowaniu analizy statystycznej do opracowania wyników pomiarów, możliwe było uzyskanie chwilowych rozkładów ciśnień na profilu badanego skrzydła.



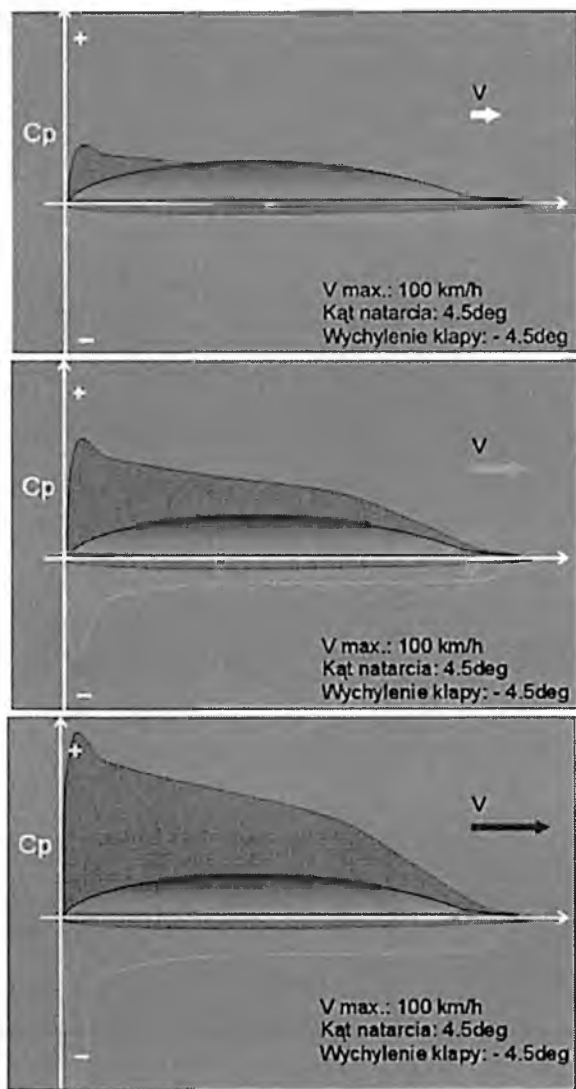
Rys. 8. Pomiary na pasie lotniska



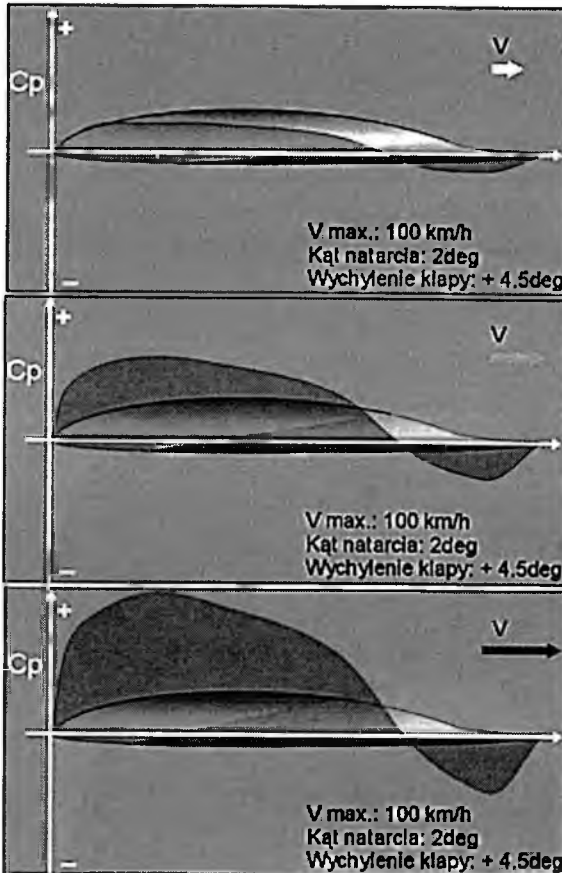
Rys. 9. Przykładowe przebiegi zarejestrowanych rozkładów ciśnień w czasie rozpędzania

Wykonano kilkanaście serii pomiarów dla różnych kątów natarcia oraz dla różnych pozycji wychylenia kłapy.

Na podstawie zebranych wyników możliwe było przeprowadzenie animacji pokazującej kształtowanie się rozkładów ciśnień na płacie przy różnych parametrach lotu. Rys.10 i 11 przedstawiają przykładowe obrazy takich chwilowych rozkładów.



Rys. 10. Chwilowe rozkłady ciśnień – $\alpha = 4.5^\circ$, wychylenie kłapy -4.5°



Rys. 11. Chwilowe rozkłady ciśnień – $\alpha = 2^\circ$, wychylenie kłapy $+4.5^\circ$

3. Wnioski

Przeprowadzone badania wstępne pokazały, że uproszczona forma pomiarów aerodynamicznych w swobodnej atmosferze, nie na statku powietrznym, ale na samochodzie, może być bardzo przydatna w pracach nad optymalizacją aerodynamiczną skrzydeł samolotów i szybowców.

Badania na samochodzie są doskonałym sposobem kalibracji układu pomiarowego, który następnie ma być zainstalowany na statku powietrznym. Specyfika wielopunktowych pomiarów aerodynamicznych przeprowadzanych w locie narzuca stosowanie wielokanałowych układów pomiarowo-rejestrujących, co w praktyce wymaga szczególnej precyzji w kalibracji torów pomiarowych. Prowadzenie takiej kalibracji

podczas lotu szybowca jest bardzo kłopotliwe, w związku z czym możliwości tkwiące w badaniach prowadzonych na ruchomym samochodzie są znaczące.

Ważnym elementem eksperymentalnych badań w swobodnej atmosferze jest stabilność tła pomiarowego, czyli generalnie stabilność warunków pogodowych, w jakich eksperymenty są realizowane. Wymaga to równoległego monitorowania termiki lokalnej oraz panujących warunków wiatrowych.

Na podstawie doświadczeń uzyskanych przy badaniach prowadzonych na samochodzie, opracowano nowy element badawczy skrzydła szybowca wysokowyczynowego, który zostanie zainstalowany na szybowcu PW-6 do prowadzenia badań w locie.

Rozdział VIII

Ornitoptery i śmigłowce

ANALIZA WPŁYWU KĄTA ŚLIZGU NA SIŁĘ CIĄGU SKRZYDEŁ MACHAJĄCYCH

MACIEJ LASEK

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych
e-mail: mlas@poczta.onet.pl

JÓZEF PIETRUCHA

Politechnika Warszawska
e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

MARIA ZŁOCKA

Politechnika Warszawska
e-mail: mzlocka@meil.pw.edu.pl

Prezentowana praca przedstawia analizę wpływu kąta ślizgu na siłę ciągu wytwarzaną przez skrzydła ornitoptera. Charakterystyki aerodynamiczne do wyznaczania sił i momentów aerodynamicznych działających na ornitopter w locie machającym wyznaczono w oparciu o rozwiązanie równania opływu potencjalnego dla modelu ornitoptera znajdującego się w ruchu nieustalonym.

1. Wstęp

Większość znanych prac z modelowania ruchu animaloptera dotyczy modelowania i wyznaczania sił wytwarzanych przez ruchome płaty. Jedynie w nielicznych pracach wyprowadzono dynamiczne równania ruchu. W jednych były to tylko dynamiczne równania skrzydeł [1], natomiast w innych, dotyczących przede wszystkim owadów, wyprowadzono uproszczone dynamiczne równania przestrzennego ruchu obiektu dla układów samolotowych uwzględniających dodatkowe ruchy skrzydeł [15,16,18] i kadłuba [18].

Modelowanie dynamiki ruchu ornitoptera było głównym celem prowadzonych prac i dotyczyło całego jej zakresu. W pierwszym etapie

budowane modele miały na celu odtworzenie ruchu skrzydeł ptaków i owadów. Rozważano modele, w których sztywne skrzydła wykonują ruchy machające i skręcające oraz modele w których skrzydła są odkształcalne [14,11]. Następnym elementem modelowania było wyznaczenie wytwarzanych przez ruchome skrzydła sił i momentów aerodynamicznych.

W dalszym etapie prac, w oparciu o metody numeryczne wyznaczenia sił aerodynamicznych, zbudowano modele ruchu przestrzennego [4,6,7], a także opracowano modele uwzględniające sterowanie tym ruchem [4,5,8]. Ponieważ wyniki przeprowadzanych symulacji przestrzennego ruchu ornitoptera z uwzględnieniem wpływu turbulencji na stabilizowany programowo lot wykazały dużą wrażliwość modelu na zaburzenia zewnętrzne, postanowiono w trakcie prowadzonych prac sprawdzić między innymi, jaki wpływ ma kąt ślizgu na wytwarzany przez machające skrzydła ciąg oraz pozostałe charakterystyki aerodynamiczne.

2. Wyznaczanie sił i momentów działających na machające skrzydła

2.1. Główne założenia modelu fizycznego

Siły i momenty aerodynamiczne działające na ornitopter wyznaczone zostały w układzie $Oxyz$ sztywno związanym z kadłubem, w którym oś Ox ma kierunek cięciwy przykadłubowej, oś Oy poprowadzona jest wzdłuż nie wychylonego prawego skrzydła, a oś Oz tworzy z osiami pozostałymi układ prawoskrętny. Przyjęto również następujące założenia dotyczące modelu fizycznego:

- 1) kadłub, skrzydła i usterzenie tylne są nieodkształcalne;
- 2) skrzydła wykonują symetryczne ruchy machające δ i różne ruchy przekręcające skrzydła prawego γ_R , skrzydła lewego γ_L ;
- 3) grubość skrzydeł jest dużo mniejsza niż ich rozpiętość i cięciwa;
- 4) przekręcenie skrzydła γ nie zmienia położenia środka masy i momentów bezwładności ornitoptera;
- 5) ornitopter w czasie lotu nie zmienia w sposób znaczący swojej wysokości;
- 6) w chwili rozpoczęcia obliczeń ornitopter leci z ustaloną prędkością początkową.

2.2. Model fizyczny i matematyczny opływu

Spośród wielu metod wyznaczania obciążeń aerodynamicznych na skrzydłach animalopterów, których krytyczne omówienie można znaleźć np. w pracy [12], metodą wiodącą staje się metoda panelowa. Jest to metoda stosunkowo nowa, nawet na gruncie klasycznych statków powietrznych [1,2], natomiast dla obiektów biologicznych ciągle ma znamiona nowości [3,17]. Ogólnie rzecz biorąc, metody panelowe wydają się być dobrym narzędziem do obliczeń nieustalonego pola opływu w locie ornitoptera i to w różnych fazach (start, zawis, lądowanie). Do numerycznego wyznaczenia obciążeń aerodynamicznych skrzydeł ornitoptera znajdującego się w ustalonym locie poziomym wykorzystano model obliczeniowy oparty o rozwiązanie równania opływu potencjalnego z uwzględnieniem niestacjonarności opływu poprzez zastosowanie techniki *time-stepping*. Technika ta umożliwia wyznaczenie sił i momentów aerodynamicznych działających na model ornitoptera dla każdego kroku czasowego. Wynikowa prędkość napływu na dany panel jest sumą prędkości niezaburzonej, prędkości wynikającej z kinematyki ruchu machającego i przekręceń skrzydła oraz prędkości lokalnego podmuchu w przypadku uwzględnienia wpływu turbulencji powietrza.

Przepływ nieściśliwego i nielepkiego płynu opisują następujące równania:

- równanie Eulera:
$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\frac{1}{\rho} \cdot \nabla p \quad (1)$$

- równanie ciągłości:
$$\text{div}(\vec{V}) = 0 \quad (2)$$

Aby powyższe równania definiowały opływ potencjalny konieczne jest założenie bezwirowości ruchu płynu. Można wtedy przyjąć, że prędkość płynu w danym punkcie jest gradientem pewnego skalarnego potencjału będącego funkcją położenia oraz czasu:

$$\vec{V} = \nabla \Phi \quad \dots\dots(3)$$

Założenie o bezwirowości jest uzasadnione, jeżeli wpływ lepkości i wirowości można ograniczyć do obszaru warstwy przyściennej oraz powierzchni śladów aerodynamicznych (śladów wirowych). Założenie to jest spełnione, jeżeli kąt natarcia jest podkrytyczny.

Na podstawie (2) i (3) potencjał prędkości spełnia równanie Laplace'a:

$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (4)$$

a przy założeniu bezwirowości przepływu równanie Eulera można przekształcić do równania Bernoulliego:

$$\frac{p_\infty - p}{\rho} = \frac{\partial \Phi}{\partial t} - \frac{(V_\infty - V)^2}{2} \quad (5)$$

Po zastosowaniu do równania (4) tożsamości Greena, można przejść z całkowania w obszarze do całkowania po powierzchni granic obszaru

$$\int_R \nabla \Phi \cdot \nabla \Phi dV = \int_S \Phi \frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}} dS \quad (6)$$

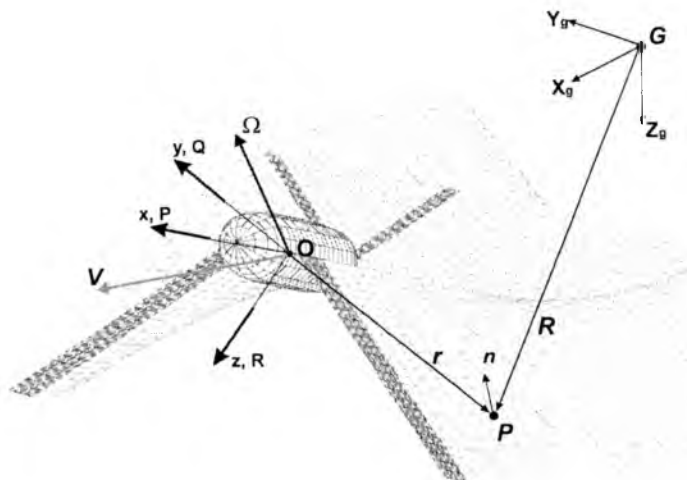
Po wprowadzeniu dwu wielkości zdefiniowanych zależnościami:

- natężenie dipola: $-\mu = \Phi - \Phi_i$
- natężenie źródła: $-\sigma = \frac{\partial \Phi}{\partial \mathbf{n}} - \frac{\partial \Phi_i}{\partial \mathbf{n}}$

równanie (6) można przekształcić do postaci:

$$\Phi(P) = -\frac{1}{4 \cdot \pi} \cdot \int_{S_B} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu \frac{\partial}{\partial \mathbf{n}} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \frac{1}{4 \cdot \pi} \cdot \int_{S_W} \left[\mu \frac{\partial}{\partial \mathbf{n}} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \Phi_\infty(P) \quad (7)$$

gdzie $\Phi(P)$ jest wartością potencjału w danym punkcie. Szczegółowy opis modelu matematycznego wykorzystanego do wyznaczenia sił i momentów aerodynamicznych działających na ornitopter w czasie ustalonego lotu przedstawiony jest w pracach [7] i [9].



Rys. 1. Przyjęty układ odniesienia do obliczania sił i momentów aerodynamicznych oraz przykład „panelizacji” modelu

Lokalna prędkość całkowita na danym panelu jest obliczana jako suma lokalnej prędkości napływu i prędkości indukowanej:

$$\vec{V}_{C_i} = \vec{V}_i + \vec{V}_{ind_i} \quad (8)$$

Znajomość prędkości całkowitej na panelach bryły pozwala w sposób prosty na wyznaczenie rozkładu ciśnień na powierzchni obiektu. Dla powierzchni nieskończenie cienkich, wykorzystuje się równowagę między panelem dipolowym a pierścieniem wirowym (9), a średnie ciśnienie na panelu jest obliczone przez podzielenie siły na panelu przez jego powierzchnię.

$$\vec{F}_i = \rho \cdot \vec{V}_{C_i} \times \vec{\Gamma}_i, \quad C_{P_i} = \frac{F_i}{S_i} \quad \text{gdzie: } \Gamma_i = -\mu_i \quad (9)$$

Dla brył o skończonej grubości oblicza się lokalne ciśnienia na podstawie równania Bernoulliego:

$$C_{P_i} = 1 - \frac{V_{C_i}^2}{V_o^2} - \frac{2}{V_o^2} \cdot \frac{\partial \Phi_i}{\partial t} \quad (10)$$

Globalne siły i momenty aerodynamiczne wyznaczone z rozwiązania równania opływu oblicza się (w układzie konstrukcyjnym $Oxyz$, rys. 1) według zależności:

$$\vec{F}_{A_p} = q \cdot \sum_{i=1}^N C_{P_i} \cdot S_i \cdot \vec{n}_i \quad (11)$$

$$\vec{M}_{A_p} = q \cdot \sum_{i=1}^N C_{P_i} \cdot S_i \cdot \vec{n}_i \times \vec{r}_i \quad (12)$$

gdzie \vec{r}_i jest wektorem wodzącym punktu kontrolnego i -tego panelu (w układzie $Oxyz$).

Ponieważ obciążenia aerodynamiczne wyznaczone z rozwiązania równania opływu potencjalnego nie uwzględniają wszystkich składników sił działających na obiekt, należy pominięte składniki sił wyznaczyć z innych źródeł. Dotyczy to przede wszystkim siły oporu aerodynamicznego, gdyż za pomocą metody panelowej można poprawnie obliczyć jedynie opór indukowany nośnością obiektu.

W prezentowanej metodzie można uwzględnić opór tarcia poprzez wprowadzenie współczynnika tarcia powierzchniowego. Opór tarcia jest wyznaczany dla każdego panelu jako elementarna siła tarcia działająca

zgodnie z kierunkiem wektora lokalnej prędkości całkowitej na panelu wartości:

$$Px_{f_i} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{c_i}^2 \cdot S_i \cdot Cx_f \quad (13)$$

Współczynnik tarcia Cx_f może być wyznaczony na podstawie danych literaturowych, wzorów empirycznych lub na drodze pomiarów tunelowych, np. poprzez podzielenie całkowitej siły oporu zmierzonej przy zerowej sile nośnej, przez ciśnienie dynamiczne oraz powierzchnię omywaną obiektem. Należy zauważyć, że proponowana metoda wyznaczania sił stycznych pochodzących od tarcia, umożliwi w sposób prosty uwzględnienie wpływu tych sił na momenty aerodynamiczne działające na obiekt opływany przez silnie niejednorodne pole prędkości.

3. Wyniki obliczeń

Obliczenia porównawcze przeprowadzono dla następujących warunków opływu:

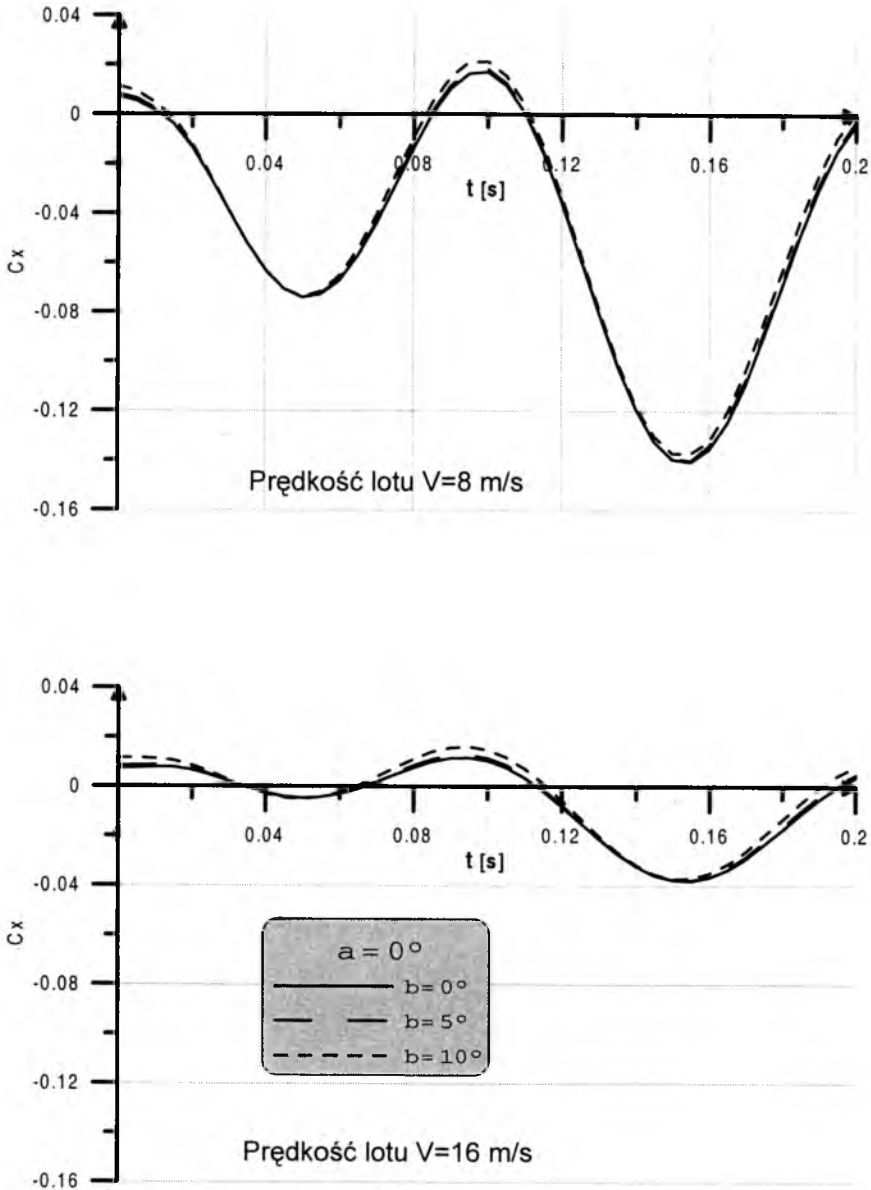
- prędkość napływu: 8 m/s i 16 m/s
- kąt natarcia: 0°
- kąt ślizgu: $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$
- częstotliwość wahań skrzydeł: 5Hz
- amplituda wahań skrzydeł: 45°
- początek cyklu: skrajnie dolne położenie skrzydeł
- średni kąt wahań skrzydeł: 0°
- kąt przekręcenia skrzydeł: ± 10

oraz parametrów definiujących geometrię orniptera obliczeniowego:

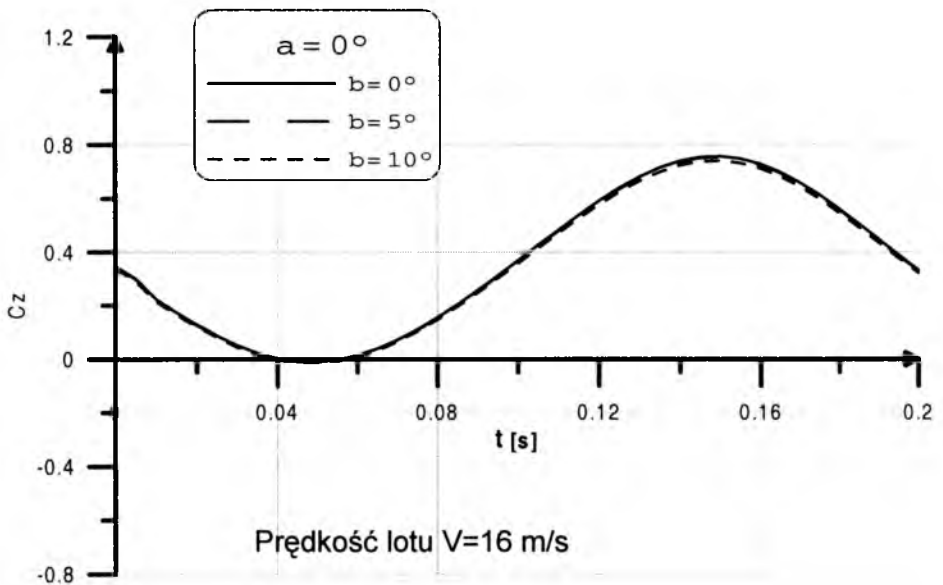
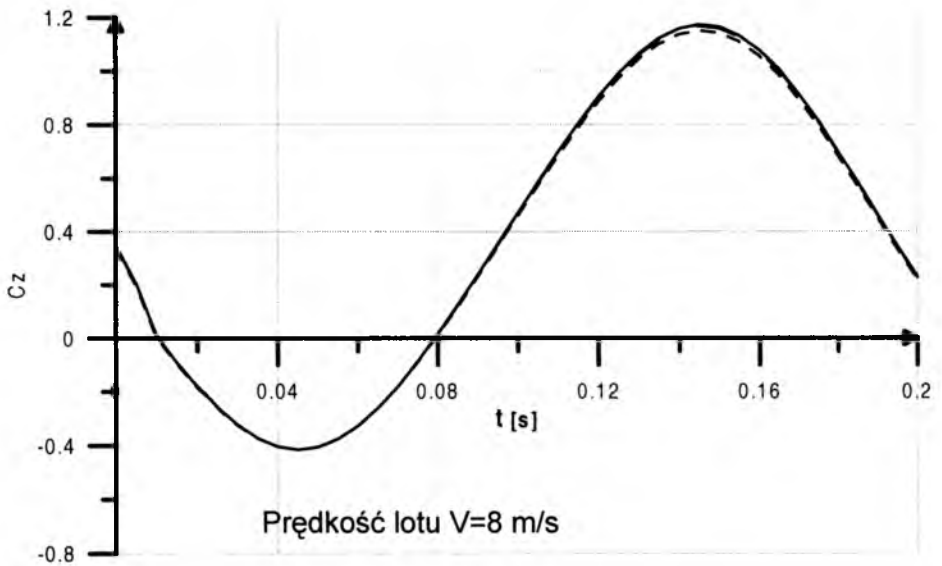
- powierzchnia nośna $S=0.4 \text{ m}^2$
- rozpiętość płata $b=0.5 \text{ m}$
- cięciwa płata $c=0.08 \text{ m}$
- profil skrzydła Clark Y 12% (szkieletowa)
- obrys skrzydła prostokątny
- skręcenie skrzydła 0° stałe wzdłuż rozpiętości

Wyniki obliczeń przedstawione są w formie chwilowych wartości współczynników aerodynamicznych w funkcji kąta fazy ruchu skrzydeł (dla stałego kąta napływu) oraz jako wartości średnie w funkcji kąta natarcia. Obliczenia przedstawione są dla przedziału czasowego odpowiadającego jednemu okresowi wahań skrzydeł orniptera.

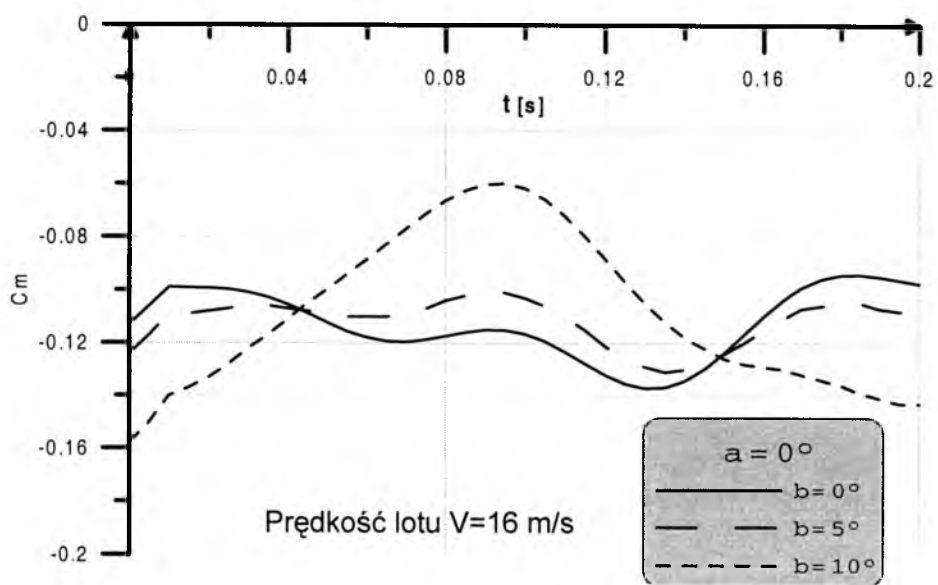
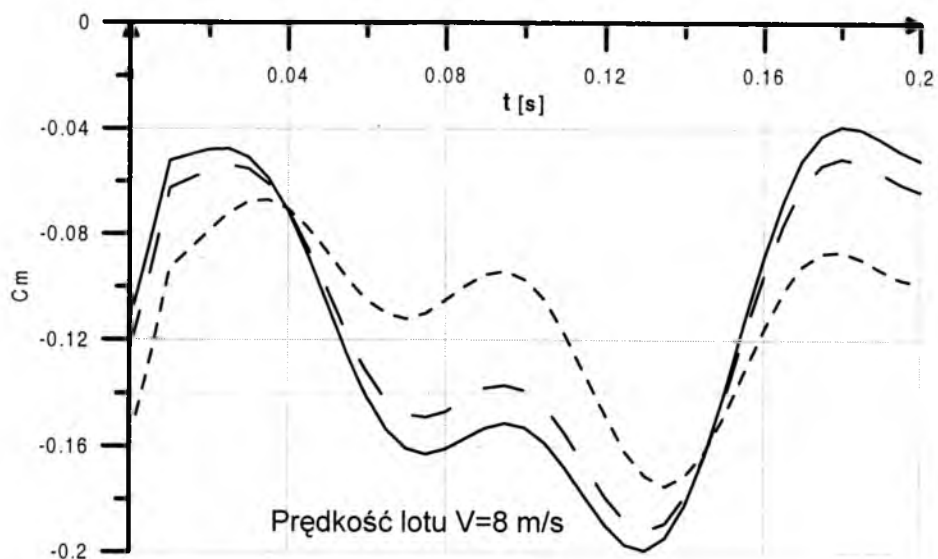
Wyniki obliczeń charakterystyk przedstawione są na wykresach od rys. 2 do rys. 4.



Rys. 2. Wpływ kąta ślizgu na współczynnik oporu (ciągu jeśli opór przyjmuje wartość ujemną) dla różnych prędkości lotu w czasie jednego cyklu ruchu skrzydeł



Rys. 3. Wpływ kąta ślizgu na współczynnik siły nośnej dla różnych prędkości lotu w czasie jednego cyklu ruvhu skrzydeł



Rys. 4. Wpływ kąta ślizgu na współczynnik momentu pochylającego dla różnych prędkości lotu w czasie jednego cyklu ruvhu skrzydeł

3. Wnioski

Przeprowadzone obliczenia wskazują, że wpływ kąta ślizgu zarówno na wartość jak i charakter przebiegu charakterystyk współczynnika oporu i współczynnika siły nośnej jest niewielki. Natomiast jego wpływ na współczynnik momentu pochylającego jest bardzo istotny, gdyż prowadzi do pogorszenia stateczności podłużnej w ramach jednego cyklu ruchu skrzydeł. Widoczne jest to zwłaszcza dla większych prędkości lotu. Uzyskane wyniki dość dobrze tłumaczą wrażliwość przyjętego modelu symulacji ruchu ornitoptera na zaburzenia zewnętrzne, szczególnie niesymetryczne. Konieczne jest zatem czynne stabilizowanie przestrzennego lotu ornitoptera zarówno w płaszczyźnie pionowej (ruchy pochylania) jak i poziomej (odchylanie).

Bibliografia

1. Goraj Z., Pietrucha J., *Modified panel methods with examples of applications to unsteady and nonlinear flowfield calculations*, Transaction of Aviation Institute, 1998, 152, 41-60
2. Katz J., Plotkin A., *Low-speed aerodynamics – from wing theory to panel methods*, McGraw-Hill, 2001 (Sec.edition)
3. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *A Study of Flight Dynamics and Automatic Control of An Animalopter*, Proceedings of ICAS Congress, Paper no ICAS 2002-5.5.3, Toronto 2002
4. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *A Study of Flight Dynamics and Automatic Control of an Animalopter*, ICAS, Professor I Grant, Optimage Ltd., Edingurgh, UK
5. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Badanie wrażliwości strukturalnej modelu ruchu ornitoptera sterowanego*, PTMTS, Warszawa, 2002, 369-380
6. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Mikrosamoloty nowe wyzwania dla aerodynamiki i mechaniki lotu sterowanego*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, 2001, 435-442
7. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Modelowanie i symulacja lotu mikrosamolotu ze skrzydłami machającymi*, PTMTS, Warszawa, 2002, 381-398
8. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., *Macro Air Vehicle Maneuvers as a Control Problem of Flexible Flapping Wings*, AIAA – 2002-0526

9. Lasek M., Pietrucha J., Sibilski K., *Modelowanie nieustalonych sił aerodynamicznych na nieodkształcalnych skrzydłach machających*, Politechnika Śląska, KMS, Gliwice 2001, 203-208
10. Lasek M., Pietrucha J., Złocka M., Sibilski K., *Analogies Between Rotary and Flapping Wings from Control Theory Point of View*, American Institute of Aeronautics and Astronautics
11. Maryniak J., *Modelowanie matematyczne dynamiki odkształcalnego wahającego skrzydła*, Politechnika Śląska, KMS, 2002, 263-272
12. Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Modelling of aerodynamic forces on flapping wings – questions and results*, Proc. of 4th Inter. Seminary on RRDPAE-2000, Part 3, 45-52
13. Pietrucha J., Sibilski K., Złocka M., *Modelling of Aerodynamic Forces on Flapping Wings – Questions and Results*, Politechnika Warszawska – Biuletyn Naukowy
14. Pietrucha J., Sibilski K., *Od ptaka do ornitoptera – mechanika lotu skrzydeł machających*, PTMETS, 2000, 311-322
15. Schenato L., Deng X., Sastory S., *Flight Control System for a Micromechanical Flying Insect: Architecture and Implementation*, ONR MURI N00014-98-1-0671, ONR MURI N00014-99-1-0720, DARPA
16. Schenato L., Deng X., Sastory S., *Virtual Insect Flight Simulator (VIFS) a Software Testbet for Insect Flight*, ONR MURI N00014-98-1-0671, ONR MURI N00014-99-1-0720, DARPA
17. 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**, 1996, 1073-1083
18. Sunada S., Kawachi K., Watanabe I., Azuma A., *Performance of a Butterfly in take-off Flight*, J. Exp. Biol., **183**, 249-277, 1993
19. Yan J., Wood R., Avadhanula S., Sitti M., Faering R., *Towards Flapping Wing Control for a Micromechanical Flying Insect*, ONR MURI N00014-98-1-0671, DARPA

ANALIZA PRACY WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA STOJĄCEGO NA ZIEMI Z UWZGLĘDNIENIEM PRZEMIESZCZEŃ KADŁUBA NA ODKSZTAŁCALNYM PODWOZIU

JAROSŁAW STANISŁAWSKI

Institut Lotnictwa

e-mail: stanjar@ilot.edu.pl

Przedstawiono symulacyjną metodę badania sprzężeń ruchu kadłuba i łopat wirnika nośnego w warunkach postoju śmigłowca na ziemi w czasie startu lub lądowania przy rozkręconym wirniku wytwarzającym siłę ciągu mniejszą od ciężaru wiropłata. W modelu fizycznym uwzględniono ruch przestrzenny kadłuba i przekładni traktowanych jako układ dwóch ciał sztywnych połączonych podatnymi elementami oraz podparty zastępczym zespołem sprężyn i tłumików o własnościach odpowiadających charakterystykom podwozia śmigłowca. Rzeczywiste łopaty modelowano układem odkształcalnych osi sprężystych z rozłożonymi masami skupionymi.

1. Wprowadzenie

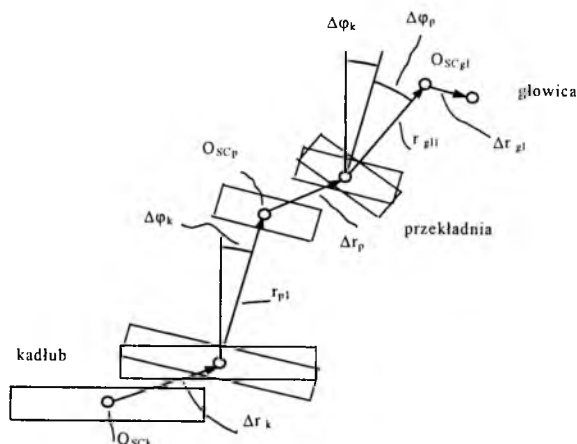
Ograniczenie poziomu drgań konstrukcji jest jednym z głównych problemów występujących przy projektowaniu oraz w trakcie eksploatacji śmigłowców. Nieodpowiedni dobór własności masowych i sztywności struktury lub parametrów pracy wirnika może wywoływać nadmierne drgania nie tylko w locie, ale także na ziemi w czasie startu lub lądowania. Przy obracającym się wirniku, konstrukcja śmigłowca stojącego na podłożu podlega drganiom wymuszonym przez zmienne obciążenia łopat powstające przy wychyleniu tarczy sterującej względem osi wału wirnika, podmuchach wiatru lub w wyniku technologicznego rozrzutu własności łopat. Badania symulacyjne umożliwiają ocenę wpływu poszczególnych czynników na obciążenia łopat i wielkość obciążeń wirnika wymuszających drgania śmigłowca.

Przedstawiono opis metody obliczeń oraz uzyskane wyniki dotyczące badania ruchu i obciążeń łopat śmigłowca stojącego na podatnym podwoziu przy pracującym wirniku. W badaniach symulacyjnych śmigłowca stojącego na ziemi wykorzystano wcześniejszy pakiet oprogramowania stosowany do analizy ruchu przestrzennego śmigłowca [1]. Po wprowadzeniu niezbędnych uzupełnień rozszerzone oprogramowanie umożliwi badanie sprzężeń ruchów kadłuba i łopat wirnika w czasie startu lub lądowania, kiedy śmigłowiec stoi na ziemi, a rozkręcony wirnik wytwarza siłę ciągu mniejszą od ciężaru wiroplata. W modelu fizycznym uwzględniono ruch przestrzenny kadłuba i przekładni traktowanych jako układ dwóch ciał sztywnych połączonych podatnymi elementami oraz podparty zastępczym zespołem sprężyn i tłumików o własnościach odpowiadających charakterystykom podwozia śmigłowca. Dopuszczono ruch płaski głowicy wirnika w płaszczyźnie obrotów występujący przy odkształceniach giętnych wału wirnika.

Wartości sił i momentów na głowicy wirnika nośnego wyznaczono z zastosowaniem analizy wielołopatowej, gdzie rzeczywiste łopaty modelowano odkształcalnymi osiami sprężystymi. Przy określeniu sił działających na elementy łopat uwzględniono wpływ parametrów ruchu głowicy wynikających z przemieszczeń, prędkości i przyspieszeń środków mas kadłuba i przekładni. Oprogramowanie może mieć zastosowanie do badań symulacyjnych zjawisk rezonansu naziemnego oraz badania wpływu rozrzutu charakterystyk masowo-sztywnościowych i aerodynamicznych łopat na zmiany obciążeń głowicy, wału wirnika i elementów układu sterowania

2. Wirnik nośny na sprężystym podparciu

W przypadku śmigłowca stojącego na ziemi z obracającym się wirnikiem w wyniku rozrzutu wyważień łopat, wychyleń układu sterowania, czy też podmuchów wiatru może powstać na głowicy wirujący wektor sił wymuszający ruch śmigłowca na podatnym podwoziu. Na rys.1 przedstawiono schematycznie przemieszczenia kadłuba, przekładni i głowicy powstające w wyniku ruchu na podatnych podporach sztywnych elementów modelu struktury śmigłowca. Do wyznaczenia sił w równaniach ruchu elementów modelu śmigłowca konieczne będzie określenie wektorów ich położenia, prędkości i przyspieszeń.



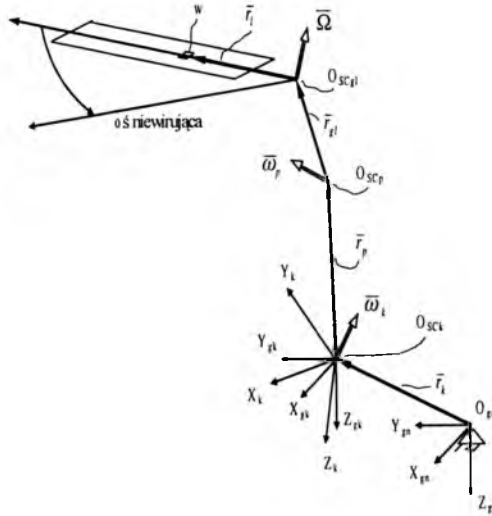
Rys.1. Przemieszczenia kadłuba i przekładni na podatnych podporach

Położenie punktu „w” łopaty wirnika w układzie nieruchomym $O_{gn}X_{gn}Y_{gn}Z_{gn}$, związanym z ziemią (rys.2) można określić zgodnie z następującą zależnością wektorową:

$$\vec{r}_w = \vec{r}_k + \vec{r}_p + \vec{r}_{gl} + \vec{r}_l \quad (1)$$

gdzie odpowiednio: \vec{r}_k - położenie środka masy O_{Sc_k} kadłuba śmigłowca stojącego na odkształcalnym podwoziu; \vec{r}_p - położenie środka masy przekładni O_{Sc_p} względem środka masy kadłuba, \vec{r}_{gl} - położenie środka masy głowicy $O_{Sc_{gl}}$ względem środka masy przekładni przy uwzględnieniu przemieszczeń wynikających z odkształcalności wału wirnika; \vec{r}_l - położenie elementu łopaty względem środka głowicy $O_{Sc_{gl}}$.

Uwzględniając przemieszczenia liniowe i kątowe kadłuba: $\Delta\vec{r}_k = [\Delta x_k, \Delta y_k, \Delta z_k]$, $\Delta\vec{\varphi}_k = [\Delta\varphi_{kx}, \Delta\varphi_{ky}, \Delta\varphi_{kz}]$; przemieszczenia liniowe i kątowe przekładni względem kadłuba: $\Delta\vec{r}_p = [\Delta x_p, \Delta y_p, \Delta z_p]$, $\Delta\vec{\varphi}_p = [\Delta\varphi_{px}, \Delta\varphi_{py}, \Delta\varphi_{pz}]$ oraz przemieszczenia końca wału względem przekładni $\Delta\vec{r}_{gl} = [\Delta x_{gl}, \Delta y_{gl}, \Delta z_{gl}]$ można określić wektor położenia środka głowicy wirnika.



Rys.2. Położenie masy elementu łopaty wirnika określone względem układu nieruchomego $O_{gn}X_{gn}Y_{gn}Z_{gn}$

Przy określeniu wektora \vec{r}_i położenia elementu łopaty względem środka głowicy brano są pod uwagę odkształcenia sprężyste łopaty:

$$\vec{r}_i = \begin{Bmatrix} x_i - e_i \gamma_i - f_i \alpha_i \\ y_i + e_i - f_i (\varphi_i - \kappa \alpha_i) \\ z_i + f_i + e_i (\varphi_i - \kappa \alpha_i) \end{Bmatrix}. \quad (2)$$

gdzie

- x_i – położenie masy przy nieodkształconej osi sprężystej łopaty,
- y_i, z_i, φ_i – odkształcenia osi sprężystej łopaty – ugięcia w płaszczyźnie obrotów i ciągu oraz skręcenie,
- e_i, f_i – położenie masy względem nieodkształconej osi sprężystej łopaty odpowiednio w płaszczyźnie obrotów i płaszczyźnie ciągu,
- α_i, γ_i – kąty ugięć osi sprężystej w płaszczyźnie ciągu i płaszczyźnie obrotów,
- κ – współczynnik wahań i przekreśń łopaty,
- α_1 – kąt ugięcia osi sprężystej łopaty w płaszczyźnie ciągu na promieniu odpowiadającym położeniu przegubu poziomego.

Prędkość punktu „w” łopaty wirnika można wyznaczyć po zróżniczkowaniu zależności (1) określającej jego położenie w układzie $O_{gn}X_{gn}Y_{gn}Z_{gn}$:

$$\bar{V}_w = \bar{V}_k + \Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times (\bar{r}_p + \bar{r}_{gl} + \bar{r}_l) + \frac{\partial'}{\partial t} \bar{r}_p + \Delta\dot{\bar{\varphi}}_p \times (\bar{r}_{gl} + \bar{r}_l) + \frac{\partial'}{\partial t} \bar{r}_{gl} + \frac{\partial''}{\partial t} \bar{r}_l + \bar{\Omega}_{wn} \times \bar{r}_l \quad (3)$$

gdzie:

$\frac{\partial'}{\partial t} \bar{r}_p$ - wektor liniowej prędkości środka masy przekładni sc_p względem środka masy kadłuba sc_k ,

$\frac{\partial''}{\partial t} \bar{r}_{gl}$ - prędkość liniowa środka głowicy względem środka masy przekładni sc_p ,

$\frac{\partial'''}{\partial t} \bar{r}_l$ - wektor prędkości masy skupionej segmentu łopaty względem środka głowicy w układzie wirującym $O_{SCgl}X_{wir}Y_{wir}Z_{wir}$

Różniczkując wyrażenie (3) względem czasu otrzymamy zależność opisującą przyspieszenia działające na element łopaty wirnika przy uwzględnieniu podatności: podwozia śmigłowca, elementów mocowania przekładni oraz wału wirnika:

$$\begin{aligned} \bar{p}_w = & \bar{p}_k + \Delta\ddot{\bar{\varphi}}_k \times (\bar{r}_p + \bar{r}_{gl} + \bar{r}_l) + \Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times [\Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times (\bar{r}_p + \bar{r}_{gl} + \bar{r}_l)] + \\ & + 2\Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times \left(\frac{\partial'}{\partial t} \bar{r}_p \right) + 2\Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times [\Delta\dot{\bar{\varphi}}_p \times (\bar{r}_{gl} + \bar{r}_l)] + 2\Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times \left(\frac{\partial''}{\partial t} \bar{r}_{gl} \right) + \\ & + 2\Delta\dot{\bar{\varphi}}_k \times \left(\frac{\partial'''}{\partial t} \bar{r}_l + \bar{\Omega}_{wn} \times \bar{r}_l \right) + \\ & + \frac{\partial'^2}{\partial t^2} \bar{r}_p + \Delta\ddot{\bar{\varphi}}_p \times (\bar{r}_{gl} + \bar{r}_l) + \Delta\dot{\bar{\varphi}}_p \times [\Delta\dot{\bar{\varphi}}_p \times (\bar{r}_{gl} + \bar{r}_l)] + \\ & + 2\Delta\dot{\bar{\varphi}}_p \times \left(\frac{\partial''}{\partial t} \bar{r}_{gl} \right) + 2\Delta\dot{\bar{\varphi}}_p \times \left(\frac{\partial'''}{\partial t} \bar{r}_l + \bar{\Omega}_{wn} \times \bar{r}_l \right) + \frac{\partial''^2}{\partial t^2} \bar{r}_{gl} + \\ & + \frac{\partial'''^2}{\partial t^2} \bar{r}_l + \dot{\bar{\Omega}}_{wn} \times \bar{r}_l + 2\bar{\Omega}_{wn} \times \frac{\partial'''}{\partial t} \bar{r}_l + \bar{\Omega}_{wn} \times (\bar{\Omega}_{wn} \times \bar{r}_l) \end{aligned} \quad (4)$$

Składowe przyspieszeń opisane równaniem (4) pozwalają wyznaczyć wielkości sił bezwładności działających na element wirującej łopaty wirnika przy uwzględnieniu ruchu kadłuba i przekładni.

3. Równania ruchu kadłuba i przekładni śmigłowca

Przyjęto, że kadłub śmigłowca poruszający się na podatnym podwoziu można traktować jako ciało sztywne o sześciu stopniach swobody podlegające przemieszczeniom liniowym i obrotom względem trzech osi współrzędnych układu odniesienia. Równania ruchu kadłuba śmigłowca sformułowane względem ruchomego układu współrzędnych $O_{SCK}X_k Y_k Z_k$ o osiach związanych z kadłubem i zaczepionych w środku jego masy są określone następująco:

$$\text{- równanie sił} \quad m_k \left(\frac{\partial \overline{V}_k}{\partial t} + \overline{\omega}_k \times \overline{V}_k \right) = \overline{F}_k, \quad (5)$$

$$\text{- równanie momentów} \quad \frac{\partial \overline{K}_k}{\partial t} + \overline{\omega}_k \times \overline{K}_k = \overline{M}_k. \quad (6)$$

Wektor sił \overline{F}_k działających na kadłub tworzą oddziaływania od innych zespołów śmigłowca oraz obciążenia grawitacyjne:

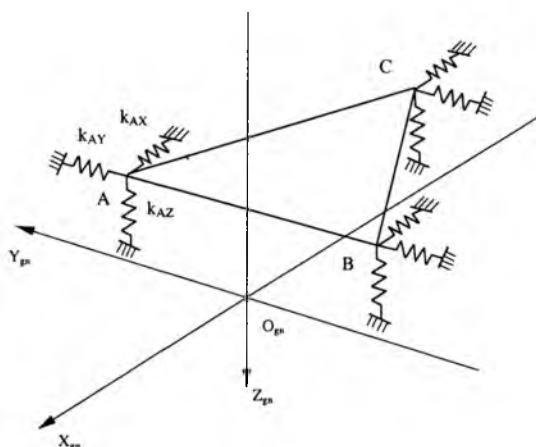
$$\overline{F}_k = \overline{T}_{POD} + \overline{G} + \overline{F}_{PRZEK} + \overline{F}_{SO} \quad (7)$$

gdzie: \overline{T}_{POD} - siły oddziaływań podwozia na kadłub, \overline{G} - siły ciężkości, \overline{F}_{PRZEK} - siły oddziaływań połączeń z przekładnią, \overline{F}_{SO} - siły od śmigła ogonowego. Działaniu sił towarzyszy występowanie momentów \overline{M}_k obciążających kadłub śmigłowca:

$$\overline{M}_k = \overline{T}_{POD} \times \overline{r}_{POD} + \overline{F}_{PRZEK} \times \overline{r}_{PRZEK} + \overline{F}_{SO} \times \overline{r}_{SO} + \overline{M}_{SO}, \quad (8)$$

gdzie $\overline{r}_{POD}, \overline{r}_{PRZEK}, \overline{r}_{SO}$ - ramiona działania sił względem osi układu $O_{SCK}X_k Y_k Z_k$ odpowiednio dla oddziaływań od podwozia, połączeń z przekładnią i śmigła ogonowego, \overline{M}_{SO} - moment na głowicy śmigła ogonowego.

Składowe siły reakcji od podwozia przyłożone w punktach A,B,C kadłuba (rys. 3) można wyrazić w zależności od prędkości i przemieszczeń tych punktów względem ziemi.



Rys.3. Podparcie kadłuba śmigłowca na zastępczym układzie sprężyn odpowiadającym sztywności podwozia

Składowe siły reakcji od podwozia przyłożone w podporze A określone w układzie $O_{SCK}X_{gk}Y_{gk}Z_{gk}$ wynoszą:

$$T_{AX} = -k_{AX} \cdot \Delta A_X - c_{AX} \cdot \Delta \dot{A}_X \quad , \quad (9a)$$

$$T_{AY} = -k_{AY} \cdot \Delta A_Y - c_{AY} \cdot \Delta \dot{A}_Y \quad , \quad (9b)$$

$$T_{AZ} = -k_{AZ} \cdot \Delta A_Z - c_{AZ} \cdot \Delta \dot{A}_Z \quad , \quad (9c)$$

gdzie: k_{AX}, k_{AY}, k_{AZ} - sztywności podparcia kadłuba w punkcie A w kierunkach osi układu $O_{gn}X_{gn}Y_{gn}Z_{gn}$, c_{AX}, c_{AY}, c_{AZ} - współczynniki tłumienia podparcia kadłuba, $\Delta A_X, \Delta A_Y, \Delta A_Z$ - przemieszczenia punktu A kadłuba, $\Delta \dot{A}_X, \Delta \dot{A}_Y, \Delta \dot{A}_Z$ - składowe prędkości punktu A kadłuba. Siły działające w podporach B oraz C określają zależności analogiczne do równań (9). Przemieszczenia punktów A, B, C połączenia kadłuba z zespołem podwozia można wyrazić w zależności od przemieszczeń liniowych $[\Delta x_k, \Delta y_k, \Delta z_k]$ środka masy śmigłowca oraz kątów obrotów dokonywanych przez kadłub $[\Delta \varphi_{kx}, \Delta \varphi_{ky}, \Delta \varphi_{kz}]$:

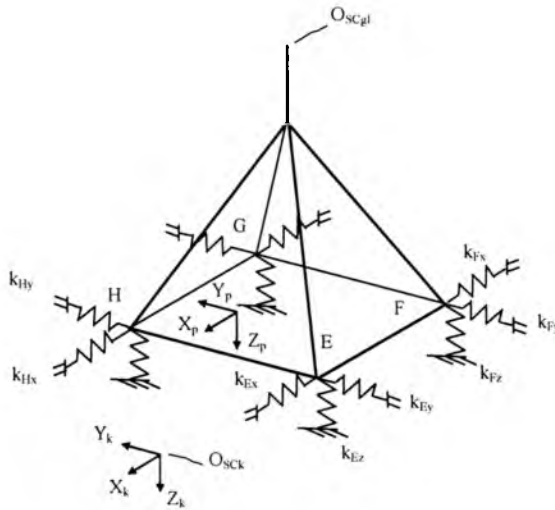
$$\Delta A_X = \Delta x_k - r_{AY} \cdot \Delta \varphi_{kz} + r_{AZ} \cdot \Delta \varphi_{ky} \quad , \quad (10a)$$

$$\Delta A_Y = \Delta y_k + r_{AX} \cdot \Delta \varphi_{kz} - r_{AZ} \cdot \Delta \varphi_{kx} \quad , \quad (10b)$$

$$\Delta A_Z = \Delta z_k - r_{AX} \cdot \Delta \varphi_{ky} + r_{AY} \cdot \Delta \varphi_{kx} \quad (10c)$$

gdzie $\bar{r}_A = [r_{AX}, r_{AY}, r_{AZ}]$ - wektor położenia punktu A w układzie $O_{SCK}X_kY_kZ_k$.

Analogicznie do wyrażeń (9)÷(10) można określić siły oddziaływania na kadłub w punktach E, F, G, H pochodzące od odkształcalnych połączeń z przekładnią (rys.4).



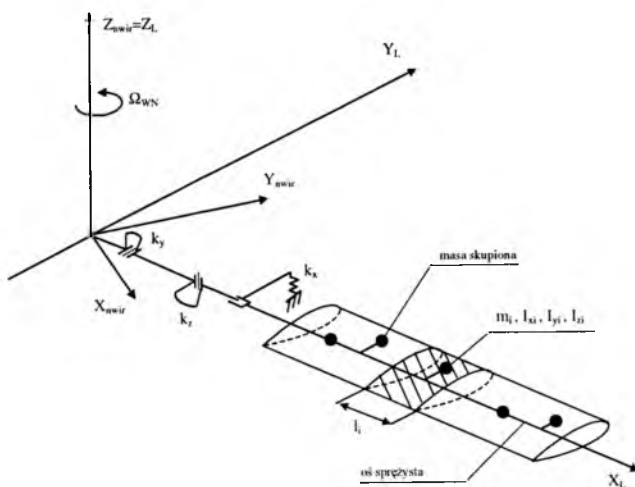
Rys. 4. Połączenia przekładni z kadłubem (nie pokazano elementów tłumiących)

Wektory sił i momentów działających na przekładnię tworzą oddziaływania od kadłuba, głowicy wirnika oraz obciążenia grawitacyjne. Równania ruchu przekładni można sformułować analogicznie do wyrażeń (5) i (6).

4. Równania ruchu łopat wirnika nośnego śmigłowca

Model wirnika nośnego tworzą łopaty wraz z ramionami głowicy. W algorytmie obliczeniowym zrealizowano analizę wielołopatową, gdzie dla danej chwili czasu wyznaczane są parametry ruchu i obciążenia łopat znajdujących się na różnych azymutach tarczy wirnika. Po zsumowaniu

oddziaływań od wszystkich łopat określone jest obciążenie wału wirnika dla tej chwili czasu. Analiza wielołopatowa umożliwia badanie wirników z łopatom o różnych własnościach masowych, sztywnościowych i aerodynamicznych. Model łopaty (rys.5) określono zastępując jej rzeczywisty rozkład masy układem mas skupionych połączonych z odkształcalną osią sprężystą reprezentującą własności sztywnościowe łopaty.



Rys.5. Model fizyczny łopaty wirnika nośnego; segment o długości l_i , i masowych momentach bezwładności I_{xi} , I_{yi} , I_{zi} zastąpiono masą skupioną

Model matematyczny tworzą równania ruchu odkształcalnej osi sprężystej, które można wyprowadzić z równania Lagrange'a:

$$\int_0^{\bar{R}} m(x) \ddot{y} dx + \int_0^{\bar{R}} \left\{ \frac{d^2}{dx^2} \left[EJ_z \left(\frac{d^2 y}{dx^2} \right) \right] - p_{Y_\Omega} \right\} dx = \int_0^{\bar{R}} (F_{Y_{ZEW}} - F_{Y_B}) dx \quad (11a)$$

$$\int_0^{\bar{R}} m(x) \ddot{z} dx + \int_0^{\bar{R}} \left\{ \frac{d^2}{dx^2} \left[EJ_Y \left(\frac{d^2 z}{dx^2} \right) \right] - p_{Z_\Omega} \right\} dx = \int_0^{\bar{R}} (F_{Z_{ZEW}} - F_{Z_B}) dx \quad (11b)$$

$$\int_0^{\bar{R}} I_x(x) \ddot{\phi} dx + \int_0^{\bar{R}} \frac{d}{dx} \left[GJ_x \left(\frac{d\phi}{dx} \right) \right] dx = \int_0^{\bar{R}} (M_{S_{ZEW}} - M_{S_B}) dx \quad (11c)$$

gdzie

$F_{Y_{ZEW}}, F_{Z_{ZEW}}, M_{S_{ZEW}}$ - siły tnące i moment skręcający obciążenia zewnętrzne działające na odcinek dx osi sprężystej,

$F_{Y_B}, F_{Z_B}, M_{S_B}$ - siły bezwładności i skręcający moment sił bezwładności pomniejszone odpowiednio o składniki $m\ddot{y}, m\ddot{z}, I_x\ddot{\phi}$ działające na odcinek dx osi,

wydatki odśrodkowych sił bezwładności działających na element dx wirującej, odkształconej osi sprężystej i zmniejszające jej zginanie [2]:

$$\text{w płaszczyźnie ciągu} \quad p_{Z_\Omega} = \frac{d}{dx} \left(N \frac{dz}{dx} \right), \quad (12a)$$

$$\text{w płaszczyźnie obrotów} \quad p_{Y_\Omega} = \frac{d}{dx} \left(N \frac{dy}{dx} \right) - m(x)\omega^2 y, \quad (12b)$$

gdzie $N = \int_r^R m(x)\omega^2 x dx$ - siła odśrodkowa działająca w przekroju położonym w odległości r od osi wału wirnika.

Układ równań (11) opisujący drgania osi o ciągłym rozkładzie mas można rozwiązać wykorzystując metodę Galerkina zgodnie, z którą przyjmuje się, że odkształcenia osi sprężystej y, z, ϕ są równe sumie składowych odkształceń pochodzących od uwzględnianych postaci drgań własnych osi:

$$y(x,t) = \sum_{i1=1}^{I1} \rho_{i1}(t) y_{i1}(x); \quad z(x,t) = \sum_{i2=1}^{I2} \delta_{i2}(t) z_{i2}(x); \quad \phi(x,t) = \sum_{i3=1}^{I3} \eta_{i3}(t) \phi_{i3}(x) \quad (13)$$

gdzie

$y_{i1}, z_{i2}, \phi_{i3}$ - uwzględniane postacie drgań własnych odpowiednio giętych w płaszczyźnie obrotów, giętych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych;

$\rho_{i1}, \delta_{i2}, \eta_{i3}$ - zmienne w czasie wagi poszczególnych postaci własnych, których wartości są wyznaczane przy rozwiązywaniu równań ruchu;

$I1, I2, I3$ - liczby uwzględnianych postaci giętych w płaszczyźnie obrotów, giętych w płaszczyźnie ciągu oraz skrętnych.

Po wykorzystaniu warunku ortogonalności postaci własnych każde z równań (11) można przekształcić w układ równań, w którym poszczególne równania opisują ruch drgający ekwiwalentnej struktury o jednym stopniu swobody, przy czym częstość drgań własnych struktury jest równa częstości jednej z uwzględnianych postaci własnych łopaty.

Po przekształceniach równania (11) można przedstawić w następującej postaci:

$$\ddot{\rho}_{i1} + \rho_{i1} p_{i1}^2 = Q_{Y_{i1}} \quad , \quad i1 = 1, \dots, I1 \quad (14a)$$

$$\ddot{\delta}_{i2} + \delta_{i2} f_{i2}^2 = Q_{Z_{i2}} \quad , \quad i2 = 1, \dots, I2 \quad (14b)$$

$$\ddot{\eta}_{i3} + \eta_{i3} v_{i3}^2 = Q_{\varphi_{i3}} \quad , \quad i3 = 1, \dots, I3 \quad (14c)$$

gdzie

$Q_{Y_{i1}}, Q_{Z_{i2}}, Q_{\varphi_{i3}}$ - siły uogólnione dla branych pod uwagę postaci własnych.

Siły aerodynamiczne działające na segment łopaty w danym położeniu azymutalnym na tarczy wirnika są wyznaczane przy wykorzystaniu teorii elementu łopaty. Lokalny kąt natarcia α jest zależny od chwilowych warunków opływu profilu łopaty:

$$\alpha = \varphi - \arctg \left(\frac{v_z}{v_x} \right) \quad , \quad (15)$$

v_z, v_x - składowe pionowa i pozioma opływu profilu łopaty,

φ - chwilowy kąt nastawienia elementu łopaty:

$$\varphi = \varphi_0 + \varphi_x \cos \omega t + \varphi_y \sin \omega t + \varphi_s - \kappa \beta \quad , \quad (16)$$

gdzie

φ_0 - skok ogólny,

φ_x, φ_y - skok cykliczny przechylenia i pochylenia,

φ_s - odkształcenie skrętne łopaty w danym przekroju,

κ - współczynnik wahań i przekręceń,

β - chwilowy kąt wahań łopaty wokół przegubu poziomego.

5. Przykład obliczeniowy

W celu sprawdzenia poprawności działania programu symulacyjnego przeprowadzono obliczenia parametrów pracy wirnika nośnego z uwzględnieniem wpływu ruchu kadłuba stojącego na sprężystym podwoziu oraz wpływu przemieszczeń przekładni podpartej na sprężystych połączeniach z kadłubem [3]. Program umożliwia symulacyjne badanie zachowania się śmigłowca stojącego na ziemi w warunkach częściowego odciążenia podwozia siłą ciągu wytwarzanego przez obracający się wirnik. Przy minimalnym kącie nastawienia łopat i nominalnej prędkości obrotowej ciąg wirnika może osiągać wartości dochodzące do połowy ciężaru startowego śmigłowca.

Algorytm programu zawiera opcje wywoływania sił wymuszających drgania śmigłowca poprzez: wprowadzenie sterowania cyklicznego i ogólnego kątem nastawienia łopaty, możliwość występowania podmuchów, uwzględnienie rozrzutów charakterystyk masowych, sztywnościowych i aerodynamicznych łopat wirnika, symulację wystąpienia awarii tłumików wahań łopat w płaszczyźnie obrotów.

Działanie programu przedstawiono na przykładzie obliczeniowym dla danych śmigłowca lekkiego o masie startowej $m_{\text{start}}=836$ kg, stojącym na podwoziu z rozkręconym do nominalnej prędkości obrotowej $\Omega=50,667$ rd/s wirnikiem nośnym rozwijającym ciąg wynoszący około 40% ciężaru.

Rozwiązanie symulacyjne przeprowadzono dla czasu odpowiadającego 40-stu obrotom wału wirnika nośnego. Na rys.6÷13 przedstawiono uzyskane wyniki w formie przebiegów czasowych wybranych parametrów ruchu elementów śmigłowca.

Obliczenia wykonano dla wariantu wirnika o wszystkich łopatach identycznych oraz dla wirnika z jedną łopata różniącą się od pozostałych brakiem ciężarka wyważającego o masie 10 g na promieniu $r=3,75$ m. W obu przypadkach obliczenia przeprowadzono według następującego schematu. Pierwsze 10 obrotów wirnika przeznaczono na zanik warunków początkowych ruchu odkształcalnych łopat przy unieruchomionej w przestrzeni osi wału wirnika. Po 10-tym obrocie wału wirnika swobodę ruchu uzyskuje przekładnia podparta na sprężystych połączeniach z nadal nieruchomym kadłubem. Jednocześnie oś wału wirnika uzyskuje swobodę przemieszczeń liniowych i kątowych.

Po kolejnych pięciu obrotach, kiedy zanikały warunki początkowe ruchu przekładni, dopuszczono ruch kadłuba na uginającym się podwoziu. Założono przy tym, że w chwili początkowej kadłub styka się z podłożem stojąc na nieobciążonym i nieugiętym podwoziu. Przy braku równowagi między ciężarem, a siłą ciągu wirnika, śmigłowiec opada na podwozie, czemu towarzyszą, mimo braku wychyleń tarczy sterującej przemieszczenia kątowe osi wału wirnika.

Po 20-tym obrocie wirnika uwzględniana jest odkształcalność osi wału, co wywołuje ruch płaski środka głowicy wirnika w płaszczyźnie obrotów. Po zaniku początkowych oscylacji głowicy, od 25-tego obrotu wirnika, wprowadzono funkcję sterowania skokiem cyklicznym przechylania o postaci:

$$\varphi_x = 0,5^\circ \times \sin(\omega_{\text{ster}} \times t), \quad \text{gdzie } \omega_{\text{ster}} = 2\pi \times f_{\text{ster}}; \quad f_{\text{ster}} = 1 \text{ Hz}.$$

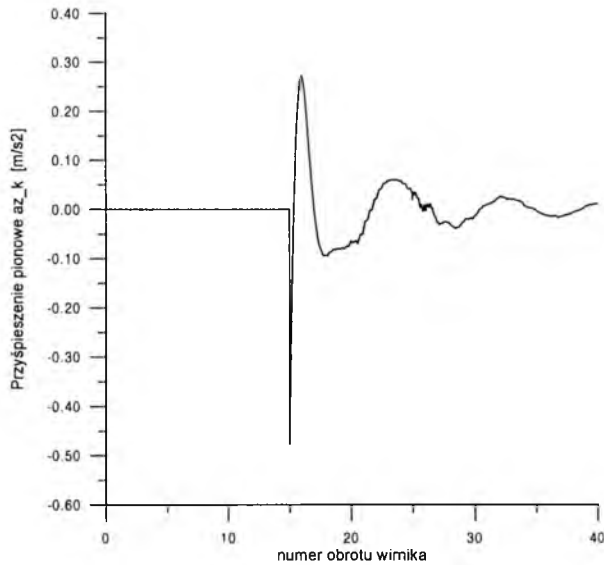
Zmienna siła wymuszająca na głowicy wirnika wywołuje kołysanie kadłuba, co z kolei wpływa na ruch łopat wirnika nośnego.

Porównując rys.6 i 7 przedstawiające przyśpieszenie środka masy kadłuba mierzone wzdłuż osi $O_{Sc}Z_k$ układu związanego z kadłubem można zauważyć wpływ niewyważenia jednej z łopat wirnika. Zmiany przyśpieszeń kadłuba przy wirniku o identycznych łopatach (rys.6) pochodzą głównie od zanikających przemieszczeń kadłuba na uginającym się podwoziu. Niewyważenie jednej łopaty wywołuje wyraźnie widoczne oscylacje przyśpieszeń kadłuba także w kierunku prostopadłym do płaszczyzny obrotów, co jest efektem kołysania kadłuba na uginającym się podwoziu.

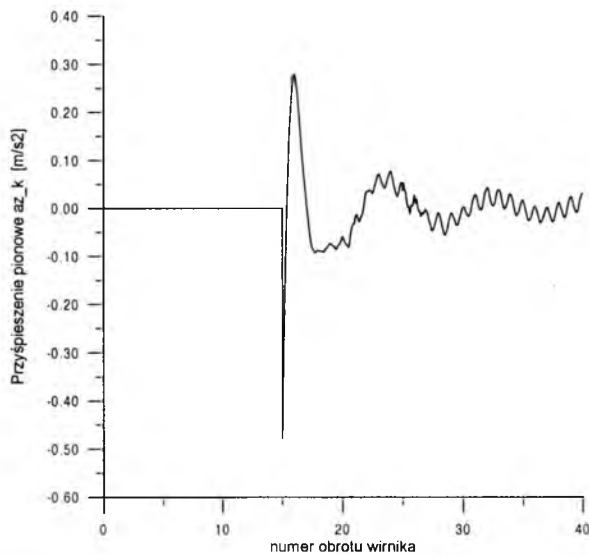
Brak wyważenia jednej z łopat wirnika objawia się zwiększonym poziomem przyśpieszeń działających na przekładnię. Na rys.8 i 9 pokazano przyśpieszenia podłużne a_{xp} i boczne a_{yp} działające na przekładnię przy przechylaniu tarczy sterującej wirnika o identycznych łopatach oraz z jedną łopata niewyważoną.

W przypadku głowicy poziom przyśpieszeń wywoływany przez symulowane niewyważenie łopaty jest porównywalny z przyśpieszeniami z zakresu zaniku warunków początkowych ruchu głowicy dla wirnika o identycznych łopatach (rys.10 i 11). Sprzężenie ruchu wału wirnika nośnego oraz ruchu łopat jest widoczne na przebiegach czasowych kątów wahań łopat względem przegubów pionowych głowicy. W przypadku wirnika o identycznych łopatach (rys.12), przy braku sterowania cyklicznego, zmiany wartości kątów wahań pojawiają się w momencie wystąpienia ruchów osi wału wirnika. Początkowi ruchy przekładni i kadłuba towarzyszyło wyraźne zróżnicowanie kątów wychyleń poszczególnych łopat względem przegubów pionowych głowicy. W przedziale rozwiązania z wychyleniami tarczy sterującej otrzymano nakładające się, przesunięte w fazie przebiegi kątów wahań łopat w płaszczyźnie obrotów.

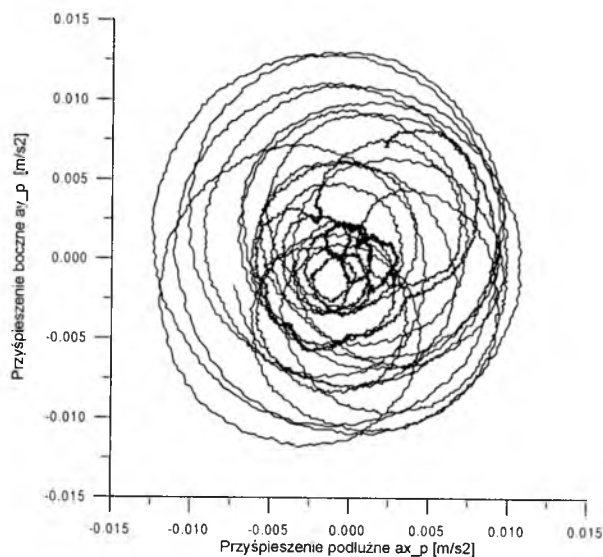
W przypadku wirnika z niewyważoną łopata (rys.13) nieznaczne różnice w kącie wahań wokół przegubu pionowego są widoczne nawet przy nieruchomej osi wału wirnika (wyniki między 5, a 10 obrotem wału). Obecność wirującego wektora sił wzbudza ruch głowicy, co z kolei wywołuje zwiększony poziom wahań łopat wirnika. Przeprowadzone obliczenia umożliwiają ocenę reakcji układu wirnik- przekładnia- kadłub przy wprowadzanych wymuszeniach i zaburzeniach.



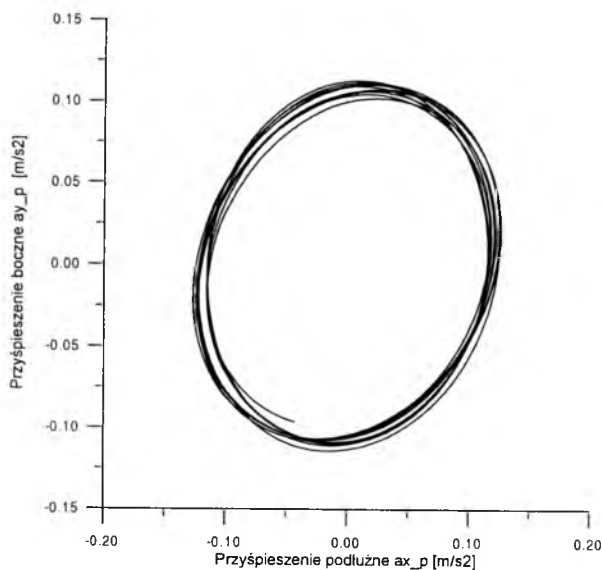
Rys. 6. Przyspieszenie środka masy kadłuba mierzone wzdłuż osi $O_{SCK}Z_k$ z uwzględnieniem odkształcalności podwozia przy sile ciągu wirnika mniejszej od ciężaru śmigłowca. Wszystkie łopaty wirnika o identycznych właściwościach. Swoboda ruchu kadłuba od 15-tego obrotu wirnika



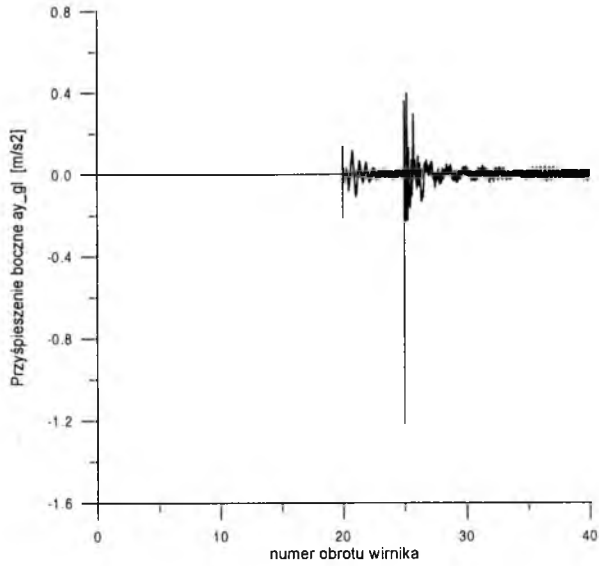
Rys.7. Przyspieszenie środka masy kadłuba mierzone wzdłuż osi $O_{SCK}Z_k$ z uwzględnieniem odkształcalności podwozia przy sile ciągu wirnika mniejszej od ciężaru śmigłowca. Przypadek niewyważenia jednej łopaty wynoszące 10 g na promieniu $r=3,75$ m. Swoboda ruchu kadłuba od 15-tego obrotu wirnika



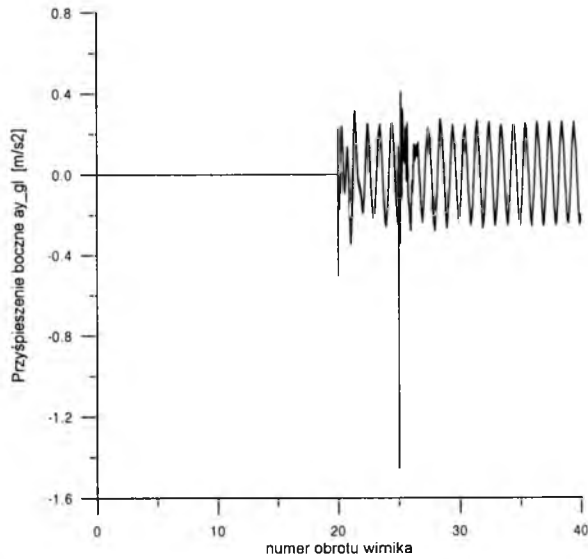
Rys.8. Przyspieszenia środka masy przekładni względem kadłuba, siła ciągu wirnika mniejsza od ciężaru śmigłowca. Wszystkie łopaty wirnika o identycznych własnościach. Wyniki dla ostatnich 10 obrotów wirnika



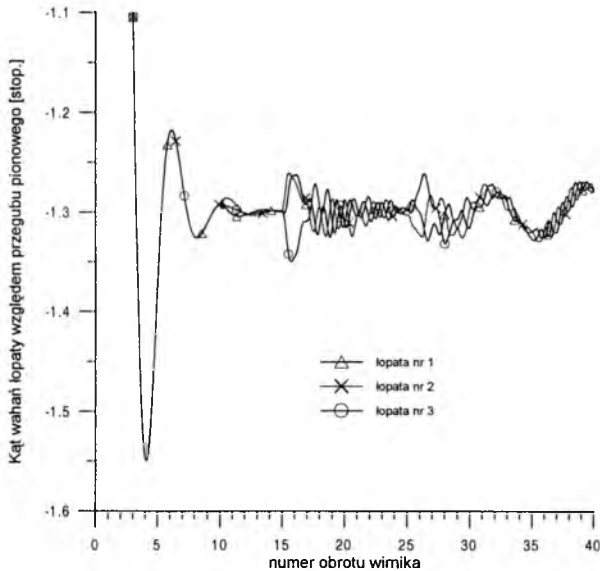
Rys.9. Przyspieszenia środka masy przekładni względem kadłuba, siła ciągu wirnika mniejsza od ciężaru śmigłowca. Przypadek niewyważenia jednej łopaty. Wyniki dla ostatnich 10 obrotów wirnika



Rys.10. Przyspieszenia środka głowicy przy uwzględnieniu odkształcalności wału wirnika. Wszystkie łopaty wirnika o identycznych własnościach. Od 20-tego obrotu wirnika swoboda ruchu głowicy, od 25-tego obrotu wychylenia tarczy sterującej

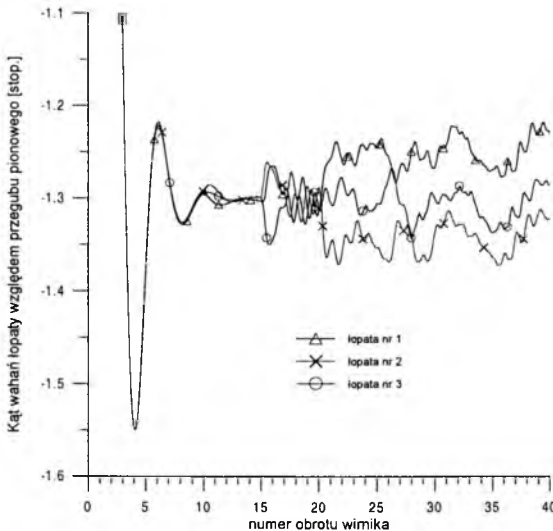


Rys.11. Przyspieszenia środka głowicy przy uwzględnieniu odkształcalności wału wirnika. Przypadek niewyważenia jednej łopaty. Od 20-tego obrotu wirnika swoboda ruchu głowicy, od 25-tego obrotu wirnika wychylenia tarczy sterującej



Rys.12. Kąty wahań łopat względem przegubów pionowych głowicy.

Wszystkie łopaty wirnika o identycznych własnościach. Od 10-tego obrotu wirnika swoboda ruchu przekładni, od 15-tego obrotu swoboda ruchu kadłuba, od 20-tego obrotu ruch głowicy przy odkształcalności wału, od 25-tego obrotu wirnika wychylenia tarczy sterującej



Rys. 13. Kąty wahań łopat względem przegubów pionowych głowicy.

Przypadek niewyważenia jednej łopaty. Kolejność wprowadzania swobody ruchu elementów modelu śmigłowca taka sama, jak w opisie rys.12

6. Podsumowanie

Opracowane oprogramowanie umożliwia symulacyjne badanie ruchu i obciążeń łopaty wirnika nośnego śmigłowca z uwzględnieniem sprężystości podparcia przekładni oraz ruchu kadłuba stojącego na odkształcalnym podwoziu. Oprogramowanie może być wykorzystane do określenia wpływu rozrzutu technologicznego własności łopaty na poziom obciążeń wirnika, a także może być zastosowane do analizy zjawiska rezonansu naziemnego z uwzględnieniem odkształcalności łopaty, wpływu sterowania skokiem łopaty lub porywów wiatru.

Bibliografia

1. Stanisławski J., *Obciążenia łopaty wirnika nośnego w ruchu przestrzennym śmigłowca*, Opracowanie 112/HZ/2002, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa, wrzesień 2002
2. Mil M., *Wiertoloty*, tom 2, Maszynostrojenie, Moskwa 1967, s.23-25
3. Stanisławski J., Graffstein J., *Badania symulacyjne dynamiki śmigłowca*, Opracowanie GR/59/BP/2003, Instytut Lotnictwa, wydanie wewn., Warszawa 2003

EKSPERYMENTALNE BADANIA WPŁYWU DRGAJĄCEJ KLAPKI SPŁYWOWEJ NA CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE OSCYLUJĄCEGO PROFILU NACA 0012

ANDRZEJ KRZYSIAK
Instytut Lotnictwa, Warszawa
e-mail: andkrzys@ilot.edu.pl

W pracy, przedstawiono rezultaty eksperymentalnych badań wpływu niezależnie drgającej klapki spływowej na podstawowe charakterystyki aerodynamiczne oscylującego profilu NACA 0012. Wymuszone oscylacje profilu, modelowały w warunkach tunelowych, zmianę kąta natarcia profilu łopaty śmigłowca, w trakcie jej ruchu obrotowego. Badania wykonywano dla szeregu różnych częstotliwości i amplitud drgań klapki, oraz przy różnych kątach przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu. Badania tunelowe przeprowadzono w tunelu Dużych Prędkości N-3 Instytutu Lotnictwa, w zakresie liczb Macha $M=0.4\div 0.6$.

1. Wykaz oznaczeń

c	ciężciwa profilu	[m]
C_{my}	współczynnik momentu pochylającego	
C_z	współczynnik siły nośnej	
$C_{z_{max}}$	maksymalna wartość współczynnika siły nośnej	
f	częstotliwość drgań profilu	[1/s]
f_k	częstotliwość drgań klapki	[1/s]
k	częstotliwość zredukowana profilu ($k=\pi f C/V_\infty$)	
M	liczba Macha przepływu niezakłóconego	
Re	liczba Reynolds'a	
t	czas	[s]
α	kąt natarcia profilu	[deg]
α_{kr}	krytyczny kąt natarcia profilu	[deg]

α_0	kąt natarcia profilu względem którego wykonywane są oscylacje profilu (średni kąt natarcia)	[deg]
δ	kąt wychylenia klapki profilu	[deg]
δ_0	kąt wychylenia klapki względem którego wykonywane są oscylacje klapki (średni kąt wychylenia klapki)	[deg]
$\Delta\alpha$	nominalna amplituda oscylacji profilu	[deg]
$\Delta\delta$	nominalna amplituda oscylacji klapki	[deg]
φ	kąt przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu (definicję tego kąta przedstawiono w rozdziale 4.4)	[deg]
ω_k	prędkość kątowna ruchu klapki ($\omega=2\pi f_k$)	[1/s]

2. Wstęp

Techniki aktywnego sterowania przepływem na profilu są w ostatnich latach przedmiotem intensywnych badań w wielu ośrodkach naukowych na świecie. Jedną z tych technik, jest aktywne sterowanie opływem profilu przy pomocy klapki spływowej. Taka klapka, może być wykorzystywana zarówno jako podstawowy środek sterowania śmigłowcem, co od wielu lat ma miejsce na śmigłowcach firmy Karman, jak i do sterowania dodatkowego. I tak, od szeregu lat prowadzone są badania nad wykorzystaniem drgającej klapki, umieszczonej na krawędzi spływu łopaty, do poprawy własności aerodynamicznych śmigłowca poprzez:

- zmniejszenie poziomu drgań łopaty
- poprawę jego osiągnięć
- obniżenie poziomu hałasu wirnika, poprzez osłabienie skutków oddziaływania wirów spływających z łopaty na opływ innych łopat (tzw. efekt BVI ang. *blade vortex interaction*) [1,2].

Badania eksperymentalne, oraz obliczenia numeryczne niestacjonarnego opływu oscylującego profilu z drgającą klapką przeprowadzono kilka lat temu Niemczech, w ramach wspólnego projektu RACT (Rotor Active Control Technology), realizowanego przez Eurocopter Deutschland (ECD), Daimler-Benz Research Institute (DB) i Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) [3,4]. W badaniach eksperymentalnych wykonanych w ramach projektu RACT, oscylujący model profilu wyposażony został w ruchomą klapkę napędzaną czterema piezoelektrycznymi wzbudnikami, a pomiarów ciśnienia na profilu i klapce dokonywano przy użyciu 49 przetworników ciśnienia, firmy Kulite.

W niniejszej pracy, przedstawiono rezultaty eksperymentalnych badań wpływu, niezależnie drgającej klapki spływowej, na podstawowe charakterystyki aerodynamiczne oscylującego profilu NACA 0012. Badania przeprowadzono w tunelu Dużych Prędkości N-3 Instytutu Lotnictwa, w zakresie liczb Macha $M=0.4\div 0.6$. Oscylacje profilu modelowały, w warunkach tunelowych, zmianę kąta natarcia profilu łopaty śmigłowca, w trakcie jej ruchu obrotowego. Ciężarówka badanego profilu wynosiła 0.18 m, a ruchoma klapka obejmowała końcowe 22.6% jego ciężaru.

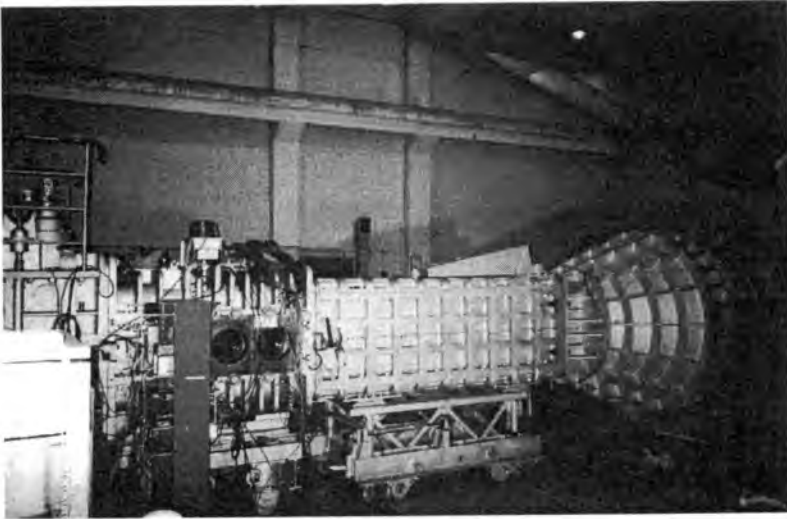
W trakcie badań, model profilu wykonywał ruchy oscylacyjne, względem punktu leżącego na 35% ciężaru (od krawędzi natarcia), z częstotliwością $f = 5$ Hz (częstotliwość zredukowana, $k = 0.021$) oraz amplitudą $\Delta\alpha = \pm 5^\circ$ i $\pm 10^\circ$, względem kątów natarcia $\alpha_0 = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, \dots, 14^\circ$. Równocześnie z ruchem segmentu głównego modelu profilu, niezależne ruchy oscylacyjne wykonywała klapka, z częstotliwością $f_k = 5$ i 10 Hz, z amplitudą $\Delta\delta = \pm 5^\circ, \pm 10^\circ, \pm 15^\circ$, względem kąta, $\delta_0 = 0^\circ$. Zarówno, ruchy segmentu głównego profilu, jak i klapki, wymuszane były mechanicznie poprzez układ korbowodowy. Badania wykonywano przy różnych kątach przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki, a ruchem profilu. Wewnątrz modelu profilu umieszczono trzy elektroniczne skanery ciśnienia (ESP 16HD) mierzące rozkład ciśnienia na powierzchni oscylującego profilu oraz klapki. Pomiarów dokonywano w 48 punktach, leżących wzdłuż ciężaru profilu. Na podstawie zmierzonego rozkładu ciśnienia, wyliczono wartości współczynników aerodynamicznych (siły nośnej i momentu pochylającego).

3. Technika badań

3.1. Tunel Dużych Prędkości N-3

Tunel N-3, jest tunelem typu wydmuchowego z częściową recyrkulacją powietrza. Jest on wyposażony w komorę pomiarową o kwadratowym przekroju poprzecznym, 0.6×0.6 m i długości 2m rys.1. Tunel N-3 umożliwia wykonywanie badań aerodynamicznych w zakresie liczb Macha, $M=0.2\div 2.3$. Przy czym, w zakresie podkrytycznych i około krytycznych liczb Macha, tj. dla $M=0.2\div 1.2$ (gdy, zastosowana jest dysza transoniczna), badania mogą być wykonywane przy dowolnej prędkości przepływu, natomiast dla wyższych liczb Macha, tylko dla $M=1.5$ i $M=2.3$ (dysze naddźwiękowe). Komora pomiarowa tunelu wyposażona

jest w cztery okna umieszczone parami, na wysokości osi tunelu, po dwa z każdej strony. Okna umożliwiają wykonanie wizualizacji opływu (cieniowej lub olejowej), oraz obserwację badanego obiektu. Zarówno komora dyszowa, jak i komora pomiarowa mogą być przesuwane, co umożliwia wymianę badanego modelu.



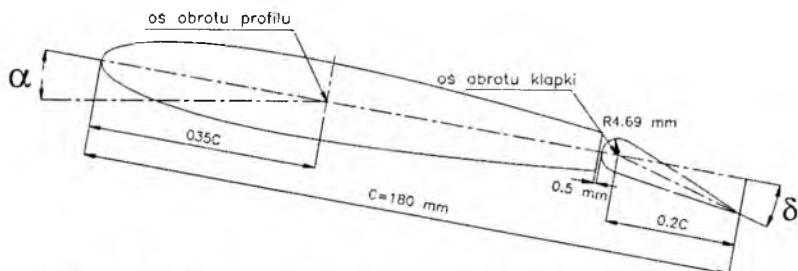
Rys.1. Komora pomiarowa i dyszowa Tunelu Dużych Prędkości N-3

Parametry przepływu, takie jak ciśnienie spiętrzenia, oraz ciśnienie statyczne, mierzone są równocześnie przez dwa zestawy czujników firm Sonix i Solartron, o zakresach pomiarowych odpowiednio $0 \div 260$ kPa oraz $0 \div 130$ kPa i dokładności pomiaru $\pm 0.02\%$ zakresu pomiarowego.

Tunel Dużych Prędkości wyposażony jest w elektroniczny system pomiarowo rejestracyjny SPITA N-3, umożliwiający śledzenie i rejestrowanie na bieżąco mierzonych wielkości aerodynamicznych.

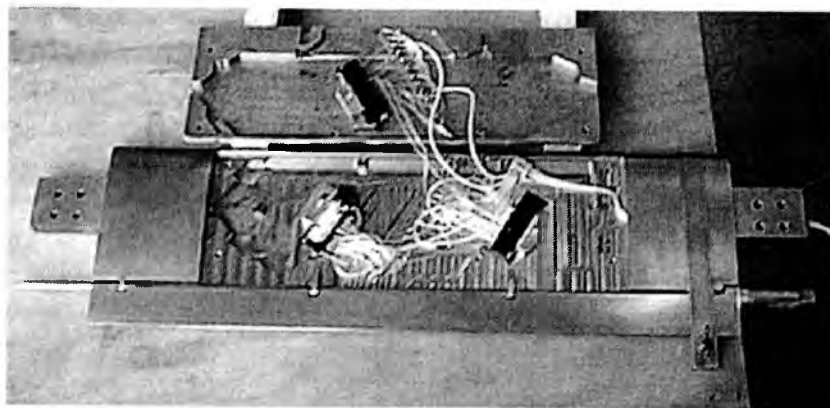
3.2. Badany model NACA 0012

Badany model profilu NACA 0012 był modelem dzielonym (z odejmowaną górną pokrywą), wydrążonym w środku, wykonanym całkowicie w metalu, o cięciwie 180mm.. Końcowe 22.6% cięciwy profilu stanowiła ruchoma klapka, zamocowana na łożyskach, umieszczonych w czterech konsolach części głównej tego profilu. Oś obrotu klapki znajdowała się w 80% cięciwy profilu. Podstawowe wymiary modelu przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Podstawowe wymiary modelu profilu NACA 0012

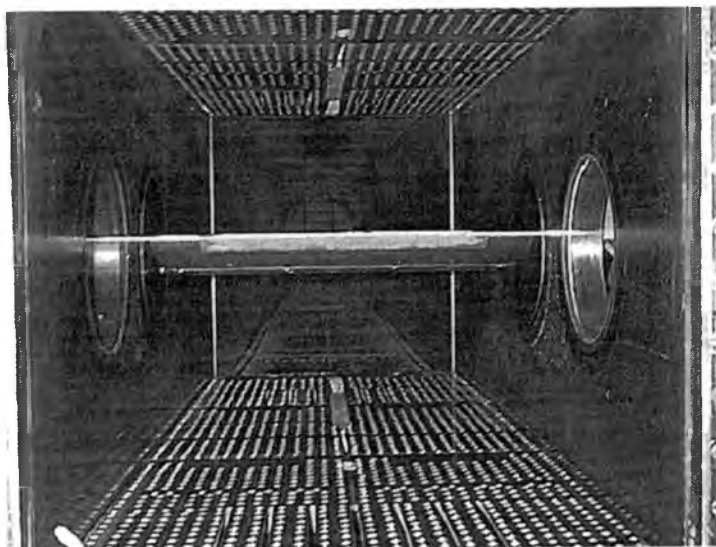
Do pomiaru szybko zmieniających się ciśnień zastosowano trzy miniaturowe elektroniczne skanery ciśnienia ESP-16HD, firmy Pressure System (każdy, obsługujący 16 punktów pomiarowych). Zakres pomiarowy dwóch skanerów wynosił ± 10 psid, natomiast trzeciego ± 5 psid. Szczegółowy opis omawianych skanerów znajduje w pracach [5, 6]. Ze względu na konieczność ograniczenia do minimum, zjawiska opóźnienia czasowego mierzonej wielkości fizycznej (w tym wypadku ciśnienia), skanery ciśnienia umieszczono wewnątrz badanego modelu profilu, rys. 3. Wszystkie otwarki pomiarowe połączone były ze skanerami przy pomocy rurek o jednakowej długości (100 mm), co miało zapewnić ewentualne jednakowe opóźnienie czasowe dla wszystkich punktów pomiarowych.



Rys. 3. Model profilu NACA 0012 ze skanerami ciśnienia

Klapka, podobnie jak i pozostała część profilu, wyposażona była w otwarki pomiarowe. W sumie na profilu znajdowało się 48 punktów pomiarowych (po 24 na każdej stronie), podłączonych do trzech elektronicznych skanerów ciśnienia.

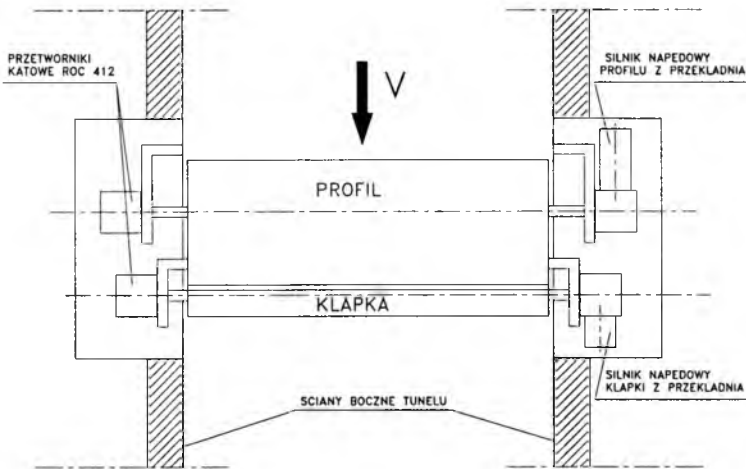
Na rys. 4, przedstawiono model profilu NACA 0012 z symulacją oblodzenia, zamocowany w komorze pomiarowej tunelu N-3. Wpływ oblodzenia na charakterystyki oscylującego profilu NACA 0012 omówione zostały w pracy [7].



Rys. 4. Model profilu NACA 0012 z symulacją oblodzenia w komorze pomiarowej tunelu N-3

3.3. Układ napędowy wymuszający oscylacyjne ruchy profilu i klapki

Niezależne ruchy oscylacyjne profilu oraz klapki, wymuszane były poprzez specjalnie skonstruowany do tego celu układ napędowy, zamocowany w komorze pomiarowej tunelu N-3. Położenia katowe profilu oraz klapki rejestrowane były przez przetworniki katowe ROC 412, umieszczone w oknie komory pomiarowej, po przeciwległej stronie niż układ napędowy. Schemat blokowy układu napędowego i pomiarowego pokazano na rys. 5. Podstawowym zadaniem przedstawionego układu napędowego było zapewnienie, dwóch równoczesnych i niezależnych od siebie ruchów oscylacyjnych, tj. ruchu oscylacyjnego modelu profilu względem powietrza, przepływającego przez komorę pomiarową, oraz oscylacyjnego ruchu klapki względem drgającego profilu, przy zachowaniu możliwości zmiany amplitud tych oscylacji i ich częstotliwości.



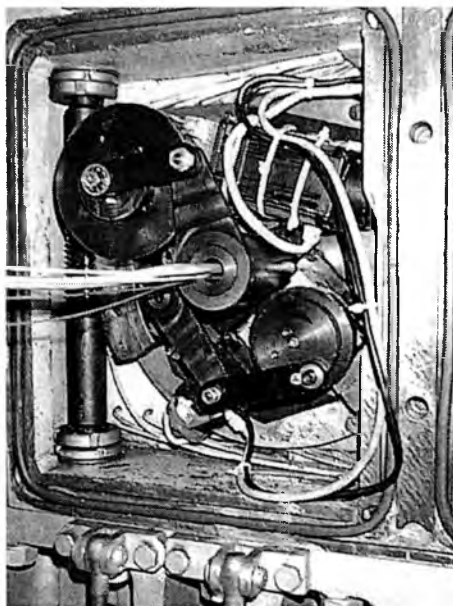
Rys. 5. Schemat blokowy układu napędowego i pomiarowego

Omawiane urządzenie umożliwia modelowanie w tunelu aerodynamicznym warunków opływu profilu wirującej łopaty śmigłowca. Ruchy oscylacyjne profilu wykonywane były względem pewnego bazowego kąta natarcia α_0 , ustawianego z kolei poprzez odrębny mechanizm zmiany kąta natarcia, używany w badaniach statycznych. Rzeczywisty kąt natarcia modelu profilu względem przepływu był więc sumą bazowego kąta natarcia oraz chwilowego kąta oscylacji.

Układ napędowy profilu oraz klapki składał się z dwóch silników prądu stałego, reduktorów (redukujących 10-krotnie prędkość obrotową silników), kół zamachowych oraz przymocowanych do nich mimośrodowo korbowodów, rys. 6. Informacja o obrotach silników pobierana była z czujników halotronowych głowicy tachometrycznej i odczytywana na częstotściomierzu. Obroty silników regulowano za pomocą regulatorów obrotów firmy „ADVANCED” (znajdujących się poza komorą pomiarową). Urządzenia te umożliwiały regulację obrotów silników w zakresie od 0 do 6000 obr/min, a tym samym zmianę częstotliwości drgań profilu i klapki, w zakresie od 0 do 10 Hz. Zadawanie określonej prędkości obrotowej odbywało się ręcznie, za pomocą wieloobrotowego potencjometru, znajdującego się na pulpicie sterownika. Dokładność ustawienia częstotliwości drgań profilu oraz klapki wynosiła ok. ± 0.1 Hz.

Zmiana położenia miejsca zamocowania korbowodu na kole zamachowym profilu lub klapki, umożliwiało zmianę amplitudy ich

ruchów oscylacyjnych, profilu, w zakresach $\Delta\alpha = \pm 5^{\circ}$ i $\pm 10^{\circ}$ oraz klapki, w zakresach $\Delta\delta = \pm 5^{\circ}$, $\pm 10^{\circ}$ i $\pm 15^{\circ}$.



Rys. 6. Układ napędowy profilu i klapki w tunelu N-3

Tak, jak już wspomniano wcześniej, chwilowe położenia kątowe profilu względem bazowego kąta natarcia α_0 , ustalanego mechanizmem zmiany kąta natarcia, oraz chwilowe położenia klapki względem profilu, mierzone były przy pomocy dwóch 12-bitowych czujników kątowocyfrowych typu ROC-412, firmy Heidenhain. Dokładność pomiaru chwilowego kąta natarcia profilu oraz chwilowego kąta wychylenia klapki wynosiła $\pm 0.1^{\circ}$.

Opisany powyżej układ wymuszający niezależne oscylacyjne ruchy profilu i jego klapki w tunelu aerodynamicznym został zgłoszony jako projekt wynalazczy w Urzędzie Patentowym.

4. Wyniki badań

4.1. Warunki badań

Omawiane w niniejszej pracy eksperymentalne badania wpływu drgającej klapki spływowej na charakterystyki aerodynamiczne oscylującego

profilu NACA 0012 wykonane zostały w następujących warunkach, tabeli 1.

Tabela 1. Warunki badań

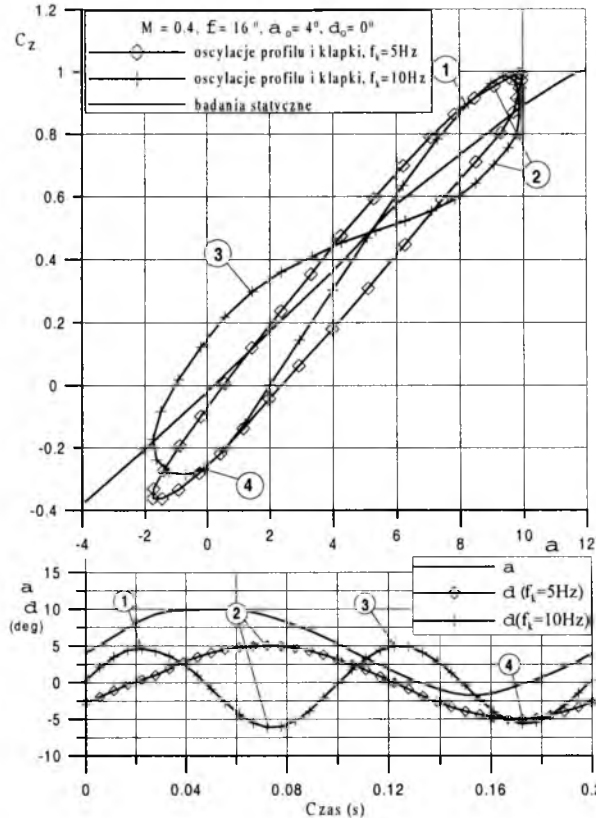
Liczba Macha	$M = 0.4$
Liczba Reynolds'a	$Re = 1.63 \cdot 10^6$
Średni kąt natarcia profilu	$\alpha_0 = 4^0, 10^0$
Nominalna amplituda oscylacji profilu*	$\Delta\alpha = \pm 5^0$
Średni kąt wychylenia klapki	$\delta_0 = 0^0$
Nominalna amplituda oscylacji klapki*	$\Delta\delta = \pm 5^0, \pm 10^0, \pm 15^0$
Częstotliwość oscylacji profilu	$f = 5 \text{ Hz}$
Częstotliwość zredukowana oscylacji profilu	$k = 0.021$
Częstotliwość drgań klapki	$f_f = 5, 10 \text{ Hz}$

*ze względu na odkształcenia modelu w trakcie oscylacji, rzeczywiste amplitudy oscylacji profilu i klapki były nieco większe niż ich wartości nominalne.

4.2 Wpływ częstotliwości drgań klapki na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

Badania rozkładu ciśnienia na oscylującym profilu NACA 0012 wykonano przy dwóch różnych częstotliwościach drgań klapki, tj. $f_f = 5$ i 10 Hz , oraz amplitudy oscylacji tej klapki wynoszącym, $\Delta\delta = \pm 5^0$. Na rys. 7÷10 przedstawiono wykresy zależności współczynnika siły nośnej oraz momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia, uzyskane w warunkach równoczesnej oscylacji profilu i klapki. Ponadto, dla określenia wpływu ruchu profilu i klapki na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012, na rysunkach tych zamieszczono dodatkowo, zależności współczynnika siły nośnej oraz momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia, uzyskane w badaniach statycznych (profil i klapka były wtedy nieruchome względem przepływu). Dla wyznaczenia wpływu aktualnego kąta natarcia profilu, oraz wzajemnego położenia profilu i klapki na współczynniki siły nośnej i momentu pochylającego, pod charakterystykami $C_z = f(\alpha)$ i $C_{my} = f(\alpha)$, umieszczono zależności kąta natarcia profilu oraz kąta wychylenia klapki w funkcji czasu. Celem określenia korelacji pomiędzy tymi

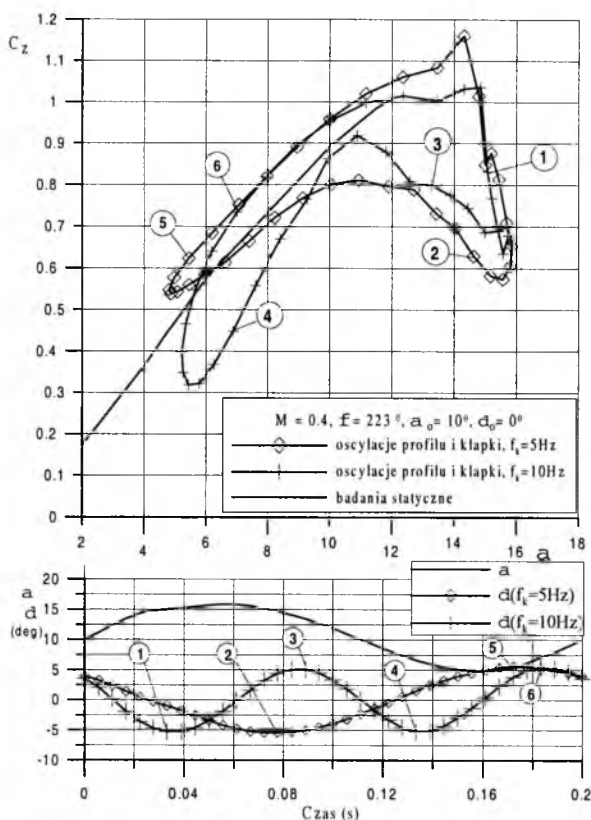
charakterystykami, punkty ekstremalne (maksima i minima) zależności $\delta = f(t)$ zaznaczono kolejnymi cyframi 1,2,3,...



Rys. 7. Wpływ częstotliwości drgań klapki na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$ oraz $\varphi = 16^\circ$.

Analiza, przedstawionej powyżej charakterystyki aerodynamicznej $C_z = f(\alpha)$ (rys.7) prowadzi do wniosku, iż w obszarze kątów natarcia, w którym w opływie profilu nie występuje zjawisko oderwania przepływu, tj. dla $\alpha < 12^\circ$, częstotliwość drgań klapki w istotny sposób wpływa na kształt tej zależności. I tak, przy jednakowej częstotliwości drgań profilu oraz klapki, tj. $f = f_k = 5 \text{ Hz}$, zależność $C_z = f(\alpha)$ ma kształt pojedynczej pętli. Natomiast w przypadku, gdy częstotliwość drgań klapki jest dwukrotnie większa od częstotliwości drgań profilu, zależność $C_z = f(\alpha)$ przybiera kształt podwójnej pętli. Na tej podstawie można domniemywać, iż w tym zakresie kątów natarcia profilu, liczba pętli

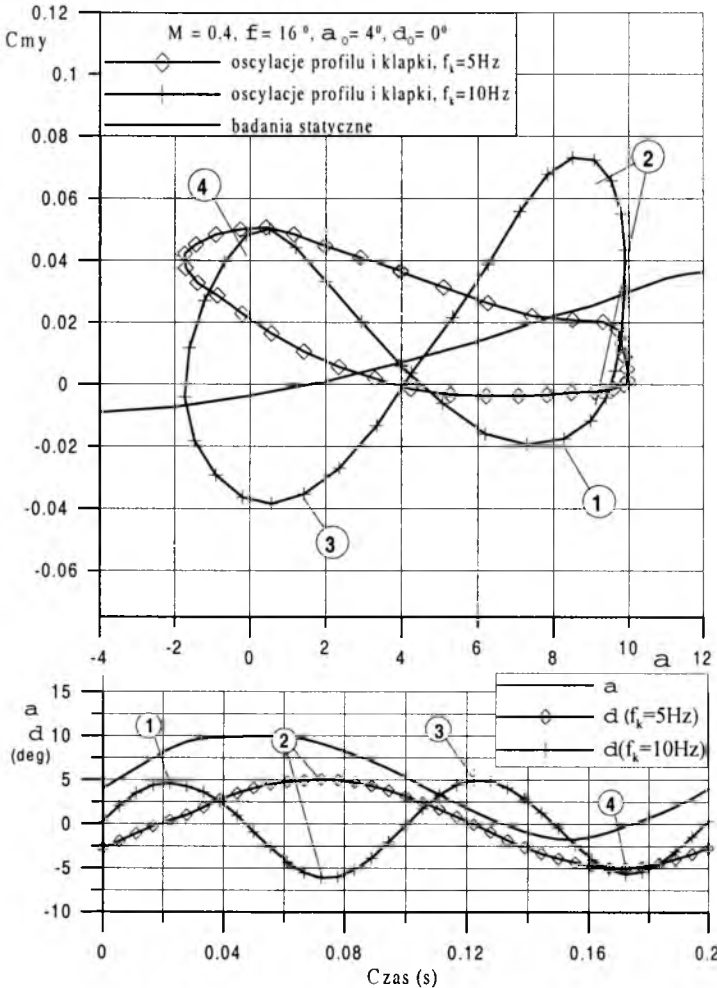
charakterystyki $C_z = f(\alpha)$ będzie równa ilorazowi częstotliwości drgań klapki i częstotliwości drgań profilu. Równocześnie można zauważyć, że przy ekstremalnych wychyleniach klapki ($\delta = -5^0$ i $+5^0$), względem jej średniego położenia tj. $\delta = 0^0$, odpowiadające im punkty charakterystyki $C_z = f(\alpha)$ są maksymalnie odchyłone od zależności $C_z = f(\alpha)$, uzyskanej w warunkach statycznych. I tak, zgodnie z przewidywaniami, po wychyleniu klaki ku dołowi wartość współczynnika siły nośnej jest większa, niż uzyskana w warunkach statycznych, a po wychyleniu ku górze mniejsza.



Rys. 8. Wpływ częstotliwości drgań klapki na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 10^0$ oraz $\varphi = 223^0$

W zakresie wyższych kątów natarcia, gdy na górnej powierzchni profilu pojawia się oderwanie przepływu, uzyskane w badaniach dynamicznych charakterystyki $C_z = f(\alpha)$ mają kształt nieregularnych pojedynczych pętli, rys. 8. W tym zakresie kątów natarcia, kształt

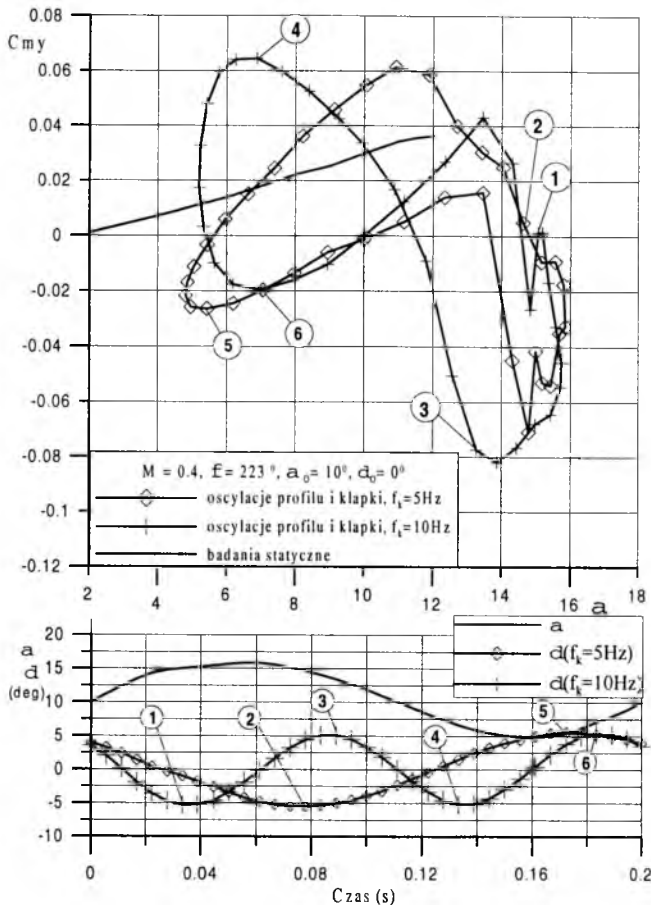
charakterystyki $C_z = f(\alpha)$, w znacznie większym stopniu uzależniony jest od kąta przesunięcia fazowego (rozd. 4.4), niż od częstotliwości drgań klapki.



Rys. 9. Wpływ częstotliwości drgań klapki na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$ oraz $\varphi = 16^\circ$

Podobnie, jak w przypadku współczynnika siły nośnej, również zależność współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia profilu w istotny sposób zależna jest od częstotliwości drgań klapki, rys.9,10. I tak, przy podwojeniu częstotliwości tych drgań (z 5Hz

do 10Hz), zależność $C_{my} = f(\alpha)$ zmienia swój kształt z pojedynczej pętli na podwójną. Przy czym, ta podwójna pętla charakterystyki $C_{my} = f(\alpha)$ występuje w całym badanym obszarze kątów natarcia, czyli również w obszarze najwyższych kątów natarcia, gdzie występuje oderwanie przepływu.

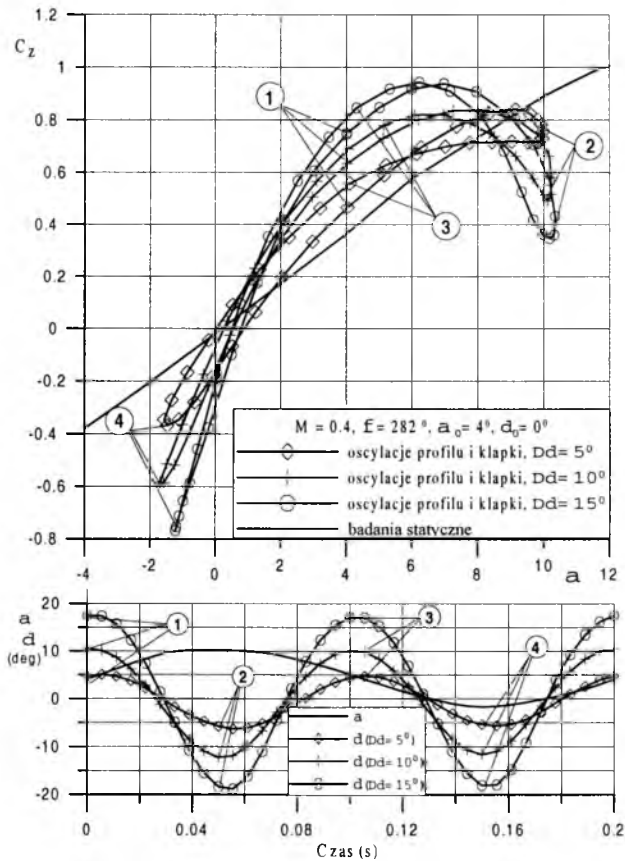


Rys.10. Wpływ częstotliwości drgań klapki na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 10^0$ oraz $\varphi = 223^0$

4.3 Wpływ amplitudy drgań klapki na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

Badania rozkładu ciśnienia na oscylującym profilu NACA 0012 (częstotliwość oscylacji, $f = 5\text{Hz}$), z niezależnie drgającą klapką (z częstotliwością $f_f = 10\text{Hz}$), wykonano przy trzech różnych amplitudach drgań

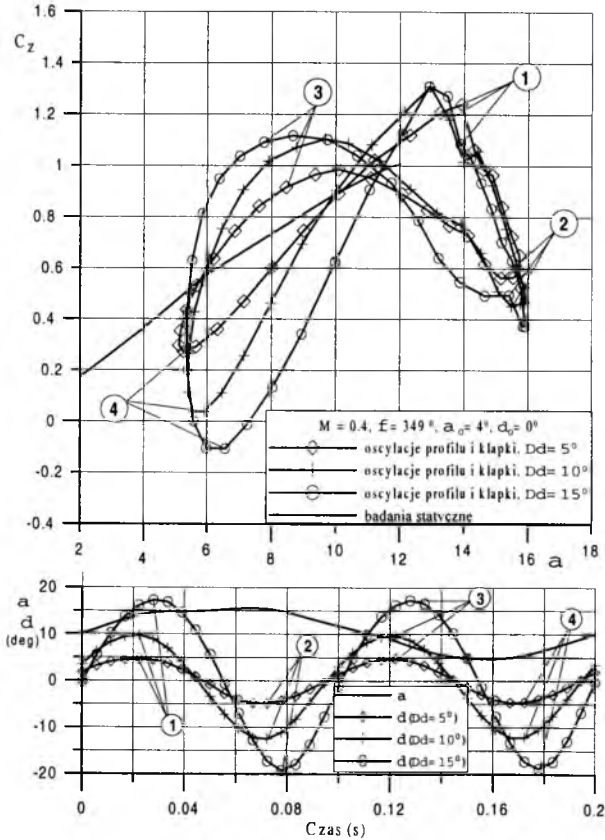
tej klapki tj. $\Delta\delta = \pm 5^\circ, \pm 10^\circ, \pm 15^\circ$. Na rys. 11÷14 przedstawiono wykresy zależności współczynnika siły nośnej oraz momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia uzyskane w warunkach równoczesnej oscylacji profilu i klapki, a także warunkach statycznych, czyli w sytuacji, gdy profil i klapka są nieruchome względem kierunku przepływu. Ponadto, pod charakterystykami $C_z = f(\alpha)$ i $C_{my} = f(\alpha)$, zaznaczono cyframi (1,2,3,...) punkty ekstremalne zależności $\delta = f(t)$.



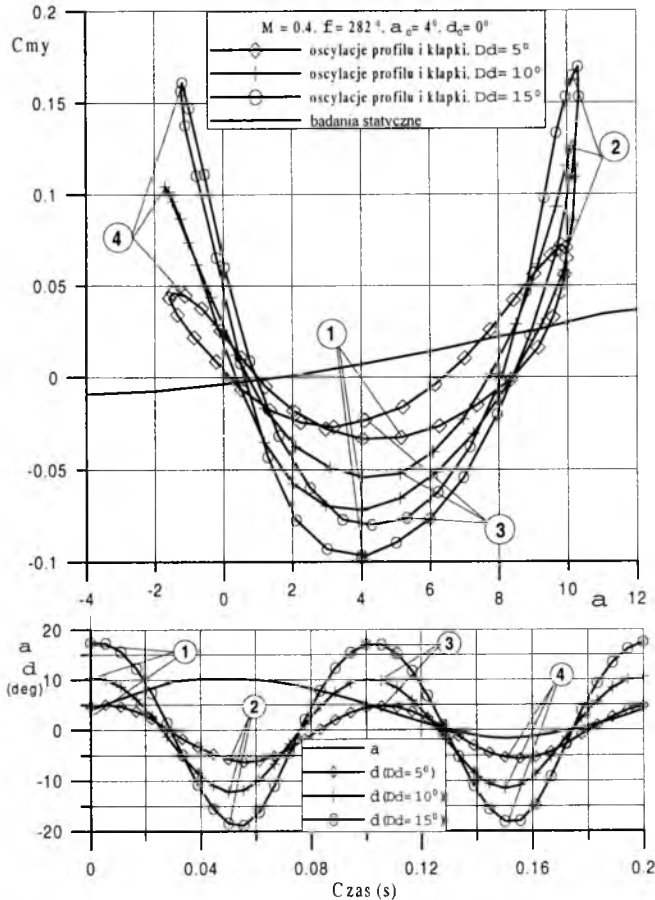
Rys. 11. Wpływ amplitudy drgań klapki na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$ oraz $\varphi = 282^\circ$

Z analizy przedstawionych powyżej zależności $C_z = f(\alpha)$ wynika, iż w całym badanym zakresie kątów natarcia zależności te mają kształt nieregularnych podwójnych pętli. Można przy tym zauważyć, że w zakresie niższych kątów natarcia, gdy w opływie profilu nie występuje

zjawisko oderwania przepływu (tj dla $\alpha < 12^0$), zmiana amplitudy drgań klapki w istotny sposób wpływa na wartość współczynnika siły nośnej, rys.11. I tak stwierdzono, iż w miarę wzrostu wartości amplitudy drgań klapki, rośnie odchylenie punktów charakterystyk $C_z = f(\alpha)$ odpowiadających ekstremalnym położeniom tej klapki (tj. $\delta = -5^0, -10^0, -15^0$ oraz $+5^0, +10^0, +15^0$), względem zależności $C_z = f(\alpha)$, uzyskanej w warunkach statycznych. Przy czym, po wychyleniu klapki ku dołowi wartość współczynnika siły nośnej jest większa, niż uzyskana w warunkach statycznych, a po wychyleniu ku górze mniejsza. W zakresie najwyższych badanych kątów natarcia, gdy na górnej powierzchni profilu występuje oderwanie przepływu, wpływ amplitudy drgań klapki na wartość współczynnika siły nośnej oscylującego profilu NACA 0012 jest niewielki.

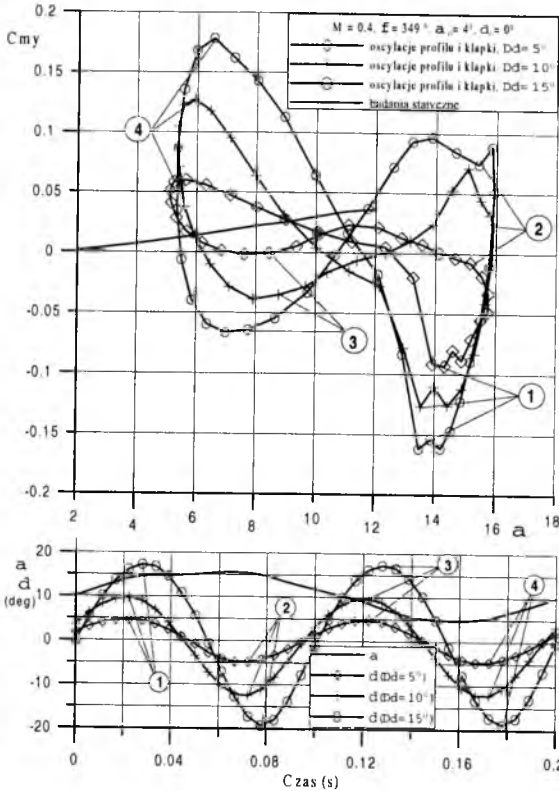


Rys. 12. Wpływ amplitudy drgań klapki na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 10^0$ oraz $\varphi = 349^0$



Rys. 13. Wpływ amplitudy drgań klapki na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$ oraz $\varphi = 282^\circ$

Zmiana amplitudy drgań klapki w istotny sposób wpływa na wartość współczynnika momentu pochylającego, w całym badanym zakresie kątów natarcia. Przy czym, podobnie jak to miało miejsce w przypadku współczynnika siły nośnej, w miarę wzrostu wartości amplitudy drgań klapki, rośnie odchylenie punktów charakterystyk $C_{my} = f(\alpha)$ odpowiadających ekstremalnym położeniom tej klapki względem zależności $C_{my} = f(\alpha)$, uzyskanej w warunkach statycznych. I tak, zgodnie z oczekiwaniami, po wychyleniu klapki ku dołowi, wartość współczynnika momentu pochylającego jest mniejsza, niż uzyskana w warunkach statycznych, a po wychyleniu ku górze, większa.



Rys. 14. Wpływ amplitudy drgań klapki na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 10^0$ oraz $\varphi = 349^0$

4.4. Wpływ przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012

Przeważająca większość wyników badań zamieszczonych w niniejszym artykule, wykonana została w warunkach, w których częstotliwość drgań klapki różniła się od częstotliwości drgań profilu i była od niej dwukrotnie większa. Dlatego też, dla określenia wzajemnych położenia profilu i klapki podczas ich ruchów, niezbędne było zdefiniowanie kąta przesunięcia fazowego między tymi ruchami.

Jeżeli założymy, że w chwili $t = 0$ kat natarcia profilu, będącego w fazie jego wzrostu, przyjmuje wartość średnią tj. $\alpha = \alpha_0$, to równanie ruchu klapki względem tego profilu można opisać następującym wzorem

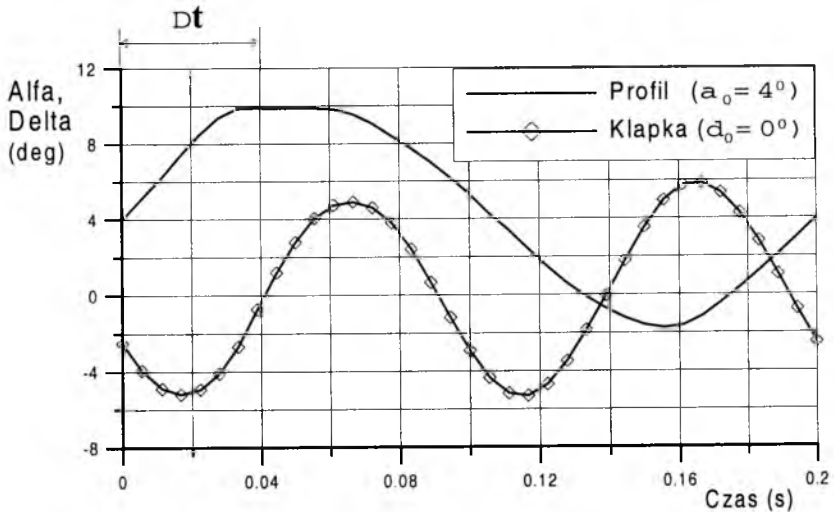
$$\delta = \delta_{\max} \sin(\omega_k t - \varphi) \quad (1)$$

gdzie, φ jest kątem przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu, a ω_k prędkością kątową ruchu klapki, opisaną poniższą zależnością

$$\omega_k = 2\pi f_k \quad (2)$$

Tak więc, zerowy kąt przesunięcia fazowego występuje w sytuacji, gdy kąt natarcia profilu i kąt wychylenia klapki równocześnie przyjmują wartość średnie tj. $\alpha = \alpha_0$ a $\delta_0 = 0^\circ$, będąc w fazie wzrostów wartości tych kątów. Natomiast, kąt przesunięcia fazowego wynosi 360° w sytuacji, gdy klapka wykona pełny okres drgań.

Wspomniany powyżej kąt przesunięcia fazowego φ odpowiada przedziałowi czasu Δt , jaki upływa pomiędzy chwilą, w której kąt natarcia profilu przyjmuje wartość $\alpha = \alpha_0$ (gdy, profil jest w fazie wzrostu wartości kąta natarcia), a momentem kiedy kąt wychylenia klapki wynosi $\delta_0 = 0^\circ$ (również będąc w fazie wzrostu kąta wychylenia klapki), rys.15.



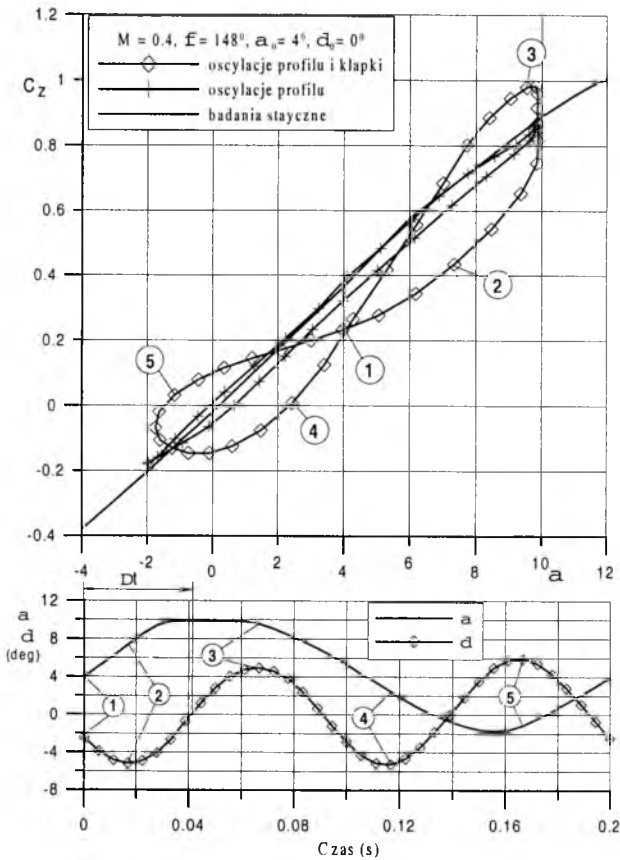
Rys. 15. Definicja kąta przesunięcia fazowego

Tak więc, kąt przesunięcia fazowego φ pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu liczony był z następującej zależności:

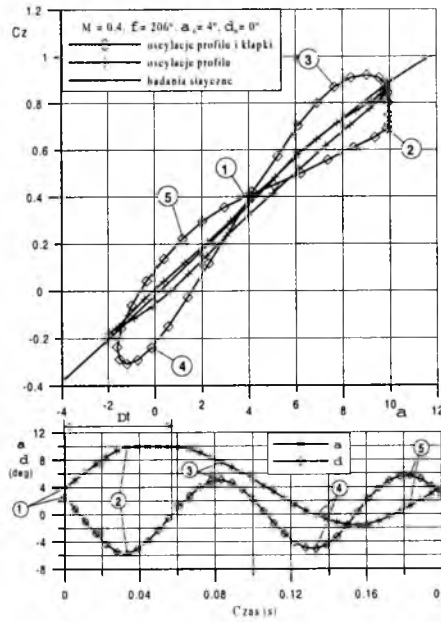
$$\varphi = 360^\circ f_k \Delta t \quad (3)$$

Na rys.16÷19 przedstawiono zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia uzyskane w warunkach równoczesnej oscylacji profilu NACA 0012 (z częstotliwością $f = 5\text{Hz}$), oraz oscylacji klapki

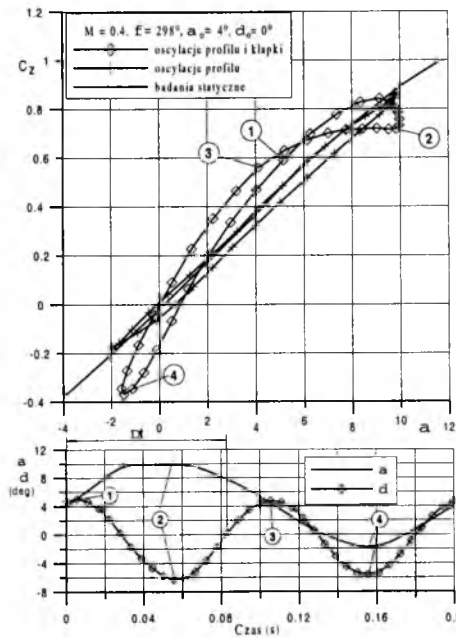
(z częstotliwości $f_k = 10\text{Hz}$), dla szeregu wybranych wartości kąta przesunięcia fazowego, z zakresu $\varphi = 0^\circ \div 360^\circ$ (tj. $\varphi = 148^\circ, 206^\circ, 298^\circ, 357^\circ$) i średniego kąta natarcia profilu $\alpha_0 = 4^\circ$. Dla określenia wpływu ruchu klapki na charakterystyki aerodynamiczne oscylującego profilu NACA 0012, na rysunkach tych zamieszczono dodatkowo zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia, uzyskane dla oscylującego profilu z nieruchomą, nie wychyloną klapką oraz dla badań statycznych. Pod charakterystykami $C_z = f(\alpha)$ umieszczono zależności kąta natarcia profilu oraz kąta wychylenia klapki w funkcji czasu, a także zaznaczono opóźnienie czasowe Δt .



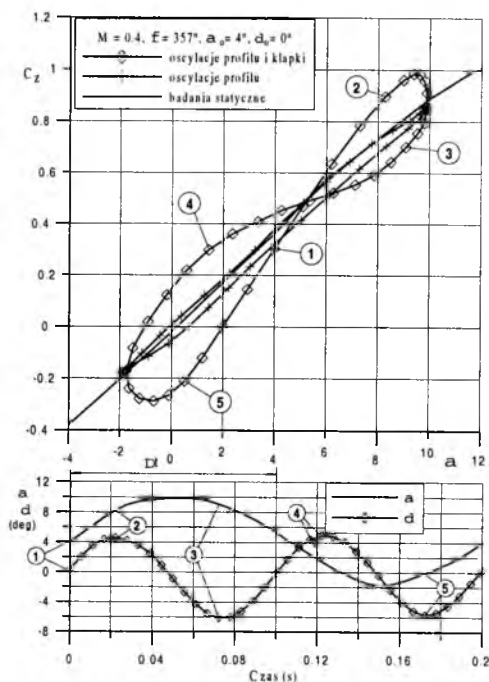
Rys. 16. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 148^\circ$) na zależność $C_z=f(\alpha)$ dla $\alpha_0=4^\circ$.



Rys. 17. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 206^\circ$) na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$



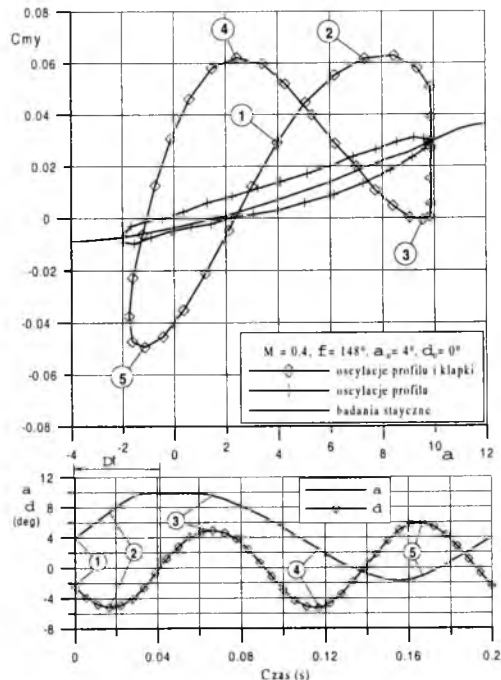
Rys. 18. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 298^\circ$) na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$



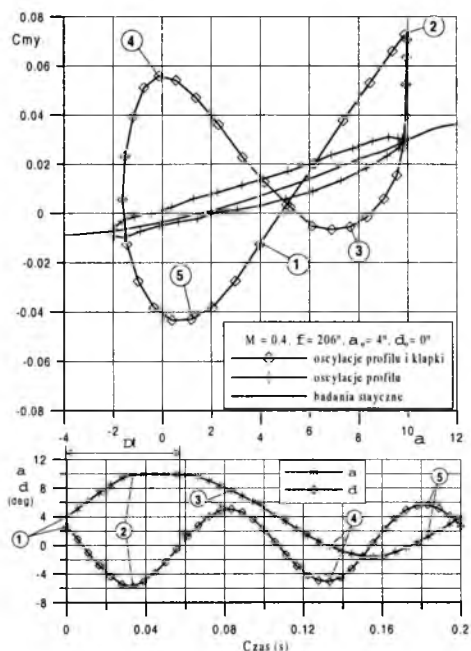
Rys. 19. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 357^0$) na zależność $C_z=f(\alpha)$ dla $\alpha_0=4^0$

Analiza przedstawionych powyżej zależności współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia prowadzi do wniosku, iż w zakresie niższych badanych katów natarcia, tj. dla $\alpha < 12^0$, gdy opływ profilu jest wolny od oderwań, wpływ przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu na charakterystyki $C_z=f(\alpha)$, nie jest znaczący. Uzyskane charakterystyki $C_z=f(\alpha)$, w przeważającym zakresie katów przesunięcia fazowego, mają kształt podwójnej dość regularnej pętli, a szerokość tych pętli zależna jest od wzajemnego położenia profilu i klapki w trakcie ich ruchów, czyli od wartości kąta przesunięcia fazowego φ . Stwierdzono ponadto, że regularność pętli zależności $C_z=f(\alpha)$ ulega zaburzeniu i równocześnie szerokość tych pętli jest najmniejsza, gdy w tym samym czasie profil i klapka przyjmują swoje ekstremalne wartości dodatnie lub ujemne, tzn. równocześnie w czasie ruchu znajdują się w położeniach katowych najbardziej odległych od swoich wartości średnich. Ma to miejsce dla katów przesunięcia fazowego zbliżonych do $\varphi = 300^0$, rys. 18 (punkty 2 i 4).

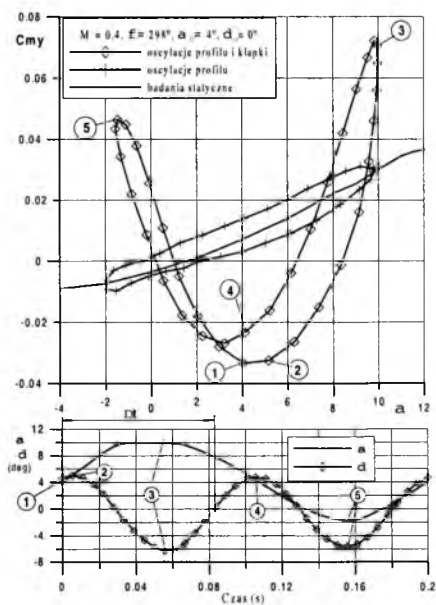
Na rys.20÷23 przedstawiono zależności współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia, uzyskane w warunkach równoczesnej oscylacji profilu NACA 0012 (z częstotliwością $f = 5\text{Hz}$), oraz oscylacji klapki (z częstotliwości $f_k = 10\text{Hz}$), dla szeregu wybranych wartości kąta przesunięcia fazowego, z zakresu $\varphi = 0^\circ \div 360^\circ$ i średniego kąta natarcia profilu, wynoszącego $\alpha_0 = 4^\circ$. Podobnie, jak w przypadku współczynnika siły nośnej, również zależności $C_{my} = f(\alpha)$ w zakresie niższych badanych kątów natarcia, tj. dla $\alpha < 12^\circ$ maja w przeważającym zakresie katów przesunięcia fazowego kształt podwójnych dość regularnych pętli. Jedynie dla kątów przesunięcia fazowego zbliżonych do $\varphi = 300^\circ$, rys. 22, gdy równocześnie profil i klapka przyjmują swoje ekstremalne wartości dodatnie lub ujemne (punkty 3 i 5), regularność pętli zależności $C_{my} = f(\alpha)$ ulega istotnemu zakłóceniu, a ich szerokość ulega zmniejszeniu.



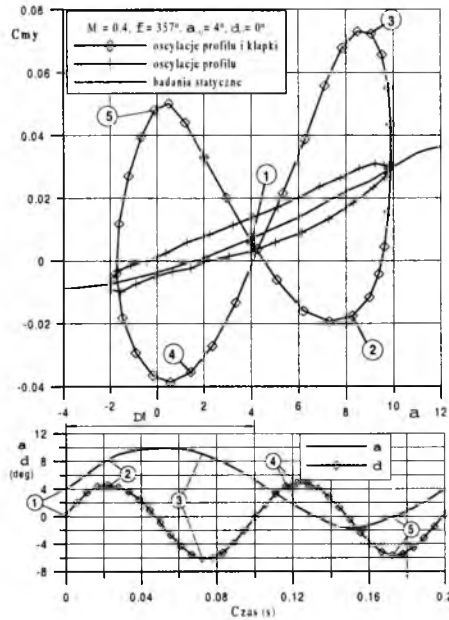
Rys. 20. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 148^\circ$) na zależność $C_{my} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$



Rys. 21. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 206^\circ$) na zależność $C_{m\gamma} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$



Rys. 22. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 298^\circ$) na zależność $C_{m\gamma} = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 4^\circ$

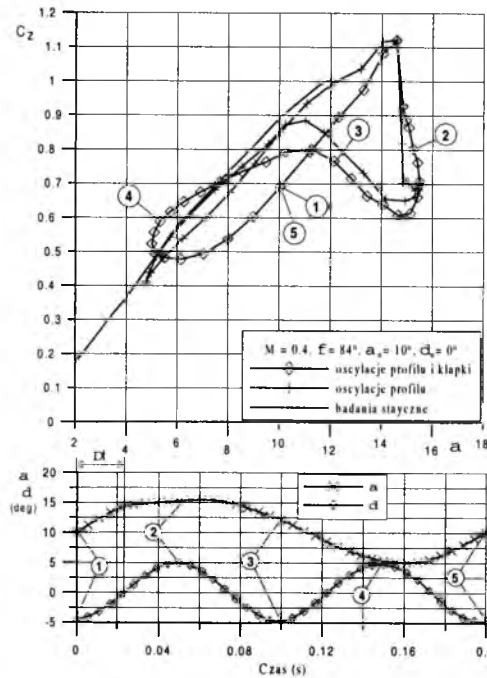


Rys. 23. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 357^\circ$) na zależność $C_{my}=f(\alpha)$ dla $\alpha_0=4^\circ$

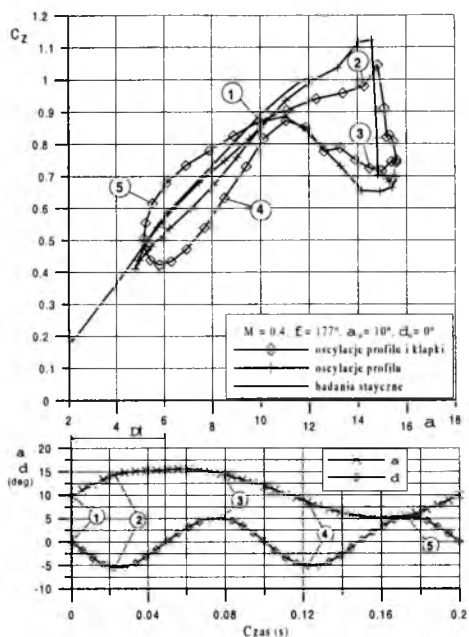
Wpływ przesunięcia fazowego na współczynnik siły nośnej w zakresie najwyższych badanych kątów natarcia, zbliżonych do kąta krytycznego, przedstawiono na rys.24÷27. Analiza tych zależności prowadzi do wniosku, iż przesunięcie fazowe pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu ma istotny wpływ na maksymalną wartość współczynnika siły nośnej. I tak stwierdzono, że drgania klapki przy oscylującym równocześnie profilu powodują wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ (w porównaniu z oscylującym profilem i nieruchomą klapką) w sytuacji, gdy mamy do czynienia z równoczesnym wzrostem wartości kąta natarcia profilu α i wzrostem wartości kąta wychylenia klapki δ . Ma to miejsce w zakresie kątów przesunięcia fazowego $\varphi \approx 0^\circ \div 50^\circ$ oraz $270^\circ \div 360^\circ$, rys. 27. W tym zakresie kątów przesunięcia fazowego (dla $M=0.4$) osiągnięta wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej wynosiła $C_{z_{max}}=1.25$, podczas gdy przy oscylującym profilu i nieruchomej klapce wartość tego współczynnika była nieco niższa i wynosiła $C_{z_{max}}=1.13$ (przy nieruchomej nie wychylonej klapce tj. $\delta=0^\circ$), oraz $C_{z_{max}}=1.17$ (przy nieruchomej klapce zaklinowanej pod kątem $\delta=5^\circ$). Zauważono przy

tym, że, wzrostowi wartości współczynnika $C_{z_{max}}$ towarzyszy niewielki spadek wartości krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr}=14.5^\circ$ do $\alpha_{kr}=14^\circ$. Z powyższej analizy wynika, iż efekt przeciągnięcia dynamicznego objawiający się wzrostem wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej odnosi się nie tylko do ruchu oscylującego samego profilu, lecz również do oscylacji klapki.

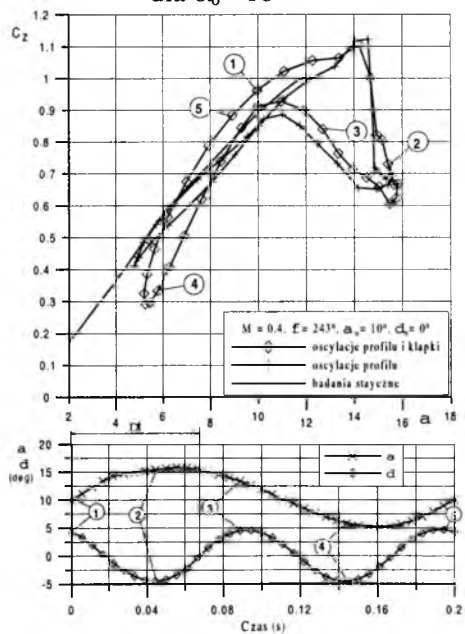
Przeprowadzone badania wykazały ponadto, iż w zakresie kątów przesunięcia fazowego odpowiadających równoczesnemu zmniejszaniu wartości kąta natarcia profilu α i zmniejszaniu wartości kąta wychylenia klapki δ (co ma miejsce w zakresie kątów przesunięcia fazowego $\varphi \approx 100^\circ \div 220^\circ$), wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ ulega zmniejszeniu (w porównaniu z wynikami badań, w których klapka była nieruchoma i nie wychylona, czyli $\delta=0^\circ$) i wynosiła $C_{z_{max}}=1.08$, rys.25. Zauważono przy tym, że spadkowi wartości współczynnika $C_{z_{max}}$ towarzyszy niewielki wzrost wartości krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr}=14.5^\circ$ do $\alpha_{kr}=14.7^\circ$.



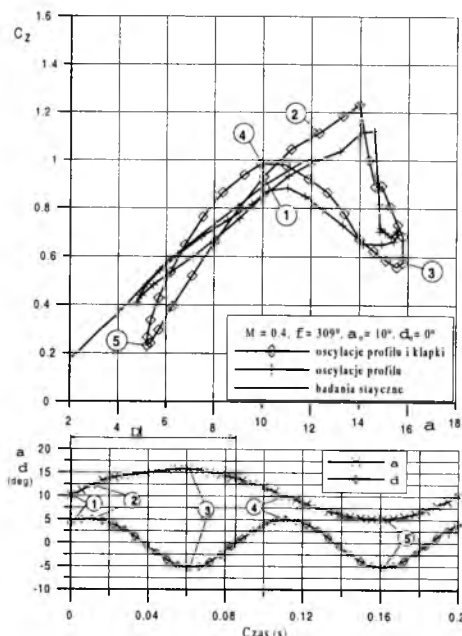
Rys. 24. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 84^\circ$) na zależność $C_z=f(\alpha)$ dla $\alpha_0=10^\circ$



Rys. 25. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 177^{\circ}$) na zależność $C_z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 10^{\circ}$



Rys. 26. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 243^{\circ}$) na zależność $z = f(\alpha)$ dla $\alpha_0 = 10^{\circ}$



Rys. 27. Wpływ przesunięcia fazowego ($\varphi = 309^\circ$) na zależność $C_z=f(\alpha)$ dla $\alpha_0=10^\circ$

5. Wnioski

W Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa przeprowadzone zostały eksperymentalne badania wpływu niezależnie drgającej klapki sphywowej na podstawowe charakterystyk aerodynamicznych (tj. współczynnik siły nośnej oraz współczynnik momentu pochylającego) oscylującego profilu NACA 0012. Badania przeprowadzono dla szeregu różnych wartości częstotliwości i amplitudy drgań klapki, oraz różnych wartości kąta przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki i ruchem profilu.

Analiza uzyskanych wyników badań prowadzi do wniosku, iż zmiana parametrów oscylacji klapki w istotny sposób wpływa na zmianę wartości charakterystyk aerodynamicznych badanego profilu. I tak, stwierdzono, że:

- przy równoczesnym ruchu profilu i klapki, gdy częstotliwość drgań klapki jest wielokrotnością częstotliwości oscylacji profilu, a zakres kątów natarcia nie obejmuje obszaru oderwania przepływu, tj. dla

$\alpha < 12^{\circ}$, charakterystyki $C_z=f(\alpha)$ oraz $C_{my}=f(\alpha)$ mają kształt dość regularnych pętli. Ilość pętli tych zależności jest równa ilorazowi częstotliwości oscylacji klapki i częstotliwości oscylacji profilu;

- szerokość pętli charakterystyk $C_z=f(\alpha)$ oraz $C_{my}=f(\alpha)$ zależna jest od wzajemnego kąтового położenia profilu i klapki w trakcie ich ruchów, czyli od wartości kąta przesunięcia fazowego pomiędzy ruchem klapki a ruchem profilu. I tak stwierdzono, że szerokość tych pętli jest najmniejsza, gdy profil i klapka równocześnie przyjmują swoje wartości ekstremalne, tzn. równocześnie w czasie ruchu znajdują się w położeniach kątowych najbardziej odległych od swoich wartości średnich, co ma miejsce dla kątów przesunięcia fazowego zbliżonych do $\varphi = 300^{\circ}$;
- zmiana amplitudy drgań klapki w istotny sposób wpływa na wartość współczynnika siły nośnej w zakresie niższych kątów natarcia, tj. dla $\alpha < 12^{\circ}$. W miarę wzrostu wartości amplitudy drgań klapki rośnie odchylenie punktów charakterystyk $C_z = f(\alpha)$, odpowiadających ekstremalnym położeniom tej klapki (tj. $\delta = -5^{\circ}, -10^{\circ}, -15^{\circ}$ oraz $+5^{\circ}, +10^{\circ}, +15^{\circ}$), względem zależności $C_z = f(\alpha)$, uzyskanej w warunkach statycznych. Przy czym, zgodnie z oczekiwaniami, po wychyleniu klapki ku dołowi wartość współczynnika siły nośnej jest większa, niż uzyskana w warunkach statycznych, a po wychyleniu ku górze, mniejsza. W zakresie najwyższych badanych kątów natarcia, gdy na górnej powierzchni profilu występuje oderwanie przepływu, wpływ amplitudy drgań klapki na wartość współczynnika siły nośnej oscylującego profilu NACA 0012 jest niewielki;
- zmiana amplitudy drgań klapki w istotny sposób wpływa na wartość współczynnika momentu pochylającego w całym badanym zakresie kątów natarcia. Przy czym, podobnie jak to miało miejsce w przypadku współczynnika siły nośnej, w miarę wzrostu wartości amplitudy drgań klapki rośnie odchylenie punktów charakterystyk $C_{my}=f(\alpha)$, odpowiadających ekstremalnym położeniom tej klapki, względem zależności $C_{my} = f(\alpha)$, uzyskanej w warunkach statycznych;
- przesunięcie fazowe pomiędzy ruchem profilu a ruchem klapki ma istotny wpływ na maksymalną wartość współczynnika siły nośnej. I tak stwierdzono, że drgania klapki przy oscylującym równocześnie profilu powodują wzrost wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ (w porównaniu z oscylującym profilem i nieruchomą

klapką) w sytuacji, gdy mamy do czynienia z równoczesnym wzrostem wartości kąta natarcia profilu α i wzrostem wartości kąta wychylenia klapki δ . Ma to miejsce w zakresie kątów przesunięcia fazowego $\varphi \approx 0^\circ \div 50^\circ$ oraz $270^\circ \div 360^\circ$. W tym zakresie kątów przesunięcia fazowego (dla $M=0.4$) osiągnięta wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej wynosiła $C_{z_{max}}=1.25$ podczas, gdy przy oscylującym profilu i nieruchomej klapce wartość tego współczynnika była nieco niższa i wynosiła $C_{z_{max}}=1.13$ (przy $\delta=0^\circ$), oraz $C_{z_{max}}=1.17$ (przy $\delta=5^\circ$). Wzrostowi wartości współczynnika $C_{z_{max}}$ towarzyszy niewielki spadek wartości krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr}=14.5^\circ$ do $\alpha_{kr}=14^\circ$. Natomiast, w zakresie kątów przesunięcia fazowego, odpowiadających równoczesnemu zmniejszaniu wartości kąta natarcia profilu α i zmniejszaniu wartości kąta wychylenia klapki δ (co ma miejsce w zakresie kątów przesunięcia fazowego $\varphi \approx 100^\circ \div 220^\circ$), wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej $C_{z_{max}}$ ulegała zmniejszeniu i wynosiła $C_{z_{max}}=1.08$. Spadkowi wartości współczynnika $C_{z_{max}}$ towarzyszył niewielki wzrost wartości krytycznego kąta natarcia z $\alpha_{kr}=14.5^\circ$ do $\alpha_{kr}=14.7^\circ$;

- przesunięcie fazowe pomiędzy ruchem profilu a ruchem klapki ma również istotny wpływ na kształt zależności współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia. I tak stwierdzono, że drgania klapki przy oscylującym równocześnie profilu powodują istotne powiększenie szerokości pętli histerezy zależności $C_{my} = f(\alpha)$ w sytuacji, gdy mamy do czynienia z równoczesnym zmniejszeniem wartości kąta natarcia profilu α i zmniejszeniem wartości kąta wychylenia klapki δ . Natomiast w przypadku równoczesnego zwiększania wartości kąta natarcia profilu α i zwiększania wartości kąta wychylenia klapki δ szerokości pętli histerezy zależności $C_{my} = f(\alpha)$ ulega zmniejszeniu.

Bibliografia

1. Shimke D., Janker P., Wendt V., Junker B., *Wind Tunnel Evaluation of a full scale Piezoelectric Flap Control Uni*, 24 EUROPEAN ROTORCRAFT FORUM -Marseilles, France, 1998
2. Carr L.W., Chandrasekhara M.S., *Design and Development of a Compressible Dynamic Stall Facility*, Journal of Aircraft, **29**, 3, 993

3. CheeTung, McAlister K.W., Wang C.M., *Unsteady Aerodynamic Behavior of an Airfoil with and without a Slot*, Computers Fluids, **22**, 4/5, 1993
4. Coton F.N., McGalbraith R.A., *An experimental study of dynamic stall on a finite wing*, The Aeronautical Journal, maj 1999
5. Antosiewicz A., *Wdrożenie czujników ciśnień typu ESP-16HD*, Sprawozdanie wew. Ilot-u, 35/BA/00/P, Warszawa 2000
6. Konopska D., *Oprogramowanie kalibracji czujników ciśnienia typ ESP-16HD*, Sprawozdanie wew. Ilot-u, 43/BA/00/P, Warszawa 2000
7. Krzysiak A., *Eksperymentalne badania dynamicznych charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012 z uwzględnieniem efektów oblodzenia*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS Warszawa 2002
8. Krzysiak A., *Eksperymentalne i numeryczne badania dynamicznego przeciągnięcia profili śmigłowcowych z uwzględnieniem wpływu efektu oblodzenia tych profili*, Sprawozdanie wew. Ilot-u, 51/BA/01/P, Warszawa 2001

O PEWNEJ METODZIE OCENY TRWAŁOŚCI ZMĘCZENIOWEJ ELEMENTÓW UKŁADU HYDRAULICZNEGO ŚMIGŁOWCA

KRZYSZTOF NIEMIEC

*PZL-HYDRAL S.A., Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Politechnika Wrocławska
e-mail: k.niemiec@hydral.com.pl*

KRZYSZTOF SIBILSKI

*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Politechnika Wrocławska
e-mail: krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl*

Problem analizy zmęczeniowej wirnika nośnego śmigłowca, w tym występujących tam zespołów układu hydraulicznego ma ogromne znaczenie. Zazwyczaj, wszelkie badania dowodowe, określające zasoby trwałości zmęczeniowej (tzw. resurs) polegają na wykonaniu serii długotrwałych i kosztownych badań na stanowiskach laboratoryjnych. W pracy przedstawiono nową koncepcję projektowania opartej na badaniach wirtualnych, dzięki której możliwe jest ograniczenie dowodowych badań laboratoryjnych zespołów układu hydraulicznego śmigłowca.

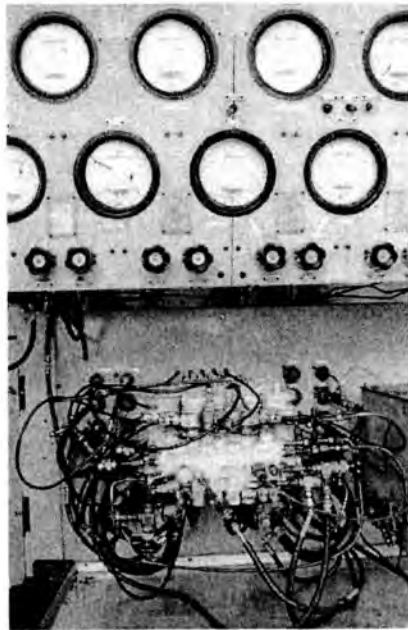
1. Wstęp

Śmigłowce eksploatowane obecnie w Siłach Zbrojnych RP projektowane były wg zasady bezpiecznej trwałości [8], a więc ich zespoły podlegają planowym przeglądom profilaktycznym i są eksploatowane do wyczerpania ustalonego resursu¹. Zakłady wytwarzające zespoły i podzespoły lotnicze obliczają i potwierdzają badaniami laboratoryjnymi ich docelowe resursy.

¹ Resurs - <fr. ressources> [lot.] - ustalony doświadczalnie i teoretycznie okres pracy sprzętu, w czasie którego zagwarantowane jest bezpieczeństwo i sprawność eksploatacji

Resursy docelowe zespołów układu hydraulicznego śmigłowca i paliwowych zależą od wielu czynników, a głównym ich ograniczeniem jest trwałość tzw. elementów krytycznych. Przyjmuje się przy tym zasadę by projektowany zespół (np. hydrauliczny) posiadał rewers zbliżony do rewersu zespołu wyższego (np. silnika).

W chwili obecnej coraz częściej odchodzi się od zasady eksploatacji „wg rewersów”, przechodząc do tzw. eksploatacji wg stanu technicznego. Wymaga to m.in. od producentów podzespołów układu hydraulicznego śmigłowca wprowadzenia nowego systemu projektowania swoich wyrobów. System ten jest oparty w głównej mierze na tzw. wirtualnym prototypowaniu oraz wiarygodnych sposobach oceny stanu technicznego zamontowanych na obiektach latających zespołów. Dlatego też, przeprowadzane są m.in. badania termowizyjne mające na celu znalezienie metodologii oceny stanu technicznego zespołów śmigłowca w trakcie jego eksploatacji



Rys .1. Próba stanowiskowa układu hydraulicznego BLH-10

W celu wykonania numerycznych analiz wytrzymałościowo-zmęczeniowych zespołów układu hydrauliczno-paliwowego śmigłowca opracowano metodę badań wirtualnych, w której wykorzystuje się rzeczywiste widma drgań oraz dane materiałowe w postaci krzywych S-N.

W trakcie wykonywania tych badań można symulować dowolne stany lotu, uszkodzenia (np. pęknięcia), korozję elementów, błędy w ich obsłudze i użytkowaniu oraz inne zdarzenia zarejestrowane w procesie ich eksploatacji.

W wyniku analiz zmęczeniowych w wirtualnym laboratorium uzyskujemy wyniki w postaci ilości cykli do uszkodzenia. Na podstawie częstotliwości drgań (widmo obciążeń) możemy oszacować bezpieczny okres eksploatacji tych elementów.

Możemy również wyznaczyć elementy krytyczne, które w znaczący sposób ograniczają resurs zespołu hydraulicznego lub paliwowego śmigłowca.

Należy pamiętać, że nawet przy najprostszych założeniach, dynamiczne równania wahań łopaty wirnika nośnego śmigłowca zawierają liczne zmienne w czasie współczynniki. Rozwiązania tych równań można przedstawić w postaci szeregów harmonicznym określających ruch łopat. Okazuje się przy tym, że konieczne jest tłumienie ruchów łopat występujących w płaszczyźnie obrotu wirnika nośnego [7]. W tym celu stosowane są zazwyczaj tłumiki hydrauliczne.

Występujące zarówno w płaszczyźnie wahań, jak i w płaszczyźnie obrotu ruchy łopat wirnika nośnego śmigłowca powodują powstanie sił okresowych, przenoszących się na piastę i konstrukcję kadłuba (w obu płaszczyznach – pionowej i poziomej). Zmiany momentów przekraczających łopatę przenoszą się zwykle bezpośrednio na układ sterowania. Dlatego też problem analizy zmęczeniowej elementów wirnika nośnego, w tym występujących tam podzespołów układu hydraulicznego śmigłowca ma ogromne znaczenie. Zazwyczaj, wszelkie badania dowodowe, określające zasoby trwałości zmęczeniowej (tzw. resurs) polegają na wykonaniu serii długotrwałych i bardzo kosztownych badań na stanowiskach laboratoryjnych. Celem pracy jest wykazanie, że wykorzystanie odpowiednio dobranych pakietów oprogramowania, wykorzystujące jako dane wejściowe rzeczywiste widma obciążeń, pozwala na znaczne ograniczenia dowodowych badań laboratoryjnych zespołów układu hydraulicznego śmigłowca. W pracy zaprezentowana zostanie metodologia wirtualnych badań zespołów hydraulicznych śmigłowca, polegająca na połączeniu wybranych pakietów programów komercyjnych (SOLID WORKS, MSC.PATRAN MSC.NASTRAN, MSC.FATIGUE) w funkcjonalną sieć oprogramowania, która przy wykorzystaniu zdjętych w trakcie badań w locie widm obciążeń eksploatacyjnych pozwoli na wiarygodną ocenę trwałości zmęczeniowej

zespołów hydraulicznych śmigłowca. Istotna różnica między dotychczasowym, klasycznym, schematem projektowania, a sposobem prezentowanym w pracy polega na wprowadzeniu koncepcji projektowania wykorzystującej tzw. *wirtualne prototypowanie* (*virtual prototyping*). Koncepcja „*wirtualnego prototypowania*” niesie wymierne korzyści. Już na etapie opracowania projektu wstępnego istnieje możliwość poddania wygenerowanego modelu trójwymiarowego (3D) wszelkim niezbędnym próbom i analizom. Możliwe jest również prognozowanie trwałości zmęczeniowej konstrukcji. W przypadku niezadowolających wyników badań w „wirtualnym laboratorium”, w prosty i niekosztowny sposób można skorygować 3D model projektowanego zespołu. Szybka korekcja modelu trójwymiarowego możliwa jest dzięki parametryzacji wymiarów podczas jego tworzenia. W dotychczasowym schemacie projektowania, w sytuacji, kiedy wyniki badań gotowego wyrobu odbiegały od założeń technicznych, należało dopracować dokumentację projektu technicznego, ponownie wykonać prototyp i poddać go kolejnym badaniom.

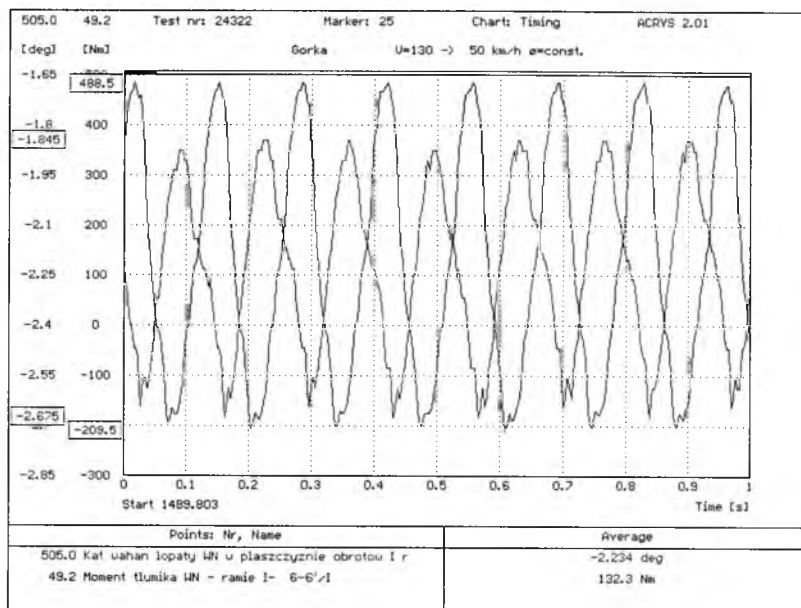
2. Badania wirtualne tłumika hydraulicznego

2.1 Obciążenia działające na podzespoły śmigłowca

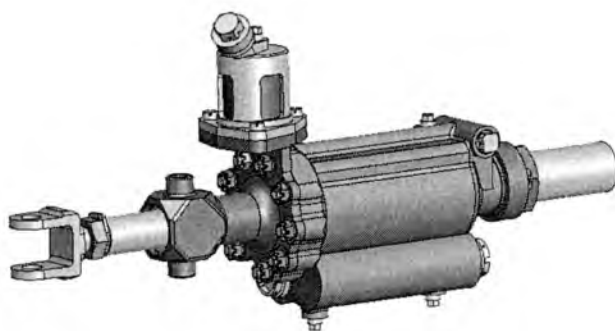
Większość elementów napędu i sterowania śmigłowca oblicza się przede wszystkim ze względu na obciążenia zmęczeniowe [4]. Dlatego też istnieje potrzeba właściwego wyznaczenia widma występujących w locie obciążeń, oraz przeprowadzenie szczegółowych badań zmęczeniowych elementów narażonych na zmienne obciążenia. Badanie te należy przeprowadzić przed podjęciem prób w locie.

Jedną z głównych przyczyn drgań elementów układu konstrukcyjnego wirnika jest różnica prędkości przepływu powietrza na łopatach nacierających i powracających. Należy podkreślić, że nawet przy najprostszych założeniach, dotyczących zmian prędkości na tarczy wirnika nośnego, dynamiczne równania wahań łopat zawierają liczne zmienne w czasie współczynniki. Rozwiązanie tych równań można przedstawić w postaci szeregu harmonicznego określającego ruch łopat [7]. Zazwyczaj ruch łopat odbywa się w dwu płaszczyznach (pionowej – wahanie i poziomej – odchylenie). Ruch odchylenia łopaty zmniejsza siły w płaszczyźnie obrotu wirnika. W wirnikach przegubowych odchylenie sztywnej łopaty odbywa się dookoła przegubu ustawionego mimo-

środowo względem osi obrotu. Ponieważ występujące w płaszczyźnie obrotu aerodynamiczne siły tłumiące są małe, aby ustatednić ruch odchylania, zwykle stosuje się tłumiki mechaniczne (na ogół hydrauliczne – rys. 2).



Rys. 2. Widmo obciążenia tłumika TLH-48-1



Rys. 3. Model bryłowy tłumika hydraulicznego TLH-48-1

Reasumując można stwierdzić, że ruchy łopat w płaszczyźnie wahań (pionowej) i w płaszczyźnie obrotu (poziomej) powodują powstanie okresowych sił, przenoszących się na piastę i konstrukcję kadłuba

śmigłowca. Zmienne obciążenia łopat wirnika nośnego przenoszą się bezpośrednio na układ sterowania i na podzespoły układu hydraulicznego śmigłowca. Niezawodność zespołów układu hydraulicznego śmigłowca jest jednym z czynników decydujących o bezpieczeństwie lotu śmigłowca.

2.2. Wirtualne prototypowanie „*Virtual prototyping*” – szkic proponowanej metody projektowania

Ocena niezawodności zespołów układu hydraulicznego śmigłowca, określona wymaganą wytrzymałością oraz trwałością zmęczeniową, jest niezbędnym elementem procesu projektowania. Istotna różnica między dotychczasowym, klasycznym, schematem projektowania, a proponowanym schematem polega na wprowadzeniu koncepcji projektowania wykorzystującej tzw. *wirtualne prototypowanie*. Koncepcja „wirtualnego prototypowania” niesie wymierne korzyści. Konstruktor już na etapie opracowania projektu wstępnego jest w stanie poddać wygenerowany model 3D nowego produktu wszelkim niezbędnym próbom i analizom. Jest w stanie określić maksymalne naprężenia statyczne oraz trwałością zmęczeniową projektowanej konstrukcji. W przypadku niezadowalających wyników badań w „wirtualnym laboratorium”, konstruktor może skorygować model 3D projektowanego wyrobu tak, aby osiągnąć zamierzony cel. Szybka korekcja modelu 3D możliwa jest dzięki parametryzacji wymiarów podczas jego tworzenia.

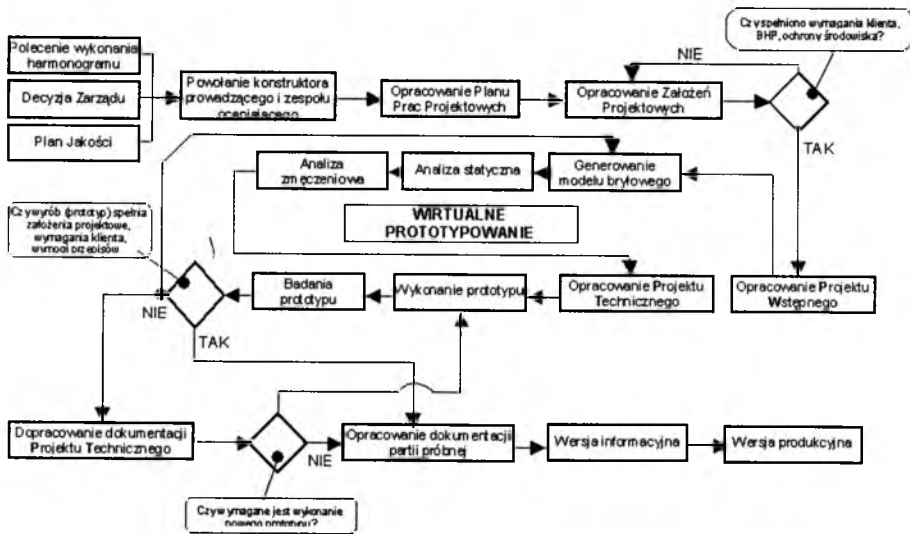
W tradycyjnym schemacie projektowania, w sytuacji, kiedy wyniki badań gotowego wyrobu odbiegały od założeń technicznych, należało dopracować dokumentację projektu technicznego, ponownie wykonać prototyp i poddać go kolejnym kosztownym badaniom laboratoryjnym. Dzięki nowej koncepcji projektowania możliwe będzie ograniczenie drogich i długotrwałych badań laboratoryjnych.

Głównym zamierzeniem jest stworzenie systemu, gdzie proces wirtualnego prototypowania będzie sprowadzać się do jednego zunifikowanego schematu współpracujących programów komercyjnych. I tak:

- preprocesorem wirtualnego laboratorium będzie program do modelowania bryłowego SOLID WORKS, gdzie wygenerowany model 3D poprzez format *.x_t (parasolid) implementowany będzie do środowiska MSC.PATRAN;
- następnie w MSC.NASTRAN przeprowadzona będzie statyczna analiza wytrzymałościowa;

- kolejnym etapem procesu wirtualnego prototypowania będzie analiza trwałości zmęczeniowej w MSC.FATIGUE. Oszacowanie trwałości zmęczeniowej oparte będzie głównie na widmach obciążeń typu HELIX i rzeczywistych z PZL-Świdnik S.A. (rys. 1) oraz danych materiałowych w postaci krzywych S-N;
- wyniki analiz prezentowane będą w postprocesorze MSC-PATRAN.

Należy podkreślić, że przeprowadzanie prób laboratoryjnych jest kosztowne i czasochłonne. Wykorzystanie oprogramowania generującego modele 3D i umożliwiającego w sposób wiarygodny ich badanie i testowanie znacznie obniża koszty i czas opracowania nowych wyrobów. Należy także pamiętać, że wirtualne prototypowanie dzięki szybkiej symulacji wielu koncepcji i scenariuszy daje możliwość optymalizacji projektów.



Rys. 4. Schemat projektowania z wykorzystaniem badań wirtualnych

2.3. Numeryczne badania wytrzymałościowe i zmęczeniowe elementów tłumika hydraulicznego TLH-48-1

Problematyka zwiększania rezerwów podzespołów statków powietrznych ustalonych przez zakład produkcyjny nie traci wciąż na aktualności [8]. Z danych eksploatacyjnych wynika, że użytkowanie

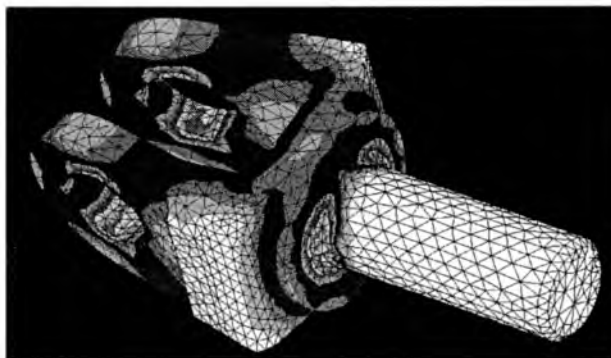
śmigłowców nie odbywa się w identycznych warunkach. Oczywistym jest fakt, iż śmigłowce wykonujące np. loty NOE² są w znacznie większym stopniu narażone na ekstremalne obciążenia, niż śmigłowce, przeznaczone do przewozu pasażerów.

Numeryczne badania wytrzymałościowe i zmęczeniowe elementów tłumika hydraulicznego przeprowadzono metodą elementów skończonych [1,2]. Analizy przedstawiono na przykładzie ucha TLH48-1-105.

Model bryłowy ucha utworzono na podstawie dokumentacji technicznej PZL-HYDRAL S.A. wykorzystując środowisko SOLID WORKS 2003. Model bryłowy ucha został wczytany do programu MSC.PATRAN poprzez format *.x_t (parasolid).

Otrzymany model geometryczny wykorzystano do budowy modelu dyskretnego (rys 4).

Przejęcie z modelu geometrycznego na model dyskretny odbywa się poprzez podział wygenerowanej bryły na trójwymiarowe elementy skończone. W modelu dyskretnym zastosowano elementy tetragonalne czterowęzłowe typu TETRA4. Obliczenia wytrzymałościowe w zakresie statyki wykonano wykorzystując moduł MSC.NASTRAN. Wyznaczono przemieszczenia węzłów i otrzymano rozkłady naprężeń zredukowanych od położonych obciążeń według hipotezy Hubera-Misesa (rys.5).



Rys. 5. Model dyskretny ucha TLH48-1-105

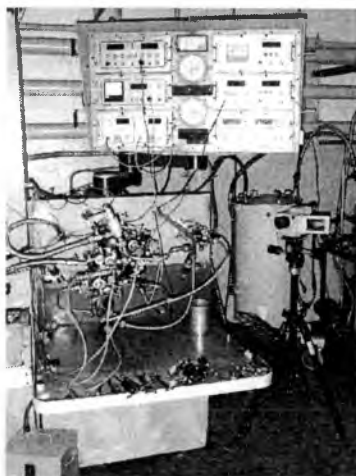
Głównym celem dalszych analiz numerycznych będzie zweryfikowanie i porównanie obliczeń uzyskanych w wirtualnym laboratorium (SOLID WORKS, MSC.PATRAN, MSC.NASTRAN, MSC.FATIGUE) z wynikami tradycyjnych obliczeń i wynikami badań na stanowiskach laboratoryjnych. Należy przy tym podkreślić, że tylko dzięki wielo-

² NOE – <ang.Nap Of the Earth> [lot.] – „z nosem przy ziemi”; lot śmigłowca na małych wysokościach.

krotnym analizom i zdobytemu w ten sposób doświadczeniu obliczenia MES można uważać za wiarygodne i stosować w procesie projektowania nowych zespołów.

3. Badania termowizyjne

Badania termowizyjne przeprowadzono na zespołach hydraulicznych i paliwowych w celu znalezienia metodologii oceny stanu technicznego bezpośrednio na statkach powietrznych.

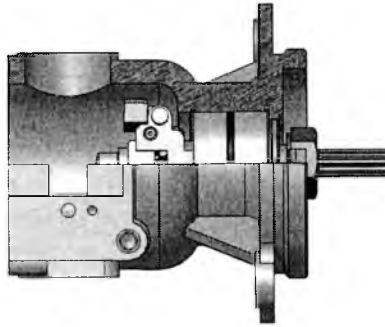


Rys. 6. Stanowisko przeznaczone do badań termowizyjnych ogranicznika obrotów turbiny ALRT-2B

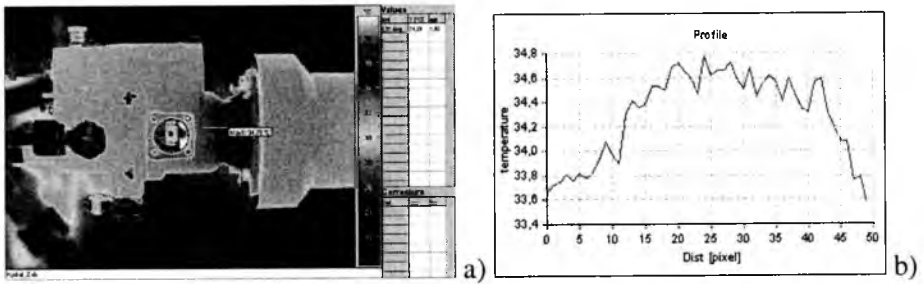
Zaletą takich badań jest szybka ocena stanu technicznego bez konieczności demontowania wyrobów ze statku latającego. Przykład stanowiska przeznaczonego do badań termowizyjnych przedstawiono na rys. 6.

W wyniku przeprowadzonych badań termowizyjnych wykreślono profil temperatury na korpusie ogranicznika obrotów ALRT-2B. Znalaziono również maksymalną temperaturę na wskazanej linii pomiarowej (rys. 7 i 8).

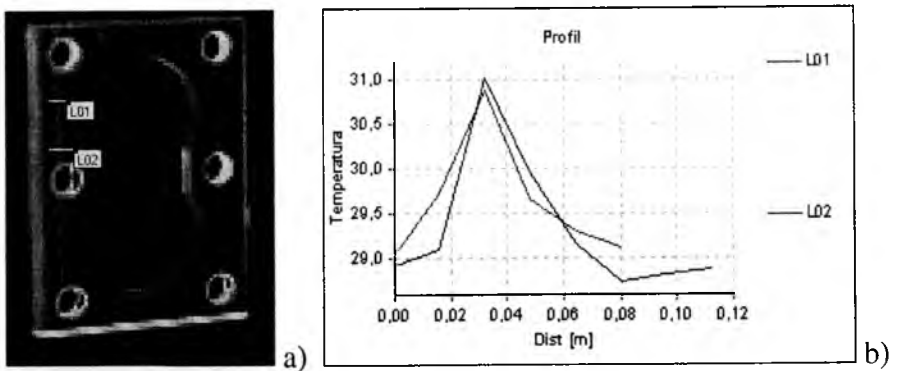
Badania termowizyjne wykorzystano również do lokalizacji pęknięć na elementach zespołów układu hydraulicznego śmigłowca. Wykreślono również profil temperatury wzdłuż dwóch linii pomiarowych (rys. 9 i 10).



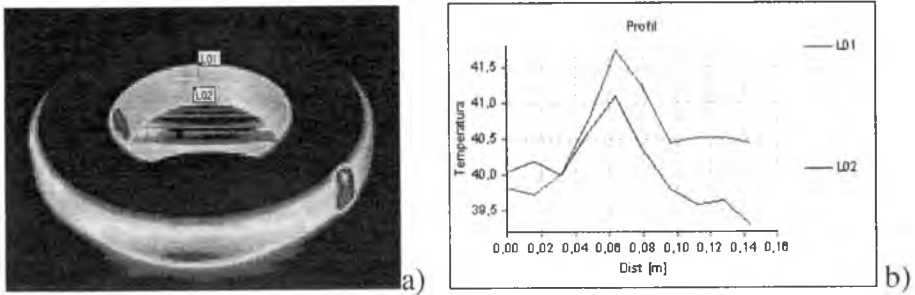
Rys. 7. Model bryłowy ogranicznika obrotów turbiny ALRT-2B z widocznym zespołem łożysk



Rys. 8. a) Termogram ogranicznika obrotów turbiny ALRT-2B.
b) Profil temperatury

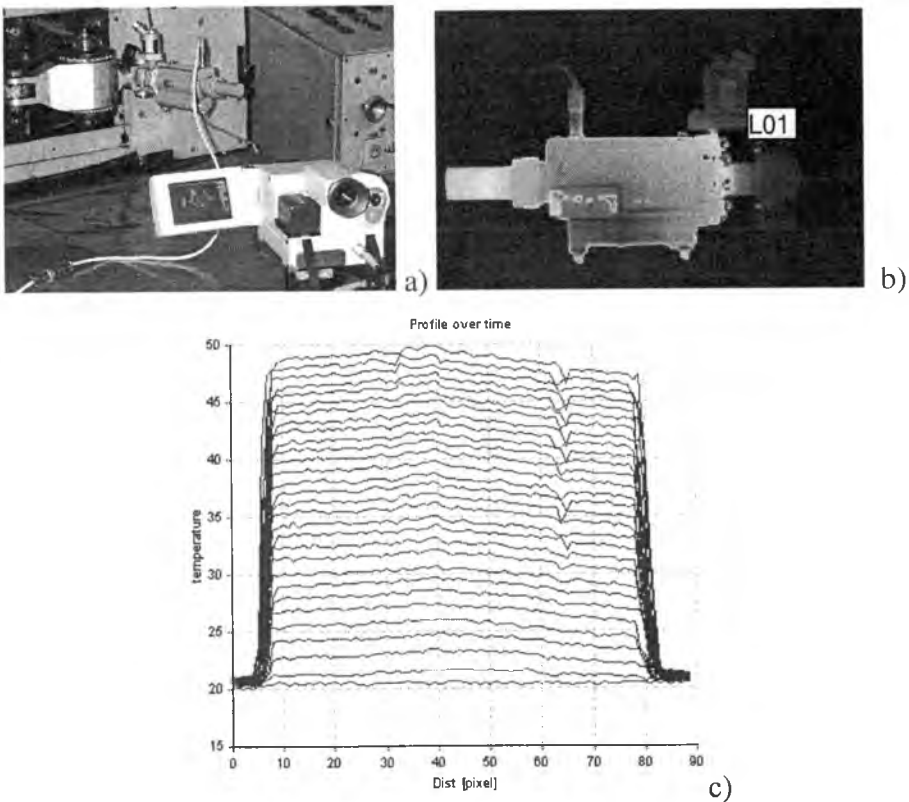


Rys. 9. a) Pęknięcie na płycie. b) Profil temperatury wzdłuż dwóch linii pomiarowych.



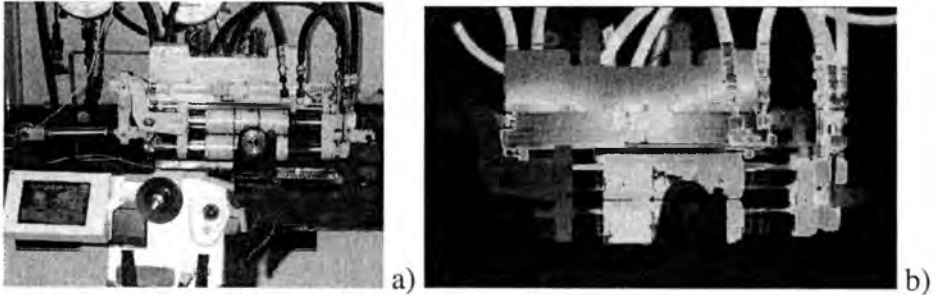
Rys. 10. a) Pęknięcie wewnętrznej średnicy pierścienia.
b) Profil temperatury

Wykreślono również rozkłady temperatur na zespołach układu hydraulicznego śmigłowca w czasie (rys. 11).



Rys. 11. a) Badania termowizyjne tłumika hydraulicznego TLH-48-1,
b) termogram tłumika hydraulicznego TLH-48-1,
c) profil temperatury wzdłuż linii pomiarowej L01

Dzięki termowizji możliwe jest również badanie szczelności układów hydraulicznych.



Rys. 12. Badanie szczelności wzmacniacza hydraulicznego WLEH-40

4 Wnioski

Należy podkreślić, że w świetle obowiązujących przepisów Urzędu Lotnictwa Cywilnego, Wojskowych Polskich Norm oraz norm FAR i JAR wykonywanie prototypów zespołów pracujących na statkach powietrznych nadal będzie nie uniknione. Można jednak, poprzez komputerowe generowanie modeli trójwymiarowych - i ich wirtualne badania, znacząco ograniczyć zakres wykonywanych badań laboratoryjnych, zwłaszcza na etapie projektowania.

Badania wirtualne niosą kolejne możliwości, szczególnie w zakresie wprowadzenia eksploatacji wg stanu technicznego. Dzięki badaniom wirtualnym możliwe będzie wskazanie miejsc krytycznych w zespołach hydraulicznych śmigłowca, które muszą być kontrolowane podczas ustalonych przeglądów lub w krótkiej chwili po wylądowaniu śmigłowca (dzięki np. termowizji). Kolejną wymierną zaletą badań wirtualnych będzie możliwość oszacowania wpływu korozji, wtrąceń niemetalicznych, lotu w warunkach nieustalonych na trwałość zmęczeniową zespołów hydraulicznych śmigłowca.

Bibliografia

1. Rusiński E., *Metoda elementów skończonych. System COSMOS/M*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1994
2. Rusiński E., Czmochowski J., Smolnicki T., *Zaawansowana metoda elementów skończonych w konstrukcjach nośnych*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 2002

3. MSC.FATIGUE, *Quick Start Guide*, 1999
4. Praca zbiorowa: *Zmęczenie metali*, WNT, Warszawa 1962
5. Uhl T., *Wspomaganie komputerowe CAD/CAM, Komputerowo wspomagana identyfikacja modeli konstrukcji mechanicznych*, WNT, Warszawa 1997
6. Witkowski R., *Wprowadzenie do wiedzy o śmigłowcach*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1998
7. Padfield G., *Dynamika lotu śmigłowców*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1998
8. Borgoń J., Barszcz P., *Ocena stanu skorodowania konstrukcji statków powietrznych prowadzona w ramach procesu zwiększania ich zasobów, Zagadnienia Eksploatacji Maszyn, Zeszyt 2 (134) 2003*

Rozdział IX

Zagadnienia konstrukcyjne i eksploatacyjne obiektów latających

METODYKA WYZNACZANIA KRYTYCZNEJ PRĘDKOŚCI FLATTERU W OPARCIU O OPROGRAMOWANIE CAD/CAE NA PRZYKŁADZIE KONSTRUKCJI LOTNICZYCH NOWOPROJEKTOWANYCH I EKSPLOATOWANYCH W SIŁACH POWIETRZNYCH RP

ALEKSANDER OLEJNIK

*Wydział Mechatroniki, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: dziekan@wmt.wat.edu.pl*

STANISŁAW KACHEL

ROBERT ROGÓLSKI

*Instytut Techniki Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: kachel@wmt.wat.edu.pl; rogolski@wp.pl*

Lech Jarzębiński

*EADS-PZL „Warszawa-Okęcie” s.a.
e-mail: Lech.Jarzebinski@pzl.eads.net*

Praca dotyczy zastosowania systemu CAD/CAE do przygotowania bazy obliczeniowej i wykonania numerycznej analizy flatteru samolotu swobodnie podpartego. Zaproponowano metodykę strukturalnego i aerodynamicznego modelowania płatowca do wyznaczenia krytycznej prędkości flatteru przy wspomaganie systemu obliczeniowego MSC.Nastran. Stosowane modele sporządzono dla samolotów szkolno-treningowych: duraluminiowego PZL-130 Orlik TC II oraz laminatowego EM-10 Bielik.

1. Pojęcie flatteru i ogólne równanie ruchu

Flutter jest zjawiskiem z dziedziny aerosprężystości polegającym na generowanej aerodynamicznie niestateczności ruchu odkształcalnego w czasie lotu z określoną prędkością. Na odkształcalny obiekt działają

nieustalone siły aerodynamiczne $Q(t)$, siły bezwładności $F_M(t)$, siły sprężystości $F_K(t)$ oraz siły tłumienia $F_C(t)$ będące konsekwencją oporów tarcia i lepkości. Dla pewnej prędkości lotu warunek równowagi wszystkich sił niestacjonarnych można opisać równaniem:

$$F_M(t) + F_C(t) + F_K(t) = Q(t) \quad (1)$$

Powyżej prędkości krytycznej równanie (1) nie jest już spełnione; obciążenia aerodynamiczne są wówczas na tyle duże, że suma pozostałych sił uwarunkowanych mechanicznymi własnościami konstrukcji nie równoważy sił zewnętrznych. Siły $Q(t)$ napędzają więc układ do coraz większych oscylacji, co w konsekwencji prowadzi do uszkodzenia lub nawet zniszczenia struktury nośnej. Dla obiektu aerosprężystego o dowolnej liczbie stopni swobody n ruch odkształcalny można opisać następującym równaniem macierzowym:

$$M_{nn}\ddot{q}_n(t) + C_{nn}\dot{q}_n(t) + K_{nn}q_n(t) = Q_n(t) \quad (2)$$

gdzie: M_{nn} , C_{nn} , K_{nn} – kwadratowe macierze bezwładności, tłumienia i sztywności stopnia n ,

$q_n(t)$ - wektor przemieszczeń uogólnionych o n składowych,

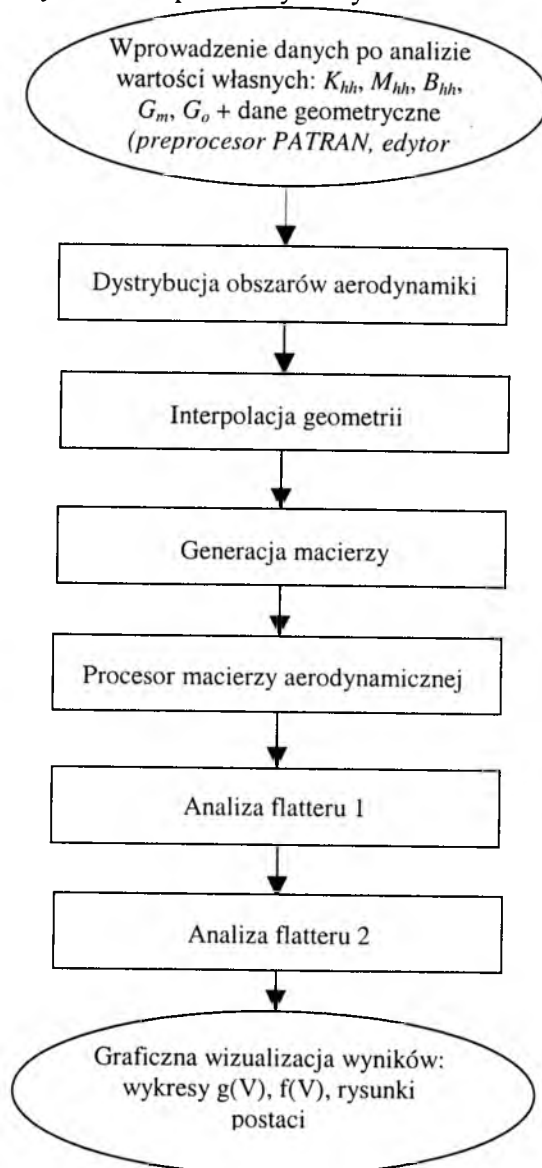
$Q_n(t)$ – kolumnowa macierz obciążenia zewnętrznego od niestacjonarnych sił aerodynamicznych.

2. Schemat realizacji procedur wykonywanych w systemie MSC.

Nastran w trakcie analizy flutteru

Do numerycznego rozwiązywania zagadnień flutteru wykorzystuje się specjalistyczne oprogramowanie, wymagające przygotowania danych w formie modeli obliczeniowych. Do analizy dynamicznej konieczny jest model strukturalny. Oprócz tego wykonuje się tzw. model aerodynamiczny zestawiony z umownych elementów nośnych symulujących powierzchnie płatowca. Elementami tymi są geometrycznie zdefiniowane obszary, dla których określa się niestacjonarne siły aerodynamiczne. W celu powiązania ruchu węzłów aerodynamicznych z przemieszczeniami węzłów struktury stosuje się interpolację geometryczną poprzez zadanie równań więzów pomiędzy oboma rodzajami punktów węzłowych. Niestacjonarne siły aerodynamiczne powstają w wyniku opływu odkształcalnej struktury. Ich wartość parametryzowana jest poprzez dobór liczb Ma i k . W procesorze MSC.Nastran kolejne fazy operacji obliczeniowych wykonywane są w wyniku realizacji ustalonych

procedur. Schemat analizy flatteru w formie zestawienia kolejnych operacji modułowych został pokazany na rys. 1.



Rys. 1. Diagram przepływu danych w kolejnych procedurach modalnej analizy flatteru wykonywanej w systemie MSC.Nastran

Przygotowanie danych do strukturalnej analizy dynamicznej metodą elementów skończonych polega na dyskretyzacji układu kontynuального

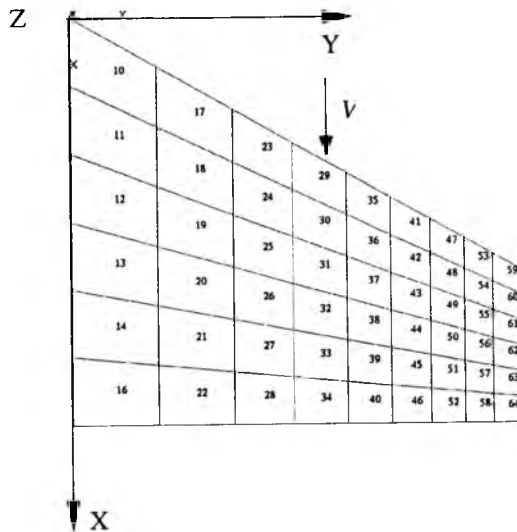
i utworzeniu modelu fizycznego. Aerodynamiczna część obliczeniowej bazy danych jest niezbędna do wyznaczenia wartości współczynników macierzy aerodynamicznej dla równania flatteru. Modele samolotów EM-10 Bielik i PZL-130 TCII Orlik zostały wykonane metodą panelową, która bazuje na teorii ustalonego rozkładu dipoli (*doublet lattice method - DLM*). System panelowy zakłada podział powierzchni nośnej na trapezowe elementy aerodynamiczne. Przykładowy makroelement pokazano na rys. 2. Ostatecznie macierz sił aerodynamicznych generowanych na segmentach panelowych (węzłach aerodynamicznych) określona będzie następującym równaniem:

$$Q_k = S_{kj} p_j \quad (3)$$

gdzie: S_{kj} – macierz całkująca, której elementy wyrażają powierzchnie aerodynamicznych segmentów modelu *DLM*, natomiast p_j jest macierzą współczynników ciśnienia nośnego indukowanego prędkością normalną:

$$p_j = \sum_{J=1}^n A_{jJ} w_J \quad (4)$$

gdzie A_{jJ} – macierz wpływuwa określana w oparciu o wyrażenie definiujące jądro w przypadku powierzchni przestrzennej.



Rys. 2. Panel aerodynamiczny jest powierzchnią zastępczą regularnie podzieloną na J segmentów, na których określa się współczynniki p_j wynikające z prędkości normalnej indukowanej niestabilnymi dipolami rozmieszczonymi wzdłuż $1/4$ cięciwy każdego segmentu

Modalną analizę flatteru przeprowadzano dostępną w Nastranie metodą PK. Rozwiązywane równanie ma postać następującą:

$$\left[M_{hh} p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4} \frac{\rho b V Q'_{hh}}{k} \right) p + \left(K_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q^R_{hh} \right) \right] \{u_h\} = 0 \quad (5)$$

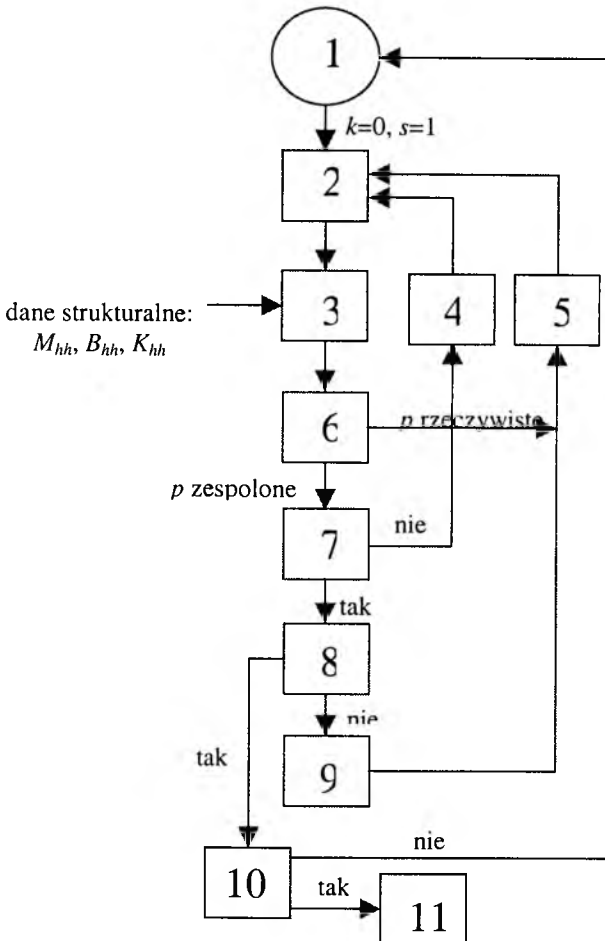
gdzie wprowadzone symbole oznaczają odpowiednio:

M_{hh} , B_{hh} , K_{hh} – modalne macierze bezwładności, tłumienia i sztywności,

Q'_{hh} , Q^R_{hh} – modalne macierze tłumienia i sztywności aerodynamicznej,

p – wartość własna.

Numeryczny tryb rozwiązywania bazuje na algorytmie pokazanym na rysunku 3, gdzie:.



Rys. 3. Algorytm numerycznego wyznaczania flatteru metodą PK

Schemat przedstawiony na rysunku 3: 1

- 1 - wprowadzenie parametrów strumienia niezaburzonego: ρ, V, Ma
- 2 - wyznaczenie aerodynamicznych macierzy Q_{hh}^R i Q_{hh}^I do równania (5)
- 3 - wyznaczenie macierzy:

$$[A] = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -M_{hh}^{-1} \left[K_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right] & -M_{hh}^{-1} \left[B_{hh} - \frac{1}{4} \frac{\rho b V Q_{hh}^I}{k} \right] \end{bmatrix}$$

na potrzeby kanonicznej postaci równania flatteru: $[A - pI] \{ \bar{u}_h \} = 0$

- 4 - oszacowanie następnej wartości k
- 5 - oszacowanie pierwszej wartości k
- 6 - wyznaczenie wartości własnej p z równania kanonicznego
- 7 - określenie zbieżności rozwiązania na podstawie nierówności:

$$\left| k_s^{(j)} - k_s^{(j-1)} \right| < \varepsilon \text{ dla } k_s^{(j-1)} < 1.0 \text{ lub}$$

$$\left| k_s^{(j)} - k_s^{(j-1)} \right| < \varepsilon k_s^{(j-1)} \text{ dla } k_s^{(j-1)} \geq 1.0$$

- 8 - czy numer postaci s jest ostatni?
- 9 - następna postać: $s = s + 1$
- 10 - czy to ostatnie wartości parametrów aerodynamicznych: ρ, V, Ma ?
- 11 - sortowanie, zestawienie i edycja wyników: wykresy $g(V)$ i $f(V)$.

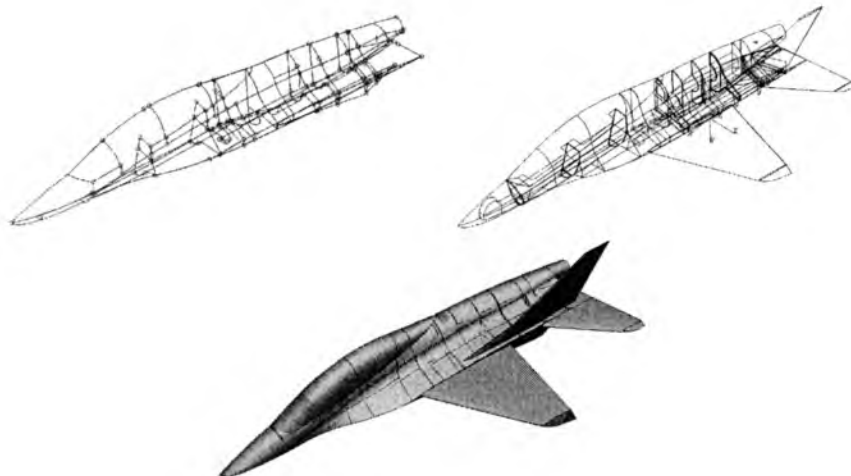
3. Identyfikacja aerosprężystych własności wybranych struktur lotniczych na bazie modeli sztywnościowo-masowych

W oparciu o modele sztywnościowo-masowe do analizy strukturalnej oraz uproszczone modele panelowo-bryłowe do wyznaczania niestacjonarnych sił aerodynamicznych wyznaczono krytyczne prędkości flatteru oraz postacie odkształcalnego ruchu samowzбудnego dla wybranych dwóch konstrukcji lotniczych. Aby zademonstrować szerokie możliwości systemu Nastran w zakresie zagadnień aerosprężystych wybrano samoloty o zupełnie innych koncepcjach konstrukcyjnych i aerodynamicznych. Był to więc laminatowy EM-10 Bielik ze skrzydłem pasmowym i odrzutowym napędem oraz duraluminiowy PZL-130 Orlik TC II o klasycznej konstrukcji i napędzie turbośmigłowym.

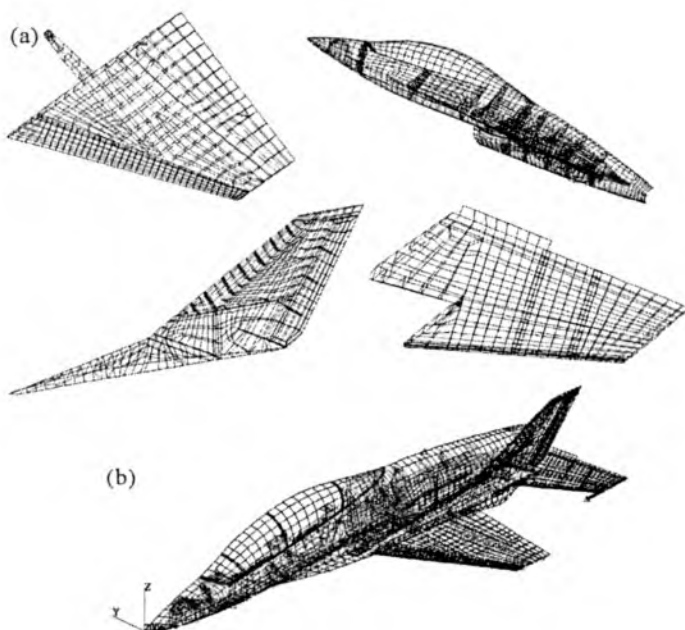
3.1 Obliczenia flatteru w oparciu o model samolotu EM-10 Bielik

Pierwszym etapem przygotowania bazy danych do analizy było odtworzenie geometrii samolotu EM-10. Geometrię wygenerowano

w oparciu o dokumentację papierową dostarczoną przez producenta. Etapy kształtowania wirtualnej bryły obiektu przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Kolejne etapy generacji połówkowego modelu geometrycznego: wprowadzenie punktów, generacja krzywych, utworzenie powierzchni



Rys. 5. Model strukturalny samolotu EM-10 Bielik do analiz numerycznych; (a) modele fragmentaryczne zespołów płatowcowych; (b) model całościowy. Masy kupione wyposażenia przytwierdzone zostały do węzłów bezpośrednio lub za pomocą elementów sztywnych RBE

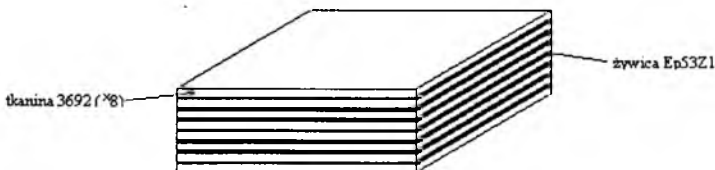
Siatka dyskretna modelu struktury składa się elementów, których własności sprecyzowano w oparciu o określoną topologię. Przy modelowaniu konstrukcji lotniczych z uwagi na ich cienkościenność najbardziej użyteczne były powłokowe elementy dwuwymiarowe typu CQUAD4 (czworoboczne) i CTRIA3 (trójkątne).

Samolot EM-10 jest zbudowany niemal w całości z kompozytów. Materiały zastosowane do budowy płatowca to laminaty warstwowe złożone z warstw włókna węglowego przesączonych żywicą epoksydową. Wykorzystano także kompozyty przekładkowe, gdzie jako wypełniacza użyto pianki poliuretanowej. W większości występuje tkanina z włókna węglowego oznaczona jako 3692, natomiast na lokalne wzmocnienia zastosowano warstwy oznaczone jako KDU składające się z włóknistych taśm o jednokierunkowej sztywności. W tabeli 1 zestawiono dane dotyczące użytych materiałów składnikowych. Dla stali przyjęto: $E=210$ GPa, $\nu=0.3$, $\rho=7.8$ g/cm³.

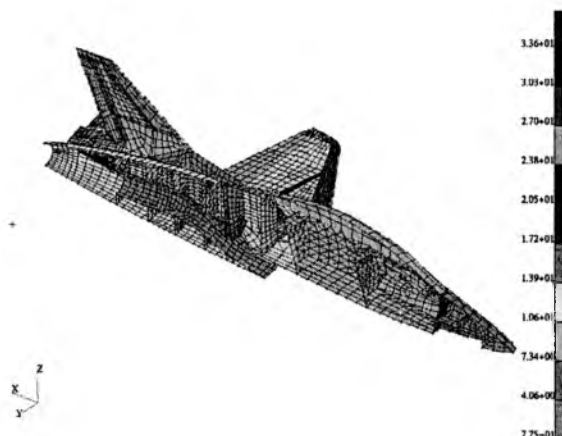
Tabela 1

Material	E_{11} [N/mm ²]	E_{22} [N/mm ²]	ν_{12}	G_{12} [N/mm ²]	G_{23} [N/mm ²]	G_{13} [N/mm ²]	ρ [kg/mm ³]
3692	31000	31000	0.26	10333.3	10333.3	10333.3	1.89E-06
KDU	31000	-	0.26	9000	9000	9000	1.89E-06
Ep53Z1	5000	5000	0.35	1851	1851	1851	1.22E-06
szkło organicz- ne	70000	70000	0.37	25000	25000	25000	2.55E-06
pianka	92	92	0.26	30	30	30	7.5E-08

Metoda składania laminatów polegała na warstwowym układaniu jednolitych materiałów składnikowych. Każdą warstwę deklarowano poprzez podanie charakteryzującego ją materiału, grubości i kąta laminowania (rys. 6).



Rys. 6. Przykład elementu struktury o własnościach laminatu zbudowanego z ośmiu warstw tkaniny węglowej przełożonych warstwami żywicy



Rys. 7. Materiałowe zróżnicowanie elementów struktury

Masy zamodelowanych zespołów oszacowane przez preprocesor na podstawie gęstości materiałów i wymiarów elementów okazały się niemal identyczne z masami rzeczywistymi (tabela 2).

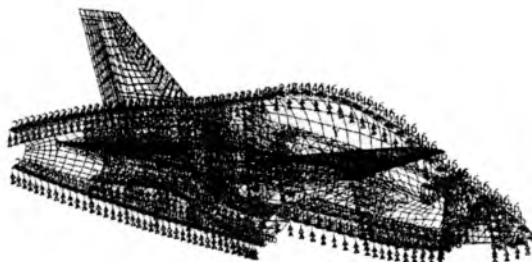
Tabela 2

zespół płatowcowy	masa rzeczywista [kg]	masa zamodelowana [kg]	rozbieżność masy [%]
połówka skrzydła	81.60 (lewa) 76.80 (prawa)	80.46	1.59
klapa przednia	12.60 (lewa) 11.50 (prawa)	11.86	-1.58
klapa tylna	6.20 (lewa) 6.30 (prawa)	6.16	-1.44
kadłub	478.00	489.0	2.30
sterolotka	27.10 (lewa, z wyważeniem) 26.10 (prawa, z wyważeniem)	27.16 (z wyważeniem)	2.10
usterzenie pionowe	23.0 (lewe i prawe, bez wyważenia)	24.06 (bez wyważenia) 25.16 (z wyważeniem)	4.61
ster kierunku	3.57 (lewy, bez wyważenia) 3.95 (prawy, bez wyważenia)	3.66 (bez wyważenia) 4.76 (z wyważeniem)	-2.66
struktura+masy	2503.5	2512	0.34

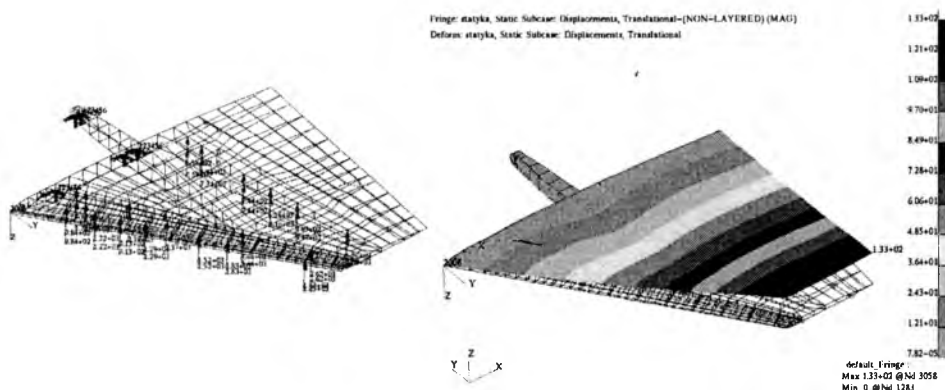
Operacje numeryczne dotyczą modelu połówkowego, więc podparcie wprowadzono dla węzłów leżących w płaszczyźnie symetrii samolotu.

Jedyną metodą oceny sztywności modelu było wykonanie symulacji prób statycznych dla poszczególnych zespołów zamodelowanej struktury. Wzorując się na programach prób statycznych wykonano

symulacje obciążenia wszystkich zespołów płatowca. Rys. 9 prezentuje przykładową realizację analizy obciążenia statycznego.



Rys. 8. Węzłom podparcia odebrano stopnie swobody zgodnie z warunkami symetrii lub antysymetrii ruchu



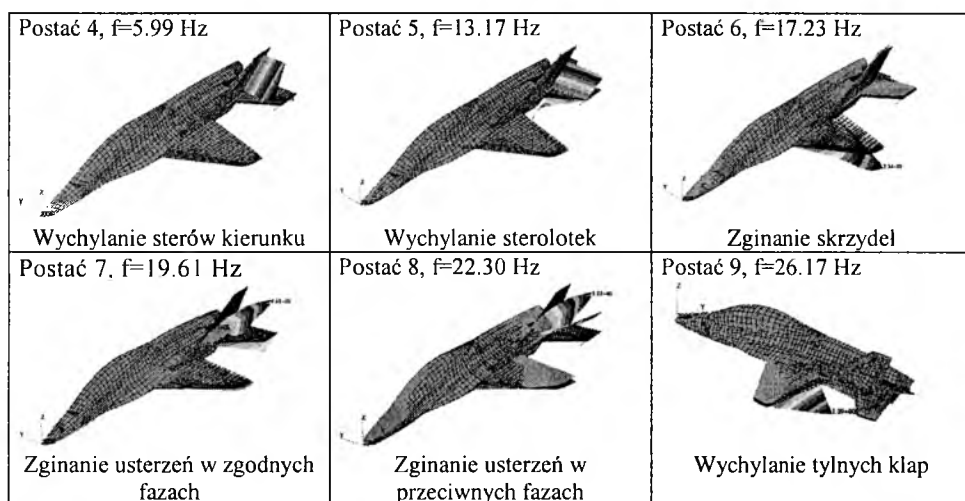
Rys. 9. Symulacja obciążenia skrzydła zgodnie z warunkami realizacji próby statycznej oraz wizualizacja uzyskanych przemieszczeń

Analizując w podobny sposób usterzenia można porównać liniowe przemieszczenia doświadczalne z obliczeniowymi i na tej podstawie ocenić sztywność modelu (tabela 3).

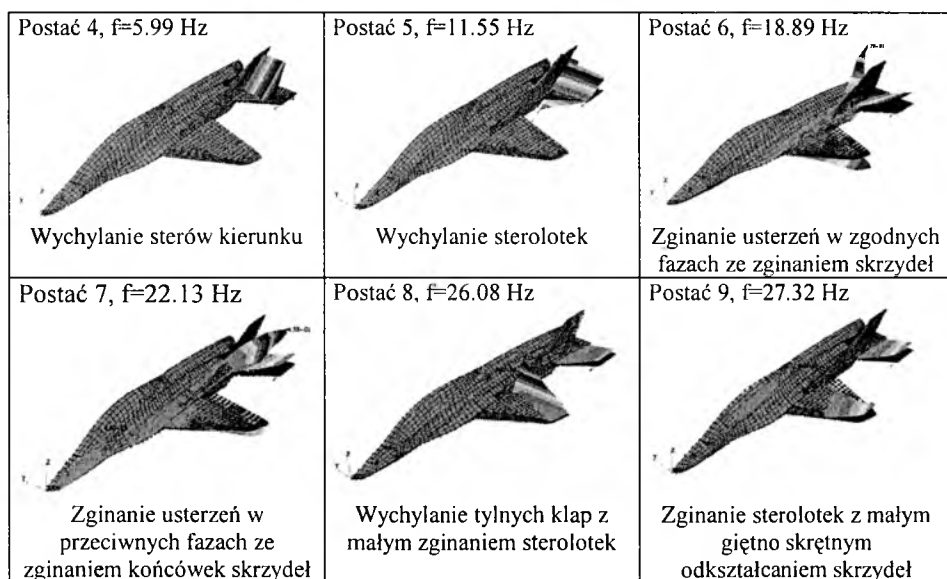
Tabela 3

Zespół płatowcowy	u_{\max} zmierzone w trakcie próby [mm]	u_{\max} policzone numerycznie [mm]
Skrzydło	112	109
Usterzenie poziome	70	76
Usterzenie pionowe	51	45

Na potrzeby analizy flutterowej wyznaczono postacie własne z uwzględnieniem symetrii i antysymetrii ruchu. Określono 11 pierwszych postaci każdego rodzaju drgań włącznie z postaciami sztywnymi.

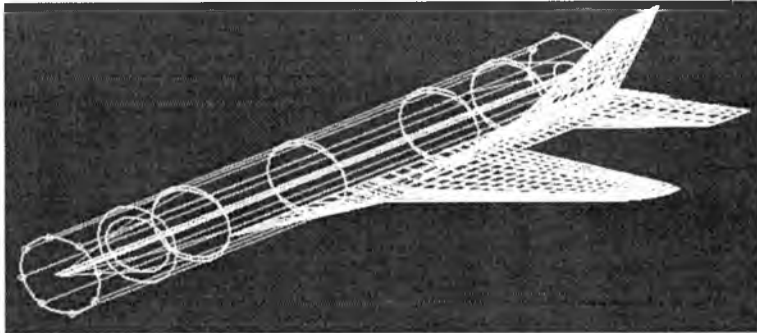


Rys. 10. Symetryczne postacie drgań własnych – podano pierwszych 6 postaci odkształcalnych, nie zamieszczono natomiast postaci sztywnych

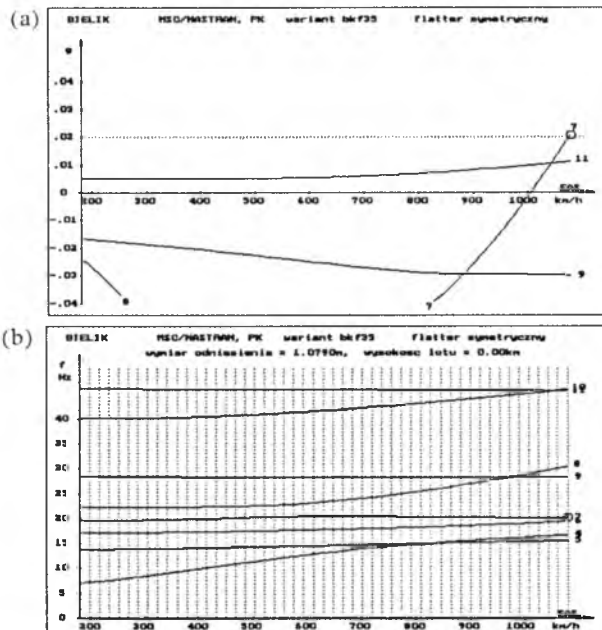


Rys. 11 Antysymetryczne postacie drgań własnych – 6 pierwszych postaci odkształcalnych.

Model do aerodynamiki flutterowej samolotu EM-10 składa się z płaskich elementów powierzchniowych i kadłubowych segmentów bryłowych. Wpływ interferencji aerodynamicznej został uwzględniony poprzez dodanie tzw. rury interferencyjnej (rys. 12).



Rys. 12. Model aerodynamiczny samolotu Bielik do numerycznej analizy flutteru – widok przestrzenny. Elementy panelowe symulują powierzchnie nośną skrzydła, usterzeń i pasm



Rys. 13. Wyniki obliczeń flutteru symetrycznego. Punkt krytyczny zaznaczono na wykresie tłumienia (a) i częstotliwości (b) w funkcji prędkości: $V_{krEAS}=1080$ km/h, $g=0.021$, $f=20.16$ Hz. Przebieg krzywych flutterowych $f(V)$ wskazuje na flutter sterowy usterzenia - udział postaci zginania stateczników i sterolotek (7,8) oraz wychylania sterów (4,5)

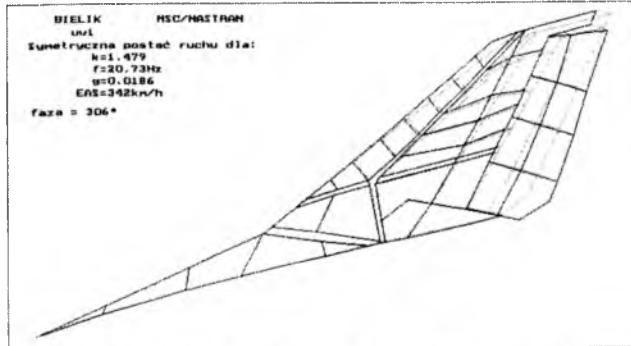
Uzupełniając bazę modelową o dodatkowe dane dotyczące między innymi gęstości powietrza, liczby Ma , zakresu prędkości obliczeniowych i liczby postaci własnych (11 pierwszych) przeprowadzono analizę flutteru. Krytyczne prędkości flutteru szacowano na podstawie wykresów tłumienia konstrukcyjnego w funkcji prędkości lotu $g(V)$ zakładając, że tłumienie rzeczywiste wynosi $g=0.02$. Zaprezentowano przykładowe wyniki flutteru symetrycznego dotyczące wariantu ze schowanymi klapami i masą maksymalną. Postacie własne wyznaczone dla tejże konfiguracji są identyczne prawie jak na rys. 10, z tym że wyższa jest częstotliwość wychylania klap tylnych ($f=40.35$ Hz).

3.2 Parametryzacja flutteru usterzenia pionowego samolotu EM-10 ze względu na sztywność mocowania i wyważenie sterów kierunku

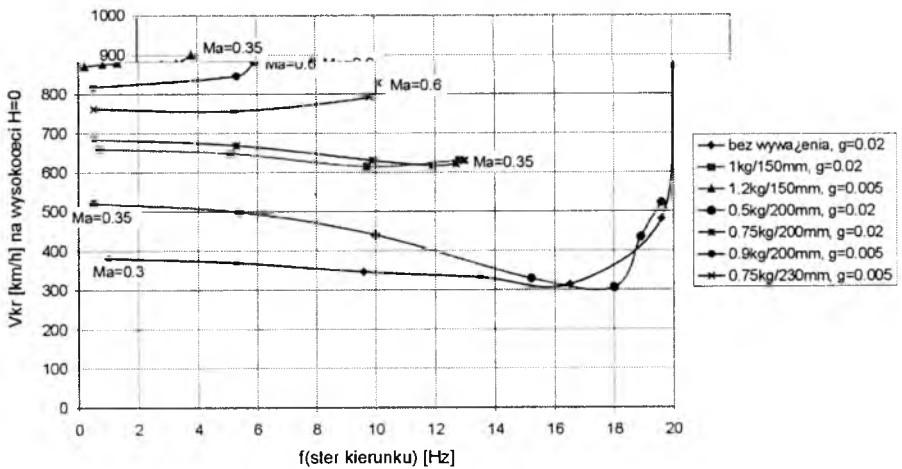
W toku wykonywania prób rezonansowych prototypu nie udało się pomierzyć częstotliwości własnych wychylania sterów kierunku. W konsekwencji zaistniała konieczność numerycznego zbadania flutteru usterzenia pionowego dla różnych jego konfiguracji z punktu widzenia sztywności mocowania steru oraz wyważenia masowego. Wykonano serię analiz flutterowych dla usterzenia pionowego przy różnie dobranych zastępczych sztywnościach układu sterowania oraz wyważeniach. Postacie drgań swobodnych usterzenia wyznaczono dla całego modelu struktury, natomiast modele aerodynamiczne obejmowały jedynie powierzchnię usterzenia pionowego. Dla modelu połówkowego wyznaczono 5 pierwszych postaci odkształcalnych (tylko symetryczne postacie uwzględniono w analizie):

- 1) wychylanie sterów kierunku,
- 2) wychylanie sterolotek,
- 3) zginanie skrzydła,
- 4) zginanie obu usterzeń w zgodnych fazach,
- 5) zginanie obu usterzeń w przeciwnych fazach.

Obliczenia przeprowadzono w zakresie częstotliwości wychylania steru kierunku 0–20 Hz dla siedmiu wybranych konfiguracji wyważenia. Długość ramienia wyważającego zmieniana była w zakresie 150–230 mm, natomiast sama masa wyważająca w zakresie 0.5–1.2 kg. Wyznaczany za każdym razem flutter dotyczył niestateczności sprzężonego ruchu statecznika i steru (rys. 14). Wyniki prędkości krytycznych zestawiono na wykresie zbiorczym (rys. 15).



Rys. 14. Postać parametryzowanego flatteru sterowego usterzenia V



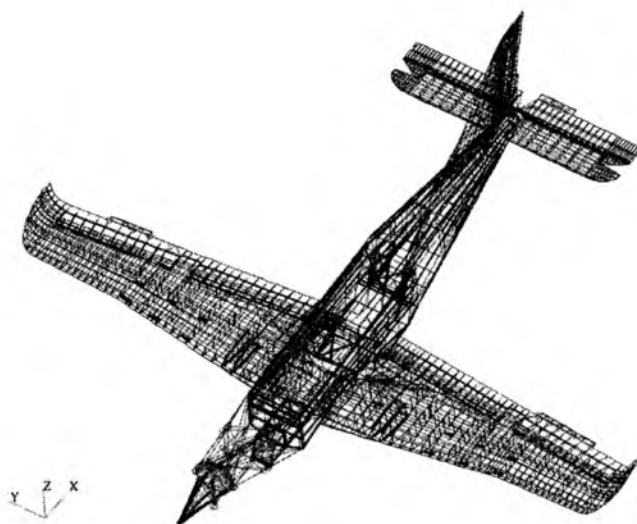
Rys. 15. Prędkość krytyczna flatteru sterowego statecznika pionowego w funkcji częstotliwości własnej wychylenia steru dla obliczeniowych przypadków wyważenia

Najniższe prędkości flatteru uzyskano dla usterzenia gładkiego (bez wyważenia) – niemalże w całym rozpatrywanym zakresie częstości własnych $V_{kr} < 400$ km/h, co oczywiście świadczy o absolutnej konieczności wyważenia steru. Przetestowano różne wyważenia modyfikując zarówno długość ramienia jak i masę przyłączaną do jego końca. Wyniki potwierdzają, że znacznie większą korzyść daje zwiększenie ramienia niż masy. Najbezpieczniej jest dobrać takie wyważenie, które spowoduje przesunięcie V_{kr} powyżej granicy 1200 km/h ($V_{max} + 20\% V_{max}$) w całym rozpatrywanym zakresie częstości. Przykładowo przy wyważeniu $1\text{kg} \times 200$ mm nie znaleziono flatteru w zastrzeżonym zakresie prędkości.

Wyważenie steru zamontowane z kolei na prototypie 1.1kg×300mm wydaje się być nieco przewymiarowane.

3.3. Określenie krytycznej prędkości flatteru samolotu PZL-130 TCII Orlik na bazie dyskretnego modelu struktury

W przypadku samolotu PZL-130 TCII Orlik model strukturalny został wstępnie przygotowany w zakładzie produkcyjnym PZL-EADS Warszawa-Okecie, jednakże dostosowanie go do wymogów analizy dynamicznej oraz sporządzenie modelu aerodynamicznego zrealizowano w zespole ITL WMT WAT. Metodyka podjęta do rozwiązania zadania była niemal identyczna jak w przypadku samolotu Bielik. Jedyna znacząca różnica polegała na zastosowaniu modelu całościowego. Nadanie własności materiałowych elementom wytrzymałościowym struktury było tu znacznie prostsze z racji zastosowania materiałów izotropowych (duraluminium, stal). Podobnie jak w poprzednim przypadku model składa się głównie z powłokowych elementów dwuwymiarowych typu CQUAD4 i CTRIA3 oraz znacznie mniej licznych elementów jednowymiarowych typu CBAR, CBEAM i CROD.



Rys. 16. Dyskretny model płatowca samolotu PZL-130 Orlik TC II do analiz strukturalnych metodą elementów skończonych

Pośrednim celem prac nad wirtualnym modelem płatowca było uzyskanie masy i wyważenia maksymalnie zbliżonych do rzeczywistych. Zgodność mas jako czynnik weryfikujący jakość sporządzonego modelu decydowała w dużej mierze o jego przydatności do obliczeń (tabela 4 i tabela 5).

Tabela 4. Masy samolotu prototypowego użytego do prób rezonansowych

Konfiguracja	Masa [kg]	Położenie s.m. względem s.c.a. [%]
Samolot pusty	1838	16.05
Samolot z balastem	1859.6	19.2

Tabela 5. Masa i wyważenie modelu samolotu PZL-130 TCII

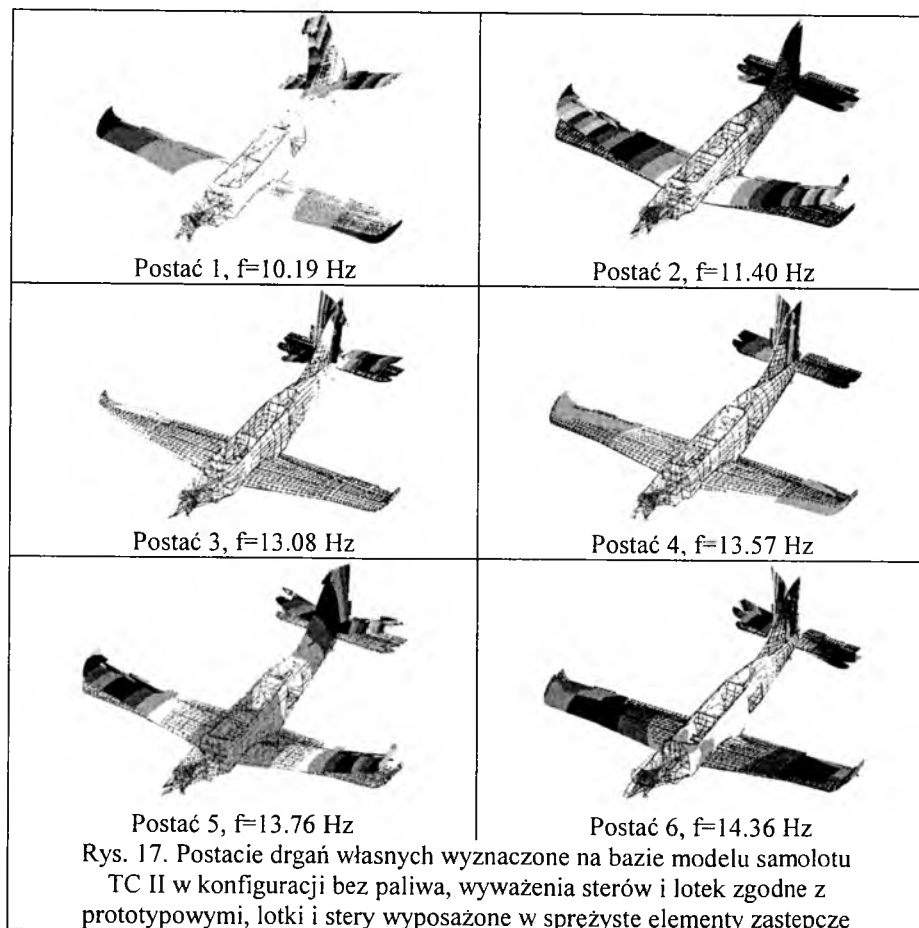
Wyszczególniony obszar modelu	Masa [kg]
Płatowiec (struktura+podwozie+masy skupione)	1837.6
położenie s.m. względem początku XYZ _{glob} [mm]	[925.4, -10.3, -460.0]
położenie s.m. względem początku s.c.a. [mm/%c _{aer}]	260.76/16.29
Płatowiec z balastem (struktura+podwozie +masy skupione+balast)	1859.2
położenie s.m. względem początku XYZ _{glob} [mm]	[976.1, -10.2, -455.1]
położenie s.m. względem początku s.c.a. [mm/%c _{aer}]	311.53/19.47

Porównując wartości mas i wyważenia modelu z wartościami rzeczywistymi określonymi dla prototypu można stwierdzić, że pod względem masowym model został dopracowany stosunkowo dokładnie.

Wyznaczone na podstawie modelu drgania własne powinny być jak najbardziej zbliżone do drgań rezonansowych. Wyniki badań stoiskowych zestawione w oddzielnym sprawozdaniu stanowiły zasadniczy materiał do weryfikacji wyników numerycznych. W tabeli 6 zestawiono pierwszy 6 odkształcalnych postaci własnych.

Tabela 6. Zestawienie numerycznych i doświadczalnych wyników drgań własnych

Lp.	Nazwa postaci własnej wyznaczonej numerycznie	f_{num} [Hz]	f_{exp} [Hz]
1	Skręcanie tylnej części kadłuba	10.19	10.2
2	Symetryczne zginanie skrzydła	11.40	11.0
3	Wychylanie steru kierunku	13.08	13.3,
4	Dwuwęzłowe poziome zginanie kadłuba z wychylaniem steru kierunku	13.57	12.9
5	Dwuwęzłowe pionowe zginanie kadłuba, pionowe kołysanie silnika	13.76	13.0
6	Poziome nożycowe kołysanie skrzydło-kadłub z udziałem kołysania silnika	14.36	14.5, 14.7



Do analiz flutterowych przygotowano różne wersje modelowe samolotu TC II w związku z analizą różnych wariantów obliczeniowych. Również model do aerodynamiki rozpatrywany był w dwóch nieco innych konfiguracjach. W zależności od typu uwzględnianej interferencji dobierano różne średnice rury interferencyjnej.

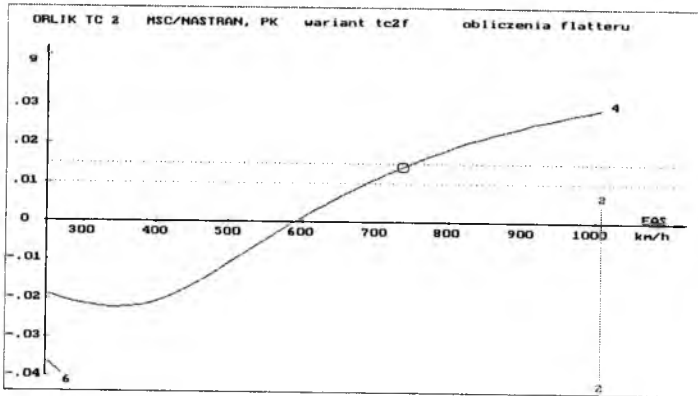


Rys. 18. Model samolotu PZL-130 TC II do wyznaczania aerodynamiki niestacjonarnej w analizie flutteru. Wyróżnione zostały aerodynamiczne panele powierzchniowe oraz kadłubowe elementy bryły smukłej. Dla przejrzystości rysunku nie pokazano elementów interferencyjnych

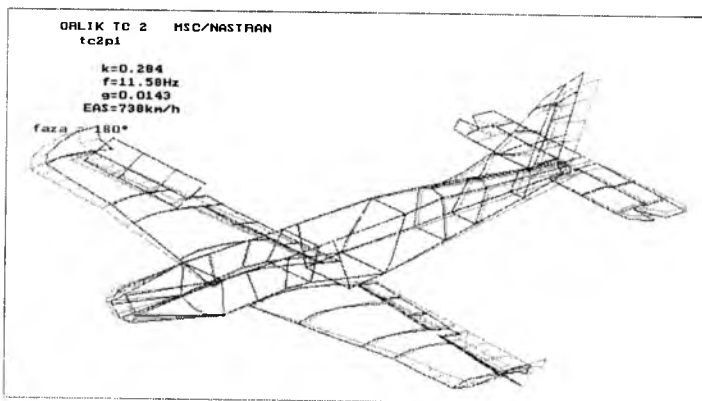
Najbardziej niebezpieczny dla samolotu obliczeniowy przypadek flutteru dotyczył analizy modelu w konfiguracji ze swobodnymi lotkami i z paliwem w integralnych zbiornikach skrzydłowych. Masa paliwa została uwzględniona w postaci mas skupionych równomiernie rozlokowanych na strukturze ścianek zbiorników. Dodatkowa masa rzędu 450 kg znacznie obniżyła częstotliwości zginania i kołysania skrzydła. Postacie własne do flutteru były tu następujące:

1. Swobodne antysymetryczne wychylenie lotek – 5.82 Hz
2. Skręcanie tylnej części kadłuba – 9.71 Hz
3. Symetryczne zginanie skrzydła – 9.87 Hz
4. Poziome nożycowe kołysanie skrzydło-kadłub z udziałem poziomego kołysania silnika i skręcania ogonowej części kadłuba – 11.62 Hz
5. Wychylenie steru kierunku – 13.17 Hz
6. Dwuwęzłowe pionowe zginanie kadłuba – 13.33 Hz

Na kolejnych rysunkach zaprezentowano wyniki dotyczące analizowanego przypadku.



Rys. 19. Krzywa $g(V)$ (4) począwszy od prędkości $V_{kr}=738$ km/h charakteryzuje ruch nietłumiony. Tłumienie własne konstrukcji założono na poziomie $g=0.015$



Rys. 20. Postać wyznaczonego flutteru lotkowego o częstotliwości $f=11.58$ Hz przy prędkości $V_{EASkr}=738$ km/h. Niestateczność dotyczy poziomego kołysania skrzydła z jednoczesnym wychyleniem lotek

4. Podsumowanie

W referacie zaprezentowano metodykę wyznaczania postaci i krytycznej prędkości flutteru w oparciu o model strukturalny płatowca i model rozkładu niestabilnych dipoli do wyznaczania aerodynamicznych obciążeń niestacjonarnych. Tok czynności obejmujący modelowanie, zestawienie bazy danych i realizację obliczeń został podany dla dwóch

samolotów szkolno-treningowych różniących się znacznie koncepcją konstrukcji i układem aerodynamicznym. Zadaniem realizowanym w ramach wyszczególnionych kolejno przedsięwzięć miało być oszacowanie aerosprężystych własności struktury samolotów w oparciu o numeryczne analizy dyskretnych modeli strukturalnych. W efekcie zebrany materiał ma dać pogląd na następujące zagadnienia:

- określenie przydatności modeli strukturalnych w analizach numerycznych na podstawie oceny poprawności rozkładu ich masy oraz weryfikacji własności sztywnościowych i dynamicznych w odniesieniu do wyników prób stoiskowych,
- wyznaczenie krytycznej prędkości i postaci drgań samowzbudnych typu flutter dla rozważanych konfiguracji użytkowych samolotu,
- dobór optymalnych sztywności układu sterowania i wyważień dla powierzchni wychylnych celem przesunięcia krytycznej prędkości flutteru sterowego poza zakres eksploatacyjny.

Bibliografia

1. Rodden W.P., Johnson E.H., *MSC.NASTRAN V68 Aeroelastic Analysis. User's Guide, 1, 2*, The MacNeal-Schwendler Corporation 2001
2. Reymond M., Miller M., *MSC/NASTRAN Quick Reference Guide Version 68*, The MacNeal-Schwendler Corporation 1994
3. Rogólski R., *Analiza drgań własnych samolotu PZL-130 Orlik w systemie Unigraphics (praca dyplomowa)*, WAT Warszawa 1999
4. Rakowski G., Kacprzyk Z., *Metoda elementów skończonych w mechanice konstrukcji*, Oficyna Wydawnicza PW Warszawa 1993
5. Albano E., Rodden W.P., *A Doublet Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscilating Surfaces in Subsonic Flows*, AIAA Journal 1969
6. Arendsen P. *The B2000 Doublet Lattice Processor: B2DL*, 4th biannual B2000 Workshop, Ligerz Switzerland 2002
7. *Dokumentacja techniczna dotycząca samolotów EM-10 Bielik i PZL-130 TCII otrzymana w formie elektronicznej (geometria ogólna) oraz papierowej (rysunki technologiczne zespołów konstrukcyjnych, dane masowe)*.
8. *PZL-130 TC-II Opis samolotu, Rozdział 8* – EADS-PZL 2002
9. Lorenc Z., *Próby rezonansowe samolotu PZL-130 TC II Orlik (sprawozdanie)*, Instytut Lotnictwa 2003

MINIMALIZACJA ZUŻYCIA PALIWA PRZEZ SAMOLOT W LOCIE NA ZADANĄ ODLEGŁOŚĆ – METODY BEZPOŚREDNIE CZY POŚREDNIE

RYSZARD MAROŃSKI

Politechnika Warszawska, Warszawa
e-mail: maron@meil.pw.edu.pl

PRZEMYSŁAW PANASZ

Institut Podstawowych Problemów Techniki PAN, Warszawa
e-mail: ppanasz@ippt.gov.pl

Celem pracy jest udzielenie odpowiedzi na pytanie zadane w tytule artykułu. Czy w praktycznych zastosowaniach dotyczących optymalizacji trajektorii samolotu lepiej stosować metody bezpośrednie czy pośrednie? Odpowiedź na to pytanie nie jest prosta, gdyż zadanie minimalizacji zużycia paliwa sformułowane w oparciu o formalizm teorii sterowania optymalnego wymaga udzielenia najpierw odpowiedzi na inne pytanie. Czy rozwiązanie istnieje w klasie sterowań przedziałami ciągłych?

1. Wstęp

Zainteresowanie wykorzystaniem metod rachunku wariacyjnego do optymalizacji trajektorii samolotów sięga połowy lat pięćdziesiątych ubiegłego wieku. Przechwycenie samolotu przeciwnika z rejonu dyżurowania wymagało rozpedzenia samolotu z jednoczesnym nabieraniem wysokości. Odbywało się to w minimalnym czasie. Zużycie paliwa nie było istotne. Taktyka przewagi wysokości nad przeciwnikiem stosowana jeszcze w czasie drugiej wojny światowej okazywała się mało skuteczna. Znacznie większy zakres osiąganych prędkości sprawiał, że pominięcie energii kinetycznej samolotu względem jego energii potencjalnej było zbyt grubym uproszczeniem. Kariere zrobił tak zwany model energetyczny ruchu samolotu, gdzie zmienną stanu była energia

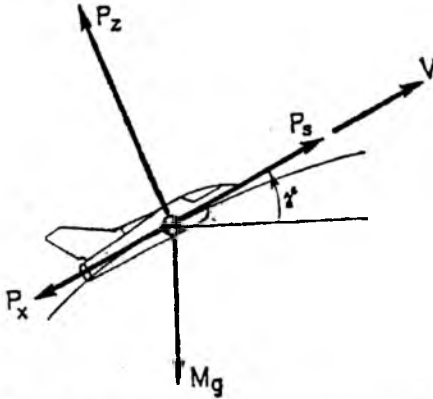
samolotu przypadająca na jednostkę jego masy. Rutowski (1954) w oparciu o ten model wykorzystując równanie Eulera-Lagrange'a wykazał, że samolot naddźwiękowy powinien rozpędzać się nabierając wysokości do prędkości bliskiej prędkości dźwięku, następnie nurkować przełamując barierę dźwięku, by potem ponownie zwiększać wysokość. Cały czas samolot winien operować wykorzystując pełny ciąg zespołu napędowego. Próby uogólnienia zadania na przypadek minimalizacji zużycia paliwa początkowo skończyły się niepowodzeniem. Dla najprostszych modeli ruchu samolotu (w tym dla modelu energetycznego) okazało się bowiem, że lot na stałej wysokości ze stałą prędkością (cruise) nie spełnia warunków koniecznych optymalności. Nastąpił rozdział między teorią i tym czego należało się intuicyjnie spodziewać. Okazało się bowiem, że rozwiązanie zagadnienia w klasie sterowań przedziałami ciągłych nie istnieje. Rozwiązanie optymalne może zawierać odcinki gdzie sterowanie ciągiem polega na nieskończonej częstym przełączaniu pomiędzy wartościami maksymalną i minimalną (chattering control). Bliższe omówienie tego zagadnienia można znaleźć w pracach Marońskiego (1985, 1986, 1988). Z praktycznego punktu widzenia takie rozwiązanie jest mało zadowalające, dlatego poszukuje się rozwiązań suboptymalnych dobrze aproksymujących rozwiązanie optymalne. Niniejsza praca należy do tego nurtu.

Jeżeli rozwiązanie zagadnienia istnieje to możliwe są dwie drogi jego rozwiązania - metodami pośrednimi lub bezpośrednimi. Te pierwsze bazują na związkach analitycznych wynikających z przyrównania do zera pierwszej wariacji funkcjonau (na przykład równania Eulera-Lagrange'a, zasada maksimum Pontriagina). Metody bezpośrednie sprowadzają zagadnienie optymalizacji dynamicznej (sterowania optymalnego) do zadania optymalizacji statycznej funkcji wielu zmiennych. Zakładają przebiegi zmiennych stanu i sterujących w postaci wielomianów. Optymalizowane są współczynniki tych wielomianów.

2. Modele ruchu samolotu

Modele ruchu samolotu różnią się stopniem złożoności, jednak modele typu „uskrzydłony punkt materialny” okazują się wystarczająco dokładne. Samolot jest tam traktowany jak punkt materialny wyposażony w powierzchnię nośną. Wynika to z faktu, że wymiary samolotu są małe w porównaniu z dystansem i wysokością lotu. Trzeba jednak uwzględnić siły aerodynamiczne i masowe. Zwykle zakłada się, że ruch odbywa się

w płaszczyźnie pionowej względem płaskiej powierzchni nieruchomej Ziemi. Zachowana jest równowaga momentów podłużnych. Często wektory ciągu i prędkości lotu są współliniowe.



Rys. 1. Typowy model samolotu

Równania ruchu samolotu dla modelu przedstawionego na rys. 1 są następujące (Maroński, 1988):

$$M \frac{dV}{dt} = \eta P_{s \max} - P_x - M g \sin \gamma, \quad (1a)$$

$$M V \frac{d\gamma}{dt} = P_z - M g \cos \gamma, \quad (1b)$$

$$\frac{dh}{dt} = V \sin \gamma, \quad (1c)$$

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma, \quad (1d)$$

$$\frac{dM}{dt} = -\eta Q, \quad (1e)$$

gdzie: M – masa samolotu, V – jego prędkość, t – czas, η – współczynnik wykorzystania ciągu (zmienna sterująca), $P_{s \max}$ – maksymalny ciąg silników, P_x – opór aerodynamiczny, g – przyspieszenie ziemskie, γ – kąt pochylenia trajektorii, P_z – siła nośna, h – wysokość lotu, x – współrzędna pozioma położenia samolotu, Q – współczynnik jednostkowego zużycia paliwa. Siła nośna P_z i opór P_x są zależne od prędkości i wysokości lotu oraz kąta natarcia α (druga zmienna

sterująca). Współczynnik jednostkowego zużycia paliwa Q zależy od prędkości i wysokości lotu. Zmienne sterujące należą zwykle do danego przedziału zmienności, na przykład współczynnik wykorzystania ciągu

$$0 \leq \eta \leq 1. \quad (2)$$

Wartość $\eta=1$ odpowiada ciągowi maksymalnemu, $\eta=0$ zaś ciągowi zerowemu (często wstawia się tu wartość odpowiadającą ciągowi jałowemu silników). Zmienne sterujące η i α są szukanymi funkcjami czasu. Należą do klasy funkcji przedziałami ciągłych. Szukamy takiego ich przebiegu, aby masa zużytego przez samolot paliwa w czasie przelotu była minimalna

$$m(t_B) = \int_{t_A}^{t_B} \eta Q dt \Rightarrow \text{MIN}. \quad (3)$$

Warunki nałożone na zmienne stanu określają stan samolotu w początkowym punkcie trajektorii (indeks A), a więc $V_A, \gamma_A, h_A, x_A, M_A$ są zadane i wynikają z procedury startu samolotu. To samo odnosi się do stanu końcowego (indeks B), z tym jednak, że masa M_B nie jest znana, a wynika z rozwiązania zagadnienia.

W zwartej postaci równania (1) mogą być zapisane w typowy dla teorii sterowania optymalnego sposób

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad (4)$$

gdzie $\mathbf{x} = [V, \gamma, h, x, M]^T$, przy czym warunki brzegowe są zadane i następujące:

$$\mathbf{x}(t_A) = \mathbf{x}_A, \quad \mathbf{x}(t_B) = \mathbf{x}_B. \quad (5)$$

Symbol \mathbf{u} oznacza wektor sterowania, tu $\mathbf{u} = [\eta, \alpha]^T$. Wektor ten spełnia nierówność typu (2)

$$\mathbf{u}_{\min} \leq \mathbf{u}(t) \leq \mathbf{u}_{\max}. \quad (6)$$

Minimalizowany wskaźnik jakości (3) ma postać ogólną

$$J = \int_{t_A}^{t_B} f_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) dt \Rightarrow \text{MIN}. \quad (7)$$

3. Metody pośrednie

Metody pośrednie rozwiązania zagadnienia bazują na warunkach koniecznych minimum funkcjonału powstałych z przyrównania do zera

pierwszej jego wariacji. Zwykle wykorzystywana jest zasada maksimum Pontriagina. Korzysta ona z funkcji Hamiltona (hamiltonianu) w postaci

$$H = -f_0(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) + \boldsymbol{\lambda}^T \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t), \quad (8)$$

która jest następnie maksymalizowana ze względu na sterowanie \mathbf{u} co pozwala wyznaczyć je w funkcji wektora stanu \mathbf{x} , wektora sprzężonego $\boldsymbol{\lambda}$ i czasu

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}^*(\mathbf{x}, \boldsymbol{\lambda}, t). \quad (9)$$

Zmienne sprzężone $\boldsymbol{\lambda}$ spełniają tak zwane równania sprzężone w postaci

$$\dot{\boldsymbol{\lambda}} = -\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}}. \quad (10)$$

Numeryczne rozwiązanie zagadnienia polega na jednoczesnym rozwiązaniu równań stanu (4) oraz równań sprzężonych (10) dla wektora sterowania wyznaczonego związką (9). I tu pojawia się podstawowa trudność rozwiązania tego typu zadań – należy rozwiązać zagadnienie brzegowe dla równań różniczkowych zwyczajnych z warunkami brzegowymi nałożonymi na zmienne stanu uzupełnionymi o tak zwane warunki transversalności narzuconymi na zmienne sprzężone $\boldsymbol{\lambda}$. Jest to zadanie dużo trudniejsze niż rozwiązanie układu równań różniczkowych w tak zwanej postaci Cauchy'ego (z warunkami podanymi tylko w chwili t_A lub tylko w chwili t_B). Wymiar zadania rośnie ponadto dwukrotnie. Przykładowo dla modelu ruchu samolotu podanego w niniejszej pracy trzeba rozwiązać 10 równań różniczkowych pierwszego rzędu, choć interesuje nas tylko 5 równań (1). Pozostałe 5 równań musi też być rozwiązane ze względu na postać wektora sterowania (9). Szczegóły dotyczące podstawowych metod pośrednich znaleźć można w pracy Findeisena i in. (1977), metoda quasilinearizacji w zastosowaniu do omawianego zagadnienia opisana została w pracy Marońskiego i Łucjanka (1979).

Metody pośrednie kryją jeszcze jedna niedogodność, która pojawia się w zagadnieniu minimalizacji zużycia paliwa. Związane jest to z łukami osoblwymi. Łukiem osoblwym nazywamy część trajektorii optymalnej, na której klasyczne równanie Eulera-Lagrange'a degeneruje się do równania algebraicznego. W zasadzie maksimum obecność łuków osoblwych przejawia się w następujący sposób. Z uwagi na to, że hamiltonian (8) liniowo zależy od współczynnika wykorzystania ciągu η współczynnik ten powinien przyjmować wartości skrajne (2). Możliwa jest jednak sytuacja, gdy η należy do wnętrza przedziału (2), wówczas

współczynnik w hamiltonianie, przez który mnożone jest η , musi tożsamościowo zniknąć. Zasada maksimum w swojej podstawowej wersji nie daje informacji o sterowaniu optymalnym i musi być zmodyfikowana (Maroński, 1988). Powoduje to dalsze komplikacje natury teoretycznej i numerycznej.

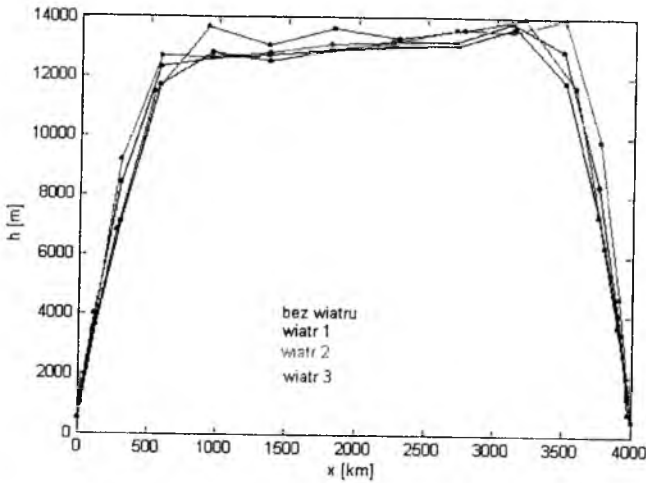
4. Metody bezpośrednie

Idea metod bezpośrednich polega przekształceniu zadania nieskończenie wymiarowego, a więc ciągłego, w zadanie programowania nieliniowego o skończonym wymiarze. Przebiegi w czasie zmiennych stanu i sterujących dyskretyzowane są poprzez założenie ich postaci

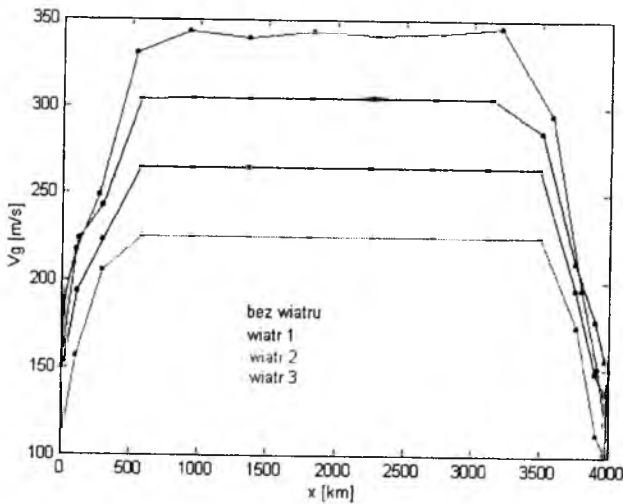
$$x^N(t) = \sum_{j=0}^N x_j \varphi_j(t), \quad u^N(t) = \sum_{j=0}^N u_j \varphi_j(t) \quad (11)$$

gdzie $x^N(t)$ i $u^N(t)$ są wybranymi zmiennymi stanu i sterującymi. Funkcje $\varphi_j(t)$ są wielomianami interpolacyjnymi N-tego rzędu. Dla wielomianów Lagrange'a współczynniki x_j oraz u_j są wartościami zmiennych stanu i sterowania w punktach węzłowych ($j=0, \dots, N$).

Do optymalizacji osiągnięć samolotów metody bezpośrednie wykorzystywane były od połowy lat siedemdziesiątych ubiegłego wieku. Na przykład Reader i Hull (1975) wykorzystali wielomiany Czebyszewa do minimalizacji czasu wznoszenia samolotu bojowego. Już wówczas metody te pozwalały na wykorzystanie oprogramowania komercyjnego. Doświadczenia jednego z autorów niniejszej pracy z końca lat siedemdziesiątych ubiegłego wieku w zastosowaniu tych metod do optymalizacji osiągnięć samolotów były negatywne. Istotnym jest bowiem wybór wielomianów interpolacyjnych, punktów węzłowych (nie jest on równomierny), sposobu aproksymacji równań stanu, ograniczeń i funkcji celu. Jeżeli zostanie to zrobione nieodpowiednio to skuteczność takiego podejścia jest problematyczna. W ostatnich latach dokonał się jednak duży postęp w rozwoju metod bezpośrednich. Panasz (2002) zastosował pseudospektralną metodę Czebyszewa do rozwiązania zadania minimalizacji zużycia paliwa przez samolot klasy B767 w locie na zadaną odległość. Wykorzystał w tym celu algorytm podany przez Fahroo i Rossa (2000). Algorytm zaimplementowano w programie MATLAB. Model ruchu samolotu jest modelem typu „uskrzydłony punkt materialny”.



Rys. 2. Wpływ wiatru na optymalną wysokość samolotu

Rys. 3. Wpływ wiatru na optymalną prędkość samolotu względem Ziemi V_g

Na rysunkach 2 i 3 pokazano przebiegi optymalnych zmian wysokości i prędkości lotu z przebyтым dystansem dla różnych rozkładów wiatru (szczegóły znaleźć można w pracy Panasza (2002)). Na uwagę zasługuje stosunkowo niewielki wpływ wiatru na optymalną wysokość lotu (rys. 2) i istotny wpływ wiatru na optymalną prędkość lotu (rys. 3). Dystans lotu

odpowiada rzeczywistym dystansom pokonywanym w lotnictwie komunikacyjnym. Jest to o tyle istotne, że w metodach pośrednich trudności obliczeń narastają z wydłużaniem się dystansu (Maroński i Łucjanek, 1979).

5. Podsumowanie

Przystępując do rozwiązania zagadnienia minimalizacji zużycia paliwa przez samolot w locie na zadaną odległość należy udzielić odpowiedzi na dwa istotne pytania. Czy istnieje rozwiązanie zadania w klasie sterowań przedziałami ciągłych? Jeśli istnieje to czy do obliczeń wykorzystać metodę bezpośrednią czy pośrednią? Odpowiedź na pierwsze pytanie nie jest banalna – dla niektórych modeli ruchu samolotu sterowanie typu „chattering control” jest optymalne (Maroński, 1988). W zastosowaniach komercyjnych tak niestabilny reżim lotu jest nie do zaakceptowania. Jeśli skupimy się na sterowaniach suboptymalnych to ważna jest odpowiedź na drugie pytanie. Historycznie rzecz biorąc na początku rozwoju metod optymalizacji dynamicznej większą wagę przykładano do metod pośrednich. Wynikało to z prowadzonych jednocześnie prac teoretycznych, których korzenie tkwiły jeszcze w klasycznym rachunku wariacyjnym. Rozwój techniki komputerowej oraz kariera metody elementu skończonego sprawiły, że obecnie zalecać należy metody bezpośrednie. Są one wystarczająco dokładne nawet przy stosunkowo rzadkiej dyskretyzacji. Są łatwe do zaprogramowania. Można je stosować do stosunkowo skomplikowanych równań ruchu. Łatwo można uwzględnić ograniczenia na zmienne stanu, co nie jest takie proste w metodach pośrednich. Problem łuków osobliwych nie występuje, gdyż jest on związany z warunkami koniecznymi optymalności (równaniami Eulera-Lagrange’a, zasadą maksimum Pontriagina). Praca Panasza (2002) wykazała, że algorytm Fahroo i Rossa (2000) jest mało wrażliwy na przybliżenie początkowe. Tak więc w zastosowaniach praktycznych metody bezpośrednie mają przewagę nad metodami pośrednimi.

W zastosowaniach komercyjnych wyniki uzyskane obiema metodami mogą być trudne do zrealizowania. Decyduje bowiem bezpieczeństwo ruchu lotniczego, a nie ekonomia. Przy obecnym natężeniu ruchu lotniczego decyzje kontrolerów ruchu mają charakter nadrzędny.

Bibliografia

1. Fahroo F., Ross M., *Direct trajectory optimization by Chebyshev pseudospectral method*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol. 25, No. 1, 2000
2. Findeisen W., Szymanowski J., Wierzbicki A., *Teoria i metody obliczeniowe optymalizacji*, PWN, Warszawa, 1977
3. Maroński R., Łucjanek W., *Optymalizacja trajektorii samolotu w locie na zadaną odległość*, Archiwum Budowy Maszyn, XXVI, z. 2, 1979
4. Maroński R., *O modelowaniu ruchu samolotu w zagadnieniach optymalizacji osiągow*, Symp. „Modelowanie w Mechanice”, PTMTS, Beskid Śląski, 1985
5. Maroński R., *Minimalizacja zużycia paliwa samolotu w locie na zadana odległość*, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, Mechanika, z. 12, 1986
6. Maroński R., *Minimalizacja zużycia paliwa w locie na zadaną odległość*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, 3, 26, 1988
7. Panasz P., *Optymalizacja trajektorii samolotu komunikacyjnego za pomocą pseudospektralnej metody Czebyszewa zaimplementowanej w programie Matlab*, Praca Dyplomowa Magisterska, Wydz. MEiL PW, Warszawa, 2002
8. Reader J.,E., Hull D.,G., *Computation of optimal aircraft trajectories using parameter optimization methods*, Journal of Aircraft, 12, 11, 1975
9. Rutowski E.,S., *Energy approach to the general aircraft performance problem*, Journal of Aeronautical Sciences, March 1954

POSTAĆ KONSTRUKCYJNA SAMOLOTU JAKO KONSEKWENCJA KRYTERIÓW WYBORU I REALIZOWANYCH ZADAŃ

ZBIGNIEW KLEPACKI

Katedra Samolotów i Silników Lotniczych, Politechnika Rzeszowska
email: zbigklep@prz.rzeszow.pl

Racjonalne ukształtowanie postaci konstrukcyjnej samolotu, dostosowanie go do wymagań, ograniczeń i zadań, przy równoczesnej minimalizacji (bądź maksymalizacji) mierników jakości, jest zagadnieniem złożonym teoretycznie i praktycznie.

1. Wstęp

Współczesne samoloty osiągnęły poziom techniczny ograniczający możliwość „ekstensywnego” rozwoju. Skonstruowanie i zbudowanie samolotu o wyraźnie lepszych cechach użytkowych od już istniejących wymaga znacznych nakładów finansowych, stosowania rozwiązań wykorzystujących najnowsze techniki projektowania i technologie. Pewną, niewykorzystaną rezerwą stanowi możliwość precyzyjnego dostosowanie samolotu do potencjalnych zadań lotnych i warunków użytkowania, z uwzględnieniem realnych ograniczeń, wymagań i preferencji użytkowników. Realizacja takiego zadania projektowego wymaga odejścia od klasycznych sposobów definiowania samolotu na rzecz kompleksowej syntezy jego postaci konstrukcyjnej.

2. Ogólna postać zadania projektowego

Formalna, ogólna definicja zadania projektowego [1,2,3,4] może być opisana funkcjonalem w postaci:

$$\tilde{F} = \underset{\substack{x \in X, \\ p \in P, \\ \Delta x_y \in \Delta X_y, \\ y \in Y, \\ u_y(t) \in U}}{\text{extr}} \Phi \left(f_1(x, p, \Delta x_y, y, u_y(t)), \dots, f_n(x, p, \Delta x_y, y, u_y(t)) \right) \quad (1)$$

gdzie:

- \tilde{F} - globalna (uogólniona) funkcja jakości,
- f_1, \dots, f_n - kryteria cząstkowe jakości,
- x - wektor zmiennych decyzyjnych, definiujących postać konstrukcji $x \in X$,
- X - zbiór rozwiązań dopuszczalnych, spełniający ograniczenia oraz warunki fizycznej i technicznej realizowalności konstrukcji,
- p - wektor zmiennych parametrycznych $p \in P$,
- P - zbiór dopuszczalnych zmiennych parametrycznych, spełniający ograniczenia oraz warunki fizycznej i technicznej realizowalności konstrukcji,
- Δx_y - wektor parametrów kompletacji dla zadania y ,
- ΔX_y - zbiór dopuszczalnych kompletacji,
- y - pojedyncze zadanie $y \in Y$,
- Y - zbiór zadań.

Pojedyncze zadanie lotne definiuje dwójka

$$y_j = \left\langle \mu^j, \Xi_{\mu^j}^j \right\rangle \quad (2)$$

zaś parametry zadania

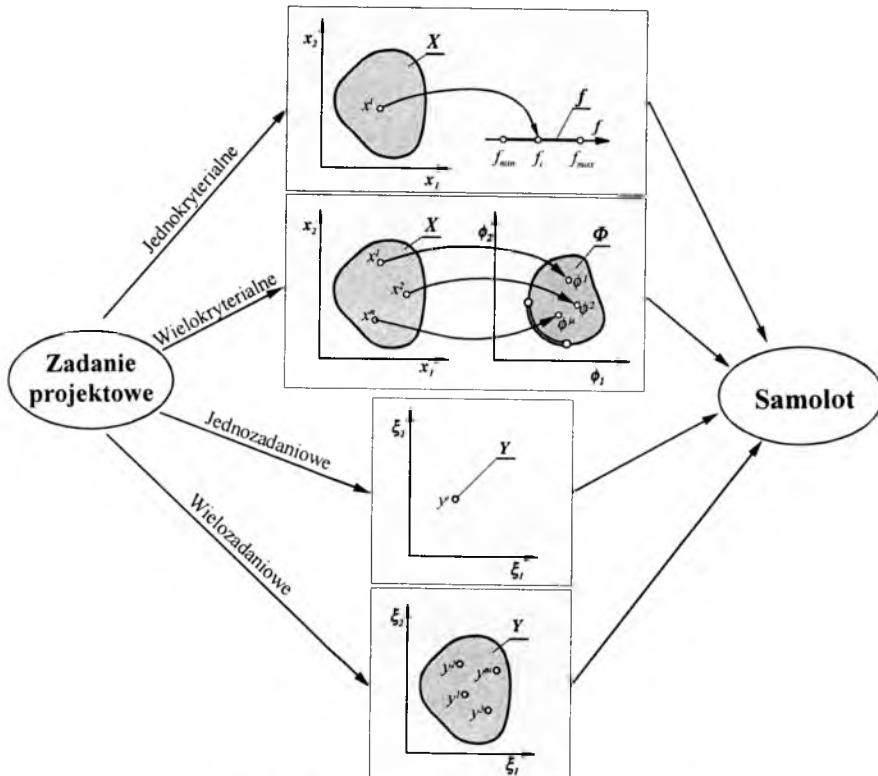
$$\Xi_{\mu^j}^j = \left(\xi_1^j, \dots, \xi_k^j, \dots, \xi_{\mu^j}^j \right), \quad j = 1, \dots, m, \quad k = 1, \dots, \mu^j \quad (3)$$

gdzie

- μ^j - liczba parametrów charakteryzujących j -te zadanie,
- ξ_r^j - r -ty parametr j -tego zadania.

Spełnione muszą być przy tym pewne warunki o charakterze postulatywnym, dotyczące realizacji wszelkich działań w ramach praw fizyki, realnych możliwości technicznych, zgodności z prawem, najlepszej wiedzy i umiejętności itp.

Definicja zadania projektowego w postaci (1)÷(3) jest bardzo ogólna. Proces projektowania traktowany jest jako zadanie optymalizacji dynamicznej, wielokryterialnej i wielozadaniowej, a z uwagi na specyfikę niektórych zmiennych decyzyjnych, również po części całkowitoliczbowej. Rozwiązanie zadania projektowego w tak ogólnym sformułowaniu jest, w przypadku tak złożonego obiektu technicznego jak samolot, niezwykle trudne. Konieczne jest wprowadzenie racjonalnych uproszczeń, dekompozycji zadania na statyczne (przy znanych sterowaniach) i dynamiczne (przy znanym rozwiązaniu) [2,3], sprowadzających zadanie do postaci „rozwiązywalnej”. W dalszej części pracy mówić będziemy wyłącznie o zadaniu statycznym. Rozpatrzmy sformułowania wynikające ze schematu pokazanego na rys. 1.



Rys. 1. Struktura zadania projektowego

Możemy wygenerować cztery alternatywne i różniące się zasadniczo poziomem złożoności zadania pokazane w tabeli 1.

Tabela 1. Typy zadań projektowych

	Kryteria		Zadania	
	I	$>I$	I	$>I$
1	+		+	
2	+			+
3		+	+	
4		+		+

Każde z wymienionych zadań rozpatrywać możemy wykorzystując różne miary efektywności samolotu (kryteria), co w oczywisty sposób mnoży ilość sformułowań zadania projektowego, a w praktyce wymaga arbitralnego wyeliminowania tych zestawień postaci zadania i kryteriów oceny, które nie wnoszą istotnych zmian jakościowych i ilościowych w rozwiązaniu, bądź nie mają znaczenia z przyczyn techniczno-ekonomicznych. Tak zdefiniowane zadanie można rozwiązywać stosując różne metody:

- intuicyjno-statystyczne,
- prób i błędów,
- optymalizacji.

W pracy przedstawione zostanie rozwiązanie zadania wykorzystujące procedurę optymalizacyjną. Obiektem projektowania będzie lekki samolot transportowy, napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi, opisany modelem matematycznym obejmującym modele cząstkowe:

- geometrii (zasady syntezy bryły samolotu),
- aerodynamiki,
- masy,
- zespołu napędowego,
- właściwości lotnych,
- zadań,
- kryteriów

z wzajemnymi związkami między nimi.

Na kilku przykładach pokażemy wpływ:

- wyboru postaci kryteriów (techniczne, ekonomiczne),
 - sposobu ich uwzględniania (optymalizacja jedno- i wielokryterialna),
 - uwzględnienia zbioru zadań (jedno- i wielozadaniowość),
- na postać samolotu, jego wymiary i cenę.

3. Model matematyczny samolotu

Modelem matematycznym samolotu jest złożonym związkiem zmiennych decyzyjnych, parametrycznych oraz funkcjonatów opisujących właściwości samolotu, zadania i kryteria oraz zasady kompozycji samolotu opisującej wzajemne relacje między zespołami i podzespołami samolotu. W ogólnym przypadku model taki ma postać:

$$MMS = \psi(x, p, \Delta x_y, y, z, \Psi_1, \Psi_2, \dots, \Psi_k) = 0 \quad (4)$$

gdzie

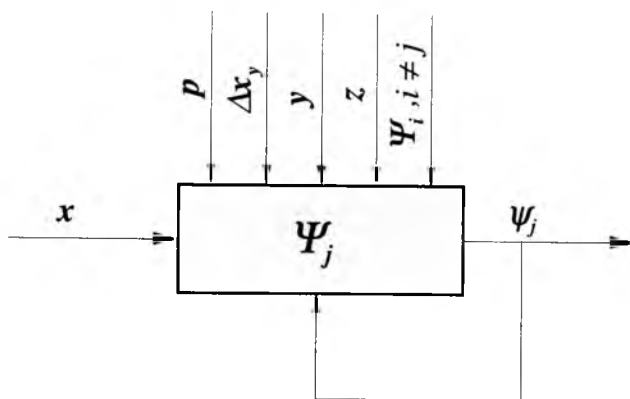
Ψ_i - i -ty model cząstkowy cechy samolotu,

k - liczba modeli cząstkowych.

Typowy model cząstkowy, opisujący i -tą dyscyplinę wiedzy bądź zbiór cech samolotu ma postać równania (funkcjonatu):

$$\Psi_i = \psi_i(x, p, \Delta x_y, y, \Psi_1, \Psi_2, \dots, \Psi_k) = 0. \quad (5)$$

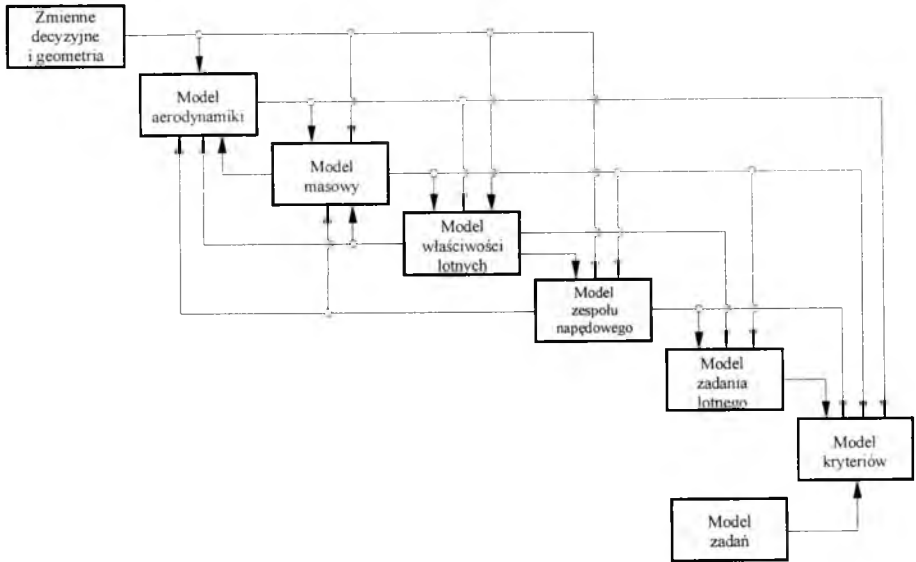
W modelu takim zarówno zmienne, jak i pozostałe modele występować mogą wybiórczo (tylko niektóre zmienne i modele). Blokowy schemat modelu cząstkowego ilustruje rys. 2.



Rys. 2. Model cząstkowy (dyscypliny)

Z matematycznego punktu widzenia jest to zbiór nieliniowych równań algebraicznych, różniczkowych, algorytmów, tablic, umożliwiających dla zadanych danych wejściowych (zmiennych i właściwości) wyznaczyć cechy samolotu opisany i -tym modelem.

Model samolotu jest kombinacją powiązanych wzajemnie modeli cząstkowych (5), pokazany jest na rys. 3.



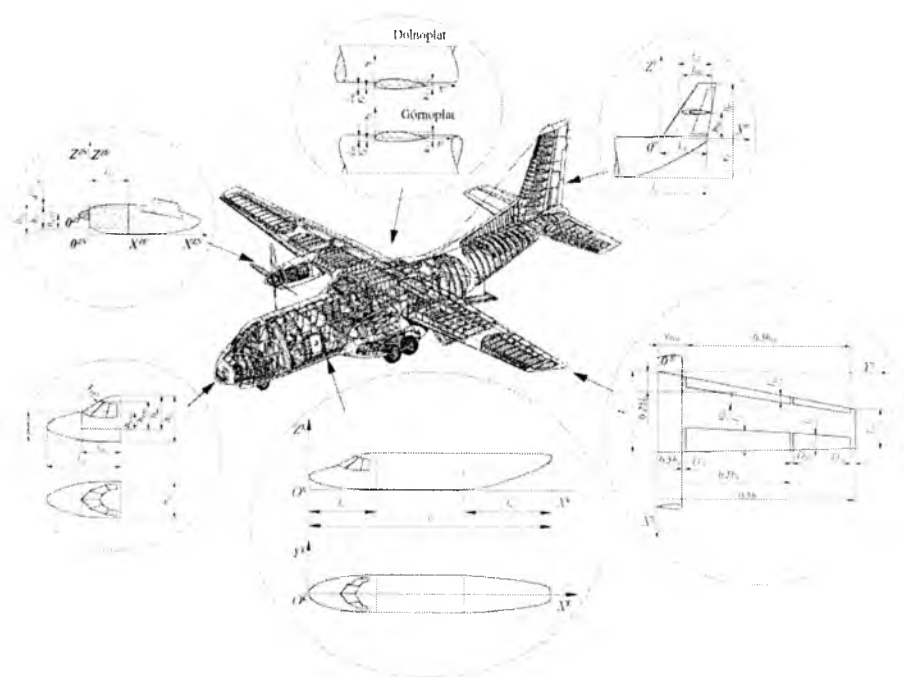
Rys. 3. Schemat modelu matematycznego samolotu

Definicje ogólne modeli cząstkowych mają postać:

geometrii	- $G = \gamma(x, p, \Delta x_y, y, N) = 0$
aerodynamiki	- $A = \alpha(x, p, \Delta x_y, y, G, M, N, L, K) = 0$
właściwości lotnych	- $L = \lambda(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N) = 0$
masowy	- $M = \mu(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N) = 0$
zespołu napędowego	- $N = \eta(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, L, K) = 0$
zadania lotnego	- $Z = \zeta(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N, L) = 0$
zadań i terenu	- $T = \tau(Y) = 0$
kryteriów	- $K = \kappa(x, p, \Delta x_y, y, G, A, M, N, L, T) = 0$

Model geometrii i kompozycji samolotu opisuje zasady generowania bryły samolotu w zależności od zmiennych decyzyjnych, zadań, modelu charakterystyk geometrycznych zespołu napędowego. Model uwzględnia

„zasadę kompozycji” określającą wzajemne położenie zespołów samolotu, ograniczenia wynikające z warunków separacji zespołów itp. Schematycznie model taki ilustruje rys. 4.



Rys. 4. Geometria i kompozycja układu samolotu

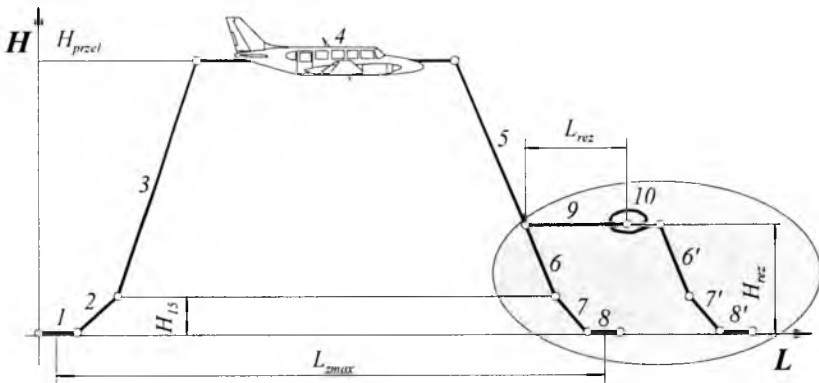
Model aerodynamiki umożliwia wyznaczenie niezbędnych charakterystyk aerodynamicznych dla dowolnej dopuszczalnej kombinacji zmiennych decyzyjnych, parametrów samolotu oraz stany lotu (masy, konfiguracji, prędkości i wysokości lotu).

Model właściwości lotnych pozwala wyznaczyć te parametry lotu, które podlegać będą wartościowaniu przy wyborze rozwiązania. Generalnie są to wielkości ograniczane wymaganiami technicznymi, przepisami budowy samolotów itp.

Model masowy [8,9,11] umożliwia wyznaczenie masy startowej samolotu, położenia środka masy (wyważenia), masy samolotu dla dowolnej kombinacji masy ładunku wyposażenia wymiennego i paliwa. Oszacowania mas zespołów „nośnych” płatowca, uzyskane z odpowied-

nich wzorów półempirycznych gwarantuje poprawne oszacowanie nie tylko masy, a pośrednio również wytrzymałości.

Model zespołu napędowego – silnika i śmigła [6] pozwala oszacować ciąg zespołu napędowego oraz zużycie paliwa dla dopuszczalnych stanów pracy, wysokości i prędkości lotu.



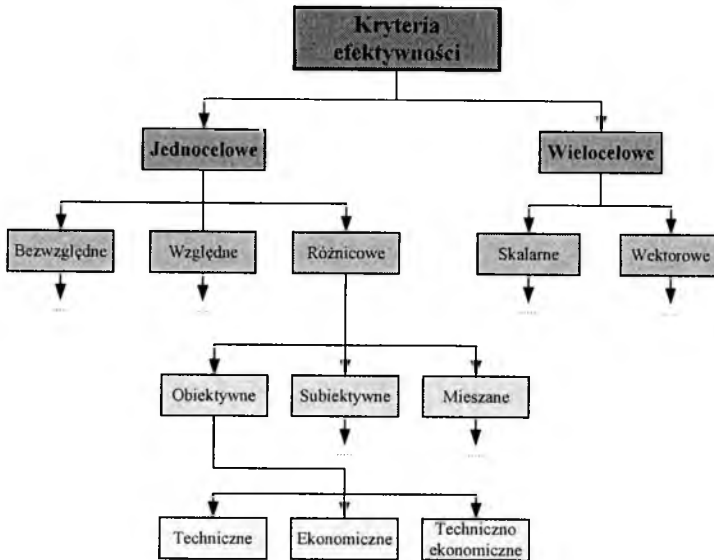
Rys. 5. Schemat typowego przelotu

Model zadania lotnego (rys. 5) opisuje fazy przelotu dla zadania y uwzględniając procedurę samego przelotu (fazy 1÷8), oraz ewentualne dodatkowe elementy przelotu wynikające z oczekiwania (faza 10) na lądowanie i dolotu do lotniska zapasowego (fazy 9, 6', 7', 8').

Model zadań i terenu działania umożliwia wyznaczenie parametrów przelotu dla każdego zadania lotnego. Jest on modelem „zewnętrzny” (rys. 4), definiowanym na podstawie informacji o strukturze i zakresie zadań projektowanego samolotu. Może mieć postać wyliczeniową (zbiór wszystkich prognozowanych zadań), bądź też być reprezentacją zbioru zadań (o identycznym lub zbliżonym rozkładzie prawdopodobieństwa parametrów zadań). Skrajnym przypadkiem jest zbiór jednoelementowy, definiujący tzw. „zadanie obliczeniowe” [7].

Model kryteriów definiuje wskaźniki jakości rozwiązania zadania projektowego [5,10,12]. W zależności od postaci zadania optymalizacji, funkcji kryterialna może mieć postać prostą, zależną od pojedynczego wskaźnika jakości (optymalizacja jednokryterialna, bądź też złożoną, zależną od wielu kryteriów cząstkowych, w przypadku optymalizacji wielokryterialnej).

Typowa systematykę kryteriów pokazuje rys. 6.



Rys. 6. Systematyka kryteriów

4. Optymalizacja

Zadanie projektowe (1) rozwiązywane jest jak typowe zagadnienie optymalizacji wielokryterialnej. Do skalaryzacji kryteriów częściowych wykorzystywana jest metoda współczynników wagowych lub punktu referencyjnego. W pierwszym przypadku bieżące wartości funkcji częściowych są ubezwymiarywane i normalizowane z wykorzystaniem odpowiednich minimów lokalnych (jednokryterialnych). Przy wyznaczaniu kryteriów wykorzystywany jest reprezentatywny zbiór zadań, generowany na podstawie rozkładów prawdopodobieństwa parametrów zadań.

5. Wyniki

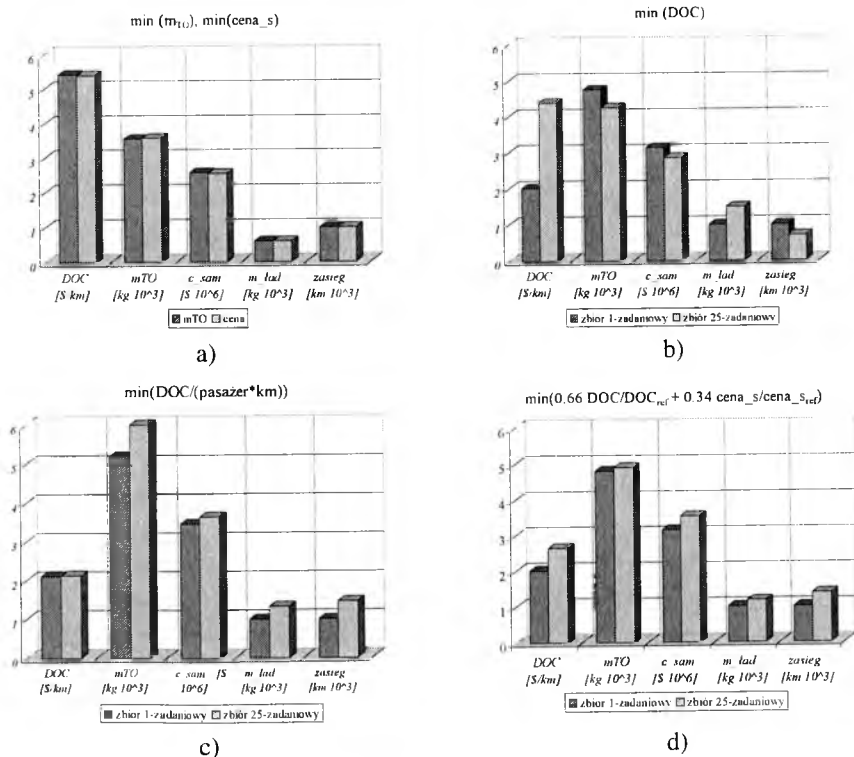
Obiektem projektowania w przedstawionych niżej przykładach jest mały samolot transportowy, napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi, zbudowany w układzie wolnonośnego górnołata, z podwoziem w gondolach przykadhubowych. Samolot obsługuje lokalne linie lotnicze, o długościach tras nie przekraczających 1000 km i typowych ładunkach do 1000 kg. Prędkość przelotowa samolotu jest nie mniejsza niż 400

km/h na pułapach przelotowych do 8000 m. Długość startu i lądowania ograniczona jest do 800 m. Poza tym spełnione muszą być wymagania przepisów budowy samolotów w zakresie definiowalnym w przyjętych modelach obliczeniowych.

Przykładowe wyniki pokazane na rys. 7 dotyczą czterech różnych sformułowań zadania projektowego i różnych typów kryteriów.

Przykład pokazany na rys. 4a ilustruje porównanie parametrów samolotu optymalizowanych względem pojedynczych kryteriów, dla jednoelementowego zadania obliczeniowego. Kryteriami są minima: masy startowej i ceny samolotu.

Przykład pokazany na rys. 4b dotyczy jednokryterialnej optymalizacji samolotu względem kryterium ekonomicznego - bezpośrednich kosztów operacyjnych określających nakłady bieżące na kilometr trasy [\$/km], przy uwzględnieniu pojedynczego zadania oraz zbioru zadań liczącego 25 elementów.



Rys. 7. Wybrane wyniki obliczeń

Przykład pokazany na rys. 4c pokazuje wynik jednokryterialnej optymalizacji dla kryterium kosztu „pasażerokilometra” będącego kombinacją kosztów bezpośrednich i masy ładunku.

Przykład pokazany na rys. 4d dotyczy przypadku optymalizacji wielokryterialnej względem dwu kryteriów: kosztów bezpośrednich i ceny samolotu, przy wykorzystaniu metody wag.

6. Wnioski

Rezultaty obliczeń wskazują na:

- znaczny rozrzut rozwiązań, w zależności od przyjętych kryteriów optymalizacji,
- małą przydatność kryteriów technicznych, nieczułych na cechy eksploatacyjne i ekonomiczne samolotu,
- istotną różnicę wyników przy stosowaniu kryteriów ekonomicznych i ekonomiczno-technicznych,
- możliwość wszechstronnej oceny samolotu przy wykorzystaniu optymalizacji wielokryterialnej, z jednym istotnym i obiektywnie nierozwiązalnym zastrzeżeniem, wiążącym się z subiektywnym wyborem wag kryteriów cząstkowych lub punktu referencyjnego,
- istotne różnice postaci samolotu przy rozwiązaniach uzyskanych na podstawie „punktu obliczeniowego” i zbioru zadań.

Nasuwa się również bardzo istotna uwaga natury ogólnej. Mimo podkreślanej powszechnie w literaturze potrzeby obiektywizacji projektowania oraz sporej liczby publikacji szczegółowych, nie wypracowano do tej pory poglądu na kwestię metody skalaryzacji kryteriów wektorowych oraz istotności kryteriów składowych.

Bibliografia

1. Баранов С.К., Брусков В.С., *Оптимальное проектирование летательных аппаратов. Многоцелевой подход*, Москва, Машиностроение, 1989
2. Brusow W., *Optymalizacja parametrów samolotów wielocelowych*, Wyd. ILot, Warszawa 1996

3. Klepacki Z., *Wielokryterialna optymalizacja parametrów samolotu wielocelowego*, Proceeding of International Scientific Conference Mechanics '98, I, 349-356, Rzeszów 1998
4. Klepacki Z. Majka A., *A method which takes into account a set of airplane tasks. Recent Research and Design Process in Aeronautical Engineering and its Influence on Education*, Institute of Aeronautical and Applied Mechanics, 2, 135-139, Warszawa 2001
5. Klepacki Z. Smykla I., *Ocena efektywności samolotu*, w: Orkisz M. (red.), *Podstawy doboru turbinowych silników odrzutowych do płatowca*, Wyd. Ilot, Warszawa 2002
6. Klepacki Z., Strzelczyk P., *Uniwersalne charakterystyki śmigła*, Prace Instytutu Lotnictwa, 152, 61-68
7. Klepacki Z., *Synteza parametrów samolotu wielocelowego jako zadanie optymalizacji wielokryterialnej*, Koszalin 1997
8. Sexstone M.G., *Aircraft Structural Mass Property Prediction Using Conceptual-Level Structural Analysis*, NASA-98-sawe-mgs.pdf
9. Roskam J., *Airplane Design, Part V, Component Weight Estimation*, The University of Kansas, 1989
10. Roskam J., *Airplane Design, Part VIII, Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operating*, The University of Kansas, 1989
11. Шейнин В. М., Козловский В. И., *Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов*, том 1 и 2. Москва, Машиностроение, 1977
12. Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Cost of Turbine Powered Transport Airplanes, Air Transport Association of America, 1967

Spis treści

Rozdział I – Aerodynamika obiektów latających

- K. Kubryński** – *Koncepcja i projekt aerodynamiczny samolotu „Bielik”* 7
- Ł. Mazurkiewicz, K. Kubryński** – *Badanie wpływu parametrów geometrycznych i aerodynamicznych samolotu „Bielik” na własności przy dużych kątach natarcia* 19
- Ł. Mazurkiewicz, K. Kubryński** – *Nowa koncepcja układu samolotu dla dużych kątów natarcia* 31

Rozdział II – Obładzanie samolotów – aerodynamika i dynamika

- A.J. Panas, P. Waślicki, Z. Wojciechowski** – *Badania obładzania profilu w tunelu aerodynamicznym niskich temperatur* 45
- R. Józwiak, K. Kubryński, P. Sierputowski** – *Analiza turbulencji w warstwie przyściennej na profilu za opływającym ruchomym slotem* 57
- M. Al-Sharabi, J. Maryniak** – *Wpływ efektów giroskopowych na dynamikę samolotu obładzanego w fazie wznoszenia* 79

Rozdział III – Bezpieczeństwo lotów w stanach awaryjnych – procesy decyzyjne

- J. Maryniak, A. Maryniak, E. Ładyżyńska-Kozdraś, U. Folte** – *Modelowanie i symulacja numeryczna katapultowania z samolotu systemu fotel+pilot – obciążenie pilota* 97

A. Maryniak – *Proces decyzyjny w sytuacji awaryjnej – analiza psychologiczna* 137

S.W. Szajnar, M. Ważny – *Modelowanie procesu awaryjnego opuszczania statku powietrznego przy wykorzystaniu oprogramowania CFD-FASTRAN* 145

M. Adamski, M. Burek, I. Smykla – *Identyfikacja stanu awaryjnego statku powietrznego a bezpieczeństwo załogi realizującej złożone zadanie lotnicze* 155

Rozdział IV – Dynamika środków bojowych – rakiety, bomby

E. Ładyżyńska-Kozdraś – *Modelowanie fizyczne i matematyczne dynamiki rakiety naprowadzanej wiązką z automatycznym systemem stabilizacji układem girolotek w kanale przechylania* 169

Z. Dziopa – *Implementacja opracowanego algorytmu sterowania w rakiecie przeciwlotniczej bliskiego zasięgu poruszającej się w przestrzeni* 181

K. Sibilski – *Wyznaczanie praw sterowania uskrzydloną bombą w oparciu o rozwiązanie zadania odwrotnego* 193

M. Lasek, A. Żyluk – *Badania bomby lotniczej o wagomiarze 211 250 kg* 211

Rozdział V – Dynamika środków bojowych

J. Gacek, L. Baranowski, R. Dec – *Analiza wpływu podstawowych czynników na parametry lotu pocisku o zwiększonym zasięgu rażenia* 227

M. Jasztal, Z. Idziaszek – *Analiza podstawowego układu kinematycznego działka NR-30* 239

M. Jaworowicz, G. Kowaleczko – *Problemy modelowania dynamiki obiektów latających dla potrzeb symulatora celownika CP-1* 253

P. Cieciński – *Zagadnienia identyfikacji modelu ruchu samolotu* 275

Rozdział VI – Systemy sterowania obiektów latających

- P. Ciecński, J. Pieniążek** – *Model samolotu dla zadań syntezy układów sterowania* 287
- J. Graffstein** – *Wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu* 301
- R. Vogt, R. Głębocki** – *Dynamika nieciągłego-dwustanowego sterowania lotem przestrzennym obiektu* 317

Rozdział VII – Stany awaryjne – badania modelowe

- M. Złocka** – *Zastosowanie analizy wrażliwości do modelowania ruchu obiektów w stanach awaryjnych* 331
- M. Cichoń** – *Dynamika samolotu podczas awarii jednego z silników – modelowanie, analiza, sterowanie i symulacja numeryczna* 343
- J. Kulecki, J. Maryniak** – *Modelowe badania korkociągowe samolotu DEKO-9 Magic w pionowym tunelu aerodynamicznym* 365
- P. Rewucki, M. Rodzewicz, P. Sierputowski** – *Badania aerodynamiczne elementu skrzydła w swobodnej atmosferze* 377

Rozdział VIII – Ornitoptery i śmigłowce

- M. Lasek, J. Pietrucha, M. Złocka** – *Analiza wpływu kąta ślizgu na siłę ciągu skrzydeł machających* 391
- J. Stanisławski** – *Analiza pracy wirnika nośnego śmigłowca stojącego na ziemi z uwzględnieniem przemieszczeń kadłuba na odkształcalnym podwoziu* 403
- A. Krzysiak** – *Eksperymentalne badania wpływu drgającej klapki spływowej na charakterystyki aerodynamiczne oscylującego profilu NACA 0012* 421
- K. Niemiec, K. Sibilski** – *O pewnej metodzie oceny trwałości zmęczeniowej elementów układu hydraulicznego śmigłowca* 451

Rozdział IX – Zagadnienia konstrukcyjne i eksploatacyjne obiektów latających

A. Olejnik, S. Kachel, R. Rogólski, L. Jarzębiński – Metodyka 467
wyznaczania krytycznej prędkości flatteru w oparciu o oprogramowanie CAD/CAE na przykładzie konstrukcji lotniczych nowo-projektowanych i eksploatowanych w siłach powietrznych RP

R. Maroński, P. Panasz – Minimalizacja zużycia paliwa przez 487
samolot w locie na zadaną odległość – metody bezpośrednio czy pośrednio

Z. Klepacki - Postać konstrukcyjna samolotu jako konsekwencja 497
kryteriów wyboru i realizowanych zadań

WOJSKOWY INSTYTUT TECHNICZNY UZBROJENIA

*Placówka naukowo-badawcza
z 75-letnią tradycją*

*Pełni funkcję wiodącego ośrodka studiów naukowo-badawczych nad uzbrojeniem
i metodami jego badań dla wszystkich rodzajów wojsk i przemysłu obronnego*

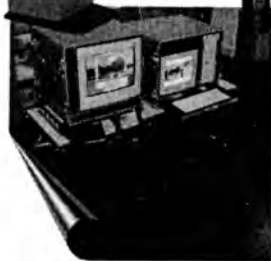


PROFIL DZIAŁANIA:

- prace naukowo-badawcze i rozwojowe
- prognozy i ekspertyzy
- badania eksploatacyjne
- normalizacja i unifikacja
- oprogramowanie systemów dowodzenia
- badania i certyfikacja sprzętu uzbrojenia i radiolokacji



1999
2000
2001
2002
2003
2004



267/S/2004
PN-EN ISO 9001:2001
267/A/2004
AQAP 2110:2003



ul. Pr. St. Wyszyńskiego 7
05-220 Zielonka

tel. (0 22) 761 44 01 fax (0 22) 761 44 45

e-mail: witu@witu.mil.pl <http://www.witu.mil.pl>

AC 027
AB 171

Zapraszamy do współpracy

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

PROWADZI

różnorodne badania dotyczące eksploatacji lotniczej techniki wojskowej na kierunkach:

- ♦ badania naziemne i w locie
- ♦ uzbrojenie lotnicze
- ♦ symulacje i modelowanie
- ♦ sterowanie eksploatacją
- ♦ systemy nawigacyjne i celownicze
- ♦ diagnostyka techniki lotniczej i lotniskowej
- ♦ systemy dowodzenia i kierowania wojskami



OPRACOWUJE

- ♦ technologie
- ♦ metody badań
- ♦ nowe konstrukcje
- ♦ programy badawcze
- ♦ metodyki eksploatacyjne sprzętu lotniczego i środków bojowych
- ♦ projekty techniczne urządzeń i środków bojowych

OFERUJE

- ♦ badania i ocenę techniki lotniczej produkowanej w kraju (zwłaszcza samolotów i śmigłowców wojskowych oraz ich uzbrojenia)
- ♦ badania kwalifikacyjne (państwowe) techniki lotniczej prowadzanej do eksploatacji w lotnictwie wojskowym
- ♦ monitorowanie procesu eksploatacji i stanu techniki lotniczej
- ♦ ekspertyzy celem ustalenia przyczyn wypadków lotniczych, awarii, uszkodzeń oraz niebezpiecznych zdarzeń
- ♦ wzorcowanie i sprawdzanie aparatury pomiarowej stosowanej w technice lotniczej
- ♦ badania materiałów powłokowych i mas uszczelniających stosowanych w technice lotniczej
- ♦ badania nieniszczące różnych struktur i obiektów
- ♦ ocenę stanu obiektów i ich wpływu na środowisko
- ♦ badania nośności, równości, szorstkości nawierzchni lotniskowych i drogowych
- ♦ konsultacje i doradztwo techniczne w zakresie budownictwa lotniskowego i drogowego



POSIADA

- ♦ koncesję Ministerstwa Spraw Wewnętrznych i Administracji Nr B-404/2003
- ♦ natowski kod podmiotu gospodarki narodowej (NCAGE) 0481H
- ♦ uprawnienia do nadawania stopnia naukowego doktora nauk technicznych w specjalności „Budowa i eksploatacja maszyn”



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96

tel. (48 22) 685 20 01, tel./fax 836 44 71, 685 22 99

e-mail: poczta@itwl.pl

Internet: www.itwl.pl



**XI Ogólnopolska/II Międzynarodowa Konferencja
Mechanika w Lotnictwie
była objęta patronatem medialnym przez**

NiT
nauka • innowacje • technika

DWUMIESIĘCZNIK NAUKOWO-TECHNICZNY



**Interdyscyplinarny
magazyn
naukowo-techniczny
dostępny w salonach
Ruch i Empik**

Prenumerata:

www.nit.oficyna.net

www.oficyna.net.pl/sklep

Redakcja:

ul. Marynarska 14

02-674 Warszawa

tel./fax (0-22) 331 88 35

ZAPRASZAMY DO WSPÓŁPRACY

wszystkich zainteresowanych publikowaniem w „NiT. Nauka, Innowacje, Technika”.

Przyjmujemy artykuły naukowe w przystępny sposób przedstawiające prace naukowe i możliwość ich wykorzystania w praktyce oraz wszelkie informacje o konferencjach naukowych, sympozjach, wdrożeniach i nowych produktach.

Informacje dla autorów są dostępne na naszej stronie internetowej:

www.nit.oficyna.net

ISBN 83-902194-5-X