

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XIV 2010

TOM II



Warszawa 2010

Wydawnictwo dofinansowali:

- Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego
- Agencja Rozwoju Przemysłu



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki
Stosowanej Politechniki Warszawskiej



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
w Warszawie



Instytut Inżynierii Lotniczej,
Akademii Technicznej
Procesowej i Maszyn Energetycznych
Politechniki Wrocławskiej



Wydział Mechatroniki Wojskowej

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XIV 2010

TOM II

Redaktorzy: *Jerzy Maryniak*
Krzysztof Sibilski



Warszawa 2010

Konferencja pod patronatem
Polskich Linii Lotniczych LOT S.A.

przy współpracy
Agencji Rozwoju Przemysłu

Organizatorzy

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

Patronat medialny

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

Komitet Naukowy

Jerzy Maryniak (Polska) – honorowy przewodniczący * Greg Abate (USA)
Krzysztof Arczewski (Polska) * Wojciech Blajer (Polska) * Józef Gacek (Polska)
Jacek A. Goszczyński (Polska) * Marek Grzegorzewski (Polska)
Ravindra Jategaonkar (Niemcy) * Zygmunt Kitowski (Polska)
Zbigniew Koruba (Polska) * Ryszard Kostrow (Polska) * Maciej Lasek (Polska)
Mark Lowenberg (W. Brytania) * Jean-Marc Moschetta (Francja)
J.A. Mulder (Holandia) * Wiesław Nagórko (Polska) * Aleksander Olejnik (Polska)
Marek Orkisz (Polska) * József Rohács (Węgry) * Roman Róziecki (Polska)
Sergey Serokhvostov (Rosja) * Krzysztof Sibilski (Polska) – przewodniczący
Ryszard Szczepanik (Polska) * Cezary Szczepański (Polska)
Peter Vörsmann (Niemcy) * Bogdan Żak (Polska) * Andrzej Żyluk (Polska)

ISBN 978-83-902194-9-2

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
Warszawa 2010

Nakład: 120 egz.

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

Rozdział IV

Dynamika lotu i symulatory

WYBRANE ASPEKTY ZASTOSOWANIA SYSTEMÓW RUCHU W NAJNOWSZYCH SYMULATORACH LOTNICZYCH

JANUSZ GAJDA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

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

W najnowszych symulatorach lotniczych obserwujemy znaczne zróżnicowanie ich systemów ruchu. W klasycznych zastosowaniach nadal dominują synergiczne platformy o sześciu stopniach swobody, ale obserwujemy znaczny rozwój systemów wykorzystujących różnorodne systemy oparte na centryfugach. Coraz częściej stosowane są też układy nietypowe, o zmniejszonej ilości stopni swobody, bądź np. układy do treningu katapultowania się. Przeprowadzone rozważania poparto licznymi przykładami, zarówno największych i najnowocześniejszych wirówek – w ośrodku NASTAR w Stanach Zjednoczonych i dla Królewskich Sił Powietrznych Malezji, jak również nietypowych systemów dla układów treningu dezorientacji przestrzennej.

Osobną część referatu poświęcono na omówienie algorytmów sterowania systemów ruchu symulatorów lotniczych. Znacznie większa moc obliczeniowa współczesnych komputerów pozwala na użycie bardziej skomplikowanych algorytmów przy jednoczesnym zachowaniu wymogu prowadzenia obliczeń w czasie rzeczywistym.

1. Rodzaje systemów ruchu

Systemy ruchu stosowane we współczesnych symulatorach możemy podzielić na trzy zasadnicze grupy:

- układy synergiczne,
- wirówki (centryfugi),
- układy specjalne.

Układy synergiczne są najbardziej popularnymi systemami ruchu, dominującymi szczególnie w klasycznych symulatorach do nauki i treningu pilotażu.

W ich konstrukcji wykorzystywana jest tzw. platforma Stewarda o hydraulicznym lub elektrycznym napędzie.

Natomiast wirówki wykorzystywane są przede wszystkim w symulatorach badawczych oraz symulatorach do badań psychomotorycznych i psychofizjologicznych. Stosowane są również w najbardziej zaawansowanych symulatorach (tzw. *full mission simulator*), umożliwiając najbardziej wierne odtworzenie bodźców ruchowych.

Układy specjalne występują w symulatorach i urządzeniach treningowych do specjalistycznego treningu. Typowymi przykładami tego typu systemów są symulatory do treningu dezorientacji przestrzennej, katapultowania się lub treningu dużych przeciążeń pionowych.

2. Wymagania stawiane systemom ruchu

Wymagania stawiane systemom ruchu symulatorów do szkolenia pilotów samolotów komunikacyjnych oparte są na amerykańskiej wojskowej normie MIL-STD 1558 i są uznawane za powszechnie obowiązujące. Zgodnie z tą normą systemy ruchu dla symulatorów fazy C i D muszą zawierać układ ruchu o sześciu stopniach swobody, którego minimalne wartości przemieszczeń, prędkości i przyspieszeń kątowych, zarówno dla ruchów liniowych jak i kątowych, zostały podane w tej normie. Natomiast w przypadku pozostałych symulatorów nie ma już tak jednoznacznej i przejrzystej sytuacji. Co prawda, jeszcze w przypadku symulatorów o zastosowaniu wojskowym lub przeznaczonych do specjalistycznego szkolenia norma ta stosowana jest jako pewnego rodzaju punkt odniesienia, ale już dla symulatorów naukowo-badawczych wymagania ustalane są najczęściej indywidualnie.

Tabela 1. Wymagania normy MIL-STD 1558

Ruch	Przesunięcie	Prędkość	Przyspieszenie
	[stopy] ([m])	[stopy/s] ([m/s])	[m/s ²]
Pionowy (Heave)	5,6 (1,7)	2,0 (0,61)	8,0
Boczny (Sway)	5,6 (1,7)	2,0 (0,61)	6,0
Podłużny (Surge)	5,6 (1,7)	2,0 (0,61)	6,0
	[deg]	[deg/s]	[deg/s ²]
Przechylenie	40	20	60
Pochylenie	50	20	60
Odchylenie	40	20	60

Wymagania wspomnianej normy odnośnie parametrów ruchu dla poszczególnych stopni swobody platformy przedstawiono w tabeli 1. W wersji oryginalnej stosowane są oczywiście jednostki anglosaskie i takie też tutaj przedstawiono, ale na potrzeby porównania parametrów różnych symulatorów przeliczono te wartości również na jednostki układu SI.

3. Przykładowe rozwiązania systemów ruchu

Niezależnie od wielkości parametrów dynamicznych drugim, istotnym kryterium podziału systemów ruchu jest rodzaj napędu: hydrauliczny lub elektryczny.

Zaletami układów hydraulicznych są: duże przyspieszenie chwilowe, niezawodne i stosunkowo małe siłowniki, uśrednianie poboru mocy dzięki hydraulicznym akumulatorom, łatwe i natychmiastowe przerwanie działania oraz możliwość sterowania dużymi obciążeniami. Natomiast do podstawowych wad tych układów należy zaliczyć: nieszczelności układu, niedogodności związane z układem hydraulicznym (wymagana dodatkowa przestrzeń, hałas, wydzielenie ciepła, skomplikowana obsługa), niską efektywność oraz zagrożenia związane z eksploatacją (zagrożenia związane z cieczą roboczą, sterowanie zaworami).

Układy elektryczne cechują się czystością, brakiem wymagań odnośnie dodatkowych pomieszczeń, większą efektywnością (wymagają 25%-50% mocy układów hydraulicznych o podobnych parametrach dynamicznych), łatwą obsługą oraz prostą instalacją. Ich wadami są natomiast ograniczone przyspieszenia, bardziej skomplikowane siłowniki i elektronika, bardziej skomplikowane układy przerywania pracy, większe wymagania odnośnie nagłego szczytowego poboru mocy oraz problemy z zachowaniem płynności ruchu.

O ile dawniej częściej stosowane były układy hydrauliczne, szczególnie w przypadku dużych symulatorów lotu, a układy elektryczne stosowano w małych urządzeniach treningowych, o tyle obecnie układy hydrauliczne nie odgrywają już tak dominującej roli, a wiąże się to szczególnie ze znacznym postępem, jaki zastosowano w zakresie technologii i sterowania napędami elektrycznymi.

W dalszej części rozdziału przedstawiono typowe rozwiązania systemów ruchu, a dla ułatwienia porównania podano ich podstawowe parametry, odnosząc je jednocześnie do wymagań normy MIL-STD 1558.

3.1. SIMONA (TU Delft)

Jako przykłady typowych symulatorów badawczych przedstawiono symulator SIMONA (rys. 1) oraz symulator PSPK-102. Pierwszy z nich jest zain-

stalowany na uniwersytecie w Delft (Holandia) [7], a jego nazwa pochodzi od nazwy jednego z instytutów uniwersytetu, the International Research Institute for SIMulation, MOtion and NAvigation. System ruchu to typowa platforma o sześciu stopniach swobody i o typowych, może poza kanałem odchylenia, wartościach parametrów ruchu (tabela 2).



Rys. 1. Symulator SIMONA (źródło: TU Delft)

Tabela 2. Parametry symulatora SIMONA¹⁾

Ruch	Przesunięcie	Prędkość	Przyspieszenie
	[m]	[m/s]	[m/s ²]
Pionowy (Heave)	1,314	?	15
Boczny (Sway)	2,062	?	?
Podłużny (Surge)	2,24	?	?
	[deg]	[deg/s]	[deg/s ²]
Przechylenie	51,8	?	?
Pochylenie	48	?	?
Odchylenie	83,2	?	?

¹⁾ Dla ułatwienia analizy parametrów przyjęto następującą konwencję: jeśli parametr nie spełnia wymagania normy MIL-STD 1558, to odpowiednie pole „wyszarżono”, natomiast zapisanie parametru pogrubioną czcionką oznacza, że jego wartość przekracza wymagania o ponad 50%

3.2. PSPK-102 (CAGI)

Natomiast drugi ze wspomnianych symulatorów (rys. 2) zainstalowany jest w CAGI w Moskwie (Centralny Aerohydro-dynamiczny Instytut) i wykorzy-

stywany jest do różnorodnych badań dotyczących nie tylko symulacji lotów samolotów pod- i naddźwiękowych oraz radzieckiego wahadłowca „Buran”, ale także do badań dotyczących dynamiki, stabilności i sterowności samochodów [9]. W tym przypadku zwraca uwagę znaczne przekroczenie wymaganych parametrów ruchu platformy (tabela 3), widoczne szczególnie w zakresie ruchów kątowych.



Rys. 2. Symulator CAGI (źródło: CAGI)

Tabela 3. Parametry symulatora CAGI

Ruch	Przesunięcie	Prędkość	Przyspieszenie
	[m]	[m/s]	[m/s ²]
Pionowy (Heave)	2,40	1,3	7,1
Boczny (Sway)	3,0	1,1	6,0
Podłużny (Surge)	3,0	1,5	6,0
	[deg]	[deg/s]	[deg/s ²]
Przechylenie	60	30	230
Pochylenie	80	30	230
Odchylenie	120	50	230

3.3. ATFS-400 (NASTAR) i G-Fet II

Dwoma kolejnymi przykładami są symulatory, których systemy ruchu oparte są na wirówkach przeciążeniowych mających możliwość wygenerowania prawdopodobnie największych przyspieszeń na świecie. Są to symulator ATFS-400 (Authentic Tactical Fighting System 400) (rys. 3) znajdujący się w ośrodku the NASTAR Center (the National Aerospace Training and Research Center) w Southampton w Stanach Zjednoczonych oraz symulator G-Fet II znajdujący

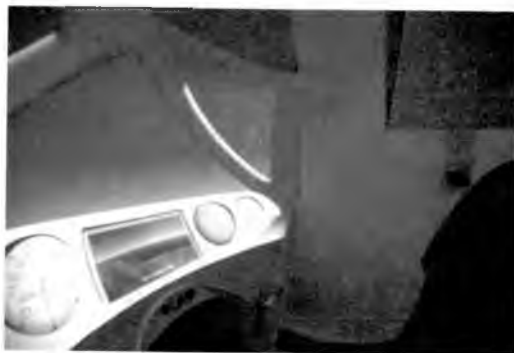
się w Malezji i wykorzystywany przez Królewskie Malezyjskie Siły Powietrzne [4, 6, 8]. Wykorzystywane w tych symulatorach systemy ruchu są bardzo podobne do siebie i oparte na tej samej konstrukcji wirówki. Kabiny tych wirówek zamontowane są na ramieniu o długości 7,6 m. Sama wirówka napędzana jest silnikiem o mocy 6000 KM, ma możliwość generowania przeciążeń do 15 G, a zmiana przyspieszenia może odbywać się z wartościami do 100 m/s^3 , co oznacza, że czas wyhamowywania z pełnej prędkości kątowej wynosi około 1,5 s. Kabiny umieszczone są w zawieszeniu Cardana, co nie nakłada żadnych ograniczeń na zakresy ruchu obrotowego wokół osi pochylenia i przechylenia kabiny, dzięki czemu możliwe jest wykonanie manewru „push-pull” w obydwu tych osiach.



Rys. 3. Wirówka w NASTAR Center (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)

Symulator ATFS-400, dzięki możliwości wymiany kabiny, wykorzystywany jest w dwóch obszarach: jako symulator do szkolenia pilotów w zakresie taktycznej walki powietrznej w warunkach wysokich przeciążeń oraz (już pod nazwą STS-400) jako symulator do szkolenia załogi i pasażerów statku SpaceShipTwo (rys. 4), suborbitalnego statku kosmicznego przeznaczonego do celów turystyki kosmicznej [10]. W tym przypadku również podstawową zaletą szkolenia jest możliwość wytworzenia realistycznych wysokich przeciążeń występujących podczas lotu suborbitalnego.

Symulator G-Fet II (rys. 5) jest zaawansowanym symulatorem do treningu walki powietrznej oraz działań zespołowych. W gondoli wirówki zamontowana jest jedna z czterech wymiennych kabin pilota będących replikami kabin czterech różnych współczesnych samolotów myśliwskich. W trakcie treningu istnieje możliwość szkolenia dwóch pilotów jednocześnie ćwiczących w jednej wirtualnej przestrzeni: jeden z nich siedzi w kabynie umieszczonej w gondoli



Rys. 4. Symulator statku SpaceShipTwo (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)



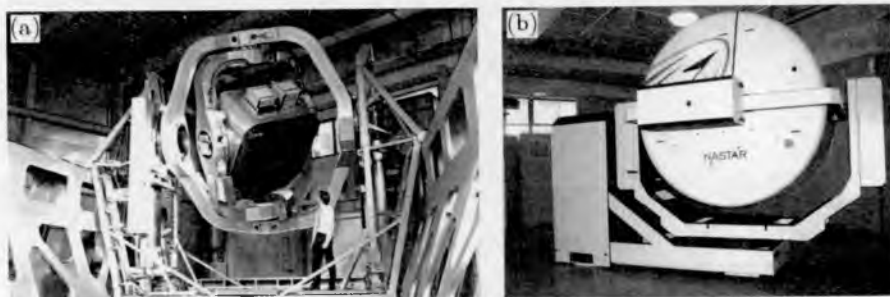
Rys. 5. Rekonfigurowalny symulator G-Fet II (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)

wirówki, natomiast drugi - w jednej z pozostałych kabin, która w takim przypadku jest kabiną stacjonarną.

3.4. Desdemona i ATFS-300

Desdemona (DESorientatie DEMONstrator Amst) i ATFS-300 (Authentic Tactical Fighting System 300) to dwa symulatory należące do symulatorów przeznaczonych do treningu dezorientacji przestrzennej (rys. 6).

Desdemona jest symulatorem badawczym przeznaczonym do badań i szkolenia w warunkach dezorientacji przestrzennej, badań percepcji wrażeń ruchowych oraz zaawansowanej symulacji lotów, wyprodukowanym w kooperacji austriackiego AMST Systemtechnik i holenderskiego TNO (Toegepast Natuurwetenschappelijk Onderzoek). Jej system ruchu jest unikatowym połączeniem typowego układu ruchu w klasycznym układzie „hexapod” oraz centryfugi. Dzięki temu niespotykanemu układowi ruchu obwiednia ruchu jest znacznie rozszerzona (rys. 7): kabina może wykonać 2-metrowy ruch pionowy



Rys. 6. Symulatory do treningu dezorientacji przestrzennej; (a) – Desdemona produkcji TNO (źródło: TNO Defence, Security and Safety), (b) – ATFS-300 produkcji ETC Environmental Tectonics Corporation (źródło: ETC Environmental Tectonics Corporation)

i 8-metrowy ruch poziomy wzdłuż prowadnicy, obydwa z maksymalnym przyspieszeniem 5 m/s^2 , ruchy kątowe mogą być wykonywane z przyspieszeniem kątowym $90^\circ/\text{s}^2$, natomiast dzięki centryfudze profile o przeciążeniu większym od 1 G mogą być realizowane przez nieograniczony czas, a maksymalne przeciążenie (dla kabiny w skrajnym, najbardziej wysuniętym położeniu) wynosi 3 G.

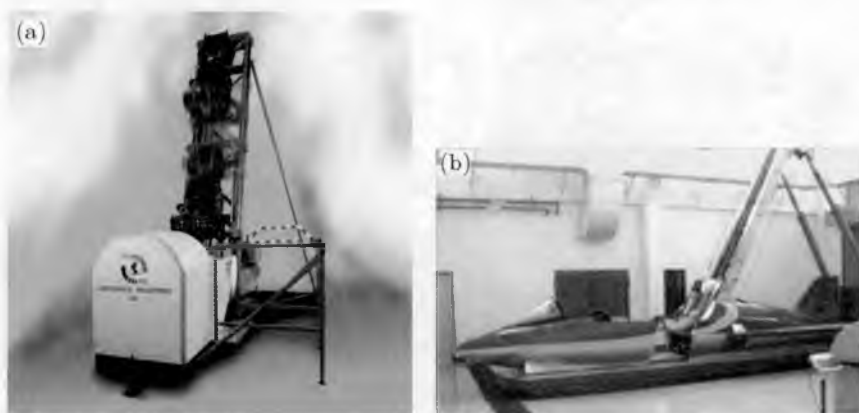


Rys. 7. Stopnie swobody symulatora DESDEMONA (źródło: TNO Defence, Security and Safety)

ATFS-300 jest typową centryfugą o nieograniczonym ruchu kątowym wokół czterech osi (pochylenie, przechylenie, odchylenie i ruch planetarny), który może odbywać się z przyspieszeniem liniowym do 6 G. Kabina jest zamontowana na 3-metrowym ramieniu, a zainstalowany system napędowy umożliwia osiągnięcie gradientu przyspieszenia 10 m/s^3 . Symulator wykorzystywany jest nie tylko do treningu dezorientacji przestrzennej i manewrów wykonywanych dla dużych kątów natarcia, ale również do szkolenia działań taktycznych wykonywanych podczas lotów zespołowych.

4. Symulatory katapultowania się

Na rysunku 8 przedstawiono dwa urządzenia do treningu procedur katapultowania [1, 3]. Zakres treningu przeprowadzanego na takich urządzeniach nie ogranicza się tylko do samego katapultowania, ale obejmuje również badanie szybkości i prawidłowości podejmowanej przez pilota decyzji o katapultowaniu się, a także kontrolę prawidłowości przyjętej pozycji do katapultowania się. Przyspieszenia uzyskiwane w tego typu urządzeniach zależą od zastosowanego napędu i mogą wynosić nawet do 10 G.



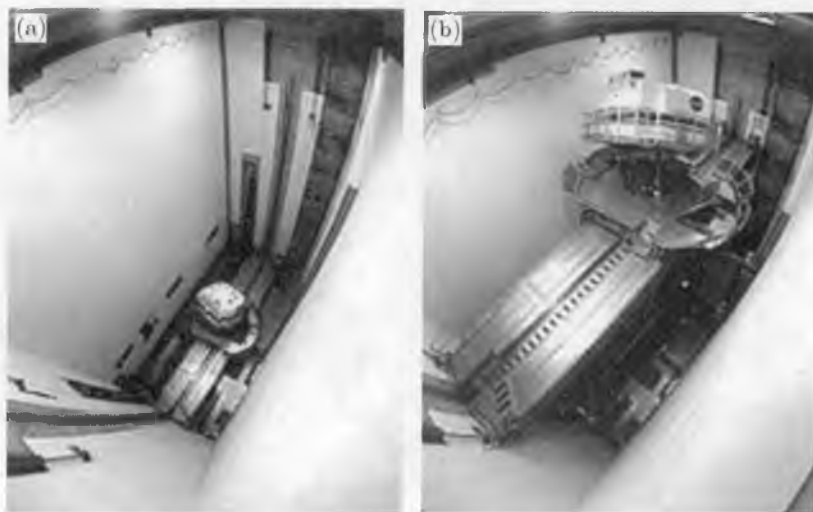
Rys. 8. Urządzenia do treningu katapultowania się: (a) (źródło: ETC-PZL Aerospace Industries) i (b) (źródło: ATKOM)

4.1. VMS (NASA)

VMS (Vertical Motion Simulator) jest największym symulatorem świata i znajduje się w Centrum Badawczym NASA w Sunnyvale (rys. 9 i 10, [5]). Jest on symulatorem naukowo-badawczym, stanowiącym nieocenioną pomoc w procesie projektowania i konstruowania statków kosmicznych. Odegrał on również znaczącą rolę w szkoleniu astronautów oraz kompletnych załóg promów kosmicznych. Ze względu na przeznaczenie symulator ten odznacza się bardzo dużymi, unikatowymi w porównaniu do innych symulatorów zakresami ruchu pionowego i bocznego (tabela 4). Interesujące jest, że przy tak znacznych zakresach ruchów osiągnięte przyspieszenia są stosunkowo małe, a wynika to najprawdopodobniej ze znacznej masy samej kabiny i ruchomej platformy.



Rys. 9. Symulator VMS (źródło: NASA)



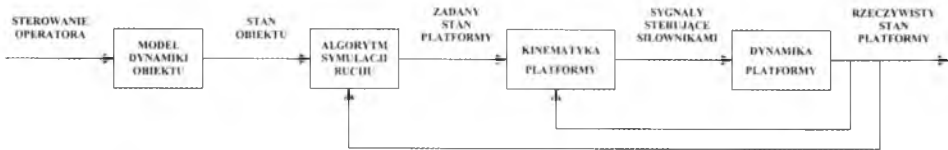
Rys. 10. Symulator VMS: (a) kabina w położeniu dolnym, (b) kabina w położeniu górnym (źródło: NASA)

5. Sterowanie układem ruchu

Sygnałami wejściowymi w procesie sterowania ruchem platformy są sygnały przemieszczeń organów sterowania w kabinie (dźwążek, pedały itd.), które są podstawą do wyznaczenia, za pomocą modelu dynamiki obiektu, stanu symulowanego obiektu. Ten z kolei służy do wyznaczenia zadanego stanu platformy, przy czym pod uwagę powinny być brane nie tylko przyspieszenia działające w symulowanym locie, ale również aktualne położenie platformy. Schemat tego sterowania przedstawiono na rysunku 11.

Tabela 4. Parametry symulatora VMS

Ruch	Przesunięcie	Prędkość	Przyspieszenie
	[stopy]	[stopy/s]	[m/s ²]
Pionowy (Heave)	60	16	7,5
Boczny (Sway)	40	8	5,0
Podłużny (Surge)	8	4	3,1
	[deg]	[deg/s]	[deg/s ²]
Przechylenie	36	40	115
Pochylenie	36	40	115
Odchylenie	48	46	115

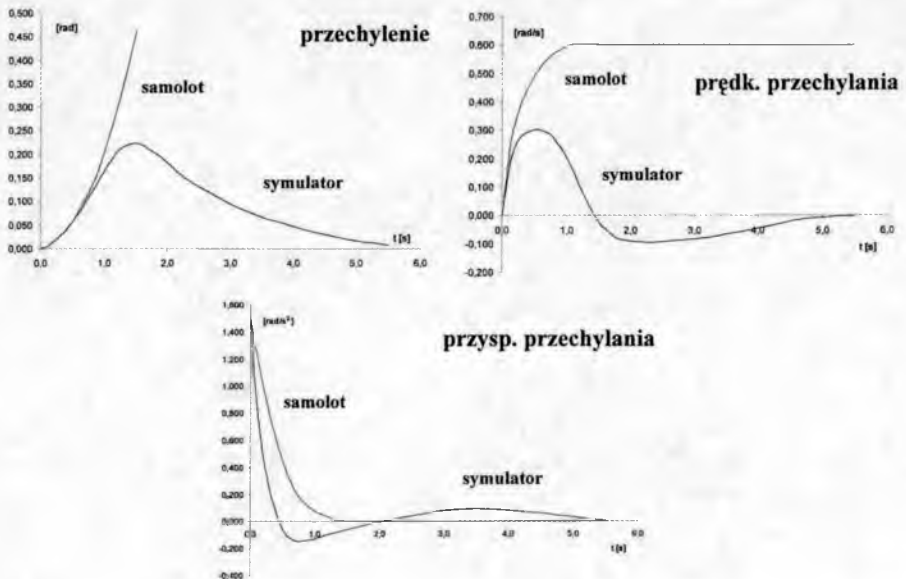


Rys. 11. Schemat blokowy sterowania ruchomą platformą

Wyznaczanie wymaganego ruchu platformy symulatora lotu odbywa się z uwzględnieniem zarówno właściwości psychofizjologicznych człowieka (pilota-operatora), jak i możliwości ruchowych samej platformy (por. [12, 17]). Jednym z najważniejszych elementów, jakie bierze się pod uwagę przy przekształcaniu ruchu samolotu na ruch platformy, jest sposób odbierania przez człowieka wrażeń ruchu, a mianowicie przyspieszenia liniowe i kątowe postrzegane są głównie na podstawie ich gradientu, a nie samej wartości. Ponadto bodziec ruchowy, w zależności od jego częstotliwości, może być odbierany jako przyspieszenie, prędkość lub też położenie. Z tych powodów ruch samolotu (zarówno liniowy, jak i kątowy) rozkładany jest na dwie składowe: nisko- i wysokoczęstotliwościową. Pierwsza z nich odpowiedzialna jest za stany ustalone (położenie), natomiast druga stanowi dla pilota podstawową informację o ruchu. Z tego względu podstawowymi dwoma sposobami sterowania platformą są metoda filtrów górnoprzepustowych oraz metoda szczątkowego nachylenia (tzw. *residual tilt* lub *gravity alignment*). W pierwszej metodzie kładzie się nacisk na symulację gradientów przyspieszeń, a same prawa sterownia mają bardzo zróżnicowaną postać – od bardzo uproszczonych filtrów liniowych aż do bardziej skomplikowanych filtrów nieliniowych i adaptacyjnych. W drugiej metodzie wykorzystuje się fakt, że człowiek za pomocą narządu otolitowego nie rozróżnia źródeł przyspieszeń, a zatem istnienie odpowiednich przyspieszeń liniowych można symulować poprzez odpowiednie przechylenie i pochylenie platformy.

6. Klasyczne filtry powrotne

Podstawowym zadaniem filtrów powrotnych jest ograniczenie zakresu ruchu symulowanego lotu do możliwości ruchowych platformy przy jednoczesnym stworzeniu pilotowi wrażenia jak najbardziej zbliżonych do tych, które powstałyby podczas takiego lotu. Filozofię i sposób działania tych filtrów można omówić na klasycznym przykładzie przedstawionym na rysunku 12 (por. [12]).

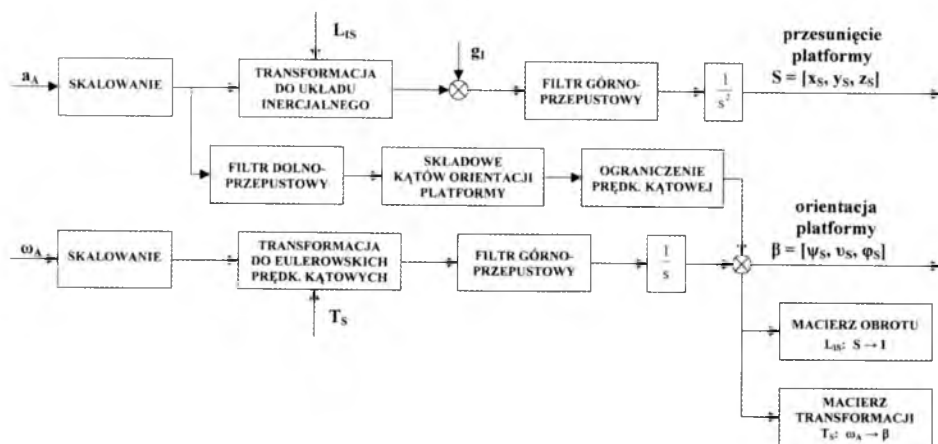


Rys. 12. Przykładowa odpowiedź filtrów powrotnych w kanale przechylenia na skokowe wychylenie lotek

W przykładzie tym podczas symulowanego lotu następuje skokowe wychylenie lotek celem wykonania becзки. Odpowiedź liniowego filtra powrotnego bardzo dobrze oddaje początkową wartość przyspieszenia kąowego samolotu, ale przyspieszenie platformy musi zmaleć co najmniej do zera zanim platforma przekroczy dopuszczalną prędkość. Przyspieszenie po przejściu przez wartość zerową przyjmuje wartości ujemne, aby prędkość platformy spadła do zera. Należy jednak zauważyć, że przechylenie platformy zwiększa się tak długo, aż prędkość przechylenia nie osiągnie wartości ujemnych. Przyspieszenie musi być zatem tak długo ujemne, aż prędkość przechylenia będzie wystarczająco długo ujemna, aby wartość przechylenia platformy zmalała do zera. Czas trwania całego procesu zależy od wybranych stałych czasowych filtra, podczas gdy amplitudy odpowiedzi zależą od współczynników wzmocnienia filtra.

Na rysunku bardzo wyraźnie widać dwie główne wady filtrów liniowych. Pierwszą z nich jest zmiana znaku przyspieszenia platformy, podczas gdy przyspieszenie samolotu jest wyłącznie dodatnie. Stwarza to sytuację, podczas której, jeśli amplitudy poszczególnych wielkości nie będą poniżej progu czułości pilota, mogą powstać sprzeczne, fałszywe wrażenia. W filtrach liniowych wielkość tych fałszywych wrażeń zależy bezpośrednio od amplitudy żądanych bodźców i nie może być zmieniana niezależnie w trakcie obliczeń prowadzonych w czasie rzeczywistym. Drugą wadą jest stosunkowo krótki czas trwania właściwego bodźca. Ten czas zależy od stałych czasowych filtra liniowego i nie może być zmieniany podczas ruchu platformy, a jego wielkość jest dobierana tak, aby nie przekroczyć zakresu ruchu siłowników. W celu uniezależnienia fałszywych wrażeń od amplitudy bodźca oraz możliwości wydłużenia czasu trwania bodźca w celu wykorzystania dynamicznie zmieniających się możliwości platformy należy zastosować bardziej skomplikowaną technikę filtracji (por. [15]).

Najbardziej popularną obecnie techniką filtracji za pomocą filtrów liniowych jest technika przedstawiona na rysunku 13 (por. [13]). W rozwiązaniach tych za bardziej odpowiednie uznaje się sterowanie platformą według prędkości kątowych niż według przyspieszeń, jako że to pierwsze sterowanie daje pilotowi bardziej realistyczne wrażenia (tzn. bardziej zbliżone do tych w samolocie).



Rys. 13. Klasyczne liniowe filtry powrotne

Siły (a dokładniej – przyspieszenia) działające na pilota są transformowane do układu inercjalnego i po uwzględnieniu składowych wektora grawitacji podawane są na filtr górnoprzepustowy (por. [18]). W ten sposób składowa wysokoczęstotliwościowa przyspieszeń będzie decydowała o przesunięciu platformy, odwzorowując początek ruchu liniowego samolotu. Filtracja dokonywa-

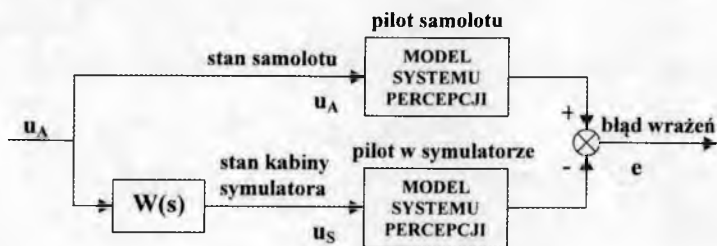
na jest dopiero po przeliczeniu do układu inercjalnego, ponieważ ten układ jest wygodniejszy do generowania sygnałów sterujących wysunięciami siłowników układu ruchu.

Podobna filtracja dokonywana jest w stosunku do prędkości kątowych. W tym przypadku też wygodniej jest dokonać filtracji po przeliczeniu prędkości kątowych do prędkości Eulerowskich niż dokonywać jej bezpośrednio na prędkościach kątowych w układzie samolotowym. Otrzymana składowa wysokoczęstotliwościowa jest główną składową sterowania orientacją platformy i odwzorowuje początek ruchu kąтового samolotu. W celu symulacji długotrwałych przyspieszeń za pomocą nachylenia platformy, do składowej tej dodawana jest jako sprzężenie skrośne niskoczęstotliwościowa składowa przyspieszeń. Istniejący w sprzężeniu skrośnym blok ograniczenia prędkości kątowej ma za zadanie nie dopuścić, aby wyznaczona prędkość kątowa przekroczyła próg czułości pilota w odpowiednim kanale.

7. Dobór nieliniowych filtrów optymalnych

Filtry optymalne są konstruowane przy założeniu uprzednio założonej funkcji celu, a uzyskane wyniki zależą w sposób bardzo istotny od przyjętej funkcji. Jako zadanie optymalizacyjne może być stawiana minimalizacja czasu trwania ruchów powrotnych lub minimalizacja zakresu ruchu platformy (w celu zmniejszenia wymiarów układu ruchu oraz wymagań w stosunku do zastosowanego napędu). Najczęstszym jednak kryterium optymalizacyjnym jest minimalizacja różnicy wrażeń działających na pilota w samolocie i kabinie symulatora lotu (rys. 14). W tym celu należy nie tylko porównać bodźce, jakie działają na pilota podczas rzeczywistego lotu oraz podczas analogicznego lotu symulowanego w kabinie symulatora, ale uwzględnić, jak te – różne przecież – bodźce będą postrzegane przez pilota. Do przeprowadzenia takiej analizy niezbędne jest opracowanie dodatkowo dwóch modeli – modelu percepcji pilota oraz modelu systemu ruchu symulatora. Modele percepcji człowieka są przedmiotem wielu badań poświęconych układowi człowiek-maszyna. Opracowane modele wykorzystywano wcześniej w trakcie konstruowania samolotów, a później również przy konstrukcji symulatorów, a zastosowane modele percepcji pilota są powszechnie znane (por. [14, 16]).

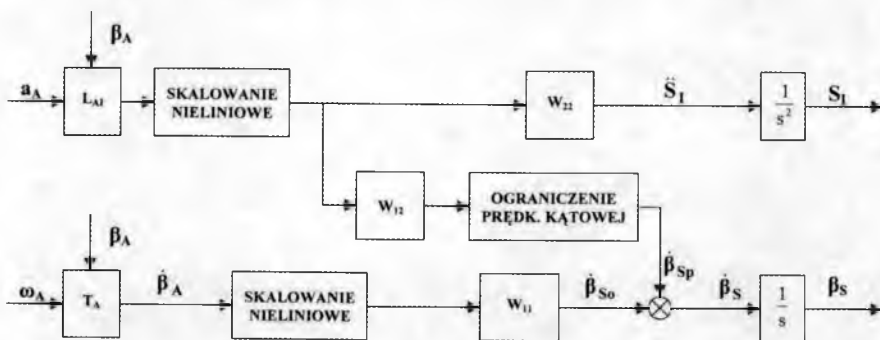
Pozornie wydaje się, że również opracowanie modelu systemu ruchu symulatora nie powinno sprawiać trudności. Jednakże w tym przypadku opracowanie wartościowego modelu jest bardziej skomplikowane. Wymaga ono przeprowadzenia nie tylko procesu identyfikacji elementów tego systemu (m.in. układu



Rys. 14. Dobór filtrów optymalnych

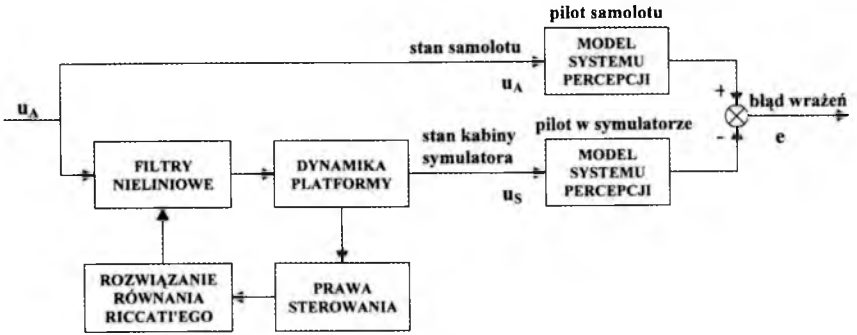
napędu – na ogół hydraulicznego, automatyki sterowania tym układem, oprogramowania sterującego układem, a współpracującego z resztą oprogramowania symulatora itd.), ale również dokonania syntezy całego systemu. Z tych przyczyn dokładność wyznaczenia parametrów tego systemu na ogół sprawia wiele kłopotów.

Sam schemat blokowy filtrów (rys. 15 i 16) jest analogiczny jak w przypadku poprzednio omawianych filtrów. W tym jednak przypadku postać rozwiązań jest dużo bardziej skomplikowana. W podobny sposób poszukuje się rozwiązania dla nieliniowych filtrów optymalnych, a odpowiedni schemat blokowy został przedstawiony na rysunku 16.

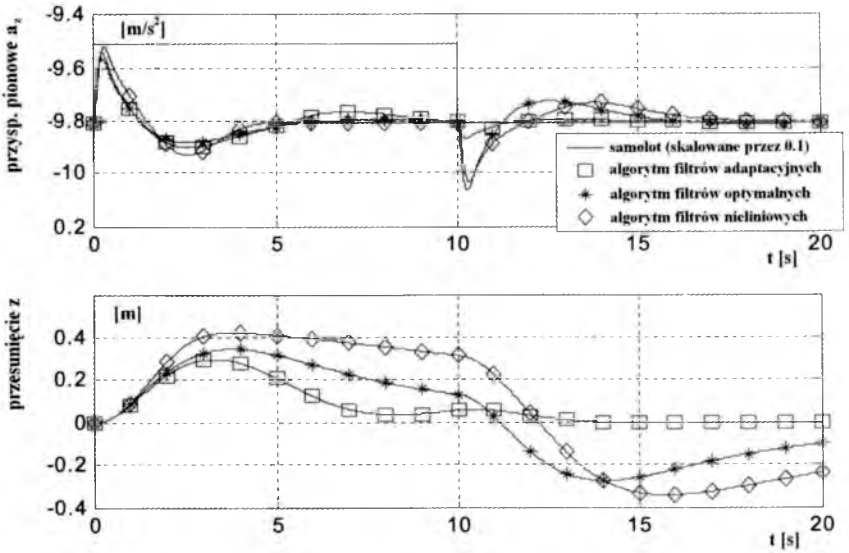


Rys. 15. Schemat blokowy liniowych filtrów optymalnych

Na rysunku 17 przedstawiono przykładowe wyniki uzyskane dla różnego rodzaju filtrów, gdzie jako założony ruch samolotu przyjęto skokową zmianę przyspieszenia pionowego trwającą 10 s. Widać, że o ile symulowane przyspieszenia mają zbliżony do siebie przebieg, to położenie pionowe platformy, uzyskane po podwójnym całkowaniu, różni się już znacznie i platforma najszybciej wraca do położenia neutralnego przy zastosowaniu filtrów adaptacyjnych. Różnią się od siebie również reakcje wszystkich filtrów na zbocze wznoszące



Rys. 16. Schemat blokowy doboru nieliniowych filtrów optymalnych



Rys. 17. Przykładowe wyniki dla różnych filtrów

i zbrocze opadające skoku, a wynika to z różnego położenia platformy w tych dwu różnych chwilach czasu.

Rysunek ten dobrze obrazuje też słabe strony takiej analizy – został założony pewien wyidealizowany ruch, a odpowiedź filtrów zależy nie tylko od rodzaju ruchu, ale również jego „historii”, tzn. znaczny wpływ na odpowiedź ma początkowe położenie platformy i wykonywany ewentualnie ruch (tzn. jeśli platforma nie zdążyła wrócić do położenia neutralnego po wykonaniu poprzedniej sekwencji ruchów). Należy też pamiętać, że do przeprowadzonych obliczeń były wykorzystywane modele, które zawierają pewne uproszczenia, a współ-

czynniki modeli obarczone są błędami. Stąd też filtry wyznaczone analitycznie stanowią tylko pierwsze, aczkolwiek bardzo ważne, przybliżenie i muszą podlegać później weryfikacji empirycznej („strojenia”) prowadzonej z udziałem pilotów w symulatorach lotu.

8. Podsumowanie

Na podstawie przedstawionych rozważań można stwierdzić, że we współczesnych symulatorach obserwuje się coraz większe zróżnicowanie stosowanych układów ruchu przy jednoczesnym dążeniu do maksymalnego rozszerzenia zakresu zastosowań danego urządzenia. Przy istniejącym niezwykle szybkim postępie techniki komputerowej umożliwia to, przy zachowaniu wymogów prowadzenia obliczeń w czasie rzeczywistym, stosowanie coraz lepszych algorytmów sterowania układami ruchu.

Bibliografia

1. www.atkom.com.au/projects/ejection_trainer.htm
2. www.amst-germany.de/publics/desdemona_pub.htm
3. www.ai.com.pl/en/products/egress_ptd.html
4. www.etcusa.com/
5. www.nasa.gov/centers/ames/research/technology-onepaggers/vms.html
6. www.nastarcenter.com/
7. www.simona.tudelft.nl/
8. www.strrmchaser.ca/Space/NASTAR/NASTAR.html
9. www.tsagi.ru/eng/res/flight_dynamics/pspk102/
10. www.virgingalactic.com/multimedia/album/nastar/
11. BAARSPUL M., 1977, The generation of motion cues on a six-degree-of-freedom motion system, *Report LR-248, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands*
12. CARDULLO F.M., 2003, Motion simulator washout, *Conference: Flight and Ground Vehicle Simulation, Binghamton, NY*

13. CONRAD B., SCHMIDT S.F., 1971, A study of techniques for calculating motion drive, *Report NASA, CR-114345*
14. FORSSTROM K.S., DOTY J., CARDULLO F.M., 1985, Using human motion perception models to optimize flight simulator motion algorithms, *AIAA Paper, 85-1743*
15. KOSUT R.L., 1978, Optimal control theory applied to the design of cue shaping filters for motion-based simulators, *AIAA Paper, 78-1575*
16. McRUER D.T., JEX H.R., 1967, A review of quasi-linear pilot models, *IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, HFE-8, 3, 231-249*
17. NAHON M.A., REID L.D., 1990, Simulator motion-drive algorithms: A designer's perspective, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 13, 356-362*
18. REID L.D., NAHON M.A., 1985, Flight simulation motion-base drive algorithms: Part 1 – Developing and testing the equations, *UTIAS Report No. 296, Institute for Aerospace Studies, University of Toronto*

Chosen aspects of the application of motion systems in the newest flight simulators

Abstract

In the newest flight simulators, a significant diversification of their motion systems is observed. In the classical application, synergic platforms of six degrees-of-freedom still dominate, but a significant development of many systems based on diversified systems incorporating centrifuges is observed. Non-typical systems of a decreased number of DOF as well as seat ejection systems are used increasingly. The carried out analysis is endorsed by many examples of the biggest and the most up-to-date centrifuges for the US Air Force and Royal Malaysian Air Force as well as non-typical systems for spatial disorientation.

In a separate part of the paper, algorithms of the motion system control of flight simulators are described. Present-day computers are significantly more powerful and allow one to use more complicated and sophisticated algorithms, and simultaneously, to meet the requirement of providing calculations in real time.

WYKORZYSTANIE UKŁADÓW NAHEŁMOWYCH WE WSPÓŁCZESNYCH SYMULATORACH WALKI POWIETRZNEJ

JANUSZ GAJDA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

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

Wraz z technologicznym postępem w optoelektronice układy nahełmowe znajdują coraz szersze zastosowanie w symulatorach lotu. W klasycznych zastosowaniach używa się ich jako taniego rozwiązania dla systemu zobrazowania wirtualnej rzeczywistości bądź też jako część systemu naprowadzania w systemach uzbrojenia typu *fire and forget*. Obecnie jednak stosowane są coraz częściej również do symulacji tablicy przyrządów, a także do symulacji gogli noktowizyjnych.

W referacie dokonano przeglądu współczesnych zastosowań tych układów i poparto je przykładami rzeczywistych rozwiązań.

1. Wprowadzenie

Układy nahełmowe (HMD – *Helmet Mounted Display* lub inaczej *Head-Mounted Display*) są układami optycznymi znajdującymi coraz szersze zastosowanie w symulatorach lotu. Stosowane są w dwóch aspektach:

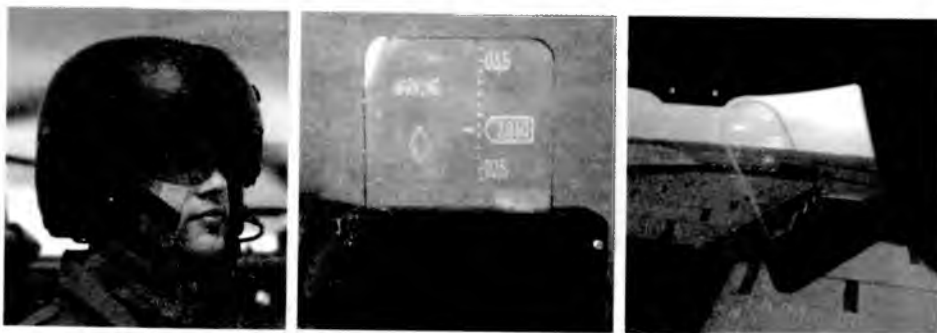
- jako generatory obrazu zobrazowania świata zewnętrznego widzianego w różnych pasmach światła (np. w paśmie światła widzialnego, w podczerwieni lub jako obraz z układów noktowizyjnych),
- do zobrazowania wskazań różnego typu wskaźników przeziernych (HUD, celowniki optyczne, systemy sterowania uzbrojeniem).

W pierwszym przypadku generator obrazu ma postać gogli, które całkowicie przesłaniają obraz świata rzeczywistego, a cały obraz widziany przez pilota jest generowany komputerowo (por. rys.1 [9]). W drugim przypadku stosowane są różne układy soczewkowe lub przeziernie (*Optical See-Through*), przy

czym wykorzystywane są nie tylko imitatory rzeczywistych układów, ale sporadycznie również rzeczywiste układy (rys. 2 [2]). W tym przypadku projektanci muszą podjąć decyzję, które z dwóch omawianych rozwiązań okaże się korzystniejsze: czy zastosowanie rzeczywistego układu (zaletą tego rozwiązania jest, że nie ma wówczas problemów z odtworzeniem pełnej funkcjonalności gogli, jednakże pod warunkiem, że jesteśmy w stanie wygenerować obraz o dokładnie takich samych parametrach, jakie ma obraz rzeczywisty), czy też zastosowanie imitatora (wtedy łatwiej jest nam wygenerować obraz oglądany w goglach, natomiast bardziej pracochłonne jest odtworzenie pełnej funkcjonalności).



Rys. 1. Gogle SimEye SX45 HMD (źródło: Rockwell Collins)



Rys. 2. Przykład wyświetlacza przeziernego – wyświetlacz Q-Sight™ produkcji BAE Systems (źródło: BAE Systems)

Przy doborze imitatorów układów nahałmowych należy zwrócić też uwagę na postęp, jaki nastąpił w ostatnich latach w optoelektronice. Spowodował on, że znacznie poszerzył się zestaw możliwych generatorów obrazu. Oprócz klasycznych już wyświetlaczy CRT i LCD ostatnio coraz częściej stosuje się wyświetlacze wykorzystujące technologię LCoS (*Liquid Crystal on Silicon*) oraz OLED (*Organic Light-Emitting Diode*).

2. Podstawowe parametry układów nahełmowych

Przy projektowaniu, porównywaniu oraz wyborze odpowiedniego układu nahełmowego należy wziąć pod uwagę wartości charakterystycznych parametrów. Przedstawiono je w tabeli 1, prezentując zarówno wartości, z jakimi spotykamy się w symulatorach, jak również – dla ułatwienia oceny – ich typowe wartości dla człowieka.

Tabela 1. Parametry układów nahełmowych

Parametr	Symulator	Człowiek
Układ dla jednego lub dwójga oczu	stosowane są obydwia rozwiązania	–
Pole widzenia (w poziomie)	25°-50° (do 100°)	blisko 180°
Rozdzielczość	10-20 pikseli/deg	60 pikseli/deg
Przekrycie (<i>binocular overlap</i>)	do 30°	100°
Kolimacja (głębia widzenia)	tak/nie	tak
Odległość między źrenicami	stała/zmienna	stała

3. Dobór rozdzielczości układów nahełmowych

Rozdzielczość układów nahełmowych dobierana jest w zależności od rodzaju symulatora, a przede wszystkim rodzaju ćwiczeń i szkoleń, jakie chcemy na nim prowadzić. Przy doborze tej rozdzielczości kierujemy się tzw. kryterium Johnsona (tab. 2), które na podstawie badań empirycznych podaje wymaganą wielkość zobrazowania jakiegoś obiektu (np. atakowanego celu) mierzoną w pikselach w zależności od tego, jaką czynność – w stosunku do obiektu – powinniśmy móc wykonać. Ze względu na statystyczny charakter badań wymagana ilość pikseli nie zawsze jest liczbą całkowitą [13].

Tabela 2. Kryterium Johnsona

Zamierzona czynność	Wymagana ilość pikseli dla danej czynności
Wykrycie obiektu	2.0 (+1.0/ – 0.5)
Określenie orientacji obiektu	2.8 (+0.8/ – 0.4)
Rozpoznanie obiektu	8.0 (+3.2/ – 2.8)
Identyfikacja obiektu	12.8 (+3.2/ – 2.8)

Przykładowo, jeśli zakładamy, że układ nahałmowy będzie miał pole widzenia równe $40^\circ V \times 55^\circ H$ i rozdzielczość 640×480 pikseli, to – przeprowadzając proste obliczenia geometryczne – można obliczyć, że rozpoznanie celu o wysokości 1,5 m nastąpi dopiero z odległości 130 m. Przy zastosowaniu układu o lepszej rozdzielczości (1280×1024 pikseli) rozpoznanie celu nastąpi z większej odległości (280 m), lecz nadal wartość ta może być nieakceptowalna z punktu widzenia prowadzonego szkolenia. Stąd w praktyce często stosuje się układy nahałmowe o zwiększonej ilości wyświetlaczy, lecz wówczas znacznie wzrasta koszt takich układów i nierzadko przekracza koszt 100 000\$.

4. Dodatkowe układy pomiarowe

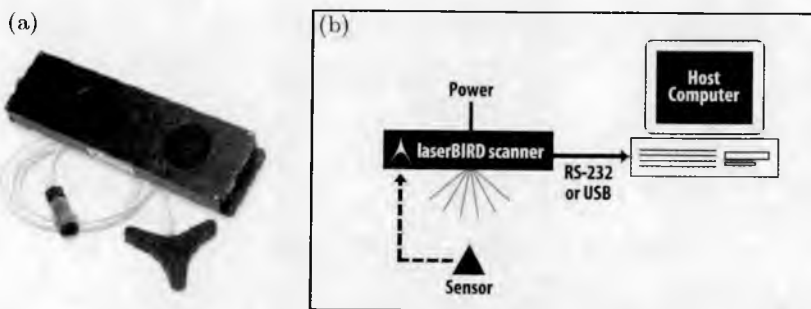
Bez dodatkowych układów pomiarowych obraz prezentowany w układach nahałmowych byłby obrazem statycznym. Aby zapewnić możliwość dynamicznej zmiany wyświetlanego obrazu w zależności od pola obserwacji pilota (czyli w zależności od tego, w którą stronę patrzy), a także wyświetlanie dodatkowych szczegółów w polu obserwacji pilota, należy zastosować dodatkowe układy pomiarowe: układy śledzenia położenia głowy oraz układy śledzenia położenia gałki ocznej. Pierwsze z tych układów realizowane są za pomocą układów elektromechanicznych, elektromagnetycznych, akustycznych, optycznych lub bezwładnościowych, przy czym najchętniej – ze względu na ich zalety, m.in. dokładność, szybkość i odporność na zakłócenia – stosowane są dwa ostatnie rozwiązania. Natomiast położenie gałki ocznej mierzy się za pomocą układów zbliżonych konstrukcyjnie do okulometrów.

Przykładowym układem optycznym może być LaserBIRD (rys. 3) – rozwiązanie proponowane przez amerykańską firmę Ascension Technology Corp. Parametry tego układu przedstawiono w tabeli 3 [3].

Natomiast przykładowym rozwiązaniem bezwładnościowym może być IS-900 SimTracker (rys. 4) produkowany przez firmę InterSence Inc. Jego parametry przedstawiono w tabeli 4.

5. Przykładowe rozwiązania układów nahałmowych

W niniejszym rozdziale przedstawiono przykłady zarówno najnowszych rozwiązań zastosowanych we współczesnych symulatorach, jak również niektóre unikatowe rozwiązania, znacznie różniące się od ogólnie stosowanych.



Rys. 3. Układ optyczny LaserBIRD: (a) widok ogólny, (b) schemat działania (źródło: Ascension Technology Corp.)

Tabela 3. Parametry układu optycznego LaserBIRD

Parametr	Wartość
Zakres ruchów	Sześć stopni swobody
Zakres kątów	
– pionowo	$\pm 60^\circ$ (do 0,75 m)
– poziomo	$\pm 50^\circ$
Dokładność statyczna	
– położenie	1 mm
– orientacja	1°
Częstotliwość	240 Hz
Opóźnienie	??????
Wymiary czujnika	10 cm \times 9 cm \times 1 cm
Wymiary skanera	32 cm \times 9 cm \times 4 cm
Masa czujnika	40 g

Pierwszy z przykładów to AHMD (*Advanced Helmet Mounted Display*) firmy L-3 Link zastosowany w urządzeniach treningowych dla F-16 do RCTDs (*Reconfigurable Collective Training Devices*) dla ośrodka szkoleniowego Flight School XXI znajdującego się w Stanach Zjednoczonych [15], [17], [18], [22].

W układzie tym, o wadze 4 funtów, pole widzenia ma rozmiary 100° poziomo i 50° pionowo, generowany jest kolorowy obraz o rozdzielczości 1280×1024 dla każdego oka, a przekrycie obrazów dla lewego i prawego oka wynosi 30° , umożliwiając widzenie trójwymiarowe. Dzięki umieszczeniu układu około 50 mm od głowy pilota, pilot może używać jednocześnie zwykłych okularów korekcyjnych, a zastosowany układ pomiaru głowy pilota zapewnia generowanie obrazu dla dowolnego przestrzennego położenia głowy pilota (tzn. możliwa jest obserwacja dookólna). W przypadku, gdy pilot spogląda na tabli-



Rys. 4. Układ bezwładnościowy IS-900 SimTracker (źródło: Ascension Technology Corp.)

Tabela 4. Parametry układu bezwładnościowego IS-900 SimTracker

Parametr	Wartość
Zakres ruchów	sześć stopni swobody
Zakres kątów	360°
Pomiar położenia	SoniWing
Pomiar orientacji	układ InertiaCube
Dokładność statyczna	2-3 mm (3-5 mm dla wersji bezwładnościowej)
- położenie	
- orientacja	
- pochylenie i przechylenie	
- odchylenie	0,25° (0,5°)
Częstotliwość	180 Hz (120 Hz)
Opóźnienie	4 ms
Wymiary	4.00" × 0.61" × 0.54"
Masa czujnika	40 g

cę przyrządów, generowany obraz jest wyłączany, co umożliwia bezpośrednią obserwację wskazań przyrządów.

Zastosowany system umożliwia również generowanie sceny widzianej w goglach noktowizyjnych (NVG) oraz pełnego zobrazowania HUD z generowaną symboliką wskazań systemów awionicznych.

Firma Rockwell Collins zaproponowała natomiast układ SimEye SR 100A Helmet Mounted Display, w którym do pomiaru położenia głowy wykorzystywa-



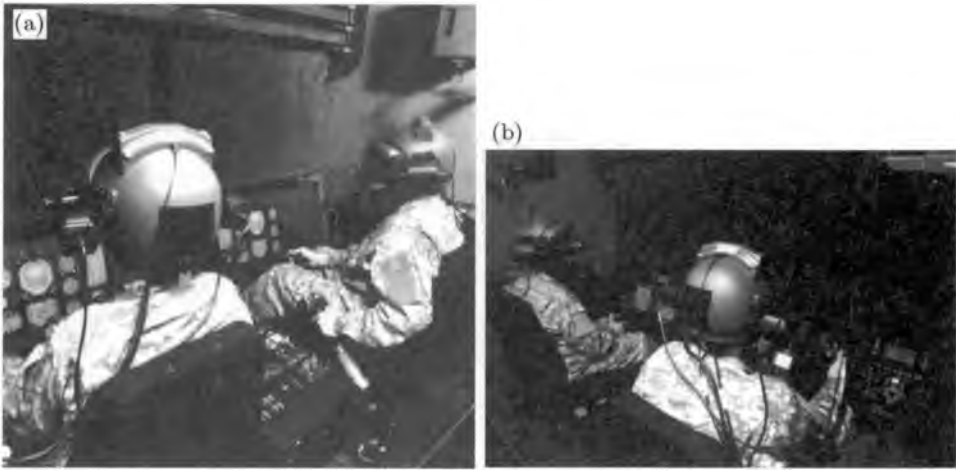
Rys. 5. Advanced Helmet Mounted Display (źródło: L3 Link)

ła czujnik bezwładnościowy IS-900 MiniTrax [16]. Rozdzielczość tego układu wynosi 1280×1024 , pole widzenia 100° poziomo i 52° pionowo, przekrycie obrazów to 30%, zaś masa – 2,5 funta. Układ zastosowany w AVCATT (*Aviation Combined Arms Tactical Trainer*) do rekonfigurowalnego urządzenia zawierającego pięć wymiennych kabin śmigłowców: AH-64A Apache, AH-64D Apache Longbow, CH-47D Chinook, OH-58D Kiowa Warrior i UH-60 Black Hawk [12], [14]. W październiku 2011 roku układ ma być zastosowany również w OFT (*Operational Flight Trainer*) w Flight School XXI.



Rys. 6. SimEye SR 100A Helmet Mounted Display (źródło: Rockwell Collins)

W symulatorze badawczym śmigłowca Bell-205 znajdującym się w National Research Council w Instytucie Badań Lotniczych (Institute for Aerospace Research) w Ottawie (Kanada) do pomiaru położenia głowy pilota wykorzystywany jest układ LaserBIRD [3]. Na rysunku 8, przedstawiającym pilota w trakcie badań, dobrze widoczny jest skaner układu pomiarowego znajdujący się w tyle kabiny.



Rys. 7. Aviation Combined Arms Tactical Trainer: (a) UH-60L Black Hawk, (b) AH-64D Apache Longbow (źródło: L3 Link)

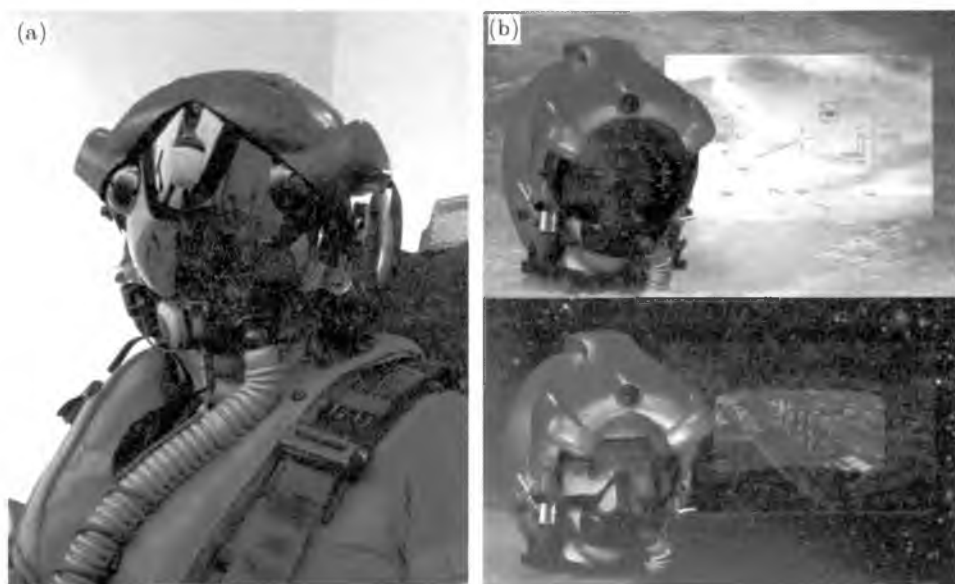


Rys. 8. SimEye SR 100A Helmet Mounted Display (źródło: Rockwell Collins)

Niewątpliwie aktualnie jednym z najnowocześniejszych układów nabełmowych jest Helmet Mounted Display System ([10], [11], [21]) przeznaczony dla pilotów samolotów F-35 Lighting II Joint Strike Fighter (rys. 9). Symulatory i urządzenia treningowe do tego samolotu będą znajdować się prawie wyłącznie w bazie lotniczej w Eglin na Florydzie (Stany Zjednoczone).

W trakcie szkoleń i treningów piloci będą mogli wykorzystywać dokładnie te same układy nabełmowe, których używają podczas rzeczywistych lotów. Możliwe jest również zastosowanie imitatorów tych układów (rys. 10).

Zupełnie odmiennym rozwiązaniem zastosowanym w symulacji układów nabełmowych jest laserowy system AVIOR produkcji niemieckiej firmy Rheinmetall Defence Electronics [6], [7], [8]. Jego charakterystyczną cechą jest

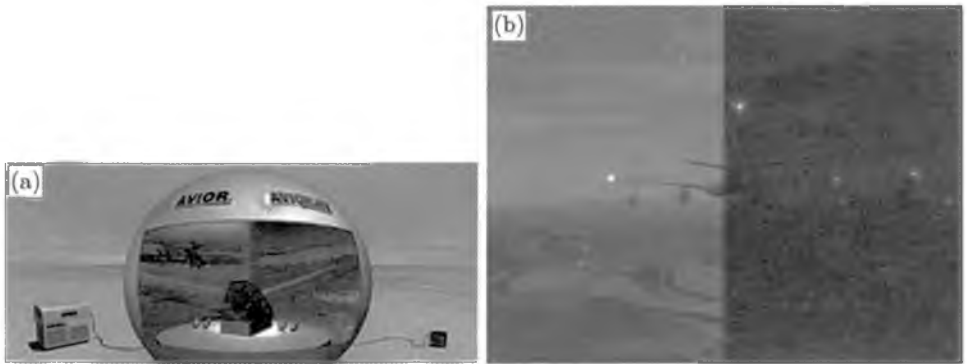


Rys. 9. Helmet Mounted Display System ([10], [11], [21]) przeznaczony dla pilotów samolotów F-35 Lightning II Joint Strike Fighter: (a) widok pilota w helmie, (b) przykłady zobrazowania sceny dziennej oraz obrazu NVG (źródło: Vision Systems International, LLC)

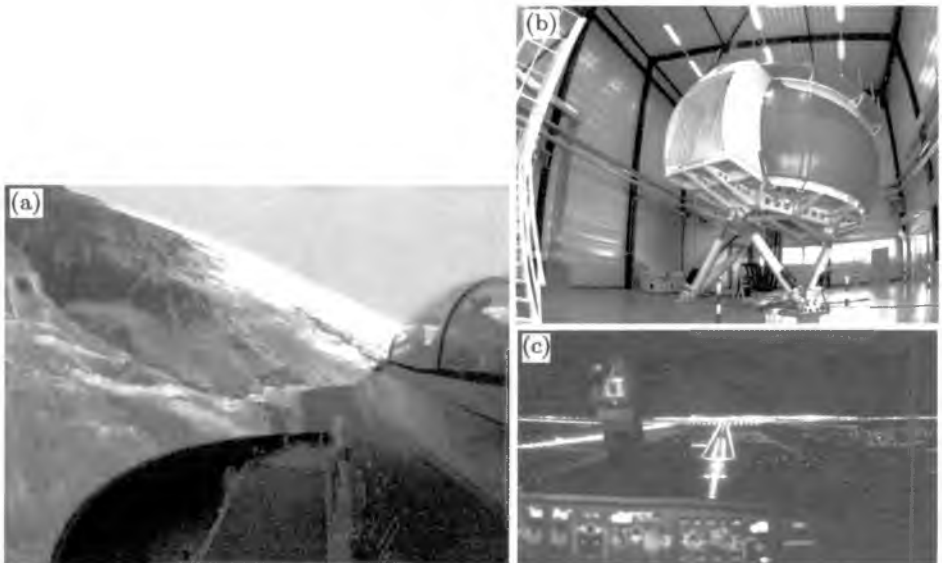


Rys. 10. Wizualizacja w systemie „dome simulator” w symulatorze dla samolotu F-35 (źródło: Lockheed Martin)

równoczesne generowanie zobrazowania w dwóch pasmach: w paśmie widzialnym (400-700 nm) wykorzystywanym do prezentowania zwykłego zobrazowania oraz w paśmie 820 nm, charakterystycznym dla gogli noktowizyjnych. W ten sposób jeden z pilotów może obserwować obraz w paśmie widzialnym, natomiast drugi używać gogli noktowizyjnych (rys. 11). Drugą bardzo istotną cechą jest bardzo dobry kontrast i jasność ekranu, co sprawia, że omawiane rozwiązanie nadaje się również znakomicie do generowania scen nocnych z dużą ilością punktów świetlnych (rys. 12c).



Rys. 11. System AVIOR: (a) idea działania systemu, (b) przykładowa wygenerowana sceneria nocna (źródło: Rheinmetall Defence Electronics)



Rys. 12. Symulator samolotu Tornado z systemem AVIOR: (a) widok kabiny i wygenerowana scena, (b) widok ogólny symulatora, (c) przykładowa scena nocna (źródło: Rheinmetall Defence Electronics)

Po raz pierwszy system ten był zastosowany w symulatorze lotów taktycznych dla samolotu Tornado (rys. 12) w centrum szkoleniowym Niemieckich Sił Powietrznych w Holloman w Nowym Meksyku (Stany Zjednoczone) [20]. Później zastosowany został również w dwóch ośrodkach szkoleniowych w Niemczech, a w ostatnich latach również w symulatorze samolotu MiG-29 używanym przez Siły Powietrzne Indii.

6. Podsumowanie

Z przedstawionego przeglądu układów nahełmowych wynika, że układy te coraz częściej wykorzystywane są w technice symulatorowej. Z jednej strony wiąże się to z coraz popularniejszym stosowaniem ich jako standardowego wyposażenia pilotów podczas rzeczywistych lotów, z drugiej strony jako rozwiązanie, które daje możliwość generowania bardzo wysokiej jakości zobrazowania przy stosowaniu sferycznych systemów generowania wizualizacji.

Bibliografia

1. gizmodo.com/260482/f+35-helmet-display-system-to-scare-the-bejeezus-out-of-enemies
2. www.baesystems.com/ProductsServices/bae_prod_eis_qsight.html
3. www.hi-res800.com/Info/LaserBird.pdf
4. www.inition.co.uk/inition/products.php?CatID_=11
5. www.intersense.com/uploadedFiles/Products/IS-900_MicroTrax_datasheet_0609.pdf
6. www.rheinmetall-defence.com/index.php?lang=3&fid=3077
7. www.rheinmetall.de/index.php?lang=3&fid=1427
8. www.rheinmetall.de/index.php?fid=2118&lang=3
9. www.rockwellcollins.com/ecat/gs/SimEye_SX45_PrintFriendly.html
10. www.vsi-hmcs.com/pages_hmcs/03a_f35day.html
11. (-): Lockheed to build first international F-35 trainers, *Training & Simulation Journal*, August/September 2009, str. 11

12. (-): Sikorsky and L-3 to team on Black Hawk training, *Training & Simulation Journal*, August/September 2009, str. 8
13. DAVIS J.L., 2010, Visual display systems, *Conference: Flight and Ground Vehicle Simulation*, Binghamton, NY
14. McDONALD G., 2007, Up front support. Deployable training systems, *Military Training & Simulation News*, 9, 6, 32-35
15. NASH T., 2007, Display system technologies. Growing realism and growing gulfs, *Military Training & Simulation News*, 9, 4, 26-31
16. NASH T., 2008, Motion and eye tracking. Integrating the human into the training loop, *Military Training & Simulation News*, 10, 1, 20-23
17. PECK M., 2007, The future is wireless, *Training & Simulation Journal*, June/July, 32-34
18. PONOROFF L., 2009, L-3 Link to deliver Advanced Helmet Mounted Display Systems for F-16 pilot training, *Military Simulation & Training Magazine*, 9, 6, str. 48
19. RAYKO R., 2007, Easing the continental divide, *Training & Simulation Journal*, June/July, 24-26
20. RICHFIELD P., 2005, Laser sharp, *Training & Simulation Journal*, August/September, 22-24
21. WALKER K., High fidelity. F-35 Full mission Simulator gets ready for action, *Training & Simulation Journal*, December 2009/January 2010, 26-28
22. WALKER K., 2006, Joint effort. Live networking demonstrated on global scale at I/ITSEC, *Training & Simulation Journal*, February/March, 42-43

Use of helmet systems in present-day air battle simulators

Abstract

With the technological progress in optoelectronics, the helmet systems have been used more and more widely in flight simulators. In classical applications, these systems have been used both as low cost solution for virtual reality image generators and in simulation systems of „fire and forget” homing guidance systems. Presently, they are used increasingly for the Instrument Display Systems as well as for the Night Vision Goggles simulation.

In the paper, a review of present-day applications of such systems with many examples of real solutions is presented.

SYMULACJA RUCHU AUTOMATYCZNIE STEROWANEGO SAMOŁOTU Z ZASTOSOWANIEM GENERATORA MANEWRÓW

JERZY GRAFFSTEIN

Institut Lotnictwa

e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

W pracy przedstawiono sposób realizacji automatycznego sterowania lotem wzdłuż trajektorii wyznaczonej przez założony profil ruchu obiektu. Opisano działanie generatora manewrów dla wybranego, przestrzennego manewru. Istotną przesłanką przy wyborze struktury praw sterowania było osiągnięcie zadawalającego poziomu dokładności utrzymania lotu wzdłuż wyznaczonej trajektorii. Mając na uwadze powyższy cel, wykonano niezbędne obliczenia i przeprowadzono wstępne, symulacyjne badania pozwalające na wyznaczenie wartości współczynników wzmocnień praw sterowania. Wyniki z przeprowadzonych, numerycznych symulacji automatycznie sterowanego samolotu stanowią interesującą ilustrację zmian przebiegu ruchu obiektu pod wpływem oddziaływań podmuchów wiatru z różnymi maksymalnymi prędkościami. Uzyskany materiał przeanalizowano pod kątem różnic pomiędzy zmiennymi stanu osiąganymi w trakcie wykonywanego manewru a wartościami zadanymi. Wielkość tych różnic zależała od intensywności zaburzeń i od fazy realizowanego manewru.

1. Wprowadzenie

W ocenie jakości zaprojektowanego automatycznego układu sterowania samolotem brane są pod uwagę różne kryteria w zależności od zadań, jakie realizuje sterowany obiekt. Jednym z istotnych czynników, jaki jest często uwzględniany we wspomnianej ocenie, jest wrażliwość sterowanego lotu samolotu na zakłócenia i dokładność, z jaką utrzymywane są wybrane zmienne opisujących ruch obiektu względem wartości zadanych. W pracy skupiono się na określeniu dokładności wykonanego toru lotu w odniesieniu do zadanej trajektorii oraz utrzymaniu zadanego kąta odchylenia. Wymienione wymagania nakładane na przebieg ruchu są znacznie trudniejsze do spełnienia niż np. żądanie,

żeby wybrany obiekt doleciał wzdłuż dowolnej trajektorii do wybranego celu z określoną dokładnością. Możliwość spełnienia postawionych wymagań upatrywana jest w przedstawionej (w dalszej części pracy) koncepcji struktury automatycznego sterowania lotem z wykorzystaniem generatora manewrów. Istota tej metody opisana w rozdziale 3 całkowicie różni się od zagadnienia dynamiki odwrotnej omawianej między innymi w pracach [2], [3] i [10].

Możliwości i poprawność koncepcji potwierdzono wynikami obliczeń symulacji numerycznej ruchu samolotu wzdłuż arbitralnie przyjętej trajektorii dla wybranego przykładu złożonego manewru. Porównano przebieg ruchu w sytuacji bez zakłóceń, jak też w trakcie występowania seryjnych podmuchów wiatru z różnymi maksymalnymi amplitudami jego prędkości.

2. Matematyczny model automatycznie sterowanego samolotu

W procesie budowy matematycznego modelu dynamiki samolotu przyjęte zostały poniższe założenia:

- obiekt traktowany jest jako nieodkształcalny układ mechaniczny, o sześciu stopniach swobody,
- powierzchnie sterowe traktowane są jako elementy nieważkie,
- samolot sterowany jest w czterech kanałach: w kanale pochylenia – poprzez wychylenie steru wysokości, w kanale odchylenia – za pomocą steru kierunku, w kanale przechylenia – poprzez wychylenie lotek, w kanale prędkości – z wykorzystaniem zmiany ciągu,
- na obiekt działają siły i momenty sił aerodynamiczne, od układu napędowego i grawitacji,
- siły i momenty sił aerodynamicznych obliczano w konfiguracji gładkiej,
- zmiany parametrów otoczenia wynikają ze zmiany wysokości lotu i odpowiadają wzorcowej atmosferze,
- rozważany samolot posiada geometryczną i masową płaszczyznę symetrii Oxz , co pozwala wyeliminować następujące wielkości: $J_{xy} = J_{yz} = 0$, $S_y = 0$ oraz dodatkowo przyjęto $S_z = 0$.

Model dynamiki stabilizowanego ruchu samolotu w układzie osi związanych z samolotem opisują nieliniowe równania (posiadają istotne modyfikacje w stosunku do propozycji zawartej w pracach [2], [12] i [13]):

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

gdzie:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{M}}^{-1} &= \begin{bmatrix} \mathbf{M}^{-1} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} & \tilde{\mathbf{K}}_1 &= \begin{bmatrix} \mathbf{K}_1 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Lambda_{12} \end{bmatrix} \\ \tilde{\mathbf{Q}}_2 &= \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_2 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} & \Lambda_{12} &= \begin{bmatrix} \Lambda_V & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Lambda_\Omega \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.2}$$

Macierz zewnętrznych sił i momentów sił pochodzące od grawitacji aerodynamiki i układu napędowego: $\mathbf{Q}_1 = [X, Y, Z, L, M, N]^T$, wektor zmiennych stanu: $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, x_1, y_1, z_1, \Phi, \Psi, \Theta]^T$, pierwsza pochodna zmiennych stanu: $\dot{\mathbf{x}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}, \dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\Phi}, \dot{\Psi}, \dot{\Theta}]^T$, wartości zadane zmiennych stanu: $\mathbf{x}_z = [U_z, V_z, W_z, P_z, Q_z, R_z, x_{1z}, y_{1z}, z_{1z}, \Phi_z, \Psi_z, \Theta_z]^T$, gdzie: $\mathbf{V}_0 = [U, V, W]^T$ – prędkość liniowa podłużna, poprzeczna i pionowa samolotu względem Ziemi, $\Omega_0 = [P, Q, R]^T$ – prędkość kątowna przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu, $[x_1, y_1, z_1]^T$ – położenie liniowe samolotu względem Ziemi, $[\Phi, \Theta, \Psi]^T$ – położenie katowe samolotu: przechylenie, pochylenie, odchylenie; $\delta = [\delta_L, \delta_H, \delta_L, \delta_T]^T$ – katowe położenia powierzchni steru wysokości, steru kierunku i lotek,

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_1 &= \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} & \mathbf{Q}_2 &= \begin{bmatrix} 0 & X_{\delta_H} & 0 \\ Y_{\delta_L} & 0 & Y_{\delta_V} \\ 0 & Z_{\delta_H} & 0 \\ L_{\delta_L} & 0 & L_{\delta_V} \\ 0 & M_{\delta_H} & 0 \\ N_{\delta_V} & 0 & N_{\delta_V} \end{bmatrix} \\ \mathbf{M} &= \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & -S_x & S_y & J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -J_{xy} & J_y & 0 \\ -S_y & S_x & 0 & -J_{xz} & J_{zy} & J_z \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.3}$$

$$\mathbf{M}^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{J_1}{k_{m1}} & 0 & \frac{J_{xz}S_x}{k_{m1}} & 0 & \frac{J_x S_x}{k_{m1}} \\ 0 & 0 & \frac{J_y}{k_{m2}} & 0 & \frac{S_x}{k_{m2}} & 0 \\ \frac{(J_{xz} - J_z)S_x}{k_{m1}} & 0 & 0 & \frac{S_x^2 - mJ_z}{k_{m1}} & 0 & \frac{S_x^2 - mJ_{xz}}{k_{m1}} \\ 0 & 0 & \frac{S_x}{k_{m2}} & 0 & \frac{m}{k_{m2}} & 0 \\ 0 & \frac{(J_x - J_{xz})S_x}{k_{m1}} & 0 & \frac{-mJ_{xz}}{k_{m1}} & 0 & \frac{-mJ_x}{k_{m1}} \end{bmatrix}$$

oraz

$$\begin{aligned} J_1 &= J_{xz}^2 - J_x J_z \\ k_{m1} &= mJ_1 + S_x^2(J_x - J_{xz}) \\ k_{m2} &= mJ_y - S_x^2 \end{aligned} \quad \mathbf{K}_{wz} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & \dots & k_{1,11} & k_{1,12} \\ k_{21} & k_{22} & \dots & k_{2,11} & k_{2,12} \\ k_{31} & k_{32} & \dots & k_{3,11} & k_{3,12} \\ k_{41} & k_{42} & \dots & k_{4,11} & k_{4,12} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Zależności (2.3) opisują macierze sztywności i bezwładności. Zgodnie z zaproponowanymi prawami sterowania (3.1) część elementów macierzy \mathbf{K}_{wz} przyjmuje wartości równe zero (tabela 2).

Macierz $\mathbf{\Lambda}_{12}$ zawiera macierze transformacji położzeń liniowych $\mathbf{\Lambda}_V$ i kątowych $\mathbf{\Lambda}_\Omega$ samolotu z układu odniesienia związanego z samolotem do układu związanego z Ziemią:

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

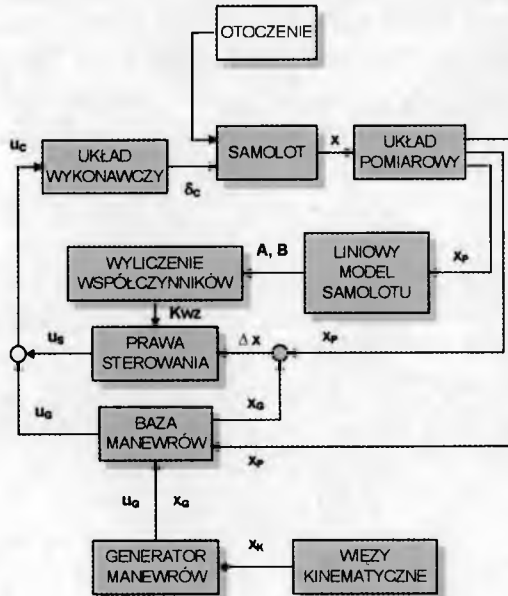
Równania dynamiki (2.1) zawierają opisane w dalszej części pracy prawa sterowania.

3. Struktura automatycznego sterowania

Zadany profil lotu stanowi ciąg kolejnych stanów lotu, jakie samolot przyjmuje w różnych manewrach typu zakręt, wznoszenie lub w najprostszym przy-

padku – lot poziomy po prostej. Na tej podstawie możliwe jest określenie zadanych wartości zmiennych stanu x_G oraz wektora sterowania u_G . Przy tak przyjętej strukturze sterowania (rys. 1) chwilowe wartości położenia powierzchni sterowych dla zadanego profilu lotu przyjmują wartości:

$$\begin{aligned} \delta_{HC} &= \delta_G + \delta_{HS} & \delta_{VC} &= \delta_G + \delta_{VS} \\ \delta_{LC} &= \delta_G + \delta_{LS} & \delta_{TC} &= \delta_G + \delta_{TS} \end{aligned} \quad (3.1)$$



Rys. 1. Struktura automatycznego sterowania z generatorem manewrów

Zmienne zadane występujące w prawach sterowania są zgromadzone w bazie manewrów, tworząc oddzielne zbiory ciągów wartości $x_G(t)$ i $u_G(t)$ dla uzyskanych wcześniej różnych manewrów.

Generator przestrzennych manewrów, wykorzystując odpowiednio sformułowane zależności (więzy) kinematyczne $x_k(t)$ oraz nieliniowy model samolotu, wylicza zadane wartości stanu i sterowań $x_G(t)$ i $u_G(t)$. Proces wyliczania w generatorze tych wartości odbywa się zgodnie z odpowiednio dobranymi prawami sterowania, które w tym szczególnym przypadku uwzględniają nie tylko dynamikę statku powietrznego i warunki lotu, ale także sposób realizacji przestrzennego manewru. Wyniki z generatora manewrów mogą być zapisywane przed startem samolotu do bazy manewrów. Odczyt danych z bazy manewrów wykonywany jest na bieżąco w trakcie lotu samolotu.

Sposób wykorzystania generatora i bazy manewrów zależy od postawionych zadań i przewidywanego przebiegu misji samolotu. W związku z tym można rozważyć dwa przypadki. W pierwszym, gdy akceptowane jest wykonanie zadanego manewru (np. spirala ze zmiennym promieniem i wznoszeniem) z punktu startowego, który nie pokrywa się z zaplanowanym. Konieczne jest wtedy wykonanie zmian w bazie manewrów polegających na przesunięciu punktu startowego do tego miejsca, w którym znalazł się samolot i wszystkie położenia liniowe w bazie ulegają translacji o ten sam wektor położenia. W ten sposób przeprowadzana jest prosta modyfikacja manewru bez zmiany jego kształtu, czyli konieczności korzystania z generatora manewrów. W drugim przypadku, gdy błąd położenia punktu nie może być zaakceptowany, samolot należy sprowadzić do żądanego położenia według prostego manewru typu lot na zadany punkt. Dodatkowo w przyjętej koncepcji przewiduje się również możliwość modyfikacji wybranego manewru zapisanego w bazie manewrów poprzez uruchomienie generatora manewrów podczas lotu. Powodem może być wybór innej koncepcji planu lotu spowodowany np. zmianą sytuacji i zadań, jakie ma wykonać samolot (zmiana koncepcji misji). Wśród innych przyczyn należy wymienić bardzo wysoki poziom zewnętrznych zakłóceń, które mogą spowodować na tyle silne deformacje trajektorii, że konieczne będą istotne jej modyfikacje.

Założony efekt zmiany wartości promienia zakrętu uzyskano, dobierając zależność algebraiczną opisującą zadany kąt przechylenia w funkcji kąta odchylenia $\Phi_z = f(\Psi)$. Do dalszych rozważań wybrano przykładowy profil lotu składający się z 3 faz i opisany kinematycznymi więzami zwartymi w tabeli 1 przy jednoczesnym zachowaniu w całym czasie trwania manewru równości $V_0(t) = 50 \text{ m/s}$.

Tabela 1

	Warunek pierwotny	Kąt przechylenia	Kąt odchylenia	Wysokość
1	$s \leq 2500 \text{ m}$	$\Phi_z = 0$	$\Psi_z = 0$	$H = 200 \text{ m}$
2	$s > 2500 \text{ m}$	$\Phi_z(\Psi) = k_{1s}\Psi^2 + k_{2s}\Psi + k_{3s}$	$0 < \Psi_z < 900^\circ$	$H = 6 \text{ m/s}$
3	$\Psi_z = 900^\circ$	$\Phi_z = 0$	$\Psi_z = 900^\circ$	$H \cong 2000 \text{ m}$

Prawa sterowania (3.2) wykorzystywane w generatorze manewrów wraz z kinematycznymi warunkami (tabela 1) stanowią niezbędny komplet powalający na drodze numerycznej symulacji (matematyczny model dynamiki samolotu od (2.1) do (2.5)) uzyskać zmienne stanu $\mathbf{x}_G(t)$ i zmienne sterowań $\mathbf{u}_G(t)$ potrzebne do realizacji zadanego manewru:

$$\begin{aligned}
\delta_{Hs} &= \delta_{H0} + K_{\Theta}^H(\Theta_0 - \Theta) + K_Q^H Q + K_{z_1}^H(z_{1Z} - z_1) + K_U^H(U_0 - U) + \\
&\quad + K_W^H(W_0 - W) \\
\delta_{Vs} &= K_{\Phi}^V(k_{1s}\Psi^2 + k_{2s}\Psi + k_{3s} - \Phi) + K_P^V P + K_V^V V + K_R^V R \\
\delta_{Ls} &= K_{\Phi}^L(k_{1s}\Psi^2 + k_{2s}\Psi + k_{3s} - \Phi) + K_P^L P + K_V^L V + K_R^L R \\
\delta_{Ts} &= \delta_{T0} + K_{\Theta}^T(\Theta_0 - \Theta) + K_Q^T Q + K_W^T(W_0 - W) + K_{z_1}^T(z_{1Z} - z_1) + \\
&\quad + K_U^T(U_0 - U)
\end{aligned} \tag{3.2}$$

Uzyskane z generatora manewrów zależności $\mathbf{x}_G(t)$ i $\mathbf{u}_G(t)$ w sposób dostateczny określają przebieg trajektorii w przestrzeni 4D z uwagi na dodatkowy warunek czasu. Ten ostatni, szczególnie przy większych zakłóceniach, może okazać się trudny do spełnienia. Dodatkowo wiąże się to z koniecznością naruszenia warunku $V_0(t) = \text{const.}$ Z uwagi na wymienione trudności wygodniejsze jest operowanie zadaną wartością zmiennej stanu w zależności od przebytej drogi, czyli dla zmiennych stanu i sterowań opisanych funkcjami typu $\mathbf{x}_G(s)$ i $\mathbf{u}_G(s)$ zgodnie z np. [3], [4]. W celu całkowitego wyeliminowania warunku zachowania żadanego czasu w każdym punkcie należącym do trajektorii proponuje się, przy spełnieniu nierówności $d_H > \varepsilon_H$, aby zadaną wartość położenia stanowiły współrzędne najbliższego punktu trajektorii do pozycji samolotu. Dla zapewnienia jednoznaczności zadane położenie wyliczane jest według poniższej formuły:

$$[x_{1z}, y_{1z}] = [x_{1G}, y_{1G}] \quad \text{dla} \quad \min_{i \in \langle k, l \rangle} (d_{Hi}) \tag{3.3}$$

gdzie $\langle k, l \rangle$ określa otoczenie, w którym poszukiwany jest punkt o najmniejszym oddaleniu od aktualnego położenia samolotu.

Jednocześnie dla tego najbliższego punktu wyszukiwane są z bazy manewrów odpowiednie dane \mathbf{x}_G i \mathbf{u}_G i to one w tym momencie stanowią zadane wartości.

Na wartości zadane mają wpływ przede wszystkim wielkości zmiennych stanu wymagane w kolejnych punktach planowanej trajektorii lotu. Proponuje się, aby zadana wartość kąta odchylenia i przechylenia samolotu zależały od żadanego położenia w danym punkcie trasy, odległości od niej aktualnego położenia samolotu i tendencji ruchu obiektu względem trajektorii, co można zapisać w następujący sposób:

$$\begin{aligned}
\Psi_Z(s) &= \Psi_G + k_{1\Psi} d_H + k_{2\Psi} \dot{d}_H \\
\Phi_Z(s) &= \Phi_G + k_{1\Phi} d_H + k_{2\Phi} \dot{d}_H
\end{aligned} \tag{3.4}$$

$k_{1\Phi}$, $k_{2\Phi}$, $k_{1\Psi}$ i $k_{2\Psi}$ to stałe współczynniki dobierane w sposób eksperymentalny. Elementy z równań (3.4) określane jako $k_{1\Phi}d_H + k_{2\Phi}\dot{d}_H = \Delta\Phi_Z$ i $k_{1\Psi}d_H + k_{2\Psi}\dot{d}_H = \Delta\Psi_Z$ mają niezerową wartość, gdy spełniony jest warunek $d_H > \varepsilon_H$, w którym ε_H jest założonym otoczeniem wokół trajektorii określanym jako strefa nieczułości. Błąd realizacji trasy w płaszczyźnie poziomej określanym jest według: $d_H = \sqrt{(x_{1G} - x_1)^2 + (y_{1G} - y_1)^2}$. Dodatkowo nakładane są ograniczenia $\Delta\Phi_Z \leq \Delta\Phi_{Zmax}$ oraz $\Delta\Psi_Z \leq \Delta\Psi_{Zmax}$, gdzie $\Delta\Phi_{Zmax}$ i $\Delta\Psi_{Zmax}$ są stałymi wartościami dobieranymi empirycznie w oparciu o wyniki badań symulacyjnych. Błąd wysokości wyznaczany jest jako różnica $d_V = |z_{1G} - z_1|$.

Dostarczany w trakcie lotu aktualny uchyb pozwala na wyliczenie z równań (3.5) składowej korygującej sterowanie. Wykorzystując metodę LQR (*linear quadratic regulator*) [1], [9] z całkowym wskaźnikiem jakości [5], na podstawie znajomości zlinearyzowanego modelu [6], [7] (rys.1 - macierz stanu \mathbf{A} i sterowania \mathbf{B}) wyliczana jest macierz współczynników praw sterowania \mathbf{K}_{wz} . Automatyczne sterowanie wzdłuż zadanej trajektorii odbywa się w czterech kanałach: pochylania, odchylenia, przechylenia i prędkości według przedstawionych praw sterowania [7]:

$$\begin{aligned}
 \delta_{Hc} &= \delta_{HG} + K_{\Theta}^H(\Theta_G - \Theta) + K_Q^H(Q_G - Q) + K_W^H(W_G - W) + \\
 &\quad + K_{z_1}^H(z_{1G} - z_1) + K_U^H(U_G - U) \\
 \delta_{Vc} &= \delta_{VG} + K_{\Phi}^V(\Phi_G + k_{1\Phi}d_H + k_{2\Phi}\dot{d}_H - \Phi) + K_P^V(P_G - P) + \\
 &\quad + K_V^V(V_G - V) + K_{\Psi}^V(\Psi_G + k_{1\Psi}d_H + k_{2\Psi}\dot{d}_H - \Psi) + K_R^V(R_G - R) \\
 \delta_{Lc} &= \delta_{LG} + K_{\Phi}^L(\Phi_G + k_{1\Phi}d_H + k_{2\Phi}\dot{d}_H - \Phi) + K_P^L(P_G - P) + \\
 &\quad + K_V^L(V_G - V) + K_{\Psi}^L(\Psi_G + k_{1\Psi}d_H + k_{2\Psi}\dot{d}_H - \Psi) + K_R^L(R_G - R) \\
 \delta_{Tc} &= \delta_{TG} + K_{\Theta}^T(\Theta_G - \Theta) + K_Q^T(Q_G - Q) + K_W^T(W_G - W) + \\
 &\quad + K_{z_1}^T(z_{1G} - z_1) + K_U^T(U_G - U)
 \end{aligned} \tag{3.5}$$

Liniowa prędkość w płaszczyźnie poziomej oddalania się (lub zbliżania) samolotu od/do aktualnie realizowanego fragmentu trasy jest równa: $\dot{d}_H = (d_{H(i+1)} - d_{H(i)}) / (t_{(i+1)} - t_{(i)})$.

4. Symulacja wybranych manewrów

Przyjęty do symulacji samolot typu awionetki miał masę $m = 1050$ kg, rozpiętość skrzydeł $b = 8.95$ m oraz średnią cięciwę aerodynamiczną $c_a = 1.14$ m.

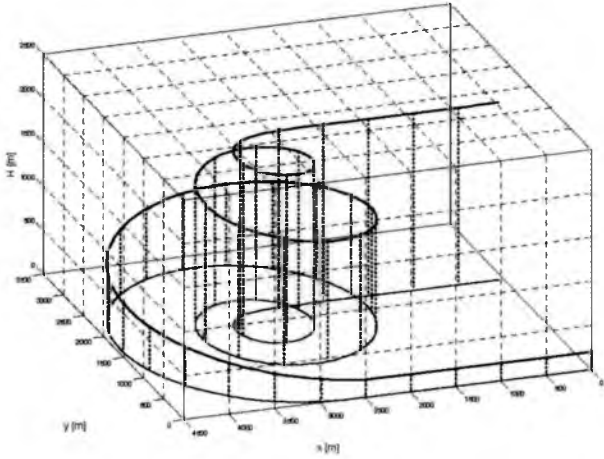
Obiekt w początkowej fazie poruszał się ze stałą prędkością $V_0 = 50 \text{ m/s}$ na stałej wysokości $H = 200 \text{ m}$ wzdłuż pokazanej na rys. 2 trajektorii. Obliczenia współczynników wzmocnienia praw sterowania przeprowadzono w oparciu o całkowity wskaźnik jakości sterowania. W tabeli 2 zamieszczono wartości współczynników wzmocnienia systemu automatycznego sterowania. Większość z nich wykorzystywana jest również w generatorze manewrów. Symulacja cyfrowa polegała na rozwiązaniu równań różniczkowych (2.1) za pomocą standardowej procedury wykorzystującej metodę Runge-Kutty czwartego stopnia. Stabilne numerycznie rozwiązania uzyskano przy kroku całkowania o wartości 0.01 s.

Tabela 2

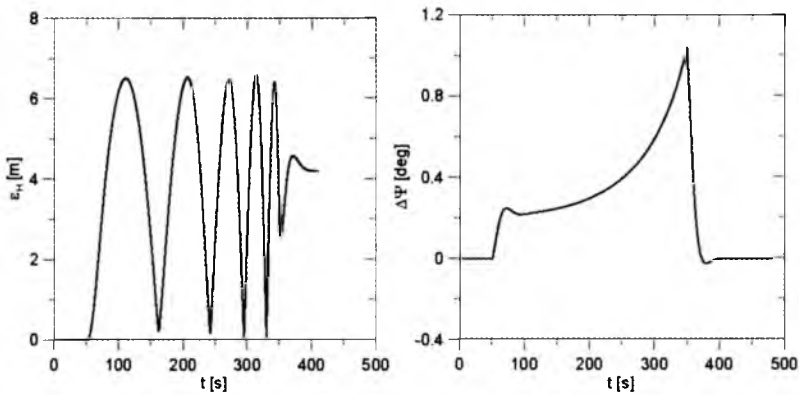
$K_U^H \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_W^H \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_Q^H \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{rad}} \right]$	$K_{z1}^H \left[\frac{\text{deg}}{\text{m}} \right]$	$K_\Theta^H \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
0.3041	0.1764	-1.7733	0.1152	-13.658
$K_V^V \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_P^V \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{rad}} \right]$	$K_R^V \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{rad}} \right]$	$K_\Phi^V \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$	$K_\Psi^V \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
0.0316	0.075	-1.928	-0.1881	-0.3219
$K_V^L \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_P^L \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{rad}} \right]$	$K_R^L \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{rad}} \right]$	$K_\Phi^L \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$	$K_\Psi^L \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
0.0107	1.083	-0.3166	6.2263	2.4792
$K_U^\top \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_W^\top \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}} \right]$	$K_Q^\top \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{rad}} \right]$	$K_{z1}^\top \left[\frac{\text{deg}}{\text{m}} \right]$	$K_\Theta^\top \left[\frac{\text{deg}}{\text{rad}} \right]$
452.1	23.5	-177.1	-3.9	-140.1
$k_{1\Phi} = 0.098$		$k_{2\Phi} = 3.51$		
$k_{1\Psi} = 0.11$		$k_{2\Psi} = 1.39$		

W początkowej fazie samolot poruszał się poziomym, ustalonym lotem z prędkością $V_0 = 50 \text{ m/s}$ na wysokości $H = 200 \text{ m}$. Następnie, po przebyciu drogi ok. 2500 m zmieniał wysokość ze stałą prędkością wznoszenia i jednocześnie wykonywał zakręt z malejącym promieniem zakrętu, aż do momentu osiągnięcia zmiany kąta odchylenia o wartość 900° . Po osiągnięciu wartości tego kąta na wysokości ok. 2000 m samolot kontynuował lot poziomy ustalony. Przez cały czas utrzymywana była stała prędkość lotu względem Ziemi.

Przeprowadzono symulację numeryczną w oparciu o dane wcześniej wyliczone i umieszczone w bazie manewrów. Pomimo braku zewnętrznych zakłóceń, automatycznie sterowany lot wzdłuż żądanej trajektorii obciążony był błędem położenia nie przekraczającym 6.5 m oraz błędem kąta odchylenia po-



Rys. 2. Przebieg trajektorii lotu uzyskany z numerycznej symulacji bez zakłóceń

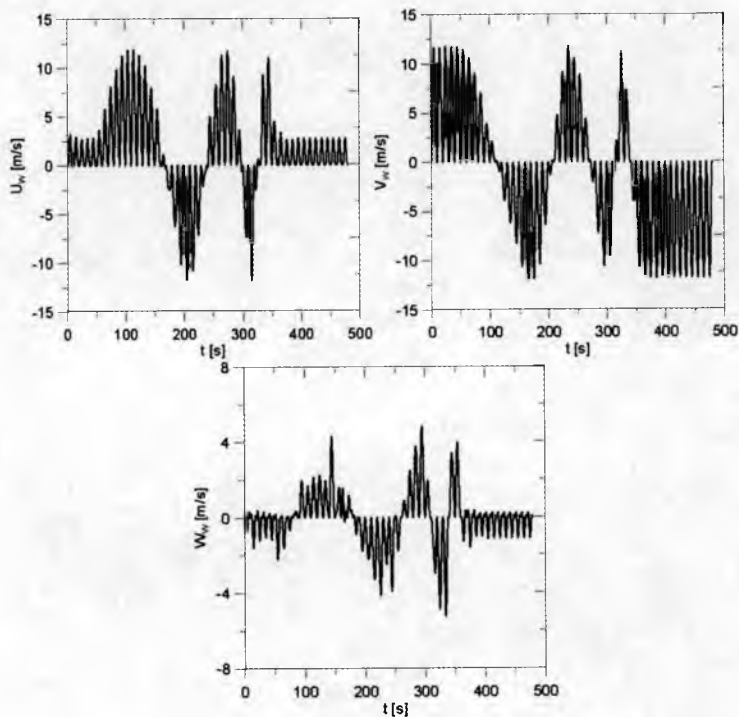


Rys. 3. Błąd realizacji trajektorii w płaszczyźnie poziomej i błąd kąta odchylenia

niżej 1.10 (rys. 3). Zauważalna jest tendencja wzrostu tego ostatniego błędu proporcjonalnie do kąta przechylenia.

W celu stworzenia warunków bardziej zbliżonych do rzeczywistości wprowadzono zewnętrzne zakłócenia. Przyjęto, że jest to podmuch wiatru o cyklicznym, sinusoidalnym przebiegu (generowany analogicznie jak w [7]), częstotliwości 0.1 Hz i stałym kierunku względem Ziemi. Na wykresach (rys. 4) pokazano trzy składowe prędkości wiatru w funkcji czasu w układzie związanym z obiektem przy maksymalnej amplitudzie równej 12 m/s. Pokazany przebieg oraz sposób generowania podmuchów jest znacznym uproszczeniem nie uwzględniającym charakteru widmowego turbulencji atmosfery opisanego

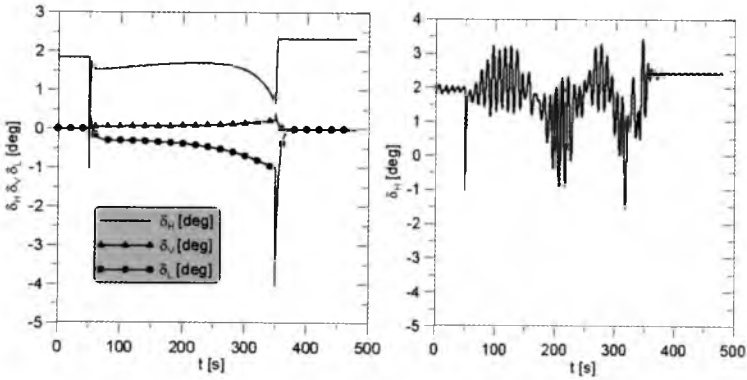
między innymi w pracy [11]. Zbadano wpływ podmuchów dla różnych maksymalnych amplitud w przedziale od 3 m/s do 12 m/s.



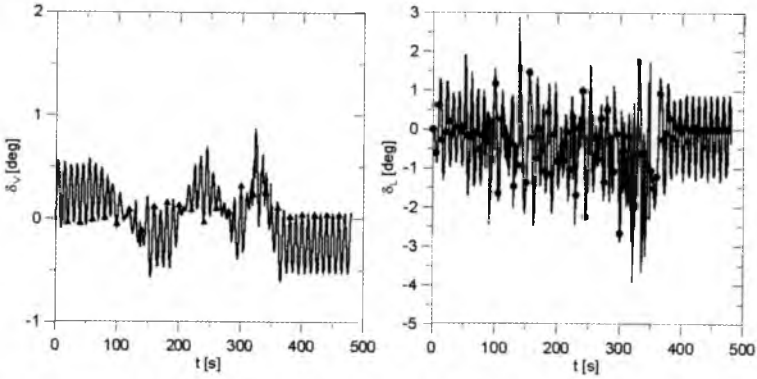
Rys. 4. Składowe podmuchów wiatru w układzie związanym z obiektem

Na rys.5 pokazano przykład kąтового położenia powierzchni sterowych wyliczonych w generatorze manewrów, a na rys.6 uzyskanych podczas numerycznej symulacji lotu w obecności zewnętrznych zakłóceń w formie cyklicznych podmuchów wiatru o maksymalnej amplitudzie 12 m/s. Zauważalne, znaczne wartości oscylacji wartości wychylenia sterów świadczą o istotnym udziale składowej wyliczonej z praw sterowania (3.5), której zadaniem jest przeciwdziałanie niekorzystnym skutkom polegającym na powstawaniu błędów utrzymywania zadanego położenia samolotu wzdłuż zaplanowanej trajektorii.

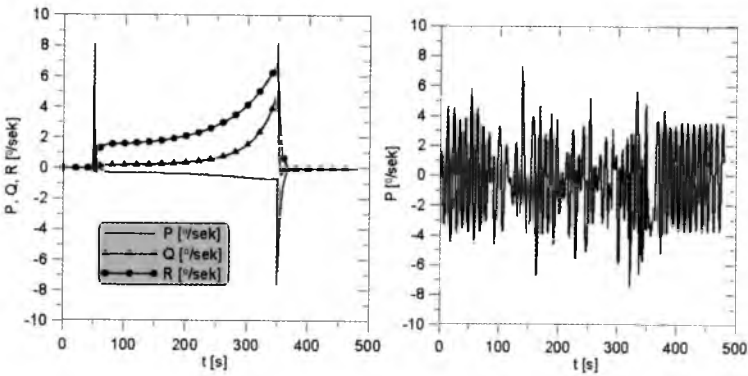
Dominujące oscylacje wartości składowych prędkości kątowych samolotu (pokazane na rys. 7 i 9) w symulowanym locie świadczą o szybkiej reakcji tych zmiennych na automatyczne sterowanie w obecności zakłóceń. W mniejszym stopniu efekty zewnętrznych oddziaływań występują dla kątów przechylenia i pochylenia (rys. 10). Zmiany wysokości samolotu i jego kąta odchylenia charakteryzuje słaby wpływ wspomnianych czynników (rys. 9).



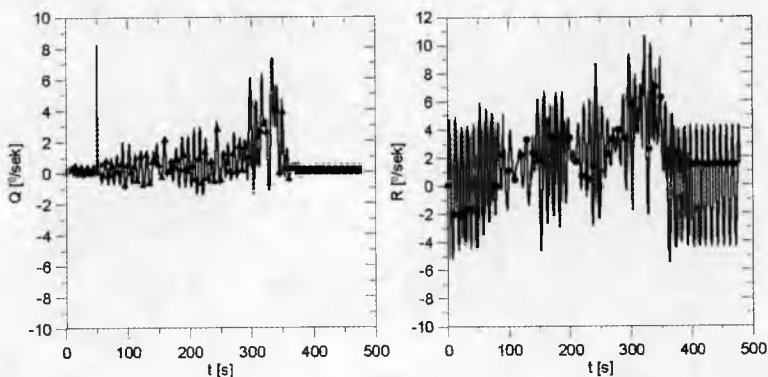
Rys. 5. Kątowe położenia sterów z generatora manewrów oraz położenie steru wysokości uzyskane z symulacji



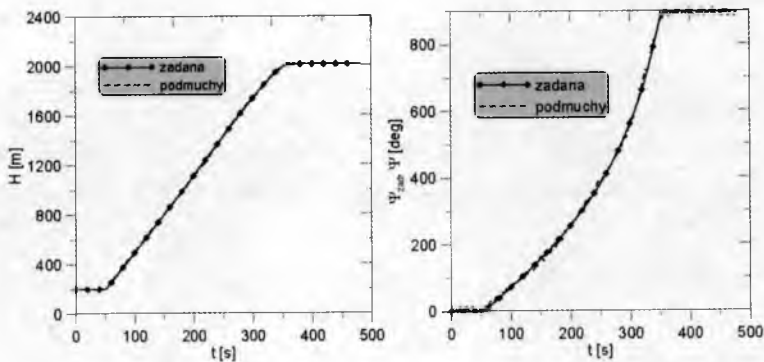
Rys. 6. Kątowe położenia sterów kierunku i lotki uzyskane z symulacji



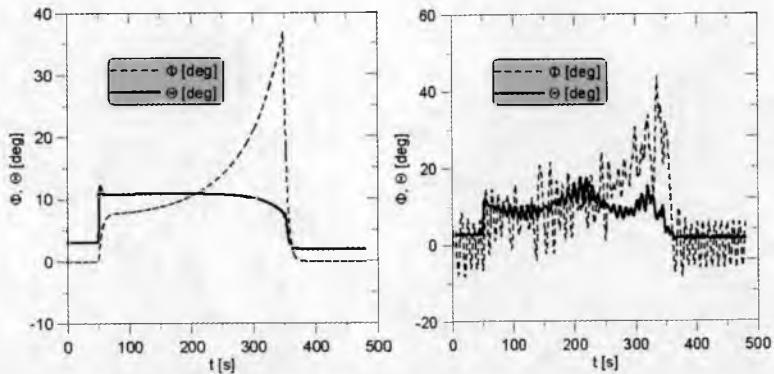
Rys. 7. Prędkości kątowe z generatora manewrów oraz prędkość kątowa przechylenia uzyskana z symulacji



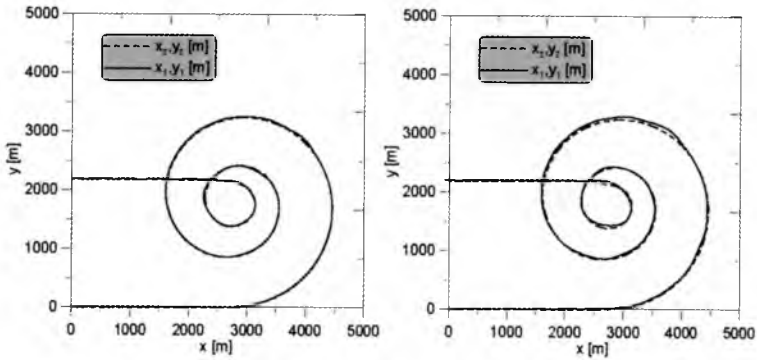
Rys. 8. Prędkości kątowne pochylania i odchylenia uzyskane z symulacji



Rys. 9. Wysokość i kąt odchylenia z generatora manewrów i uzyskane z symulacji



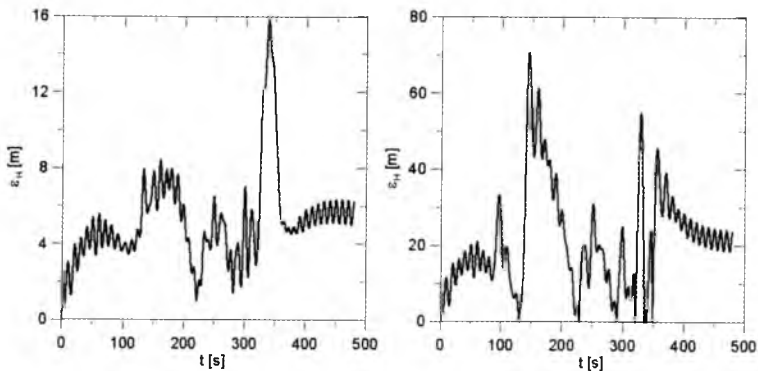
Rys. 10. Kąt przechylenia i pochylenia z generatora manewrów i uzyskane z symulacji



Rys. 11. Kształt trajektorii w płaszczyźnie poziomej – wartości zadane i uzyskane podczas numerycznej symulacji trajektorii dla podmuchów o maksymalnej amplitudzie 3 m/s i 12 m/s

Na rys. 11 przedstawiono przebiegi zadanej trajektorii w płaszczyźnie poziomej oraz uzyskane tory lotu w trakcie symulacji przy zakłóceniach 3 m/s i 12 m/s. Nieprzerwanie trwające podmuchy wiatru wywołują największe rozbieżności toru lotu w trakcie wykonywania zakrętu i dużo mniejsze w locie poziomym ustalonym.

Błędy położenia (rys. 12) spowodowane zakłóceniami dla maksymalnej amplitudy 3 m/s nie przekraczają 16 m, a dla amplitudy 12 m/s są poniżej wartości 72 m.



Rys. 12. Błędy położenia dla symulowanego lotu wzdłuż trajektorii dla podmuchów o maksymalnej amplitudzie 3 m/s i 12 m/s

5. Wnioski

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

- Manewr spirali z malejącym promieniem i ze wznoszeniem w obecności zakłóceń przebiegał poprawnie; zmienne stanu utrzymywane były w otoczeniu ich zadanych wartości zgodnie z przyjętymi założeniami.
- Wzrost amplitudy wiatru powodował większe oscylacje zmiennych stanu i mniej dokładne utrzymanie przez system kształtu zadanej trajektorii – w najgorszym badanym przypadku maksymalny błąd położenia był poniżej 72 m.
- Zaobserwowano zróżnicowany wpływ zakłóceń – największy dla składowych prędkości kątovej, a w znacznie mniejszym stopniu dla położenia kątowego i liniowego samolotu.
- Przedstawiona metoda automatycznego sterowania wzdłuż zadanej trajektorii charakteryzuje się dostateczną odpornością na omawiany poziom i typ zewnętrznych zakłóceń.

Przy ocenie przedstawionej metody istotne będzie zbadanie jej wrażliwości na odstępstwa zmiennych stanu, jakie wystąpią w trakcie lotu, w porównaniu z ich wartościami przyjętymi do wygenerowania danego manewru. Takie badania będą stanowiły odpowiedź na pytanie, czy możliwe jest wykonanie opisanego manewru przy zachowaniu niezmiennego wektora $u_G(s)$ i drobnej modyfikacji $x_G(s)$ (np. dodanie stałej wartości do jednej składowej wektora stanu) w przypadku, gdy samolot będzie poruszał się na innej wysokości lub będzie posiadał inną prędkość w porównaniu z wartościami przyjętymi w generatorze.

Bibliografia

1. ATHANS M., FALB P., 1969, *Sterowanie optymalne, wstęp do teorii i jej zastosowania*, WNT, Warszawa
2. BAARSPUL M., 1990, Review of flight simulation techniques, *Progress in Aerospace Sciences*, 27, 1, Pergamon Press

3. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2008, Inverse simulation study of aircraft in prescribed trajectory flight, *International Review of Mechanical Engineering*, 1, 1, Praise Worthy Prize, Naples
4. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2008, Stabilizacja ruchu programowego w locie wzdłuż zadanej trajektorii, *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIII 2008*, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa
5. GRAFFSTEIN J., 2004, Wpływ dynamiki układu wykonawczego na ruch automatycznie sterowanego obiektu, *Mechanika w Lotnictwie, ML-XI 2004*, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa
6. GRAFFSTEIN J., 2005, Wpływ dynamiki pomiaru prędkości kątowej na ruch automatycznie sterowanego obiektu, *Monografia Automatyzacja i eksploatacja systemów sterowania i łączności*, Gdynia
7. GRAFFSTEIN J., 2008, Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu, *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIII 2008*, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa
8. GRAFFSTEIN J., 2009, Metoda sterowania samolotem i jej dokładność podczas ruchu wzdłuż zadanej trajektorii, *Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej*, 177B, Gdynia
9. KACZOREK T., 1981, *Teoria sterowania*, PWN, Warszawa, T. 1, 2
10. KOWALECZKO G., 2003, *Zagadnienie odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Monografia, WAT, Warszawa
11. KOWALECZKO G., KRZONKALLA J., NOWAKOWSKI M., 2008, Odpowiedź samolotów o różnych charakterystykach masowo-geometrycznych na turbulencje atmosfery, *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIII 2008*, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa
12. MARYNIAK J., 1987, System symulacji trenażera lotu, naprowadzania i walki powietrznej samolotu *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, 25, 1/2
13. MARYNIAK J., 1992, Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu, *Mechanika w Lotnictwie, ML-V 1992*, red. J. Maryniak, PTMTS, Warszawa

Simulation of automatically controlled aircraft motion with an applied manoeuvres generator

Abstract

In the paper, a method of automatic flight control is presented for a flight along the trajectory determined by the pre-planned profile of the considered object motion. The operation of generator of manoeuvres is described for selected spatial manoeuvres. A

significant premise for the control law structure synthesis was demand for a satisfying level of accuracy of the actual flight trajectory in relation to the pre-planned one. Focusing the attention on this task, necessary computations and experimental tests were carried out to obtain the capability to determine the gain factors of control laws. Results of numerical simulations of automatically controlled aircraft motion make an interesting illustration of changes of aircraft behaviour caused by wind gusts of several maximum speeds. The obtained results were analysed in terms of differences between values of state variables and reference values during the executed manoeuvres. Errors of variables describing the aircraft position in airspace depend on the intensity of disturbances and phase of the executed manoeuvre.

BADANIA DYNAMIKI STATKU POWIETRZNEGO W TUNELU WODNYM

ANDRZEJ GRONCZEWSKI

Politechnika Wroclawska, Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych
e-mail: *andrzej.gronczeowski@pwr.wroc.pl*

Tunel wodny, model 2436 firmy Rolling Hills Research Corporation jest doskonałym narzędziem do projektowania oraz prowadzenia badań fizyki zjawisk zachodzących podczas opływu statków latających. Jest to przede wszystkim możliwe ze względu na wysoką jakość wizualizacji przepływu w tunelu wodnym. Ponadto, tunel wodny może być wykorzystany do pomiaru sił i momentów aerodynamicznych przy wykorzystaniu podwodnej wagi tensometrycznej. Oprócz pomiarów statycznych, tunel wodny jest również doskonałym narzędziem do badań przy zamianach położenia samolotu i różnych rozkładach pola prędkości, odpowiadających im sił i momentów aerodynamicznych. Eksperymenty mogą być przeprowadzone jako pomiary wartości dyskretnych przy ustalonych położeniach modelu lub pomiary podczas dynamicznych zmian położenia modelu. Dynamiczne testy, takie jak intensywne oscylacje modelu w kanałach przechylenia pochylenia i odchylenia lub *coning motion* (obroty wokół wektora prędkości), to tylko niektóre z zaawansowanych eksperymentów możliwych do przeprowadzania w tunelu wodnym.

W artykule opisano konstrukcję tunelu wodnego, możliwe do przeprowadzenia eksperymenty dynamiczne, przedstawiono wyniki badań oraz ocenę wyników badań.

1. Ogólna charakterystyka tunelu wodnego

1.1. Przeznaczenie tunelu wodnego

Tunel wodny, model 2436, jest profesjonalnym narzędziem badawczym umożliwiającym przeprowadzanie eksperymentów w zakresie opływu, pomiaru sił i momentów aerodynamicznych, zarówno statycznych jak i dynamicznych.

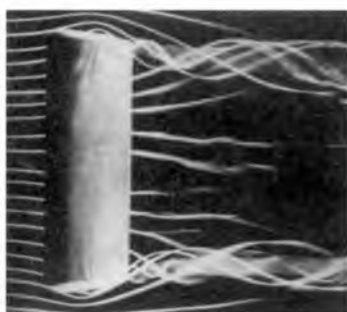
1.2. Badania opływu

Tunel wodny umożliwia wizualizację opływu ciał o różnych kształtach, zarówno modeli płaskich jak i przestrzennych, w tym symetrycznych i niesymetrycznych. W czasie badań możliwie jest uzyskanie wizualizacji opływu modelu samolotu lub dowolnej części modelu (rys. 1).



Rys. 1. Wizualizacja opływu F/A-18 – przednia część kadłuba

Dzięki wizualizacji można zaobserwować charakter opływu, zidentyfikować rodzaj zawirowań oraz określić punkty oderwania strug od opływanej powierzchni (rys. 2).



Rys. 2. Wirry na końcówkach płata [2]

Obserwacja i rejestracja wizualizacji opływu jest możliwa z dołu, z góry oraz z lewej i prawej strony. Do zobrazowania opływu można wykorzystać barwniki w sześciu różnych kolorach.

1.3. Pomiar sił i momentów aerodynamicznych

Tunel wodny, model 2436, pozwala na pomiar sił i momentów aerodynamicznych, zarówno statycznych jak i dynamicznych. Dzięki zastosowaniu pięcioskładnikowej wagi aerodynamicznej istnieje możliwość pomiaru siły normalnej (siły prostopadłej do osi podłużnej modelu), bocznej siły aerodynamicznej oraz momentów: przechylającego, pochylającego i odchylającego. Tunel wodny umożliwi przeprowadzenie testów statycznych, jak i dynamicznych testów w zakresie identyfikacji charakterystyk aerodynamicznych modelu.

2. Konstrukcja tunelu wodnego

2.1. Dane techniczne

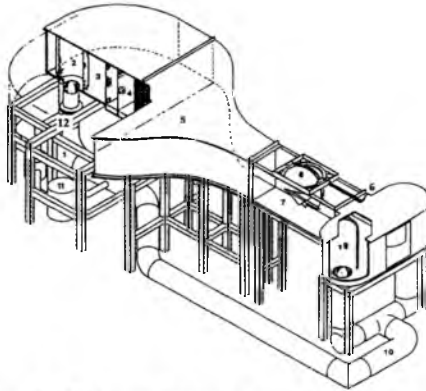
- Wymiary zewnętrzne tunelu:
wysokość – 2320 mm; szerokość maksymalna – 3860 mm;
długość – 9260 mm.
- Masa tunelu:
masa własna – 4000 kg; masa wody – 23 000 kg;
masa całkowita – 27 000 kg.
- Wymiary przestrzeni pomiarowej:
szerokość – 550 mm; wysokość – 900 mm; długość – 1700 mm.
- Zakres możliwych zmian położenia modelu:
kąt natarcia $\alpha \in (-60^\circ, 80^\circ)$, kąt ślizgu $\beta \in (-20^\circ, 20^\circ)$,
kąt przechylenia $\varphi \in (-180^\circ, 180^\circ)$.

Właściwości tunelu:

- zakres liczb $Re \in (0, 50\,000)$;
- zakres kąta natarcia $\alpha \in (-60^\circ, 80^\circ)$;
- zakres kąta ślizgu $\beta \in (-20^\circ, 20^\circ)$;
- zakres kąta przechylenia $\varphi \in (-180^\circ, 180^\circ)$;
- współczynnik turbulencji $< 1\%$;
- współczynnik niejednorodności strumienia $< \pm 2\%$;
- średnie odchylenie strumienia $< \pm 1\%$ w kierunku pochylenia i odchylenia;
- prędkość przepływu w przestrzeni pomiarowej $V \in (0\text{ mm/s}, 90\text{ mm/s})$;
- zasilanie – silnik trójfazowy o mocy maksymalnej 5,5 kW.

2.2. Główne zespoły tunelu wodnego

Do głównych zespołów tunelu wodnego (rys.3) zaliczamy: zespół pompy w silniku napędowym (1); komorę wejściową wraz z kierownicami strug (2,3,4); sekcję koncentracji (5); przestrzeń pomiarową (7); suport (8); wagę aerodynamiczną; komorę odpływową (9); rurowy przewód powrotny (10); układ wizualizacji opływu (11); układ filtracji wody (12); układ sterowania tunelem wodnym – komputer.



Rys. 3. Główne zespoły tunelu wodnego [3]

Przepływ wody wymuszany jest przez pompę wirnikową osiową. Pompa napędzana jest silnikiem trójfazowym o mocy maksymalnej 5,5 kW. Regulacja strumienia masy odbywa się dzięki możliwości zmiany prędkości obrotowej silnika. Uzyskanie jednorodności strumienia wody odbywa się poprzez zastosowanie w komorze wejściowej walca z trzech warstw perforowanej blachy stalowej oraz kierownic strug. W górnej części komory pomiarowej zamontowano suport umożliwiający zamocowanie badanego obiektu (modelu) oraz zapewniający jego zmianę położenia podczas badań. Woda z przestrzeni roboczej przepływa do komory odpływowej, skąd przewodem rurowym przepływa z powrotem do pompy. W układzie przepływowym wody zabudowano filtr. W rejonie komory wylotowej zabudowano układ wizualizacji przepływu.

3. Możliwości badawcze tunelu wodnego

3.1. Wprowadzenie

Tunel wodny wyposażono w pięcioskładnikową wagę aerodynamiczną, umożliwiającą pomiar siły normalnej, siły bocznej oraz momentów aerody-

namicznych. Komputer sterujący pracą tunelu umożliwia zaprogramowanie odpowiedniego eksperymentu, ustawienie żądanych parametrów. Zastosowane oprogramowanie pozwala na gromadzenie wyników badań oraz przelicza je, sprowadzając wyniki do wartości współczynników sił i momentów aerodynamicznych. Możliwe do przeprowadzenia warianty eksperymentów w tunelu wodnym to (rys. 4):

- badania statyczne (*Static*);
- zmiana kąta przechylenia (*Body Axis Roll*);
- zmiana kąta odchylenia (*Body Axis Yaw*);
- zmiana kąta pochylenia – natarcia (*Body Axis Pitch*);
- obrót względem wektora prędkości (*Velocity Vector Roll*);
- obrót względem nachylonej osi (*Inclined Axis*);
- obrót względem wektora prędkości z jednoczesną zmianą kąta pochylenia (*Tobak-Schiff Pitch*);
- obrót względem wektora prędkości z jednoczesną zmianą kąta odchylenia (*Tobak-Schiff Yaw*);
- dynamiczne przyrosty kąta natarcia (*Ramp and Hold*);
- oscylacyjne zmiany kąta natarcia (*Schroeder Sweep*);
- dynamiczne obroty wokół wektora prędkości z oscylacyjnymi zmianami kąta natarcia (*Coning with Roll Oscillation Superimposed*).

3.2. Badania statyki modelu

Badania charakterystyk statycznych można przeprowadzić kilkoma metodami. Można ręcznie zadawać (w programie komputerowym) żądane położenie modelu i zapisywać wyniki pomiarów. Do dyspozycji jest też kilka metod automatycznego starowania modelem.

Typowym eksperymentem badania charakterystyk statycznych modelu jest przeprowadzenie pomiarów przy określonej liczbie kątów natarcia, przy różnych kątach ślizgu i różnych prędkościach opływu. System utrzymuje określone położenie modelu do czasu ustalenia się wartości pomiarowych i po ich zapisaniu zmienia położenie badanego obiektu.

3.3. Badania dynamiki

Skokowe zmiany położenia kąтового względem jednej osi samolotu

Ten typ eksperymentu jest użyteczny do obserwacji zjawisk takich jak rzut siły nośnej przy gwałtownym zwiększeniu kąta natarcia. Wyniki zapisy-

Experiment	Side View	Front View	α History	β History	Ω History
Static					
Body Axis Roll					
Body Axis Yaw					
Body Axis Pitch					
Velocity Vector Roll					
Inclined Axis					
Tobak-Schiff Pitch*					
Tobak-Schiff Yaw*					

* requires 10° c-strut extension

Rys. 4. Eksperymenty możliwe do przeprowadzenia w tunelu wodnym

wane są w funkcji czasu, jednak można zaobserwować rozkład siły nośnej przy różnych kątach natarcia.

Sinusoidalne zmiany położenia względem jednej osi

Sinusoidalne zmiany położenia są typowym eksperymentem w klasycznych aerodynamicznych tunelach powietrznych.

Tego typu eksperymenty można również wykonać w tunelu wodnym. Ruch badanego obiektu jest określany przez częstotliwość i amplitudę odchyień względem danej osi modelu. Możliwe warianty tego eksperymentu to ruch w kanale przechylenia, odchylenia lub pochylenia.

Oscylacyjne zmiany położenia względem jednej osi

W tunelu wodnym można wykonywać eksperymenty z oscylacyjną zmianą położenia o stałej wartości, gdzie wartość oscylacji określa możliwie duża amplituda zmian położenia badanego obiektu. Ten rodzaj badań jest użyteczny w określaniu pochodnych aerodynamicznych. Eksperyment można przeprowadzić dla jednej z trzech opcji zmian położenia modelu – przechylenie, pochylenie, odchylenie.

Oscylacyjne zmiany położenia względem kilku osi

Oprócz eksperymentów z oscylacyjną zmianą położenia względem jednej wybranej osi modelu, można przeprowadzić badania przy oscylacyjnej zmianie położenia modelu względem trzech osi jednocześnie. Jest to wyjątkowo unikalna cecha tunelu pozwalająca na sprawdzenie właściwości dynamicznych modelu przy złożonych zamianach jego położenia.

Prosty ruch stożkowy

W tym przypadku następuje obrót względem wektora prędkości, wówczas model obraca się po powierzchni zbliżonej do stożka. Z taką zmianą położenia samolotu mamy do czynienia, gdy samolot w locie ze stałym kątem natarcia wykonuje obrót względem wektora prędkości. Tego typu ruch jest wspólny dla wojskowych samolotów myśliwskich, gdy podczas lotu na dużych kątach natarcia manewrują w celu utrzymania położenia za celem. Przy kątach natarcia bliskich 90° ruch „stożkowy” przypomina płaski ruch wirowy.

Złożony ruch stożkowy

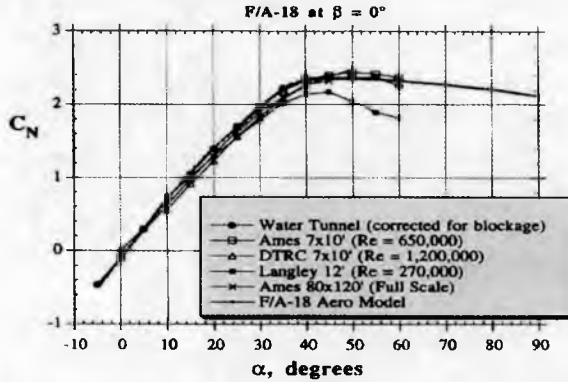
W tym eksperymencie następuje identyczna zmiana położenia modelu, jak w przypadku „ruchu stożkowego”, z tą różnicą, że oś obrotu modelu jest nachylona pod pewnym kątem do wektora prędkości. W rezultacie następuje oscylacyjna zmiana kąta natarcia i ślizgu z określoną częstotliwością zależną od wielkości nachylenia osi obrotu modelu względem wektora prędkości.

Ruch stożkowy z intensywnymi wymuszonymi oscylacjami

Jest to unikalny eksperyment, który po raz pierwszy został wykonany przez Murray Tobak i Lewis Schiff z NASA. Ruch badanego obiektu jest taki sam, jak w przypadku eksperymentu „złożony ruch stożkowy”. Jedną jego przewagą polega na wyraźnym oddzieleniu częstotliwości ruchu obrotowego od częstotliwości i wielkości wymuszeń oscylacyjnych.

4. Wyniki badań w tunelu wodnym

Badania wykonane w tunelu wodnym pokazują, że wyniki są podobne do wyników uzyskiwanych dla identycznego modelu w klasycznych tunelach aerodynamicznych (rys. 5).



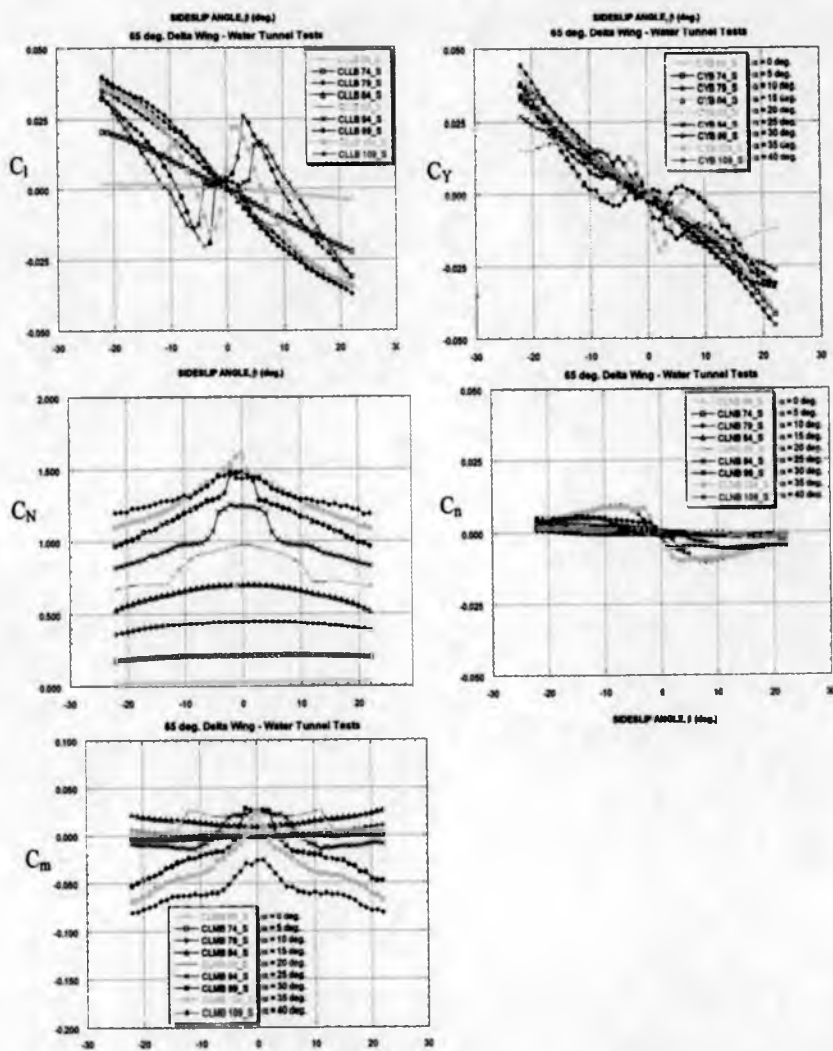
Rys. 5. Wyniki badań modelu samolotu F/A-18 w różnych tunelach [1]

Badania w tunelu wodnym pozwalają na uzyskanie wartości współczynnika siły normalnej C_N (siła prostopadła do osi wagi aerodynamicznej). Wykres współczynnika siły normalnej w funkcji kąta natarcia umożliwia wyznaczenie krytycznego kąta natarcia. Możliwość określenia współczynnika siły bocznej umożliwi optymalizację układu aerodynamicznego w zakresie uzyskania odpowiedniej charakterystyki stateczności bocznej samolotu, w szczególności przy dużych kątach natarcia. Badania pozwalają na określenie charakterystyk stateczności i sterowności samolotu. Szczególnie istotnym wydaje się możliwość wyznaczenia współczynników momentów aerodynamicznych przy intensywnym manewrowaniu samolotu.

Przykładowe wyniki badań przedstawiono na rysunku 6.

5. Podsumowanie

Tunel wodny jest profesjonalnym urządzeniem umożliwiającym badanie charakterystyk statycznych i dynamicznych modeli samolotów. Różnorodność zaprogramowanych testów pozwala na dogłębne badania, przede wszystkim charakterystyk stateczności i sterowności, w najróżniejszych fazach lotu samolotu. Możliwość stosunkowo precyzyjnej wizualizacji opływu modelu pozwala na optymalizację aerodynamiczną kształtu statku powietrznego.



Rys. 6. Wyniki badań skrzydła delta

Bibliografia

1. GRONCZEWSKI A. I INNI, *Procedury wykorzystania tunelu wodnego do badań mikrosamolotów*, Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt rozwojowy (nie publikowane)
2. *Five-component balance and computer-controlled model support system for water tunnel applications*, General Instructions and User's Manual, Rolling Hills Research Corporation, El Segundo, USA 2010

3. *Research water tunnels – specifications*, Rolling Hills Research Corporation, El Segundo, USA 2010

Study of aircraft dynamics in a water tunnel

Abstract

The Rolling Hills Research Corporation Model 2436 water tunnel is an excellent preliminary design and research tool for investigating and underlying flow physics that rules air-vehicle performance. This is primarily because of the extremely high quality of flow visualization that is possible in the water tunnel. Also the water tunnel can be used for quantitative measurements of forces and moments with submersible strain-gage balance. In addition to static measurements, the water tunnel is an excellent tool for studying dynamic motions of aircraft and the resulting differences in the flow field and corresponding forces and moments. Experiments may be conducted with the model in discrete static positions, or while the model is moved along a dynamic path. Dynamic tests such as forced oscillation in pitch roll and yaw, and coning motion (rotation about the velocity vector) are only a few of the sophisticated motions that can be tested.

The paper outlines structural details of water tunnel realizable dynamic experiments, results of tests and their evaluations.

SYMULACJA KOMPUTEROWA JAKO WSPARCIE PROCESU KSZTAŁCENIA SŁUCHACZY AMW

JAN W. KOBIERSKI
MIROŚLAW CHMIELIŃSKI

Akademia Marynarki Wojennej

e-mail: j.kobierski@amw.gdynia.pl; m.chmielniński@amw.gdynia.pl

W artykule przedstawiono niektóre możliwości zastosowania komputerowych programów symulacyjnych w kształceniu słuchaczy AMW w Gdyni. Podano wybrane możliwości wykorzystania symulacji komputerowej jako technologii informacyjnej, a także ograniczenia i uwarunkowania związane z wykorzystaniem aplikacji komputerowych dla zobrazowania zadań ogniowych wykonywanych na morzu, związanych z użyciem raketowego i artyleryjskiego uzbrojenia okrętów. Opracowanie zilustrowano rysunkami uzyskanymi z wykorzystaniem metod symulacji komputerowej.

1. Wprowadzenie

Istnieją przyczyny powodujące, że w szkoleniu specjalistów – użytkowników uzbrojenia i sprzętu morskiego coraz większą uwagę zwraca się na wykorzystanie aplikacji, które z wykorzystaniem metod symulacji komputerowej odtwarzają wybrane zjawiska, a nawet działanie złożonych systemów antro- i socjotechnicznych. W przypadku okrętowych systemów broni raketowej i artylerii problem dotyczy systemów funkcjonujących na styku pojedynczego człowieka bądź zespołu ludzi z urządzeniami technicznymi. Użytkowane jeszcze na okrętach MW RP analogowe EMC z lat 60. i 70. ubiegłego wieku stopniowo zastępują komputery cyfrowe, stanowiące element składowy wielofunkcyjnych konsoli operatorskich MOC (ang. *Multifunction Operator Console*) [5].

Zasadniczą przyczyną sięgania po metody symulacji komputerowej w procesie szkolenia przyszłych użytkowników jest rosnąca złożoność systemów uzbrojenia i sprzętu technicznego, a także koszty jego zakupu i eksploatacji. Im bardziej złożony i zautomatyzowany jest sprzęt i wojskowa technika morska, tym większe wymagania stawiane są przed jego użytkownikami. Dotyczy to

wiadomości teoretycznych, lecz przede wszystkim umiejętności praktycznych, a nawet określonych nawyków, zapewniających automatyzm działania w sytuacjach nietypowych i ekstremalnych. Dla ich wypracowania konieczne jest nie tylko uświadomienia sobie możliwości i ograniczeń związanych z użyciem uzbrojenia, lecz także „po staremu” wielokrotnego powtarzania złożonych procedur obsługowych. Istotne ograniczenie wnoszą tu koszty eksploatacji, które powodują, że wykorzystaniu sprzętu bojowego przestaje być opcją dopuszczalną z ekonomicznego punktu widzenia. Jest to zarazem pewien stan, do którego zgodnie z celami osiągnięcia interoperacyjności z siłami morskimi NATO zmierza MW RP.

W Pracowni Broni Raketowej i Artylerii (PBRiA) Instytutu Uzbrojenia Okrętowego (IUO) AMW od kilku lat proces dydaktyczny i wychowawczy wzbogacany jest i uatrakcyjniany za pomocą nowoczesnych technologii informacyjnych. Niezastąpionym środkiem umożliwiającym śledzenie zmian zachodzących w systemach uzbrojenia okrętów, a także sprzyjającym wypracowaniu nawyków systematycznego samokształcenia są zasoby informacji dostępne w Internecie. Wykładane treści coraz częściej uzupełniają i uatrakcyjniają komunikaty medialne, zwracające uwagę kształconych na szczególne istotne problemy, których zrozumienie i opanowanie jest istotne dla profesjonalnego przygotowania i poszerzenia horyzontów myślenia. Przede wszystkim jednak wykorzystywane są też coraz doskonalsze programy symulujące wybrane epizody strzelań raketowych i artyleryjskich na morzu [3].

2. Obszary działania IUO w procesie dydaktycznym i wychowawczym

Analizując rozwój współczesnych systemów broni raketowej i artylerii znajdujących się w systemie bojowym okrętów, zauważyć można, że zmieniają się wymagania stawiane ich przyszłym użytkownikom. Postępująca integracja uzbrojenia i środków obserwacji technicznej, automatyzacja procesów dowodzenia i kierowania ogniem powodują, że jeden operator planuje i realizuje skoordynowany atak raketowy na cele nawodne. Wymiana informacji w zautomatyzowanej radiolinii (ang. *Data Link*), zapewnia sterowanie tym procesem z różnych miejsc, tj. kierujący ogniem znajdować się może na pokładzie jednego z kilku strzelających okrętów, a nawet na brzegowym stanowisku dowodzenia [1]. Zadanie załóg pozostałych okrętów ogranicza się do zapewnienia bezpiecznego manewrowania w czasie zajmowania zaplanowanej pozycji ogniowej (POg.) i przygotowania systemu raketowego do strzelania. Co więcej,

rozmach przestrzenny strzelań raketowych do celów nawodnych powoduje, że szkolenie dowódców okrętów, a także oficerów operacyjnych odpowiedzialnych za dowodzenie użyciem uzbrojenia i manewrowanie ogniowe okrętu realizowane jest na trenażerach taktycznych, a nie ogniowych (tj. odtwarzających procedury związane z kierowaniem ogniem).

W nieco mniejszym stopniu sygnalizowany problem dotyczy zadań ogniowych wykonywanych w obronie powietrznej okrętów (OPow.), zarówno wykonywanych z użyciem uzbrojenia raketowego jak i artyleryjskiego. Jednakże i w tym przypadku, nawet przy scentralizowanym użyciu uzbrojenia przez zespół okrętów, współdziałanie pomiędzy okrętami realizowane jest na poziomie taktycznego kierowania ogniem, tj. ogranicza się do przydziału wykrytych celów bądź sektorów odpowiedzialności, w których granicach wykryte środki napadu powietrznego niszczone są samodzielnie. Proces wskazywania celu został zautomatyzowany, a użyciem zestawów raketowych czy artyleryjskich pojedynczego okrętu w OPow. kieruje zwykle jeden człowiek – operator siedzący za pulpitem konsoli MOC. A zatem można wnosić, że zasadne jest rozgraniczenie taktyki użycia okrętów z uzbrojeniem raketowo – artyleryjskim od taktyki użycia uzbrojenia raketowo-artyleryjskiego.

Proces dydaktyczno-wychowawczy realizowany w PBRiA IU AMW ogniskuje się wokół zagadnień związanych z eksploatacją techniczną okrętowych systemów broni raketowej i artylerii. Wychodząc z encyklopedycznych definicji eksploatacji technicznej, wyróżnić tu można dwa zasadnicze obszary działania: obsługiwanie i użytkowanie sprzętu raketowo-artyleryjskiego. Bezpośrednio z użytkowaniem sprzętu wiąże się taktyka użycia uzbrojenia raketowo-artyleryjskiego stanowiąca najniższy hierarchicznie szczebel taktyki MW. Jest to zarazem swoistego rodzaju sprzężenie zwrotne, za którego pomocą wojskowa technika morska i taktyka rodzajów sił MW oddziałują na siebie wzajemnie, zapewniając dostosowanie taktyki MW do aktualnego poziomu rozwoju sprzętu, a także stymulując rozwój wojskowej techniki morskiej.

Pierwszy obszar działania obejmuje zapoznanie słuchaczy z przeznaczeniem, budową, zasadą działania i podstawami obsługiwanego okrętowego zestawu raketowego i artyleryjskiego (nadzorowanie, diagnozowanie i odnowa urządzeń). W pewnym uproszczeniu chodzi przy tym o to, aby nauczyć przyszłych użytkowników, jak przygotować sprzęt do strzelania, jak wystrzelić i zachować bądź odtworzyć jego techniczną sprawność i gotowość bojową, usuwając ewentualne niesprawności. Złożoność sprzętu w połączeniu z permanentnym ograniczeniem limitu godzin powodują, że nie sposób osiągnąć to, posługując się przysłowiową kredą i tablicą czy też korzystając z instrukcji obsługi. Przydatne są poglądowe plansze, przekroje, filmy szkoleniowe, stendy imitują-

ce działanie węzłów lub kompletnych urządzeń. Jednakże najlepsze rezultaty uzyskać można, dysponując działającym modelem sprzętu. Nie oznacza to, że nie ma tutaj miejsca dla nowoczesnych technologii informacyjnych, w tym aplikacji komputerowych. Mogą okazać się przydatne dla opanowywania złożonych procedur związanych z przygotowaniem sprzętu i odtwarzaniem jego gotowości bądź sprawności.

Drugi obszar działania PBRiA obejmuje użytkowanie sprzętu rakietowo-artyleryjskiego i wiąże się nierozłącznie z taktyką jego użycia. Celem działania jest tu osiągnięcie pewnego stanu wiadomości i umiejętności¹, przy którym przyszły użytkownik uzbrojenia okrętów potrafi trafić w cel, a także w sposób zbliżony do optymalnego zaprojektować i zrealizować układ działań zaplanowanego zadania ogniowego. Trafienie w cel, nawet w przypadku pocisków samonaprowadzających się bądź uzbrojonych w zapalniki zbliżeniowe nie jest zagadnieniem prostym, a już na pewno nie posiada trywialnego rozwiązania. Podobnie jak optymalne projektowanie zadań ogniowych, ukierunkowane na możliwie pełne wyzyskanie potencjalnych możliwości ogniowych uzbrojenia, wymaga perfekcyjnego opanowania charakterystyk taktyczno-technicznych i właściwości bojowych sprzętu, co jest warunkiem dogłębnego zrozumienia występujących ograniczeń i twórczego wykorzystania istniejących uwarunkowań.

Wysoki poziom automatyzacji procesów związanych z kierowaniem ogniem i coraz szersze wdrażanie technologii z zakresu wspomaganie komputerowego wypracowania decyzji powodują, że w ostatnim czasie zauważalna jest tendencja zmierzająca w kierunku jednoosobowego kierowania ogniem rakietowym lub artylerii. Kierujący ogniem operator systemu uzbrojenia otrzymuje zadanie ogniowe od dowódcy okrętu lub oficera operacyjnego (taktyczne kierowanie ogniem utożsamiane jest też z dowodzeniem użycia uzbrojenia). W oparciu o własną wiedzę i doświadczenie, realizuje procedury technicznego kierowania ogniem, przygotowując strzelanie, programując lot i działanie urządzenia samonaprowadzania (USN) przeciwokrętowych kierowanych pocisków rakietowych (PoKPR), po czym realizuje bądź tylko nadzoruje realizację procedur związanych ze startem. W OPow. analizuje postawione bądź podjęte samodzielnie zadanie ogniowe, planuje jego wykonanie i wybiera moment rażenia celu pociskiem rakietowym bądź rozpoczęcia oddziaływania ogniem artyleryjskim. W walce artyleryjskiej z celem nawodnym, współdziałając ściśle z dowódcą okrętu odpowiedzialnym za manewrowanie ogniowe, kieruje ogniem artyleryjskim, wprowadzając korekty na podstawie obserwowanych uchybień. W każdym z rozpatrywanych przypadków powinien ocenić rezultat oddziały-

¹W odniesieniu do treści spełniających wymagania operacyjnego celu kształcenia wyrażonego w kategoriach czynnościowych.

wania ogniowego na cel i podjąć decyzję o ewentualnym manewrze ogniem (przerwanie bądź przeniesienie na kolejne cele). Jest przy tym wspomagany przez podsystemy eksperckie i oprogramowanie automatycznie podsuwające warianty rozwiązań zbliżonych do optymalnego. Na okrętach MW RP nowej generacji, wyposażonych w ZaSyD, funkcję kierującego ogniem wykonywać będą absolwenci AMW pełniący służbę na swoich pierwszych stanowiskach oficerskich.

Dla przygotowania kierujących ogniem, a zarazem operatorów konsoli MOC do wykonywania obowiązków, konieczne jest stosowanie w procesie dydaktycznym aplikacji komputerowych zapewniających wzbogacanie suchych instrukcyjnych zasad i zapisów materiałem ilustracyjnym ułatwiającym percepcje i zrozumienie złożonych zagadnień związanych z taktyką bojowego użycia uzbrojenia. Przyszły użytkownik nie tylko wiedzieć powinien, co i jak należy zrobić, aby w konkretnej sytuacji taktycznej wystrzelony pocisk trafił bądź został naprowadzony na cel. Musi także orientować się, które uzbrojenie wybrać i jakie czynniki determinują wybrane kryterium optymalizacji użycia uzbrojenia. Uświadomienie sobie związanych z tym możliwości i ograniczeń wymaga znajomości i zrozumienia wpływu czynników decydujących o przebiegu procesów i zjawisk pozapercepcyjnych. Sformułowanie to oznacza, że ich charakter wyklucza bezpośrednie postrzeganie przebiegu zmysłami ludzkimi. W przypadku strzelań raketowych i artyleryjskich na morzu dotyczy to przede wszystkim zjawisk i procesów przebiegających z szybkością niezauważalną dla ludzkiego oka bądź też rozgrywających się w przestrzeni, której wielkość uniemożliwia rejestracje całości przez pojedynczego obserwatora.

Kluczem do zrozumienia i uświadomienia możliwości i ograniczeń związanych z użyciem uzbrojenia raketowo-artyleryjskiego jest odtworzenie zjawisk pozapercepcyjnych poprzez realizację opracowanego modelu matematycznego na sprzęcie komputerowym, z wizualizacją w postaci tekstowej lub graficznej. Od ponad 10 lat do obudowy procesu dydaktycznego w PBRiA (Pracownia Broni Raketowej i Artylerii AMW) wykorzystywane są programy symulujące zjawisko wystrzału w lufach wybranych armat morskich. Istnieją aplikacje przybliżające przebieg nagrzewania i chłodzenia się lufy dla bardzo długiej serii wystrzałów. Numeryczne rozwiązanie problemu głównego balistyki zewnętrznej pozwala na symulację lotu pocisków artyleryjskich i niekierowanych pocisków raketowych. Rozwiązanie układów równań opisujących kinematykę ruchu kierowanych pocisków raketowych umożliwiły symulację lotu przeciwlotniczych pocisków kierowanych (PPK) dla różnych metod naprowadzania. Modele matematyczne ruchu środka masy aparatu latającego, a także aparat matematyczny opisujący działanie USN o znanej logice przeszukiwania po-

wierzchni morza zapewniły kompleksową symulację działania PoKPR w czasie ataku raketowego. Powstała tym samym możliwość zbudowania bardziej złożonych aplikacji, które mogą być traktowane jako trenażery bądź komputerowe gry edukacyjne.

3. Miejsce programów symulacyjnych w procesie szkolenia słuchaczy AMW w PBRIA

Podchorążowie studiujący w AMW przedmioty uzbrojeniowe otrzymują pewien zasób podstawowych pojęć i wiadomości. Ze zróżnicowaną dokładnością opisują one i odzwierciedlają zjawiska (w tym rzeczy, obiekty), zdarzenia (działania ludzi i stany rzeczy) i procesy występujące w działaniach bojowych na morzu [4]. Chodzi tu o obiekty będące często elementami złożonych systemów, zdarzenia, procesy, a także ich cechy i relacje zachodzące pomiędzy nimi. Na ich podstawie słuchacze wytworzyć muszą sobie obraz przyszłego pola walki na morzu. Ze zrozumiałych względów ma on charakter statyczny. Trudno też oczekiwać, aby był kompletny i pozbawiony zniekształceń. Tymczasem czynniki determinujące charakter przyszłego pola walki mają charakter dynamiczny, a ich statyczne odzwierciedlenie utrudniać może wypracowanie umiejętności (w tym nawyków) związanych z aktywnym myśleniem oraz praktycznym działaniem absolwentów AMW zajmujących kolejne stanowiska służbowe. Nie ma przy tym istotnego znaczenia, czy zakres wykonywanych obowiązków wiąże się bezpośrednio z użyciem uzbrojenia na morzu. Sygnalizowane problemy dotyczą zarówno tych, którzy używać będą uzbrojenia ofensywnego, jak i tych, którzy znajdować się będą na okrętach broniących się. Nowoczesnym, a zarazem wygodnym w użyciu mediem, zapewniającym uzyskanie jak najlepszych rezultatów w procesie dydaktycznym i wychowawczym może być symulacja komputerowa strzelań raketowych i artyleryjskich na morzu, ukazująca dynamiczny obraz wybranych wycinków pola walki na morzu.

Nie oznacza to jednak, że wdrażanie do procesu kształcenia symulacji komputerowej, a także trenażerów i podsystemów treningowych zbudowanych na bazie symulacyjnych programów komputerowych rozwiąże wszystkie problemy związane z przygotowaniem przyszłych użytkowników uzbrojenia na morzu. Jak już podkreślano, kształcenie poza systemem uzbrojenia stanowi dzisiaj ważny, a w przewidywalnej przyszłości z uwagi na rosnące koszty eksploatacji sprzętu coraz ważniejszy element w procesie przygotowania przyszłych użytkowników uzbrojenia na morzu [4]. Tym niemniej, trzeba mieć świadomość, że bezkrytyczne ograniczenie się wyłącznie do szkolenia z wykorzystaniem apli-

kacji komputerowych implikować może luki (w obszarze wiedzy i umiejętności praktycznych) i opóźnienia czasowe, które wyeliminować może dopiero praktyczne szkolenie operatorów i zgrywanie obsad na sprzęcie w warunkach maksymalnie zbliżonych do bojowych.

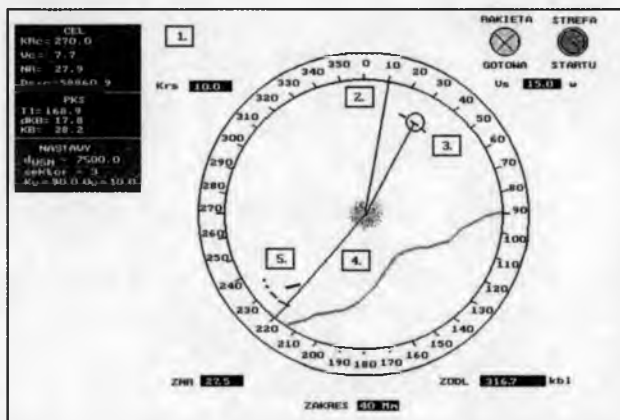
Jednakże pomimo tych zastrzeżeń, przedstawione wyżej uwarunkowania pozwalają rozpatrywać symulację komputerową jako narzędzie do poznania dynamicznych właściwości określonego obiektu rzeczywistego dzięki eksperymentowaniu z jego modelem za pomocą programu komputerowego. W odniesieniu do zagadnień związanych z problematyką użycia okrętowych systemów broni raketowej i artylerii symulacyjne programy komputerowe to narzędzie bardzo wygodne, pozwalające na wielokrotne powtarzanie doświadczeń, praktycznie bez konieczności liczenia się z kosztami, warunkami hydrologiczno-meteorologicznymi czy wręcz zagrożeniem dla ludzkiego życia.

Niżej przedstawione zostaną wybrane przykłady ilustrujące zastosowanie symulacji komputerowej do wizualizacji zadań ogniowych wykonywanych na morzu. Prezentowane rysunki wygenerowane zostały przez opracowane w PBRiA programy symulacyjne, a ich późniejsza obróbka graficzna miała na celu wyłącznie poprawienie czytelności i pogłębokości wydruku.

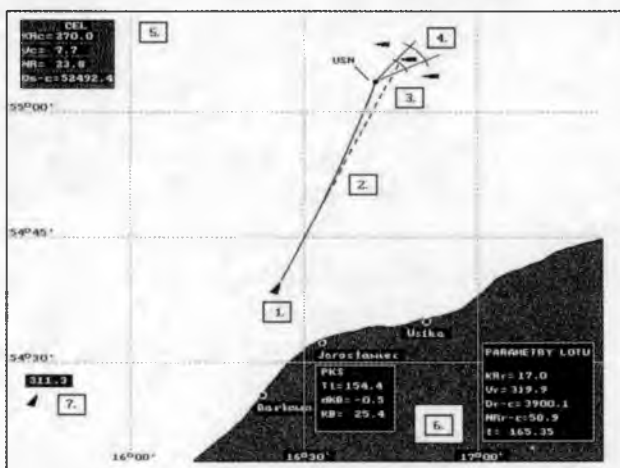
4. Zobrazowanie generowane w czasie symulacji komputerowej zadań ogniowych raketowych i artyleryjskich

Zobrazowanie wybranych epizodów ataków raketowych z użyciem poKPR (rys. 1 i 2) wygenerowane zostało przez opracowany w PBRiA program SYMULA98, stanowiący podsystem treningowy opracowany dla użytkowników systemu raketowego P-20 znajdującego się na uzbrojeniu okrętów MW RP. Program WROBEL2 (rys. 3) zapoznaje między innymi z ograniczeniami występującymi przy technicznej realizacji procesu samonaprowadzania przeciwlotniczego pocisku kierowanego (PPK). Program SYMROZAO (rys. 4) ilustruje metodami symulacji komputerowej zjawisko rozrzutu pocisków przy strzelaniu z automatycznych armat okrętowych. Działanie programu komputerowego SymKond ilustruje rys. 5 przedstawiający pole widzenia przyrządów celowniczych wieżowego automatu strzelniczego (WAS) z celownikiem kolimatorowym [2]. Program opracowany został w KBRiA jako komputerowy trenażer dla kierującego ogniem artyleryjskim w walce z celami nawodnymi.

Uwarunkowania zewnętrzne, związane między innymi z koniecznością zapewnienia interoperacyjności z siłami morskimi NATO, powodują, że pogłębia się Deficyt godzin przewidzianych w programie studiów inżynierskich

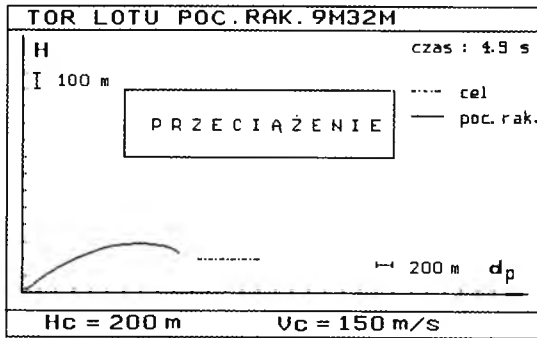


Rys. 1. Program Symula98 – widok wskaźnika SRL po przechwyceniu wybranego celu; 1 – dane o śledzonym celu oraz nastawy do strzelania, 2 – znacznik kursu, 3 – położenie selektora namiaru i odległości w czasie przechwytywania celu, 4 – podstawa czasu SRL, 5 – zobrazowanie celu generującego sygnał „swoj okręt”

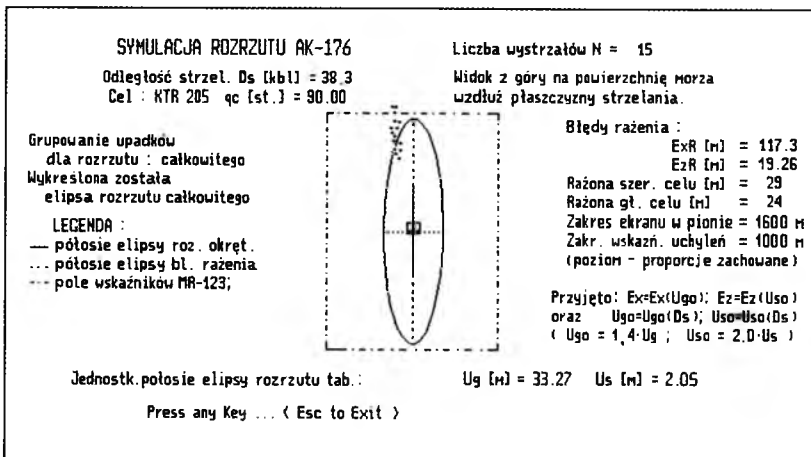


Rys. 2. Program SYMULA98 – atak rakietowy odwzorowany na planszecie taktycznym; 1 – strzelający okręt, 2 – tor lotu autonomicznego, 3 – uchwycenie celu przez urządzenie samonaprowadzania (USN), 4 – okręt cel w granicach pola indykacji USN, 5 – dane o położeniu i ruchu celu, 6 – parametry lotu KPR i dane wypracowane przez przelicznik SKS, 7 – okręt własny

AMW dla przedmiotów specjalistycznych. Implikuje to potrzebę wykorzystania do obudowy zajęć nowoczesnych technologii informacyjnych, w tym symulacyjnych programów komputerowych przybliżających złożone aspekty użycia



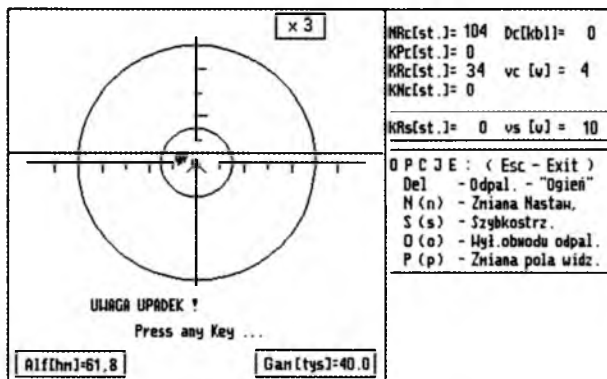
Rys. 3. Program WROBEL2 – generowany jest komunikat o zerwaniu procesu samonaprowadzania po wystąpieniu przeciążeń wykluczających techniczną realizację kinematycznej trajektorii zbliżenia przeciwnolotnego pocisku raketowego



Rys. 4. Program SymRozAO – zobrazowanie rozrzutu pocisków wystrzelonych z automatycznej armaty okrętowej AK-176; widok z góry na powierzchnię morza, wykreślona elipsa błędów przygotowania strzelania

współczesnego uzbrojenia okrętów. Aplikacje wykorzystujące metody symulacji komputerowej są nowoczesnym środkiem dydaktycznym, nie tylko wzbogacającym i uatrakcyjniającym proces szkolenia. Sprzyjają intensyfikacji procesu kształcenia, gdyż dzięki wizualizacji zjawisk o charakterze pozapercepcyjnym przyspieszają, pogłębiają, a często wręcz dopiero one zapewniają zrozumienie i opanowanie złożonych zagadnień towarzyszących wykonywaniu zadań ogniowych na morzu.

A zatem wnosić można, że symulacja komputerowa stanowi nie tylko potrzebny, ale wręcz niezbędny środek dydaktyczny dla zabezpieczenia proce-



Rys. 5. Program SymKond – widoczna tarcza i symulowane wypryski w polu widzenia celownika kolimatorowego

su szkolenia użytkowników uzbrojenia raketowo-artyleryjskiego okrętów. Największą jej zaletą jest zdolność do odwzorowania i zobrazowania w czasie rzeczywistym na ekranie monitora procesów, a także zdarzeń, które w realnych warunkach są poza percepcyjne. Nie bez znaczenia jest też możliwość wielokrotnego powtarzania symulowanych procesów oraz modyfikacji warunków początkowych i brzegowych determinujących rezultat strzelania.

5. Podsumowanie

Twórcze wykorzystanie programów symulujących strzelania raketowe oraz artyleryjskie powinno przynieść wymierne efekty szkoleniowe. Staje się też niewielkim, choć znaczącym krokiem w przygotowaniu operatorów uzbrojenia do kierowania strzelaniem za pomocą interfejsów, powszechnie stosowanych w zautomatyzowanych systemach dowodzenia okrętem (ZaSyD), tj. wielofunkcyjnych konsoli operatorskich MOC.

Bibliografia

1. ADAMSKI M., CHMIELIŃSKI M., 1999, Symulacja komputerowa strzelania raketowo-artyleryjskich w morskich systemach treningowych, *Materiały VII Sympozjum Wojskowej Techniki Morskiej (OBR-CTM)*, 2
2. ADAMSKI M., CHMIELIŃSKI M., KOBIERSKI J., 2004, Realizacja zadań ogniowych na morzu z wykorzystaniem symulacji komputerowych, *NIT – Nauka, Innowacje, Technika*, 1

3. MILEWSKI S., CHMIELIŃSKI M., MONDZELEWSKI A., 2009, Komputerowe wspomaganie procesów dydaktycznych i szkoleniowych w zakresie użycia uzbrojenia raketowego i artyleryjskiego, *Materiały III Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej „Technika i Uzbrojenie morskie” NATCon 2009*, Gdynia
4. KOBIERSKI J., 2001, Trenażery w kształceniu podchorążych WAT w kierowaniu ogniem naziemnych systemów obrony powietrznej wojsk lądowych, *Materiały IV Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej CRAAS'2001 – Systemy Przeciwlotnicze Bliskiego Zasięgu*, Tarnów, 297-306
5. Wydawnictwa reklamowe, adresy i witryny internetowe firm: Celsius Tech., DCN International, Hollandse Signall Apparaten (Tales), Lockheed Martin, Kongsberg Defence & Aerospace, Oerlicon Contraves, STN Atlas Elektronik

Computer-aided simulation in training of naval gun systems

Abstract

The authors from the Naval University in Gdynia introduce an opinion that computer simulations are very effective for training and use of naval gun and missile systems in all missions. The present has been enriched with exemplary pictures obtained from computer-aided simulations.

ZASTOSOWANIE NAPĘDU REAKCYJNEGO DO PREROTACJI WIRNIKA WIATRAKOWCA

WIESŁAW KRZYMIEŃ

Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: wkrz@ilot.edu.pl

W celu skrócenia czasu oraz drogi startu wiatrakowca stosuje się wstępne rozkręcenie (prerotację) wirnika. W tym celu wykorzystuje się zwykle część mocy silnika napędowego (np. poprzez wał giętki) albo dodatkowy silnik (np. elektryczny). Takie napędzanie łopat podczas startu czy lotu wiatrakowca wymaga odpowiednio dużej mocy, a ponadto wymaga zrównoważenia wytworzonego momentu obrotowego.

W niniejszym opracowaniu rozważono zastosowanie do prerotacji wirnika tzw. zimnego napędu reakcyjnego, który nie powoduje istotnego momentu obrotowego wiatrakowca. W artykule przedstawiono zalety, zakres zastosowania i spodziewane problemy związane z zastosowaniem takiego rozwiązania do napędu wirnika wiatrakowca.

1. Wstęp

Lot wiatrakowca opiera się na wytworzeniu siły nośnej przez wirnik pracujący w warunkach autorotacji. Aby skrócić czas startu oraz drogę rozbiegu, stosuje się wstępne rozkręcenie (prerotację) wirnika.

Do mechanicznego rozkręcenia wirnika wykorzystuje się zwykle część mocy silnika napędowego (np. poprzez wał giętki) albo dodatkowy silnik (np. elektryczny). Napędzanie łopat podczas startu czy lotu wiatrakowca wymaga odpowiednio dużej mocy (jak w przypadku śmigłowców), a ponadto wymaga zrównoważenia momentu obrotowego, którego nie zrównoważy typowe ustalenie wiatrakowca.

Typowy przebieg startu wiatrakowca przebiega w następujący sposób: po uruchomieniu silnika pilot zasprzęga napęd i poprzez specjalny wał (sztywny lub giętki) następuje rozkręcanie wirnika nośnego do prędkości 30-70% nominalnej prędkości obrotowej. Następnie pilot rozprzęga napęd wirnika i zwiększając moc silnika napędzającego śmigło, wykonuje start – podobny do startu

samolotu: rozbieg, podczas którego następuje dalsze rozkręcenie wirnika do obrotów zapewniających zrównoważenie ciężaru wiatrakowca, oderwanie i dalsze rozpędzanie, a następnie lot wznoszący.

Czas startu, a także skrócenie drogi startowej można uzyskać, rozkręcając wirnik do nominalnej prędkości obrotowej, by po krótkim rozbiegu, osiągając prędkość minimalną, oderwać się od ziemi. Można też wykonać start „śmigłowcowy”, rozkręcając wirnik do prędkości obrotowej większej od nominalnych (o ok. 30-50%), by móc wykorzystać energię wirnika do pionowego lub prawie pionowego wzniesienia się wiatrakowca (tj. do wysokości, na której jeszcze jest lub już nie ma wpływu ziemi na opływ wirnika), by następnie przejść do lotu poziomego lub wznoszącego.

2. Przegląd rozwiązań konstrukcyjnych

Napęd reakcyjny wirnika był dotychczas stosowany w kilku niekonwencjonalnych rozwiązaniach śmigłowców. Był realizowany jako „gorący”, czyli źródłem napędu był silnik odrzutowy (przepływowy lub raketowy), jak np.:

- Doblhoff WNF 342 (Austria, 1943) – śmigłowiec o masie maks. 640 kg, wirnik $\emptyset 10$ m; mieszanka paliwa i powietrza rozprowadzana kanałem wzdłuż łopat (rys. 1),
- JK-1 „Trzmieł” (Polska, 1957) – z łopatom napędzanymi silnikami strumieniowymi o ciągu ok. 120 N, wirnik $\emptyset 7$ m (rys. 2),
- Dornier Do-32 (Niemcy, 1962) – masa maks. 320 kg, wirnik $\emptyset 7.5$ m, napęd stanowiła turbina gazowa BMW o mocy 74 kW, z której część spalin była wprowadzana na końcach łopat (rys. 3),
- Dragonfly DF-1 (USA, 2009) – o masie maks. 350 kg, wirnik $\emptyset 6$ m, napędzany silnikami raketowymi zasilanymi nadtlakiem wodoru (rys. 4).

Masa silników raketowych na końcach łopat istotnie zwiększa moment bezwładności wirnika, wpływając istotnie na właściwości lotne śmigłowca. Oddzielny problem stanowi nasilanie silników raketowych i ich sterowanie, które wymaga zabudowania odpowiedniej instalacji w łopatach.

Wykorzystanie gorących gazów ze sprężarki turbinowej (np. Do-32) zwiększa efektywność tego napędu. Stwarza jednak dodatkowy problem termicznej izolacji instalacji i odporności łopat na temperaturę gazów (niewątpliwą zaletą tego rozwiązania jest odporność łopat na oblodzenie).



Rys. 1. „Doblhoff WNF 342 V4” (źródło: www.airwar.ru/image)



Rys. 2. JK-1 „Trzmiel” (źródło: archiwum Instytutu Lotnictwa)



Rys. 3. „Dornier Do-32” (źródło: www.aviastar.org/foto)



Rys. 4. „Dragonfly DF-1” (źródło: www.swisscopter.com)

W przypadku wiatrakowców zastosowanie reakcyjnego napędu wirnika ma kilka ważnych zalet:

- rozkręcanie wirnika do obrotów przynajmniej nominalnych bez bezpośredniego sprzężnięcia z silnikiem,
- możliwość wsparcia tym napędem 'śmigłowcowego' startu wiatrakowca, bez konieczności równoważenia momentu obrotowego,
- możliwość wsparcia kręcącego się wirnika podczas lądowania awaryjnego, przez co można istotnie zmniejszyć niebezpieczną strefę „h-v”, tj. przedziału prędkości lotu oraz wysokości lotu, w którym brak napędu (awaria silnika) grozi katastrofą.

W rozważanym rozwiązaniu łopaty byłyby napędzane siłą odrzutu sprężonego powietrza, bez dodatkowego źródła energii – tzw. 'zimny' napęd reakcyjny [1].

Wadami 'zimnego' napędu reakcyjnego wirnika mogą okazać się:

- duża masa sprężarki,
- skomplikowanie konstrukcji głowicy wirnika spowodowane potrzebą rozprowadzenia sprężonego powietrza,
- niższa sprawność całego układu w stosunku do innego rodzaju napędu.

3. Ogólne warunki i podstawowe obliczenia

W rozważanym wiatrakowcu o masie maksymalnej ok. 600 kg będą zastosowane łopaty o profilu przedstawionym na rys. 5. Łopaty będą wykonane z wytłaczanego duraluminiowego profilu, bez skrzywienia geometrycznego.

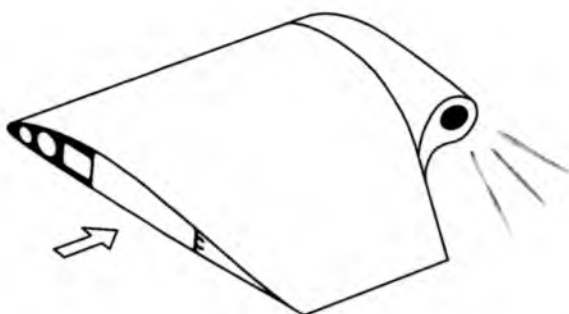


Rys. 5. Profil łopaty wiatrakowca (zbliżony do NACA 9-H-12) o cięciwie $c = 200$ mm. Do wykorzystania w profilu jest środkowy kanał, który posiada przekrój ok. 11 cm^2

Podstawowe dane wirnika:

- wirnik dwułopatowy o zmiennym skoku ogólnym, średnica wirnika: $D = 8.8$ m,
- nominalna prędkość kątowna wirnika: ≈ 6.5 obr/s, czyli $\omega \approx 40$ rad/s (prędkość na końcu łopaty odpowiada $Ma = 0.55$),
- wirnik rozkręcany jest na kącie natarcia odpowiadającej $C_z = 0$, czyli ok. -1° ,
- współczynnik oporu w zakresie kąta natarcia $-2^\circ \div 1^\circ$ wynosi: $C_x = 0.008 \div 0.010$ [2],
- maksymalna prędkość obrotowa: ≤ 9 obr/s (co odpowiada prędkości na końcu łopaty $Ma \leq 0.8$),
- masa łopaty: ok. 22 kg.

Schemat działania rozpatrywanego napędu przedstawia rys. 6.



Rys. 6. Końcówka łopaty z dyszą 'zimnego' napędu reakcyjnego

Podstawowe równania i zależności przyjęte do obliczeń:

— moment oporu aerodynamicznego łopaty:

$$dM = dFx = \frac{\rho}{2} \omega^2 C_x(v) c x^3 dx \quad (3.1)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, ω – prędkość kątowna wirnika;

— warunki przepływu sprężonego powietrza w kanale łopaty oraz warunki wypływu powietrza przez dyszę określono na podstawie równanie Bernoulliego:

$$\Delta p + \frac{\rho(p)}{2} v_p^2 = \frac{\rho_0}{2} V^2 \quad (3.2)$$

gdzie: p – ciśnienie powietrza w kanale łopaty, v_p – prędkość przepływu powietrza w kanale, V – prędkość wypływu powietrza z dyszy;

— przepływające wzdłuż łopaty powietrze o masie m ulega przyspieszeniu (do prędkości postępowej łopaty). Moment oporu od siły Coriolisa:

$$dM = 2r\omega v_p x dx \quad (3.3)$$

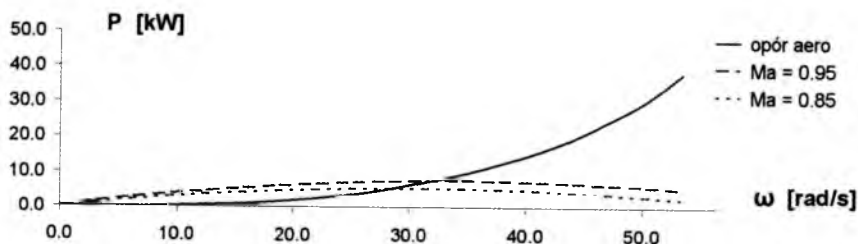
— dodatkowe sprężanie powietrza pod wpływem swojej masy i pod wpływem siły odśrodkowej (działającej wzdłuż łopaty):

$$dp = \rho(x)\omega^2 x dx \quad (3.4)$$

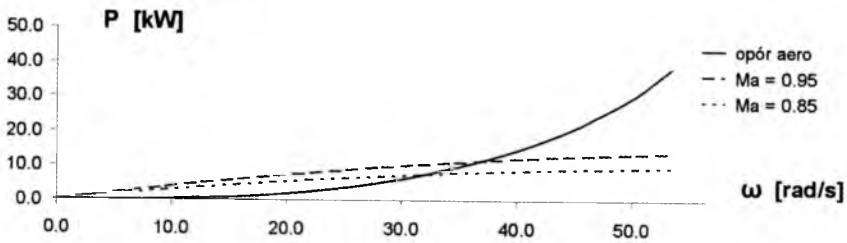
Sprężanie pod wpływem siły odśrodkowej jest niewielkie i może w pewnym stopniu kompensować straty na oporze przepływu w kanale. Istotny opór powoduje siła Coriolisa: rozpędzanie masy przepływającego powietrza do prędkości końca łopaty skutecznie obniża sprawność działania takiego napędu.

W obliczeniach nie uwzględniono strat wynikających z lokalnego wzrostu oporu spowodowanych zjawiskami falowymi.

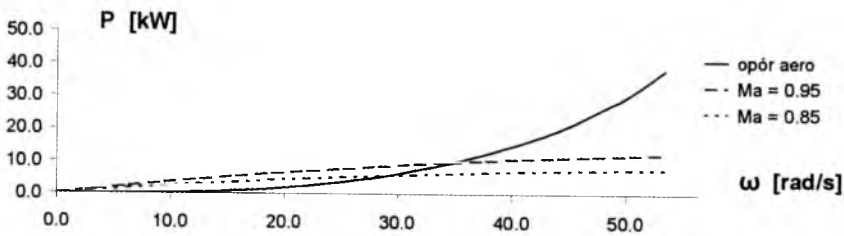
Wyniki obliczeń przedstawiają wykresy na rys. 7-9. Wykresy przedstawiają zależność mocy: oporu aerodynamicznego łopat (mocy niezbędnej do napędu wirnika) i siły napędowej reakcji (mocy napędu od odrzutu) dla prędkości wypływu powietrza z dyszy $Ma = 0.85$ i $Ma = 0.95$.



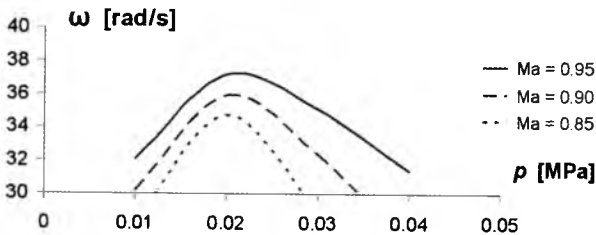
Rys. 7. Wykres mocy niezbędnej do osiągnięcia odpowiednich obrotów wirnika (linia ciągła) i mocy osiągniętej przez napęd w zależności od prędkości wypływu powietrza z dyszy dla nadciśnienia 0.01 MPa



Rys. 8. Wykres mocy niezbędnej do osiągnięcia odpowiednich obrotów wirnika (linia ciągła) i mocy osiągananej przez napęd w zależności od prędkości wypływu powietrza z dyszy dla nadciśnienia 0.02 MPa



Rys. 9. Wykres mocy niezbędnej do osiągnięcia odpowiednich obrotów wirnika (linia ciągła) i mocy osiągananej przez napęd w zależności od prędkości wypływu powietrza z dyszy dla nadciśnienia 0.03 MPa



Rys. 10. Skuteczność 'zimnego' napędu reakcyjnego: zależność prędkości kątowej łopaty dla stanu równowagi mocy (niezbędnej i napędu) od ciśnienia powietrza, dla różnych prędkości wypływu z dyszy

4. Wnioski

- Dla przyjętej średnicy i obciążenia wirnika poddźwiękowa prędkość wypływu z dyszy jest niewystarczająca do rozpędzenia wirnika do obrotów maksymalnych. Maksymalna średnica wirnika dla tego rodzaju rozwiązania napędu wynosi ok. 7 m.

- Zastosowanie dyszy z naddźwiękowym wypływem powinno spełnić oczekiwane wymagania, lecz może się wiązać z nadmiernym hałasem podczas pracy i większymi stratami energii (a tym samym z niższą sprawnością całego układu).

Bibliografia

1. STĘPNIEWSKI W., 1999, *Ciche wiroplaty*, Biblioteka Instytutu Lotnictwa, Warszawa
2. Aerodynamic characteristics of four NACA airfoil sections designed for helicopter rotor blades, *NACA Bulletin L5K02*, 1946
3. PRACA ZBIOROWA, 1995, Wstęp do konstrukcji śmigłowców, WKiŁ, Warszawa

Projekt „Technologia wdrożenia do praktyki gospodarczej nowego typu wiroplatu statku powietrznego” jest finansowany ze środków UE: umowa UDA-POIG.01.03.01-14-074/09-00.

Application of the jet propulsion to prerotation of the gyrocopter rotor

Abstract

The flight of the gyrocopter is based on generating an aerodynamic lift force by the rotor which works in the conditions of autorotation. In order to reduce the take-off time and distance, the initial rotation (prerotation) of the rotor is used.

For prerotation, a part of power of the main engine (e.g. through the flexible shaft) or an additional engine (e.g. electrical) is usually used. This powered rotation is not possible during the take-off or flight as it needs much more power, and the reaction moment can not be balanced by the typical gyrocopter control surfaces.

For this reason, this work considers the use of a "cold jet" driver for prerotation, which does not cause the additional turn-on moment of the gyrocopter. This paper presents the advantages, range of use and some expected problems associated with application of such a solution for powering the gyrocopter rotor.

The whole project has been financed by the EU under the Operational Programme Innovative Economy.

ANALIZA STATECZNOŚCI SAMOLOTU Z SYSTEMEM WEKTOROWANEGO CIĄGU

BARTOSZ LETACHOWICZ

LOT Aircraft Maintenance Services Sp z o.o.

e-mail: b.letachowicz@lot.pl

MARIA ZŁOCKA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

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

System wektorowanego ciągu jest coraz częściej wykorzystywany do zwiększenia manewrowości i sterowności współczesnych samolotów. Do analizy wybrany został samolot typu F16 MATV wyposażony w dyszę umożliwiającą odchylenie ciągu w wielu płaszczyznach. W standardowej wersji samolotu komputer DFLCC (*Digital Flight Control Computer*) ograniczał zakres kątów natarcia ze względu na utratę stateczności i sterowności. W samolocie F16 MATV powyższe ograniczenie zostało zniesione przez zastosowanie ciągu wektorowanego. W ramach analizy porównano parametry lotu ustalonego, stateczność statyczną i podłużną stateczność dynamiczną dla samolotu z systemem ciągu wektorowanego i samolotu standardowej wersji.

1. Wstęp

Od momentu powstania pierwszego samolotu bojowego do dnia dzisiejszego widoczny jest ciągły postęp technologiczny w dziedzinie samolotów wojaskowych. Nieustanny pęd ku udoskonalaniu konstrukcji płatowców był i nadal jest podyktowany chęcią zdobycia przewagi nad przeciwnikiem na polu walki. Cechy mające wpływ na wyższość jednego samolotu nad drugim na przestrzeni lat zmieniały się. Na początku najistotniejszym parametrem maszyny bojowej była jej maksymalna prędkość lotu. Ta cecha była najistotniejsza od samych początków lotnictwa do mniej więcej końca lat 60. Wtedy to dostrzeżono, że niekoniecznie samolot szybszy ma większe szanse przetrwania, ale ten

bardziej zwrotny. Od tego momentu widoczny jest zwrot w koncepcji samolotu myśliwskiego. Zaczęto przykładać większą wagę do problemu zwiększenia manewrowości. Obecnie bardzo istotnym parametrem jest również niewykrywalność radarowa, jednakże nie zapomniano o zwinności samolotu. Oba te czynniki są rozwijane równolegle. Odpowiednie połączenie wysokiej manewrowości i niewykrywalności radarowej jest cechą każdego współczesnego samolotu myśliwskiego. System pozwalający zmieniać kierunek wektora ciągu silnika w znaczny sposób zwiększył tę manewrowość.

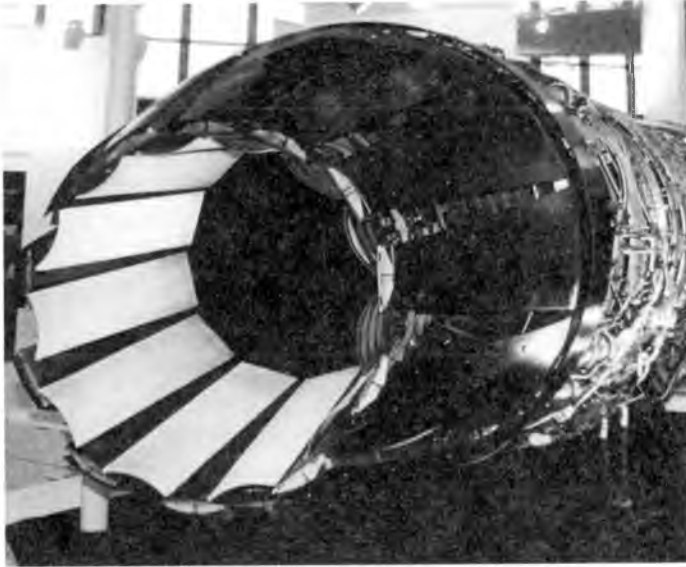
W pracy analiza tego systemu skupia się na badaniu wpływu wektorowanego ciągu na stateczność statyczną, jak i dynamiczną samolotu. Do badań wybrany został samolot typu F-16, ponieważ skonstruowano zarówno wersję klasyczną (standardowy silnik i dysza), jak i wersję posiadającą dyszę mogącą odchyłać gazy wylotowe. Dodatkowym czynnikiem mającym wpływ na wybór tego modelu jest duża dostępność danych potrzebnych do wspomnianych analiz.

2. Wektorowanie ciągu

Kluczową rolę w systemie wektorowanego ciągu odgrywa właściwie zaprojektowana dysza silnika. Projektowanie tych dysz musi uwzględniać kilka istotnych wymagań, takich jak: duża siła ciągu, niezawodność, niewielka masa, profil misji czy niski koszt. W samolotach bojowych dysza silnika posiada zmienną geometrię. Jest to związane z dużą zmiennością siły ciągu, jaka towarzyszy lotom bojowym. W przypadku użycia dopalacza przekrój wylotowy silnika musi zwiększyć się o ok. 50-100% w celu utrzymania stałego ciśnienia przepływu. Związany z tym jest również znaczny wzrost temperatury na wylocie – zatem dysza musi spełnić jeszcze jeden ważny warunek – być odporna na ekstremalnie wysokie temperatury. Przytoczone wyżej czynniki powodują, że techniczne rozwiązanie wektorowanego ciągu jest skomplikowane.

W samolocie F16 MATV dysze o zmiennej geometrii pozwalały na skierowanie gazów wylotowych w „dowolnym kierunku”.

Standardowo produkowany silnik General Electric F-110-GE-100 wytwarza 126 kN ciągu przy pełnym dopalaczu. Ta jednostka napędowa została wybrana dla programu MATV ze względu na swoje bardzo dobre parametry pracy, względy operacyjne oraz jego wysoką niezawodność. F-16 MATV waży 12,5 tony z pełnymi zbiornikami paliwa, dwiema raketami na końcówkach skrzydła oraz dwoma pilotami. General Electric zaprojektowało dyszę wylotową AVEN (*Axis-symmetric Vectoring Exhaust Nozzle*) jako możliwą modyfikację



Rys. 1. F-16 MATV – silnik F-110-GE-100

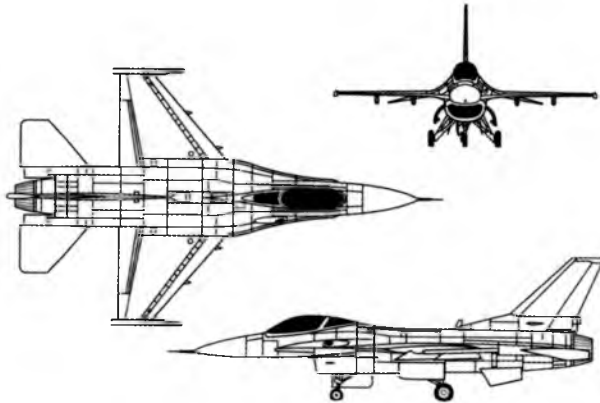
dla silnika F-110-GE-100 bez ingerencji w strukturę płatowca i systemy hydrauliczne. Jedyną zmianą było zwiększenie zbiornika na płyn hydrauliczny z 16 gal do 24 gal ze względu na wzrost jego przepływu na minutę w instalacji. Sama dysza jest podobna (praktycznie identyczna) do oryginalnie instalowanej w tym silniku.

3. F-16 MATV – Multi-Axis Thrust Vectoring

Obiektem analiz i obliczeń aerodynamicznych przedstawionych w niniejszej pracy, został wybrany samolot F-16. Powodem takiego wyboru była dobra dostępność do danych aerodynamicznych dla tego statku powietrznego. Bazowym zbiorem danych był sporządzony w grudniu 1979 roku (obecnie ogólnie dostępny w Internecie) przez NASA raport Nr. 1538 – *Simulator Study of Stall/Post Stall Characteristic of a Fighter Airplane with Relaxed Longitudinal Static Stability*.

W tabelach 1 i 2 przedstawiono dane geometryczno-masowe przyjętego samolotu.

Poza zmienioną dyszą samolot F-16 MATV nie różni się bryłą aerodynamiczną od standardowej wersji.



Dryden Flight Research Center February 1998
F-16A 3-view

Rys. 2. F-16A trzy rzuty

Tabela 1. Wymiary geometryczne

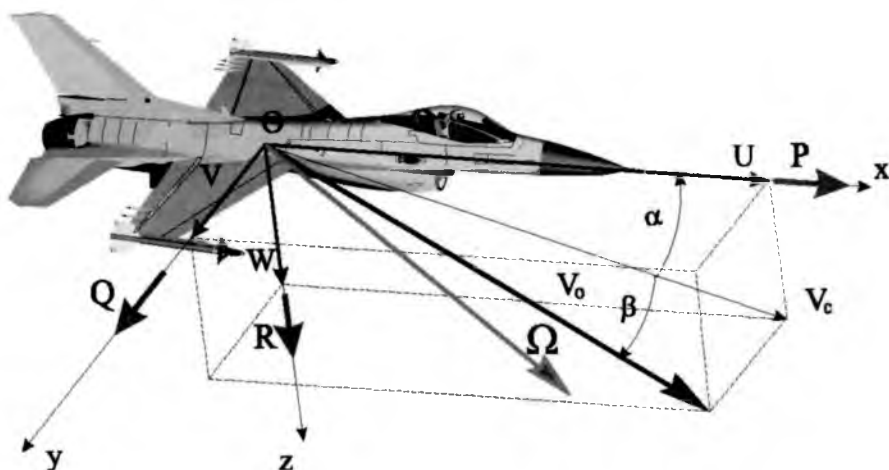
1	Rozpiętość	15,03 m
2	Długość	9,45 m
3	Wysokość	5,09 m
4	Powierzchnia nośna	27,87 m ²
5	Średnia cięciwa aerodynamiczna	3,45 m
6	Środek ciężkości	c 35%
7	Standardowa masa startowa	12032 kg
8	Maksymalny współczynnik obciążień	9,0 g
9	Maksymalna masa startowa	17010 kg
10	Masa samolotu pustego	8495 kg
11	Masa ładunku	7800 kg
12	Masa paliwa	3255 kg

Tabela 2. Momenty bezwładności [kgm²]

J_x	J_y	J_z	J_{xz}
12875	75674	85552	1331

4. Model matematyczny

Dynamiczne równania ruchu zostały wyprowadzone w układzie $Oxyz$ zgodnie z zasadami zmienności pędu i krętu:



Rys. 3. Układ współrzędnych sztywno związanych z samolotem

$$\frac{dK_o}{dt} + V_o \times \Pi = M_o \quad \frac{d\Pi}{dt} = F$$

Równania ruchu można przedstawić w formie

$$\dot{X} = f(X, U)$$

gdzie:

— wektor stanu

$$X = [U, V, W, P, Q, R, \Phi, \Theta, \Psi, x_n, y_n, h]^T$$

to współrzędne prędkości punktu O , współrzędne prędkości kątowej samolotu, kąty Eulera i współrzędne nawigacyjne,

— klasyczny wektor sterowania

$$U = [\delta_H, \delta_L, \delta_V, \delta_T]^T$$

w którym współrzędne to kąty wychYLENIA steru wysokości, lotek, steru kierunku i manetki gazu. Wektor ten zwiększa wymiar, jeżeli występują dodatkowe powierzchnie sterowe.

Współrzędne prawych stron są następujące:

$$\begin{aligned}
 f_1 &= -QW + RV + \frac{X_{AERO} + X_Q Q + T_x}{m} - g \sin \Theta \\
 f_2 &= -RU + PW + \frac{Y_{AERO} + Y_P P + Y_R R + T_y}{m} + g \cos \Theta \sin \Phi \\
 f_3 &= -PV + QU + \frac{Z_{AERO} + Z_Q Q + T_z}{m} + g \cos \Theta \cos \Phi \\
 X_{AERO} &= X_{CX} + X_{\delta H} \delta_H & Y_{AERO} &= Y_{CY} + X_{\delta V} \delta_V \\
 Z_{AERO} &= Z_{CX} + Z_{\delta H} \delta_H \\
 f_4 &= \frac{J_y - J_z}{J_x} \frac{QR}{D} + \frac{L_{AERO} + L_T}{J_x D} \\
 f_5 &= -\frac{J_z - J_x}{J_y} \frac{RP}{D} + \frac{M_{AERO} + M_T}{J_y} \\
 f_6 &= \frac{J_y - J_x}{J_z} \frac{PQ}{D} + \frac{N_{AERO} + N_T}{J_z D} \\
 D &= 1 - \frac{J_{xz}^2}{J_x J_z}
 \end{aligned}$$

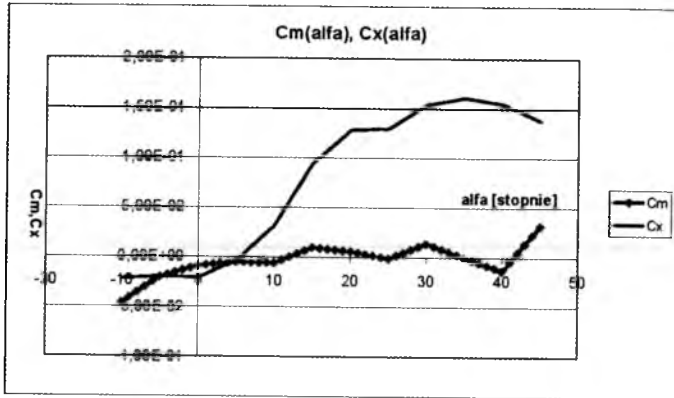
We wzorach T_x , T_y i T_z są współrzędnymi siły ciągu, L_T , M_T , N_T współzrędnymi momentu od siły ciągu, L_{AERO} , M_{AERO} , N_{AERO} współzrędnymi momentu aerodynamicznego. Pozostałe współzrędnymi wektora f to:

$$\begin{aligned}
 \begin{bmatrix} f_7 \\ f_8 \\ f_9 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \operatorname{sec} \Theta & \cos \Phi \operatorname{sec} \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \\
 \begin{bmatrix} f_{10} \\ f_{11} \\ f_{12} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \sin \Phi \cos \Psi \sin \Theta + & \cos \Phi \cos \Psi \sin \Theta + \\ & -\sin \Psi \cos \Phi & +\sin \Psi \sin \Phi \\ -\cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Phi \sin \Psi \sin \Theta + & -\cos \Phi \sin \Psi \sin \Theta + \\ & -\cos \Phi \cos \Psi & +\cos \Psi \sin \Phi \\ \sin \Theta & -\cos \Theta \sin \Phi & -\cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

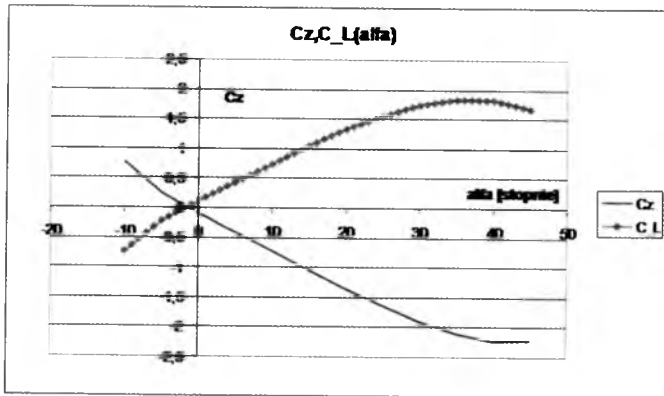
Bezwymiarowe współczynniki sił i momentu aerodynamicznego przyjęto zgodnie z raportem NASA Nr. 1538. Zależą one od szeregu parametrów kątowych, takich jak:

- kąt natarcia α
- kąt ślizgu β
- kąty wychylenia sterów.

Przykładowe charakterystyki przedstawiające przebiegi współczynników sił na kierunkach osi Z (C_z), X (C_x) oraz momentu pochylającego (C_m) samolotu wyznaczone zostały dla następujących parametrów lotu: kąt ślizgu $\beta = 0$, $\delta_H = 0$, $H = 10000$ ft.

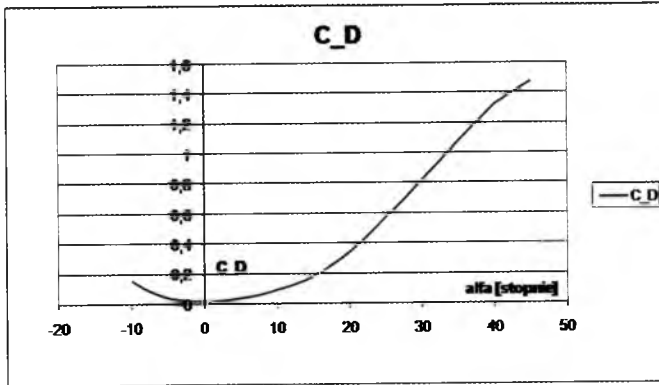
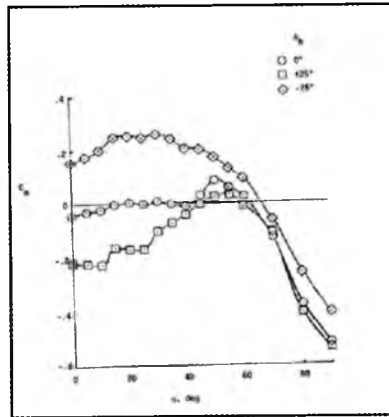


Rys. 4. Współczynnik momentu pochylającego i współczynnik siły aerodynamicznej na kierunku osi OX



Rys. 5. Współczynnik siły nośnej C_L i współczynnik siły aerodynamicznej na kierunku osi OZ C_z

Badania wykazały słabą statyczną stateczność podłużną przy położeniu środka ciężkości w 35% średniej cięciwy i małych prędkościach. Zapas stateczności dla tych parametrów lotu wynosił -4% . Zauważyć należy również, że pomimo słabej stateczności samolot pozostawał w równowadze przy kącie natarcia 66° i sterze wysokości wychylonym do kąta $\delta_H = -25^\circ$. To stało

Rys. 6. Współczynnik siły oporu C_D 

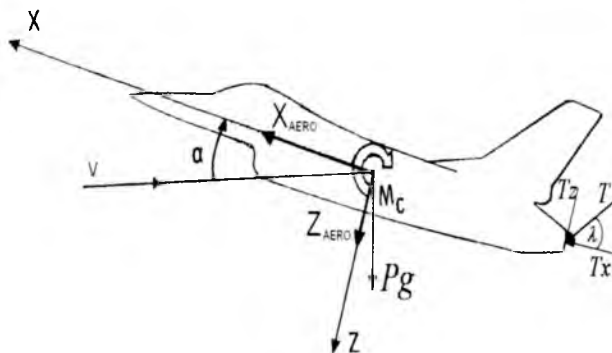
Rys. 7. Współczynnik momentu pochylającego dla różnych wychyleń steru wysokości uzyskany podczas badań tunelowych w Langley

się inspiracją badania wpływu wektorowania ciągu na stateczność samolotu. Pierwszym etapem było wyznaczenia zakresu równowagi lotu poziomego.

5. Równowaga podłużna poziomego lotu ustalonego

Równania równowagi dla samolotu z systemem ciągu wektorowanego mają postać:

$$\begin{aligned} Z_{AERO} + P_g \cos \alpha + T_z &= 0 & M_c + T_z L_V &= 0 \\ X_{AERO} + T_x - P_g \sin \alpha &= 0 \end{aligned}$$



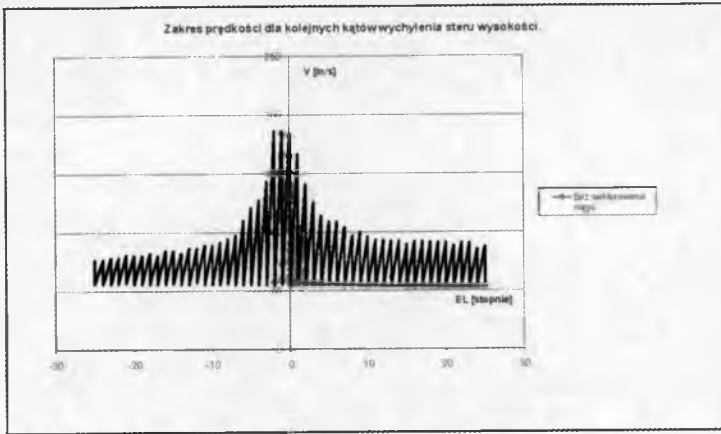
Rys. 8. Układ sił dla samolotu z systemem ciągu wektorowanego

gdzie: $X_{AERO} = f(\alpha, \delta_H)$ – siła aerodynamiczna wzdłuż osi OX , $Z_{AERO} = f(\alpha, \delta_H)$ – siła aerodynamiczna wzdłuż osi OZ , T_x – siła ciągu na kierunku OX , T_z – siła ciągu na kierunku OZ , P_g – siła grawitacji, $M_C = f(\alpha, \delta_H)$ – aerodynamiczny moment pochylający względem środka masy C , V – wektor napływu powietrza, L – odległość osi obrotu dyszy silnika od środka masy samolotu, α – kąt natarcia, λ – kąt odchylenia dyszy w płaszczyźnie XOZ (dodatnia wartość kąta jest dla dodatniego zwrotu siły T_z).

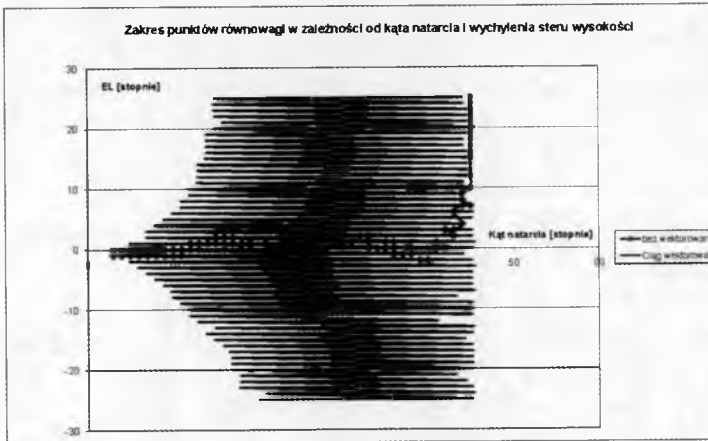
Dla samolotu bez systemu wektorowania ciągu wyznaczone zostały 92 punkty, zaś dla F-16 z odchylaną dyszą 1176. W obu przypadkach zakres kątów natarcia, przy których występowała równowaga, był taki sam $\alpha \in \langle 3^\circ, 45^\circ \rangle$. Podstawową różnicą był zakres kątów wychylenia steru wysokości, gdyż dla samolotu w pierwszej konfiguracji było to $\delta_H \in \langle -2^\circ, +25^\circ \rangle$, a dla drugiej konfiguracji równowaga występowała przy pełnym zakresie wychylenia statecznika poziomego $\delta_H \in \langle -25^\circ, +25^\circ \rangle$.

Na rysunku 9 pokazana została zależność prędkości od wychylenia steru δ_H . Widać na nim charakterystyczne przeskoki o 1° wynikające z kroku pętli w programie. W zakresie kątów $\delta_H \in \langle -5^\circ, +5^\circ \rangle$ wyższe prędkości równowagi mamy dla samolotu bez wektorowania ciągu, zaś powyżej $\delta_H = +5^\circ$ wyższe prędkości równowagi ma samolot z ruchomą dyszą. Niewidoczne są również dla samolotu klasycznego schodkowe przeskoki między kolejnymi ustawieniami steru wysokości – wynika to z tego, że dla tych kątów występowała tylko jedna prędkość równowagi. Wektorowanie ciągu wpływa również na poszerzenie zakresu prędkości równowagi.

Porównując kąty natarcia samolotu dla poszczególnych wychyleń steru wysokości, widzimy również znaczne poszerzenie zakresu w przypadku samolotu z wektorowanym ciągiem. Dla każdego kąta wychylenia steru wysokości punkty równowagi osiągnane są dla kątów $\alpha \in \langle +15^\circ, +45^\circ \rangle$, gdzie w przypad-



Rys. 9. Prędkości równowagi dla różnych wychyleń steru wysokości δ_H (EL)

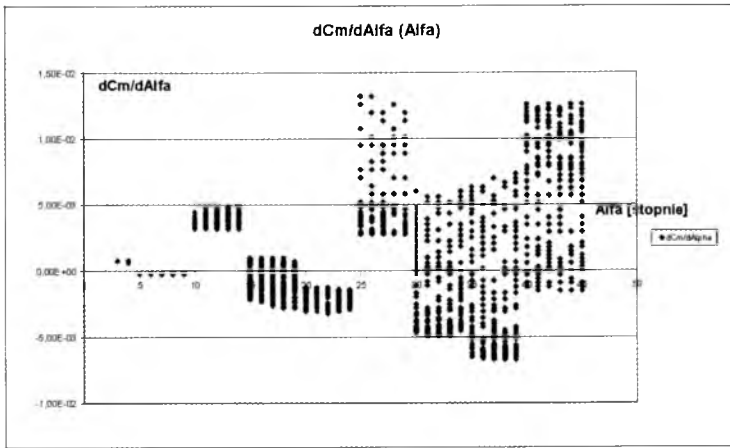


Rys. 10. Równowaga dla poszczególnych wychyleń steru wysokości δ_H (EL)

ku klasycznego samolotu taki zakres może być osiągnięty tylko dla wychyleń statecznika $\delta_H \in \langle -3^\circ, +3^\circ \rangle$.

6. Stateczność podłużna samolotu

Zbadano wpływ wektorowania ciągu na podłużną stateczność statyczną i dynamiczną samolotu. Wyznaczono wartości pochodnej momentu pochylającego po kącie natarcia w poszczególnych punktach równowagi statycznej dla samolotu bez systemu i z systemem wektorowanego ciągu.



Rys. 11. Pochodna momentu pochylającego w punktach równowagi dla samolotu z systemem ciągu wektorowanego

Z obliczeń wynikało, że wektorowanie ciągu nie ma wpływu na wzrost lub spadek statycznej stateczności podłużnej samolotu. Pośrednio zaś, poprzez to, że mamy więcej punktów równowagi, mamy też więcej punktów, dla których $dC_m/d\alpha < 0$ można stwierdzić powiększenie zakresu stateczności statycznej.

Dla wybranych zakresów parametrów lotu poziomego wyznaczono podłużną stateczność dynamiczną. W tym celu dynamiczne równania ruchu zostały zlinearyzowane do postaci:

$$\mathbf{E}\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x}$$

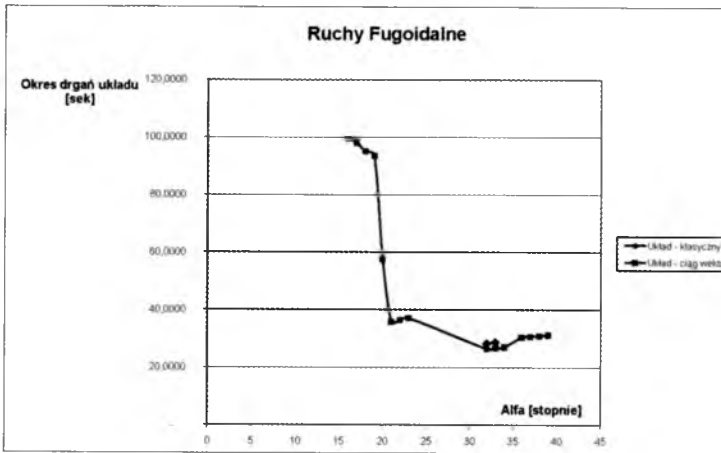
w której

$$\mathbf{x} = [\Delta U, \Delta W, \Delta Q, \Delta \Theta]$$

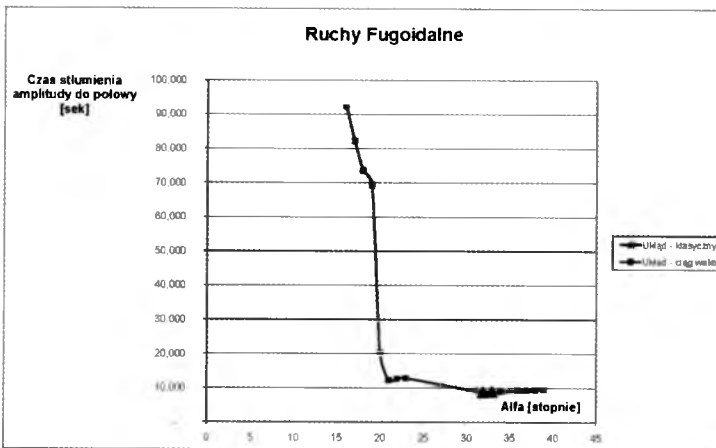
$$\mathbf{E} = \begin{bmatrix} m & -X_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & m - Z_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{w}} & J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_U & X_W & X_Q & -mg \\ Z_U & Z_W & Z_Q & 0 \\ M_U & M_W & M_Q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

m jest masą samolotu, J_y momentem bezwładności, g przyspieszeniem ziemskim, a X_U, \dots, M_Q są to pochodne aerodynamiczne wyznaczone dla parametrów poziomego lotu ustalonego.

Następnie obliczone wartości własne macierzy stanu $\mathbf{R} = \mathbf{E}^{-1}\mathbf{A}$. Wyznaczono czasy stłumienia amplitudy do połowy oraz okresy fugoidy i oscylacji szybkich dla następujących zakresy parametrów lotu: kąty natarcia $\alpha \in (6^\circ, 39^\circ)$, prędkość lotu $V \in (57 \text{ m/s}, 140 \text{ m/s})$, liczba macha $M \in (0,17, 0,43)$, kąt wychylenia steru wysokości $\delta_H = 2^\circ$.

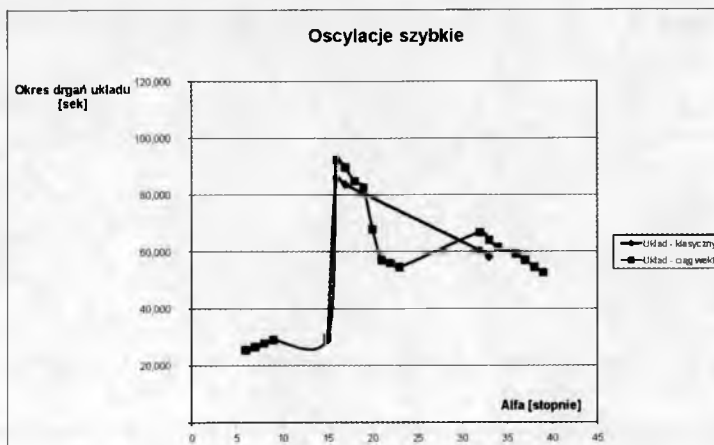


Rys. 12. Okres wahań fugoidalnych

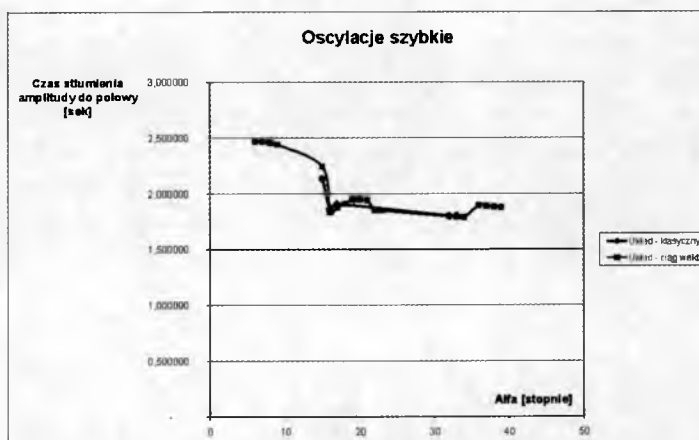


Rys. 13. Czas stłumienia amplitudy do połowy wahań fugoidalnych

Porównano wyniki dla obydwu konfiguracji samolotów. Oba przypadki okazały się stateczne dynamicznie. Jednocześnie nie zauważono znaczącego wpływu zmiennego kierunku wektora ciągu na jakość stateczności dynamicznej. Zwiększa on znacząco liczbę punktów równowagi statycznej samolotu. Widoczne jest to już dla przyjętego w niniejszej pracy zakresu parametrów lotu. Samolot taki może osiągnąć punkt równowagi dla parametrów lotu o wiele odbiegających od przyjętych, np. kąt natarcia około 90° . Jest to zaś niemożliwe w przypadku klasycznej konstrukcji. We współczesnych czasach główną zaletą samolotu bojowego na polu walki jest jego manewrowość, a kierunek wektora ciągu jest w stanie znacznie ją poprawić.



Rys. 14. Okres oscylacji szybkich



Rys. 15. Czas stłumienia amplitudy do połowy oscylacji szybkich

Bibliografia

1. LE BLAYE ONERA P., rok???, *Agility: History, Definitions and Basic Concepts*, DSCD, Air Salon, France
2. *F-15 ACTIVE – Research Program History and Technology*, NASA, 2003
3. KOWAL H.J., 2002, *Advances in Thrust Vectoring and the Application of Flow-Control Technology*, Canadian Forces Collage, Toronto
4. *F-16 MATV – Dream Machine – Thrust Vectoring in F-16*, NASA, 1999

5. LEWITOWICZ J., KUSTROŃ K., 2003, *Podstawy eksploatacji statków powietrznych*, Wyd. ITWL, Warszawa
6. NGUYEN L.T., OGBURN M.E. I INNI, 1979, Simulator study of stall/post stall characteristic of a fighter airplane with relaxed longitudinal static stability, *NASA Technical Paper 1538*
7. ROSKAM J., 2003, *Airplane Flight Dynamics And Automatic Flight Control*, Part 1, DARcorporation, Lawrence

Static and dynamic stability of thrust vectored aircraft

Abstract

Thrust vectoring systems are often employed to improve manoeuvrability and controllability of the modern aircraft. The F16 MATV, which is equipped with a multi-plane thrust vectoring nozzle, has been chosen for static and dynamic stability analysis. In the standard F-16 variants (without thrust vectoring), the DFLCC (Digital Flight Control Computer) has a limited range of angles of attack because of poor stability. In the F-16 MATV variant, the thrust vectoring system allows one to exceed these limitations. During the analysis, steady flight parameters, static and dynamic stability of the F-16 MATV aircraft with the thrust vectoring and the standard F-16 variant, have been compared to each other.

PROBLEMY RÓWNOWAGI ZESPOŁU SAMOŁOT-SZYBOWIEC W LOCIE HOLOWANYM

EWA MARCINKIEWICZ

ZBIGNIEW PATURSKI

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

e-mail: fligiewka@wp.pl; patur@meil.pw.edu.pl

Referat przedstawia próbę przeanalizowania stanów równowagi zespołu samolot-szybowiec i wyznaczenia zakresu możliwego bezpiecznego położenia obu statków powietrznych względem siebie. Analizę podzielono na część poświęconą równowadze podłużnej i równowadze pełnej (podłużno-bocznej). Wyniki analiz wskazują na istnienie wyraźnych ograniczeń położenia równowagi ze względu na zakresy wychyleń sterów obu statków powietrznych oraz moc zespołu napędowego samolotu holującego. Pełne poznanie zjawisk występujących w czasie lotu holowanego wymaga analizy dynamicznej lotu metodami symulacji numerycznej z zastosowaniem dobrego, dokładnego modelu aerodynamicznego samolotu i szybowca oraz uwzględnienia przyziemnej turbulencji atmosferycznej.

1. Wstęp

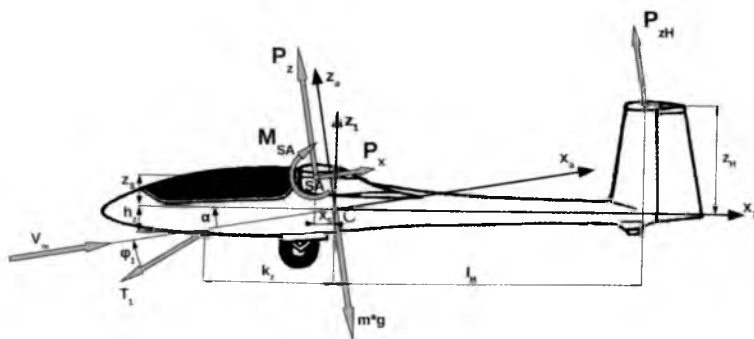
Lot holowany pozostaje w sporcie szybowcowym najefektywniejszym (choć nie najtańszym) sposobem nadawania szybowcowi położenia w przestrzeni najbardziej odpowiedniego do rozpoczęcia samodzielnego lotu. I tradycyjnie nauka lotu na hoku za samolotem stwarza uczniom-pilotom rozpoczynającym szkolenie lotnicze wiele trudności, a także powoduje niebezpieczne sytuacje w locie. Statystyki polskiego Urzędu Lotnictwa Cywilnego pokazują, iż co roku notowanych jest wiele wydarzeń, wypadków lub katastrof zaistniałych podczas lotu holowanego: w okresie od 1998 do 2007 roku wydarzyło się w Polsce jedenaście wypadków lotniczych, w których zginął lub został ranny człowiek, a statek powietrzny został zniszczony lub poważnie uszkodzony. Analiza tych zdarzeń pokazuje, że niemal zawsze ich przyczyną jest błąd człowieka, z reguły pilota szybowca. Lot zespołu samolot-szybowiec jest zawsze procesem

bardzo dynamicznym, ale analiza sytuacji niebezpiecznych z punktu widzenia mechaniki lotu nasuwa podejrzenia, że przyczyną takich zdarzeń mogło być niezachowanie poprawnego położenia szybowca względem samolotu, położenia, które winno być bardzo bliskie stanowi równowagi w locie ustalonym całego zespołu.

W pracy przedstawiono próbę przeanalizowania stanów równowagi zespołu samolot-szybowiec i wyznaczenia zakresu możliwego bezpiecznego położenia obu statków powietrznych względem siebie. Analizę podzielono przy tym na część poświęconą równowadze podłużnej i równowadze pełnej (podłużno-bocznej). Równania równowagi uzyskane z podstawowych twierdzeń mechaniki rozwiązano numerycznie, wykorzystując popularne w systemach uniksowych pakiety OCTAVE lub SciLab [5] i przyjmując, że zespół samolot-szybowiec składa się z samolotu PZL-104 Wilga 35 i szybowca SZD-42-2 Jantar 2B lub PW-6U *World Trainer*. Dane do obliczeń przygotowano, posługując się opisaniami technicznymi i instrukcjami użytkownika w locie statków powietrznych [6, 7].

2. Analiza stanu ustalonego w locie symetrycznym

Badanie stanu równowagi zespołu rozpoczęto od powtórzenia analiz stanu równowagi podłużnej szybowca na holu wykonanych wiele lat temu przez Jerzego Maryniaka i współpracowników [1, 2, 3]. Ograniczono się przy tym do analizy równowagi szybowca z uwzględnieniem siły T_1 pochodzącej od liny holowniczej (rys. 1).



Rys. 1. Równowaga szybowca w locie holowanym symetrycznym

Równania równowagi dla lotu poziomego ustalonego zapisano w układzie opływu $Cx_a y_a z_a$ z wykorzystaniem układu $Cx_1 y_1 z_1$ o osi x_1 równoległej do

średniej cięciwy aerodynamicznej, w którym dane są istotnie wielkości geometryczne. Równania te mają postać:

$$\begin{aligned} P_x - T_1 \cos \phi_1 &= 0 \\ P_z + P_{zH} - mg - T_1 \sin \phi_1 &= 0 \\ M_{SA} + P_z(x_s \cos \alpha - z_s \sin \alpha) + P_x(x_s \sin \alpha + z_s \cos \alpha) + \\ &- P_{zH}(l_H \cos \alpha + z_H \sin \alpha) + T_1 \cos \phi_1(h_z \cos \alpha - k_z \sin \alpha) + \\ &- T_1 \sin \phi_1(h_z \sin \alpha + k_z \cos \alpha) = 0 \end{aligned} \quad (2.1)$$

Łatwo sprawdzić, iż powyższy układ (2.1) można rozwiązać względem traktowanego jako niewiadoma kąta holu ϕ_1 , określonego jako kąt między styczną do osi liny holowniczej a kierunkiem prędkości lotu (lub osią x_a) i mierzonym w punkcie odpowiadającym zaczepowi liny (por. rys. 1). Wyznaczając z równań (2.1) tangens ϕ_1 :

$$\operatorname{tg} \phi_1 = \frac{P_z + P_{zH} - mg}{P_x} \quad (2.2)$$

i eliminując z tego wyrażenia siłę nośną na usterzeniu wysokości z wykorzystaniem równania równowagi momentów (2.1), otrzymamy:

$$\operatorname{tg} \phi_1 = \frac{C_{mb.H} - (C_z - C_Q)(\bar{l}_H \cos \alpha + \bar{z}_H \sin \alpha) + C_x(\bar{h}_z \cos \alpha - \bar{k}_z \sin \alpha)}{C_x[(\bar{l}_H + \bar{k}_z) \cos \alpha + (\bar{z}_H + \bar{h}_z) \sin \alpha]} \quad (2.3)$$

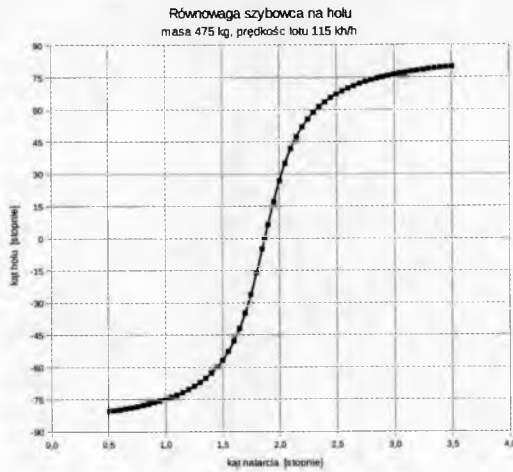
gdzie:

$$\begin{aligned} C_{mb.H} &= C_{mSA} + (C_z \bar{x}_s + C_x \bar{z}_s) \cos \alpha + (C_x \bar{x}_s - C_z \bar{z}_s) \sin \alpha \\ C_Q &= \frac{2mg}{\rho S V_\infty^2} \end{aligned} \quad (2.4)$$

Występujące we wzorach (2.3) i (2.4) wymiary liniowe są już bezwymiarowe, odniesione do średniej cięciwy aerodynamicznej płata.

Zależność (2.3) na tangens kąta holu ϕ_1 pokazuje, iż dla jednego kąta natarcia płata odpowiadającego jednej prędkości lotu istnieje w zakresie kątów natarcia odpowiadających zwykłemu lotowi ($\alpha_0 < \alpha < \alpha_{kryt}$) tylko jeden kąt holu zapewniający równowagę. Wyniki obliczeń wykonanych dla danych szybowca SZD-42-2 Jantar 2B z wykorzystaniem arkusza kalkulacyjnego OpenCalc według zależności (2.3) pokazano na rys. 2.

Warto zwrócić uwagę na to, że zmiana kąta holu w bardzo dużych granicach, na przykład od -75° do $+75^\circ$, wymaga niewielkich zmian kąta natarcia,



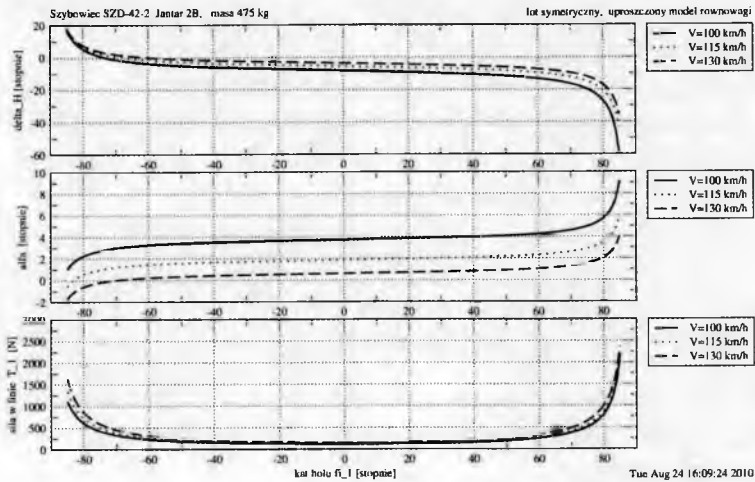
Rys. 2. Zależność kąta holu od kąta natarcia płata

tu nieco mniej niż dwa stopnie! Oznacza to, iż dla zalecanej dla samolotu PZL-104 Wilga 35 prędkości holowania równej 115 km/h zakres osiągniętych przez szybowiec kątów natarcia nie stanowi ograniczenia dla położenia szybowca względem samolotu. Ograniczeniem natomiast może być zakres wychyleń steru wysokości niezbędny do utrzymania równowagi, ale wyznaczenie wartości kąta wychYLENIA steru wysokości nie było już proste. Równania równowagi (2.1) potraktowano zatem jako układ trzech równań algebraicznych nieliniowych zawierających jako niewiadome: kąt natarcia płata α , kąt wychYLENIA steru wysokości δ_H oraz siłę od liny holowniczej T_1 . Po sprowadzeniu równań równowagi do postaci bezwymiarowej układ rozwiązano wykorzystując procedurę *fsolve* zawartą w pakiecie OCTAVE. Postać skryptu definiującego rozwiązywane równania (w postaci bezwymiarowej) pokazano w załączniku 1.

Tym razem wyniki uzyskano w funkcji kąta holu ϕ_1 , wielkości, która może być traktowana jako zmienna zależna od woli pilota szybowca. Obliczenia przeprowadzono dla trzech prędkości lotu, 100, 115 i 130 km/h, typowych dla samolotów używanych w Polsce do holowania szybowców (rys. 3).

Istotnie, zakres osiągniętych położeń szybowca względem samolotu, mierzonych kątem holu ϕ_1 , jest dla szybowca Jantar 2B ograniczony zakresem ruchu steru wysokości od $+22^\circ$ do -27° , choć ograniczenie to występuje dla bardzo dużych kątów holu, powyżej $\pm 80^\circ$. Ciekawe jest to, iż kąt wychYLENIA steru wysokości słabo zależy od prędkości lotu, podobnie zresztą jak siła w linie holowniczej.

Otrzymane wyniki analizy równowagi szybowca w locie holowanym symetrycznym nie wskazują na istnienie jakichkolwiek zagrożeń dla bezpieczeństwa



Rys. 3. Rozwiązania trzech równań równowagi podłużnej

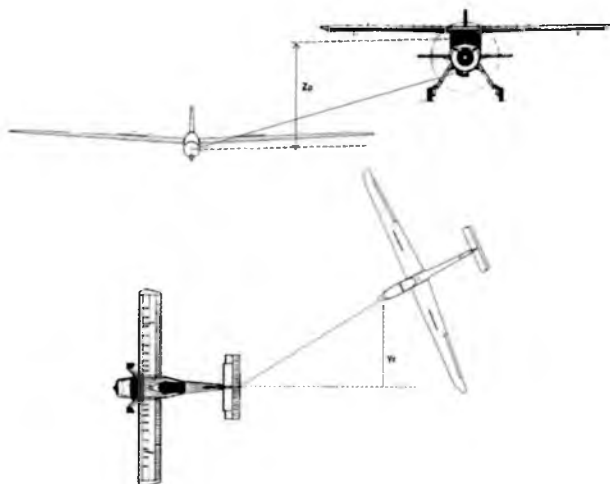
lotu: szybownik jest w stanie zachować równowagę podłużną w dopuszczalnym zakresie kątów natarcia, kątów wychylenia steru wysokości i siły w linie holowniczej nawet dla bardzo dużych kątów holu. Postanowiono zatem zbadać problem równowagi, wykorzystując znacznie bogatszy model fizyczny i matematyczny obejmujący oba statki powietrzne i dopuszczający asymetrię lotu.

3. Analiza równowagi w dowolnym położeniu szybowca

Konstruując model fizyczny i matematyczny obejmujący cały zespół samolot-szybowiec, obok zwykłych, oczywistych założeń, takich jak np. postulat idealnej sztywności, symetrii geometrycznej i masowej obu statków powietrznych oraz stosowanie modelu stacjonarnych sił aerodynamicznych, przyjęto że:

- samolot wykonuje lot wznoszący, poziomy lub opadający ze stałą (jako wektor) prędkością lotu (zespół porusza się ruchem postępowym), ale bez ślizgu,
- szybowiec może przyjmować dowolne położenie liniowe i kątowe względem samolotu, uwzględniające długość linii holowniczej oraz warunek, by prędkość środka masy szybowca była taka sama (jako wektor), jak prędkość środka masy samolotu,
- linka holownicza jest nieważka i napięta.

Przyjęto ponadto, iż dodatnie wartości położenia szybowca (dokładniej: środka masy szybowca) w pionie i w poziomie względem samolotu są dla położenia szybowca poniżej oraz w prawo od samolotu (rys. 4). Współrzędne kątowe samolotu i szybowca (kąty pochylania, przechylenia i odchylenia) przyjęto tak, jak zwykle się to czyni przy analizie ruchu przestrzennego statku powietrznego.



Rys. 4. Położenie szybowca względem samolotu

Przy powyższych założeniach równania ruchu zespołu sprowadzają się do równań równowagi zapisanych osobno dla samolotu i dla szybowca w ich samolotowych układach współrzędnych:

$$\mathbf{0} = \mathbf{F}_A + \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_S + \mathbf{F}_L \quad \mathbf{0} = \mathbf{M}_A + \mathbf{M}_G + \mathbf{M}_S + \mathbf{M}_L \quad (3.1)$$

gdzie indeksy A , G , S i L oznaczają odpowiednio działające na samolot i szybowiec siły i momenty sił aerodynamicznych (z wyłączeniem składników pochodzących od powierzchni sterowych, ale z włączeniem siły ciągu śmigła dla samolotu), siły ciężkości, siły i momenty sił od sterowania oraz oddziaływanie liny holowniczej. Oznaczając:

$$\mathbf{Q} = [X_{st}, Y_{st}, Z_{st}, L_{st}, M_{st}, N_{st}, X_{sz}, Y_{sz}, Z_{sz}, L_{sz}, M_{sz}, N_{sz}]^T \quad (3.2)$$

gdzie symbole X , Y , Z , L , M , N to składowe sum sił i momentów sił dla samolotu (st) i szybowca (sz) w ich samolotowych układach współrzędnych, układ równań równowagi (3.1) przybiera postać:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad \dim \mathbf{Q} = 12 \quad (3.3)$$

Należy jeszcze uwzględnić fakt połączenia obu statków powietrznych nieodkształcalną linią, rozszerzając układ równań o trzy zależności:

$$x_l = \sqrt{l^2 - y_l^2 - z_l^2} \quad \sin \phi_l = \frac{z_l - z_{l_st_g}}{l \cos \gamma_l} \quad \sin \gamma_l = \frac{y_l}{l \cos \phi_l} \quad (3.4)$$

gdzie:

- x_l, y_l, z_l – współrzędne zaczepu szybowca w układzie współrzędnych związanych z samolotem,
- l – długość linii,
- $z_{l_st_g}$ – współrzędna pionowa zaczepu linii na samolocie,
- ϕ_l – kąt między linią holowniczą a płaszczyzną Cxy układu współrzędnych związanego z samolotem,
- γ_l – kąt między linią holowniczą a płaszczyzną Cxz układu współrzędnych związanego z samolotem (płaszczyzną symetrii samolotu).

Dołączając zależności (3.4) do równań sił i momentów sił (3.3), otrzymujemy układ piętnastu nieliniowych równań algebraicznych z piętnastoma niewiadomymi. Jako wielkości niewiadome przyjęto tu (w nawiasie numery porządkowe zmiennych):

- kąty natarcia płata nośnego samolotu i szybowca (1,2),
- kąty wychylenia sterów (wysokości, kierunku i lotek) samolotu i szybowca (3-8),
- kąty przechylenia samolotu i szybowca (9,10),
- ciąg zespołu napędowego samolotu (lub moc niezbędna, 11),
- siła w linie (12),
- współrzędna liniowa x_l oraz kąty ϕ_l i γ_l określające położenie linii (13-15).

Parametrami zadania, w funkcji których znajdowano rozwiązania układu, były:

- wysokość, prędkość i kąt toru lotu zespołu,
- położenie szybowca względem samolotu,
- odchylenie szybowca względem wektora prędkości lotu (kąt ślizgu).

Należy przy tym zwrócić uwagę na jeden, okazuje się, że istotny aspekt budowy równań równowagi zespołu. Wektor główny i moment główny sił działających na samolot lub szybowiec składa się z kilku składników, z których

każdy dany jest w nieco innym układzie współrzędnych: siły i momenty aerodynamiczne pochodzące od poszczególnych elementów samolotu, z wyłączeniem usterzenia poziomego, dane są w układzie opływowym (laboratoryjnym) o początku w środku aerodynamicznym płata (por. rys. 1 dla zagadnienia symetrycznego), siły na usterzeniu poziomym dane są w układzie opływowym o początku w środku aerodynamicznym usterzenia poziomego, siły od śmigła dane są zwykle w układzie związanym z osią obrotu śmigła. Łatwo sprawdzić, iż próba bezpośredniego zapisania składowych sił i momentów sił w układzie samolotowym powoduje pojawienie się prowadzących do błędów złożonych wyrażeń algebraicznych zawierających funkcje trygonometryczne różnych kątów (kąt natarcia płata i usterzenia poziomego, kąt zaklinowania osi silnika). Z tego powodu, tworząc model matematyczny równowagi zespołu, przyjęto, iż każdy ze składników siły i momentu jest wyznaczony w układzie podstawowym "0", w którym wyrażenia dla składnika są najprostsze, następnie zaś jest transformowany do układu końcowego "1", którym dla szybowca i dla samolotu jest ich samolotowy układ współrzędnych, według zależności:

$$\mathbf{F}_j^1 = \mathbf{\Lambda}_{0-1} \mathbf{F}_j^0 \quad \mathbf{M}_j^1 = \mathbf{\Lambda}_{0-1} \mathbf{M}_j^0 \quad (3.5)$$

gdzie $\mathbf{\Lambda}_{0-1}$ to odpowiednia macierz transformacji z układu "0" do układu "1", zwykle o bardzo prostych elementach. Wszystkie operacje mnożenia macierzy wykonywane są już przez odpowiednie narzędzie programowe. Przykład struktury momentu głównego dla samolotu, już w postaci bezwymiarowej, otrzymanej w wyniku opisanego postępowania przedstawia poniższe równanie (występujące w nim po prawej stronie wielkości \mathbf{R}_{indeks} , to wektory wodzące punktów redukcji sił, dane w układzie samolotowym):

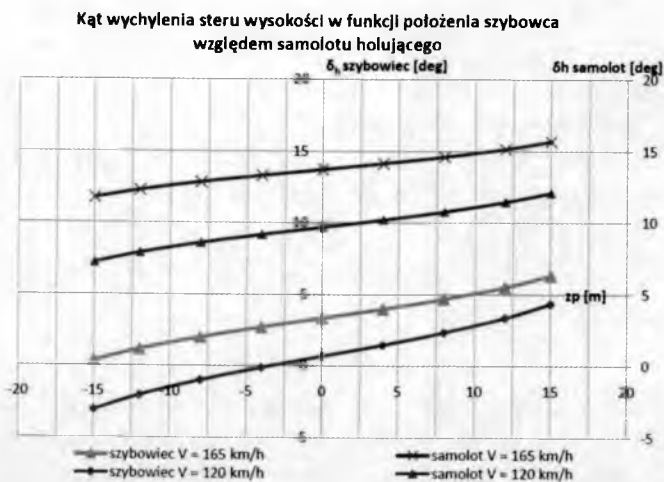
$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} L_{st} \\ M_{st} \\ N_{st} \end{bmatrix} &= \mathbf{R}_{st} \times (\mathbf{\Lambda}_{s/a})_{st} \begin{bmatrix} -C_{x_a} \\ 0 \\ -C_{z_z} \end{bmatrix} + (\mathbf{\Lambda}_{s/a})_{st} \begin{bmatrix} C_{m_x} \\ C_{m_y} \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &+ \frac{S_{Hst}}{S_{st}} \left(\frac{V_H}{V} \right)^2 \mathbf{R}_{Hst} \times (\mathbf{\Lambda}_{s/a})_{st} \begin{bmatrix} -C_{x_{aH}} \\ 0 \\ -C_{z_{aH}} \end{bmatrix} + \\ &+ \frac{S_{Vst}}{S_{st}} \left(\frac{V_V}{V} \right)^2 \mathbf{R}_{Vst} \times (\mathbf{\Lambda}_{s/a})_{st} \begin{bmatrix} -C_{x_{aV}} \\ 0 \\ -C_{z_{aV}} \end{bmatrix} + \mathbf{R}_{nst} \begin{bmatrix} P_n/q_{st} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \\ &+ \mathbf{R}_{lst} \times (\mathbf{\Lambda}_{s/a})_{st} \begin{bmatrix} -\cos \phi_l \sin \gamma_l \\ \cos \phi_l \sin \gamma_l \\ \sin \phi_l \end{bmatrix} \frac{P_l}{q_{st}} \end{aligned} \quad (3.6)$$

Do obliczeń jako samolot holujący wybrano PZL-104 Wilga 35, zaś analizowany szybowiec to dwumiejscowy PW-6U *World Trainer*, dla którego posiadano znacznie więcej szczegółowych danych geometrycznych, masowych i aerodynamicznych niż dla Jantara 2B. Niezbędne pozostałe symetryczne i asymetryczne dane i charakterystyki aerodynamiczne obliczono według znanych metod wykorzystujących opublikowane dane z badań tunelowych [4].

Jako narzędzie programowe do analizy uzyskanych równań równowagi zespołu wybrano pakiet SciLab [5], który ma w porównaniu z OCTAVE bogatsze możliwości. Analogicznie jak w przypadku analizy równań uproszczonych, wykorzystano funkcję *fsolve* rozwiązującą nieliniowe równania algebraiczne zmodyfikowaną metodą Newtona-Raphsona. Opis zagadnienia zawierający m.in. dane obu statków powietrznych, stałe obliczeniowe, parametry problemu oraz definicje rozwiązywanych równań zapisano w postaci skryptu o składni i strukturze bardzo zbliżonej do skryptów wykorzystywanych przez OCTAVE.

Otrzymany model obliczeniowy okazał się bardzo bogaty, umożliwiającą analizę równowagi zespołu dla różnych warunków lotu i różnych położań szybowca względem samolotu. Poniżej pokazano dwa ciekawsze wyniki wybrane z kilkudziesięciu przeanalizowanych przypadków.

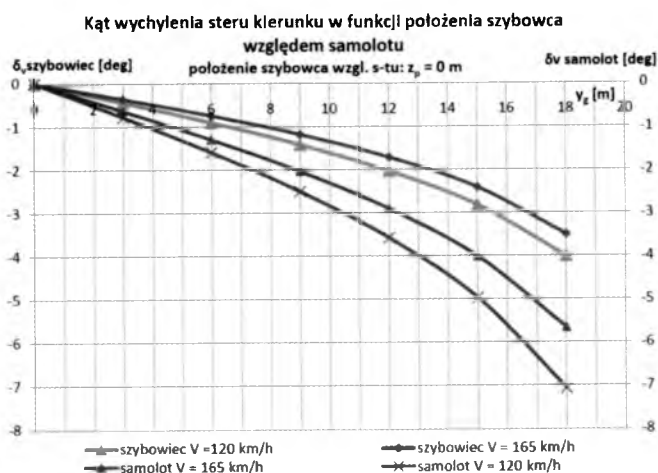
Zbadano m.in. lot poziomy zespołu (kąta toru lotu równy zeru, wysokość lotu stała) przy różnych położeniach szybowca w pionie (współrzędna z_p , por. rys. 4). Wyraźnie widać (rys. 5) wpływ pozycji szybowca na wielkość wychyleń sterów wysokości obu statków, przy czym pilot samolotu chcąc utrzymać równowagę, musi wychylać ster wysokości wyraźnie więcej niż pilot szybowca.



Rys. 5. Zależność kątów wychylenia sterów wysokości od pionowego położenia szybowca względem samolotu

Zbyt niskie położenie szybowca jest dla samolotu groźne, bowiem może doprowadzić do niezamierzonego przejścia w zniżanie i do zderzenia z ziemią.

Odejście szybowca w lewo lub w prawo od położenia zbliżonego do płaszczyzny symetrii wymaga wykonania przez pilota szybowca odpowiednich ruchów sterów, przy czym oczywiście zmiana położenia szybowca jest odczuwalna przez samolot i wymaga odpowiedniej reakcji pilota samolotu. Rysunek 6 pokazuje zmiany wychyleń sterów kierunku szybowca i samolotu w zależności od przemieszczenia bocznego szybowca.



Rys. 6. Wpływ położenia bocznego szybowca na wychylenia sterów kierunku

Również i w tym przypadku kąt wychylenia steru kierunku samolotu jest większy, niemal dwukrotnie, niż kąt wychylenia steru kierunku szybowca, choć wartości wychyleń są tu dalekie od maksymalnych dopuszczalnych. Zwraca uwagę szybszy, nieliniowy wzrost kąta wychylenia steru kierunku samolotu przy większych wartościach odchylenia bocznego (w tym przypadku powyżej 10 metrów, nieco więcej niż pół rozpiętości płata szybowca).

4. Zakończenie

Wyniki analiz, zarówno z wykorzystaniem uproszczonych modeli, jak i modelu pełnego, wskazują na istnienie wyraźnych ograniczeń położenia równowagi ze względu na zakresy wychyleń sterów obu statków powietrznych oraz moc zespołu napędowego samolotu holującego. Prowadzone są prace nad dokładniejszym poznaniem tych ograniczeń i zbadaniem wpływu na nie wielkości

fizycznych związanych z samolotem i szybowcem. Pełne poznanie zjawisk występujących w czasie lotu holowanego wymaga jednak analizy dynamicznej lotu zespołu holowniczego, na przykład metodami symulacji numerycznej z zastosowaniem dobrego, dokładnego modelu aerodynamicznego samolotu i szybowca oraz uwzględnienia istotnych czynników zewnętrznych, takich jak turbulencja atmosferyczna lub działanie człowieka.

Załącznik 1

Pokazano tu postać skryptu dla pakietu OCTAVE definiującego lewe strony równań (2.1) uproszczonej równowagi podłużnej szybowca w locie holowanym. Pokazany tu moduł o nazwie *feq* zwraca w tablicy kolumnowej *fval* wartości poszczególnych funkcji obliczone dla aktualnych wartości poszukiwanych zmiennych przekazywanych w tablicy *x_eq*. Funkcja *feq* jest bezpośrednio wykorzystywana przez podprogram *fsolve*.

```
function fval= feq (x_eq)
%
% v2.2      24/08/2010   Zb. Paturski, MEiL PW
%
% wielkosci niewiadome:
% - kat natarcia                alfa    == x_eq(1)
% - kat wychylenia steru wysokosci delta_H == x_eq(2)
% - wspolczynnik sily w linie   c_T    == x_eq(3)
%
% deklaracja zmiennych globalnych:
%(ich wartosci sa wyznaczane w module glownym)
%
global dcz_dalfa alfa_0 cx_0 inv_pilambda;
global Cm_SA x_s z_s h_Z k_Z l_H z_H;
global a1 a2 const_H1 const_H2 const_H3;
global c_Q cos_fi_1 sin_fi_1;
global const_cT1 const_cT2;
%
% Obliczenia:
%
% rad_deg = 180.0/pi();
%
Cz = dcz_dalfa*(x_eq(1)-alfa_0);
Cx = cx_0 + Cz*Cz*inv_pilambda;
% wydruki kontrolne wartosci Cz i Cx
```

```

Cz
Cx
%
% uproszczony model nie uwzględnia kąta odchylenia
% strug za płatem (por. rys. 1)!
Cz_H = a1*x.eq(1) + a2*x.eq(2);
Cz_H1 = Cz_H * const.H3;
% wydruki kontrolne wsp. sily nosnej na usterzeniu wysokosci
Cz_H
Cz_H1
%
% (rozwiązujemy oczywiście już równania w postaci bezwymiarowej!)
%
fval(1) = Cz + Cz_H1 - c.Q - x.eq(3)*sin.fi_1;
fval(2) = x.eq(3)*cos.fi_1 - Cx;
%
% ...ze względu na złożoną postać trzeciego równania równowagi
% (równanie momentów podłużnych) wyrażenia podzielono na części...
%
sin.alfa = sin(x.eq(1));
cos.alfa = cos(x.eq(1));
% zależność (6):
Cm_bh = Cm_SA + (Cz*x.s + Cx*z.s)*cos.alfa + (Cx*x.s - Cz*z.s)*sin.alfa;
% wydruk kontrolny wartości Cm_bH
Cm_bh
%
% moment podłużny od usterzenie wysokosci winien być ujemny !
Cm_H = -Cz_H1*(l.H*cos.alfa + z.H*sin.alfa);
% wydruk kontrolny wartości Cm_H
Cm_H
% % składnik od liny holowniczej
Cm_T = x.eq(3)*(const.cT1*cos.alfa - const.cT2*sin.alfa);
% wydruk kontrolny wartości Cm_T
Cm_T
%
fval(3) = Cm_bh + Cm_H + Cm_T;
% wydruk kontrolny wartości wektora *fval*
fval
%
% Koniec !
%
endfunction

```

Bibliografia

1. MARYNIAK J., 1967, Uproszczona stateczność podłużna szybowca w zespole holowniczym, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, **1**
2. MARYNIAK J., 1969, Uproszczona analiza stateczności bocznej szybowca holowanego na linie, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, **3**
3. PALJARUCI G., 1977, Dynamika obiektów latających holowanych na linie za samolotem, praca doktorska w Politechnice Warszawskiej (nie publikowana w całości), Warszawa
4. GORAJ Z., 1984, *Obliczenia sterowności, równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa
5. BROZI A., 2007, *SciLab w przykładach*, Wydawnictwo Nadkom, Poznań
6. *Samolot PZL-104 Wilga 35 - instrukcja użytkowania w locie*, WSK PZL Warszawa-Okęcie, Warszawa 1977
7. *Instrukcja użytkowania w locie szybowca PW-6U*, Pracownia Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych, Politechnika Warszawska, Warszawa 2000

Problems of the equilibrium state of the airplane-glider system during towed flight

Abstract

The paper presents an approach to the analysis of steady flight states of the airplane-glider system as well as a trial of derivation of possible safety relative positions of both aircraft. The analysis was splitted into a part devoted to the longitudinal equilibrium of the system and the full equilibrium state problem (coupled longitudinal, directional and lateral steady state). The results of computations reveal distinct limitations on the steady states due to possible displacement of control surfaces of both aircraft as well as the airplane engine power. Better recognition of phenomena connected with towed flight requires dynamical analysis of the flight, probably by applying numerical simulation methods including good, accurate aerodynamic models of the airplane and the glider as well as taking into account close-ground atmospheric turbulence.

MINIMALIZACJA CZASU PRZELOTU SZYBOWCA W PŁASZCZYŹNIE PIONOWEJ

KRZYSZTOF ROGOWSKI

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

RYSZARD MAROŃSKI

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

W pracy rozważono ruch szybowca w płaszczyźnie pionowej. Minimalizowany jest czas przelotu pomiędzy zadanymi punktami zaplanowanej trasy lotu: początkowym i końcowym. Modelem szybowca jest „uskrzydłony punkt materialny”. Nie uwzględniono krążenia w kominach. Parametry powietrza zmieniają się zgodnie z atmosferą wzorcową. Zadano zmienny z dystansem rozkład prędkości wiatru oraz rozkład prądów pionowych powietrza wynikających z termiki i ukształtowania terenu. Zagadnienie sformułowano i rozwiązano, wykorzystując formalizm teorii sterowania optymalnego.

1. Wstęp

Zastosowanie rachunku wariacyjnego w zagadnieniach dynamiki lotu atmosferycznego sięga lat pięćdziesiątych ubiegłego wieku. Przedmiotem zainteresowania było zagadnienie rozpędzania samolotu z nabieraniem wysokości [11], [1]. Chodziło o uzyskanie przewagi odrzutowego samolotu myśliwskiego na polu walki. Spektakularnym wynikiem było wykazanie, że samolot powinien przełamać barierę dźwięku lotem nurkowym. Samolot powinien operować, rozwijając maksymalną siłę ciągu. Kolejnym bodźcem do zastosowania metod rachunku wariacyjnego w dynamice lotu samolotów był kryzys naftowy z początku lat siedemdziesiątych ubiegłego wieku. Tu zamiast czasu minimalizacji podlegało zużycie paliwa, zaś ciąg silników był dodatkową zmienną sterującą [5], [6].

W zastosowaniach praktycznych decyduje skuteczność metod numerycznych. Początkowo uwaga badaczy była skupiona na metodach pośrednich bazujących np. na zasadzie maksimum Pontriagina. Metody te prowadzą często do konieczności rozwiązywania zagadnień źle uwarunkowanych. Dodatkowo trudno uwzględnić ograniczenia nałożone na zmienne stanu. Ostatnio większą uwagę przywiązuje się do metod bezpośrednich. Wykorzystują one aproksymację zmiennych stanu i sterujących za pomocą wielomianów, dzięki czemu zagadnienie rachunku wariacyjnego (sterowania optymalnego) sprowadzone zostaje do zadania programowania nieliniowego (statycznej optymalizacji funkcji wielu zmiennych). Panasz i Maroński [10] pokazali, że ta grupa metod może być wykorzystana w dynamice lotu atmosferycznego do minimalizacji kosztów operacyjnych samolotów komunikacyjnych. Niniejsza praca jest rozwinięciem tych doświadczeń na przypadek lotu szybowca w zmiennych warunkach atmosferycznych.

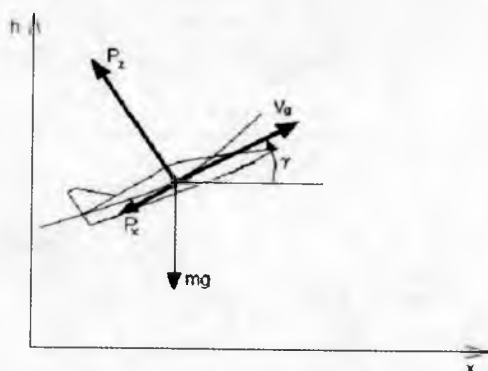
2. Sformułowanie zagadnienia

W zawodach szybowcowych zwycięzcą jest pilot pokonujący zadany dystans w minimalnym czasie t_f . Z tego powodu wskaźnik jakości przyjmuje postać funkcjonału

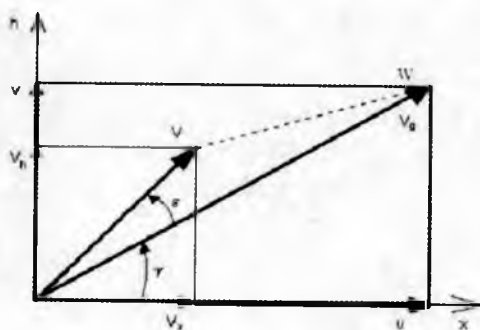
$$J = \int_0^{t_f} 1 dt = t_f \rightarrow \min \quad (2.1)$$

Założenia dotyczące modelu ruchu szybowca są następujące:

1. Szybowiec jest traktowany jak „uskrzydłony punkt materialny”, gdyż jego wymiary są małe w porównaniu z dystansem, który należy pokonać.
2. Rozważamy ruch w płaszczyźnie pionowej. Nie uwzględniane jest krążenie w kominach.
3. Układ współrzędnych związany z Ziemią jest traktowany jak układ inercjalny. Ziemia jest płaska, przyspieszenie ziemskie jest stałe.
4. Prędkości lotu szybowca są małe w porównaniu z prędkością dźwięku, dlatego powietrze jest traktowane jak płyn nieściśliwy.
5. Parametry powietrza zmieniają się zgodnie z Atmosferą Wzorcową.
6. Uwzględnione są składowe prędkości powietrza: pozioma i pionowa. Mogą one zmieniać się z dystansem i wysokością lotu.
7. Szybowiec jest sterowany poprzez zmianę kąta natarcia. Zakładamy, że zachowana jest równowaga momentów podłużnych.



Rys. 1. Siły działające na szybowiec w czasie lotu; P_x – opór aerodynamiczny, P_z – siła nośna, mg – ciężar szybowca, V_g – prędkość względem Ziemi, h – wysokość lotu, x – współrzędna pozioma, γ – kąt toru lotu. Dla uproszczenia na rysunku nie uwzględniono wpływu wiatru i prądów pionowych powietrza



Rys. 2. Związki pomiędzy prędkościami: V_g – szybowca względem Ziemi, V – szybowca względem powietrza, u – współrzędna pozioma prędkości powietrza, v – współrzędna pionowa prędkości powietrza

Równania ruchu szybowca w naturalnym układzie współrzędnych są następujące [5], [10]:

$$\begin{aligned}
 m \frac{dV_g}{dt} &= -P_x \cos \varepsilon - P_z \sin \varepsilon - mg \sin \gamma \\
 m V_g \frac{d\gamma}{dt} &= P_z \cos \varepsilon - P_x \sin \varepsilon - mg \cos \gamma \\
 \frac{dx}{dt} &= V_g \cos \gamma & \frac{dh}{dt} &= V_g \sin \gamma
 \end{aligned} \tag{2.2}$$

gdzie: m – całkowita masa szybowca, V_g – prędkość szybowca względem Ziemi, t – czas, P_x – opór aerodynamiczny, P_z – siła nośna, ε – kąt pomiędzy

wektorami prędkości (patrz rys. 2), g – przyspieszenie ziemskie, γ – kąt toru lotu, x – współrzędna pozioma określająca położenie szybowca, h – wysokość lotu.

Siły aerodynamiczne działające na szybowiec są następujące:

$$P_x = \frac{1}{2}\rho(h)V^2SC_x(\alpha) \quad P_z = \frac{1}{2}\rho(h)V^2SC_z(\alpha)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza, V – prędkość szybowca względem powietrza, S – pole powierzchni odniesienia, C_x – współczynnik oporu, C_z – współczynnik siły nośnej, α – kąt natarcia.

Zachodzą następujące związki geometryczne (rys. 2):

$$V^2 = V_g^2 - 2V_g(u \cos \gamma + v \sin \gamma) + u^2 + v^2$$

$$\varepsilon = \arcsin \left[\frac{1}{V} (u \sin \gamma - v \cos \gamma) \right]$$

Zgodnie z nomenklaturą stosowaną w teorii sterowania optymalnego równania (2.2) są równaniami stanu, V_g , γ , x , h są zmiennymi stanu, α jest zmienną sterującą (jest nieznaną funkcją czasu, która ma zostać wyznaczona).

Równania stanu (2.2) powinny być uzupełnione zadanymi warunkami brzegowymi:

$$\begin{array}{lll} V_g(0) = V_{g0} & x(0) = x_0 & h(0) = h_0 \\ V_g(t_f) = V_{gf} & x(t_f) = x_f & h(t_f) = h_f \end{array} \quad (2.3)$$

Nie nałożono warunków brzegowych na kąt toru lotu γ , ponieważ autorzy pracy nie dysponowali rzeczywistymi danymi z zawodów. Kąty te wynikają z procedury rozwiązania zadania. Możliwe jest jednak inne jego sformułowanie.

Używając formalizmu teorii sterowania optymalnego, zagadnienie sformułowane jest następująco. Należy wyznaczyć w funkcji czasu kąt natarcia α taki, aby funkcjonal (2.1) określający czas przelotu zadanego dystansu x_f osiągnął wartość minimalną. Równania stanu (2.2) powinny być spełnione w każdej chwili czasu. Dodatkowo nałożone są dwa ograniczenia nierównościami; kąt natarcia α powinien być mniejszy niż jego wartość krytyczna, wysokość lotu h musi być nieujemna.

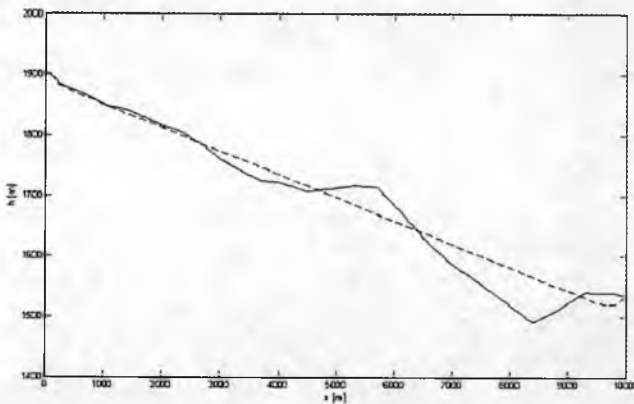
3. Rozwiązanie numeryczne

Do rozwiązania zagadnienia wykorzystano bezpośrednią pseudospektralną metodę Czebyszewa [2]. Do aproksymacji zmiennych stanu i sterują-

cych użyto wielomianów Lagrange'a N -tego stopnia. Wartości tych zmiennych są współczynnikami rozwinięć w punktach Czebyszewa-Gaussa-Lobatto. W ten sposób sprowadzono zagadnienie sterowania optymalnego do zadania programowania nieliniowego. Metodę zaimplementowano w środowisku MATLAB, wykorzystując algorytm sekwencyjnego programowania kwadratowego [7], [12], [13]. Obliczenia przeprowadzono dla szybowca klasy światowej PW5 „Smyk”. Dane zaczerpnięto z [4] i [9]: powierzchnia płata 10.16 m^2 , masa szybowca 230 kg , pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia $dC_z/d\alpha = 5.8490$, krytyczny kąt natarcia $\alpha_{cr} = 12 \text{ deg}$.

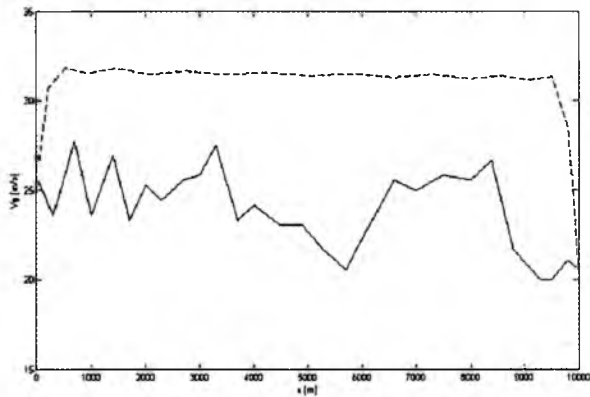
Założona liczba węzłów wpływa na czas obliczeń oraz na ich dokładność. W czasie obliczeń wstępnych porównano wyniki dla różnej liczby węzłów N . Zdaniem autorów $N = 25$ jest rozsądnym kompromisem godzącym te dwie sprzeczne tendencje.

Optymalne tory lotu porównano z rzeczywistymi torami lotu szybowca pilotowanego przez Marka N. w czasie Krajowych Zawodów Szybowcowych, Suwałki, 30.06-09.07.2006 [3].

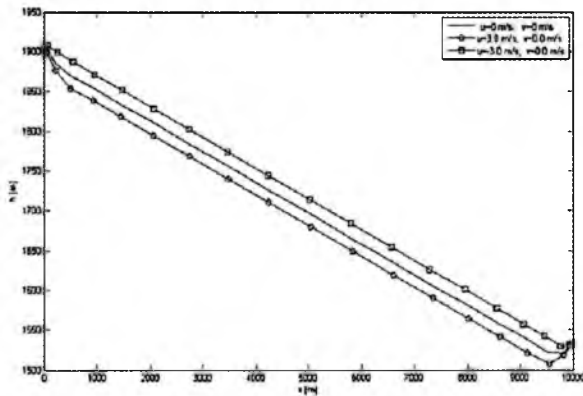


Rys. 3. Wysokość h w funkcji przebytego dystansu x dla rzeczywistego (linia ciągła) i obliczeniowego (linia przerywana) toru lotu. Atmosfera spokojna

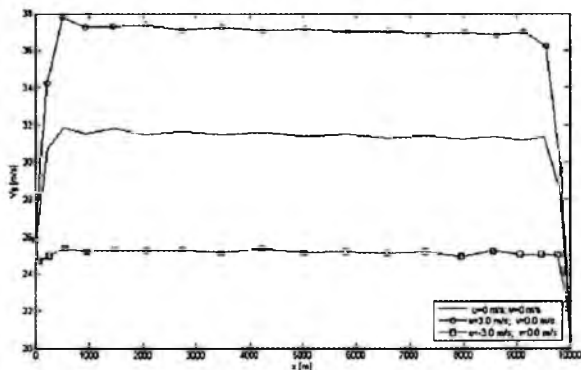
Zastosowana metoda pozwala na uwzględnienie wpływu wiatru oraz prądów pionowych powietrza na optymalny tor lotu. Większe prędkości średnie otrzymano dla wiatru tylnego. Metoda potwierdza dobrze znany fakt, że prądy wstępujące pozwalają na skrócenie czasu przelotu (rys. 8).



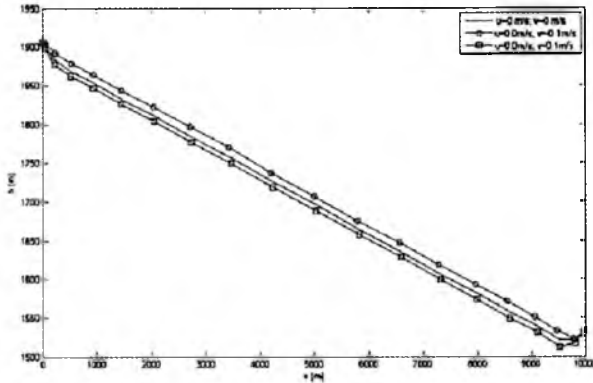
Rys. 4. Prędkość szybowca V_g w funkcji przebytego dystansu x dla rzeczywistego i obliczeniowego toru lotu. Atmosfera spokojna



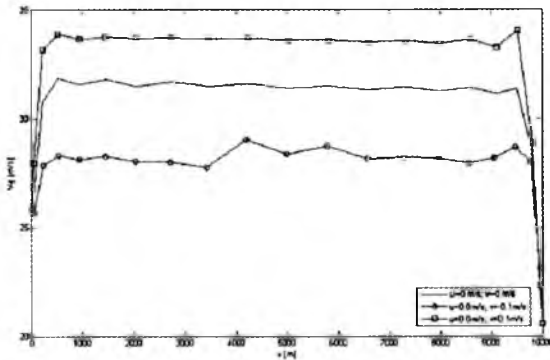
Rys. 5. Optymalna wysokość lotu h dla warunków bez wiatru oraz wiatru przedniego lub tylnego ($u = 0$ oraz $u = \pm 3$ m/s)



Rys. 6. Prędkość szybowca względem Ziemi V_g dla warunków bez wiatru oraz wiatru przedniego lub tylnego ($u = 0$ oraz $u = \pm 3$ m/s)



Rys. 7. Wysokość lotu h dla różnych wartości pionowej składowej prędkości powietrza ($v = 0$ oraz $v = \pm 0.1$ m/s)



Rys. 8. Prędkość szybowca względem Ziemi V_g dla różnych wartości pionowej składowej prędkości powietrza ($v = 0$ oraz $v = \pm 0.1$ m/s)

4. Podsumowanie

W pracy rozważono zagadnienie minimalno-czasowe dla szybowca poruszającego się w płaszczyźnie pionowej. Uwzględniono wpływ wiatru i prądów pionowych powietrza. Szybowiec jest modelowany jak punkt materialny poruszający się pod wpływem sił aerodynamicznych i siły ciężkości. Zagadnienie rozwiązano za pomocą bezpośredniej pseudospektralnej metody Czebyszewa. Metoda jest skuteczna i dość elastyczna. Pozwala na uwzględnienie ograniczeń nierównościowych nałożonych na zmienne stanu i sterujące. Do obliczeń wykorzystano komputer osobisty. Zastosowana w pracy metoda jest dużo bardziej złożona w porównaniu z podejściem klasycznym, gdzie przyspieszenia pojawiające się po lewej stronie równań (2.2)_{1,2} są pomijane [8]. Co prawda,

zaproponowana metoda nie daje jednoznacznych wskazówek dla pilotów, jednak przed zawodami pozwala na przeprowadzenie obliczeń, w których porównywana jest nieskończona liczba wariantów toru lotu. Może to być pomocne przy planowaniu taktyki rozgrywania konkurencji.

Bibliografia

1. CLANCY L.J., 1975, *Aerodynamics*, Pitman Publishing, London
2. FAHROO F., ROSS M., 2000, Direct trajectory optimization by a Chebyshev pseudospectral method, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **25**, 1, 160-166
3. <http://zawody.aeroklub.suwalki.pl/kzs2006/wyniki.php>
4. *Instrukcja użytkowania w locie szybowca PW-5 „Smyk”*, 2001, Doświadczalne Warsztaty Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych, B1-PW-5/IWL/I/2001, Warszawa
5. MAROŃSKI R., ŁUCJANEK W., 1979, Optymalizacja trajektorii samolotu w locie na zadaną odległość, *Archiwum Budowy Maszyn*, **2**, 239-256
6. MAROŃSKI R., 1988, Minimalizacja zużycia paliwa w locie na zadaną odległość, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, **26**, 3, 541-556
7. *MATLAB Optimization Toolbox, User's Guide*, 2000, MathWorks
8. MOZDYNIEWICZ W., 1976, *Loty falowe*, WKŁ, Warszawa
9. *Obciążenia struktury szybowca PW-5 „Smyk”*, 1993, Zespół Naukowo-Badawczy Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska, PW-5/0/II/93, Warszawa
10. PANASZ P., MAROŃSKI R., 2005, Commercial aircraft trajectory optimization by a Chebyshev's pseudospectral method, *The Archive of Mechanical Engineering*, **LII**, 1, 5-19
11. RUTOWSKI E.S., 1954, Energy approach to the general aircraft performance problem, *Journal of Aeronautical Sciences*, March
12. TREFETHEN L.N., 2000, *Spectral Methods in Matlab*, Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia
13. ZALEWSKI A., CEGIELKA R., 2002, *Matlab – obliczenia numeryczne i ich zastosowania*, NAKOM, Poznań

Minimum-time problem of gliders motion in the vertical plane

Abstract

The minimum-time problem of gliders motion between thermals is considered. The glider is regarded as a particle moving in the vertical plane. The circulations in thermals are not considered. The air parameters vary in accordance with the Standard Atmosphere. The wind pattern and thermal air currents along the route are given. The problem is formulated in optimal control. The mathematical model of motion consists of four state equations. Two of them follow from Newton's second law. Two represent kinematical relations. The state variables are: velocity relative to the ground, flight path angle, horizontal coordinate (actually covered distance), and altitude of flight. The control variable is the angle of attack that varies with the distance, and it should be optimal. The time of covering the given distance is minimized. The boundary conditions are given at the beginning and at the end of the route. The inequality constraints are imposed onto the altitude of flight that should be positive, and on the angle of attack that should be lower than the stalling angle. The direct pseudospectral Chebyshev method is employed for the solution of the problem. Nth-degree Lagrange polynomials are used for the state and control approximation. The values of these variables are the expansion coefficients at the Chebyshev-Gauss-Lobatto points. In such a way, the optimal control problem is converted to a nonlinear programming problem. The algorithm is implemented in MATLAB.

METODYKA BADAŃ PRZECIĄGNIĘCIA DYNAMICZNEGO PROFILI ŚMIGŁOWCOWYCH

PAWEŁ RUCHAŁA

Instytut Lotnictwa, Zakład Aerodynamiki, Warszawa

e-mail: pawel.ruchala@ilot.edu.pl

Zjawisko przeciągnięcia dynamicznego (ang. *dynamic stall*), pojawiające się na łopatach śmigłowca w czasie lotu postępowego śmigłowca, jest związane z szybką zmianą kąta natarcia. Jego efektem mogą być silne drgania łopat. Z tego względu przeciągnięcie dynamiczne w istotny sposób ogranicza osiągi śmigłowców.

Zakład Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa opracował i wdrożył metodykę niestacjonarnych badań ciśnieniowych, pozwalającą na określenie wspomnianej granicy występowania zjawiska przeciągnięcia dynamicznego. Badania zostały przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym dużych prędkości N-3. Ich obiektem był segment profilu wykonujący ruch oscylujący o zadanej częstotliwości i amplitudzie.

Badania ciśnieniowe opierają się na wyznaczeniu rozkładów ciśnień na powierzchni przystosowanego do tego modelu. Ze względu na nierównoczesność pomiarów, na podstawie ich wyników aproksymowano zmianę rozkładu ciśnień i kąta natarcia w funkcji czasu. Współczynniki siły nośnej i momentu pochylającego wyznaczono przez całkowanie tak wyznaczonego rozkładu ciśnień.

Wykaz oznaczeń

a_i ($i = 0, \dots, N$), b_i ($i = 1, \dots, N$) – współczynniki funkcji aproksymujących zależność $C_p(t)$ i $\alpha(t)$

c – cięciwa [mm]

C_0 [psi], C_1 [psi/(mV)], C_2 [psi/(mV²)], C_3 [psi/(mV³)], C_4 [psi/(mV⁴)] – współczynniki charakterystyki czujnika ESP-16HD

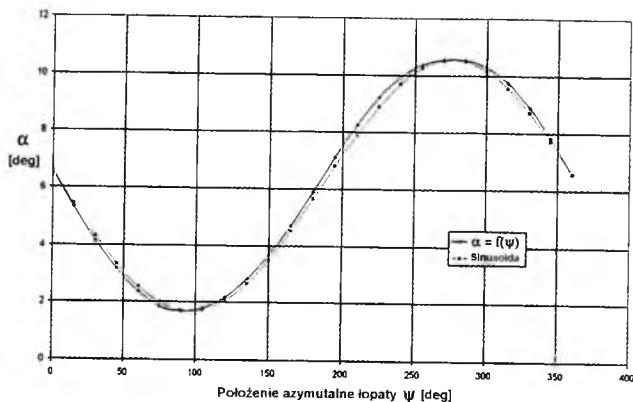
$C_m, C_{m_{min}}$ – współczynnik i minimalny współczynnik momentu pochylającego względem 1/4 cięciwy [-]

- C_N, C_T – współczynniki siły aerodynamicznej normalnej i stycznej do cięciwy [-]
- C_p – współczynnik ciśnienia [-]
- $C_z, C_{z_{max}}$ – współczynnik i maksymalny współczynnik siły nośnej [-]
- Dp – wartości binarne rejestrowane w czasie pomiaru ciśnienia [-]
- $D\alpha, D\alpha_{(\alpha=0)}$ – nr działki przetwornika kąta natarcia oraz odpowiadający $\alpha = 0$ [-]
- Ma_∞ – liczba Macha przepływu niezaburzonego [-]
- N – liczba składowych szeregów Fouriera aproksymujących zależność $C_p(t)$ i $\alpha(t)$
- p – lokalne ciśnienie statyczne [Pa]
- $p_{0\infty}, p_{S\infty}, Q_\infty$ – odpowiednio ciśnienie spiętrzenia, statyczne i dynamiczne przepływu niezaburzonego [Pa]
- Re – liczba Reynoldsa [-]
- t – czas [ms]
- T – temperatura powietrza [K]
- Up – napięcie rejestrowane przez czujnik ESP-16HD [mV]
- UTp – napięcie kanału temperatury czujnika ESP-16HD [mV]
- x, y – współrzędne profilu (wzdłuż i normalna do cięciwy) [mm]
- \bar{x}, \bar{y} współrzędne x, y odniesione do cięciwy [-]
- $\alpha, \alpha_{kr}, \alpha_B$ – kąt natarcia oraz krytyczny i bazowy kąt natarcia [°]
- $\Delta C_{z_{max}}$ – przyrost maksymalnego współczynnika siły nośnej względem warunków statycznych [-]
- $\Delta\alpha$ – amplituda oscylacji [°]
- $\Delta\alpha_{kr}$ – przyrost krytycznego kąta natarcia względem warunków statycznych [°]

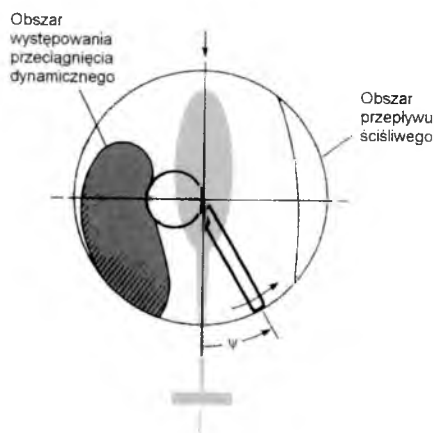
1. Wstęp

Specyfiką użytkowania profili śmigłowcowych są szybkie, okresowe zmiany kąta natarcia. Są one wynikiem m.in. zmiany skoku cyklicznego wywołanego przechyleniem tarczy sterującej. Zmiana lokalnego kąta natarcia w funkcji położenia azymutalnego profilu Φ ma (w przeważającej części łopaty, a zwłaszcza dla części zewnętrznej, tj. dla $R > 50\%$) przebieg zbliżony do sinusoidalnego

– rys. 1. Ponieważ lokalny kąt natarcia łopaty zmienia się szybko, w pewnych stanach lotu może powstać zjawisko tzw. dynamicznego przeciągnięcia. Zakres jego występowania ilustruje rys. 2.



Rys. 1. Porównanie kąta natarcia elementu łopaty śmigłowca i przebiegu sinusoidalnego

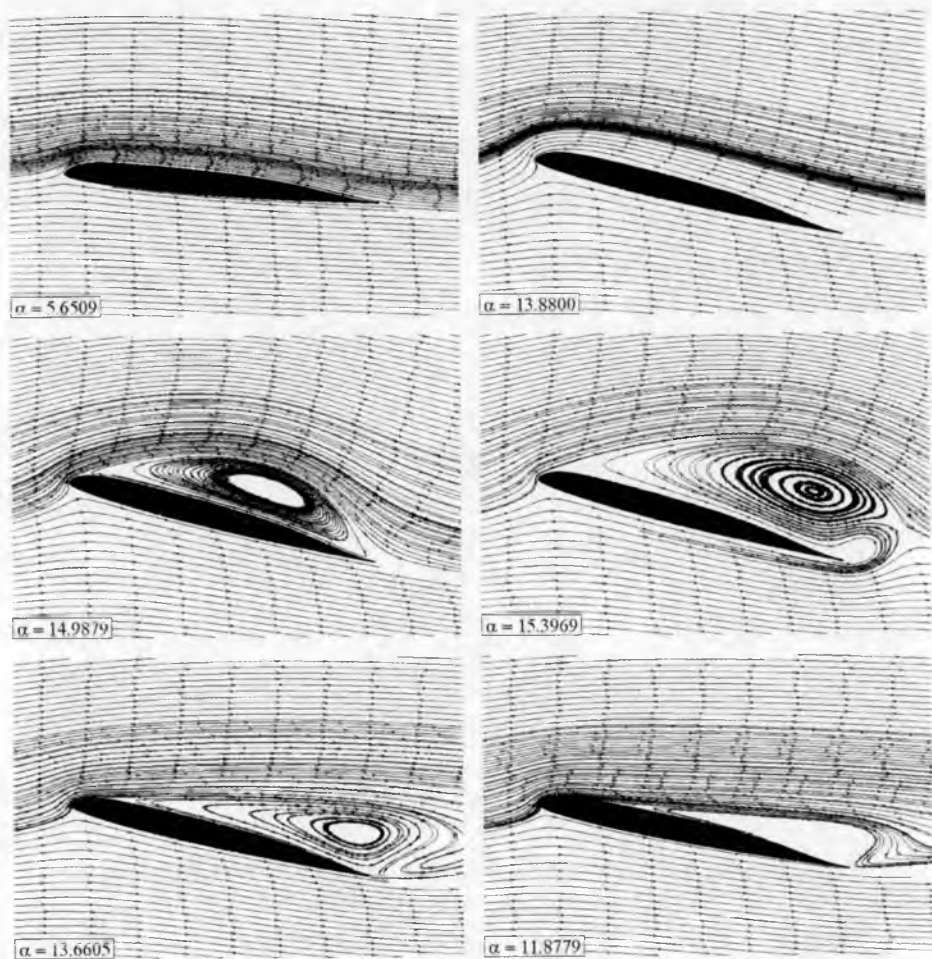


Rys. 2. Obszar na tarczy wirnika nośnego, w którym występuje zjawisko dynamicznego przeciągnięcia

Dynamiczne przeciągnięcie polega na tym, że nawet po przekroczeniu krytycznego (dla warunków statycznych) kąta natarcia oderwanie przepływu na górnej powierzchni łopaty ma ograniczony zasięg. Dzięki temu uzyskuje się współczynnik siły nośnej wyraźnie większy niż $C_{z_{max}}$ uzyskiwany w warunkach statycznych. Wzrasta również pochodna aerodynamiczna $dC_z/d\alpha$. Efekt ten jest związany z pojawieniem się wiru na krawędzi natarcia po przekrocze-

niu krytycznego (dla warunków statycznych) kąta natarcia. Wspomniany wir wraz ze wzrostem kąta natarcia przemieszcza się w stronę krawędzi spływu, gwałtownie zwiększając ujemny moment pochylający. W chwili zejścia wiru z krawędzi spływu profilu następuje gwałtowny spadek siły nośnej. Ponieważ opisane zjawisko przebiega w krótkim czasie, towarzyszą mu gwałtowne drgania łopaty, stanowiące zasadnicze ograniczenie osiągnięć śmigłowca [7].

Proces tworzenia się wiru oraz jego przemieszczanie się ilustrują kadry z animacji wykonanej programem FLUENT (przez W. Stalewskiego z ILOT), zamieszczone na rys. 3.



Rys. 3. Linie prądu wokół profilu oscylującego (rys. W. Stalewski, ILOT)

Metodykę badań przeciągnięcia dynamicznego zastosowano w trakcie badań profilu projektowanego pod kątem zastosowania w łopatach wirnika nośnego śmigłowca PZL W-3A Sokół. Przedmiotem badań był segment profilu wykonujący oscylacje o zadanej częstotliwości i amplitudzie względem tzw. bazowego kąta natarcia. Prędkość przepływu powietrza była stała w czasie całego cyklu oscylacji profilu. Jest to pewnym uproszczeniem w stosunku do rzeczywistości – wiadomo bowiem, że w czasie lotu postępowego śmigłowca prędkość opływu łopaty zmienia się zależnie od jej położenia azymutalnego. Jest to efektem wektorowego dodawania się prędkości lotu śmigłowca oraz prędkości obwodowej wynikającej z obracania się wirnika. Jeśli pominąć wpływ pozostałych łopat oraz zaniedbać zmiany prędkości indukowanej, to zmiana prędkości łopaty jest sinusoidalna. Amplituda tej sinusoidy jest równa prędkości lotu (czyli dla śmigłowca Sokół – do 260 km/h, czyli ok. $Ma = 0.2$), a częstotliwość jest równa częstotliwości obrotów wirnika (czyli ok. 4.5 Hz przy obrotach nominalnych). Symulacja zmian prędkości o takiej częstotliwości i amplitudzie przy użyciu układu sterowania prędkością tunelu jest niemożliwa – tym bardziej, że zmiana prędkości przepływu musiałaby być skorelowana ze zmianą kąta natarcia. Być może prostszym rozwiązaniem byłoby zastosowanie mechanizmu wymuszającego ruch modelu wzdłuż osi komory pomiarowej – to jednak, ze względu na stosunkowo małe wymiary tunelu oraz istniejący system mocowania modelu, byłoby zadaniem równie trudnym. Należy jednak wspomnieć, że celem badań nie było odwzorowanie rzeczywistego opływu łopaty dla określonych parametrów lotu (czyli np. obroty wirnika, prędkość lotu i masa śmigłowca), ale stworzenie pewnego rodzaju bazy danych pozwalającej określić charakter zmian siły nośnej i momentu pochylającego, a na tej podstawie – określenie takiego zakresu analizowanego parametrów, dla którego zjawisko przeciągnięcia dynamicznego występuje.

Badania objęły łącznie 18 cykli pomiarowych (tzw. „dmuchów”). Amplituda oscylacji w 16 cyklach wynosiła $\Delta\alpha = \pm 5^\circ$, a w pozostałych 2 – $\Delta\alpha = \pm 10^\circ$. Liczba Macha wynosiła $Ma_\infty = 0.3, 0.4, 0.5$ lub 0.75 . Częstotliwość oscylacji zmieniała się od $f = 0.3$ Hz do $f = 10$ Hz, zaś bazowy kąt natarcia – od $\alpha_B = -2^\circ$ do $\alpha_B = 14^\circ$.

2. Metodyka pomiarowa

2.1. Tunel aerodynamiczny N-3

Opisywane badania zostały przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym dużych prędkości N-3 (rys. 4). Jest to tunel typu wydmuchowego, o częściowej

recyrkulacji przepływu. Umożliwia on badania w przydźwiękowym, okołodźwiękowym i naddźwiękowym zakresie prędkości przepływu, przy czym ciągła regulacja prędkości przepływu możliwa jest dla liczb Macha w zakresie $Ma = 0.2-1.2$. Uzyskanie liczb Macha powyżej $Ma = 1.2$ wymaga zastosowania odpowiednio dobranych dysz, wobec czego regulacja prędkości odbywa się skokowo. Liczby Macha możliwe do uzyskania w tym zakresie to $Ma = 1.5$ i $Ma = 2.3$.



Rys. 4. Fragment tunelu dużych prędkości N-3 (fot. A. Dziubiński, ILOT)

Tunel N-3 posiada zamkniętą komorę pomiarową, której przekrój jest kwadratem o boku 600 mm. Boczne ściany komory pomiarowej posiadają podwójne okna o średnicy 250 mm. Górna i dolna ściana tunelu są wymienne. Możliwy jest montaż ścian pełnych lub perforowanych. W czasie opisywanych badań zastosowano ściany perforowane, co pozwala na zmniejszenie interferencji ścian na opływ badanego modelu.

2.2. Badany model

Badanym obiektem był tzw. segment profilu, czyli płat o obrysie prostokątnym, nie posiadający zwłoczenia aerodynamicznego ani geometrycznego. Ciężka modelu była równa 200 mm, a jego rozpiętość wynosiła 600 mm i była równa szerokości komory pomiarowej. Dzięki temu można było przyjąć założenie, że opływ modelu w pobliżu jego płaszczyzny symetrii jest dwuwymiarowy (ściany tunelu pełniły rolę płyt brzegowych).

Model był całkowicie metalowy, dzielony (z odejmowaną górną pokrywą) i wydrążony wewnątrz. Na powierzchni modelu wykonano 69 otworków, połączonych rurkami igielitowymi z odpowiednim wejściem czujnika ciśnienia. Do pomiaru zastosowano trzy 16-kanalowe czujniki ciśnienia typu ESP-16HD firmy Pressure Systems Inc., umieszczone wewnątrz modelu (por. rys. 5). Zakres jednego z czujników wynosił ± 5 psi, zaś dwóch pozostałych – ± 10 psi. Niestety, czujniki te umożliwiały pomiar ciśnienia tylko w 48 punktach, wobec czego nie wszystkie otworki zostały podłączone.



Rys. 5. Czujniki ciśnienia ESP-16HD umieszczone wewnątrz modelu (fot. S. Podgródny, ILOT)

Warunki pracy elementu łopaty w warunkach tunelowych odwzorowano poprzez wprawienie profilu w ruch oscylacyjny względem tzw. bazowego kąta natarcia. Rzeczywisty kąt natarcia jest więc sumą kąta bazowego i chwilowego kąta oscylacji. Kąt bazowy był zmieniany przez mechanizm zmiany kąta natarcia używany w badaniach statycznych. Mechanizm ten był z kolei połączony z mechanizmem korbowodowym napędzanym silnikiem elektrycznym i umożliwiającym cykliczną zmianę chwilowego kąta natarcia (rys. 6). Całe urządzenie było powiązane z jednym końcem osi obrotu modelu. Na drugim końcu osi zamontowano czujnik położenia kąтового ROC-412 firmy Heidenhain rejestrujący wartości chwilowe kąta natarcia (rys. 7).

Opisany układ umożliwiał zmianę częstotliwości oscylacji (w zakresie 0-10 Hz) poprzez zmianę prędkości obrotowej silnika oraz amplitudy oscylacji ($\pm 5^\circ$ lub $\pm 10^\circ$) przez zmianę punktu mocowania korbowodu do koła zamachowego silnika. Jednocześnie jednak stanowił mocowanie modelu w komorze



Rys. 6. Mechanizm wywołujący oscylacje modelu (fot. S. Podgródny, ILOt)



Rys. 7. Przetwornik kątowy ROC-412 (fot. S. Podgródny, ILOt)

pomiarowej tunelu – zarówno mechanizm korbowodowy, jak i czujnik kąta natarcia zostały zamontowane w oknach bocznych ścian komory.

Oprócz opisanej wyżej aparatury, dedykowanej do badań przeciągnięcia dynamicznego, zastosowano także elementy systemu SPITA N-3/PC. System ten jest na co dzień używany do sterowania pracą tunelu i odczytu mierzonych parametrów. Od strony sprzętowej w skład systemu wchodzi m.in.:

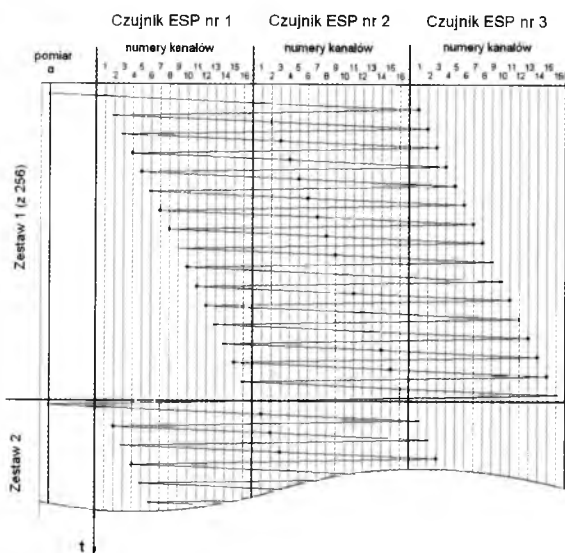
- czujniki ciśnienia statycznego i całkowitego przepływu niezaburzonego SOLATRON 30871Y i 30872Y,

- czujnik bazowego kąta natarcia PKC-20,
- termometr TRCu-150, mierzący temperaturę przepływu niezaburzonego,
- barometr MENSOR DPG II mod. 14500, mierzący ciśnienie atmosferyczne.

Pozostałe urządzenia wchodzące w skład systemu SPITA N-3/PC służą przede wszystkim do kontroli pracy tunelu (jak np. wskaźnik położenia fali uderzeniowej) oraz do sterowania tunelem (np. zawory i dławiki).

Aparatura badawcza opisana wyżej umożliwiła pomiar wielu parametrów, jednak nie wszystkie szukane wielkości mogły być bezpośrednio zmierzone. Wartości te są obliczane w fazie przetwarzania wyników, następującej po zakończeniu cyklu badawczego (czyli praktycznie po zakończeniu pracy tunelu aerodynamicznego).

Przetwarzanie jest konieczne również z powodu niejednoczesności pomiarów. Dotyczy to w szczególności pomiaru kąta natarcia i ciśnień statycznych na powierzchni modelu. W ciągu każdego pomiaru rejestrowane jest 256 wartości kąta natarcia i tyle samo wartości ciśnienia dla każdego punktu pomiarowego. Kolejność pomiarów przedstawia rys. 8.



Rys. 8. Kolejność rejestracji danych

Ponieważ – jak ilustruje rys. 8 – nie ma możliwości zmierzenia ciśnień we wszystkich punktach pomiarowych jednocześnie, należy dla każdego punktu wyznaczyć (na podstawie 256 wartości zmierzonych) zależności analityczne

opisujące ich zmienność w czasie. Następnie należy obliczyć wartości ciśnień dla wybranej chwili czasowej – tej samej dla wszystkich punktów pomiarowych. To samo dotyczy kąta natarcia. Obliczenia te stanowią istotny element fazy przetwarzania wyników, która dokładniej została opisana w kolejnym rozdziale.

3. Algorytm obliczeń

Operacje przeprowadzane w fazie przetwarzania wyników składają się z następujących etapów:

1. Obliczenie wartości chwilowych kąta natarcia.
2. Obliczenie chwilowych wartości ciśnień na powierzchni profilu.
3. Obliczenie chwilowych wartości współczynników ciśnienia Cp .
4. Interpolacja przebiegów $Cp(t)$ i $\alpha(t)$ – wyznaczenie rozkładów ciśnień w żądanych chwilach czasowych.
5. Całkowanie rozkładów ciśnień $Cp(x)$ – wyznaczenie współczynników siły nośnej i momentu pochylającego.
6. Obliczenie liczby Reynoldsa.

W związku z brakiem opracowanego algorytmu obliczania poprawek interferencyjnych dla badań niestacjonarnych, poprawki te nie zostały wprowadzone.

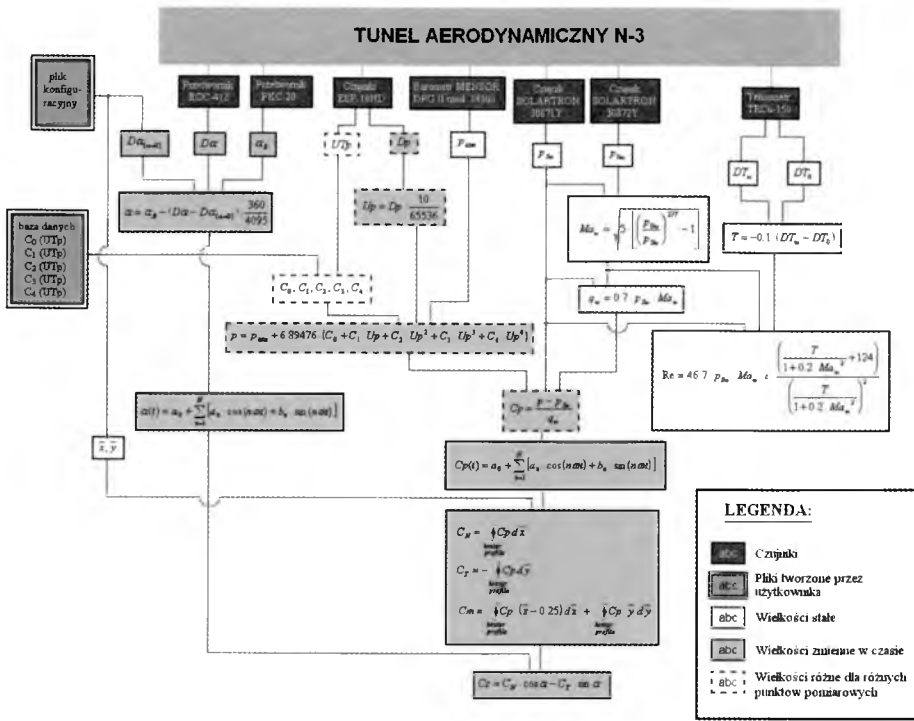
Powyższe etapy można odnaleźć na schemacie blokowym obliczeń przedstawionym na rys. 9. Oznaczenia i wzory występujące na schemacie zostały omówione dalej.

3.1. Obliczenie chwilowych wartości kąta natarcia

Przetwornik kątowy ROC-412 wyposażony jest w tarczę kodową, podzieloną na 4095 działek. Informacją o wartości kąta natarcia są więc numery działek zapisane w postaci binarnej. Na ich podstawie, znając numer działki odpowiadający $\alpha = 0$, oblicza się kąt natarcia dany wzorem:

$$\alpha = \alpha_B - (D\alpha - D\alpha_{(\alpha=0)}) \frac{360}{4095} \quad [\text{deg}]$$

Znak „minus” występujący we wzorze wynika z faktu, że wyższe numery działek przetwornika kąтового odpowiadają mniejszym kątom natarcia (o ile model nie jest badany w położeniu odwróconym).



Rys. 9. Schemat blokowy obliczeń

3.2. Obliczenie chwilowych wartości ciśnień na powierzchni profilu

Wartości ciśnienia obliczane są dwuetapowo:

1. Obliczenie napięcia odpowiedniego kanału czujnika ESP-16 (Up) na podstawie wartości binarnych Dp zapisanych w trakcie badań:

$$Up = Dp \frac{10}{65536} \quad [mV]$$

2. Obliczenie ciśnienia na podstawie wyznaczonego wcześniej napięcia oraz charakterystyk kanału:

$$p = p_{atm} + 6.89476(C_0 + C_1 Up + C_2 Up^2 + C_3 Up^3 + C_4 Up^4)$$

Współczynniki C_0, \dots, C_4 są różne dla każdego kanału, zatem konieczne było wyznaczenie 48 zestawów współczynników. Dodatkowo charakterystyki czujników są zależne od ich temperatury, której miarą jest napięcie czujnika temperatury UTp (mierzone dla każdego z trzech czujników ESP). Zależność

współczynników C_0, \dots, C_4 od temperatury wyznaczono na podstawie charakterystyk podanych przez producenta oraz wyników wzorcowań przeprowadzonych dotychczas w Zakładzie Aerodynamiki ILOT.

3.3. Obliczenie chwilowych wartości współczynników ciśnienia C_p

Wartości chwilowe współczynników ciśnienia obliczane są z zależności:

$$C_p = \frac{p - p_{S\infty}}{q_\infty}$$

przy czym ciśnienie dynamiczne przepływu niezaburzonego oblicza się ze wzoru:

$$q_\infty = 0.7 p_{S\infty} Ma_\infty^2$$

zaś liczbę Macha przepływu niezaburzonego ze wzoru:

$$Ma_\infty = \sqrt{5 \left[\left(\frac{p_{0\infty}}{p_{S\infty}} \right)^{2/7} - 1 \right]}$$

Przyjmuje się, że liczba Macha oraz ciśnienia przepływu niezaburzonego (statyczne, dynamiczne i całkowite) są stałe dla każdego pomiaru.

3.4. Aproksymacja przebiegów $C_p(t)$ i $\alpha(t)$

Na podstawie 256 wartości chwilowych współczynnika ciśnienia C_p (dla każdego punktu pomiarowego) wyznaczany jest przebieg czasowy $C_p(t)$, przybliżony szeregiem Fouriera:

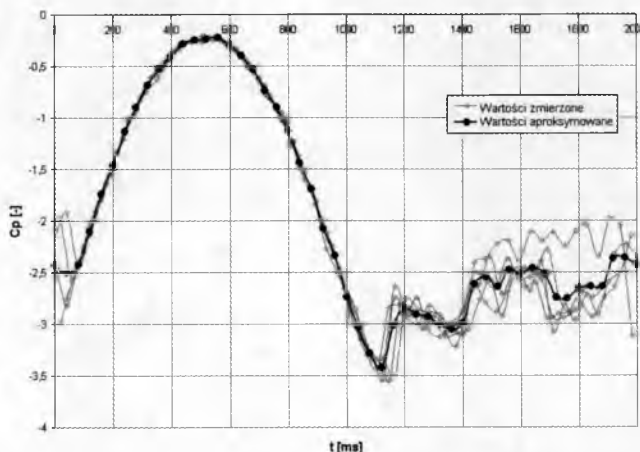
$$C_p(t) = a_0 + \sum_{n=1}^N [a_n \cos(n\omega t) + b_n \sin(n\omega t)]$$

Chwilowe wartości kąta natarcia aproksymuje się analogicznie.

Liczba składowych szeregu wynosi 5 (w przypadku aproksymacji przebiegu kąta natarcia) lub 30 (w przypadku aproksymacji przebiegów współczynników C_p). Wartości te zostały dobrane tak, aby zapewnić dobrą dokładność aproksymacji i możliwie mały czas obliczeń. Współczynniki szeregu a_n (dla $n = 0, 1, 2, \dots, N$) oraz b_n (dla $n = 1, 2, \dots, N$) wyznaczone są metodą najmniejszych kwadratów.

Jak widać, przebiegi czasowe współczynników C_p przybliżone zostały funkcjami okresowymi o okresie równym okresowi oscylacji profilu. Jest to równoznaczne z założeniem, że w czasie każdego z „wahnięć” profilu zmiany rozkładu ciśnień są takie same. Praktyka pokazała, że założenie to jest bardzo

dobrze spełnione przed chwilą oderwania i stosunkowo dobrze spełnione po niej. Potwierdza to rys.10 przedstawiający przebieg $C_p(t)$ dla wybranego punktu pomiarowego, na którym poszczególne okresy zostały „nałożone” na siebie. Naniesiono na nim także przebieg opisany szeregiem Fouriera.



Rys. 10. Przykładowy przebieg $C_p(t)$ na podstawie aproksymacji oraz wartości zmierzonych w kolejnych okresach oscylacji (nałożonych na siebie)

Na podstawie funkcji aproksymujących przebiegi czasowe $C_p(t)$, czyli szeregów Fouriera, obliczane są ich wartości dla żądanych wartości czasu. Ponieważ funkcje aproksymujące są okresowe, wystarczy obliczenie szukanych wartości dla jednego okresu oscylacji.

3.5. Całkowanie rozkładów ciśnień $C_p(x)$

Istotą badań ciśnieniowych jest wyznaczenie sił i momentów aerodynamicznych na podstawie wyznaczonych wcześniej rozkładów ciśnień. Badania profili dotyczą z definicji obiektów dwuwymiarowych, stąd wyznacza się jedynie dwie składowe siły aerodynamicznej (tzn. siłę normalną i siłę styczną) oraz jedną składową momentu aerodynamicznego (moment pochylający). Pozostałe składowe, czyli siła boczna, moment przechylający i moment odchyłający są zerowe.

Współczynnik siły nośnej dany jest wzorem:

$$C_z = C_N \cos \alpha - C_T \sin \alpha$$

Współczynnik siły normalnej do cięciwy C_N oraz stycznej do cięciwy C_T wyznacza się przez całkowanie rozkładu ciśnień:

$$C_N = \oint_{\text{kontur profilu}} C_p d\bar{x} \quad C_T = - \oint_{\text{kontur profilu}} C_p d\bar{y}$$

gdzie \bar{x} i \bar{y} to współrzędne konturu profilu odniesione do cięciwy.

Współczynnik momentu pochylającego dany jest wzorem:

$$C_m = \oint_{\text{kontur profilu}} C_p (\bar{x} - 0.25) d\bar{x} + \oint_{\text{kontur profilu}} C_p \bar{y} d\bar{y}$$

3.6. Obliczenie liczby Reynoldsa

Liczba Reynoldsa jest parametrem charakteryzującym warunki pomiaru (z punktu widzenia efektów lepkości), nie jest jednak bezpośrednio uwzględniona w procesie obliczeń. Jest ona zdefiniowana wzorem:

$$\text{Re} = \frac{Vc}{\mu}$$

Do tego wzoru podstawiono zależność Sutherlanda, wiążącą lepkość powietrza z jego temperaturą:

$$\mu = \mu_0 \frac{397}{T + 124} \left(\frac{T}{273} \right)^{3/2}$$

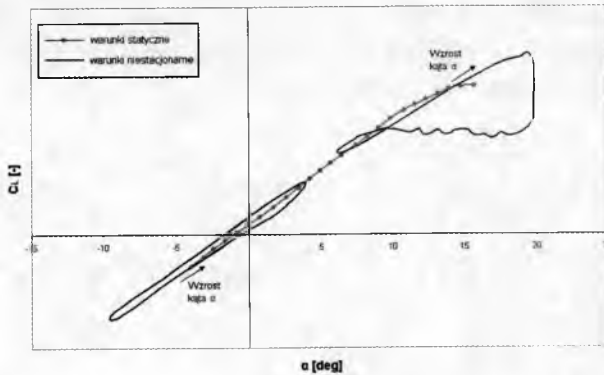
jak również pewne zależności opisujące ściśliwy przepływ powietrza. W ten sposób otrzymano ostateczny wzór:

$$\text{Re} = 46.7 p_{S\infty} \text{Ma}_{\infty} c \frac{\frac{T}{1+0.2\text{Ma}_{\infty}^2} + 124}{\left(\frac{T}{1+0.2\text{Ma}_{\infty}^2} \right)^2}$$

4. Wyniki i wnioski

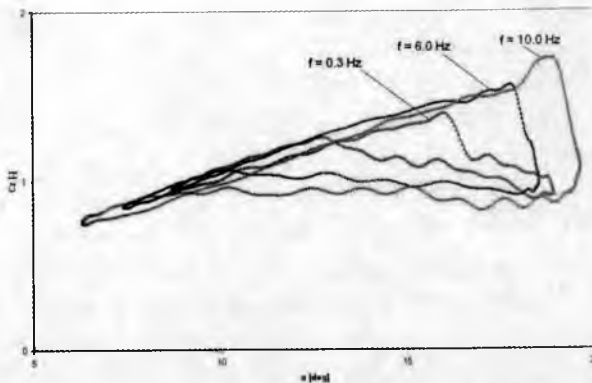
Analiza wyników badań wykazała, że:

- Zależność współczynnika siły nośnej C_z od kąta natarcia ma kształt zamkniętej pętli. Dla niższych kątów natarcia, dla których nie występuje oderwanie przepływu na górnej powierzchni profilu (w przybliżeniu – do $\alpha = 10^\circ$) pętla histerezy współczynnika C_z jest stosunkowo wąska. Szerokość pętli histerezy wyraźnie wzrasta dla większych kątów natarcia. Ilustruje to wykres na rys. 11.



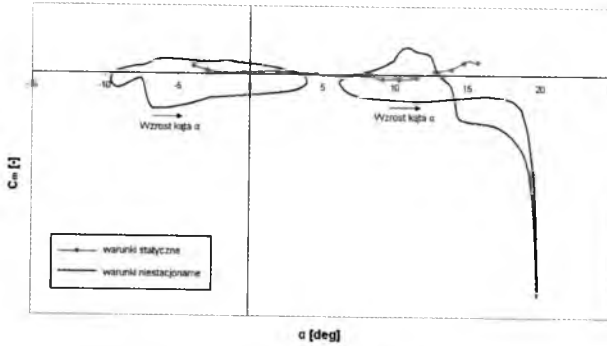
Rys. 11. Przykładowa zależność $Cz(\alpha)$ dla kątów bazowych -2° i 14° na tle wyników statycznych

- Dla najwyższych kątów natarcia obserwuje się gwałtowny, krótkotrwały przyrost siły nośnej, a następnie jej równie gwałtowny spadek (widoczny na rys. 11 jako „pik” na wykresie dla $\alpha_B = 14^\circ$).
- W większości przypadków w fazie wzrostu kąta natarcia osiąga się wyższe wartości współczynnika siły nośnej i współczynnika momentu pochylającego niż w fazie spadku kąta natarcia (dla tych samych wartości chwilowych).
- Wzrost częstotliwości oscylacji powoduje zwiększenie maksymalnego współczynnika siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia α_{kr} – jak na rys. 12.



Rys. 12. Charakterystyki $Cz(\alpha)$ dla różnych częstotliwości oscylacji

- Zależność współczynnika momentu pochylającego C_m od kąta natarcia również ma kształt zamkniętej pętli – jak na rys. 13. Dla niższych kątów natarcia również jest ona stosunkowo wąska.



Rys. 13. Przykładowa zależność $C_m(\alpha)$ dla kątów bazowych -2° i 14° na tle wyników statycznych

- Dla wysokich kątów natarcia, w przybliżeniu wyższych od $\alpha = 13^\circ$, zaobserwowano bardzo silny spadek momentu pochylającego, nawet do ok. -0.2 . Jest to widoczne na rys. 13.

5. Podsumowanie

Przedstawiona metodyka badań została opracowana na bazie dotychczasowych badań prowadzonych w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Lotnictwa, m.in. dotyczących niestacjonarnych charakterystyk profilu (np. opisanych w pracy [9]). Wykorzystano również metodykę stacjonarnych badań ciśnieniowych. Wprowadzono również wiele nowych elementów – np. aproksymacja szeregiem Fouriera do opisu przebiegów czasowych kąta natarcia i współczynników ciśnienia.

Wyniki badań profilu wirnika śmigłowca W-3A Sokół, przeprowadzonych z wykorzystaniem opisywanej metodyki, uznano za wiarygodne na podstawie porównań z wynikami badań stacjonarnych. Wnioski, naszkicowane wyżej, pokrywają się z danymi literaturowymi i symulacjami numerycznymi pod względem jakościowym. Etap przetworzenia zweryfikowano także przez analizę archiwalnych danych z badań profilu NACA-0012 z klapką (opisanych w [7] i [8]) i porównując z uzyskanymi wówczas wynikami. Uzyskano zadowalającą zgodność. Biorąc to pod uwagę, można stwierdzić, że opisana metodyka

pozwała na przeprowadzenie badań przeciągnięcia dynamicznego profili śmigłowcowych i nie tylko. Być może, po ewentualnych modyfikacjach, może być ona zastosowana w badaniach innych efektów występujących na łopatach wirników nośnych wiroplatów.

Bibliografia

1. CARR L.W., MCALISTER K.W., MCCROSKEY W.J., 1977, Analysis of the development of dynamic stall based on oscillating airfoil experiments, *NASA TN D-8382*
2. JOHNSON W., 1980, Application of unsteady airfoil theory to rotary wings, *Journal of Aircraft*, **11**, 4
3. KOTTAPALI S.B.R., 1985, Unsteady aerodynamics of oscillating airfoils with in plane motion, *Journal of the American Helicopter Society*, **30**, 1
4. MCCROSKEY W.J., 1982, Unsteady airfoils, *Annual Review of Fluid Mechanics*, **14**
5. MCCROSKEY W.J., 1987, *A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA-0012 Airfoil*, NASA
6. TURNER M.J., RABINOWITZ S., 1950, Aerodynamic coefficients for an oscillating airfoil with hinged flap with tables for a Mach number of 0.7, *NACA TN 2213*
7. KRZYSIAK A., ŻÓLTAK J., 2002, Eksperymentalne i numeryczne badania dynamicznego przeciągnięcia profili śmigłowcowych z uwzględnieniem wpływu efektu oblodzenia tych profili, *Sprawozdanie wewn. ILot*, **51/BA/02/P**
8. KRZYSIAK A., Experimental investigation of a dynamic stall on the oscillating NACA 0012 airfoil, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **187**
9. KRZYSIAK A., NARKIEWICZ J., 2006, Aerodynamic loads on airfoil with trailing-edge flap pitching with different frequencies, *Journal of Aircraft*, **43**, 2
10. RUCHAŁA P., 2009, Eksperymentalne badania dynamicznych charakterystyk aerodynamicznych profilu ILH-412 M-S w tunelu dużych prędkości N-3, *Sprawozdanie ILot*, **27/BA-A1/09/P**
11. RUCHAŁA P., 2009, *Program WBC-N3 do przetwarzania wyników badań ciśnieniowych w naddźwiękowym tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa*, Praca inżynierska, Wydział MEiL PW

A methodology of dynamic stall phenomenon of helicopter airfoils

Abstract

The dynamic stall phenomenon, which appears on the main rotor blades during forward flight, is caused by a fast transition of the angle of attack. It may generate strong vibration of the blades. Thus, the dynamic stall defines a considerable limit of helicopters performance.

Aerodynamics Department at the Institute of Aviation has developed and deployed a methodology of unsteady pressure distribution measurements aimed at the determination of the dynamic stall incidence. The investigation has been carried out in the N-3 high-speed wind tunnel. The tested airfoil model was oscillating with requested oscillation amplitude and frequency.

The discussed methodic covers pressure distribution measurements based on measurement of local static pressure on the surface of respectively adapted model. Because the measurements of pressure are not simultaneous, the pressure coefficient distribution and angle of attack (as a function of time) have been approximated by using the Fourier series. The coefficients of lift and pitching moment have been calculated as a result of integration of the pressure coefficient distribution.

Rozdział V

Dynamika środków bojowych

MODEL MATEMATYCZNY DYNAMIKI LOTU NIEWYWAŻONYCH POCISKÓW ARTYLERYJSKICH¹

LESZEK BARANOWSKI

*Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Uzbrojenia
e-mail: leszek.baranowski@wat.edu.pl*

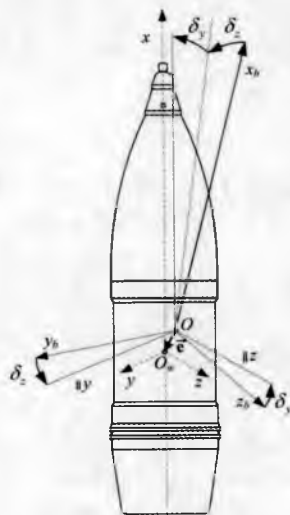
W pracy przedstawiono metodykę wyprowadzania równań ruchu niewyważonych statycznie i dynamicznie pocisków artyleryjskich, traktowanych jako bryła sztywna, w układzie związanym z głównymi centralnymi osiami bezwładności. Przeprowadzono jakościowe i ilościowe badania wpływu niewyważenia 122 mm pocisku OF-462 wystrzeliwanego z haubicy samobieżnej 2S1 „Goździk” na liniową i kątową prędkość wylotową pocisku z lufy oraz na jego dynamikę na torze lotu.

1. Wstęp

Powszechnie stosowane modele matematyczne symulacji ruchu pocisków artyleryjskich [2], [3] zakładają, iż oś symetrii powierzchni zewnętrznej pocisku pokrywa się z podłużną centralną osią bezwładności pocisku, a masowe momenty bezwładności pocisku względem dwu osi prostopadłych do osi podłużnej są sobie równe. Osie takiego układu tworzą układ związany O_wxyz (rys. 1). Pocisk taki nazywamy pociskiem wyważonym (standardowym).

W przypadku niejednorodności rozkładu masy elementów składowych pocisku, pocisk nie ma symetrii masowej (mówimy, że jest niewyważony). Osie układu związanego z pociskiem nie pokrywają się z jego głównymi osiami bezwładności, które stanowią układ $O_xb_ybz_b$ (rys. 1). Kąty δ_z i δ_y (obrotu układu O_wxyz względem układu $O_xb_ybz_b$) reprezentują niewyważenie dynamiczne pocisku, natomiast wektor e (będący odległością między środkiem masy pocisku wyważonego i niewyważonego) określa niewyważenie statyczne. Składowe niewyważenia statycznego w układzie związanym z głównymi osiami bezwładności oznaczono następująco $e = [e_{xb}, e_{yb}, e_{zb}]$.

¹Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt badawczy własny nr 0 N501 068935



Rys. 1. Orientacja układu głównych osi bezwładności pocisku $Ox_b y_b z_b$ względem układu związanego z osią symetrii kształtu powierzchni zewnętrznej pocisku $O_w x y z$

Celem określenia wpływu asymetrii masowej (niewyważenia statycznego i dynamicznego) na dynamikę lotu typowego pocisku artyleryjskiego wyprowadzono równania ruchu pocisku niewyważonego stabilizowanego groskopowo, traktowanego jako bryła sztywna, w układzie związanym z głównymi centralnymi osiami bezwładności. W dalszej kolejności opracowano program komputerowy symulacji lotu 122 mm odłamkowo-burzącego pocisku OF-462 wyrzellanego z haubicy samobieżnej 2S1 „Goździk”, który umożliwił przeprowadzenie jakościowych i ilościowych badań wpływu asymetrii masowej pocisku na zakłócenie warunków początkowych wylotu pocisku z lufy oraz na zakłócenie ruchu pocisku dookoła środka masy na całej trajektorii lotu.

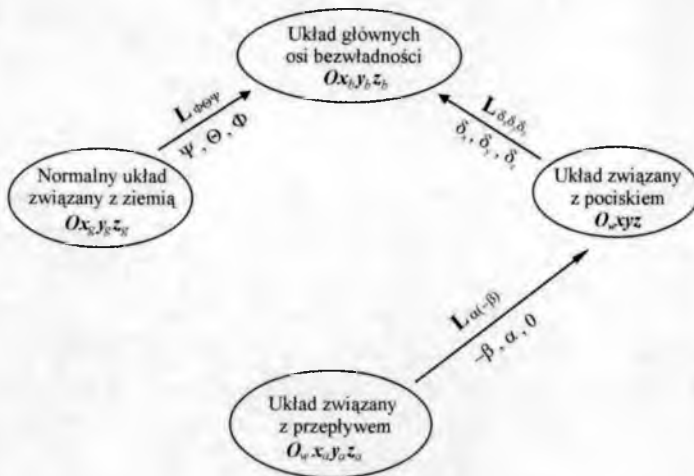
2. Wykorzystywane w modelowaniu układy odniesienia i macierze transformacji

Na potrzeby modelowania w pracy wykorzystano następujące układy odniesienia zgodne w oznaczeniach i pisowni z Polską Normą PN-83 [6]:

- normalny układ współrzędnych związany z ziemią $O_0 x_g y_g z_g$ – początek układu leży w punkcie stania działa artyleryjskiego, oś z_g skierowana jest pionowo w dół, oś x_g jest styczna do powierzchni Ziemi i skierowana w kierunku strzelania, oś y_g dopełnia układ do prawoskrętnego, względem którego opisywany jest ruch pocisku,

- normalny układ współrzędnych związany z ziemią $Ox_gy_gz_g$, o początku w środku masy pocisku niewyważonego, w którym między innymi wyznaczono siłę ciężkości, składowe prędkości obrotowej Ziemi i opisano wiatr,
- układ współrzędnych związany z głównymi osiami bezwładności pocisku niewyważonego $Ox_b y_b z_b$ (rys. 1), w którym wyznaczono równania ruchu pocisku,
- układ współrzędnych związany z pociskiem O_wxyz , o początku w środku masy pocisku wyważonego, w którym wyznaczono składowe momentów aerodynamicznych,
- układ współrzędnych związany z przepływem $O_w x_a y_a z_a$, o początku w środku masy pocisku wyważonego, w którym wyznaczono składowe siły aerodynamicznej.

Wykaz układów oraz kątów Bryanta [7] stosowanych przy wyprowadzaniu macierzy transformacji między układami przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Układy wykorzystywane w modelowaniu lotu pocisków z asymetrią masowo-bezwładnościową

Szczegółowy opis kątów przejścia między poszczególnymi układami i konstruowania macierzy transformacji można znaleźć w pracy [1]. Macierz transformacji z układu przepływu $O_w x_a y_a z_a$ do układu związanego O_wxyz (z wykorzystaniem kąta ślizgu β i kąta natarcia α)

$$\mathbf{L}_{\alpha(-\beta)} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Macierz transformacji z układu ziemskiego $Ox_gy_gz_g$ do układu głównych osi bezwładności $Ox_by_bz_b$ (z wykorzystaniem kątów: odchylenia Ψ , pochylenia Θ i przechylenia Φ pocisku)

$$\mathbf{L}_{\Phi\Theta\Psi} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Theta \\ -\cos \Phi \sin \Psi + & \cos \Phi \cos \Psi + & \sin \Phi \cos \Theta \\ + \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi & + \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi & \\ \sin \Phi \sin \Psi + & -\sin \Phi \cos \Psi + & \cos \Phi \cos \Theta \\ + \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi & + \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi & \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Macierz transformacji z układu związanego O_wxyz do układu głównych osi bezwładności $Ox_by_bz_b$ (z wykorzystaniem kątów transformacji: $\delta_z, \delta_y, \delta_x$)

$$\mathbf{L}_{\delta_x\delta_y\delta_z} = \begin{bmatrix} \cos \delta_y \cos \delta_z & \cos \delta_y \sin \delta_z & -\sin \delta_y \\ -\cos \delta_x \sin \delta_z + & \cos \delta_x \cos \delta_z + & \sin \delta_x \cos \delta_y \\ + \sin \delta_x \sin \delta_y \cos \delta_z & + \sin \delta_x \sin \delta_y \sin \delta_z & \\ \sin \delta_x \sin \delta_z + & -\sin \delta_x \cos \delta_z + & \cos \delta_x \cos \delta_y \\ + \cos \delta_x \sin \delta_y \cos \delta_z & + \cos \delta_x \sin \delta_y \sin \delta_z & \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

3. Wektorowe równania ruchu niewyważonych pocisków artyleryjskich

Przestrzenny ruch pocisku niewyważonego, jako bryły sztywnej o stałej masie, na podstawie twierdzenia o zmianie pędu i krętu [3-5] można w układzie poruszającym się z pociskiem, którego początek pokrywa się ze środkiem masy pocisku niewyważonego, opisać następującym układem równań wektorowych:

$$m \left(\frac{\delta \mathbf{V}_K}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V}_K \right) = \mathbf{R}^A + \mathbf{G} + \mathbf{F}_C \quad \frac{\delta \mathbf{K}_O}{dt} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{K}_O = \mathbf{M}_O^A \quad (3.1)$$

gdzie:

- m – masa pocisku,
- \mathbf{V}_K – wektor prędkości środka masy pocisku względem Ziemi, $\mathbf{V}_K = [u_{Kg}, v_{Kg}, w_{Kg}]$,
- $\boldsymbol{\Omega}$ – prędkość kątowa układu $Ox_by_bz_b$ względem układu ziemskiego $Ox_gy_gz_g$,

- \mathbf{K}_O – wektor momentu pędu (krętu) pocisku względem jego środka masy,
 \mathbf{R}^A – wektor siły aerodynamicznej,
 \mathbf{G} – wektor siły ciężkości,
 \mathbf{F}_c – wektor siły Coriolisa na skutek ruchu wirowego Ziemi,
 \mathbf{M}_O^A – wektor momentu siły aerodynamicznej względem środka masy.

3.1. Siła aerodynamiczna i jej moment

Wektor wypadkowy układu sił aerodynamicznych \mathbf{R}^A działający na pocisk wyznaczono w układzie przepływu $O_w x_a y_a z_a$, natomiast wypadkowy moment układu sił aerodynamicznych \mathbf{M}_O^A względem środka masy pocisku wyważonego wyznaczono w układzie związanym z pociskiem $O_w x y z$. Wówczas składowe sił i momentów aerodynamicznych można przedstawić w następującej postaci [3], [6]:

$$\mathbf{R}^A = [P_{xa}, P_{ya}, P_{za}] = [C_{xa}, C_{ya}, C_{za}] \frac{\rho V^2}{2} S \quad (3.2)$$

$$\mathbf{M}_O^A = [L^A, M^A, N^A] = [C_l^A, C_m^A, C_n^A] \frac{\rho V^2}{2} S d$$

gdzie:

- $\rho V^2 / 2$ – ciśnienie dynamiczne,
 S – powierzchnia charakterystyczna (przekrój poprzeczny pocisku),
 d – charakterystyczny parametr liniowy (średnica, kaliber pocisku).

W przypadku osiowosymetrycznych pocisków wirujących, gdy parametry lotu przyjmują małe wartości, współczynniki sił i momentów aerodynamicznych występujące we wzorach (3.2), po rozwinięciu w szereg Maclaurina i pominięciu wyrazów mało znaczących, można przedstawić w następującej postaci uwzględniającej zależność od: Ma – liczby Macha, Re – liczby Reynoldsa, α – kąta natarcia, β – kąta ślizgu, $\bar{p}, \bar{q}, \bar{r}$ – bezwymiarowych składowych prędkości kątowej pocisku Ω :

$$\begin{aligned}
 C_{xa} &= C_{x0}(Ma, Re) + C_{x\alpha^2}(Ma)\alpha^2 + C_{x\beta^2}(Ma)\beta^2 \\
 C_{ya} &= C_{y0}(Ma) + C_{y\beta}(Ma)\beta + C_{y\alpha p}(Ma)\alpha\bar{p} \\
 C_{za} &= C_{z0}(Ma) + C_{z\alpha}(Ma)\alpha + C_{z\beta p}(Ma)\beta\bar{p} \\
 C_l^A &= C_{l0}^A(Ma) + C_{lp}^A(Ma)\bar{p}
 \end{aligned} \quad (3.3)$$

$$C_m^A = C_{m0}^A(\text{Ma}) + C_{m\alpha}^A(\text{Ma})\alpha + C_{mq}^A(\text{Ma})\bar{q} + C_{m\dot{\alpha}}^A(\text{Ma})\bar{\alpha} + C_{m\beta p}^A(\text{Ma})\beta\bar{p}$$

$$C_n^A = C_{n0}^A(\text{Ma}) + C_{n\beta}^A(\text{Ma})\beta + C_{nr}^A(\text{Ma})\bar{r} + C_{n\dot{\beta}}^A(\text{Ma})\bar{\beta} + C_{n\alpha p}^A(\text{Ma})\alpha\bar{p}$$

gdzie:

$$\bar{p} = \frac{pd}{V} \quad \bar{q} = \frac{qd}{V} \quad \bar{r} = \frac{rd}{V}$$

3.2. Siła ciężkości

Wektor siły ciężkości, według kulistego modelu Ziemi, w układzie związanym z Ziemią $Ox_g y_g z_g$ można wyrazić następująco:

$$\mathbf{G} = m\mathbf{g} = mg_0 \frac{R^2}{r^3} \mathbf{r} = mg_0 \begin{bmatrix} x_g/R \\ y_g/R \\ 1 - 2z_g/R \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

gdzie:

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

$R = 6356766$ m – promień Ziemi,

$g_0 = 9,80665[1 - 0,0026 \cos(2lat)]$ m/s² – moduł wektora przyspieszenia ziemskiego na poziomie morza,

lat – szerokość geograficzna.

3.3. Siła Coriolisa

Wektor siły Coriolisa wyznaczamy ze znanej zależności:

$$\mathbf{F}_c = m\mathbf{A} = -2m(\boldsymbol{\Omega}_z \times \mathbf{V}_K) \quad (3.5)$$

gdzie:

$\boldsymbol{\Omega}_z$ – wektor prędkości kątowej Ziemi, o następujących składowych w układzie $Ox_g y_g z_g$

$$\boldsymbol{\Omega}_z = \begin{bmatrix} \Omega_{x_g} \\ \Omega_{y_g} \\ \Omega_{z_g} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega \cos(lat) \cos(AZ) \\ -\Omega \cos(lat) \sin(AZ) \\ -\Omega \sin(lat) \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$\Omega = 7,292115 \times 10^{-5}$ rad/s – moduł prędkości obrotowej Ziemi,

AZ – azymut strzelania określony względem północy geograficznej.

4. Skalarne równania ruchu niewyważonych pocisków artyleryjskich

W ostatecznej postaci wektorowo-macierzowej model matematyczny ruchu pocisku w atmosferze ziemskiej z uwzględnieniem asymetrii masowej zawiera następujące równania:

- dynamiczne równania ruchu środka masy pocisku w układzie $Ox_b y_b z_b$

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_{Kb} \\ \dot{v}_{Kb} \\ \dot{w}_{Kb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{x_b}/m \\ P_{y_b}/m \\ P_{z_b}/m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g_{x_b} \\ g_{y_b} \\ g_{z_b} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & r_b & -q_b \\ -r_b & 0 & p_b \\ q_b & -p_b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{Kb} \\ v_{Kb} \\ w_{Kb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Lambda_{x_b} \\ \Lambda_{y_b} \\ \Lambda_{z_b} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

gdzie:

- składowe przyspieszenia siły aerodynamicznej opisuje zależność

$$\begin{bmatrix} P_{x_b}/m \\ P_{y_b}/m \\ P_{z_b}/m \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z} \mathbf{L}_{\alpha(-\beta)} \begin{bmatrix} P_{x_a}/m \\ P_{y_a}/m \\ P_{z_a}/m \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

- składowe przyspieszenia siły ciężkości wyznacza się następująco

$$\begin{bmatrix} g_{x_b} \\ g_{y_b} \\ g_{z_b} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\phi \Theta \Psi} \begin{bmatrix} g_{x_g} \\ g_{y_g} \\ g_{z_g} \end{bmatrix} = mg_0 \mathbf{L}_{\phi \Theta \Psi} \begin{bmatrix} x_g/R \\ y_g/R \\ 1 - 2z_g/R \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

- składowe przyspieszenia siły Coriolisa opisuje poniższa zależność

$$\begin{bmatrix} \Lambda_{x_b} \\ \Lambda_{y_b} \\ \Lambda_{z_b} \end{bmatrix} = -2 \begin{bmatrix} \Omega_{x_b} \\ \Omega_{y_b} \\ \Omega_{z_b} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u_{Kb} \\ v_{Kb} \\ w_{Kb} \end{bmatrix} = -2 \mathbf{L}_{\phi \Theta \Psi} \begin{bmatrix} \Omega \cos(lat) \cos(AZ) \\ -\Omega \cos(lat) \sin(AZ) \\ -\Omega \sin(lat) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u_{Kb} \\ v_{Kb} \\ w_{Kb} \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

- kinematyczne równania ruchu środka masy pocisku

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{Kg} \\ v_{Kg} \\ w_{Kg} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\phi \Theta \Psi}^{-1} \begin{bmatrix} u_{Kb} \\ v_{Kb} \\ w_{Kb} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

- dynamiczne równania ruchu pocisku dookoła środka masy w układzie $Ox_b y_b z_b$

$$\begin{bmatrix} I_{xb} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yb} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_b \\ \dot{q}_b \\ \dot{r}_b \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z} \begin{bmatrix} L^A \\ M^A \\ N^A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_{xb} \\ e_{yb} \\ e_{zb} \end{bmatrix} \otimes \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z} \mathbf{L}_{\alpha(-\beta)} \begin{bmatrix} P_{xa} \\ P_{ya} \\ P_{za} \end{bmatrix} + \quad (4.6)$$

$$+ \begin{bmatrix} 0 & r_b & -q_b \\ -r_b & 0 & p_b \\ q_b & -p_b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xb} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yb} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zb} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_b \\ q_b \\ r_b \end{bmatrix}$$

- kinematyczne równania ruchu pocisku dookoła środka masy

$$\begin{bmatrix} \dot{\Psi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \Phi / \cos \Theta & \cos \Phi / \cos \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_b \\ q_b \\ r_b \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

- związki geometryczne i równania uzupełniające:

- na kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości środka masy pocisku względem Ziemi \mathbf{V}_K

$$\gamma = \arcsin \frac{w_{Kg}}{V_K} \quad \chi = \operatorname{arctg} \frac{v_{Kg}}{u_{Kg}} \quad (4.8)$$

- na składowe wektora prędkości wiatru \mathbf{V}_W w układzie $Ox_b y_b z_b$

$$\begin{bmatrix} V_{W_{xb}} \\ V_{W_{yb}} \\ V_{W_{zb}} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\Phi \Theta \Psi} \begin{bmatrix} V_{W_{xg}} \\ V_{W_{yg}} \\ V_{W_{zg}} \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

- na składowe prędkości pocisku względem powietrza \mathbf{V} w układzie związanym $O_w xyz$

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z}^{-1} \begin{bmatrix} u_{Kb} - V_{W_{xb}} \\ v_{Kb} - V_{W_{yb}} \\ w_{Kb} - V_{W_{zb}} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

- na kąty określające położenie pocisku względem strumienia powietrza: kąt natarcia α , kąt ślizgu β i kąt nutacji α_{prz}

$$\alpha = \operatorname{arctg} \left(-\frac{w}{u} \right) \quad \beta = \arcsin \frac{v}{V} \quad (4.11)$$

$$\alpha_{prz} = \arccos [\cos \Theta \cos \gamma \cos (\Psi - \chi) + \sin \Theta \sin \gamma]$$

- na bezwymiarowe składowe prędkości kątowej pocisku w układzie związanym O_wxyz

$$\begin{bmatrix} \bar{p} \\ \bar{q} \\ \bar{r} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z}^{-1} \begin{bmatrix} p_b \\ q_b \\ r_b \end{bmatrix} \frac{d}{V} \quad (4.12)$$

gdzie:

$V_K = \sqrt{u_{kb}^2 + v_{kb}^2 + w_{kb}^2}$ – prędkość pocisku względem ziemi,

$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ – prędkość pocisku względem powietrza,

$V_{W_{xg}}, V_{W_{yg}}, V_{W_{zg}}$ – składowe wektora prędkości wiatru w układzie ziemskim,

α_{prz} – kąt nutacji, zwany również przestrzennym kątem natarcia (kąt zawarty między wektorem prędkości \mathbf{V} a osią podłużną pocisku).

5. Warunki początkowe wylotu pocisku z lufy z uwzględnieniem asymetrii masowej

Scałkowanie numeryczne równań różniczkowych ruchu pocisku (4.1)-(4.12) wymaga określenia warunków początkowych na wektor prędkości postępowej środka masy pocisku \mathbf{V}_{K0} oraz na wektor prędkości kątowej pocisku $\boldsymbol{\Omega}_0$ w przekroju wylotowym lufy działa.

W przypadku pocisku niewyważonego, gdy jego środek masy O nie leży na osi symetrii powierzchni zewnętrznej pocisku (rys. 3), wektor prędkości postępowej \mathbf{V}_{K0} (środku masy pocisku) zgodnie z zasadami mechaniki klasycznej [4], [5] można wyrazić w postaci sumy

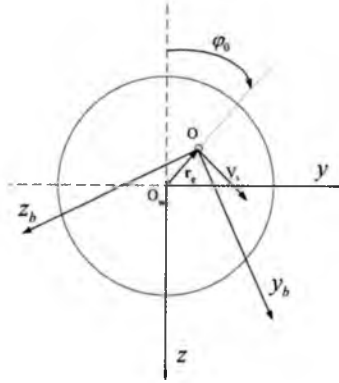
$$\mathbf{V}_{K0} = \mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\Omega}_0 \times \mathbf{r}_e \quad (5.1)$$

gdzie:

\mathbf{V}_0 – prędkość wylotowa pocisku wzdłuż przewodu lufy. W układzie związanym z pociskiem, $\mathbf{V}_0 = [u_{K0}, 0, 0]$,

$\boldsymbol{\Omega}_0$ – prędkość kątowa pocisku w przekroju wylotowym lufy. W układzie związanym z pociskiem, $\boldsymbol{\Omega}_0 = [p_0, q_0, r_0]$,

\mathbf{r}_e – wektor określający położenie środka masy pocisku niewyważonego względem osi symetrii powierzchni zewnętrznej pocisku. W układzie związanym z głównymi osiami bezwładności, $\mathbf{r}_e = [0, e_{yb}, e_{zb}]$.



Rys. 3. Składowa prędkości postępowej środka masy pocisku w przekroju wylotowym lufy generowana niewyważeniem statycznym pocisku r_e i prędkością obrotową pocisku p_0

Składowe początkowej prędkości postępowej pocisku niewyważonego V_{K0} (5.1) w układzie związanym z głównymi osiami bezwładności $Ox_b y_b z_b$ dają się wówczas sprowadzić do następującej postaci wektorowo-macierzowej

$$V_{K0} = \begin{bmatrix} u_{Kb0} \\ v_{Kb0} \\ w_{Kb0} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z} \begin{bmatrix} u_{K0} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z} \begin{bmatrix} 0 & -r_0 & q_0 \\ r_0 & 0 & -p_0 \\ -q_0 & p_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ e_{yb} \\ e_{zb} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

Natomiast składowe początkowej prędkości kątowej pocisku niewyważonego Ω_0 , w układzie związanym z głównymi osiami bezwładności $Ox_b y_b z_b$, można wyrazić w następującej postaci wektorowo-macierzowej

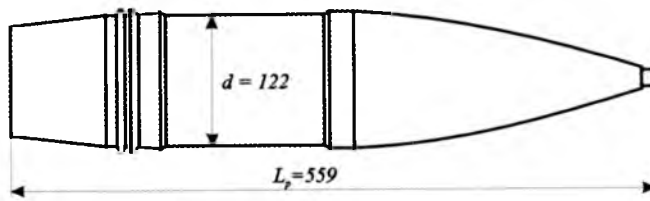
$$\Omega_0 = \begin{bmatrix} p_{b0} \\ q_{b0} \\ r_{b0} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\delta_x \delta_y \delta_z} \begin{bmatrix} p_0 \\ q_0 \\ r_0 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

6. Wyniki badań symulacyjnych

Analizę wpływu asymetrii masowej pocisku na zakłócenie warunków początkowych wylotu pocisku z lufy oraz na zakłócenie ruchu pocisku dookoła środka masy na całej trajektorii lotu przeprowadzono na przykładzie symulacji strzelania z haubicy samobieżnej 2S1 „Goździk” 122 mm pociskiem

odłamkowo-burzącym OF-462, którego schemat aerodynamiczny przedstawiono na rys. 4, natomiast podstawowe charakterystyki geometryczne i masowo-bezwładnościowe (standardowego, wyważonego pocisku), zestawiono w tabeli 1.

Szczegółowe dane o pozostałych charakterystykach modelu fizycznego pocisku testowego można znaleźć w pracy [2].



Rys. 4. Schemat aerodynamiczny pocisku odłamkowo-burzącego OF-462

Tabela 1. Podstawowe charakterystyki modelu fizycznego pocisku testowego

Charakterystyki geometryczne	Charakterystyki masowo-bezwładnościowe	
$d = 0,122$ m – średnica pocisku	$m_{ON} = 21,76$ kg – masa	
$L_p = 0,559$ m – długość pocisku	$x_{s,mON} = 0,375$ m – współrz. środka masy	
$S = S_k = 0,01169$ m ² – powierzchnia charakterystyczna	$I_{xON} = 0,0459$ kgm ²	gł. momenty bezwładn.
	$I_{yON} = I_{zON} = 0,4092$ kgm ²	

Wykorzystując oryginalny (opracowany na podstawie przedstawionego modelu matematycznego) program komputerowy, przeprowadzono kompleksowe badania wpływu asymetrii masowej na dynamikę lotu pocisku testowego.

W pracy zamieszczono tylko wybrane (ale reprezentatywne) wyniki obliczeń numerycznych dla przypadku strzelania torem płaskim (kąt podniesienia lufy tzw. kąta celownika $C = 24,06^\circ$) z minimalną ($u_{K0} = 275$ m/s, $p_0 = 566$ rad/s) i maksymalną ($u_{K0} = 687$ m/s, $p_0 = 1415$ rad/s) prędkością początkową, jaką można uzyskać strzelając pociskiem OF-462 na skrajnych ładunkach. Rozpatrywane warianty badań przedstawiają wpływ typowych asymetrii masowych pocisku na jego parametry lotu, a mianowicie:

- niewyważenia statycznego pocisku $e_{zb} = \pm 1\%d = \pm 1,22$ mm, tzn. środek masy odsunięty od osi symetrii pocisku standardowego w górę ($\varphi_0 = 0$, dodatnie e_{zb}) oraz w dół ($\varphi_0 = \pi$, ujemne e_{zb}) w chwili opuszczenia przekroju wylotowego lufy,
- niewyważenia statycznego pocisku $e_{yb} = \pm 1\%d = \pm 1,22$ mm, tzn. środek masy odsunięty od osi symetrii pocisku standardowego w prawo

($\varphi_0 = \pi/2$, ujemne e_{yb}) oraz w lewo ($\varphi_0 = 3\pi/2$, dodatnie e_{yb}) w chwili opuszczania przekroju wylotowego lufy,

- niewyważenia dynamicznego pocisku $\delta_y = \pm 0,1^\circ$ oraz $\delta_z = \pm 0,1^\circ$ (tzn. niewielkiego przekoszenia głównych osi bezwładności pocisku względem jego osi symetrii kształtu).

Wprowadzając losową wartość kąta φ_0 (w zakresie od $0 \div 2\pi$) można zbadać jednoczesny wpływ niewyważenia statycznego e_{zb} oraz e_{yb} na dynamikę lotu i rozrzut pocisków.

Ponieważ asymetria masowa pocisków powoduje zarówno zmianę warunków początkowych symulacji (patrz równania (5.2) i (5.3)), jak również zmiany wartości sił aerodynamicznych (4.6) i momentów aerodynamicznych (4.2) działających na pocisk w locie, podjęto próbę oszacowania, jak duży jest wpływ asymetrii na lot pocisku spowodowany samą zmianą sił i momentów aerodynamicznych, a jak duży spowodowany przez zmianę warunków początkowych. W związku z powyższym, najpierw przeprowadzono obliczenia dla pocisku wyważonego, zakładając brak zakłóceń warunków początkowych ($v_{K0} = w_{K0} = q_0 = r_0 = \alpha = \beta = 0$), następnie wprowadzano kolejne parametry niewyważenia pocisku i przeprowadzano obliczenia toru lotu przy założeniu, że warunki początkowe nie uległy zmianie, a na końcu przeprowadzano analogiczne obliczenia, ale uwzględniając zmianę warunków początkowych symulacji zgodnie z równaniami (5.2) i (5.3). Wyniki obliczeń przedstawiono w tabelach oraz na zbiorczych wykresach, odrębnie dla poszczególnych prędkości początkowych pocisku ($u_{K0} = 275$ oraz 687 m/s), rozróżniając również niewyważenie statyczne oraz dynamiczne.

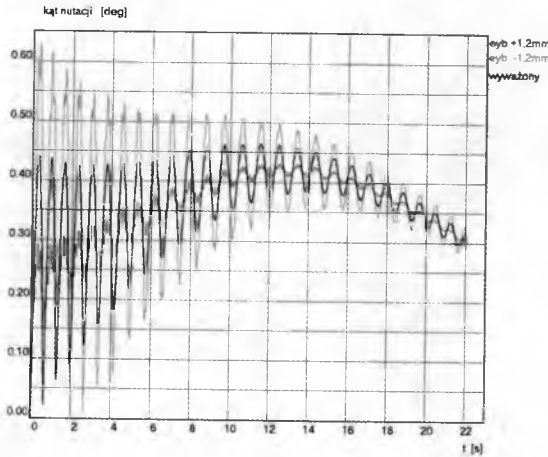
W tabelach 2-5 zamieszczono charakterystyczne parametry toru lotu pocisku wyważonego oraz niewyważonego, a mianowicie:

- X_{kon} – zasięg pocisku [m],
- γ_{kon} – kąt uderzenia pocisku w ziemię [deg],
- V_{kon} – prędkość końcową pocisku [m/s],
- t_{kon} – czas lotu pocisku [s],
- H_{max} – wierzchołkową toru lotu [m],
- y_{kon} – odchylenie boczne pocisku w chwili uderzenia pocisku w ziemię (tzw. zboczenie) [m].

Natomiast na wykresach (rys. 5-8) zobrazowano wpływ niewyważenia pocisku (osobno statycznego i dynamicznego) na charakter ruchu pocisku dookoła środka masy, a konkretnie na zakłócenie kąta nutacji pocisku na całym torze lotu.

Tabela 2. Wpływ niewyważenia statycznego pocisku wystrzelonego z minimalną prędkością początkową ($u_{K0} = 275$ m/s) na charakterystyczne parametry toru lotu

Charakterystyczne parametry toru lotu	Pocisk wyważony	Pocisk niewyważony statycznie $e = 1\%d = 1,2$ mm				
		Warunki początkowe niezakłócone		Warunki początkowe zakłócone		
	$\delta = e = 0$	$e = \pm 1,2$ mm	$e_{yb} = -1,2$	$e_{yb} = 1,2$	$e_{zb} = -1,2$	$e_{zb} = 1,2$
X_{kon} [m]	5031,8	5031,8	5011,9	5051,5	5031,7	5031,7
γ_{kon} [deg]	26,83	26,83	26,67	27,00	26,83	26,84
V_{kon} [m/s]	232,4	232,4	232,5	232,3	232,4	232,4
t_{kon} [s]	22,08	22,08	21,96	22,20	22,08	22,08
H_{max} [m]	597,8	597,8	591,2	604,3	597,6	597,9
y_{kon} [m]	43,16	43,16	42,91	43,36	29,33	57,01



Rys. 5. Wpływ niewyważenia statycznego na przebieg kąta nutacji pocisku testowego wystrzelonego z minimalną prędkością początkową $u_{K0} = 275$ m/s

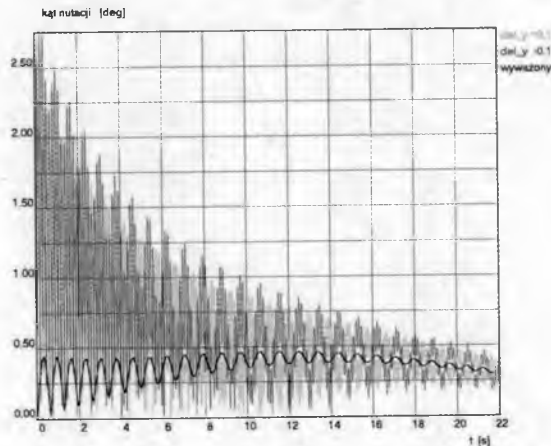
7. Podsumowanie i wnioski końcowe

Wyniki przeprowadzonych badań numerycznych symulacji strzelania pociskami niewyważonymi pozwalają wyciągnąć następujące wnioski:

- wpływ asymetrii masowej (zarówno niewyważenia statycznego, jak i dynamicznego) na lot pocisku spowodowany samą zmianą sił i momentów aerodynamicznych oddziaływujących na całym torze lotu jest znikomy. Charakterystyczne parametry toru lotu we wszystkich wariantach strzelania pociskami niewyważonymi, przy założeniu braku zakłóceń warunków

Tabela 3. Wpływ niewyważenia dynamicznego pocisku wystrzelonego z minimalną prędkością początkową ($u_{K0} = 275$ m/s) na charakterystyczne parametry toru lotu

Charakterystyczne parametry toru lotu	Pocisk wyważony	Pocisk niewyważony dynamicznie $\delta = 0,1^\circ$				
		Warunki początkowe niezakłócone		Warunki początkowe zakłócone		
	$\delta = \epsilon = 0$	$\delta = \pm 1^\circ$	$\delta_y = +0,1^\circ$	$\delta_y = -0,1^\circ$	$\delta_z = +0,1^\circ$	$\delta_y = -0,1^\circ$
X_{kon} [m]	5031,8	5031,7	5023,6	5024,9	5038,0	5010,5
γ_{kon} [deg]	26,83	26,83	26,82	26,86	26,96	26,72
V_{kon} [m/s]	232,4	232,4	232,3	232,2	232,2	232,3
t_{kon} [s]	22,08	22,08	22,05	22,07	22,15	21,98
H_{max} [m]	597,8	597,8	596,5	597,6	601,6	592,5
y_{kon} [m]	43,16	43,16	52,66	33,48	44,92	41,43



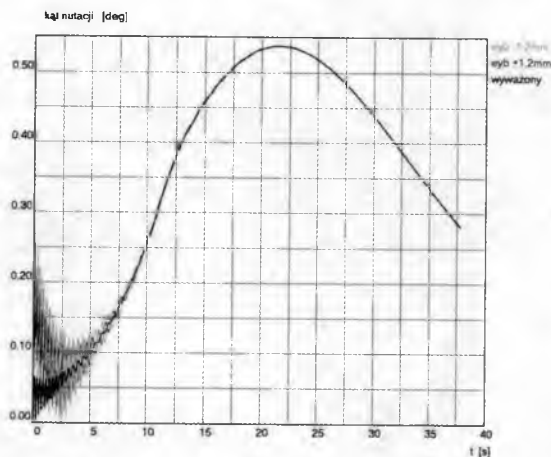
Rys. 6. Wpływ niewyważenia dynamicznego na przebieg kąta nutacji pocisku testowego wystrzelonego z minimalną prędkością początkową $u_{K0} = 275$ m/s

ków początkowych, praktycznie nie różnią się od parametrów uzyskanych podczas strzelania pociskami wyważonymi (tabele 2-5),

- asymetria masowa powoduje zmianę zachowania pocisku na torze lotu w jego ruchu dookoła środka masy (zmiany kąta nutacji na rysunkach 5-8), a w konsekwencji na jego punkt upadku (różnice w X_{kon} , y_{kon} w tabelach 2-5) przede wszystkim na skutek zmiany warunków początkowych wylotu pocisku z przewodu lufy,
- zakłócenia toru lotu pocisku są większe w przypadku wystąpienia niewyważenia dynamicznego niż statycznego (porównaj X_{kon} , y_{kon} w tabe-

Tabela 4. Wpływ niewyważenia statycznego pocisku wystrzelonego z maksymalną prędkością początkową $u_{K0} = 687 \text{ m/s}$ na charakterystyczne parametry toru lotu

Charakterystyczne parametry toru lotu	Pocisk wyważony	Pocisk niewyważony statycznie $e = 1\%d = 1,2 \text{ mm}$				
		Warunki początkowe niezakłócone		Warunki początkowe zakłócone		
	$\delta = e = 0$	$e = \pm 1,2 \text{ mm}$	$e_{yb} = -1,2$	$e_{yb} = 1,2$	$e_{zb} = -1,2$	$e_{zb} = 1,2$
$X_{kon} \text{ [m]}$	12251,4	12251,4	12215,0	12285,6	12251,0	12251,5
$\gamma_{kon} \text{ [deg]}$	37,6345	37,6345	37,46	37,80	37,6	37,64
$V_{kon} \text{ [m/s]}$	293,190	293,190	293,1	293,3	293,2	293,2
$t_{kon} \text{ [s]}$	37,7935	37,7935	37,62	37,97	37,79	37,80
$H_{max} \text{ [m]}$	1920,54	1920,54	1903,4	1938,2	1920,4	1920,9
$Y_{kon} \text{ [m]}$	177,699	177,657	176,7	178,6	143,9	211,4



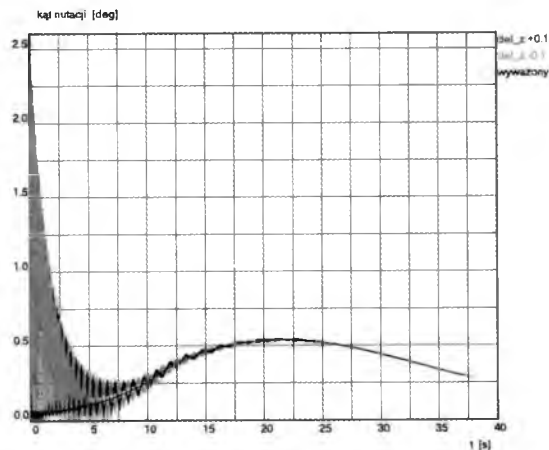
Rys. 7. Wpływ niewyważenia statycznego na przebieg kąta nutacji pocisku testowego wystrzelonego z maksymalną prędkością początkową $u_{K0} = 687 \text{ m/s}$

lach 2-5 oraz wielkość kąta nutacji na rysunkach 5-8), albowiem niewyważenie dynamiczne powoduje zakłócenie nie tylko początkowej prędkości liniowej pocisku (5.2), ale również pojawienie się niezerowych początkowych prędkości kątowych pocisku: pochylenia q_{b0} i odchylenia r_{b0} zgodnie ze wzorem (5.3).

Badanie wpływu stopnia niewyważenia masowego pocisków na ich rozrzut może stanowić podstawę do określenia wymagań na tolerancję wykonania pocisku oraz na jednorodność rozkładu masy materiału, z której pocisk jest wykonany.

Tabela 5. Wpływ niewyważenia dynamicznego pocisku wystrzelonego z maksymalną prędkością początkową $u_{K0} = 687$ m/s na charakterystyczne parametry toru lotu

Charakterystyczne parametry toru lotu	Pocisk wyważony		Pocisk niewyważony dynamicznie $\delta = 0,1^\circ$			
	Warunki początkowe niezakłócone		Warunki początkowe zakłócone			
	$\delta = e = 0$	$\delta = \pm 1^\circ$	$\delta_y = +0,1^\circ$	$\delta_y = -0,1^\circ$	$\delta_z = +0,1^\circ$	$\delta_y = -0,1^\circ$
X_{kon} [m]	12251,4	12251,1	12231,6	12240,6	12260,6	12211,5
γ_{kon} [deg]	37,6345	37,6346	37,6	37,6	37,73	37,42
V_{kon} [m/s]	293,190	293,185	293,1	293,1	293,2	293,0
t_{kon} [s]	37,7935	37,7930	37,69	37,83	37,92	37,64
H_{max} [m]	1920,54	1920,49	1915,0	1919,5	1929,7	1904,9
y_{kon} [m]	177,699	177,652	200,8	154,2	183,1	171,9



Rys. 8. Wpływ niewyważenia dynamicznego na przebieg kąta nutacji pocisku testowego wystrzelonego z maksymalną prędkością początkową $u_{K0} = 687$ m/s

Bibliografia

1. BARANOWSKI L., 1998, *Modelowanie i badania procesu samonaprowadzania rakiety z-p w zmiennych warunkach atmosferycznych*, Rozprawa doktorska, WAT, Warszawa
2. BARANOWSKI L., 2006, Modelowanie numeryczne dynamiki lotu pocisków stabilizowanych obrotowo w oparciu o modele matematyczne o różnym stopniu uproszczenia, *Mechanika w Lotnictwie ML-XII*, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa

3. GACEK J., 1999, *Balistyka zewnętrzna. Cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, Wydawn. WAT, Warszawa
4. MCCOY R.L., 1999, *Modern Exterior Ballistics. The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles*, Schiffer Publishing
5. OSIŃSKI Z., 1994, *Mechanika ogólna*, PWN, Warszawa
6. PN-83/L-01010.00÷10: *Mechanika lotu samolotów i śmigłowców. Dz. Norm i Miar nr1/1984 poz1.*
7. DE JALÓN G., BAYO E., 1994, *Kinematic and Dynamic Simulation of Multi-body Systems. The Real-Time Challenge*, Springer-Verlag, New-York

The mathematical model of unbalanced conventional artillery shells

Abstract

The method of estimation of dispersion of the projectile caused by their mass asymmetry is presented. The equations of motion of a statically and dynamically unbalanced projectile in the coordinate system that coincides with the principle axis of inertia are derived. Computer simulations of a 122 mm unbalanced projectile OF-462 motion are performed. The influence of mass asymmetry on the characteristics of angular motion of the projectile on its whole trajectory is discussed.

STEROWANIE HYBRYDOWE RAKIETĄ WYSTRZELONĄ DO NIERUCHOMEGO CELU

ZBIGNIEW DZIOPA

Politechnika Świętokrzyska, Katedra Techniki Komputerowych i Uzbrojenia

e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl

W opracowaniu przedstawione jest zastosowanie sterowania hybrydowego w rakiecie wystrzelonej do nieruchomego celu. Sterowanie hybrydowe polega na wykorzystaniu zarówno siły aerodynamicznej, jak i siły gazodynamicznej do naprowadzania rakiety na cel. Układ sterowania wyposażony jest w aparaturę jednokanałową obsługującą parę sterów aerodynamicznych i układ dwóch silniczków gazodynamicznych. Do zrealizowania naprowadzania niezbędny jest ruch obrotowy rakiety wokół osi podłużnej. Układ wykonawczy pracuje w trybie przekaźnikowym, generując siłę wypadkową określoną po każdym obrocie rakiety. Strzelanie rakieta tej klasy do nieruchomego celu znajdującego się na niewielkiej wysokości nie gwarantuje skuteczności. Rakieta tuż po starcie uderza zwykle w ziemię, a jej lot jest niestabilny. Klasyczny algorytm sterowania został uzupełniony o składnik poprawiający skuteczność naprowadzania. Rakieta tuż po opuszczeniu wyrzutni wznosi się i atakuje nieruchomy cel od góry, trafiając zwykle w przewidziany punkt.

1. Obiekt badań

Obiektem badań jest przeciwlotnicza rakieta bliskiego zasięgu samonaprowadzająca się na cel [5, 12, 13, 16, 20], rys. 1. Cechą charakterystyczną rakiety jest zastosowanie autopilota dysponującego aparaturą jednokanałową [1, 2, 17]. Do wygenerowania odpowiedniej siły sterującej zastosowana jest para sterów aerodynamicznych oraz dwa silniczki gazodynamiczne umieszczone w przedniej części korpusu rakiety [4, 11]. Sterowanie odbywa się przy udziale siły aerodynamicznej i siły gazodynamicznej. Stery działają w trybie przekaźnikowym [9, 18]. Rakieta wykonuje ruch obrotowy wokół osi podłużnej [3, 6, 8, 10], który jest warunkiem niezbędnym nadania rakiecie pożądanego kierunku. Silniczki gazodynamiczne uaktywniane są wyłącznie w pierwszej fazie lotu.

Wypadkowa siła sterująca jest wynikiem dodawania wektorów sił wytworzonych w trakcie każdego obrotu rakiety.



Rys. 1. Przeciwlotnicza rakietka bliskiego zasięgu samonaprowadzająca się na cel

2. Cel opracowania

Zadaniem opracowania jest przedstawienie analizy naprowadzania rakiety wystrzelonej do nieruchomego celu znajdującego się na niewielkiej wysokości. Klasyczny algorytm sterowania rakieta omawianej klasy nie pozwala na osiągnięcie celu. Rakietka tuż po starcie uderza w ziemię, a jej lot jest niestabilny i nie gwarantuje trafienia w przewidziany punkt. Klasyczny algorytm sterowania został więc uzupełniony o składnik zapewniający skuteczność naprowadzania. Rakietka tuż po starcie wznosi się i atakuje nieruchomy cel od góry. W tym przypadku trafia ona w przewidziany punkt. Strzelanie do celu znajdującego się na niewielkiej wysokości i nieruchomego, dla tej klasy rakiety jest szczególnie niekorzystne. W warunkach bojowych może zaistnieć potrzeba realizacji strzelania w takich warunkach. Korekta algorytmu sterowania pozwoli wówczas na osiągnięcie celu przez rakieta.

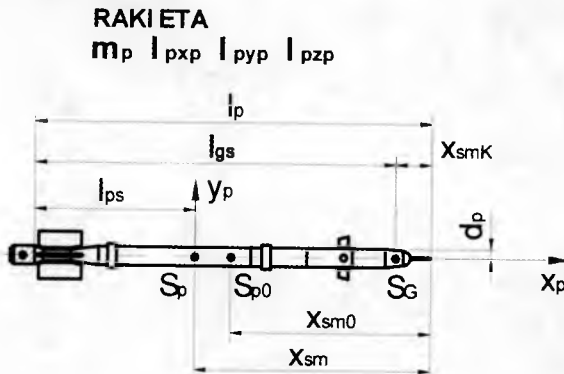
3. Model fizyczny

Rakietka poruszająca się w polu grawitacyjnym i w atmosferze ziemi jest układem zmiennym w czasie [14, 19, 22]. Wraz z ubytkiem spalanego paliwa zmianie ulega masa oraz rozkład masy rakiety, a jej środek masy zmienia swoje położenie względem korpusu. Układy zmienne w czasie można analizować, stosując odpowiednią teorię. Zgodnie z jej założeniami układ zmienny w czasie można traktować jak ciało sztywne, ale należy dodatkowo uwzględnić występowanie tzw. sił i momentów reaktywnych oraz uwzględnić zmiany parametrów charakteryzujących bezwładność. Większość sił reaktywnych nie powoduje istotnych zmian parametrów charakteryzujących ruch rakiety. Z tego względu można je pominąć przy formułowaniu modelu. Wprowadzenie uproszczeń pozwala na racjonalne wykorzystanie zastosowanej teorii. W związku z tym

przyjęto, że sformułowany model rakiety powinien uwzględniać następujące założenia:

- jedynym składnikiem siły reaktywnej jest ciąg silnika raketowego,
- masa i momenty bezwładności rakiety są funkcjami czasu,
- środek masy rakiety przemieszcza się wzdłuż osi podłużnej korpusu.

Model fizyczny rakiety przyjęty w rozważaniach przedstawiony jest na rysunku 2.



Rys. 2. Model fizyczny rakiety

W tylnej części korpusu znajduje się silnik startowy, którego zadaniem jest nadanie rakiecie odpowiedniej prędkości liniowej i kątowej w ruchu przechylenia. Pod wpływem tego silnika rakieta realizuje ruch względem prowadnicy. Dynamika układu rakieta-wyrzutnia determinuje charakterystykę początkowych parametrów lotu. Od tych parametrów w dużym stopniu zależy realizowana przez raketę trajektoria. Ma to szczególne znaczenie dla rakiet bliskiego zasięgu, które muszą niekiedy w bardzo krótkim okresie czasu wypracować właściwą trajektorię. W przypadku niekorzystnej charakterystyki początkowych parametrów lotu rakieta może nie osiągnąć celu. Warunki startu mogą wyjątkowo negatywnie wpływać na skuteczność strzelania odbywającego się do nieruchomego celu położonego na niewielkiej wysokości.

4. Model matematyczny

Biorąc pod uwagę teorię układu zmiennego w czasie i wprowadzając omówione założenia upraszczające, równania lotu rakiety w płaszczyźnie pionowej mają następującą, ogólną postać [14, 15, 21]:

— równania postępowej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z przepływem $S_p x_v y_v z_v$

$$\begin{aligned} m_p(t)\dot{V}_p &= P_{gx_v} + P_{ax_v} + P_{sgx_v} + P_{sax_v} + P_{rx_v} \\ m_p(t)V_p\dot{\gamma} &= P_{gy_v} + P_{ay_v} + P_{sgy_v} + P_{say_v} + P_{ry_v} \end{aligned} \quad (4.1)$$

— równania kulistej części ruchu w układzie współrzędnych związanym z rakieta $S_p x_p y_p z_p$

$$I_{px_p}(t)\ddot{\varphi} = \sum M_{sx_p} \quad I_{pz_p}(t)\ddot{\vartheta} = \sum M_{sz_p} \quad (4.2)$$

gdzie:

$m_p(t)$	–	masa
$I_{px_p}(t), I_{pz_p}(t)$	–	główne centralne momenty bezwładności
$V_p(V_p, \gamma_p)$	–	wektor prędkości liniowej
$\omega_p = \dot{\varphi} + \dot{\vartheta}$	–	wektor prędkości kątowej
$P_g(P_{gx_v}, P_{gy_v})$	–	siła ciężkości
$P_a(P_{ax_v}, P_{ay_v})$	–	siła aerodynamiczna
$P_{sg}(P_{sgx_v}, P_{sgy_v})$	–	gazodynamiczna siła sterująca
$P_{sa}(P_{sax_v}, P_{say_v})$	–	aerodynamiczna siła sterująca
$P_r(P_{rx_v}, P_{ry_v})$	–	ciąg silnika raketowego
$M_s(M_{sx_p}, M_{sz_p})$	–	moment główny sił działających na rakieta

5. Algorytm sterowania

Równanie określające sygnał sterowania położeniem pary sterów aerodynamicznych oraz uruchomieniem odpowiedniego silniczka gazodynamicznego jest następujące [4, 7]:

$$\text{sygnał} = \text{sgn} [k_1 \mu \sin \varphi + k_2 \dot{\varepsilon} \sin(\varphi + \varphi_1) + k_3 \dot{\vartheta} \sin \varphi + k_4 \sin(\omega_o t)] \quad (5.1)$$

gdzie:

sygnał	–	parametr występujący w równaniach ruchu jako czynnik w składnikach zawierających siłę aerodynamiczną zależną od kąta określającego położenie sterów oraz zawierających siłę gazodynamiczną
k_1, k_2, k_3, k_4	–	współczynniki wzmocnienia

- μ – kąt pelengu (kąt wizowania)
- $\dot{\epsilon}$ – prędkość kątowna linii obserwacji celu
- $\dot{\vartheta}$ – prędkość kątowna osi podłużnej rakiety
- φ – kąt przechylenia rakiety
- ω_o – częstość odniesienia, tzw. częstość podstawowa
- t – czas
- φ_1 – faza składnika harmonicznego

Przedstawiony algorytm sterowania umożliwia efektywne naprowadzenie przeciwlotniczej rakiety na cel nieruchomy znajdujący się na niewielkiej wysokości. Skuteczność naprowadzania wynika z uwzględnienia dodatkowego składnika w równaniu (5.1):

$$k_1 \mu \sin \varphi \quad (5.2)$$

Korekta naprowadzania realizowana jest przez zastosowanie w równaniu (5.1) składnika (5.2), w którym występuje parametr w postaci przebiegu zmienności w czasie kąta pelengu μ . Występowanie tego składnika rozszerza warunki, przy których raketę można wystrzelić, licząc na punktowe trafienie w cel. Na polu walki żołnierz obsługujący wyrzutnię z raketami omawianej klasy nie zawsze może prawidłowo ocenić, czy cel znajduje się w strefie startu. Jeżeli strefę startu rozszerzy się poprzez wprowadzenie niewielkiej korekty algorytmu sterowania, to w warunkach bojowych może to przynieść wymierne korzyści.

6. Symulacja numeryczna

Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu przeciwlotniczej rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na cel. Rakieta naprowadzana jest na nieruchomy cel położony na niewielkiej wysokości, przy wykorzystaniu jednokanałowego sterowania. Wyniki obejmują cztery opcje sterowania:

1. $k_1 \neq 0 \cap P_{sg} \neq 0$
2. $k_1 \neq 0 \cap P_{sg} = 0$
3. $k_1 = 0 \cap P_{sg} \neq 0$
4. $k_1 = 0 \cap P_{sg} = 0$

gdzie:

- $k_1 \neq 0$ – uzupełnienie algorytmu sterowania o dodatkowy składnik (5.2)
- $k_1 = 0$ – brak w algorytmie sterowania dodatkowego składnika (5.2)

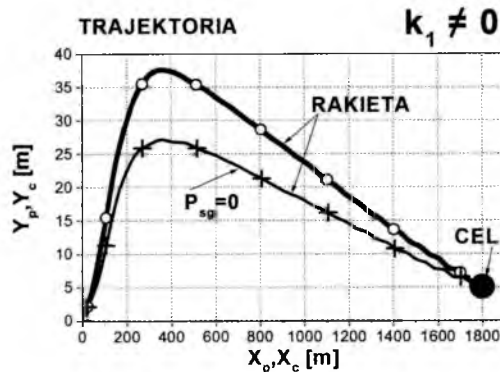
$P_{sg} \neq 0$ – zastosowanie sterowania gazodynamicznego

$P_{sg} = 0$ – brak sterowania gazodynamicznego

W przypadku niekorzystnej charakterystyki początkowych parametrów lotu rakieta może nie osiągnąć celu. Warunki startu mogą wyjątkowo negatywnie wpływać na skuteczność strzelania odbywającego się do nieruchomego celu położonego na niewielkiej wysokości. Początkowa prędkość kątowna w ruchu pochylania ma duży wpływ na przebieg lotu rakiety. Znaczenie ma zarówno moduł, jak i zwrot wektora prędkości. Szczególnie niekorzystny jest ruch pochylania rakiety w kierunku ziemi. Przyjęto w procesie symulacji numerycznej, że rakieta rozpoczyna lot dysponując prędkością kątową osi podłużnej równą $\dot{\vartheta}(t=0) = -0.3 \text{ rad/s}$.

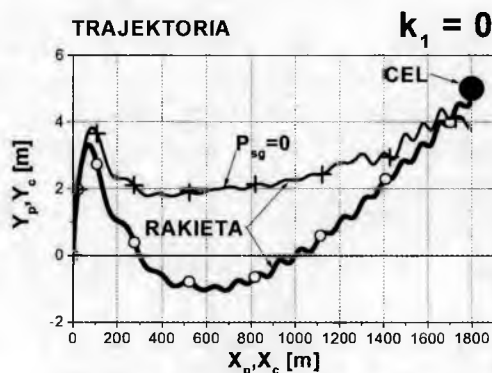
Symulacja komputerowa została przeprowadzona z wykorzystaniem programu napisanego w języku Borland C++.

Rysunek 3 – Na trajektorii lotu rakiety kółkami – dla opcji 1 i krzyżykami – dla opcji 2 oznaczone są położenia w odstępach półsekundowych. W algorytmie sterowania dla opcji 1 występuje dodatkowy składnik (5.2) oraz zastosowane są silniczki gazodynamiczne. Rakieta wznosi się ponad cel i atakuje go od góry, trafiając punktowo. W przypadku braku sterowania gazodynamicznego rakieta wznosi się również ponad cel i atakuje go od góry. Trajektorie lotu rakiety w obu przypadkach są inne. Brak silniczków gazodynamicznych powoduje osiągnięcie niższej wysokości, z której następuje atak. Wszechstronna analiza wskazuje, że zastosowanie opcji 1 sterowania jest w przeważającej większości przypadków skuteczniejsze od zastosowania opcji 2 sterowania. Argumentem dodatkowym jest efektywniejsze wykorzystanie sterowania hybrydowego do naprowadzania rakiet na cele manewrujące i poruszające się ze znacznymi prędkościami. Korekta gazodynamiczna pozwala na zdecydowanie szybsze wypracowanie przez rakiety odpowiedniego kąta wyprzedzenia.



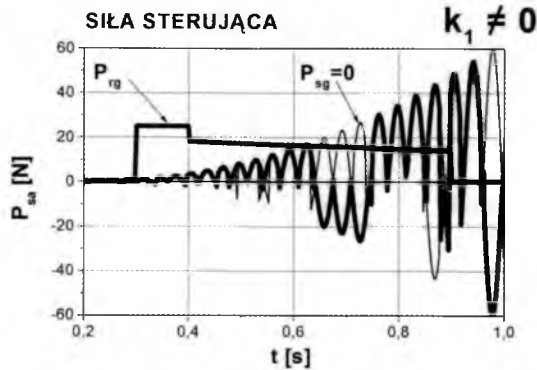
Rys. 3. Trajektoria lotu rakiety dla opcji 1 i 2

Rysunek 4 – Na trajektorii lotu rakiety kółkami – dla opcji 3 i krzyżykami – dla opcji 4 oznaczone są położenia w odstępach półsekundowych. W algorytmie sterowania dla opcji 3 nie występuje dodatkowy składnik (5.2), ale zastosowane są silniczki gazodynamiczne. Rakieta realizuje lot, starając się trafić cel i atakuje go od dołu. Niestety wcześniej uderza w ziemię, a jej lot jest niestabilny. Wyraźnie widoczna jest fluktuacja toru lotu. W przypadku braku sterowania gazodynamicznego rakieta również stara się trafić cel, atakując go od dołu. Niestety nie trafia ona punktowo w cel, a jej lot jest również niestabilny. Trajektorie lotu rakiety w obu przypadkach są inne. Brak silniczków gazodynamicznych powoduje osiągnięcie wyższej wysokości, z której następuje atak. Zarówno opcja 3 sterowania, jak i opcja 4 sterowania nie gwarantują trafienia w cel. Na podstawie przeprowadzonych badań szczegółowych stwierdzono niewielką skuteczność obu opcji sterowania.



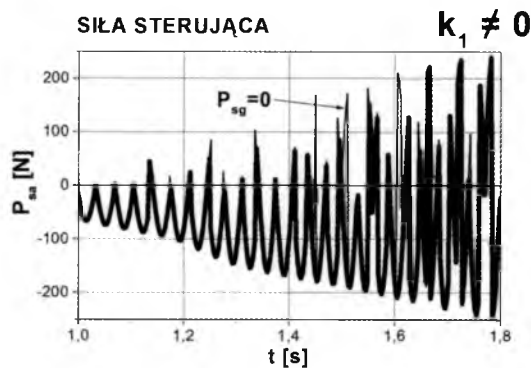
Rys. 4. Trajektorie lotu rakiety dla opcji 3 i 4

Rysunek 5 – Zarówno w przypadku opcji 1, jak i opcji 2 generowana jest maksymalna aerodynamiczna siła sterująca. Jest to uzasadnione koniecznością realizacji trajektorii, która pozwoli na osiągnięcie celu. W opcji 1 dodatkowym układem generującym siłę sterującą są silniczki gazodynamiczne. Charakterystyka ciągu P_{rg} takiego silniczka przedstawiona jest dodatkowo na rysunku. Przebieg zmienności aerodynamicznej siły sterującej w obu przypadkach jest nieco inny. Różnica ta powoduje nieco inną reakcję rakiety. Na realizowaną przez raketę trajektorie ma duży wpływ pierwsza faza lotu, tuż po opuszczeniu przez nią wyrzutni. Dlatego nawet niewielkie zmiany przebiegu zmienności siły sterującej powodują znaczące różnice w zachowaniu się rakiety w trakcie lotu. Niewątpliwie zastosowanie sterowania gazodynamicznego w czasie, kiedy rakieta ma jeszcze niewielką prędkość liniową jest bardzo skuteczne. Umożliwia dodatkową korektę lotu, która może wpłynąć na ostateczny efekt w postaci punktowego trafienia w cel.



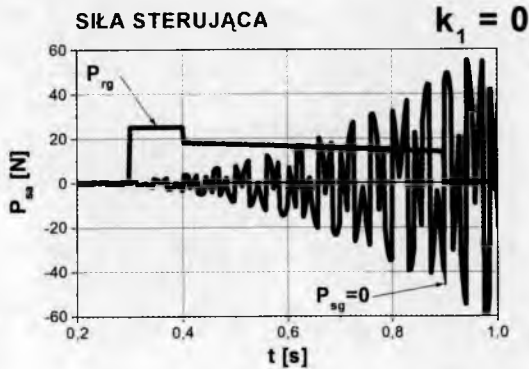
Rys. 5. Aerodynamiczna siła sterująca dla opcji 1 i 2

Rysunek 6 – W następnej sekundzie lotu przebiegi zmienności w czasie aerodynamicznej siły sterującej dla opcji 1 i 2 są w zasadzie takie same. Oznacza to, że pierwsza sekunda lotu decyduje w sposób zasadniczy o realizowanej przez rakietę, w następnych sekundach, trajektorii. Układ naprowadzania po wygenerowaniu w pierwszej fazie lotu maksymalnej siły sterującej zaczyna wartość tej siły regulować.



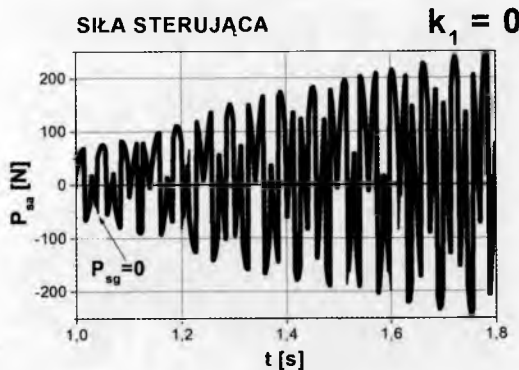
Rys. 6. Aerodynamiczna siła sterująca dla opcji 1 i 2

Rysunek 7 – W przypadku opcji 3 i 4 przebieg zmienności aerodynamicznej siły sterującej jest zupełnie inny niż w przypadku opcji 1 i 2. Generowana siła sterująca nie osiąga wartości maksymalnych. Oscyluje ona wokół wartości zero. Przebieg zmienności siły aerodynamicznej dla opcji 3 i 4 jest taki sam. Trajektorie lotu rakiety w obu przypadkach są inne, ze względu na występowanie w opcji 3 dodatkowo sterowania gazodynamicznego. Charakterystyka ciągu P_{rg} silniczka gazodynamicznego przedstawiona jest dodatkowo na rysunku.



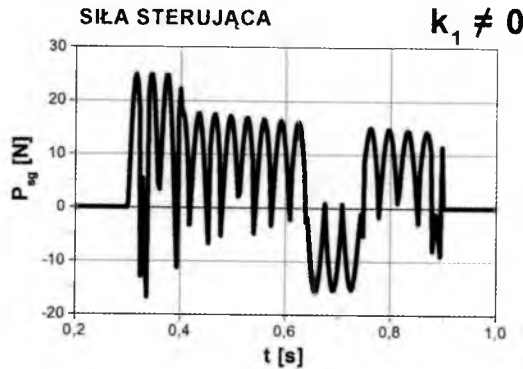
Rys. 7. Aerodynamiczna siła sterująca dla opcji 3 i 4

Rysunek 8 – Przebieg zmienności aerodynamicznej siły sterującej, w następnej sekundzie, dla opcji 3 i 4 jest również zupełnie inny niż w przypadku opcji 1 i 2. Generowana siła sterująca nie osiąga wartości maksymalnych. Przebieg zmienności siły aerodynamicznej dla opcji 3 i 4 jest taki sam i oscyluje wokół wartości zero.



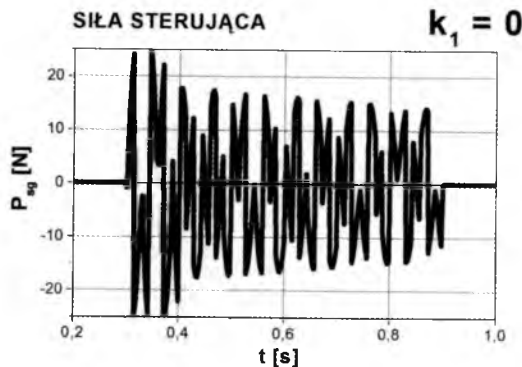
Rys. 8. Aerodynamiczna siła sterująca dla opcji 3 i 4

Rysunek 9 – Charakterystyka ciągu silniczków gazodynamicznych jest wykorzystana przez układ regulacji na wygenerowanie maksymalnej siły sterującej. Co prawda wartość maksymalna siły nie występuje w całym zakresie charakterystyki, ale jest dominująca. Dotyczy to opcji 1 i pozwala na osiągnięcie celu zdecydowanie częściej niż w przypadku zastosowania opcji 2.



Rys. 9. Gazodynamiczna siła sterująca dla opcji 1

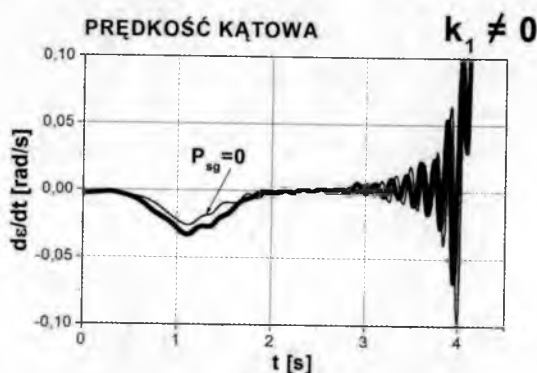
Rysunek 10 – W przypadku opcji 3 przebieg zmienności gazodynamicznej siły sterującej jest zupełnie inny niż dla opcji 1. W całym zakresie charakterystyki ciągu silniczków gazodynamicznych generowana siła sterująca nie osiąga wartości maksymalnych. Oscyluje ona wokół wartości zero. Rakieta zwykle przed osiągnięciem celu uderza w ziemię. Jeżeli algorytm sterowania nie jest uzupełniony dodatkowym składnikiem (5.2), to brak silniczków gazodynamicznych pozwala na realizację korzystniejszej charakterystyki dla opcji 4 w porównaniu z opcją 3. Rakieta bowiem nie nurkuje, aż tak stromo w kierunku ziemi, ale jej lot jest również niestabilny i z reguły rakieta nie trafia w cel.



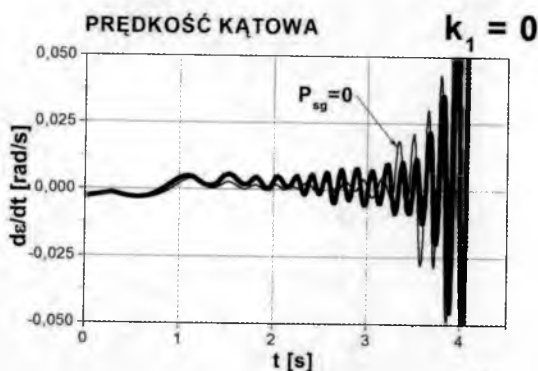
Rys. 10. Gazodynamiczna siła sterująca dla opcji 3

Rysunki 11 i 12 – Przebieg zmienności prędkości kątowej linii obserwacji celu jest parametrem algorytmu sterowania. Zastosowanie w tym algorytmie dodatkowego składnika (5.2) powoduje, że przebieg prędkości kątowej linii ob-

serwacji celu w funkcji czasu (rys. 11) jest zdecydowanie inny, niż w przypadku, kiedy ten składnik (5.2) w algorytmie nie występuje (rys. 12). Wniosek ten dotyczy przede wszystkim dwóch pierwszych sekund lotu rakiety. Charakterystyka prędkości kątowej linii obserwacji celu w końcowej fazie lotu wprowadza zakłócenia w procesie naprowadzania. Istotnym powodem tych anomalii jest wyraźny wzrost wartości tego parametru.

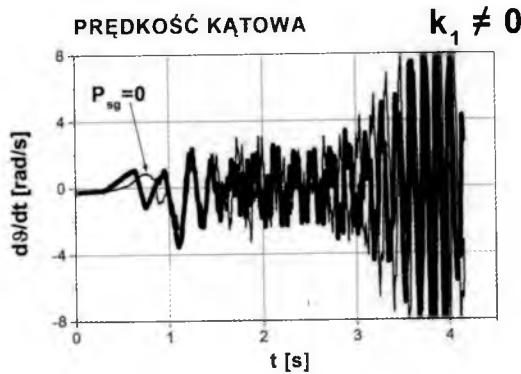


Rys. 11. Prędkość kątowa linii obserwacji celu dla opcji 1 i 2

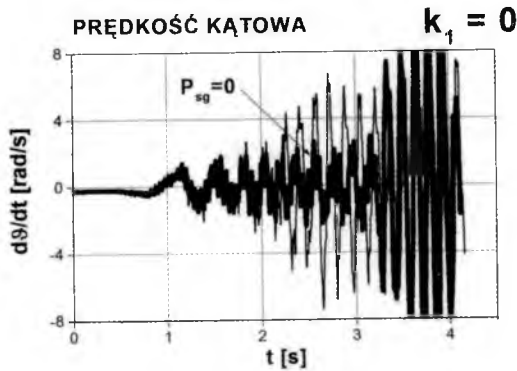


Rys. 12. Prędkość kątowa linii obserwacji celu dla opcji 3 i 4

Rysunki 13. i 14 – Przebieg zmienności prędkości kątowej osi podłużnej rakiety jest parametrem algorytmu sterowania. Zastosowanie w tym algorytmie dodatkowego składnika (5.2) powoduje, że przebieg prędkości kątowej osi podłużnej rakiety w funkcji czasu (rys. 13) jest inny, niż w przypadku, kiedy ten składnik (5.2) w algorytmie nie występuje (rys. 14). Bardzo istotna jest charakterystyka tego parametru w pierwszej sekundzie lotu. W tym czasie kształtowany jest początkowy tor ruchu rakiety, który determinuje trajektorię w następnej fazie lotu.



Rys. 13. Prędkość kątowna osi podłużnej rakiety dla opcji 1 i 2

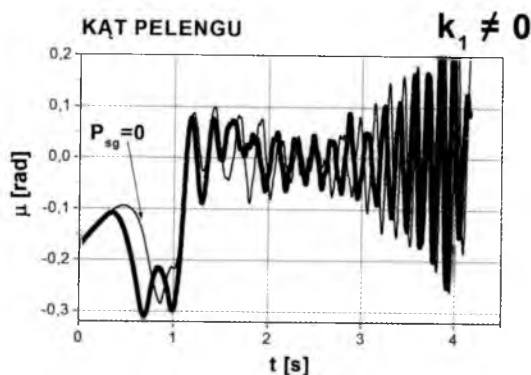


Rys. 14. Prędkość kątowna osi podłużnej rakiety dla opcji 3 i 4

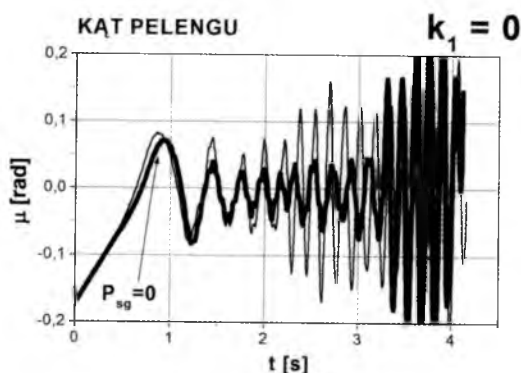
Rysunki 15 i 16 – Przebieg zmienności w czasie kąta pelengu jest opcjonalnym parametrem algorytmu sterowania. Zastosowanie w tym algorytmie dodatkowego składnika (5.2) powoduje, że przebieg kąta pelengu w funkcji czasu (rys. 15) jest zdecydowanie inny, niż w przypadku, kiedy ten składnik (5.2) w algorytmie nie występuje (rys. 16). W procesie kształtowania trajektorii lotu rakiety szczególne znaczenie ma pierwsza sekunda ruchu, tuż po opuszczeniu wyrzutni.

7. Wnioski

Uwzględnienie w algorytmie sterowania przeciwnoczną rakieta bliskiego zasięgu samonaprowadzającą się na cel oraz obracającą się wokół osi podłużnej dodatkowego składnika, zawierającego przebieg zmienności kąta pelengu, umożliwia trafienie w nieruchomy cel położony na niewielkiej wysokości.



Rys. 15. Przebieg zmienności w czasie kąta pelengu dla opcji 1 i 2



Rys. 16. Przebieg zmienności w czasie kąta pelengu dla opcji 3 i 4

Zastosowanie sterowania hybrydowego poprzez wprowadzenie w pierwszej sekundzie lotu korekcji gazodynamicznej korzystnie kształtuje trajektorię lotu.

W procesie kształtowania trajektorii lotu rakiety szczególne znaczenie ma pierwsza sekunda ruchu, tuż po opuszczeniu wyrzutni.

Bibliografia

1. BARANOWSKI L., 1999, Reserch of dynamic characteristics of one-canal control rockets, *5th Conference: Dynamical Systems Theory and Applications*, Łódź, 131-136
2. BARANOWSKI L., 2000, Symulacja komputerowa lotu rakiet przeciwlotniczych sterowanych jednokanałowo, *Mechanika w Lotnictwie ML-IX*, J. Maryniak

- (red.), Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa, 17-27
3. DZIOPA Z., 1998, Sterowanie pociskiem raketowym bliskiego działania obracającym się wokół osi podłużnej, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej nr 168, Mechanika z. 51, Awionika*, tom 1, Rzeszów, ISSN 0209-2689, 125-132
 4. DZIOPA Z., 2000, Rocket missile lift-off and flight simulator program, *Computer Assisted Mechanics and Engineering Sciences – CAMES*, Institute of Fundamental Technological Research, Polish Academy of Sciences, 7, 507-521
 5. DZIOPA Z., 2006, Wybrane metody sterowania raketami przeciwlotniczymi bliskiego zasięgu, *NIT – Nauka Innowacje Technika*, Oficyna Wydawnicza „MH”, 1 (12), ISSN 1731-4291, Nr indeksu 380334, 38-45
 6. DZIOPA Z., 1999, Wpływ ruchu obrotowego pocisku raketowego wokół osi podłużnej na dynamikę jego lotu, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej nr 174, Mechanika z. 52, Problemy dynamiki konstrukcji*, Rzeszów, ISSN 0209-2689, 379-384
 7. DZIOPA Z., 1998, Sposób kształtowania przebiegu zmienności siły sterującej generowanej przez układ samonaprowadzania, *II Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa: Naukowe aspekty Techniki Uzbrojenia, część 1*, Wojskowa Akademia Techniczna, Waplewo, ISBN 83-908620-2-6, 89-96
 8. GACEK J., MARYNIAK J., 1987, Modelowanie własności dynamicznych brył obrotowych miotanych z ruchomych obiektów, *Biuletyn WAT*, Warszawa, 81-96
 9. KACZOREK T., DZIELIŃSKI A., DĄBROWSKI W., ŁOPATKA R., 2006, *Podstawy teorii sterowania*, WNT, Warszawa
 10. MACHOWSKI B., KMIECIK P., 1996, Analiza procesu naprowadzania pocisku wirującego z dodatkowym napędem na cel ruchomy, *Biuletyn WOSR*, 23, 1, Jelenia Góra, 31-40
 11. MACHOWSKI B., MOTYL K., 2005, Badania teoretyczne i doświadczalne wpływu impulsu sterującego na tor lotu pocisku raketowego, *Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej – CRAAS*, Kraków, 319-329
 12. MARYNIAK J., 1995, Zastosowanie równań mechaniki analitycznej dla układów o więzach nieholonomicznych w modelowaniu dynamiki automatycznie sterowanych raket, *V Krajowa Konferencja: Automatyzacja i Eksploatacja Systemów Sterowania*, 1, Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia, 35-50
 13. OSIECKI J., KORUBA Z., *Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu*, część I, Politechnika Świętokrzyska, skrypt nr 348, Kielce
 14. OSIECKI J., KORUBA Z., 2006, *Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia*, Politechnika Świętokrzyska, Podręcznik akademicki, Kielce

15. SIBILSKI K., 2004, *Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających*, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa
16. SKOMRA A., 1995, *Systemy sterowania lotniczych pocisków raketowych*, WAT, Warszawa
17. VOGT R., MADLER J., GŁĘBOCKI R., 1998, Jednokanałowe, nieciągłe sterowanie lotem przestrzennym obiektu, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej nr 168, Mechanika z. 51, Awionika*, Rzeszów, 203-210
18. VOGT R., GŁĘBOCKI R., 2004, Dynamika nieciągłego dwustanowego sterowania lotem przestrzennym obiektu, *Mechanika w Lotnictwie ML-XI*, J. Maryniak (red.), Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa, 317-327
19. KARAGODIN W.M., 1963, *Teoreticzeskoe osnovy mechaniki tel peremennogo sostawa*, Oborongiz, Moskwa
20. KRINECKIJ E.I., 1970, *Sistemy samonawedenija*, Moskwa
21. MISZIN W.P. 1990, *Dinamika raket*, Maszynostroenie, Moskwa
22. NOWOSELCOW W.S., 1969, *Analitическая механика систем с переменными массами*, Izd. LGU, Leningrad

Hybrid control of the missile launched at an immovable target

Abstract

The study presents the application of the hybrid control in operating a missile launched at an immovable target. The hybrid control is based on aerodynamic and gasodynamic forces while aiming at the target. The system is equipped with a single-channel apparatus operating a pair of aerodynamic rudders and a system of two small gasodynamic engines. The rotary motion of the missile round the longitudinal axis is necessary in order to realise the guidance. The operating system works in the relay mode generating the resultant force determined after each missile rotation. Shooting with a missile of such a class at an immovable target positioned at a low altitude does not guarantee its effectiveness. The missile hits the ground immediately after launching and its flight is unstable. The classic control algorithm was completed with a component improving the guidance effectiveness. Immediately after launching, the missile ascends and attacks the immovable target from above, usually hitting the expected point.

IDENTYFIKACJA PARAMETRÓW LOTU POCISKU MOŹDZIERZOWEGO PRZY ZASTOSOWANIU ZŁOŻONEGO SYSTEMU POMIAROWEGO¹

LESZEK BARANOWSKI

JÓZEF GACEK

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Uzbrojenia
e-mail: leszek.baranowski@wat.edu.pl; jozef.gacek@wat.edu.pl

JANUSZ WEISS

Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, Ośrodek Badań Dynamicznych
e-mail: obd@witu.mil.pl

W pracy przedstawiono model laboratoryjny rejestratora wykorzystującego sensory typu MEMS do pomiaru parametrów lotu 98 mm pocisku moździerzowego (przyspieszeń liniowych i prędkości kątowych) oraz omówiono wyniki badań poligonowych poprawności jego działania.

1. Wprowadzenie

Badania w locie obiektów balistycznych stanowią najwiarygodniejsze źródło danych wykorzystywanych w procesie identyfikacji parametrów modelu fizycznego oraz warunków początkowych procesu symulacji strzelania. Podstawowym problemem w realizacji tego typu układów pomiarowych do rejestracji parametrów lotu pocisków artyleryjskich i moździerzowych jest wymóg skonstruowania układu o małych wymiarach (ze względu na ograniczoną przestrzeń wewnątrz pocisku) i możliwości prawidłowego działania po wystąpieniu przeciążenia rzędu kilku tysięcy g w chwili wystrzelenia pocisku.

W ostatnim czasie daje się zaobserwować szybki rozwój tanich mikroukładów elektronicznych wykonywanych w technologii MEMS (ang. *Micro Electro-Mechanical Systems*), które dają możliwość wykonania w jednej strukturze krzemowej konstrukcji mechanicznej przetwornika i elektronicznego układu

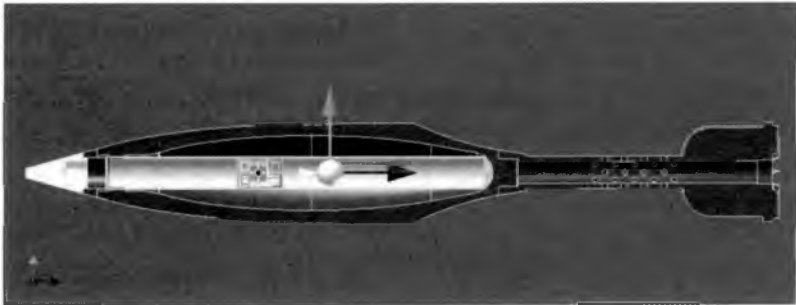
¹Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2008-2010 jako projekt badawczy własny nr 0 N501 068935.

kondycjonującego sygnał wyjściowy, określanymi jako miniaturowe urządzenia elektromechaniczne. Rozmiary takich układów nie przekraczają zwykle powierzchni kilku milimetrów, a masa nie przekracza wartości kilku gramów. Parametry metrologiczne tych układów, ich małe wymiary i odporność na udary mechaniczne oraz wysokie przeciążenia predysponują je do zastosowania w wyżej wspomnianych układach pomiarowych.

W pracy przedstawiono model laboratoryjny rejestratora wykorzystującego sensory typu MEMS do pomiaru parametrów lotu 98 mm pocisku moździerzowego (przyspieszeń liniowych i prędkości kątowych) oraz omówiono wyniki badań poligonowych poprawności jego działania.

2. Budowa układu pomiarowego

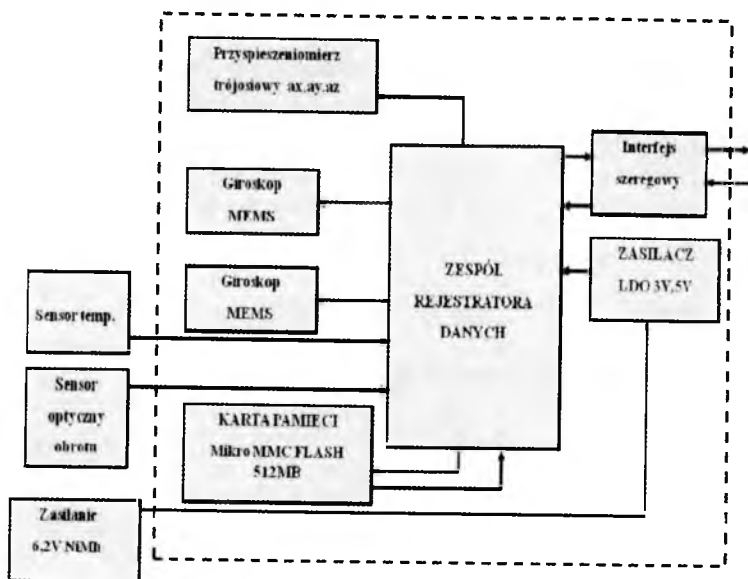
Do pomiaru oraz akwizycji danych fizycznych z czujników pomiarowych rejestrujących parametry lotu obiektu na torze lotu opracowano specjalizowany układ pomiarowy, który jest montowany wewnątrz badanego pocisku (w przypadku przyjętego do badań 98 mm pocisku moździerzowego poprzez otwór o średnicy 32 mm) w miejsce ładunku wybuchowego (rys. 1). Zastosowany układ pomiarowy jest specjalną miniaturową wersją rejestratora PRP-J5 firmy PILC, zabudowaną w duralowym zasobniku o kształcie cylindra.



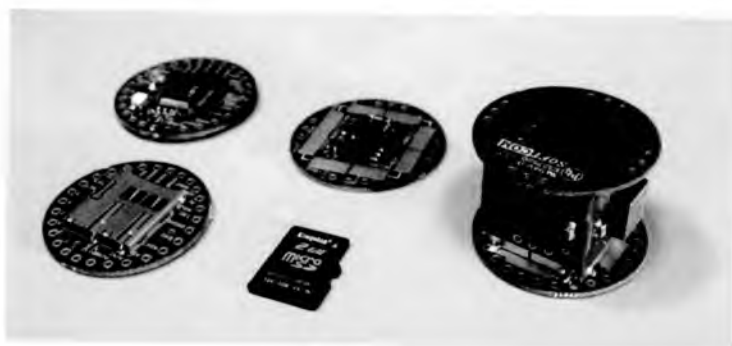
Rys. 1. Sposób umieszczenia układu pomiarowego wewnątrz pocisku

Zasobnik z rejestratorem umieszczony jest w cylindrycznej rurze umożliwiającej przemieszczanie się zasobnika w osi podłużnej pocisku. Przed eksperymentem zasobnik wsunięty jest na pozycję, w której przetworniki pomiarowe znajdują się w środku ciężkości pocisku i w tym położeniu jest zablokowany. W momencie przyziemia zasobnik przemieszcza się w kierunku noska pocisku, spiętrzając znajdujące przed nim powietrze, co powoduje zmniejszenie poziomu przyspieszeń w momencie przyziemia.

Schemat blokowy układu pomiarowego przedstawiono na rys. 2. Jego podstawą jest jednokładowy mikrokomputer z wewnętrznym przetwornikiem AC o rozdzielczości 12 bit z programowanym wzmacniaczem sygnałów pomiarowych. Układ posiada 12 wejść pomiarowych, wyprowadzonych na punkty połączeń z sensorami i jest zespołem rejestratora danych.



Rys. 2. Schemat blokowy układu pomiarowego



Rys. 3. Podzespoły rejestratora: płytka mikrokomputera, zasilacza, moduł sensorów, płytka karty pamięci, pamięć FLASH

Rysunek 3 przedstawia widok głównych elementów pomiarowych rejestratora. Na płytkach zamontowanych w kształcie sześciianu umieszczone są dwa giroskopy MEMS oraz przyspieszeniometer trójosiowy. Okrągła płytka mikro-

komputera współpracującego z przetwornikami i pamięcią umieszczona jest w górnej części i separowana od pozostałych układów warstwą pianki, analogiczna okrągła płytką umieszczona jest na spodzie i zawiera układy stabilizatorów napięcia. Na dnie zasobnika umieszczone jest chemiczne źródło napięcia oddzielone płytką od układów elektronicznych.

Jako element pomiaru prędkości obrotowej pocisku zastosowano fototranzystor typu PT204-6C. Element ten został wybrany z szeregu innych optoelementów ze względu na korzystną charakterystykę luminancji-napięcie i odporność na udary mechaniczne. Dodatkowym atutem tego sensora jest dogodne mocowanie poprzez umieszczenie go w kalibrowanym otworze części głowicowej będącej ekwiwalentem zapalnika pocisku. Szczegółowe dane odnośnie zastosowanych sensorów pomiarowych zostały przedstawione w pracy [3].

3. Badania poligonowe układu pomiarowego

Ocenę poprawności działania układu pomiarowego przeprowadzono w trakcie strzelań poligonowych, rejestrując parametry lotu 98 mm pocisku moździerzowego wystrzelonego na ładunku zasadniczym i kącie podniesienia lufy moździerza $QE = 80$ deg.

Widok ogólny pocisku testowego (w postaci modelu bryłowego) przedstawiono na rys. 4, a podstawowe wymiary służące do wyznaczenia charakterystyk geometrycznych na rys. 5.

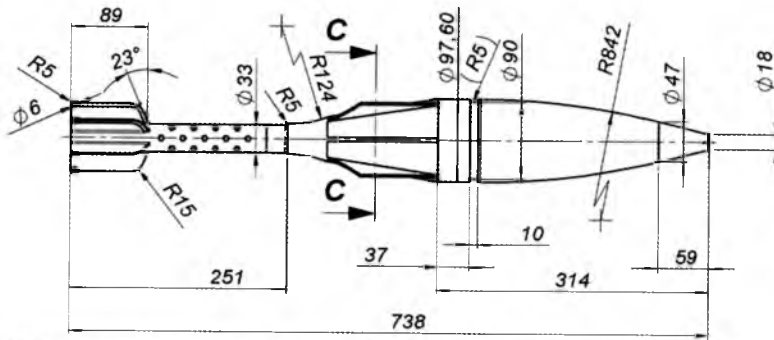


Rys. 4. Model bryłowy 98 mm odłamkowo-burzącego pocisku moździerzowego

Poniżej zestawiono charakterystyki masowo-bezwładnościowe 98 mm odłamkowo-burzącego pocisku moździerzowego wykorzystywane w procesie identyfikacji parametrów lotu i podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu fizycznego pocisku:

— masa

$$m = 10.204 \text{ kg}$$



Rys. 5. Podstawowe wymiary 98 mm odłamkowo-burzącego pocisku moździerzowego

— współrzędna położenia środka masy pocisku liczona względem noska (rys. 5)

$$x_{s.m.} = 0.307 \text{ m}$$

— masowe momenty bezwładnościowe pocisku I_x , I_y , I_z w układzie związanym $Oxyz$

$$I_x = 0.010067 \text{ kgm}^2$$

$$I_y = 0.295256 \text{ kgm}^2$$

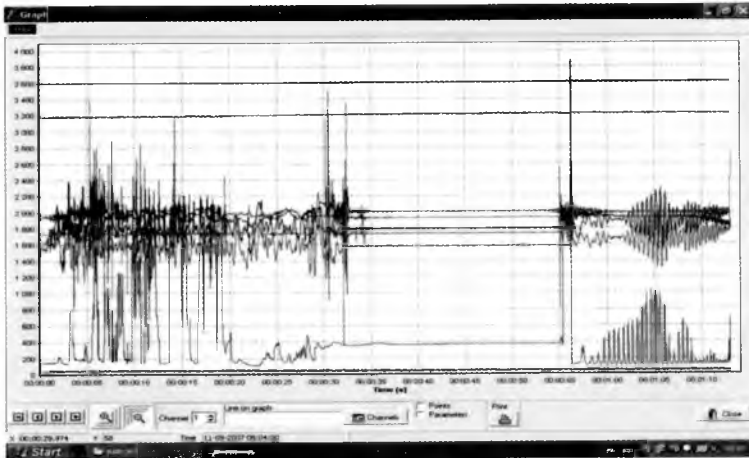
$$I_z = 0.295256 \text{ kgm}^2$$

Strzelania przeprowadzono na poligonie WITU w Stalowej Woli na wydzielonym obszarze, wykorzystując dodatkowo następującą aparaturę badawczą: radar dopplerowski do pomiaru prędkości lotu (rys. 6), odbiornik GPS do lokalizacji pozycji moździerza i punktu upadku pocisku, aparat fotograficzny o rozdzielczości 5 megapikseli do dokumentacji eksperymentu, kamerę zdjęć szybkich do filmowania lotu pocisku po opuszczeniu lufy na tle specjalnie przygotowanego ekranu oraz stację do sondowania atmosfery.

Na rysunku 7 przedstawiono wszystkie zarejestrowane sygnały przez układ pomiarowy, dla 98 mm pocisku odłamkowo-burzącego wystrzelonego na ładunku zasadniczym ($V_0 = 76 \text{ m/s}$) i kącie pochylenia lufy $QE = 80 \text{ deg}$. Faza pierwsza do ok. 30 sekundy pokazuje zmianę parametrów przy przygotowaniu pocisku do strzelania, następny przedział czasu to pozycja wyjściowa pocisku w lufie moździerza przed odpaleniem. Zasadniczy zakres pomiarowy, obejmujący lot pocisku, zaczyna się od 56 sekundy rejestracji (chwila odpalenia) i trwa aż do momentu zerwania zworki umieszczonej na obudowie zapalnika pocisku w chwili rozpoczęcia penetracji noska pocisku w gruncie. Z tego też względu na wykresie nie zostały zarejestrowane duże przeciążenia związane z wyhamowaniem pocisku w Ziemi.



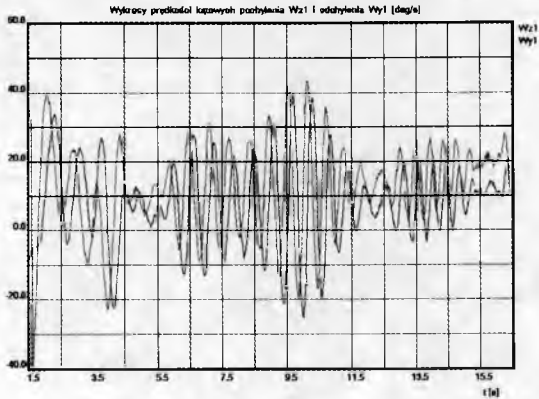
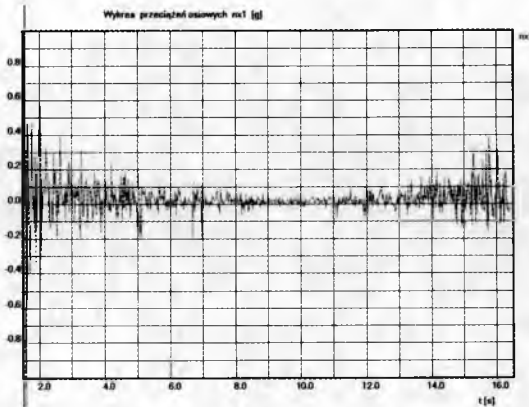
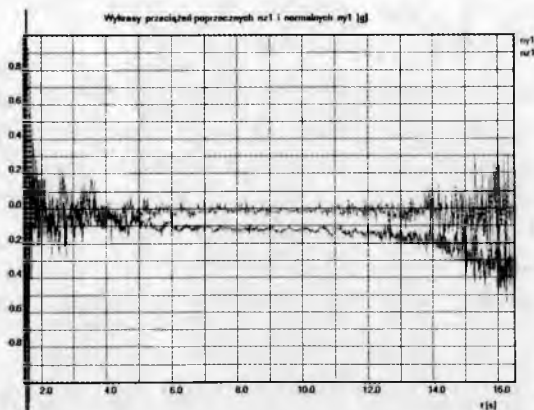
Rys. 6. Zestaw badawczy na stanowisku poligonowym

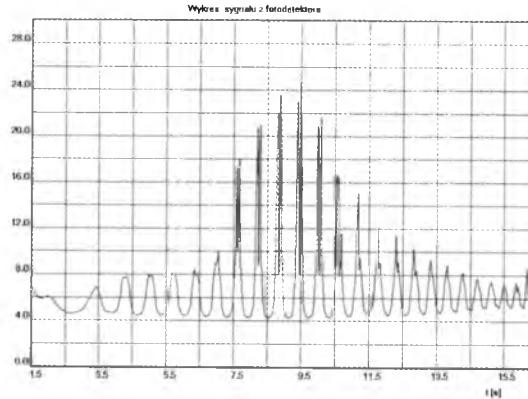


Rys. 7. Wykresy zarejestrowanych danych źródłowych przez układ pomiarowy

Skalowanie i obróbka cyfrowa zarejestrowanych sygnałów pozwoliły uzyskać przebiegi w funkcji czasu następujących pomierzonych parametrów lotu pocisku:

- prędkości kątowych pochylenia ω_z i odchylenia ω_y zarejestrowanych przez giroskopy prędkościowe (rys. 8),
- trzech składowych przeciążeń działających na pocisk w układzie związanym z pociskiem $0xyz$: osiowego n_x (rys. 9), normalnego n_y i poprzecznego n_z (rys. 10), zarejestrowanych przez akcelerometr trójosiowy umieszczony w środku masy pocisku,
- przebiegu sygnału luminancji z fotodetektora (rys. 11).

Rys. 8. Przebiegi prędkości kątowych ω_z i ω_y pociskuRys. 9. Przebieg przeciążenia osiowego n_x pociskuRys. 10. Przebieg przeciążenia normalnego n_y i poprzecznego n_z pocisku



Rys. 11. Przebieg sygnału luminancji z fotodetektora zamocowanego w części głowicowej pocisku

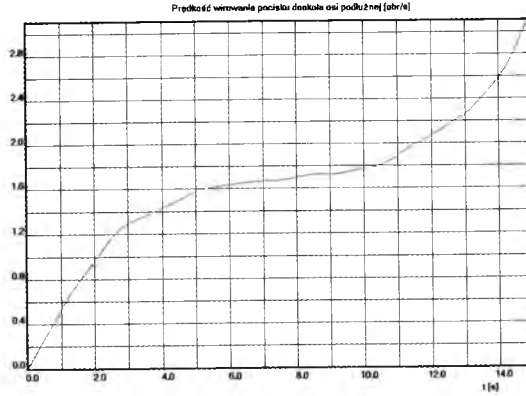
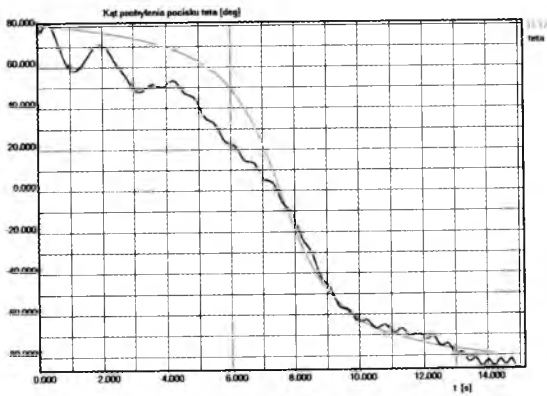
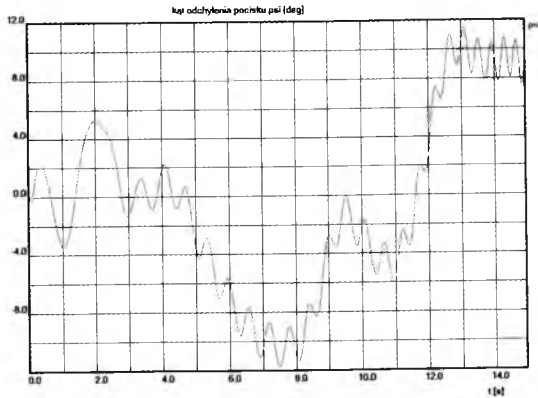
Analizę parametrów lotu pocisku przeprowadzono w układach odniesienia powszechnie wykorzystywanych przez artylerzystów [1].

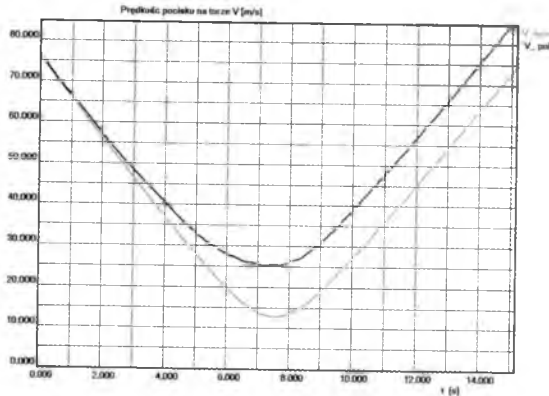
4. Identyfikacja właściwości dynamicznych pocisku

Identyfikację właściwości dynamicznych pocisku rozpoczęto od wyznaczenia prędkości wirowania pocisku $\dot{\gamma}$ (rys. 12), przebiegu kąta pochylenia pocisku ϑ (rys. 13) i odchylenia ψ (rys. 14) oraz prędkości postępowej pocisku V (rys. 15) i jej składowych w układzie związanym. Wykorzystano w tym celu zależności wynikające z równań kinematycznych ruchu dookoła środka masy opisane w pracy [1] oraz sygnały zarejestrowane przez układ pomiarowy, a omówione w pkt. 3. W dalszej kolejności przystąpiono do wyznaczenia toru lotu pocisku, całkując kinematyczne równania ruchu postępowego pocisku [1], wykorzystując wcześniej wyznaczone składowe prędkości pocisku. Niestety, pomimo usilnych prób (różnorodnego filtrowania i wygładzania sygnałów pomiarowych) nie udało się uzyskać wiarygodnego przebiegu toru lotu pocisku o odpowiedniej wierzchołkowej, zasięgu i odchyleniu bocznym.

Wykorzystując algorytmy identyfikacji przedstawione w pracy [4] oraz zarejestrowane prędkości kątowe ω_z , ω_y i $\dot{\gamma}$, wyznaczono dodatkowo następujące charakterystyki aerodynamiczne pocisku dla $Ma = 0.2$:

$$\begin{aligned} m_z^\alpha &= -0.27 \text{ rad}^{-1} & m_z^{\omega_z} &= 0.5 \\ m_{x0} &= 0.015 & m_x^{\omega_x} &= -0.034 \end{aligned}$$

Rys. 12. Przebieg zidentyfikowanej prędkości wirowania pocisku $\dot{\gamma}$ Rys. 13. Przebieg zidentyfikowanego kąta pochylenia pocisku ϑ na tle kąta pochylenia wektora prędkości pocisku θ Rys. 14. Przebieg zidentyfikowanego kąta odchylenia pocisku ψ



Rys. 15. Przebieg zidentyfikowanej prędkości postępowej pocisku V_{pol} na tle prędkości uzyskanej z pomiarów radarem Dopplera V_{sym} .

5. Podsumowanie i wnioski końcowe

Pierwsze badania poligonowe, opracowanego modelu laboratoryjnego układu pomiarowego zamontowanego wewnątrz 98 mm pocisku moździerzowego, można uznać za pozytywne. Aparatura nie uległa uszkodzeniu w momencie wystrzelenia pocisku, dokonano rejestracji parametrów lotu na karcie pamięci, które (po odnalezieniu pocisku) zostały odczytane i poddane analizie.

Przeprowadzone badania pozwoliły na pozyskanie unikalnych rzeczywistych danych o parametrach lotu pocisku moździerzowego, a zwłaszcza o parametrach jego ruchu dookoła środka masy (bezcennych z punktu widzenia ustalenia warunków początkowych symulacji lotu oraz identyfikacji niektórych charakterystyk aerodynamicznych pocisku).

Spora niedokładność w wyliczonej prędkości lotu pocisku (rys. 15) oraz problem z uzyskaniem wiarygodnego toru lotu wynika z faktu, iż poziom szumów akcelerometrów był porównywalny (w przypadku strzelania na ładunku zasadniczym) z poziomem rejestrowanego sygnału przeciążeń wywołanych niewielką siłą aerodynamiczną działającą na pocisk w locie. Z tego też względu kolejne badania poligonowe należy przeprowadzić podczas strzelania na większym ładunku (przy większej prędkości początkowej pocisku).

Należy podkreślić, iż idea rejestracji przyspieszeń liniowych, prędkości kątowych oraz pomocniczych wielkości fizycznych z „pokładu” pocisku ułatwi w przyszłości weryfikację opracowywanych matematycznych modeli ruchu pocisku, identyfikację charakterystyk aerodynamicznych modelu fizycznego pocisku, pozwoli na rozwinięcie nowych metod badań.

Rezultaty uzyskane na bazie przyjętych rozwiązań konstrukcyjnych układu pomiarowego i zastosowanych podzespołów (zwłaszcza tanich, zminiaturyzowanych sensorów wykonanych w technologii MEMS) są zadowalające i mogą stanowić podstawę do następnych eksperymentów.

Bibliografia

1. GACEK J., 1999, *Balistyka zewnętrzna Cz. I, Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu*, WAT, Warszawa
2. GACEK J., 1999, *Balistyka zewnętrzna Cz. II, Analiza dynamicznych właściwości obiektów w locie*, WAT, Warszawa
3. BARANOWSKI L., GACEK J., WEISS J., 2009, Analiza możliwości implementacji dostępnych czujników pomiarowych w rejestracji parametrów toru lotu wybranych obiektów, *Zbiór Prac VIII Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej CRASS 2009 „Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej”*, Tarnów, 46-55
4. BARANOWSKI L., KOJDECKI M.A., 2007, Zagadnienie odwrotne balistyki zewnętrznej i algorytm wyznaczania parametrów modeli ruchu pocisków artyleryjskich. *Biuletyn WAT, LVI*, 4 (648), 167-186

Identification of flight parameters of a mortar projectile by application of a complex measuring system

Abstract

Ballistic objects in flight research are the most reliable data source while physical model parameters of such objects in flight are being identified. A complex measuring system with sensors recording mortar projectiles flight parameters is presented in this paper. To record the projectiles flight parameters it was necessary to develop a recording system enable to withstand acceleration during firing and collision with earth surface, still recording flight parameters in order to reproduce data for further analysis.

Rozdział VI

*Materiały i struktury
lotnicze, badania
eksperymentalne
i numeryczne*

WIELOKRYTERIALNE PROJEKTOWANIE BRYŁY SAMOLOTU Z UWZGLĘDNIENIEM PRZEZNACZENIA

STANISŁAW KACHEL

Wojskowa Akademia Techniczna, Instytut Techniki Lotniczej, Warszawa

e-mail: stanislaw.kachel@wat.edu.pl

W pracy przedstawiono proces poszukiwania parametrów charakteryzujących optymalną konstrukcję przy narzuconych warunkach ograniczających, to jest masy i sztywności konstrukcji. Opracowano algorytm realizujący proces automatyzacji tworzenia bryły samolotu przy spełnieniu kryterium minimalnej masy konstrukcji przy zachowaniu własności sztywnościowych. Stwierdzono, że automatyzacja opisu bryły samolotu wsparta systemami CAD/CAM/CAE ułatwia proces podejmowania decyzji co do kształtu prototypu projektowanego obiektu wirtualnego.

1. Wstęp

Proces optymalizacji konstrukcji lotniczych bazujący na ograniczeniach wytrzymałościowych i statycznej aerosprężystości wiąże się z rozwiązaniem zagadnień uwzględniających sztywność rozpatrywanej konstrukcji lotniczej, gdzie konstrukcja jest traktowana jako układ powłokowo prętowy. W rozwiązaniach uwzględniono wpływ rozkładu masy. Obciążenia działające na samolot są wyznaczone w zależności od misji samolotu. Podział konstrukcji przy ustalonej geometrii i rozmieszczeniu siłowych elementów konstrukcji, a tym samym masy, sprowadza się do całkowania równań różniczkowych i sprawdzaniu warunków ograniczeń sztywnościowych, masowych. Zadanie wielokryterialnego projektowania zespołów statku powietrznego jest swoistego rodzaju rozwiązaniem układu, który posiada dużą liczbę parametrów. Wykorzystując zintegrowane systemy oraz dostępne języki programowania, a mianowicie język programowania GRIP (*Graphics Interactive Programming*) dla systemu CAD/CAM/CAE Unigraphics, można tę niedogodność wyeliminować.

2. Założenia do procesu optymalizacji masowej

W pracy zastosowano kryterium minimum masy, będące swoistego rodzaju wskaźnikiem jakości samolotu oceniającym walory konstrukcji na tle rozwiązań dopuszczalnych. Przedstawiono proces modelowania układów geometrycznych bryły samolotu z zastosowaniem metody optymalizacji masowo-geometrycznej, wykorzystując opracowane algorytmy i procedury w języku GRIP.

3. Kryteria optymalizacji konstrukcji lotniczych, sformułowanie zadania optymalizacji

Zadanie optymalizacji konstrukcji lotniczych stanowi złożenie optymalizacji zadań cząstkowych, wyboru podstawowych parametrów projektowanej konstrukcji lotniczej mających wpływ na uzyskanie właściwej bryły samolotu [3]-[9].

Pierwsze podejście uzyskania optymalnej konstrukcji bazuje na założeniach wstępnych dotyczących misji, geometrii i wyglądu zewnętrznego. Drugi sposób wykorzystuje schemat odwrotny do pierwszego podejścia, uzyskanie optymalnej konstrukcji, to znaczy uzyskanie parametrów optymalnych dla układu konstrukcyjno-wytrzymałościowego, który ma decydujący wpływ na sylwetkę samolotu. W procesie poszukiwania optymalnego rozwiązania przytoczone metody wzajemnie przenikają się, co zostanie przedstawione w kolejnych etapach poszukiwania parametrów mających decydujący wpływ na bryłę projektowanego samolotu.

4. Parametr masowy w funkcji ograniczenia konstrukcji lotniczej

Rozpatrzmy pierwszy parametr – masę, która ma istotne znaczenie w procesie wielokryterialnego modelowania dążącym do uzyskania optymalnej konstrukcji samolotu [3]-[9].

Masa startowa samolotu jest sumą mas składowych całej konstrukcji i można ją przedstawić według następującej zależności:

$$m_0 = m_k + m_{znp} + m_{inst} + m_{wyp} + m_{pal} + m_{lad} \quad (4.1)$$

gdzie: m_0 – masa startowa, m_k – masa konstrukcji, m_{znp} – masa zespołu napędowego, m_{inst} – masa instalacji, m_{wyp} – masa wyposażenia, m_{pal} – masa paliwa, m_{lad} – masa ładunku użytecznego.

W równaniu (4.1) pewne grupy mas mają charakter kluczowy na etapie projektowania. Parametry te dla wygody porównawczej określa poprzez parametry względne: $\bar{m}_k = m_k/m_0$, $\bar{m}_{znp} = m_{znp}/m_0$, $\bar{m}_{pal} = m_{pal}/m_0$.

Stąd wyznaczamy masę startową jako:

$$m_0 = \frac{m_{inst} + m_{wyp} + m_{lad}}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{znp} + \bar{m}_{pal})} \quad (4.2)$$

Wzór (4.2) pozwala uwzględnić zmianę masy startowej w zależności od zmiany układu konstrukcyjnego, a tym samym masy konstrukcji.

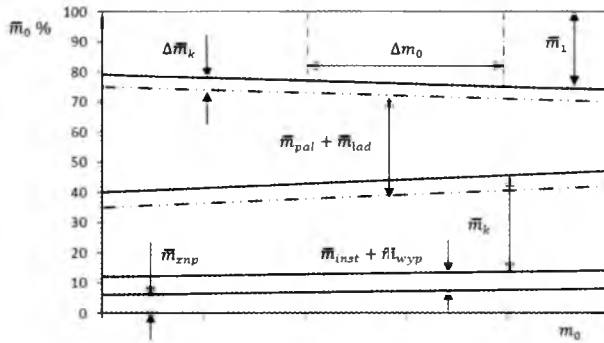
Jeżeli względna masa konstrukcji zmaleje o wielkość $\Delta\bar{m}_k$, to zmiana względnej masy startowej będzie następująca:

$$\Delta\bar{m}_0 = \frac{\Delta m_0}{m_0} = - \frac{\Delta\bar{m}_k \left(1 + \frac{\partial m_{pal}}{\partial m_k}\right)}{1 - (\bar{m}_k + \bar{m}_{znp} + \bar{m}_{pal})} \quad (4.3)$$

Pochodna cząstkowa $\partial m_{pal}/\partial m_k$ przedstawia zależność masy paliwa od masy konstrukcji. Pochodna ta jest trudna do wyrażenia w postaci prostego analitycznego wyrażenia, jednak istnieją dwa przypadki, w których wartości pochodnej $\partial m_{pal}/\partial m_k$ są znane: w pierwszym przypadku masa paliw nie zmienia się przy zmianie masy konstrukcji $\partial m_{pal}/\partial m_k = 0$, w drugim przypadku cała zaoszczędzona masa konstrukcji jest wykorzystana na zwiększenie masy paliwa $\partial m_{pal}/\partial m_k = 1$.

Efekt związany ze zmniejszeniem względnej masy konstrukcji jest przedstawiony na rysunku 1, który został zbudowany na podstawie danych statystycznych [14]. Na rysunku pokazano zależność względnych mas oddzielnych elementów samolotu w odniesieniu do masy startowej. Należy zauważyć, że względne masy konstrukcji, zespołu napędowego, agregatów, wyposażenia nieznacznie zmieniają się ze zmianą masy startowej (w przedziałach niedużych wahań masy startowej).

Jeżeli przyjmiemy, że dla uzyskania założonego zasięgu związanego z planowaną misją samolotu niezbędne jest określenie masy paliwa, to dla takiego założenia można kosztem zmniejszenia masy konstrukcji zwiększyć masę paliwa przy tej samej masie startowej samolotu, a tym samym zwiększyć zasięg samolotu, co będzie istotne przy planowaniu szeroko rozumianej misji. Natomiast, jeżeli zmniejszymy masę konstrukcji, to tym samym zmniejszamy masę startową samolotu przy ustalonej masie paliwa, a to umożliwi zmniejszenie podstawowych wymiarów samolotu. Bazując na przytoczonych rozważaniach, określamy ważne kryterium, kryterium minimalnej względnej masy konstrukcji, które jest jednym z podstawowych kryteriów optymalizacji i jest wykorzystane w opracowanym algorytmie realizacji wielokryterialnego projektowania samolotu.



Rys. 1. Zależność względnej masy samolotu od masy startowej

Należy zauważyć, że związek pomiędzy względną masą konstrukcji i niezbędną masą paliwa osiąga się poprzez odpowiednie ukształtowanie bryły aerodynamicznej dążącej do uzyskania poszukiwanej doskonałości K w oparciu o podstawowe parametry skrzydła, takie jak wydłużenie λ i względną grubość skrzydła \bar{c} . Z analiz statystycznych wynika, że masa skrzydła stanowi około 40% całkowitej masy konstrukcji. Uwzględniając związek między \bar{m}_k i \bar{m}_{pal} , należy rozważać minimalizację nie tylko całej masy konstrukcji \bar{m}_k , ale sumę masy konstrukcji i masy paliwa $\bar{m}_k + \bar{m}_{pal}$. Należy zauważyć, że niewielkie zwiększenie względnej masy konstrukcji pociąga za sobą znaczne zmniejszenie względnej masy paliwa.

Poszukiwanie minimum $\bar{m}_k + \bar{m}_{pal}$ w oparciu o geometryczne parametry \bar{c} , λ , wybór wielkości wydłużenia i względnej grubości skrzydła do określenia względnej masy skrzydła jest wystarczający. Jednak względną masę skrzydła \bar{m}_{sk} należy rozpatrywać jako sumę mas niesiłowych elementów konstrukcji \bar{m}_{nesk} i elementów przenoszących obciążenia \bar{m}_{sesk} określonych z warunków wytrzymałościowych:

$$\bar{m}_{sk} = \bar{m}_{nesk} + \bar{m}_{sesk} \quad (4.4)$$

W takim przypadku minimalizację masy startowej, z uwzględnieniem przedstawionych ograniczeń oraz w oparciu o równanie (4.3), możemy sformułować następującą funkcję:

$$\bar{m}_1 = \bar{m}_{nesk} + \bar{m}_{sesk} + \bar{m}_{pal} \quad (4.5)$$

Pochodne cząstkowe funkcji (4.5) przyrównujemy do zera:

$$\frac{\partial \bar{m}_1}{\partial \lambda} = 0 \quad \frac{\partial \bar{m}_1}{\partial \bar{c}} = 0 \quad (4.6)$$

Określenie pochodnych $\partial \bar{m}_1 / \partial \lambda$, $\partial \bar{m}_1 / \partial \bar{c}$ możemy wykonać w oparciu o analityczną zależność uwzględniającą względną masę paliwa w funkcji zasięgu [11], [12]:

$$\bar{m}_{pal} = \frac{1}{1 - \alpha} \left(1 - e^{-\frac{Lc_j}{KV}} \right) \quad (4.7)$$

gdzie: α – współczynnik określający wielkość względnej masy paliwa nie zużywanego (niezużywana pozostałość paliwa), c_j – godzinowe zużycie paliwa, V – prędkość lotu, K – doskonałość aerodynamiczna będąca funkcją parametrów λ , \bar{c} .

Warunki (4.6) są wykorzystane w procesie optymalizacji masy konstrukcji skrzydła, które można zapisać w postaci układu równań:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{m}_1}{\partial \lambda} &= \frac{\partial \bar{m}_{nesk}}{\partial \lambda} + \frac{\partial \bar{m}_{sesk}}{\partial \lambda} + \frac{1}{1 - \alpha} e^{-\frac{Lc_j}{KV}} \frac{Lc_j}{KV^2} \frac{\partial K}{\partial \lambda} = 0 \\ \frac{\partial \bar{m}_1}{\partial \bar{c}} &= \frac{\partial \bar{m}_{nesk}}{\partial \bar{c}} + \frac{\partial \bar{m}_{sesk}}{\partial \bar{c}} + \frac{1}{1 - \alpha} e^{-\frac{Lc_j}{KV}} \frac{Lc_j}{KV^2} \frac{\partial K}{\partial \bar{c}} = 0 \end{aligned} \quad (4.8)$$

Z równań (4.8) można wyznaczyć optymalne wielkości λ i \bar{c} . W procesie rozwiązania układu równań dużym utrudnieniem jest wyznaczenie pochodnych cząstkowych $\partial \bar{m}_1 / \partial \bar{c}$, $\partial \bar{m}_1 / \partial \lambda$, które wymagają specjalnych rozwiązań lub wyznaczenia na drodze eksperymentu. Dobrą metodą wyznaczenia pochodnych cząstkowych w procesie optymalizacji bryły samolotu okazało się wykorzystanie języka programowania GRIP (*Graphics Interactive Programming*) w systemie UNIGRAPHICS, a opracowanie algorytmu CPROPF(λ, \bar{c}) dało dobre rezultaty w rozpatrywanym przypadku.

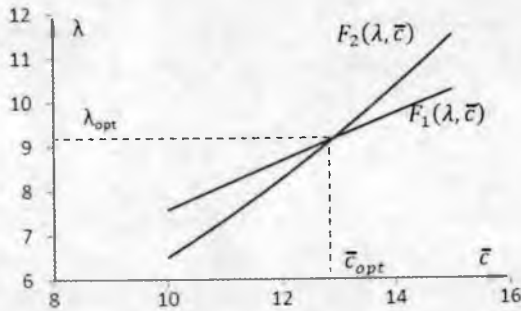
Ustalenie funkcji zmiany parametru \bar{c} w równaniu (4.8)₂ jest niezbędne w procesie optymalizacji rozkładu podstawowych parametrów projektowanego skrzydła.

Z układu równań (4.8) widać, że każde z nich określa funkcyjną zależność $F_1(\lambda, \bar{c})$, $F_2(\lambda, \bar{c})$. Wyznaczenie rozkładu $F_1(\lambda, \bar{c})$, $F_2(\lambda, \bar{c})$ umożliwi uzyskanie optymalnego rozwiązania dla projektowanego obiektu (rys. 2).

Algorytm urealniania zmiany parametrów λ , \bar{c} przy znanych (założonych) wartościach początkowych, korzystając z którego wyznaczymy wszystkie człony w równaniu (4.8), można zrealizować według pewnych założeń przedstawionych poniżej.

Niech λ_0 , \bar{c}_0 stanowią wartości początkowe parametrów, dla których określamy pochodne cząstkowe:

$$\left(\frac{\partial \bar{m}_1}{\partial \lambda} \right)_{\lambda=\lambda_0} \quad \left(\frac{\partial \bar{m}_1}{\partial \bar{c}} \right)_{\bar{c}=\bar{c}_0}$$



Rys. 2. Metoda wyznaczania optymalnych wielkości λ , \bar{c} dla projektowanego skrzydła w oparciu o równania (4.8)

Dla tak sformułowanych warunków zmiana względnej masy według funkcji \bar{m}_1 przy zadanych wartościach zmiany parametru $\Delta\lambda$ i $\Delta\bar{c}$ przyjmie następującą postać:

$$\Delta\bar{m}_1 = \left(\frac{\partial\bar{m}_1}{\partial\lambda}\right)_{\lambda=\lambda_0} \Delta\lambda + \left(\frac{\partial\bar{m}_1}{\partial\bar{c}}\right)_{\bar{c}=\bar{c}_0} \Delta\bar{c} + \phi(\Delta\lambda, \Delta\bar{c}) \quad (4.9)$$

Liniowa zależność w równaniu (4.9) jest dla małych przyrostów $\Delta\lambda$, $\Delta\bar{c}$ w porównaniu z początkowymi wartościami λ , \bar{c} . W przypadku, jeżeli zmiany parametrów są znaczne, to w rozkładzie funkcji \bar{m}_1 w pierwszym przybliżeniu dla wartości początkowych odpowiadających prototypowi konstrukcji λ_0 , \bar{c}_0 należy uwzględnić małe wyższego rzędu.

Wyrażenie (4.9) określa zbiór parametrów $\Delta\lambda$, $\Delta\bar{c}$, które wywołują jednokowe przyrosty wartości $\Delta\bar{m}_1$, co pociąga za sobą $\Delta\bar{m}_1 = 0$.

Przedstawione analizy świadczą o tym, że kryterium minimum masy można stosować w nieco innej postaci, a mianowicie kryterium minimum składowych mas funkcji \bar{m}_1 . Z przeprowadzonych rozważań wynika, że masa konstrukcji samolotu składa się z dwóch zasadniczych grup:

- masy siłowej konstrukcji samolotu, która przejmuje obciążenia i przenosi je na inne elementy siłowe,
- masy dodatkowych niesiłowych elementów oraz elementów, które przenoszą lokalne obciążenia.

Analizie wytrzymałościowej podlegają tylko elementy przenoszące obciążenia. Masę dodatkowych elementów konstrukcyjnych (uzupełniających) dobiera się w sposób doświadczalny.

Układ konstrukcyjno-wytrzymałościowy projektowanego samolotu powinien spełnić następujące wymagania: wytrzymałości statycznej, dynamicznej, aerosprężystej oraz zapewnić określoną żywotność konstrukcji.

Masa dodatkowych niesiłowych elementów konstrukcyjnych jest określana poprzez dostępny poziom technologii, żądań przyjaznej eksploatacji, wykonania misji, itd.

Przy określeniu masy podstawowej siłowej konstrukcji i masy dodatkowych elementów niezbędne staje się uwzględnienie fizycznych charakterystyk materiałów wykorzystanych w konstrukcji.

5. Parametr wytrzymałościowy w funkcji ograniczenia konstrukcji lotniczej

Innym ważnym kryterium optymalizacji układu konstrukcyjno wytrzymałościowego mającego istotny wpływ na poszukiwaną bryłę samolotu jest kryterium maksymalnej wytrzymałości [10], [11]. Wymagania stawiane wytrzymałości układu podyktowane są wymaganiami uzyskania odpowiednich własności aerospężystości. Wpływ charakterystyk materiałowych, a tym samym i masy, na podniesienie krytycznej prędkości niekorzystnych zjawisk aerospężystości można przedstawić następująco:

$$\frac{dc_z}{d\alpha} \frac{\rho v^2}{2} = A_1 \frac{(EJ)_{ekw}}{l^4} \quad (5.1)$$

gdzie: $dc_z/d\alpha$ – pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia, $\rho v^2/2$ – ciśnienie dynamiczne, A_1 – bezwymiarowy współczynnik proporcjonalności (uwzględniający cechy konstrukcyjne), $(EJ)_{ekw}$ – ekwiwalentna sztywność, l – rozpiętość skrzydła.

Ekwiwalentną sztywność można przedstawić jako wielkość proporcjonalną do momentu zginającego następującym równaniem:

$$(EJ)_{ekw} = (M_g)_{ekw} \rho_k \quad (5.2)$$

gdzie: $(M_g)_{ekw}$ – ekwiwalentny moment zginający, ρ_k – ekwiwalentny promień krzywizny wywołany przemieszczeniami.

Z zależności geometrycznych widoczne jest, że przy małych wartościach kątach natarcia α ekwiwalentny promień krzywizny można określić z zależności:

$$\rho_k = \frac{l^2}{2w(l)} \quad (5.3)$$

gdzie: $w(l)$ — maksymalna wielkość ugięcia na swobodnym brzegu skrzydła.

Bazując na równaniach (5.2) i (5.3), otrzymujemy:

$$\frac{(EJ)_{ekw}}{l^4} \cong \frac{(M_g)_{max}}{2l^3} \frac{l}{w(l)} \quad (5.4)$$

Wielkości $(M_g)_{max}$, $w(l)/l$ można przedstawić poprzez podstawowe fizyczne i geometryczne parametry samolotu. Wzajemny związek tych wielkości można zapisać w postaci:

$$M_g(l) = q_p \frac{Q_0}{S_{sk}} l^2 b_{sca} A_1 \quad (5.5)$$

gdzie: q_p – obliczeniowy współczynnik obciążenia, Q_0/S_{sk} – obciążenie jednostkowe skrzydła, b_{sca} – średnia cięciwa aerodynamiczna.

Wykorzystując równania określające moment gnący w zależności od parametrów sztywnościowych skrzydła oraz od parametrów wyężeniowych, otrzymujemy:

$$M_g = EJ \frac{d^2 w(y)}{dy^2} \quad \text{oraz} \quad M_g = 2\sigma_{dop} \left(\frac{J}{h} \right) \quad (5.6)$$

gdzie: σ_{dop} – naprężenia dopuszczalne, h – grubość skrzydła $h = b_{sca} \bar{c}$. Po wykonaniu całkowania i niezbędnych przekształceniach otrzymujemy wyrażenie:

$$\frac{w(l)}{l} = A_s \frac{\sigma_{dop}}{E} \frac{\lambda_c}{c} \quad (5.7)$$

W równaniu (5.7) wydłużenie skrzydła λ_c przedstawione jest jako $\lambda_c = l/b_{sca}$.

Dla tak przyjętych wielkości i założeń otrzymujemy:

$$\frac{dc_z}{d\alpha} \frac{\rho v^2}{2} = A q_p \frac{E}{\sigma_{dop}} \frac{Q}{S_{sk}} \frac{\bar{c}_0}{\lambda_c^2} \quad (5.8)$$

Zależność (5.8) pozwala wyznaczyć wielkość krytycznej prędkości wystąpienia niekorzystnych zjawisk aeroprężystości przy zmianie geometrycznych i fizycznych parametrów.

Sformułowane wyżej kryteria optymalizacji uwzględniające masę, wytrzymałość i sztywność konstrukcji pokazują, że wymagania stawiane wyborowi konstrukcyjnych i geometrycznych parametrów i na tej podstawie uzyskanie jednoznacznie optymalnej konstrukcji są trudne do określenia bez wsparcia poprzez badania eksperymentalne. Praktycznym podejściem do procesu optymalizacji układu konstrukcyjno-wytrzymałościowego, a tym samym i uzyskania odpowiedniej bryły samolotu, jest opracowanie parametrycznej struktury modelowanego obiektu w podziale na zespoły składowe. Opracowanie metody uwzględniającej przedstawione rozważania projektowania bryły samolotu

na bazie utworzonych algorytmów oraz implementowanie ich do zintegrowanego systemu CAD/CAM/CAE dało dobre rezultaty, co zostanie przedstawione w kolejnych punktach rozważań.

6. Analiza masy konstrukcji w procesie optymalizacji bryły samolotu

Podstawowym sposobem analizy masowej w procesie optymalizacji nowych konstrukcji jest metoda pozyskiwania informacji poprzez porównywanie istniejących konstrukcji z powstającym prototypem. Proste zestawienie wielkości względnych mas konstrukcji i jej agregatów nie może stanowić wystarczającego uzasadnienia o masowej poprawności projektowanego obiektu. Porównywane obiekty mogą odznaczać się zróżnicowanymi konstrukcyjnymi i geometrycznymi parametrami. Porównanie dwóch podobnych konstrukcji lotniczych przynosi dobry skutek w przypadku, gdy porównuje się tylko ich ogólne parametry.

Dla przeprowadzenia parametrycznej analizy masy konstrukcji nie istnieje konieczność wykonania pełnych projektowych obliczeń, o tyle, o ile zmianę masy można ocenić względem zmian poszczególnych geometrycznych i konstrukcyjnych parametrów. Parametryczna analiza konstrukcji jest efektywna dla przypadku, gdy istnieje konieczność prognozowania masy konstrukcji koncepcyjnego prototypu. Parametryczna analiza masy konstrukcji wymaga znajomości zależności masy zespołów samolotu od podstawowych wielkości geometrycznych i fizycznych charakteryzujących zespoły składowe konstrukcji lotniczej. Schemat określenia takich zależności zostanie przedstawiony na przykładzie skrzydła samolotu i kadłuba samolotu.

6.1. Analiza masy konstrukcji skrzydła w procesie optymalizacji bryły samolotu

Względną masę skrzydła można przedstawić jako sumę mas elementów wzdłuż rozpiętości skrzydła [13]. Masę tak zdefiniowanego skrzydła można określić według zależności:

$$m_{sk} = \int_0^l \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} \frac{M_g(y)}{h(y)} dy \quad (6.1)$$

gdzie: $M_g(y)$ – sumaryczny moment gnący w rozpatrywanym przekroju,

$h(z)$ – średnia grubość skrzydła w rozpatrywanym przekroju, γ – ciężar właściwy.

Wielkość $h(y)$ można przedstawić w postaci:

$$h(y) = a_0 \bar{c}(y) b(y) \quad (6.2)$$

gdzie: a_0 – współczynnik uwzględniający zmianę grubości skrzydła (statystycznie $a_0 = 0.85$, [11]), $\bar{c}(y)$ – grubość względna skrzydła w płaszczyźnie przekroju, $b(y)$ – długość lokalnej cięciwy.

Dla skrzydła funkcję opisującą moment zginający przedstawimy w postaci:

$$M_g(y) = q_p l \left[\bar{q} \frac{m}{S} b(y) T_1(\eta, \bar{y}) - \gamma_T b^2(y) \bar{c}(y) T_2(\eta, \bar{y}) - \sum m_i q l (y - \bar{y}_i) \right] \quad (6.3)$$

gdzie: $T_1(\eta, \bar{y})$, $T_2(\eta, \bar{y})$ – funkcje reprezentujące składowe momentu zginającego, $\bar{y} = y/l$, $\eta = b(0)/b(l)$, η – zbieżność skrzydła, y – współrzędna bieżąca wzdłuż osi sztywności skrzydła.

Współczynnik \bar{q} uwzględnia odciążenie masowe konstrukcji:

$$\Delta p_a - p_m = \frac{\bar{q}_p}{a}$$

$\Delta > 1$ – współczynnik, który reprezentuje zmianę obciążenia skrzydła, p_a , p_m – wielkości reprezentujące odpowiednio obciążenie aerodynamiczne i masowe konstrukcji. Wartość $\bar{q} \in (0.85, 0.90)$.

Drugi człon w kwadratowych nawiasach w wyrażeniu (6.3) odpowiada obciążeniom od paliwa w zbiornikach skrzydłowych, γ_T – udział masy paliwa; trzeci człon równania decyduje o obciążeniu skrzydła masami skupionymi m_i rozmieszczonymi na skrzydle.

W pierwszym przybliżeniu moment zginający skrzydła może być przedstawiony następująco:

$$M_g = (1 - \psi) q_p \frac{m_0}{S} \int_l^y \int_l^y b(y) dy^2 \quad (6.4)$$

gdzie: ψ – współczynnik poprawkowy.

Jeżeli uwzględnimy, że funkcja zmiany cięciwy wzdłuż rozpiętości skrzydła zmienia się liniowo zgodnie z zależnością

$$b(y) = b_0 \left[1 - \frac{y}{l} \left(1 - \frac{1}{\eta} \right) \right]$$

to dla tak sformułowanego warunku moment zginający skrzydła można wyrazić w uproszczonej postaci:

$$M_g = (1 - \psi) q_p \frac{m_0 b^3(y)}{S} \frac{l^2}{6 b_0 \left(1 - \frac{1}{\eta}\right)^2} \quad (6.5)$$

gdzie: b_0 – cięciwa w płaszczyźnie symetrii.

Wykorzystując wyrażenia (6.1) i (6.2), otrzymujemy zależność na wyznaczenie względnej masy układu wytrzymałościowego konstrukcji skrzydła:

$$\bar{m}_{sk} = \frac{m_{sk}}{m_0} = q_p \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} \sqrt{\lambda^3} \sqrt{\Theta^3} \sqrt{S} \left[\left(\frac{\Phi_0}{\bar{c}} - \gamma_T \right) \frac{\sqrt{\Theta} \sqrt{S} \Phi_T}{\frac{m_0}{S} \sqrt{\lambda_c}} \right] \quad (6.6)$$

gdzie: σ_{dop} – naprężenia dopuszczalne, $\Theta = S_{kon}/S_{sk}$ – stosunek powierzchni konsoli do powierzchni skrzydła, Φ_0 , Φ_T – parametry uwzględniające geometryczne charakterystyki skrzydła $\bar{c}(y)$ i η oraz uwzględniające stopień wypełnienia zbiorników paliwem. Drugi człon równania (6.6) uwzględnia wpływ obciążenia na względną masę skrzydła. W wielu przypadkach rozkład tego obciążenia jest uwzględniany we współczynniku poprawkowym ψ określanym według zależności:

$$\bar{m}_{sk} = q_p \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} \sqrt{\lambda_c^3} \sqrt{\Theta^3} \sqrt{S} \frac{\Phi_0}{\bar{c}} (1 - \psi) \quad (6.7)$$

gdzie:

$$\psi = \gamma_T \frac{\sqrt{\Theta} \sqrt{S} \bar{c}_0}{\sqrt{\lambda_c} \frac{m_0}{S}} \frac{\Phi_T}{\Phi_0}$$

Analogicznym sposobem można wyznaczyć względne masy dla innych konstrukcyjnych zespołów skrzydła (mechanizacja skrzydła), które wyrażamy przez podstawowe parametry projektowanego skrzydła. Dla ścianek dźwigara masę można obliczyć drogą analityczną, gdzie dużym udogodnieniem jest przyjęcie funkcji siły tnącej w postaci:

$$Q(y) = (1 - \psi) q_p \frac{m}{S} \int_l^y b(y) dy$$

Dla tak sformułowanej funkcji powierzchnię przekroju poprzecznego ścianki określimy z zależności:

$$F_{sc} = \frac{Q}{\tau_{dop}}$$

gdzie τ_{dop} – dopuszczalne naprężenia ścinające. Po wykonaniu niezbędnych przekształceń otrzymano zależności na wyznaczenie względnej masy ścianki w układzie konstrukcyjnym skrzydła, co można zapisać w postaci:

$$\bar{m}_{sc} = \frac{\bar{m}_{sc}}{m_0} = (1 - \psi) \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} q_p \Gamma(\eta) \sqrt{\lambda} \sqrt{S}$$

gdzie $\Gamma(\eta)$ – funkcja uwzględniająca geometryczne charakterystyki skrzydła.

Korzystając z prac [10], [13], względną masę skrzydła można przedstawić w postaci:

$$\begin{aligned} \bar{m}_{sk} = & \alpha_1 q_p \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} \frac{\sqrt{\lambda_c^3}}{\bar{c}_0} + \alpha_2 q_p \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} \frac{\lambda_c}{\bar{c}_0} + \alpha_3 q_p \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} \sqrt{\lambda} \sqrt{S} + \\ & + \alpha_4 q_p + \alpha_5 q_p \frac{S}{m_0} \end{aligned} \quad (6.8)$$

Współczynniki α_i równania (6.8) odpowiadają za: α_1 – steruje wartościami masowymi wzdłuż cięciwy w rozpatrywanym przekroju skrzydła, α_2 – kontroluje masę wzdłuż rozpiętości skrzydła, α_3 – steruje podłużnicami, α_4 – steruje żebrami siłowymi, α_5 – odpowiada za masy wyważające (nosek krawędzi natarcia), mechanizację skrzydła i część spływową.

Bazując na parametrycznej zależności (6.8), można przeprowadzać analizę rozkładu względnej masy projektowanej konstrukcji z zasadami optymalizacji od prototypu do finalnej konstrukcji. Zakładając, że dla prototypu są znane wszystkie składniki w zależności (6.8), to znaczy parametry wejściowe takie jak: masy skrzydła i wszystkie niezbędne fizyczne i geometryczne parametry, to dla tak sformułowanego zagadnienia wartości współczynników α_1 do α_5 można przyjąć jako wartości proporcjonalne do udziału mas prototypu.

Załóżmy, że projektowane skrzydło różni się od istniejącego prototypu pewnymi przyrostami parametrów: Δq_p , $\Delta \lambda$, $\Delta \bar{c}_0$, ΔS , $\Delta m_0/S$, itd. Wtedy przyrost względnej masy projektowanego skrzydła w porównaniu z parametrami wyjściowymi prototypu można określić z rozkładu Taylora:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{m}_{sk} = & \frac{\partial \bar{m}_{sk}}{\partial q_p} \Delta q_p + \frac{\partial \bar{m}_{sk}}{\partial \lambda} \Delta \lambda + \frac{\partial^2 \bar{m}_{sk}}{\partial \lambda^2} \frac{\Delta \lambda^2}{2!} + \dots + \frac{\partial \bar{m}_{sk}}{\partial \bar{c}_0} \Delta \bar{c}_0 + \\ & + \frac{\partial^2 \bar{m}_{sk}}{\partial \bar{c}_0^2} \frac{\Delta \bar{c}_0^2}{2!} + \dots + \frac{\partial \bar{m}_{sk}}{\partial S} \Delta S + \frac{\partial^2 \bar{m}_{sk}}{\partial S^2} \frac{\Delta S^2}{2!} + \dots \end{aligned} \quad (6.9)$$

Przedstawienie względnej masy skrzydła w charakterze parametrycznych zależności równania (6.8) pozwala jednoznacznie określić wchodzące w równanie (6.9) pochodne cząstkowe:

$$\frac{\partial \bar{m}_{sk}}{\partial q_p} = \frac{\bar{m}_{sk}}{q_p} \quad (6.10)$$

względnej masy względem parametrów rozpatrywanego zespołu samolotu.

Analogicznie dla innych pochodnych cząstkowych otrzymujemy:

$$\frac{\partial \bar{m}_{sk}}{\partial \lambda} = \frac{1}{\lambda} \left(\frac{3}{2} \bar{m}_1 + \bar{m}_2 + \frac{1}{2} \bar{m}_3 \right) \quad \frac{\partial^2 \bar{m}_{sk}}{\partial \lambda^2} = \frac{1}{\lambda^2} \left(\frac{3}{4} \bar{m}_1 - \frac{1}{4} \bar{m}_3 \right) \quad (6.11)$$

gdzie \bar{m}_1 , \bar{m}_2 , \bar{m}_3 – wartości odpowiadające względnym masom konstrukcyjnych zespołów równania (6.8). Drugie pochodne w równaniu (6.9) uwzględnia się w przypadku, jeżeli przyrosty parametrów Δq_p , $\Delta \lambda$, $\Delta \bar{c}_0$, ΔS , $\Delta(m_0/S)$, itd., w porównaniu z wartościami początkowymi są znaczne. Kolejne pochodne cząstkowe wchodzące w równanie (6.9) określa się podobnie jak wielkości wyznaczone równaniami (6.10) i (6.11).

Postępując według przedstawionego algorytmu, określimy równaniem ostateczną formułę, która określa względną masę projektowanej konstrukcji:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{m}_{sk} = & \bar{m}_1 \left[\frac{\Delta q_p}{q_p} + \frac{3}{2} \frac{\Delta \lambda}{\lambda} - \frac{3}{8} \left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda} \right)^2 - \frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} + \left(\frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} \right)^2 + \frac{1}{2} \frac{\Delta S}{S} + \right. \\ & \left. - \frac{1}{8} \left(\frac{\Delta S}{S} \right)^2 + \dots \right] + \bar{m}_2 \left[\frac{\Delta q_p}{q_p} + \frac{\Delta \lambda}{\lambda} - \frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} + \left(\frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} \right)^2 + \dots \right] + \\ & + \bar{m}_3 \left[\frac{\Delta q_p}{q_p} + \frac{1}{2} \frac{\Delta \lambda}{\lambda} - \frac{1}{8} \left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda} \right)^2 + \frac{1}{2} \frac{\Delta S}{S} - \frac{1}{8} \left(\frac{\Delta S}{S} \right)^2 + \dots \right] + \\ & + \bar{m}_4 \frac{\Delta q_p}{q_p} - \bar{m}_5 \left[\frac{\Delta \left(\frac{m_0}{S} \right)}{\frac{m_0}{S}} + \dots \right] \end{aligned} \quad (6.12)$$

Z przeprowadzonych analiz widać, że równanie (6.12) jest uściśleniem równania wyjściowego (6.8), podstawowej parametrycznej zależności dla względnej masy konstrukcji.

Wyznaczenie względnej masy optymalizowanej konstrukcji w odniesieniu do wariantu początkowego konstrukcji, jak przedstawiono dla skrzydła, może być rozszerzony dla innych zespołów konstrukcji samolotu.

6.2. Analiza masy konstrukcji kadłuba w procesie optymalizacji bryły samolotu

Korzystając z rozważań przedstawionych w [1-6], [11], [13], względną masę kadłuba można przedstawić w postaci funkcji, której argumentami są podstawowe parametry określające konstrukcję kadłuba

$$\begin{aligned} \bar{m}_{kad} = & \alpha_{1kad} \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} q_p \sqrt{\lambda_{kad}^3} \sqrt{S_{kad}} \bar{m}_{lad} + \alpha_{1kad} \frac{\bar{S}_{kad}}{\bar{m}_0} + \\ & + \alpha_{3kad} q_p \bar{m}_{lad} + \alpha_{4kad} \bar{m}_{agr} \end{aligned} \quad (6.13)$$

gdzie: α_{ikad} , $i = 1, 2, 3, 4$ – statystyczne współczynniki uzyskane metodą porównań istniejących konstrukcji, $\lambda_{kad} = \pi l_{kad}^2 / S_{kad}$ – wydłużenie kadłuba, S_{kad} – przekrój poprzeczny obmywanej powierzchni kadłuba, \bar{m}_{lad} – względna masa ładunku rozmieszczonego w kadłubie, \bar{m}_{agr} – względna masa agregatów.

Rozwijając funkcję w szeregu względem przyjętych parametrów, można obliczyć zmianę względnej masy kadłuba ze zmianą składowych parametrów w porównaniu z wyjściową masą konstrukcji.

6.3. Analiza wpływu podstawowych parametrów konstrukcyjnych skrzydła i kadłuba na rozkład masy w procesie optymalizacji bryły samolotu

Dobrym przykładem jest prześledzenie zmiany względnej masy siłowych elementów konstrukcji prototypu skrzydła w przypadku zmiany wielkości charakterystycznych parametrów:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta q_p}{q_p} &= -8.7 \cdot 10^{-2} & \frac{\Delta S}{S} &= 1.21 \cdot 10^{-2} \\ \frac{\Delta \lambda}{\lambda} &= 7.7 \cdot 10^{-2} & \frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} &= -4.5 \cdot 10^{-2} \end{aligned}$$

Założmy, że masa startowa nie uległa zmianie. Stosując do rozwiązania pierwszy człon równania (6.12), otrzymamy:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{m}_1 = & \bar{m}_1 \left[\frac{\Delta q_p}{q_p} + \frac{3}{2} \frac{\Delta \lambda}{\lambda} - \frac{3}{8} \left(\frac{\Delta \lambda}{\lambda} \right)^2 - \frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} + \left(\frac{\Delta \bar{c}_0}{\bar{c}_0} \right)^2 + \frac{1}{2} \frac{\Delta S}{S} + \right. \\ & \left. - \frac{1}{8} \left(\frac{\Delta S}{S} \right)^2 + \dots \right] = \bar{m}_1 \left[-8.7 \cdot 10^{-2} + \frac{3}{2} (7.7 \cdot 10^{-2}) - \frac{3}{8} (7.7 \cdot 10^{-2})^2 + \right. \\ & \left. + 4.5 \cdot 10^{-2} + (4.5 \cdot 10^{-2})^2 + \frac{1}{2} (1.21 \cdot 10^{-2}) - \frac{1}{8} (1.21 \cdot 10^{-2})^2 \right] \cong \bar{m}_1 (8 \cdot 10^{-2}) \end{aligned}$$

Z wykonanych analiz można stwierdzić, że przejście na nieco większe wydłużenie, a także zmniejszenie obliczeniowego obciążenia i względnej grubości skrzydła prowadzą do zwiększenia masy wzdłużnych siłowych elementów skrzydła o 8%. Jeżeli względną grubość skrzydła nie zmienimy, to uzyskamy zwiększenie masy tylko o 4%.

Z analizy przykładu wynika, że w początkowym etapie projektowania należy z dużą uwagą podejść do analizy związanej z wyborem wartości początkowych parametrów charakteryzujących jakość konstrukcji z uwzględnieniem kryterium przeznaczenia (misji).

Parametryczne zależności masy konstrukcji pozwalają przeprowadzić teoretyczną analizę statystycznych zależności, wyjaśnić przyczyny wywołujące zmiany masy konstrukcji. Przykładowy proces zmiany masy konstrukcji można przedstawić na przykładzie zmiany masy kadłuba samolotu pasażerskiego.

Masa kadłuba samolotu pasażerskiego kształtuje się dwoma podstawowymi obliczeniowymi czynnikami: działaniem sił poprzecznych i oddziaływania sił wewnętrznych od ciśnienia w kadłubie, przy czym wybór przypadku obliczeniowego dla kolejnych stref kadłuba podyktowany jest przeznaczeniem zespołu samolotu.

Aby wyjaśnić wpływ (osobliwości) obciążeń na masę konstrukcji, rozpatrzmy dwa przypadki, kiedy masa konstrukcji jest kształtowana tylko jednym z wcześniej przytoczonych wariantów obciążeń.

Pierwszy przypadek uwzględnia obciążenia poprzeczne wywołane siłami masowo-bezwładnościowymi, natomiast obciążenia aerodynamiczne na powierzchni cylindrycznej kadłuba są pomijane. Dla tak sformułowanego przypadku masa układu wytrzymałościowego struktury kadłuba (podłużnic wzmacnionych – dźwigarów) będzie wyrażona zależnością, która odpowiada pierwszemu członowi równania (6.13):

$$m_{kad1} = \alpha_1 \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} q_p \sqrt{\lambda_{kad}^3} \sqrt{S_{kad}} m_{lad} \quad (6.14)$$

gdzie: α_1 – współczynnik uwzględniający geometryczne właściwości konstrukcyjne i technologiczne ograniczenia kadłuba, l_{kad} – długość kadłuba.

Zakładając, że $q_p m_{lad} = \text{const}$, otrzymamy:

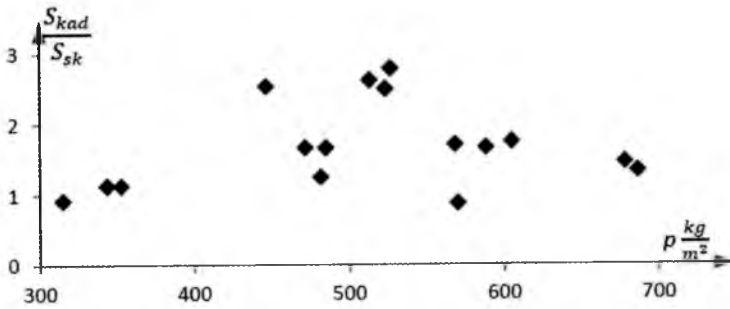
$$\frac{m_{kad1}}{S_{kad}} = \bar{m}_{kad1} \frac{m_0}{S_{kad}} = A_1 \frac{\sqrt{\lambda_{kad}^3}}{S_{kad}} \quad (6.15)$$

Z przeprowadzonych analiz wynika, że istnieje statystyczna zależność między powierzchnią skrzydła S_{sk} i omywaną powierzchnią kadłuba S_{kad} , która została zobrazowana na rys. 3 dla różnych wartości obciążenia skrzydła.

Zależność tę można określić równością:

$$S_{kad} = a S_{sk}$$

gdzie a – parametr określany na bazie analizy danych statystycznych.



Rys. 3. Dane statystyczne stosunku powierzchni omywanej kadłuba S_{kad} do powierzchni skrzydła S_{sk} w funkcji obciążenia p (analizy przeprowadzone na reprezentatywnych samolotach pasażerskich [14])

Parametr a posiada pewne ograniczenie i można go przedstawić w postaci:

$$m_{kad1} = \bar{A}_1 \frac{\sqrt{\lambda_{kad}^3} S_{sk}}{\sqrt{S_{kad}} m_0} \quad (6.16)$$

gdzie: $\bar{A}_1 = aA_1$.

Przy parametrach $m_0/S_{sk} = \text{const}$ i $S_{kad} = \text{const}$ względna masa kadłuba będzie wzrastać proporcjonalnie do potęgi 1.5 wydłużenia.

Dla przypadku, kiedy wymiarującym obliczeniowym wariantem jest obciążenie ciśnieniem wewnątrz kadłuba p , masę siłowego układu konstrukcyjnego kadłuba można określić według wyrażenia:

$$m_{kad2} = \alpha_2 \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} D_{kad} S_{kad} p \quad (6.17)$$

gdzie D_{kad} – średnica kadłuba ekwiwalentnego przekroju.

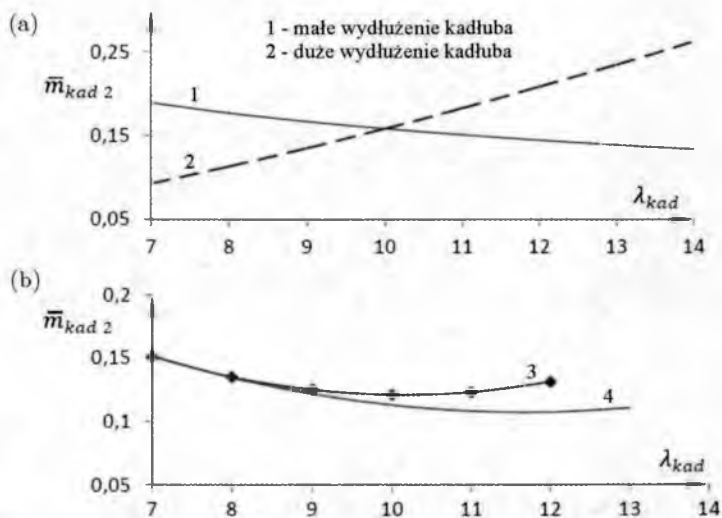
Po przeprowadzeniu identycznych przekształceń w odniesieniu do geometrycznych parametrów w równaniu (6.17), otrzymamy:

$$m_{kad2} = \alpha_2 \frac{\gamma}{\sigma_{dop}} p \frac{\sqrt{S_{kad}^3}}{\sqrt{\lambda_{kad}}} \quad (6.18)$$

W takim przypadku względna masa elementów siłowych konstrukcji kadłuba (elementów wzdłużnych) określona poprzez siły wewnętrzne od obciążenia ładunkiem użytecznym przyjmie postać:

$$m_{kad2} = A_2 \frac{\sqrt{S_{kad}}}{\sqrt{\lambda_{kad}}} \quad (6.19)$$

Dla $S_{kad} = \text{const}$ względną masę kadłuba można określić w zależności od jego wydłużenia według wzorów: (6.16) – przy dużych wydłużeniach kadłuba, (6.19) – przy małych wydłużeniach kadłuba. Przy pewnym wydłużeniu, a mianowicie dla $\lambda_{kad}^* = 10$ wartość względnej masy kadłuba określana siłami od ciśnienia wewnątrz kadłuba i od siły poprzecznej są sobie równe. W takim przypadku teoretyczna zależność $\bar{m}_{kad}(\lambda_{kad})$ będzie kształtować się według krzywych: dla małych wartości λ_{kad} uzyskamy hiperbolę stopnia 0.5, przy dużych wartościach λ_{kad} – parabolę stopnia 1.5, co zostało przedstawione na rys. 4a. Dane do obliczeń zobrazowano na rysunku na rys. 4b; dane odpowiadają samolotom pasażerskim, które są zbliżone masowo i posiadają podobne wydłużenia i obciążenia skrzydła.



Rys. 4. Zależność względnej masy \bar{m}_{kad} od wydłużenia kadłuba λ_{kad} : 1, 2 – krzywe obliczeniowe, 3 – dane teoretyczne funkcyjne, 4 – dane statystyczne (aprosymowane)

Między zależnościami teoretycznymi i statystycznymi występuje jakościowa zgodność. Natomiast na rozbieżność ilościową duży wpływ wywierają różnice w parametrach porównywanych konstrukcji. Fakt ten wynika z tego, że kadłub na ogół nie jest konstrukcją, w której warunek równomiernej wytrzymałości jest pożądanym w takim samym stopniu jak w przypadku skrzydła. Przedstawiony przykład świadczy o tym, że wykorzystanie parametrycznych zależności we wstępnych etapach projektowania pozwala określić obszary dopuszczalnych wartości parametrów, dla których można metodami numerycznymi wyznaczać optymalne wartości poszukiwanego rozwiązania.

Zmiana wariantu konstrukcji odbywa się poprzez jednoczesną zmianę kilku odpowiedzialnych parametrów. Wiadomo, że względna masa konstrukcji w okresie ewolucji projektu praktycznie nie zmienia się, mimo występującej zmiany charakterystyk materiałów konstrukcyjnych. Jest to ważna cecha, która powoduje, że gabaryty ładunku i dodatkowych mas samolotu nieznacznie mogą zmieniać się w zakresie wzajemnych zależności. Fakt ten wynika z tego, że wszystkie fizyczne parametry konstrukcji dobiera się w taki sposób, aby utrzymywała się wymagana stała względna masa konstrukcji, a jej wartość powinna wahać się w przedziale 20% do 30% maksymalnej masy startowej, gdzie górna granica jest rzadko przekraczana. Dla tak przeprowadzonej analizy istnieje podstawa do sformułowania dobrze uwarunkowanego kryterium udziału masowego konstrukcji, w której dopuszczalne są tylko pewne modyfikacje aerodynamiczne mające wpływ na poprawę osiągnięć.

Przy przejściu od wyjściowej konstrukcji do projektowanej występuje proces jednoczesnej zmiany kilku niezależnych parametrów, żeby zachować prawo stałości względnej masy. Dlatego statystyczne zależności opisujące wpływ poszczególnych parametrów na masę konstrukcji występują na ogół jako uśrednione.

Zgodnie z teorią podobieństwa zmiana masy siłowych elementów konstrukcji w zależności od wydłużenia przy zachowaniu stałych pozostałych parametrów może być przedstawiona zależnością:

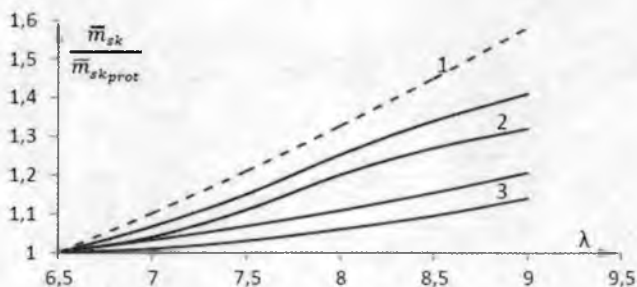
$$m_{sesk}^* = \frac{\bar{m}_{sesk}}{\bar{m}_{sesk\,prot}} = \sqrt{1 + \Delta\bar{\lambda}} \left(1 - \frac{\delta}{1 - \delta} \Delta\lambda\right) \left(1 + \frac{\Delta\bar{\lambda}}{\frac{1}{\lambda} \frac{\sigma_{dop}}{\tau_{dop}} \frac{\Gamma_2(\eta)}{\Gamma_1(\eta)}}\right) \quad (6.20)$$

gdzie \bar{m}_{sesk} – względna masa elementów siłowych projektowanego skrzydła, $\bar{m}_{sesk\,prot}$ – względna masy elementów siłowych prototypu skrzydła, $\Delta\bar{\lambda} = \Delta\lambda/\lambda_{w\,sk}$ – względny przyrost wydłużenia skrzydła, δ – współczynnik odciążenia skrzydła skośnego ($\delta = 0.1 \div 0.15$) oraz

$$\Gamma_1(\eta) = \frac{1}{18} \left(1 + \frac{3\eta^{-1}}{(1 - \eta^{-1})^2}\right) \quad \Gamma_2(\eta) = \frac{1}{6} \frac{1 + 2\eta^{-3} - 3\eta^{-2}}{(1 + \eta^{-1})(1 - \eta^{-1})^2}$$

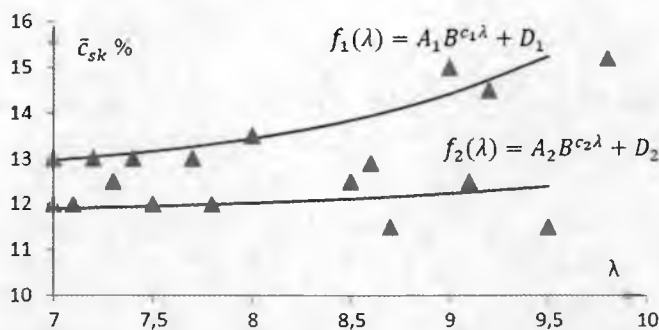
Na rys. 5 przedstawiono zmianę względnej masy skrzydła do względnej masy prototypu skrzydła ($\lambda_{prot} = 6.5$) dla zależności parametrycznej i wartości statystycznych w funkcji wydłużenia. Na rys. 5 krzywa 1 odpowiada przypadkowi, gdy nie uwzględnia się odciążenia skrzydła. Obszar 2 krzywych odpowiada zależnościom, w których uwzględnia się wpływ aerodynamicznych właściwości skrzydła i odciążenia masowego. Obszar 3 odpowiada wartościom wyznaczonym według analiz statystycznych. Obszar 3 jest położony niżej, co ze względów projektowych jest korzystne. Zjawisko to należy tłumaczyć tym, że

w praktyce projektowania samolotu dla utrzymania stałej wielkości względnej masy konstrukcji niekorzystny wpływ jednego parametru należy kompensować zmianami szeregu innych parametrów. Zgodnie z wyrażeniem (6.7) najefektywniejszą kompensacją niekorzystnego zjawiska zwiększania masy przy zwiększaniu wydłużenia możemy uzyskać poprzez zmianę względnej grubości skrzydła \bar{c}_{sk} .



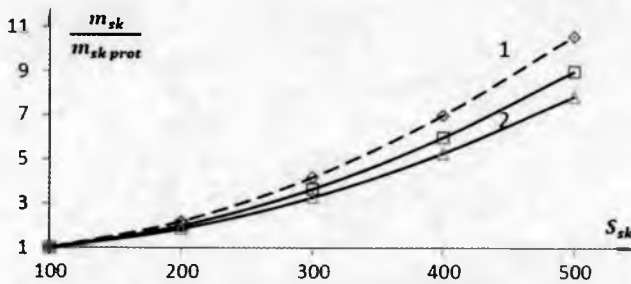
Rys. 5. Zależność względnej masy $\bar{m}_{sk}/\bar{m}_{sk prot}$ od jego wydłużenia λ

Na rys. 6 przedstawione zostały zmiany pomiędzy wydłużeniem i względną grubością projektowanego skrzydła \bar{c}_{sk} na podstawie danych samolotów podobnej klasy [14]. Z przedstawionej charakterystyki widać, że ze wzrastaniem wydłużenia λ uwiadcza się tendencja do zwiększania względnej grubości \bar{c}_{sk} . Bazując na danych w postaci dyskretnej (rys. 6), wyznaczono funkcyjne zależności $f_1(\lambda)$, $f_2(\lambda)$ (rys. 6). Wyznaczone funkcyjne zmiany (rys. 6) można zastosować w algorytmach tworzenia geometrii samolotu.



Rys. 6. Zależność względnej grubości \bar{c}_{sk} od wydłużenia skrzydła λ

Rysunek 7 przedstawia rozbieżność między teoretycznym przebiegiem (krzywa 1) i danymi statystycznymi (obszar 2) zmiany wielkości $\bar{m}_{sk}/\bar{m}_{sk prot}$ w zależności od powierzchni skrzydła S_{sk} .



Rys. 7. Zależność względnej masy skrzydła m_{sk}/m_{skprot} w funkcji powierzchni skrzydła S_{sk}

Przy zachowaniu stałych wielkości fizycznych parametrów skrzydła wchodzących w wyrażenie (6.20), wartość m_{sk}/m_{skprot} można sprowadzić do następującego wyrażenia:

$$\frac{m_{sk}}{m_{skprot}} = \sqrt{(1 + \overline{\Delta S})^3} \quad (6.21)$$

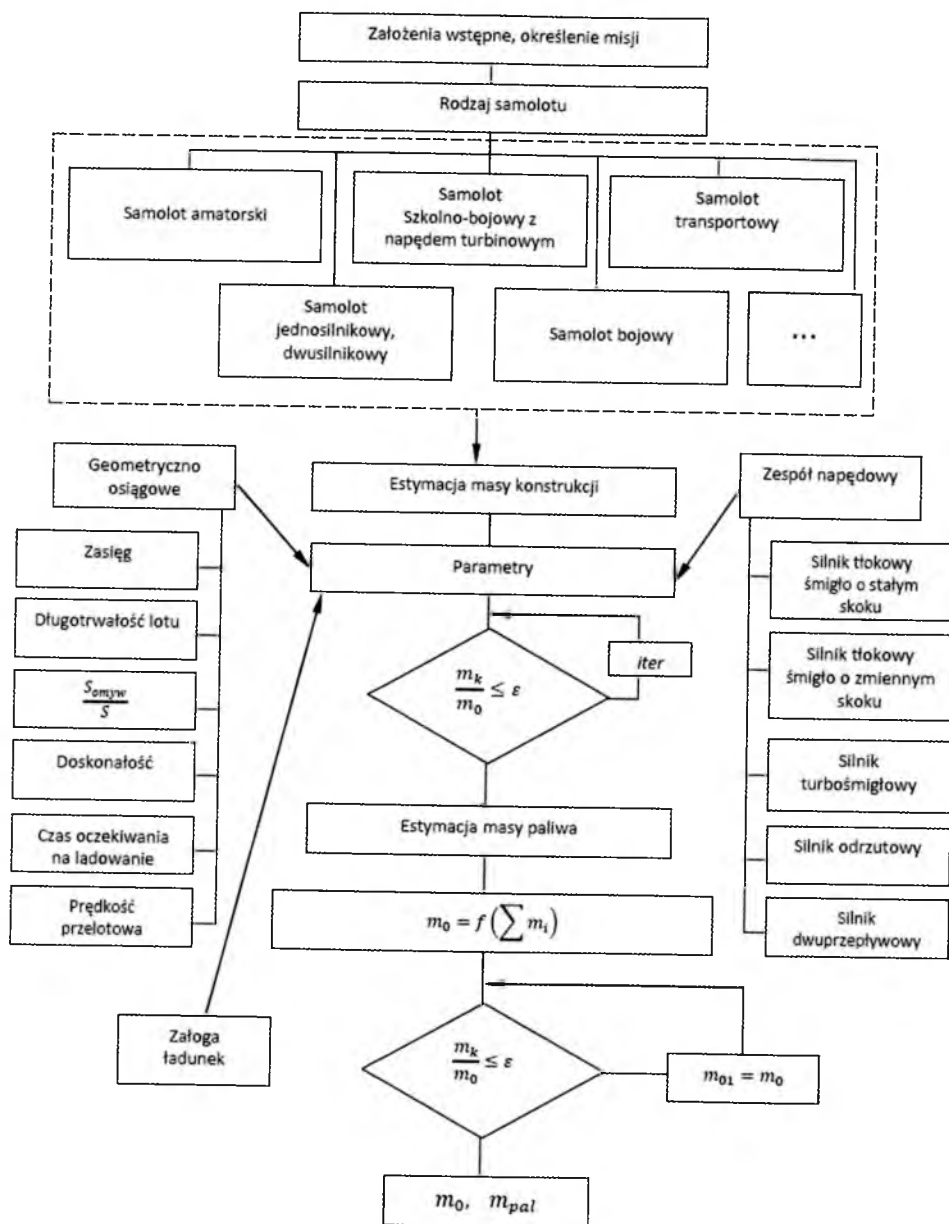
gdzie $\overline{\Delta S}$ – przyrost powierzchni skrzydła, $\overline{\Delta S} = \Delta S/S_{prot}$.

Z rysunku widać, że między teoretyczną krzywą uzyskaną równaniem (38) i danymi statystycznymi jest pewna różnica, która wynika z tego, że w przebiegu statystycznej zależności uwidacznia się wpływ zmiany innych parametrów, takich jak współczynnik obciążenia, masa niesiłowych elementów konstrukcji oraz inne mniej istotne wielkości.

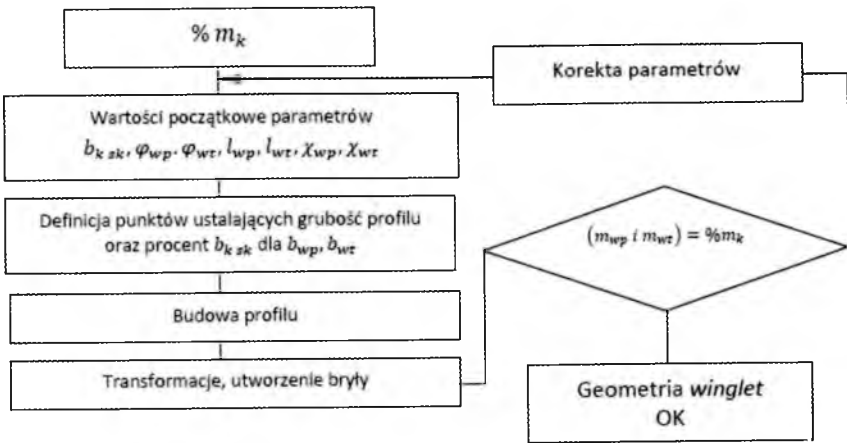
7. Implementacja procedury masa-struktura do systemu CAD/CAM/CAE Unigraphics

Opracowano program w języku GRIP (na bazie algorytmu – rys.8) mający na celu wspomagać proces podejmowania decyzji o parametrach określających podstawowe wymiary samolotu na podstawie masowych zależności i statystycznych analiz przedstawionych w poprzednich paragrafach.

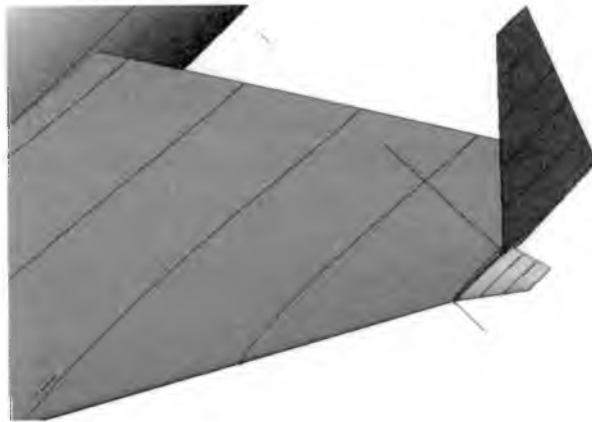
Kolejnym etapem tworzenia modelu geometrycznego z uwzględnieniem procedury estymacji masy (algorytm – rys. 9) jest dobór krzywych i powierzchni w oparciu o podstawowe parametry charakteryzujące poszczególne zespoły składowe samolotu. Proces ten został zobrazowany na elemencie skrzydła (rys. 10), tzn. tworzeniu *winglet*.



Rys. 8. Algorytm wyznaczania masy startowej dla zdefiniowanej misji samolotu



Rys. 9. Algorytm wyznaczania geometrii zespołu składowego samolotu



Rys. 10. Model wybranej bryły samolotu utworzony dla zdefiniowanych parametrów oraz oszacowanej masy startowej

8. Wnioski

Wykorzystanie parametrycznych zależności uwzględniających warunek stałej względnej masy projektowanej konstrukcji umożliwia:

- określenie niezbędnych zmian parametrów kompensujących w celu utrzymania założonej masy,
- przeprowadzenie odpowiedniej optymalizacji.

Wykorzystanie metody projektowania z uwzględnieniem istotnych i kompensujących parametrów potwierdziło się w porównaniach statystycznych (zestawieniowych) zależności masy od poszczególnych parametrów.

Z zamieszczonych danych zestawieniowych zinterpretowanych za pomocą parametrycznych zależności widać, że zmiana istotnego parametru dla projektowanego zespołu powoduje, że wymagana jest zmiana jednego lub grupy parametrów optymalizowanego obiektu.

Należy zwrócić uwagę, że zastosowanie w początkowych etapach projektowania metody ustalenia podstawowych zależności parametrycznych dążących do poprawnego opisu konstrukcji i sformułowania zadań optymalizacji pozwala poprawnie i najskuteczniej podjąć racjonalne cząstkowe decyzje mające wpływ na uzyskanie optymalnej konstrukcji lotniczej.

Bibliografia

1. GORAJ Z., 2000, *Aerodynamika i dynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń*, Wydawnictwo Instytutu Lotnictwa, Warszawa
2. KOWALECZKO G., 2003, *Zagadnienia odwrotne w dynamice lotu statków powietrznych*, Oficyna Wydawnicza WAT
3. KLEPACKI Z., 2004, Postać konstrukcyjna samolotu jako konsekwencja kryteriów wyboru i realizowanych zadań, w: *Mechanika w Lotnictwie*, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa
4. RAYMER D.P., 2006, *Aircraft design: a conceptual approach fourth edition*, AIAA
5. SAARLAS M., 2007, *Aircraft Performance*, Wiley, New Jersey
6. SIBILSKI K., 1996, Modelling of aeroplane Dynamics In extreme flight conditions, *Proceedings 20th ICAS Congress*, Sorrento, ICAS-96-3.7.2.
7. ALBUŁ A.W., BANUCZUK W.I., BUROK, 1983, Primenene metoda wozmusczenij dla otyskanija optymalnych raspredelenij słowogo materiała w strielowidnych kryłach, *Uczenyje Zapiski CAGI*, 14
8. LIPIN E.K., 1974, O racionalnom raspredelenii siłowowo materiała w kryłach so słożnoj konstruktywno-siłowej schemoj, *Trudy CAGI*
9. UKRAINCEW T.W., FROŁOW W.M., 1972, Metod optimizacii siłowej konstrukcii kryła po żestkosti pri warirowanii raspredeleniem odnositielnoj tolszciny profilia, *Uczenyje Zapiski CAGI*, 3
10. UKRAINCEW T.W., FROŁOW W.M., 1980, Metodika optimizacii konstrukcii kryła modeliruemoj uprugoj tonkostennoj bałkoj w zadannom klassie reszenij, *Uczenyje Zapiski CAGI*, 14
11. UKRAINCEW T.W., FROŁOW W.M., 1983, O nekotorych słucazajach optimizacii formy kryła w plane po usłowiam procznosti, *Uczenyje Zapiski CAGI*, 14

12. FROŁOW W.M., 1978, Nekotoryje parametriczeskie zawisimosti dla konstrukcji kryła bolszogo udlinnenija, *Uczenyje Zapiski CAGI*, **11**
13. SZEJNIN W.M., KOZŁOWSKIJ W.I., 1984, *Wesowoje projektowanie i efektywnost passażirskich samoletow*, Maszynostrojenie, Moskwa
14. *Jane's All the World's Aircraft*, Roczniki 1977-2006

Multi-objective design of the aircraft shape

Abstract

In the paper, the process of finding the parameters characterizing the optimal structure of an airplane for the given conditions limiting its mass and stiffnesses is presented. An algorithm realizing the process of automation of the creation of the plane shape while meeting the criterion of the minimum-mass and the conservation of stiffness has been workrd out. It has been proved that the automation of the plane geometry description supported with systems CAD/CAM/CAE facilitated the decision-making regarding the shape of the prototype of the designed virtual object.

ANALIZA NUMERYCZNA ORAZ BADANIA EKSPERYMENTALNE ZJAWISKA ETL

TOMASZ ŁUSIAK

Politechnika Lubelska

e-mail: t.lusiak@pollub.pl

Występowanie zjawiska ETL (*Effective Translation Lift*) jest niebezpieczne i zdarza się w akcjach ratowniczych, policyjnych i wojskowych podczas użytkowania śmigłowców w pobliżu powierzchni ziemi. Analizie poddano wpływ zjawiska na obciążenia, opływ i właściwości śmigłowca w tych szczególnych przypadkach jego użytkowania. Przedstawiono wyniki obliczeń wykorzystujących oprogramowanie *Fluent*, odpowiedzi dynamicznych na zaburzenia symulacyjnego modelu wirnika śmigłowca uwzględniającego deformacje łopatek oraz badania eksperymentalne w locie z wykorzystaniem specjalistycznej aparatury pomiarowo rejestrującej.

Przypadek niskiego zawisu z wpływem wiatru, równoważny przypadkowi rozpędzania śmigłowca na niskiej wysokości nad ziemią, kiedy to pojawia się wir podkowiasty, który ze wzrostem prędkości napływu przemieszczając się pod kadłubem, na wirniku nośnym powoduje przejściowy wzrost mocy niezbędnej nawet o kilkanaście procent ponad moc potrzebną do zawisu. Zjawisko to jest nazwane jako ETL.

1. Wstęp

Zjawisko ETL (*Effective Translation Lift*) pojawia się podczas niskiego zawisu i podczas wiatru. W zakresie prędkości wiatru $0 \div \sim 30$ km/h, w wyniku przemieszczania się wiru podkowiastego pod wirnikiem wynikającego z interferencji śladu podwirnikowego i przepływu strumienia powietrza równoległe do płaszczyzny lądowiska, obserwuje się wzrost mocy niezbędnej ponad moc potrzebną do zawisu. W tym przypadku płaszczyzna wirnika praktycznie jest pozioma. Takie samo zjawisko pojawia się również podczas startu w fazie niskiego, poziomego rozpędzania śmigłowca z zawisu. Z tym, że ze względu na

istniejące przyspieszenie, wirnik jest pochylony w kierunku lotu i efekt podwyższenia mocy niezbędnej w tym zakresie prędkości jest zwiększony w wyniku dodatkowego poboru mocy na przyspieszanie śmigłowca oraz ze względu na zmniejszony efekt poduszki powietrznej w wyniku pochylenia wirnika.

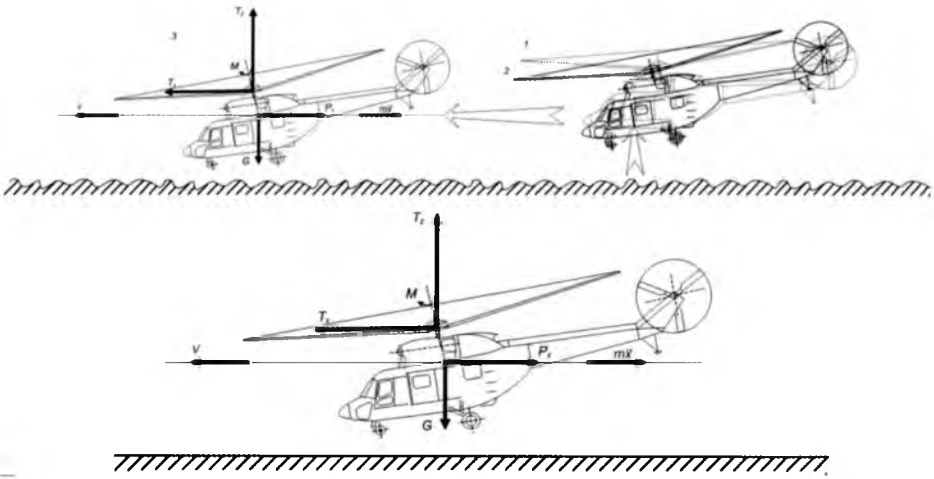
W przypadku kierunkowego odchylenia kadłuba śmigłowca może również nastąpić wejście śmigła ogonowego w wir podkowiasty, powodując utrudnienia sterowania kierunkowego i wzrost obciążeń śmigła ogonowego, co jest tematem analiz interferencji wirnik-śmigło ogonowe [2].

Analiza takiego przypadku jest celowa dla niskiego startu techniką śmigłowcową w warunkach granicznych, kiedy nadmiernie obciążony śmigłowiec jest w stanie wykonać zawis, powinien wystartować, a nie może wykonać startu z rozbiegiem, np. ze względu na rodzaj terenu [7].

Takie przypadki zdarzają się w akcjach ratowniczych, policyjnych i wojskowych podczas użytkowania śmigłowców, np. w czasie ewakuacji w górach. Analizie poddano wpływ zjawiska na obciążenia, opływ i właściwości śmigłowca w tych szczególnych przypadkach jego użytkowania. Przedstawiono wyniki obliczeń opływu śmigłowca wykonane z wykorzystaniem oprogramowania *Fluent*, obciążeń wirnika śmigłowca oraz badania eksperymentalne w locie z wykorzystaniem specjalistycznej aparatury pomiarowo rejestrującej [8].

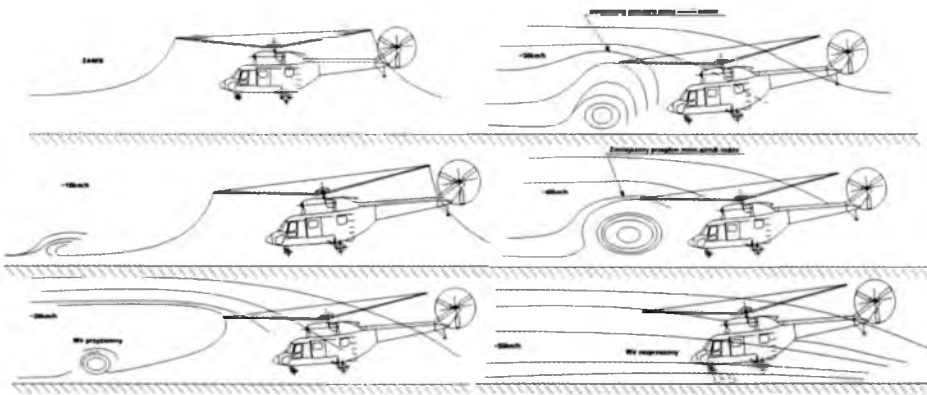
Analizowano przypadki interferencji śladu zawirnikowego w niskim zawisie śmigłowca nad płaszczyzną lądowiska z napływem ośrodka z określoną prędkością w granicach $0 \div \sim 50$ km/h: przypadek niskiego zawisu z wpływem wiatru oraz przypadek rozpędzania śmigłowca na niskiej wysokości nad ziemią. Pojawiający się wówczas wir podkowiasty, który ze wzrostem prędkości napływu, przemieszczając się pod kadłubem, na wirniku nośnym powoduje przejściowy wzrost mocy niezbędnej o kilkanaście procent ponad moc potrzebną do zawisu [3], [4].

Podczas niskiego zawisu śmigłowca z wpływem bocznego wiatru w pobliżu ziemi przy zbyt małym nadmiarze mocy silnika podczas rozpędzania, możliwe jest wykorzystanie energii kinetycznej inercyjnego układu wirnika nośnego dla pokonania obszaru, w którym moc niezbędna jest większa niż rozporządzalna moc napędu. Skutkiem tego jest spadek prędkości obrotowej wirnika nośnego, z tym, że wielkość ich musi być większa od dopuszczalnej wartości prędkości obrotowej ze względu na możliwość oderwania strug na łopatach. Możliwość zmniejszenia minimalnego nadmiaru mocy do startu oraz zastosowanie takiej techniki startu znacznie powiększa zakres użytkowania śmigłowca, a mianowicie przyrost udźwigu i pułapu startu z zadaniem ciężarem całkowitym. Rys. 1 przedstawia schematyczny rozkład sił działających na śmigłowiec w czasie manewru niskiego rozpędzania śmigłowca z zawisu.



Rys. 1. Schematyczny rozkład sił działających na śmigłowiec podczas rozpędzania z pochyleniem

Obraz kolejnych faz przetaczania się wiru pod kadłubem śmigłowca wraz ze wzrostem prędkości poziomej przedstawiono na rys. 2.

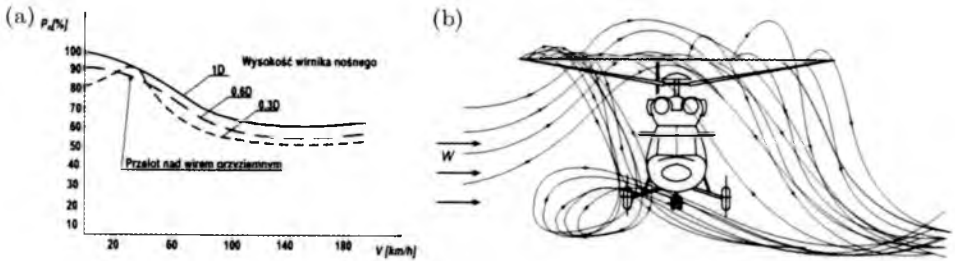


Rys. 2. Zjawisko ETL – interpretacja fizyczna startu śmigłowca z niskiego zawisu

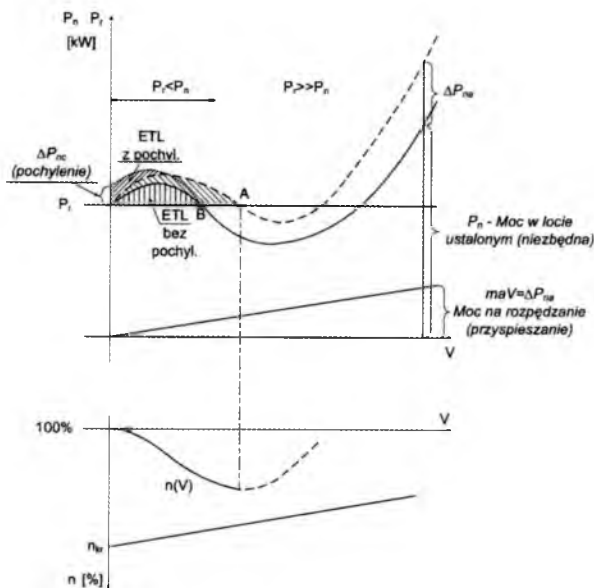
Na rys. 3a przedstawiono wpływ wysokości wirnika ponad powierzchnią ziemi na zmiany mocy niezbędnej w funkcji prędkości lotu [12]. Rysunek 3b przedstawia schemat tworzenia się wiru podkowiastego podczas występowania zjawiska ETL w przypadku opływu bocznego.

Charakterystyka przebiegu mocy niezbędnej do wykonania manewru rozpędzania oraz prędkości obrotowej wirnika nośnego w funkcji prędkości lotu przedstawiono na rys. 4. Widoczny jest znaczący wzrost mocy niezbędnej P_n

przy prędkości ok. 20 km/h oraz spadek prędkości obrotowej wirnika nośnego $n(V)$ w kierunku prędkości krytycznej wirnika n_{kr} .



Rys. 3. Zjawisko ETL: (a) – szacunkowy rozkład mocy niezbędnej, (b) – tworzenie się wiru podkowiastego w niskim zawisie podczas bocznego wiatru



Rys. 4. Charakterystyka przebiegu mocy oraz prędkości obrotowej na wirniku nośnym podczas niskiego rozpędzania śmigłowca nad ziemią

Analizę powyższego tematu przeprowadzono ze względu na coraz częstsze wykonywanie manewru zawisu na niskich wysokościach (0.5 ÷ 1 m) nad powierzchnią ziemi przy akcjach ratowniczych lub wojskowych. Podczas powyższego manewru dla śmigłowca przeciążonego, rozpędzanie do prędkości ok. 50 km/h bez możliwości znacznego pochylecia kadłuba powyżej 15 stopni może być utrudnione względami terenu. Problemem jest określenie wartości przyspieszenia a , przy którym pobór części energii z tarczy wirnika nośnego

go śmigłowca pozwoli na rozpedzenie obiektu, a tym samym nie spowoduje obniżenia wysokości lotu.

Podobną analizę przeprowadzono w pracy [11], w której oceniano wpływ bliskości ziemi dla obiektu rzeczywistego śmigłowca „BO 105” oraz specjalistycznego stanowiska. Badania przeprowadzono dla manewru zawisu wysokiego (OGE) i niskiego (IGE), a także lotu skośnego.

Powyższe zjawisko poddane jest analizie w pozycji [12], w której rozpatrywano przypadek wpływu ziemi podczas niskich przelotów nad ziemią z małymi prędkościami.

Analizę numeryczną zjawiska przeprowadzono w oparciu o oprogramowanie *Fluent* oraz we współpracy z programem do analizy modalnej obciążeń wirnika nośnego OBCWN [1], [6].

2. Badania eksperymentalne zjawiska ETL

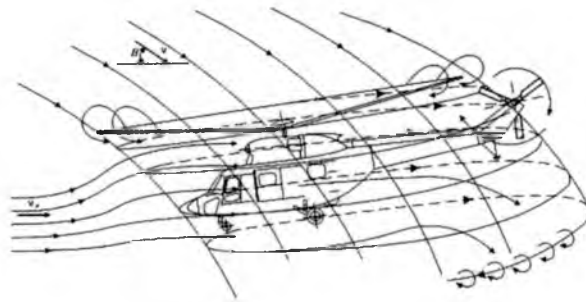
W tym rozdziale przedstawiono jeden ze sposobów analizy numerycznej interferencji aerodynamicznej między śmigłowcem a strumieniem powietrza. W celu weryfikacji analizy numerycznej przeprowadzono porównanie obliczeń numerycznych z wynikami eksperymentalnymi dla wybranych przypadków. Przeprowadzono badania eksperymentalne na śmigłowcu W3-A Sokół. Analizie poddano wpływ zjawiska interferencji aerodynamicznej na obciążenia, opływ i właściwości śmigłowca w tych szczególnych przypadkach jego użytkowania. Przedstawiono wyniki obliczeń, wykorzystujących oprogramowanie *Fluent*, odpowiedzi dynamicznych na zaburzenia symulacyjnego modelu wirnika śmigłowca uwzględniającego deformacje łopat oraz rezultaty laboratoryjnych badań eksperymentalnych na modelach fizycznych śmigłowca.

2.1. Uwarunkowania przeprowadzenia eksperymentu w locie

Do badań w locie został wykorzystany rejestrator lotu BUR-1-2, przeznaczony do zapisu podczas lotu i utrwalenia informacji (wartości parametrów) charakteryzujących: stan techniczny głównych systemów i urządzeń śmigłowca, czynności załogi podczas lotu, aktualnego czasu lotu (h, min, s), parametrów identyfikacyjnych śmigłowca (data lotu, numer lotu, numer śmigłowca).

Na rys. 5 przedstawiono strukturę opływu kadłuba strumieniem zawirnikowym podczas lotu śmigłowca.

BUR-1-2 zapisuje informacje z ostatnich 50 ± 10 godzin lotu, po czym zapis jest kontynuowany przy automatycznym kasowaniu wcześniej zapisanej



Rys. 5. Hipotetyczna struktura strug i wirów w czasie lotu śmigłowca

informacji. Układ pomiarowy BUR-1-2, wykorzystywany do tych badań, został opisany w [14]. Nagromadzone podczas lotu informacje na taśmie typu Black-Box (rys. 6) po odczytaniu i zdekodowaniu przez specjalistyczne urządzenie naziemne mogą być przeanalizowane.



Rys. 6. System Black Box – widok połączeń czytnika z kasetą oraz komputerem

Program Black Box wersja 5.0 dostarczany jest na płycie CD [System Black Box, Opis techniczny i instrukcja obsługi, PZL Świdnik S.A.], na której znajduje się katalog BB5 zawierający wszystkie niezbędne składniki programu. Może on być uruchomiony na komputerze pracującym pod kontrolą systemów operacyjnych MS Windows 95/98/Millennium/2000/XP. Programu Black Box nie wymaga instalacji – użytkownik kopiuje cały katalog BB5 na dysk twardy komputera, po czym może przystąpić do pracy z programem.

Do pomiaru i rejestracji wybranych parametrów użyto aparatury wytypowanej do prób przez Dział Automatyzacji Pomiarów i Przetwarzania Danych OAP (rys. 7), w torach pomiarowych zabudowano filtry dolnoprzepustowe o odpowiednich częstotliwościach granicznych. Wymagania dotyczące



Rys. 7. System GPS (zdjęcie po lewej) oraz aparatura pomiarowo-rejestrująca (zdjęcie po prawej) zabudowana na śmigłowcu, będącym obiektem niniejszych prób

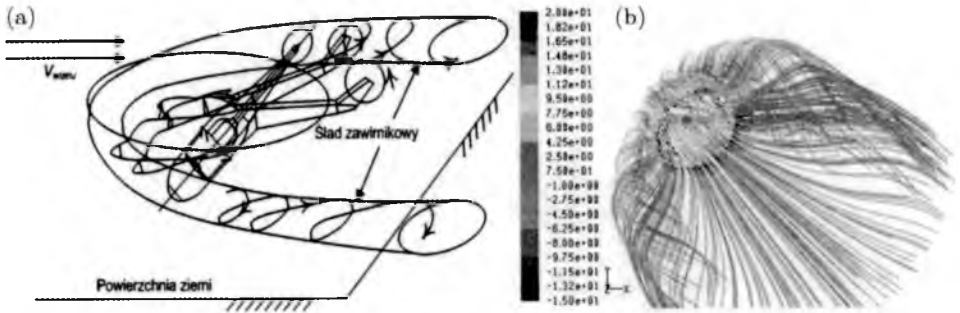
częstotliwości próbkowania sygnałów oraz związanych z tym filtrów opracowano odpowiednio dla danego parametru. Do określenia trajektorii lotu oraz prędkości poziomej śmigłowca względem ziemi użyto systemu GPS o częstotliwości próbkowania 5 Hz (GPS Smart Antena) [7].

Wykonano także wizualizację strumienia zaśmigłowcowego podczas występowania zjawiska ETL, które przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Struktura strumienia zawirnikowego podczas występowania zjawiska ETL

Wizualizacja uzyskana podczas badań eksperymentalnych (rys. 8) potwierdza się z analizą przeprowadzoną na drodze numerycznej (rys. 9) oraz informacjami zawartymi w literaturze [1], [8], [10].



Rys. 9. Wir podkowiasty oraz warunki powstawania silnej interferencji wirnik nośny – śmigło ogonowe w przypadku manewru kierunkowego w zawisie blisko ziemi i podczas wiatru – (a), (b) – wyniki uzyskane dla przypadku $w = 10 \text{ m/s}$ (*Fluent*)

3. Analiza numeryczna zjawiska

W celu przeprowadzenia powyższej analizy wykonano następujące etapy tworzenia modelu obliczeniowego w Gambicie oraz określono warunki przeprowadzenia obliczeń i prezentacji wyników w programie *Fluent*, [5], [9].

3.1. Przygotowanie modelu w Gambicie

Poniższe obrazy przedstawiają geometrię modelu, który zaimportowano w formacie STEP. Model składa się z podwozia, kadłuba, wirnika nośnego, śmigła ogonowego. Model zawiera linie i powierzchnie, które powinny być bacznie zweryfikowane przed utworzeniem objętości kontrolnej.



Rys. 10. Widok z lewej strony

3.2. Tworzenie obszaru obliczeniowego

Zaimportowany model posiada strefy wirnika nośnego oraz śmigła ogonowego, modelowane jako objętości (rys. 10).

W przyjętym opisie siłę nośną generowano za pomocą skoku ciśnienia. Warunek brzegowy opierający się na skoku ciśnienia to model wentylatora (*Gam-*

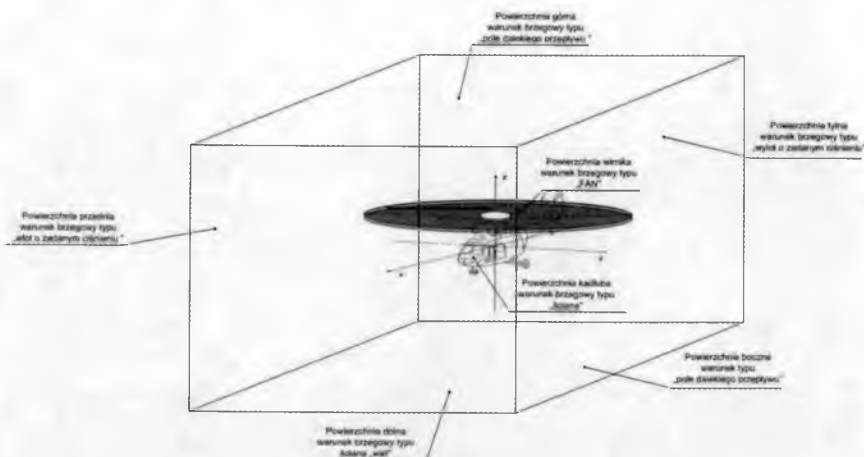
bit i *Fluent*) wykorzystujący powierzchnię jako opis wirników, więc objętości odzwierciedlające wirnik główny i śmigło ogonowe są zbędne.

Modyfikacje modelu, które należało wykonać, to rozmieszczenie i usytuowanie poszczególnych elementów składowych śmigłowca:

- powierzchnia wirnika głównego umiejscowiona na płaszczyźnie Oxy ; początek układu współrzędnych znajduje się w osi wirnika głównego z dodatnim kierunkiem osi Oz zwróconym ku górze, a oś Ox pokrywa się z płaszczyzną symetrii śmigłowca z dodatnim kierunkiem zwróconym w stronę śmigła ogonowego,
- górne krawędzie gondol silników oddalone o 0.1 m od powierzchni wirnika,
- wysokość dolnego obrysu kół podwozia od powierzchni wirnika wynosi około 3.8 m,
- powierzchnia śmigła ogonowego oddalona o 0.66 m od płaszczyzny symetrii śmigłowca,
- płaszczyzna wirnika nośnego usytuowana poziomo (obrót o kąt 5°).

Tak wstępnie zdefiniowany model śmigłowca umieszczano w kostce prostopadłościennej o wymiarach $20\text{ m} \times 20\text{ m} \times 6\text{ m}$. Usytuowanie śmigłowca w kostce zdeterminowane było jedynie rodzajem przypadku obliczeniowego, tzn. lot swobodny, zawis przy ścianie lub postój na ziemi.

Obszar kontrolny jest zależny od przypadku obliczeniowego. Te determinują usytuowanie bryły modelu śmigłowca oraz kształt przestrzeni zewnętrznej (rys. 11).

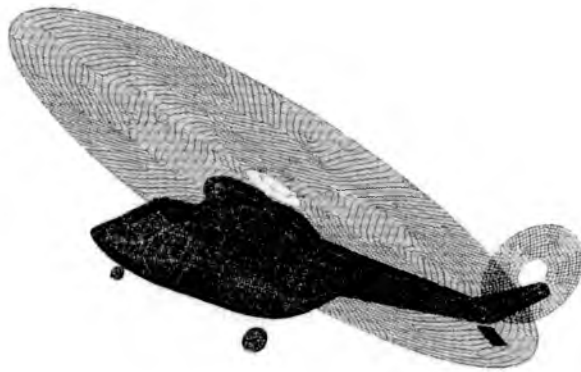


Rys. 11. Geometryczne założenia przyjątego modelu obliczeniowego oraz struktura rozważanego pola przepływu

3.3. Wykorzystanie funkcji wielkości przy tworzeniu siatek

Tworzenie siatki w obszarze obliczeniowym wykonywano poprzez wykorzystanie funkcji wielkości (*size function*). Zaletą tego narzędzia jest zagęszczenie siatki w obszarze otaczającym model. Zagęszczenie to wymaga siatki źródłowej rozpiętej na powierzchniach modelu oraz określenia początkowej długości krawędzi elementu, skali przyrostu kolejnej warstwy oraz maksymalnej długości krawędzi.

Poniższy rysunek (rys. 12) przedstawia siatki źródłowe rozpięte na powierzchniach modelu śmigłowca. Utworzono je, wykorzystując elementy trójkątne lub czworoboczne, a wielkości podziałów zadawano na krawędziach powierzchni lub przyjmowano stałą długość krawędzi elementów.



Rys. 12. Siatka niestructuralna – elementy trójkątne na kadłubie (dł. krawędzi 0.05 m), elementy czworoboczne na wirniku głównym oraz śmigle ogonowym (dł. krawędzi 0.2 m)

3.4. Przygotowanie warunków brzegowych w oprogramowaniu *Fluent* – zagadnienia dotyczące turbulencji

W obliczeniach wykorzystano dwa modele turbulencji:

- a) **Spalart-Allmaras** – model opierający się na jednym równaniu, w którym uwzględniony jest wpływ lepkości kinematycznej w bliskim obszarze ścian [6]. Użycie tego modelu do opisu turbulencji wiąże się z koniecznością wstępnego określenia parametrów takich, jak:

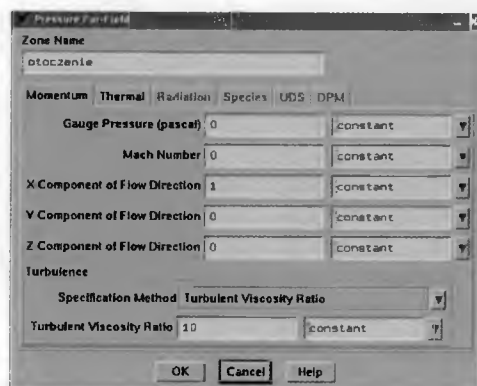
- intensywność turbulencji
- długość skalowana

- b) $k-\epsilon$ – jest modelem dwurównaniowym, których rozwiązaniem jest prędkość oraz długość turbulencji. Więc i w tym przypadku przy ustawianiu początkowych wartości określających parametry wstępne turbulencji należy skorzystać z zależności i reguł opisanych dla modelu Spallarta-Allmarasa.

3.5. Określenie warunków brzegowych

a) Otoczenie – Pressure Far-Field

Przy opisie warunków przepływu wykorzystywano model dalekiego pola jako model odzwierciedlający otoczenie. Ten warunek brzegowy jest pomocny zarówno w przypadkach uwzględniających wpływ wiatru, jak i przypadki opadania.



Rys. 13. Parametry opisujące warunki dalekiego pola

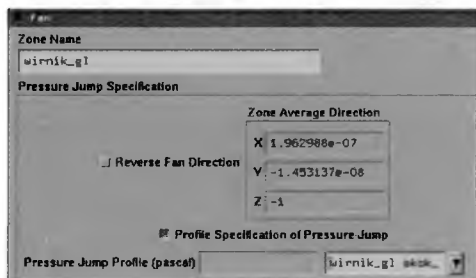
Wartości parametrów (rys. 13) opisujących warunki dalekiego pola zależą od danego przypadku obliczeniowego, a odpowiadają za:

- *Mach Number* – określanie prędkości napływu; wartość przepływu odnoszona do warunków panujących na poziomie morza (dla powietrza, temperatura 300 K),
- *Components of Flow Direction* – wektory ukierunkowujące przepływ; wypadkowa wartość równa zakładanej wartości prędkości przepływu,
- *Turbulence* – zależnie od modelu ją opisującego.

b) Wirnik nośny i wirnik ogonowy – Fan Model

Warunek brzegowy typu *Fan* opiera się na skoku ciśnienia, który przypisany jest do nieskończonej płaskiej powierzchni. Wartość skoku ciśnienia może być

wprowadzona przy pomocy stałej wartości, jednej z funkcji wielomianowej lub poprzez wczytanie pliku profilu zawierającego wartości skoku ciśnienia.



Rys. 14. *Fan Model*

Pierwszym podejściem, które szeroko wykorzystywane było w opisanych przypadkach obliczeniowych, do zagadnienia modelowania wirnika nośnego i śmigła ogonowego było założenie stałego skoku ciśnienia (rys. 14).

Wartość skoku ciśnienia otrzymano z oszacowania siły nośnej wymaganej podczas zawisu śmigłowca. Czyli siła nośna wytworzona na wirniku nośnym została przyrównana do wartości ciężaru śmigłowca w celu jego zrównoważenia

$$P_z = m_s g \quad (3.1)$$

gdzie $m_s = 6100$ kg, stąd

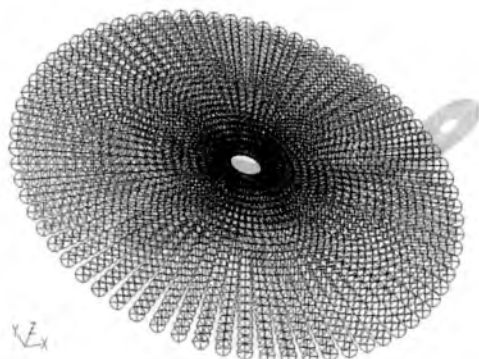
$$\Delta p = \frac{P_z}{S_w} = 309 \text{ Pa} \quad (3.2)$$

gdzie: $S_w = \pi r^2 = 193.6 \text{ m}^2$, $r = 7.85$ m.

Natomiast skok ciśnienia przypisany do śmigła ogonowego odzwierciedlał warunki sterowania i wartość ciągu wahała się w zakresie od 2000 do 6000 N, czyli wartości skoku ciśnienia na śmigle ogonowym przyjmowano odpowiednio od 283 do 850 Pa, ze względu na powierzchnię śmigła ogonowego równego 7.0685 m^2 .

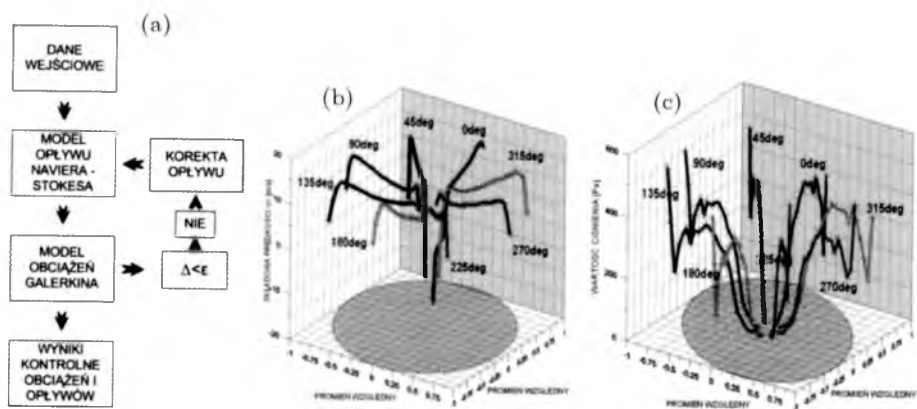
Dla warunku zawisu skok ciśnienia na śmigle ogonowym wynosił 694 Pa.

Zastosowano dodatkową powierzchnię, której celem było zobrazowanie prędkości pionowej na powierzchni wirnika nośnego. W tym celu wprowadzono punktową siatkę pomiarową składającą się z 72 linii, równo rozmieszczonych co 5° , na których dokonano równomiernego podziału na 23 elementy. W miejscu podziału wprowadzano punkt pomiarowy. W celu zautomatyzowania tej operacji został utworzony program do generowania pliku *journal*. Po wczytaniu pliku „init.jou” otrzymano siatkę punktów pomiarowych przedstawioną na rys. 15.



Rys. 15. Punkty pomiarowe na wirniku nośnym

Wartości odczytane w punktach pomiarowych zapisano w formie tabeli, która następnie została wykorzystana w programie wytrzymałościowym OBCWN jako źródło informacji o prędkości indukowanej na wirniku nośnym. Poniższy rysunek przedstawia sposób przeprowadzenia metody iteracyjnej obliczeń (rys. 16) oraz parametry, które są wielkościami wejściowymi do dalszych obliczeń w oparciu o program OBCWN.



Rys. 16. Sposób przeprowadzenia obliczeń zjawiska: (a) – Schemat blokowy rozwiązania zjawiska, (b) – rozkład pola prędkości (parametr uzyskany na podstawie obliczeń programem *Fluent*), (c) – rozkład ciśnienia indukowanego (parametr uzyskany na podstawie obliczeń programem OBCWN)

3.6. Modalny model wyznaczania obciążeń łopat wirnika śmigłowca

Do wyznaczania obciążeń odkształcalnych łopat: gięcia w płaszczyznach ciągu i obrotów oraz skręcania, zastosowano modalny model wyznaczania obciążeń i odkształceń łopat wirnika śmigłowca. Istota metody polega na zało-

zeniu postaci drgań modelu, wstawieniu tej postaci do równania, scałkowaniu obustronnym równania i spowodowaniu, aby powstała reszta była minimalna [4], [13], [14], [15].

Dla ilustracji metody podano ideę dla drgań giętych belki. Przez zastosowanie rozwiązania równania drgań poprzecznych belki wirującej, równanie takiej belki ma postać

$$\frac{d^2}{dx^2} \left(EJ \frac{d^2 S_n}{dx^2} \right) - R^2 \frac{d}{dx} \left(G \frac{dS_n}{dx} \right) - m\lambda_n^2 \Omega^2 R S_n = 0 \quad (3.3)$$

Zakładając linię ugięcia (postacie drgań)

$$S_n(x) = A_1 \gamma_1(x) + A_2 \gamma_2(x) + \dots + A_i \gamma_i(x) \quad (3.4)$$

Tak przyjęta postać musi spełniać warunki brzegowe i dynamiczne. Podstawiamy do równania powyżej sprowadzonego do postaci o jednostkowej długości. Następnie mnożymy każdy wyraz przez $\gamma_j(x)$ (ortogonalizujemy) i całkujemy od 0 do 1, przyrównując otrzymane wyrażenie do zera. Jeżeli wykonamy takie działania od i do n , to otrzymamy n równań dla określenia współczynników A_{ij} . Postępowanie takie jest równoważne takiemu działaniu, jakby wstawić założone rozwiązanie do równania powyżej. Powstanie z tego pewien błąd $\varepsilon(x)$. Jeżeli utworzy się funkcjonal

$$J = \int_0^1 \varepsilon(A_j, x) dx \quad (3.5)$$

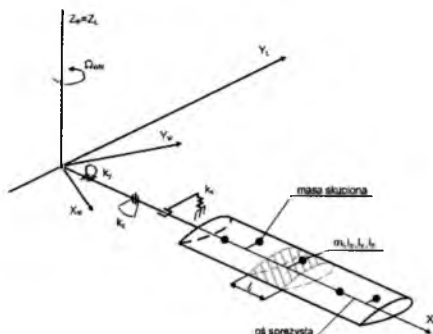
wtedy można zażądać, aby osiągał on minimum, czyli

$$\frac{\partial J}{\partial A_1} = \frac{\partial J}{\partial A_2} = \frac{\partial J}{\partial A_3} = \dots = \frac{\partial J}{\partial A_n} = 0 \quad (3.6)$$

co daje n równań dla wyznaczenia współczynników A_i .

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 łopatami o różnych własnościach masowych, sztywnościowych i aerodynamicznych.

Model fizyczny łopaty wirnika przedstawiono na rys. 17.



Rys. 17. Model fizyczny łopaty wirnika nośnego; segment łopaty o długości l_i , masie m_i oraz masowych momentach bezwładności I_{xi} , I_{yi} , I_{zi} zastąpiono masą skupioną

Model łopaty wirnika zdefiniowano, przyjmując następujące założenia:

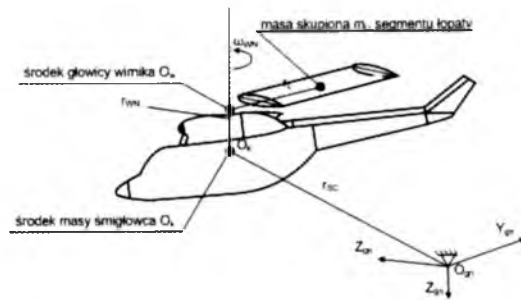
- ciągły rozkład masy rzeczywistej łopaty zastąpiono układem mas skupionych zaczepionych w środkach ciężkości segmentów łopaty,
- przekroje łopaty z masami skupionymi połączono odcinkami odkształcalnej osi sprężystej, którym przypisano własności sprężyste łopaty,
- masy skupione leżące poza osią sprężystą połączono z nią przy pomocy nieważkich i nieodkształcalnych łączników,
- oś sprężysta łopaty może jednocześnie podlegać skręcaniu oraz zginaniu w płaszczyznach ciągu i obrotów,
- masom skupionym przypisano masowe momenty bezwładności segmentów łopaty,
- łopatę zawieszono przegubowo lub sprężysto względem trzech osi (przeguby poziomy, pionowy i osiowy),
- uwzględniono sprzężenie kinematyczne wahań i przekręceń łopaty,
- zakłada się doskonałą sztywność wału wirnika nośnego,
- w stanie nieodkształconym oś sprężysta pokrywa się z osią przekręceń łopaty.

Równania ruchu ekwiwalentnych mas o jednym stopniu swobody rozwiązano metodą Rungego-Kutty piątego rzędu.

Po wyznaczeniu dla chwili czasu $t_i + \Delta t$ wartości wag przemieszczeń w kierunku wahań, odchylenia i skręcenia łopaty ρ , δ , η ; prędkości $\dot{\rho}$, $\dot{\delta}$, $\dot{\eta}$ oraz przyspieszeń $\ddot{\rho}$, $\ddot{\delta}$, $\ddot{\eta}$ dla poszczególnych postaci własnych można określić wartości wypadkowych odkształceń osi sprężystej oraz prędkości i przyspieszenia mas skupionych łopaty. Powtórzenie obliczeń dla kolejnych przedziałów czasu Δt

umożliwia symulacyjne wyznaczenie przebiegów czasowych parametrów ruchu oraz sił i momentów działających na poszczególne masy modelu łopaty, a po ich zsumowaniu dla wszystkich łopat można wyznaczyć składowe obciążenia wału wirnika nośnego.

Obliczając siły uogólnione dla poszczególnych postaci własnych łopaty, uwzględniono siły bezwładności, siły aerodynamiczne oraz oddziaływania od tłumików wahań łopat w płaszczyźnie obrotów. Wyznaczano siły bezwładności działające na segment łopaty z uwzględnieniem dynamiki ruchu łopaty względem śmigłowca i ruchu śmigłowca w przestrzeni (rys. 18).



Rys. 18. Położenie masy skupionej segmentu łopaty wirnika nośnego

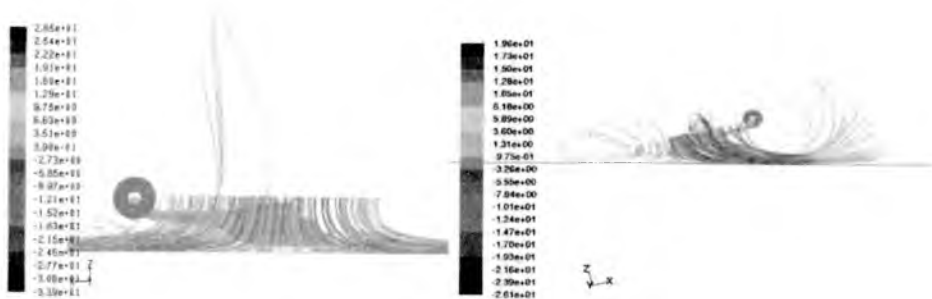
Siły aerodynamiczne działające na segment łopaty w danym położeniu azymutalnym na tarczy wirnika są wyznaczone przy wykorzystaniu teorii elementu łopaty.

Zmienne w czasie współczynniki aerodynamiczne c_x , c_z , c_m elementu łopaty wyznaczano z uwzględnieniem niestacjonarności opływu na podstawie charakterystyk statycznych profili łopaty wirnika. Niestacjonarność opływu elementu łopaty wynika z ciągłych zmian kąta natarcia α w trakcie obrotu wirnika przy jednoczesnych zmianach liczby Macha Ma i zmianach kąta skosu napływu strug Λ na element łopaty.

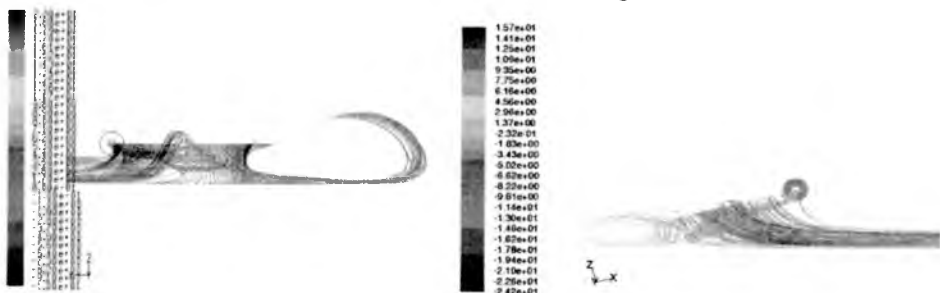
3.7. Wyniki uzyskane dla zjawiska ETL metodą numeryczną

Na rys. 19-22 przedstawiono wyniki analiz zaburzeń opływu, za pomocą oprogramowania *Fluent*, wywołanego interferencją śladu zawirnikowego w niskim zawisie i napływu wiatru (z lewej strony) oraz z prawej podczas rozpędzania z pochyleniem i przyspieszeniem $\sim 3 \text{ m/s}^2$.

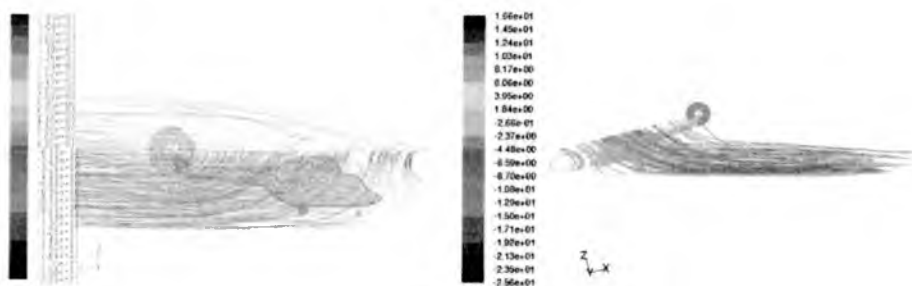
Na rys. 23-26 przedstawiono zmiany parametrów łopat wirnika w funkcji azymutu łopaty dla różnych prędkości lotu (wiatru) w . Przyjęto oznaczenia dla następujących prędkości wiatru: 1 – $w = 0 \text{ m/s}$; 2 – $w = 5 \text{ m/s}$, 3 – $w = 10 \text{ m/s}$, 4 – $w = 15 \text{ m/s}$.



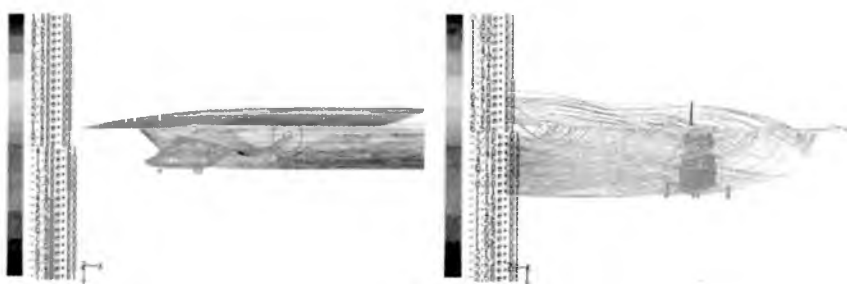
Rys. 19. Zaburzenia opływu przy niskim zawisie śmigłowca bez obecności wiatru



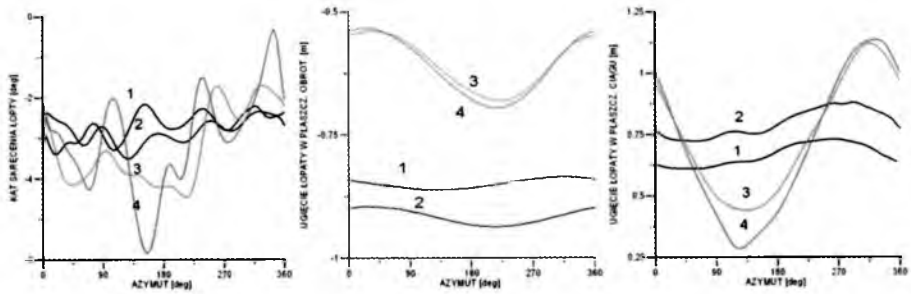
Rys. 20. Zaburzenia opływu przy niskim zawisie śmigłowca z prędkością wiatru $w = 5$ m/s



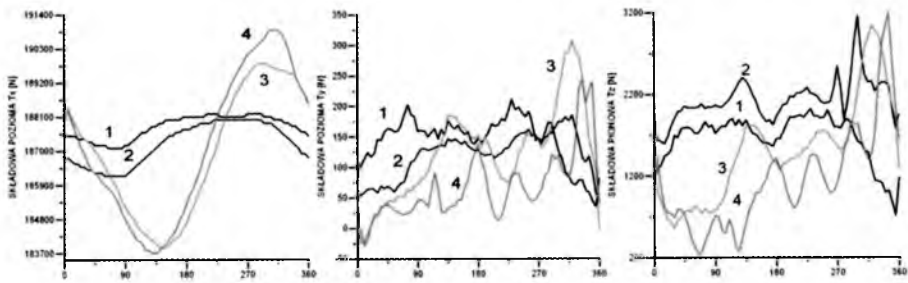
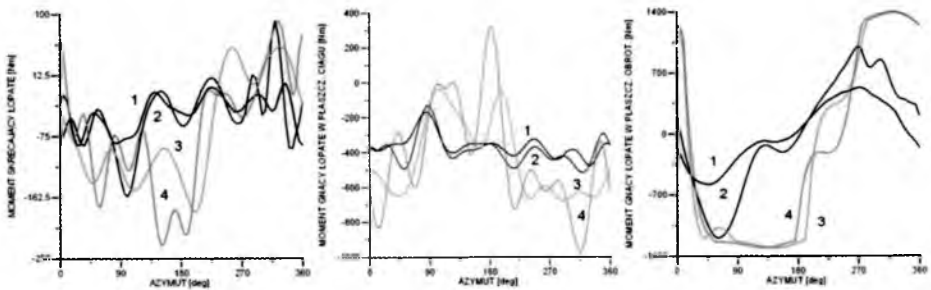
Rys. 21. Zaburzenia opływu przy niskim zawisie śmigłowca z prędkością wiatru $w = 10$ m/s



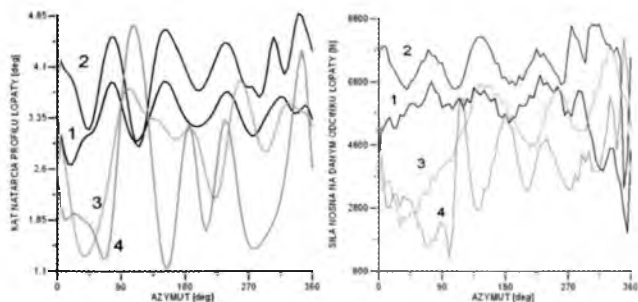
Rys. 22. Zaburzenia opływu przy niskim zawisie śmigłowca z prędkością wiatru $w = 15$ m/s. Obliczany przypadek dotyczył konfiguracji z odchyleniem o 15° kadłuba od kierunku napływu wiatru



Rys. 23. Przemieszczenia końca łopaty

Rys. 24. Siły w przekrojach łopaty: T_x – siła rozciągająca, T_y i T_z – prostopadłe do łopaty w płaszczyźnie obrotów i ciągu

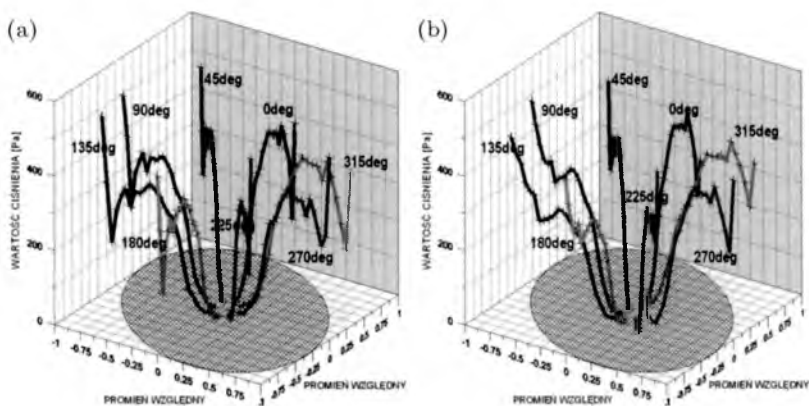
Rys. 25. Obciążenia nasady łopaty

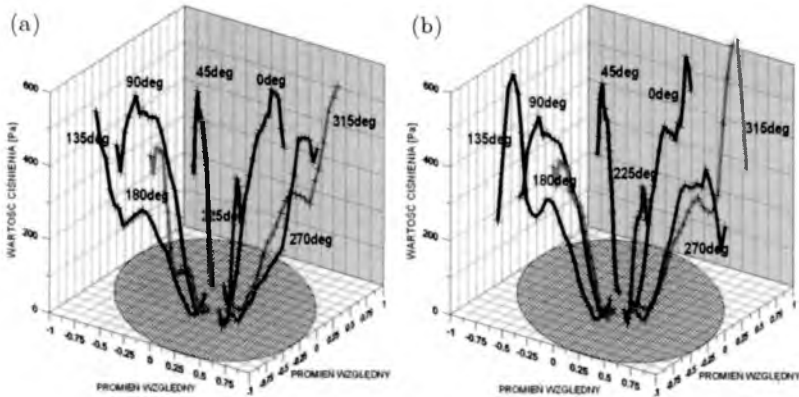


Rys. 26. Kąt natarcia i siła nośna na odcinku końcowym łopaty

Dla przypadków przedstawionych na rys. 19-22 opracowano rozkłady ciśnień dla wybranych azymutów i przedstawiono na rys. 27 i 28.

W tabeli 1 przedstawiono wartości mocy wypadkowej (N) na wale głównym dla poszczególnych analizowanych przypadków z wplywem wiatru (w – prędkość wiatru). Obliczenia przepływu wykonano oprogramowaniem *Fluent*, a wielkość mocy pobieranej przez wirnik programem OBCWN.

Rys. 27. Rozkłady ciśnień na tarczy wirnika dla prędkości wiatru: (a) – $w = 0$ m/s, (b) – $w = 5$ m/s



Rys. 28. Rozkłady ciśnień na tarczy wirnika dla prędkości wiatru: (a) – $w = 10$ m/s, (b) – $w = 15$ m/s

Tabela 1. Wartości mocy niezbędnej dla wybranych manewrów śmigłowca

Zmiany mocy niezbędnej pobieranej przez wirnik nośny			
Przypadek	Prędkość wiatru w [m/s]	Mocy niezbędna N [kW]	Zmiany mocy niezbędnej [%]
Wysoki zawis	0	667	100
Niski zawis	0	619.5	93
	5	701.2	105
	10	553.1	82
	15	510.9	77

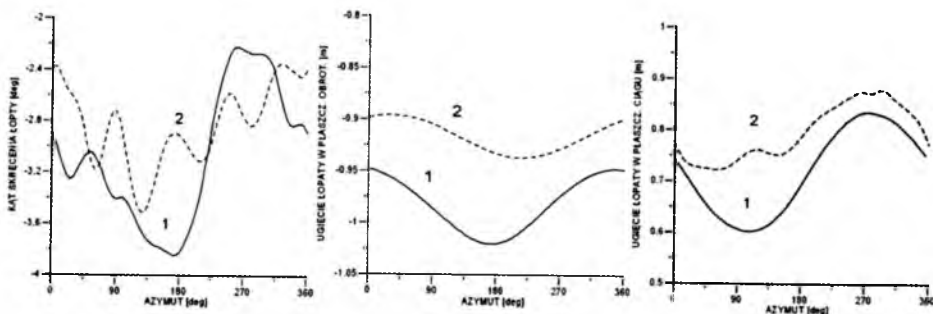
Analizując dane z tabeli 1, widoczny jest wzrost maksymalnej mocy w okolicach 20 km/h ponad moc potrzebną do zawisu o około 13%, a więc efekt ETL jest znaczący.

Dodatkowo przeprowadzono analizę porównawczą dla przypadków, kiedy śmigłowiec zostaje pochylony o kąt 15° , co przedstawiono na rys. 29-30 i zamieszczono w tabeli 2.

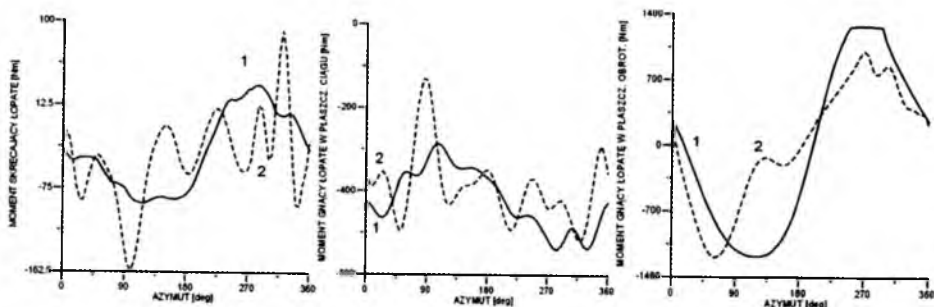
Analizując dane z tabeli 2 oraz rys. 29 i rys. 30, widoczny jest znaczący wzrost maksymalnej mocy niezbędnej w pobliżu prędkości 16 km/h ponad moc potrzebną do zawisu o około 20%, a więc efekt ETL oraz wpływ przyspieszenia jest istotny.

Tabela 2. Wartości kąta skoku ogólnego (FIO) oraz mocy (N) dla zjawiska ETL

w [m/s]	Śmigłowiec bez pochylenia		Śmigłowiec z pochyleniem	
	FIO [deg]	N [kW]	FIO [deg]	N [kW]
0	20.0685	619.5	20.5500	738
5	20.4361	701.2	20.8136	785
10	20.2603	553.1	21.0006	763
15	19.5639	510.0		



Rys. 29. Przesunięcia końca łopaty. Przebiegi wypadkowe parametrów głównych. Wyniki obliczeń obciążeń metodą modalną dla prędkości lotu $V = 5$ m/s: 1 – śmigłowiec z pochyleniem, 2 – śmigłowiec bez pochylenia

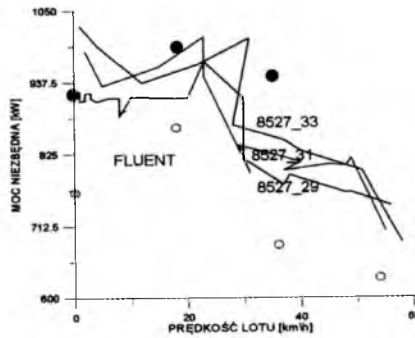


Rys. 30. Obciążenia nasady łopaty. Wyniki obliczeń obciążeń metodą modalną dla prędkości lotu $V = 5$ m/s: 1 – śmigłowiec z pochyleniem, 2 – śmigłowiec bez pochylenia

4. Podsumowanie oraz wnioski końcowe

Poniżej przedstawiono analizę porównawczą zjawiska ETL (rys. 31) uzyskaną na drodze numerycznej (obliczenia przeprowadzone programami *Fluent*

i OBCWN) z wynikami uzyskanymi z badań eksperymentalnych przeprowadzonych na obiekcie rzeczywistym W3-A Sokół.



Rys. 31. Zmiana mocy niezbędnej ze wzrostem prędkości lotu; linie ciągłe – kolejne próby przelotu z oznaczeniem numeru próby; oznaczenie wyników z programu *Fluent*: o – śmigłowiec bez pochylenia, • – śmigłowiec z pochyleniem (dodanie mocy na przyspieszanie oraz „ucieczka” poduszki)

Na podstawie przeprowadzonej analizy zjawiska ETL nasuwają się następujące wnioski:

- Uzyskane wyniki symulacji komputerowych (modeli numerycznych) zweryfikowane eksperymentalnie (w przypadku zjawiska ETL) pozwalają ocenić ilościowo przebieg zjawiska.
- Wpływ manewru „pochylenia” dla zjawiska ETL na obciążenia śmigłowca znajduje potwierdzenie również w uzyskanych wynikach badań – 10%.
- Opracowania mogą być pomocne dla konstruktorów śmigłowców na etapie projektowania, zwłaszcza odnośnie możliwości wykonania bardzo niskiego i precyzyjnego rozpędzania (widoczność z kabiny, ocena wysokości nad ziemią, stosowanie silników o płaskiej charakterystyce obrotowej, sterowanie energią wirnika).
- Istnieje możliwość startu z wykorzystaniem energii kinetycznej inercyjnego układu wirnika podczas przelotu przez obszar deficytu mocy wywołanej zjawiskiem ETL dla granicznej możliwości wykonania zawisu z wpływem ziemi (0.5 ÷ 1 m podwozie nad ziemią). Korzyści w zakresie zwiększenia przestrzeni operacyjnej śmigłowca mogą być znaczące.

Zastosowana metoda wyznaczenia wpływu zjawiska ETL (*Effective Translation Lift* – przejściowy wzrost obciążeń podczas niskiego rozpędzania śmigłowca) umożliwia określenie wypadkowych obciążeń oraz mocy niezbędnej przy wykonaniu manewru rozpędzania lub niskiego zawisu z wpływem bocznego wiatru.

Bibliografia

1. KATZ J., PLOTKIN A., 1991, *Low-Speed Aerodynamics. From Wing Theory to Panel Methods*, International Edition
2. ŁUSIAK T., 2006, Interferencja wirnik nośny – wirnik ogonowy, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **184-185**, Warszawa
3. MARTINKOW K.A., 1972, *Eksperymentalne badania aerodynamiki śmigłowców*, Moskwa
4. MIL M.L. I INNI, 1966, *Wertolety, obliczenia i projektowanie*, Moskwa
5. PIECHNA J., RUDNIAK L., 2006, Możliwości wykorzystania pakietu Fluent do obliczeń aerodynamicznych śmigłowców, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **184-185**, Warszawa
6. SZUMAŃSKI K., 1982, Model symulacyjny dynamiki wirnika śmigłowca w granicznych nieustalonych stanach lotu, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **89**
7. Badania modelu śmigłowca na stoisku pomiarowym, Zespół laboratoriów badań aerodynamicznych, Nr Raportu: 26/BA-A1/08/A
8. ŁUSIAK T., 2008, Interferencja wirnik-kadłub w skośnym locie śmigłowca, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **194-195**, Warszawa
9. ŁUSIAK T., DZIUBIŃSKI A., SZUMAŃSKI K., 2008, Modelowanie numeryczne oraz badania eksperymentalne szczególnych przypadków zjawiska interferencji aerodynamicznej śmigłowca, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **194-195**, Warszawa
10. SIBILSKI K., SOBIERAJ W., 1992, *Pionowzloty. Ilustrowany leksykon lotniczy*, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa
11. CERBE T., REICHERT G., CURTISS JR H.C., 1988, Influence of ground effect on helicopter takeoff and landing performance, *14th European Rotorcraft Forum*, Italy, **70**, 1-17
12. TRÄNAPP N., 1990, Wind effects on helicopter takeoff and landing, *Vertica*, **14**, 3, 439-454
13. STANISŁAWSKI J., 1997, Symulacyjne badanie wpływu sterowania wyższą harmoniczną na obciążenia wirnika nośnego śmigłowca, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **149-150**, Warszawa
14. SZABELSKI K. I INNI, 2002, *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa
15. SZUMAŃSKI K., 1988, Transgression investigations of helicopter dynamics, *16-th ICAS Congress*, Jerusalem

Numerical analysis and experimental research on an Effective Translation Lift (ETL)

Abstract

The phenomenon of ETL (Effective Translation Lift) is dangerous and occurs in police and military rescue operations just when helicopters are used close to the ground. The testing has concentrated on the impact of this phenomenon on loadings, air flow and helicopter flying qualities in such a specific helicopter use. The paper provides computation results, using the FLUENT software, of dynamic responses to the disturbance in a rotor simulation model including blades deformation as well as experimental in-flight research using a special apparatus for measuring and recording.

The analysis deals with the interference between the trace behind the rotor in a low lift above the landing surface and a medium inflow at a specific speed that ranges from 0~ 50 km/h. This is the case of an effective translation lift, equivalent to a situation when the helicopter accelerates at low altitudes. This involves a horseshoe vortex, moving under the fuselage just as the inflow speed increases, that increases temporarily, even up to ten percent more than the required rotor power for a low lift. This phenomenon is called ETL. In the case of directional deviation of the helicopter fuselage, the tail blade may also get into such a horseshoe vortex, which makes the directional control difficult and increases loadings on the tail propeller. These issues are analysed in the research on the rotor-tail propeller interference.

BADANIA WYBRANYCH PARAMETRÓW PRACY MINIATUROWEGO TURBINOWEGO SILNIKA LOTNICZEGO PRZY ZASYSIANIU WODY DO WLOTU

ANDRZEJ J. PANAS

*Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: andrzej.panas@wat.edu.pl*

RYSZARD CHACHURSKI, PIOTR ZALEWSKI, GRZEGORZ WÓJCIK

*Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Lotniczej
e-mail: ryszard.chachurski@wat.edu.pl; piotr.zalewski@wat.edu.pl*

W referacie przedstawiono opis stanowiska i wyniki badań doświadczalnych miniaturowego lotniczego silnika turbinowego GTM-120 przy zasysaniu wody do wlotu. Eksperymenty przeprowadzono w ramach badań podatności lotniczych silników turbinowych na oblodzenie i ewentualne warunki sprzyjające oblodzeniu. Do wykonania badań wykorzystano mikrohamownię wyposażoną w system wielokanałowej rejestracji danych pomiarowych. Podczas badań podawano do wlotu wodę w postaci aerozolu i wodę dozowaną w małych ilościach ze strzykawki. Przy pomiarach uwagę skupiono na rejestracji zmian temperatury i ciśnienia w wybranych przekrojach kontrolnych silnika. Rezultaty wszystkich badań podano wstępnym ocenom, uzyskując dane do dalszej analizy.

1. Wprowadzenie

Specyficzna dziedzina wykorzystania silników turbinowych właśnie w technice lotniczej wyznacza podstawowe kierunki prac konstrukcyjno-badawczych. Ogromną rolę odgrywają przy tym czynniki trwałości, niezawodności, a przede wszystkim bezpieczeństwa eksploatacji. Jednym z kluczowych zagrożeń dla poprawnej pracy silnika turbinowego jest oblodzenie [1], [2]. Lód, który w sprzyjających warunkach tworzy się na powierzchniach elementów we wlocie silnika, może zostać oderwany i zassany do kanału przepływowego. Oznacza to zagrożenie uszkodzeniem łopatek pierwszych stopni sprężarki oraz gwałtowną zmia-

nę parametrów fizycznych przepływu. W krytycznych warunkach skutkuje to wyłączeniem silnika, a nawet jego trwałym uszkodzeniem [3].

Równie niebezpiecznym zjawiskiem jest zasysanie wody pod różną postacią. W chmurach woda występuje w postaci aerozolu. Na niższych wysokościach występują opady deszczu i śniegu, a na powierzchni lotniska niejednokrotnie powstają kałuże. Zassanie dużej ilości wody może spowodować silne zaburzenie pracy silnika i również jego wyłączenie.

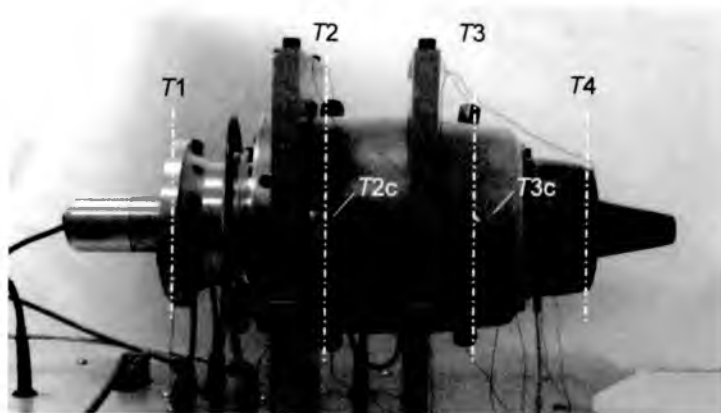
Poznanie mechanizmu zjawisk związanych z wymienionymi powyżej zagrożeniami jest bardzo istotne. Może ono odbywać się na drodze teoretycznej – poprzez obliczenia analityczne lub modelowanie numeryczne – oraz doświadczalnej. Jedną z metod badawczych jest prowadzenie eksperymentów na modelach obiektów rzeczywistych [4]. Obniża to koszty badań, a niejednokrotnie stanowi jedyną drogę uzyskania wyników o całościowym charakterze.

Realizując powyższą koncepcję opracowano w Instytucie Techniki Lotniczej WAT program badań miniaturowego silnika turbinowego i zbudowano stanowisko badawcze umożliwiające przeprowadzanie odpowiednio zaplanowanych doświadczeń [5]. W pierwszej fazie wykonywanych eksperymentów, których wyniki przedstawiono w publikacji [6], stwierdzono pilną potrzebę uzupełnienia zestawu rejestrowanych parametrów o zapis zmian ciśnienia w wybranych przekrojach kontrolnych. W ramach podjętych w związku z tym działań zintegrowano również zapis wszystkich parametrów poprzez zastosowanie modułu akwizycji danych wykonanego w technologii przyrządów wirtualnych [7]. Do opracowania danych o dużej rozdzielczości wprowadzono natomiast procedury aproksymacji funkcjami sklejanymi [8], [9]. Dzięki wprowadzonym zmianom zwiększone zostały możliwości badawcze omawianego układu. W niniejszej pracy zostaną one zilustrowane przykładem badań miniaturowego silnika turbinowego GTM-120 z nawadnianiem powietrza wlotowego.

2. Opis stanowiska badawczego

Dokładne opisy wykorzystywanego w badaniach stanowiska zawierają opracowania [5], [6] i [7]. W niniejszej pracy przedstawiona zostanie jedynie charakterystyka uzupełniająca. Przypomnieć jednak należy, że obiektem badań jest silnik modelarski GTM-120 o jednostopniowej sprężarce promieniowej i jednostopniowej turbinie osiowej produkcji firmy TomSerwis. Orientacyjne parametry pracy silnika są następujące: spręż $\pi = 2$, deklarowana prędkość obrotowa maksymalna 105 000 obr./min, nominalna 85 000 obr./min. Wyznaczone w badaniach doświadczalnych masowe natężenie przepływu wyno-

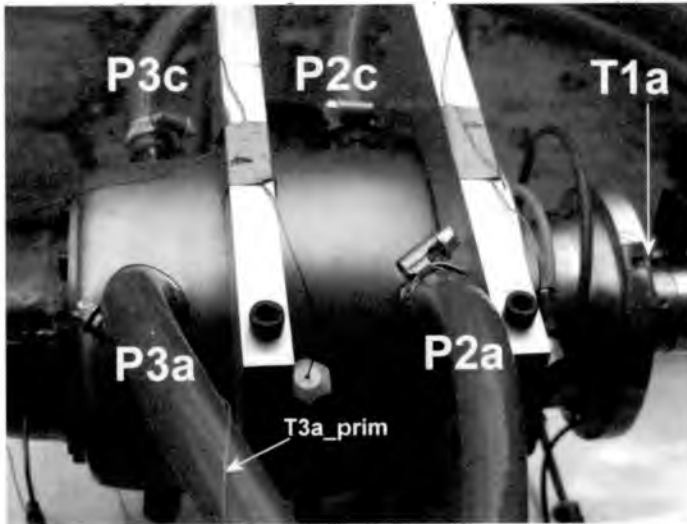
si $0.100 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ przy 35 000 obr./min oraz $0.264 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ przy 100 000 obr./min, natomiast ciąg przy 95 000 obr./min wynosi ok. 67 N [7]. Silnik wyposażono w otwory wziernikowe zabezpieczone króćcami (rys. 1). Umożliwiają one



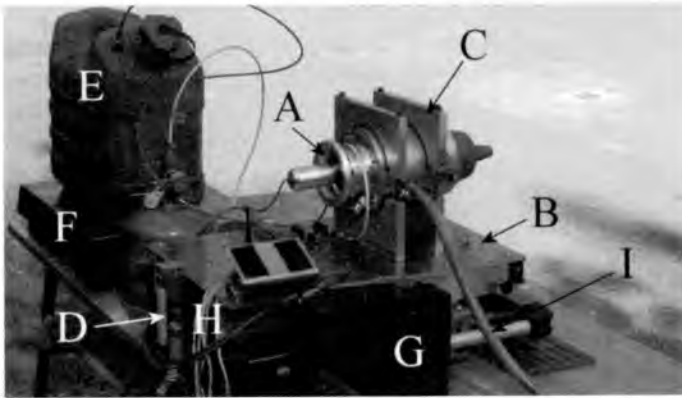
Rys. 1. Silnik GTM-120 z ilustracją miejsc montowania czujników pomiarowych: T1 – na wlocie, T2 – za sprężarką, T3 – przed turbiną, T4 – za turbiną (na wylocie)

dokonanie pomiaru temperatury i ciśnienia w dwóch wybranych przekrojach wewnętrznych: 2 – za sprężarką i 3 – za komorą spalania (przed turbiną – por. rys. 1, 2). Króćce rozmieszono obwodowo w odstępach co 120° . Czujniki w nich montowane oznaczano kolejnymi literami alfabetu według schematu: a – czujniki umieszczane na godzinie 1, patrząc od strony dyszy wylotowej, b – na godzinie 5, c – na godzinie 9. Silnik do badań jest mocowany na platformie zaopatrzonej w prowadnice i czujnik tensometryczny do pomiaru ciągu (rys. 3). W początkowej fazie rozruchu silnika stosuje się paliwo gazowe, a podczas badań zasilany jest on paliwem lotniczym. W skład stanowiska wchodzi tensometryczna waga cyfrowa służąca do wyznaczania bieżącej masy paliwa. Fabryczny układ sterowania pracą silnika realizuje funkcje pomiaru prędkości obrotowej i jednopunktowego pomiaru temperatury za turbiną. Ponieważ dane z tych pomiarów nie są integrowane z pozostałymi, układ akwizycji uzupełniono o moduł niezależnego przetwarzania danych z czujnika prędkości obrotowej (por. [7]).

Do rejestracji sygnałów pomiarowych z czujników badawczych przewidziano zastosowanie dwóch zamiennych zestawów kart pomiarowych (rys. 4). W skład pierwszego zestawu wchodzi dwa moduły portów NI cDAQ-9172 firmy National Instruments oraz karty rejestracji sygnałów niskonapięciowych NI 9211 [6] i karta napięciowa NI 9205 [5]. Zastosowanie dwóch modułów jest uwarunkowane koniecznością rozdzielania torów pomiarów niskonapięciowych



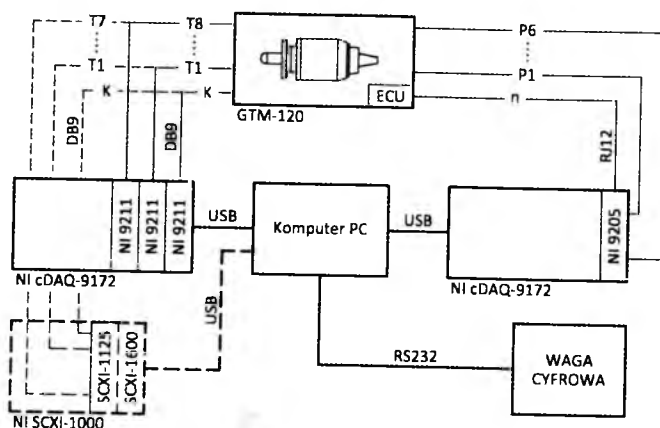
Rys. 2. Silnik GTM-120 z ilustracją miejsc poboru ciśnienia: P2a, P2c – za sprężarką; P3a, P3c – za komorą spalania (przed turbiną)



Rys. 3. Widok hamowni z zamontowanym silnikiem podczas badań: A – silnik GTM-120, B – przesuwna platforma hamowni; C – łożo hamowni; D – belka dynamometru tensometrycznego, E – zbiornik paliwa, F – waga, G – akumulator, H – przewody kompensacyjne termoelementów, I – przewód ciśnieniowy)

wolnozmiennych ($T1 \div T8$, K) od szybkozmiennych (n , $P1 \div P6$). W badaniach z wykorzystaniem tego zestawu standardowa częstotliwość zapisu danych wynosi 1 Hz. Dane pomiaru ciśnienia i prędkości obrotowej są uśredniane.

W badaniach procesów szybkozmiennych do pomiaru temperatury wykorzystywany jest 8-kanalowy modułowy system SCXI 1000 firmy National Instruments. Maksymalna częstotliwość rejestracji synchronicznej przy zastoso-

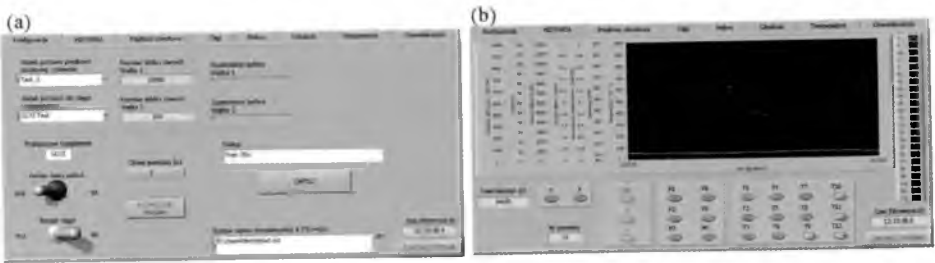


Rys. 4. Schemat układu rejestracji danych pomiarowych: n – sygnał z fotodiody pomiaru prędkości obrotowej, T1÷T6 – czujniki temperatury, P1÷P6 – czujniki ciśnienia, K – czujnik pomiaru ciągu, ECU – fabryczny sterownik silnika

waniu tego zestawu sterowanego z poziomu sterownika wirtualnego wynosi 100 Hz [7]. W pomiarach rozdzielonych, bez wspólnego sterowania odczytami, można uzyskać znacznie wyższe częstotliwości rejestracji.

Jako czujniki temperatury stosuje się są dwa rodzaje termoelementów typu K: płaszczone o średnicy płaszcza 0.5 mm (firma CZAKI) i w osłonie teflonowej o średnicy drutów 0.05 mm i wymiarach dwużyłowego przewodu 0.15×0.25 mm (firma OMEGA). Przetwornikami ciśnienia są piezoelektryczne czujniki PAA-23SY firmy KELLER o zakresie pomiarowym do 0.6 MPa. Do króćców pomiarowych silnika są one podłączone przewodami ciśnieniowymi o długości ok. 0.5 m i średnicy wewnętrznej 5 mm (por. rys. 2). Pomiar ciągu realizowany jest za pomocą przyrządu zestawionego z tensometrycznego czujnika siły CL17p i miernika elektronicznego CL-363 firmy ZEPWN. Zakres pomiarowy przyrządu wynosi ± 200 N, rozdzielczość 0.1 N, a minimalny czas próbkowania 0.1 s. Sygnał z układu tensometrycznego jest dołączony do modułu niskonapięciowego, natomiast do wyznaczenia prędkości obrotowej wykorzystano sygnał z fotodiody układu sterowania silnikiem. Dane pomiarowe przetwarza sterownik wirtualny. Ostatni z rejestrowanych parametrów jest pobierany z wagi cyfrowej WLC 6/12/C1/K firmy RADWAG za pośrednictwem interfejsu RS232. Waga służy do pomiaru bieżącej masy paliwa wraz z kaniestrem. Zakres pomiaru masy wynosi $0 \div 12$ kg, a rozdzielczość 0.1 g.

Do nadzoru gromadzenia i opracowania danych pomiarowych opracowano sterownik w technologii przyrządów wirtualnych [7]. Program umożliwia ciągły podgląd wartości mierzonych parametrów, bieżące przetwarzanie sygnałów, zapisy do plików oraz odczyty i przetwarzanie danych (rys. 5).



Rys. 5. Widok wybranych zakładek panelu czołowego wirtualnego rejestratora sygnałów pomiarowych mikrohamowni: (a) – ustawianie parametrów pomiaru, (b) – odczyty sygnałów

Podsumowując, przedstawiony układ pozwala na pomiar i rejestrację:

- temperatury w wybranych punktach danego przekroju charakterystycznego i w punktach dodatkowych;
- ciśnienia w wybranych punktach danego przekroju charakterystycznego;
- ciągu silnika (z możliwością „tarowania” odczytów);
- prędkości obrotowej;
- bieżącej masy zbiornika z paliwem.

Rejestrowane dane są bieżąco przeliczane na chwilowe i jednostkowe zużycie paliwa. Jednocześnie mogą być wyznaczane dane do określenia charakterystyk silnika określających współzależności temperatury w danym przekroju kontrolnym, ciągu silnika i prędkości obrotowej. Cały system, zarówno w części programowej jak i sprzętowej, może być przekształcany i dostosowywany do nowych wymagań badawczych.

Możliwości badawcze układu mikrohamowni uzupełnia zestaw elementów i urządzeń dodatkowych. Najważniejsze z nich to zwężka pomiarowa do określania masowego natężenia przepływu powietrza wlotowego oraz analizator parametrów aerozoli skondensowanych w gazie IPS SAM firmy KAMIKA Instruments. Analizator jest wyposażony w sondę umożliwiającą pomiary zarówno w warunkach atmosfery statycznej, jak i w przepływach o prędkości do 40 m/s, w obu przypadkach przy minimalnej temperaturze -10°C . Maksymalna liczba klas pomiarowych wynosi 4096, a maksymalna liczba klas pomiarowych równego podziału to 256. Przedział mierzonych średnic cząstek od $0.6\ \mu\text{m}$ do $300\ \mu\text{m}$ pokrywa najbardziej istotny z punktu widzenia zjawisk oblodzeniowych zakres średnic kropelek wodnych aerozoli atmosferycznych [5], [6]. W badaniach używane są również standardowe przyrządy pomiaru ciśnienia atmosferycznego, temperatury statycznej oraz wilgotności powietrza, a podczas pomiaru kon-

trolowane są także wartości parametrów podawanych przez sterownik silnika (ECU – rys. 4).

3. Opracowanie danych pomiarowych z wykorzystaniem aproksymacji funkcjami sklejanymi

Typowym problemem badań o dużej rozdzielczości – w danym przypadku przekłada się to na dużą częstotliwość rejestracji – jest rozrzut danych pomiarowych [8]. Opracowanie tego typu danych wymaga zastosowania specjalnych technik, gdyż przy wygładzaniu danych lub ich aproksymacji istnieje niebezpieczeństwo zagubienia informacji dotyczącej uzasadnionych fizycznie osobliwości. Klasycznym przykładem mogą służyć tutaj badania przemian fazowych [9], [10]. W niniejszym przypadku należy uwzględnić konieczność analizy efektów przemian fazowych wody. Do opracowania wybranych fragmentów zapisów zastosowano zatem technikę aproksymacji funkcjami sklejanymi typu B z podziałem przedziału aproksymacji węzłami jednokrotnymi lub wielokrotnymi o ustalonej krotności (por. [9]). Obliczenia wykonywano zarówno przy ustalonym położeniu węzłów, jak i z włączeniem procedury optymalizacji ich położenia [10]. Wykorzystanie sklejek typu B wynika z ich zdecydowanie lepszego uwarunkowania numerycznego od wielomianów.

W związku z prezentacją można stwierdzić, że do wprowadzenia funkcji sklejanym definiuje się wstępnie podział danego przedziału reprezentacji funkcji $[a, b]$ niemalejącym ciągiem n punktów $\{\tau_i\}_1^n$, $a \leq \tau_i \leq b$, zwanych węzłami podziału [10], [11]. Niepowtarzające się elementy tego ciągu tworzą ciąg punktów podziału $\{\xi_k\}_1^N$, który jest ciągiem ściśle rosnącym. Dodatkowo definiuje się również ciąg $\{\nu_k\}_1^N$ zliczający powtórzenia elementów ξ_k w ciągu $\{\tau_i\}_1^n$ ($\nu_k = 1$ jeżeli ξ_k powtarza się w $\{\tau_i\}_1^n$ raz, $\nu_k = 2$ jeżeli ξ_k występuje dwukrotnie itd.). Za funkcję sklejaną stopnia $r - 1$ (rzędu r w terminologii anglosaskiej – por. [10]) określoną na przedziale $[a, b]$ z węzłami $\{\tau_i\}_1^n$, $\tau_i < \tau_{i+r}$ uważa się funkcję S_r^T , która [11]:

- a) jest wielomianem $r - 1$ stopnia na każdym podprzedziale $[\xi_k, \xi_{k+1}]$;
- b) jest funkcją klasy ciągłości $C^{r-\nu_k-1}$ w punkcie ξ_k .

W przypadku podziału pojedynczymi węzłami funkcja sklejana jest funkcją klasy C^{r-2} w przedziale $[a, b]$ oraz klasy C^{r-1} w obszarze podprzedziałów otwartych określonym jako $[a, b] \setminus \{\xi_k\}_1^N$. Zwielokrotnianie węzłów obniża stopniowo klasę ciągłości funkcji w danym punkcie podziału ξ_k : dla dwukrotnego

węzła funkcja będzie klasy C^{r-3} itd. Uwaga: w dalszej części dla uproszczenia zapisu pominięty zostanie górny indeks τ oznaczenia podziału węzłowego.

Funkcja sklejana S_r może zostać przedstawiona wielomianami w poszczególnych przedziałach. Jest to reprezentacja w postaci wielomianów kawałkami gładkich stopnia $r - 1$ i można ją uważać za rozkład funkcji przedziałami w bazach monomianów – funkcji potęgowych:

$$\forall x \in [\xi_k, \xi_{k+1}), k = 1, \dots, N - 1 \quad S_r(x) = \sum_{m=0}^{r-1} c_{km}(x - \xi_k)^m \quad (3.1)$$

gdzie:

$$S(\xi_N) \lim_{x \rightarrow \xi_N} S(x)$$

Reprezentacja wielomianowa jest zatem jednoznaczna po podaniu rzędu reprezentacji r , liczby kawałków $N - 1$, rosnącego ciągu punktów podziału $\{\xi_k\}_1^N$ oraz macierzy współczynników $[c_{km}]$ o wymiarach $(N - 1) \times r$.

Funkcja sklejana może być także przedstawiona poprzez rozkład w bazie specjalnego rodzaju funkcji gładkich określonych na nośniku zwartym (przedziale domkniętym), tzw. funkcji typu B (sklejki dzwonowe, B-splajny). B-sklejki rzędu r na węzłach $\{\tau_i\}_1^n$ definiuje się wzorem rekurencyjnym [10], [11]:

$$B_{i,1}(x) = \begin{cases} 1 & \tau_i \leq x < \tau_{i+1} \\ 0 & \text{poza} \end{cases} \quad (3.2)$$

$$B_{i,r}(x) = \frac{x - \tau_i}{\tau_{i+r-1} - \tau_i} B_{i,r-1}(x) + \frac{\tau_{i+r} - x}{\tau_{i+r} - \tau_{i+1}} B_{i+1,r-1}(x)$$

B-sklejki rzędu r tworzą bazę do przedstawienia funkcji sklejanej S_r w postaci kombinacji liniowej:

$$S_r(x) = \sum_{i=1}^l \alpha_i B_{i,r}(x) \quad (3.3)$$

Taka reprezentacja jest jednoznaczna po podaniu liczb całkowitych r oraz l , wektora węzłów $\tau = \{\tau_i\}_1^n = \{\tau_i\}_1^{l+r}$ oraz wektora współczynników $\alpha = \{\alpha_i\}_1^l$ rozkładu funkcji S_r w bazie B-sklejek $\{B_{i,r}\}_1^l$. Ponieważ funkcje typu B są określone na ograniczonych nośnikach do wyznaczenia wartości funkcji S_r w każdym z podprzedziałów $[\tau_{r-1}, \tau_{n+1}]$ wystarczy „wsparcie” się na r niezerujących się funkcjach bazy w przypadku punktu wewnętrznego przedziału i $r - 1$ funkcjach w przypadku węzła pojedynczego.

Zadanie aproksymacji średniokwadratowej danych $\{(x_i, y_i)\}_1^M$ za pomocą funkcji sklejaney dla ustalonego podziału – niezmiennych położeń węzłów $\{\tau_i\}_1^n$ – jest zagadnieniem programowania liniowego. Zagadnienie aproksymacji średniokwadratowej dla zmiennego położenia węzłów jest zagadnieniem optymalizacyjnym poszukiwania minimum funkcjonału

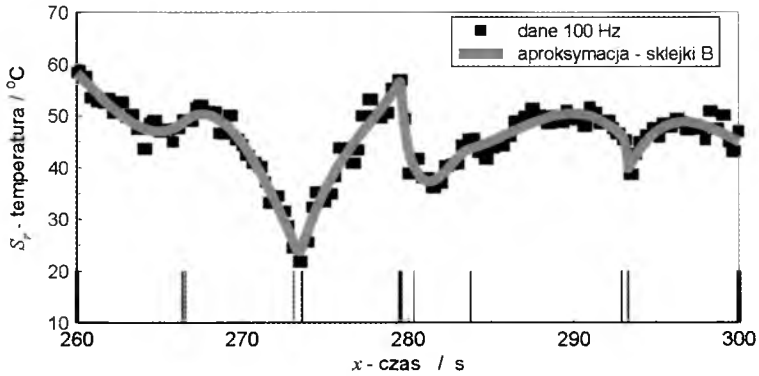
$$\Phi(\alpha, \tau) = \sum_{j=1}^M \left[y_j - \sum_{i=1}^l \alpha_i B_{i,\tau,\tau}(x_j) \right]^2 \quad (3.4)$$

względem wektorów τ i α . Przykładową technikę rozwiązania tego problemu podano w monografii [10]. Ze względu na swój charakter zagadnienie to niekoniecznie musi posiadać jednoznaczne rozwiązanie. Analiza porównawcza uzyskiwanych wyników ułatwia jednak identyfikację ewentualnych osobliwości aproksymowanej funkcji.

Przy opracowywaniu wyników pomiarów hamownianych stosowano zarówno własne programy obliczeniowe (dla ustalonego położenia węzłów nierównoodległych), jak i programy z wbudowanymi procedurami biblioteki IMSL (do zagadnienia optymalizacji położenia węzłów – por. [10]). Jeżeli chodzi o uzyskiwane wyniki, to istniała możliwość ich przeliczenia do postaci wielomianu kawałkami gładkiego. Podstawową zaletą reprezentacji B-sklejek jest jednak zdecydowanie lepsze uwarunkowanie funkcji typu B od wielomianów. Ponadto współczynniki reprezentacji $\alpha = \{\alpha_i\}_1^l$ odtwarzają w przybliżeniu przebieg reprezentowanej funkcji (por. tabela 1 i rys. 6), co może stanowić duże udogodnienie przy analizie przybliżanych tymi funkcjami wyników badań. Ważną zaletą techniki aproksymacji funkcjami sklejanymi w ogólności jest możliwość odtwarzania osobliwości dowolnego rzędu [9]. Możliwe jest zatem dokładne odwzorowanie wszelakiego rodzaju ostrzy, a w wielu przypadkach występujące na charakterystykach piki mają swoje uzasadnienie fizyczne (por. [9]).

4. Badania doświadczalne – przykładowe wyniki i ich analiza

Ograniczone ramy niniejszego opracowania nie pozwalają na skrótową chociażby prezentację wszystkich uzyskanych dotychczas wyników. Program badań obejmował zarówno pomiary testowe [6], wyznaczanie charakterystyk silnika w warunkach standardowych, eksperymenty uzupełniające i kontrolne, jak i doświadczenia z nawilżaniem powietrza wlotowego. Obszerna charakterystyka wcześniej wykonywanych badań jest przedstawiona w opracowaniu [5]. W ich ramach określone zostały również podstawowe charakterystyki nawodnionego



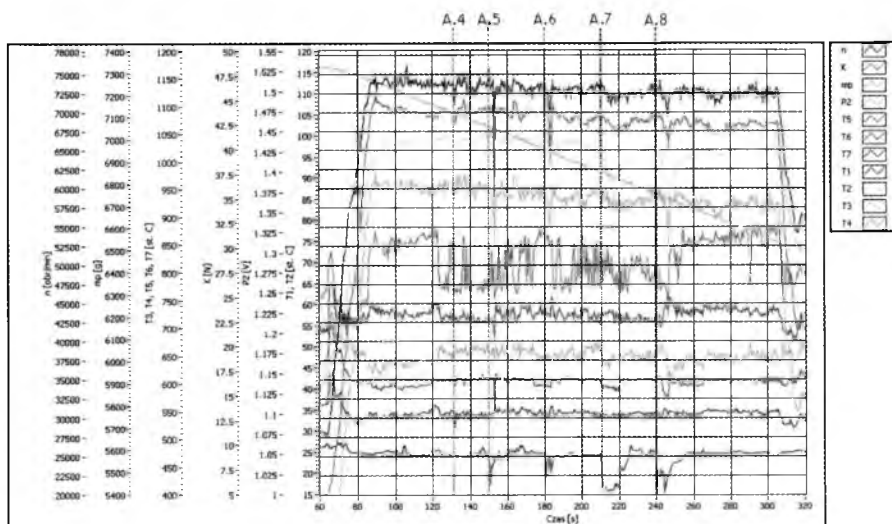
Rys. 6. Przykład aproksymacji danych funkcją sklejaną wyrażoną w bazie funkcji typu B – na wykresie zaznaczono położenia węzłów aproksymacji $\{\tau_i\}_1^n$

Tabela 1. Parametry funkcji sklejaney otrzymanej jako wynik rozwiązania zagadnienia optymalizacyjnego (3.4) dla pewnego zestawu danych, por. rys. 6

$r = 4$		
Węzły	$\{\tau_i\}_1^n$	260; 260; 260; 260; 266.3895; 266.5641; 273.1007; 273.6054; 273.6098; 279.47; 279.5511; 279.5901; 280.319; 283.7323; 283.7488; 292.9072; 293.3037; 293.3177; 293.3269; 300.0; 300.0; 300.0; 300.0
Współczynniki	$\{\alpha_i\}_1^{n-r}$	58.31602; 51.62921; 43.23669; 54.75834; 40.80006; 22.946; 43.92273; 46.46061; 56.87998; 44.55085; 30.34767; 42.69296; 46.44958; 56.21593; 45.36188; 39.7948; 53.48228; 48.58336; 45.15278

przepływu (por. również [6]), przy czym parametry te odniesiono do właściwości wilgotnego powietrza atmosferycznego (por. [12-14]). W ostatnim czasie badania uzupełniono wynikami pomiarów z rejestracją wszystkich przyrządowych parametrów eksperymentu [7] oraz wynikami analizy z wykorzystaniem technik aproksymacyjnych.

Przykład rejestracji przebiegu doświadczeń z nawilżaniem powietrza wlotowego i pełnym zapisem parametrów a częstotliwością 1 Hz przedstawiono na rys. 7. Podczas pomiarów zaobserwowano skorelowane spadki ciśnienia, ciągu i temperatury w pierwszej fazie po podaniu dawek. Jednak reakcja układu nie ograniczyła się tylko do tego efektu. Dokładnie procesy odpowiedzi układu można prześledzić na wynikach rejestracji szybkich. Analizowany eksperyment był sprawdzianem wirtualnego rejestratora hamowni.



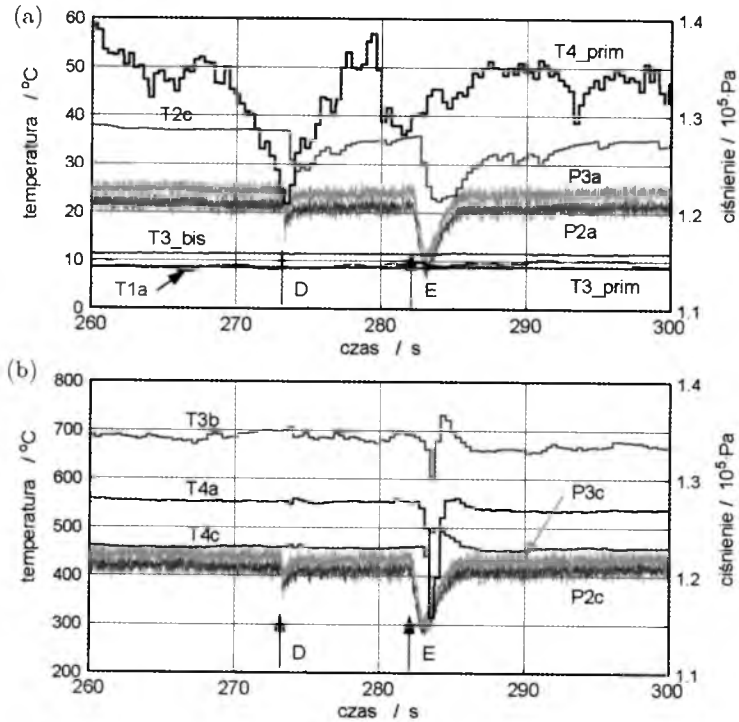
Rys. 7. Zapis parametrów silnika GTM-120 podczas badań nawilżania: n – prędkość obrotowa (zaniżona o ok. 10%), K – ciężar, mp – masa paliwa, P2 – ciśnienie za sprężarką, T – temperatury w wybranych punktach. Dozowania: A.4 – 1 cm³ wody ze strzykawki, A.5 i A.6 – 2 cm³ w czasie poniżej 1 s, 10 cm³ w ciągu 10 s oraz 10 cm³ w czasie 5 s

W jego rezultacie stwierdzono konieczność wprowadzenia poprawek do algorytmu wyliczania prędkości obrotowej. Systematyczny błąd zaniżenia odczytów został usunięty.

Na rys. 8 przedstawiony został fragment zapisu z dwóch kolejno po sobie następujących doświadczeń nawadniania powietrza wlotowego przy szybkiej rejestracji parametrów ciśnieniowych [5]. Częstotliwość rejestracji sygnałów z czujników ciśnienia wynosiła 100 Hz. Przykład zobrazowanych wyników zostanie wykorzystany do zademonstrowania właściwości stosowanych technik aproksymacji funkcjami sklejanymi. Podczas omawianego doświadczenia rejestrowano sygnały zmian ciśnienia za sprężarką P2a, P2c, przed turbiną P3a, P3c oraz sygnały termoelektryczne T1a, T2b, T3b, T4a, T4c (czujniki płaszczowe, oznaczenia zgodne z nomenklaturą punktu 2 – por. rys. 1 i 2). Dodatkowo rejestrowano również temperaturę w przewodzie ciśnieniowym w pobliżu czujnika ciśnienia T3a_prim i w pobliżu korpusu silnika T3a_bis (czujniki w osłonie teflonowej) oraz temperaturę w strudze spalin w dużej odległości od wylotu T4_prim. Charakterystyki dozowania zawarte są w tabeli 2.

W zbiorczej ocenie przedstawionych na rys. 8 wyników należy zwrócić uwagę na:

- potwierdzenie obserwowanych wcześniej (por. [5]) dużych różnic obwodowych temperatury – w danym przypadku dotyczy to przekroju „4”;



Rys. 8. Przykład bezpośrednich wyników rejestracji z eksperymentów nawadniania (por. tab. 1, rys. 1, 2). Oznaczenia: T – temperatura, P – ciśnienie (szczegóły w tekście)

- występowanie korelacji pomiędzy zmianami ciśnienia i zmianami temperatury w przekrojach „2”, „3” i „4”;
- występowanie większych nieregularności zapisu ciśnień z kanałów „c” w stosunku do kanałów „a”, co może świadczyć o większej amplitudzie pulsacji ciśnienia w tych miejscach;
- mniejszą bezwładność czujników ciśnienia w reakcji na gwałtowną zmianę parametrów przepływu w stosunku do czujników temperatury (termoelementów płaszczowych);
- potwierdzenie udziału układu regulacji silnika w kształtowaniu odpowiedzi na zdarzenie nawadniania, czego dowodem wzrost temperatury następujący tuż po gwałtownym spadku powodowanym wtryskiem wody;
- dość dużą „odporność” silnika na dozowanie wody do wlotu, co – być może – wynika ze stosunkowo prostej konstrukcji umożliwiającej przepływ wody skondensowanej bez całkowitego odparowania.

Tabela 2. Podstawowe dane doświadczenia dla fragmentów zapisów z rys. 7 i 8 wraz z informacjami dotyczącymi dozowania wody

Pomiar lp1115; prędkość obrotowa 45200 obr./min; $\dot{m} = 0.128 \text{ kg}\cdot\text{s}^{-1}$ — rejestrator NI 9172, 4 kanały NI 9205, rejestracja co 0.01 s, 8 kanałów termoelektrycznych NI 9211, pomiar co 0.4 s, rejestracja zgodna z pomiarem napięć z karty NI 9205 (100 Hz) — temperatura otoczenia 5.8°C , wilgotność względna powietrza 94% ($t_m = 5.4^{\circ}\text{C}$, $t_s = 5.8^{\circ}\text{C}$), ciśnienie otoczenia 1016 hPa — badania wpływu dozowania wody w dawkach ciągłych (wstrzykiwanie do wlotu) — zapis eksperymentu na taśmie filmowej (rejestracja cyfrowa)		
Kod	Czas	Opis
D	272	Wstrzyknięcie 3 ml wody do wlotu na godzinie 10:30, bez widocznych efektów na wyświetlaczu panelu sterowania
E	282	Wstrzyknięcie 10 ml wody do wlotu na godzinie 10:30, spadek odczytywanej temperatury do 465°C , spadek prędkości obrotowej do 44700 obr./min, wahania prędkości obrotowej, <i>podczas dozowania z dyszy wylotowej za turbiną wydostaje się struga wody</i>

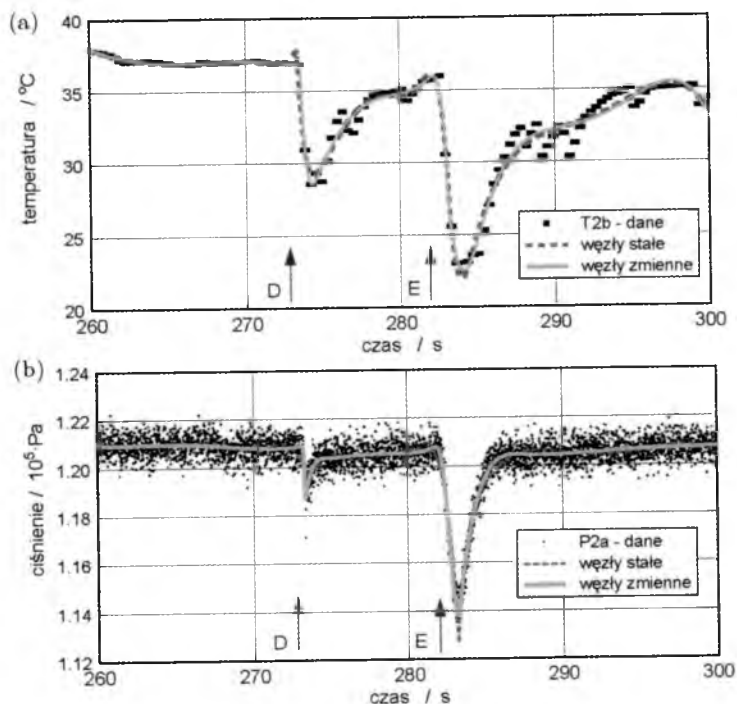
Przy jakościowej analizie wyników pomiaru podkreślić trzeba fakt, że dopiero bardziej zdecydowane nawilżanie powietrza wlotowego wywołuje wyraźne reakcje silnika w skoordynowanych zmianach ciśnień, temperatury i zmianach prędkości obrotowej. Najłatwiejsze do zaobserwowania są zmiany ciśnień, w następnej kolejności temperatury w przekroju „2”, następnie temperatury w przekrojach „3” i „4”.

Uzyskane wyniki rejestracji charakteryzują się widocznymi nieregularnościami. Dominującą cechą zapisów ciśnieniowych jest znaczny rozrzut punktów o przypadkowym charakterze. Nieregularności występują również na charakterystykach zapisów temperaturowych. W celu uzyskania podstaw do dokładniejszej analizy wszystkie wyniki poddano opracowaniu z zastosowaniem omówionych w punkcie 3 technik aproksymacyjnych. Zastosowano aproksymację funkcjami 4 rzędu (odpowiada to funkcji gładkiej wielomianowej 3-go stopnia). Przyjęto następującą metodykę obliczeń:

- wybór fragmentu danych – określenie przedziału aproksymacji – dla danych z rys. 8 był to przedział czasu rejestracji [260 s, 300 s];
- identyfikacja punktów charakterystycznych na podstawie przebiegów ciśnieniowych – wybrano punkty ostrzy zapisu zmian ciśnienia P2a odpowiadające czasom 273.36 s oraz 283.20 s;

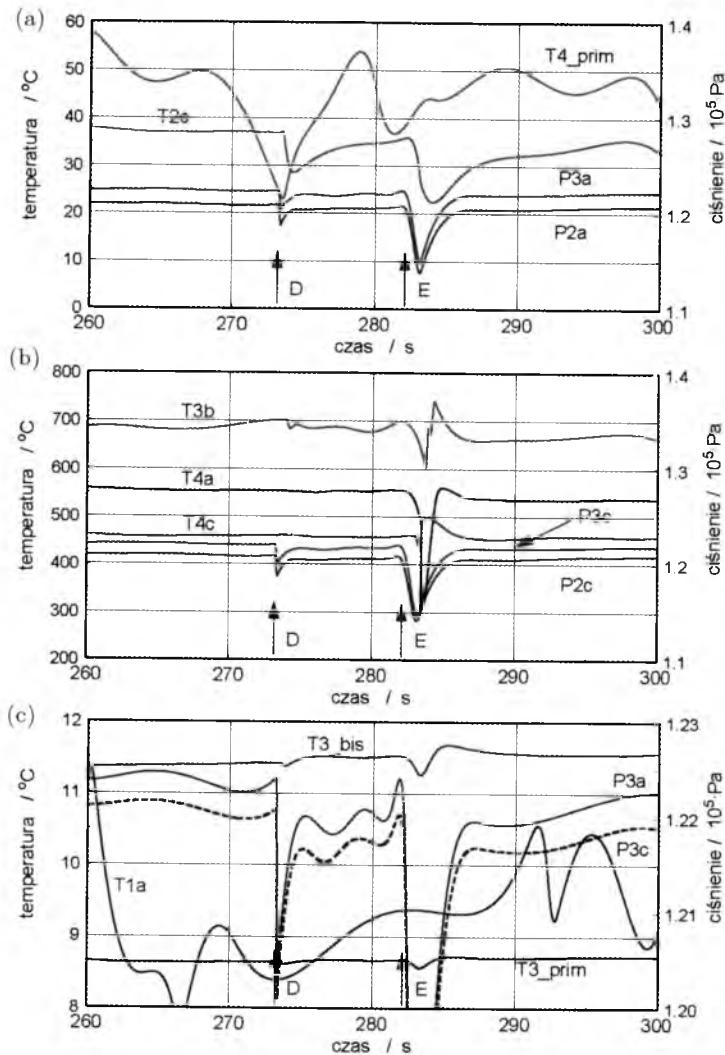
- określenie położenia i krotności węzłów wyboru początkowego – przyjęto ciąg $\{4 \times 260.0; 270.00; 3 \times 273.36; 275.00; 285.0; 3 \times 283.20; 285.00; 4 \times 300.0\}$;
- wykonanie obliczeń z wykorzystaniem procedury programowania liniowego (ustalone położenie węzłów) oraz nieliniowego (zmiennie położenie węzłów).

Przykład reprezentatywnych wyników obliczeń na tle aproksymowanych przebiegów przedstawiono na rys. 9. Na podstawie analizy wyników przede wszystkim przebiegów ciśnienia (rys. 9a) uznano, że lepsze odwzorowanie charakterystyk doświadczalnych daje zastosowanie procedur optymalizacyjnych ze zmiennym położeniem węzłów. Zestawienie porównawcze wszystkich tego typu charakterystyk zawiera rys. 10.



Rys. 9. Wyniki aproksymacji danych z przekroju za sprężarką:
(a) – temperatura T2b, (b) – ciśnienie P2a

Oceniając jakościowo uzyskane wyniki, uwagę należy zwrócić przede wszystkim na potwierdzenie właściwości zastosowanych procedur w odniesieniu do zadania wygładzania danych przy jednoczesnym zachowaniu możliwości



Rys. 10. Wyniki aproksymacji z procedurą optymalizacji położenia węzłów (por. rys. 8)

odtworzenia fizycznie uzasadnionych gwałtownych zmian sygnału. W ocenie prawidłowości identyfikacji nieregularności pomaga porównanie wyników pomiaru różnych wielkości fizycznych. Podkreślić należy jednak, że w każdym przypadku wymagana jest rozważa przy wstępnym wyborze danych początkowych – początkowym wyborze węzłów aproksymacji. Dane z rys. 6 odpowiadają charakterystyce T4_prim z rys. 10a, jednak tylko w pierwszym przypadku widoczne są wyraźne ostrza charakterystyki aproksymacyjnej. Poza ramy ni-

niejszego opracowania wychodzi przeprowadzenie dokładnej analizy ilościowej, ale wspomnieć należy o możliwościach wykorzystania przy realizacji tego zadania również charakterystyk różniczkowych badanych parametrów. Przykłady tego typu przedstawiono w publikacjach [9] i [15].

Zastosowanie procedur aproksymacji, oprócz rozszerzenia możliwości analiz ilościowych, pozwala również na uwypuklenie niektórych cech sygnału. Porównując rys. 8 z rys. 10 zauważa się mniej więcej te same tendencje ogólnych zmian. Dane z rys. 10 potwierdzają wszystkie wyniki poprzednio przedstawionych analiz jakościowych. Jednak bezpośrednio wyniki pomiaru ciśnienia nie pozwalają na przykład na dokonanie obiektywnego porównania sygnałów ciśnieniowych z tych samych przekrojów silnika. Dopiero porównanie charakterystyk aproksymacyjnych, takich jak zobrazowane na rys. 10c, dowodzi korelacji obu sygnałów pomiaru ciśnienia P3. Odstępstwa w wartościach nie przekraczają 0.3%. Zarejestrowane różnice obwodowe ciśnienia nie są tak duże, jak to ma miejsce w przypadku wyników pomiaru temperatury. Zjawisko różnic obwodowych, obserwowane już wcześniej (por. [5], [6]), będzie przedmiotem dalszych badań.

Zastosowanie procedur aproksymacji zwiększyło możliwości ocen ilościowych. Wydaje się, że celowym byłoby dokonanie w pierwszej kolejności odniesienia wyników pomiaru do wyników modelowania termodynamicznego przemian zachodzących podczas przepływu z uwzględnieniem efektów przemian fazowych wody. Istotne będzie przy tym porównanie wartości chwilowych zmian parametrów z wartościami uśrednionymi dla danych warunków pracy silnika oraz analiza nieregularności sygnałów.

5. Podsumowanie

Pomimo zawartej w tytule niniejszego opracowania sugestii ograniczenia się do wybranych parametrów pracy miniaturowego silnika lotniczego GTM-120, w pracy przedstawiono pełny opis stanowiska pomiarowego i metodyki prowadzonych badań doświadczalnych wraz z opisem metodyki analizy gromadzonych danych. Ograniczenie dotyczyło tylko materiału ilustracyjnego. Prowadzone badania koncentrują się na problemie wpływu zjawisk zasysania do wlotu wody skondensowanej na pracę turbinowego zespołu napędowego. Bezpośrednim kontekstem badań i analiz jest zagadnienie oblodzenia silników turbinowych i wybrane zjawiska okołoblodzeniowe. Badania wykonywane są w małej skali i oprócz celów rozpoznania charakteru i przebiegu procesów fizycznych zawierają również zadanie porządkowania wiedzy.

Dotychczasowym wynikiem prac jest zbudowanie i oprogramowanie stanowiska mikrohamowni silnika turbinowego GTM-120. W zakresie możliwości pomiarowych stanowiska leży skorelowana rejestracja takich parametrów pracy silnika, jak temperatury i ciśnienia w wybranych przekrojach kontrolnych, ciąg silnika, prędkość obrotowa oraz bieżąca masa paliwa. Szybkość rejestracji sygnałów pomiarowych, standardowo wynosząca 2 Hz, może być zwiększona do 100 Hz. Istotnym elementem składowym części pomiarowej są programy wirtualnego rejestratora danych. W procesie przetwarzania zarejestrowanych sygnałów wykorzystuje się zaawansowane metody aproksymacji funkcjami sklejanymi.

Oprócz wniosków natury metodycznej w pracy przedstawiono również wyniki analizy wybranych danych pomiarowych. Uzyskane rezultaty potwierdziły efektywność proponowanego sposobu i procedur opracowania sygnałów pomiarowych. Zgodnie z założeniami badania będą kontynuowane, a w najbliższym czasie uwaga zostanie skupiona na systematycznym opracowaniu wszystkich dotychczas zgromadzonych danych. Istotny element metodyki dalszych analiz stanowić będzie modelowanie termodynamiczne efektów przepływu wielofazowego.

Pracę współfinansowano z projektu GW-PT 902/WAT, a uzyskiwane wyniki są wykorzystywane w działalności szkoleniowej PART 66/147.

Bibliografia

1. CHACHURSKI R., 2007, Analiza możliwości wystąpienia oblodzenia lotniczych zespołów napędowych w warunkach polskich, *Journal of KONES Powertrain and Transport*, **14**, 4, 131-138
2. KOWALECZKO G., PANAS A., CHACHURSKI R., I INNI, 2005, *Oblodzenie statków powietrznych*, Wyd. ITWL, Warszawa
3. PANAS A.J., PREISKORN M., SYPEK J., WAŚLICKI P., KOT P., 2004, Pomiary temperatury w wybranych przekrojach wlotu silnika TW 2-117 A w warunkach badań na hamowni, *Biuletyn WAT*, **LIII**, 2/3, 163-181
4. HENDRICK P., BUYSSCHAERT F., 2007, *Research on Small Turbojet Engines at the Royal Military Academy of Belgium*, strona internetowa Royal Military Academy of Belgium
5. PANAS A.J., CHACHURSKI R., 2009, *Modelowanie pracy turbinowego silnika lotniczego w warunkach oblodzenia*, Sprawozdanie z pracy PBG 4 T12D 01630 (PBG 413/WAT/06), WAT, Warszawa

6. PANAS A.J., CHACHURSKI R., PREISKORN M., 2008, Wstępne badania laboratoryjne miniaturowego silnika turbinowego GTM-120 do analiz oblodzeniowych, *Mechanika w lotnictwie, ML-XIII*, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa, **II**, 507-520
7. WÓJCIK G., 2010, *Budowa modułu akwizycji danych hamowni miniaturowego turbinowego silnika lotniczego*, pr. dypl. WAT (kierownik A.J. Panas), WAT, Warszawa
8. PANAS A.J., 1998, *Wysokorozdzielcze termicznie badania rozszerzalności liniowej – dylatometryczna analiza termiczna*, WAT, Warszawa
9. PANAS A.J., 2003, B-spline approximation of DSC data of specific heat of NiAl and NiCr alloys, *Archives of Thermodynamics*, **24**, 4, 47-65
10. DE BOOR C., 1976, A practical guide to splines, *Appl. Math. Sciences*, **27**, Springer Verlag, Berlin
11. CIESIELSKI Z., 1976.1977, *Teoria funkcji sklejaných*, Uniwersytet Gdański, Gdańsk
12. CHRGIAN A., 1953, *Fizyka atmosfery*, Gosudarstviennoie Izdatielstvo Techniko-Tieoreticzeskoi Litieratury, Moskwa
13. IRIBARNE J.V., CHO H.-R., 1988, *Fizyka atmosfery*, PWN, Warszawa
14. SEINFELD J.H., PANDIS S.N., 2006, *Atmospheric Chemistry and Physics – From Air Pollution to Climate Change*, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey
15. PANAS A.J., CUDZIŁO S., 2005, Investigations of temperature profiles of deflagration wave in Me-PTFE pyrotechnic mixtures, *Proceedings of the 9th International Symposium on Temperature and Thermal Measurements in Industry and Science*, Cavtat-Dubrovnik 2004, Vol. 2, Zvizdić D., Bermanec L.G., Stašić T., Veliki T. (Eds.), LPM/FSB, Zagreb, 1279-1284

Investigation of the water induction effect on the performance of a micro turbojet

Abstract

Results of experimental investigations of a micro-turbojet GTM-120 exposed to aerosol water or direct water injection into the engine inlet have been presented and discussed. The research was conducted within the frame of icing of the aircraft engine and icing-related phenomena. The present project was focused on the above zero temperature (in Celsius degrees) water induction effects. The tests were performed using a mini-lab test bench equipped with a multi-parametric data acquisition system. In

the course of the experiments, temperature and pressure changes were recorded while the engine was exposed to water induction. The signals were gathered from characteristic sections of a specially equipped test jet. The main tests were complimented with additional measurements of the water aerosol characteristics. The investigation outcomes were thoroughly examined and the major effects identified. The results contributed to better understanding of the aircraft icing and icing-related phenomena.

ANALIZA WYNIKÓW POMIARU TEMPERATURY Z BADAŃ SAMOLOTU TS-11 ISKRA W LOCIE

ANDRZEJ J. PANAS^{1,2}, MIROSLAW NOWAKOWSKI¹,
JANUSZ TERPIŁOWSKI², MACIEJ BIAŁECKI¹, ZBIGNIEW JAKIELASZEK¹,
MIROSLAW MICHALCZEWSKI¹

¹ *Institut Techniczny Wojsk Lotniczych*

² *Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Institut Techniki Lotniczej*

*e-mail: andrzej.panas@wat.edu.pl; mirosław.nowakowski@itwl.pl; janusz.terpilowski@wat.edu.pl;
maciej.bialecki@itwl.pl; zbigniew.jakielaszek@itwl.pl; mirosław.michalczewski@itwl.pl*

W artykule przedstawiono wyniki analizy zapisów pomiaru temperatury z badań w locie samolotu TS-11 Iskra. Eksperymenty zostały podjęte w związku z programem badań zjawisk oblodzeniowych. Przeprowadzono je z wykorzystaniem samolotu wyposażonego w dodatkowy system wielokanałowego pomiaru temperatury. Ze względu na bezpieczeństwo załogi nie przeprowadzono badań przy rzeczywistym zagrożeniu oblodzeniowym, a jedynie w warunkach atmosferycznych okołoblodzeniowych, przy dodatnich temperaturach powietrza atmosferycznego, w marcu. Podczas badań rejestrowano zmiany temperatury w siedmiu wybranych punktach: dwóch zlokalizowanych na rurce Pitota i pięciu na górnej powierzchni poszycia skrzydła samolotu. W pracy przedstawiono zwięzłą charakterystykę aparatury badawczej oraz opis metodyki opracowania danych pomiarowych z przykładem analizy fragmentu danych doświadczalnych. Przy analizie uzyskanych wyników uwagę skupiono na zjawiskach wymiany ciepła i masy, a w szczególności sprężenia zjawisk opływu profilu, wychwyty kropel aerozolu wodnego, promieniowania słonecznego i efektów oddziaływania paliwa w zbiornikach skrzydłowych.

1. Wprowadzenie

Oblodzenie statków powietrznych, pomimo stosowanych zabezpieczeń i profilaktyki, nadal pozostaje jednym z głównych źródeł zagrożenia bezpieczeństwa eksploatacji statków powietrznych [1]. Co więcej, możliwość teoretycznego prognozowania zagrożeń oblodzeniowych z uwzględnieniem wszyt-

kich możliwych aspektów zjawiska jest dość istotnie ograniczona. Główną przyczynę tego stanu rzeczy stanowi złożoność i wzajemne sprzężenia procesów cząstkowych zjawisk wymiany ciepła i masy w warunkach oblodzeniowych. Z tego powodu bardzo ważną rolę w badaniach zjawisk oblodzeniowych nadal odgrywają badania doświadczalne, przy czym za szczególnie cenne należy uznać wyniki uzyskiwane podczas prób w locie.

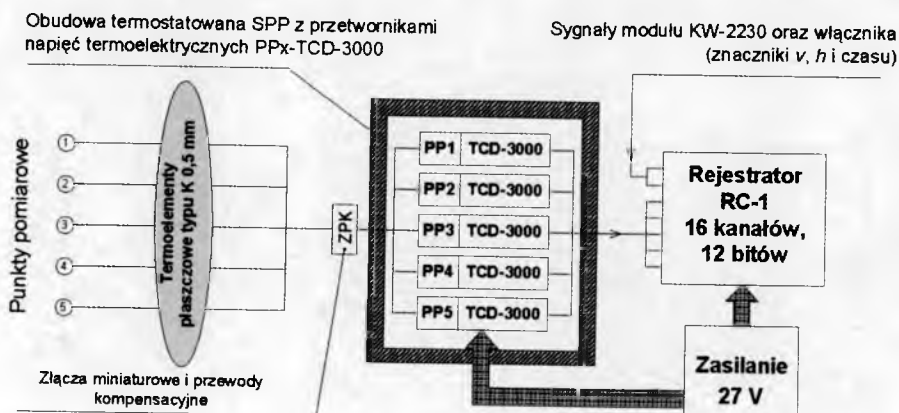
Niniejsze opracowanie dotyczy pomiarów realizowanych w trakcie lotów testowych samolotu TS-11 Iskra. Program badań został podjęty w związku z koniecznością weryfikacji wniosków analizy teoretycznej przeprowadzonej w ramach ekspertyzy [2]. Planując eksperymenty, zwrócono uwagę na zjawiska wymiany ciepła na powierzchni płata oraz odbiornika ciśnień powietrza (por. [2] oraz [3] i [4]). Podczas badań wykonanych w marcu 2000 r. uzyskano dużą ilość danych doświadczalnych, które zostały przeanalizowane głównie jakościowo [4], [5]. Nieco później pojawiły się możliwości pogłębienia opracowania przy zastosowaniu bardziej zaawansowanych metod przetwarzania danych. Dotyczy to w szczególności zastosowania aproksymacji wyników pomiarów funkcjami sklejanymi (por. [6], [7]) oraz wykonania wspomagających analiz numerycznych.

Metodykę przeprowadzanej obecnie pogłębionej analizy wyników pomiarów zilustrowano przykładem opracowania fragmentu zapisu dotyczącego pomiarów temperatury poszycia płata nośnego. Przedstawiono również zwięzły opis procedury badań doświadczalnych oraz wnioski odnoszące się do części hipotez formułowanych w opracowaniu [2].

2. Opis systemu pomiarowego i metodyka badań doświadczalnych

W celu wykonania badań na pokładzie samolotu zainstalowano układ pomiarowy, którego schemat przedstawiono na rys. 1. Jest to system wielokanałowego pomiaru sygnałów niskonapięciowych – termoelektrycznych z możliwością dodatkowej rejestracji przetworzonych sygnałów pomiaru prędkości przyrządowej statku powietrznego, wysokości barometrycznej oraz wyzwalania, zatrzymywania i znacznikowania zapisu. Schemat rozmieszczenia poszczególnych elementów układu, z zaznaczeniem punktów pomiaru temperatury elementów konstrukcyjnych samolotu, obrazuje rys. 2 (por. [3], [5]).

Do pomiaru temperatury wykorzystano termoelementy płaszczone typu K o średnicy płaszcza 0.5 mm. Dostępnych było siedem wykonanych indywidualnie na potrzeby badań termoelementów: pięć o długości 6 m, ze spoinami pomiarowymi montowanymi na górnej powierzchni płata i dwa o długości 9 m

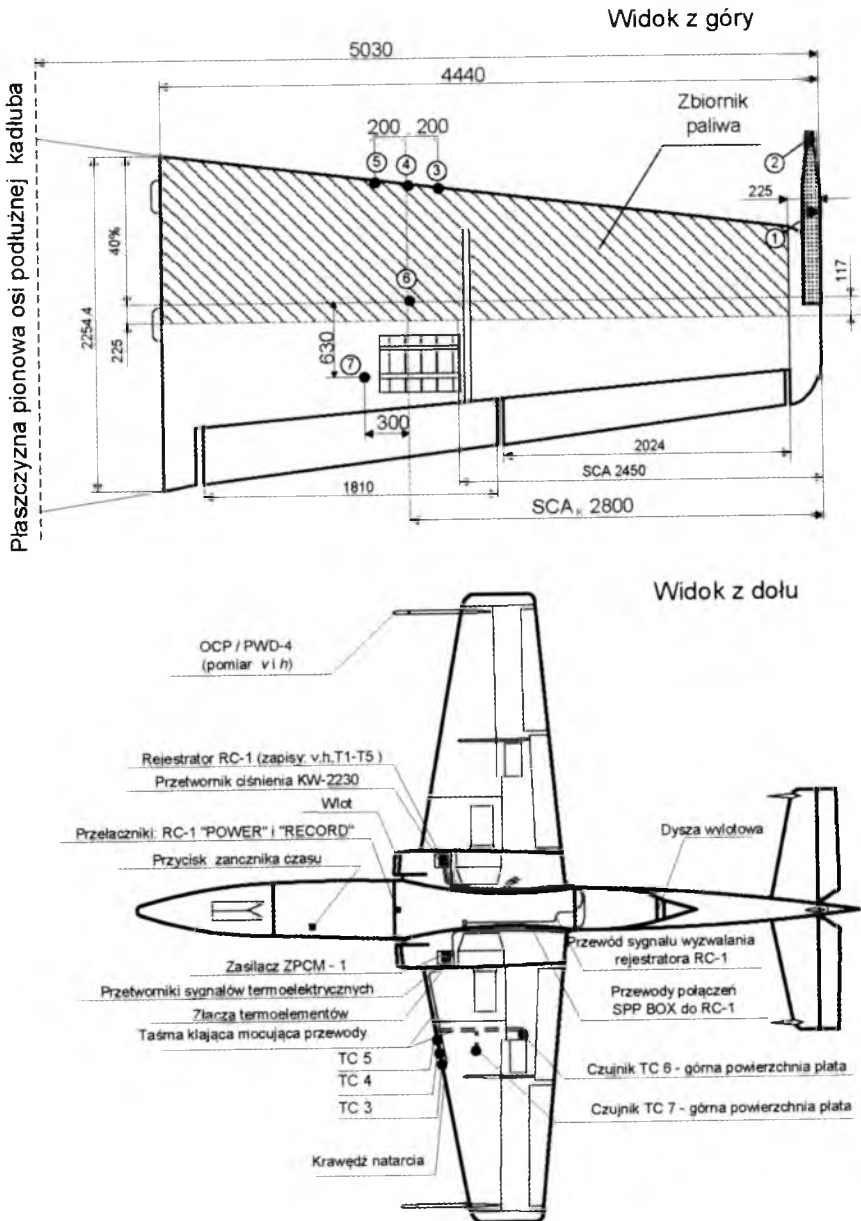


Rys. 1. Schemat pokładowego układu pomiaru i rejestracji temperatury oraz wybranych parametrów lotu [3], [5]

montowane na odbiorniku ciśnienia PWD-4 (rurka Pitota). Termoelementy przedłużono przewodami kompensacyjnymi doprowadzającymi sygnały do przetworników napięcia – wzmacniaczy stałoprądowych Czaki TCD-3000 z elektroniczną kompensacją temperatury złączy odniesienia. Zastosowanie przewodów kompensacyjnych okazało się konieczne ze względu na względnie duże wartości oporności czujników. Przed wykonaniem pomiarów zasadniczych czujniki zostały skalibrowane w zakresie temperatury od -30°C do 20°C . Złącza pomiarowe czujników przytwierdzono do badanych powierzchni żywicą przewodzącą ciepło Omegabond 200. Wartość stałej czasowej odpowiedzi termicznej czujników na wymuszenia skokowe oszacowano jako mniej niż 1 s. Należy jednak dodać, że w oszacowaniach przyjęto niekorzystne wartości poszczególnych parametrów tak, by uniknąć niedoszacowania. Wartość rzeczywista powinna być zdecydowanie mniejsza. Przewody termoelementów do powierzchni płyta zostały przytwierdzone wzmocnioną taśmą samoprzylepną Tytan o szerokości 25 mm.

Zapisów sygnałów dokonywano za pomocą rejestratora RC-1 o 16 wejściach analogowych z napięciem znamionowym od 0 do 5 V, oporności $470\text{ k}\Omega$, rozdzielczości 12 bitów, maksymalnej częstotliwości próbkowania 10 Hz oraz maksymalnym czasem zapisu 2 godz. Przed zainstalowaniem całego systemu na pokładzie samolotu TS-11 Iskra przeprowadzono próby układu z podłączonymi termoelementami w barokomorze. Szczegóły wszystkich testów przedstawiono w opracowaniach [3] i [4].

W ramach badań wykonane zostały samolotem TS-11 Iskra cztery loty doświadczalne w okresie przełomu zima-wiosna (16.03, 17.03 oraz dwa 20.03.2000 r.). Rejestracji dokonywano przy prędkościach lotu od 300 km/h



Rys. 2. Rozmieszczenie elementów układu pomiarowego na pokładzie samolotu TS-11 Iskra z zaznaczeniem miejsc pomiaru temperatury [3] (uwaga: czujniki TC1 i TC2 zamocowano na odbiorniku ciśnienia PWD-4)

do 550 km/h na wysokości lotu od 120 m do 500 m z jednorazowym wznoszeniem do 3100 m. Dokładne dane lotów zawiera przywołane powyżej opracowanie [4]. Program lotów został ułożony tak, by zebrać możliwie największą ilość danych do sprawdzenia i ewentualnego potwierdzenia hipotez ekspertyzy [2]. W szczególności zwrócono uwagę na efekty obecności paliwa w zbiornikach skrzydłowych, ewentualny wpływ malowania płata na wartości temperatury oraz na zmiany rejestrowanych parametrów wraz ze zmianami warunków lotu, w tym na efekty związane z obecnością zachmurzenia. Należy jednak podkreślić, że ze względu na warunki bezpieczeństwa załogi ograniczono się do badań pośrednich – nie wykonywano lotów w warunkach typowo oblodzeniowych.

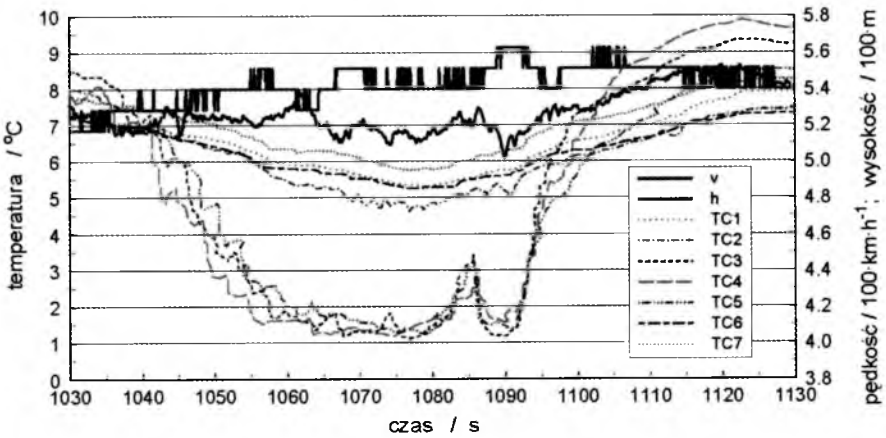
Oprócz rejestracji sygnałów pomiarowych, badania w locie były dokumentowane raportami załogi. Z wykonywanych na bieżąco notatek, uzupełnianych po wylądowaniu, sporządzane były opisy lotów (por. [4]).

3. Przykładowe wyniki badań i ich opracowanie

Podczas lotów badawczych zebrano bardzo dużą ilość danych doświadczalnych. Łączny czas zapisu, wykonywanego z częstotliwością 10 Hz dla wszystkich kanałów rejestracji, objął 180 min. Pełna charakterystyka zebranych danych jest zawarta w opracowaniu [4]. Bezpośrednio po lotach zarejestrowane sygnały zostały poddane analizie jakościowej. Dokonano także dokładnego opisu eksperymentu (por. [5]) i przeprowadzono wstępne analizy ilościowe. W ich wyniku stwierdzono występowanie rozbieżności w stosunku do wyników przewidywań teoretycznych (por. [2]). Celem wyjaśnienia źródeł odstępstw przeprowadzono dodatkowe badania doświadczalne-modelowe [6] oraz rozpoczęto przeprowadzanie dokładnej analizy ilościowej zarejestrowanych danych z poszerzoną metodyką opracowania sygnałów i modelowaniem numerycznym.

Przykład bezpośrednich wyników zapisu przedstawia rys. 3. Zobrazowany fragment zarejestrowano podczas pierwszego lotu przy przelocie przez chmurę. W fazie lotu w chmurze widoczny jest spadek temperatury mierzonej przez wszystkie czujniki, przy czym największe zmiany dotyczą czujników zamocowanych na krawędzi natarcia. W sytuacji lotu wykonywanego w atmosferze powietrza bez wody skondensowanej jest to miejsce, w którym, w wyniku spiętrzania płynu, temperatura jest zwykle najwyższa [1], [2]. Na rys. 3 widoczny jest również efekt dyskretyzacji zapisu danych dotyczących wysokości lotu. Dane te poddano aproksymacji funkcjami sklejanymi. Dokładny opis procedur i algorytmów obliczeniowych zawierają publikacje [7] i [8]. W niniejszym przypadku zastosowano funkcje sklejanya typu B czwartego stopnia z początkowym

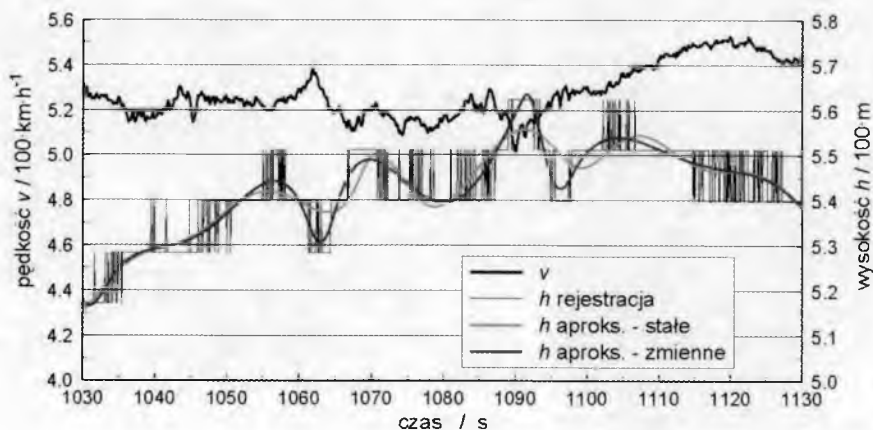
rozmieszczeniem węzłów stałych w dziedzinie czasu: (5×1030.0 ; 1040.0 ; 1050.0 ; 2×1068.0 ; 1070.0 ; 1080.0 ; 1090.0 ; 2×1099.0 ; 1110.0 ; 1120.0 ; 5×1130.0). W wyniku obliczeń otrzymano następujące zoptymalizowane rozmieszczenie węzłów: (5×1030.0 ; 1035.30080700 ; 1059.95309258 ; 1062.08568573 ; 1064.90200043 ; 1065.28838348 ; 1090.39620209 ; 1091.55379486 ; 1091.75666046 ; 1097.85263824 ; 1098.38343048 ; 1128.25555420 ; 5×1130.0). Dane przedstawione na rys. 4 potwierdzają efektywność wykorzystanej procedury. Obie krzywe aproksymacyjne odzwierciedlają charakter zmian wysokości lotu, która jest skorelowana z prędkością lotu. Uzyskane w wyniku aproksymacji funkcje charakteryzują się założoną klasą ciągłości i mogą być wykorzystane w dalszych analizach.



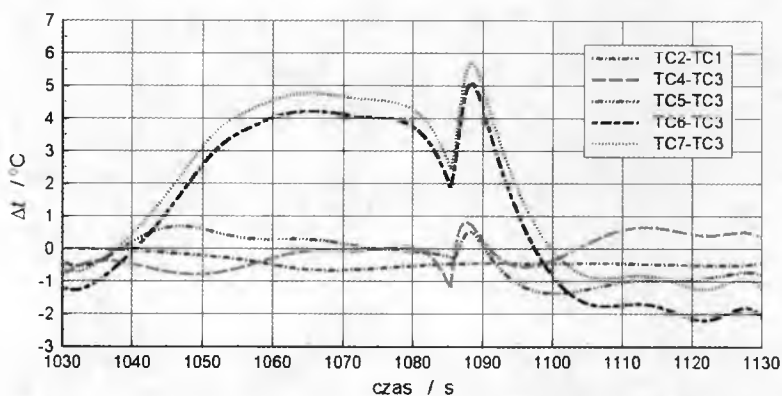
Rys. 3. Przykładowe wyniki rejestracji z lotu nr 1 – faza przelotu przez chmurę

Procedura aproksymacji funkcjami sklejanymi jest wykorzystywana również do aproksymacji wyników rejestracji temperaturowych. Dzięki możliwości odtwarzania nieciągłości dowolnego stopnia (por. [8], [9]) łatwe jest w takim przypadku przeprowadzenie analizy fragmentów zapisu z gwałtownymi zmianami parametrów. Podczas lotów testowych zjawiska takie wystąpiły kilkakrotnie. W jednym z omawianych przypadków załoga samolotu potwierdziła wystąpienie oblodzenia krawędzi natarcia typu szron (por. [4]).

Przykład zastosowania aproksymacji do opracowania danych zawiera rys. 5. Zamieszczono tam charakterystyki aproksymacyjne zmian temperatury odniesionej do temperatury bądź to czujnika TC1 (PWD-4 – stożek części przedniej), bądź czujnika TC3 (krawędź natarcia). W celu wymuszenia nieciągłości pierwszej pochodnej dla sygnałów TC3, TC4 i TC5 wprowadzono węzeł czterokrotny w punkcie $\tau = 1085.4$ s i ograniczono się do procedury z ustalonym położeniem węzłów.



Rys. 4. Zastosowanie funkcji sklejanych w bazach o stałym i zmiennym położeniu węzłów do aproksymacji zapisów wysokości lotu h (dla porównania zamieszczono zapisy v)



Rys. 5. Zmiany temperatury w analizowanej fazie lotu odniesione do odczytów TC1 i TC3

Rysunek 5 dobrze ilustruje zaobserwowane podczas lotów w chmurze zjawisko spadku temperatury mierzonej na krawędzi natarcia poniżej wartości temperatury mierzonej na powierzchniach horyzontalnych. Oznacza to odwrócenie typowego dla lotu w powietrzu bez obecności aerozolu wodnego rozkładu temperatury na obrysie profilu [1], [2]. Odpowiedzialne są za to prawdopodobnie efekty wychwytu kropli aerozolu i odparowywania wody (por. [2]) dominujące nad efektami cieplnymi spiętrzania przepływu.

W celu uzyskania danych do pogłębionej analizy jakościowej i ilościowej przeprowadzono podstawowe obliczenia dotyczące opływu profilu skrzydła sa-

molotu. Celem obliczeń było określenie rozkładu ciśnienia i uwarunkowanych tym rozkładów temperatury oraz prędkości przepływu poza warstwą przyścienne. Obliczenia modelujące opływ profilu skrzydła samolotu TS-11 Iskra wykonano, wykorzystując program Xfoil [10]. Jako profil badany przyjęto profil NACA 63209 zgodnie z dokumentacją [4], [11]. Rozpatrywany przekrój skrzydła przyjęty został dla średniej cięciwy aerodynamicznej SCA_k 2800 mm, licząc od maksymalnej rozpiętości skrzydła (rys. 2). Wartość cięciwy aerodynamicznej w rozpatrywanym przekroju przyjęto zgodnie z dokumentacją konstrukcyjną samolotu TS-11 Iskra jako równą 1864.5 mm.

Przed przystąpieniem do obliczeń zasadniczych dokonano wyznaczenia podstawowych parametrów opływu. Odniesiono się przy tym do zapisów fragmentu lotu z rys. 3. Na podstawie opracowania [4] określono reprezentatywną wysokość lotu $h = 420$ m i prędkość lotu $w = 150$ m/s. Dane dotyczące temperatury na poziomie lotniska $T_L = 274.55$ K i ciśnienia $p_L = 748.9$ mmHg przeliczono na wartości odpowiadające obliczeniowej wysokości lotu, stosując model atmosfery standardowej z pionowym spadkiem temperatury 6.5 K/km [12], [13]. Do wyznaczenia ciśnienia zastosowano zależność [13]:

$$p(h) = p_L \left[\frac{T(h)}{T_L} \right]^{5.2561} \quad (3.1)$$

natomiast temperaturę spiętrzenia T_0 określono posługując się wzorem [2]:

$$T_0 = T(h) + r_T \frac{w^2}{2c_p} \quad (3.2)$$

dla współczynnika odzysku $r_T = 0.841$ i ciepła właściwego c_p jak dla powietrza – gazu doskonałego [12], [14]. Na podstawie wyznaczonych wartości, stosując do wyznaczenia właściwości powietrza model atmosfery wzorcowej [13], określono parametry wejściowe obliczeń jak w tabeli 1.

W wyniku obliczeń z zastosowaniem programu Xfoil uzyskano rozkład wartości współczynnika C_p wzdłuż profilu:

$$C_P = \frac{\Delta p(s)}{p_d} \quad \text{dla} \quad p_d = \rho(h) \frac{w^2}{2} \quad (3.3)$$

gdzie ρ jest gęstością powietrza, s – współrzędną liniową liczoną wzdłuż cięciwy od noska profilu, a Δp – lokalną wartością zmiany ciśnienia w stosunku do ciśnienia w punkcie spiętrzenia. Na podstawie otrzymanych danych postanowiono wyznaczyć szacunkowy rozkład temperatury wzdłuż profilu. W celu odzwierciedlenia nieodwracalnego charakteru procesów założono, że proces

Tabela 1. Parametry atmosfery i dane wejściowe obliczeń numerycznych

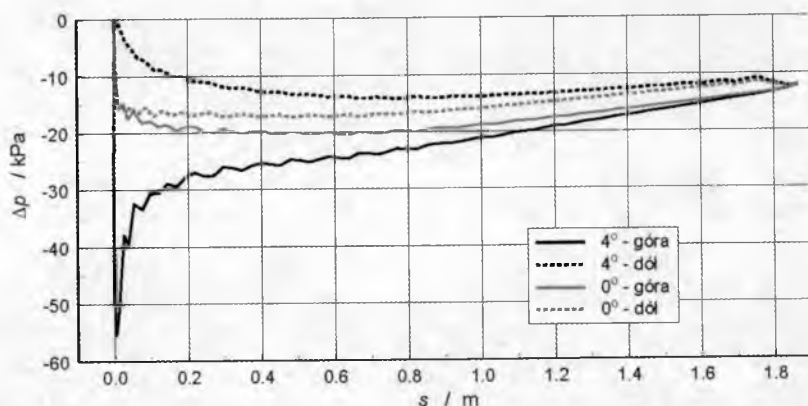
Ciśnienie przepływu niezaburzonego	$p_\infty = p(h)$ [Pa]	94736
Temperatura przepływu niezaburzonego	$T_\infty = T(h)$ [K]	271.82
Prędkość	w [m·s ⁻¹]	150
Ciśnienie dynamiczne	p_d [Pa]	13643
Temperatura spiętrzenia	T_0 [K]	281.23
Cięciwa profilu obliczeniowego	l [mm]	1864.5
Liczba Reynoldsa	Re	$20.42 \cdot 10^6$
Liczba Macha	Ma	0.4536
Kąt natarcia lotu poziomego	α [°]	4
Kąt natarcia – obliczenia porównawcze	α [°]	0

rozprężania z tarcieniem jest procesem politropowym o wykładniku politropy $n < \kappa$ (κ – wykładnik izentropy), co skutkuje zależnością [14]:

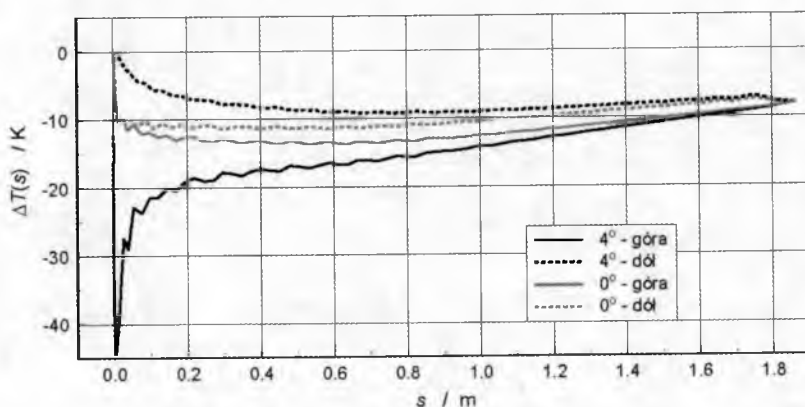
$$T(s) = T_0 \left[\frac{p_0 + \Delta p(s)}{p_0} \right]^{\frac{n-1}{n}} \quad (3.4)$$

Na podstawie porównania wyników obliczeń dla modelowych danych określono wartość $n = 1.315$. Należy dodać, że w przypadku opisanym zależnością (3.2) zjawiska rozpraszania ciepła zostały ujęte w odmienny sposób poprzez współczynnik r_T (por. [1], [2], [15]).

Uzyskane w obliczeniach wyniki, po ich przeliczeniu do wartości nadwyżki ciśnienia Δp (por. zależność (3.3)), wartości różnicy temperatury w stosunku do temperatury spiętrzenia i wartości lokalnej prędkości opływu, przedstawiono na kolejnych rysunkach 6, 7 i 8. Należy podkreślić, że w modelowaniu nie ujęto zjawisk związanych z możliwością obecności wody skondensowanej w powietrzu i związanych z tym zjawisk przemian fazowych. Wyniki stanowią zatem tylko bazę odniesienia – ilustrują możliwości lokalnych zmian parametrów. Na podstawie ich analizy można między innymi stwierdzić, że lokalizacja termoelementu TC7 ($s = 745.8$ mm) odpowiada spadkowi temperatury o ok. 15 K w stosunku do temperatury spiętrzenia. W badaniach doświadczalnych tak dużych różnic nie zanotowano. Świadczy to o tym, że oprócz zidentyfikowanych już uprzednio zjawisk wychwytu wody i przemian fazowych (por. [2], [15]) dużą rolę przy opływie odgrywają zjawiska wymiany ciepła pomiędzy termoelementem, powierzchnią, do której przytwierdzono złącze i powietrzem atmosferycznym. Porównanie zaobserwowanych w locie zmian temperatury (rys. 5) z wynikami obliczeń (rys. 7) potwierdza formułowany już wcześniej wniosek (patrz model Messingera [15], [2]) o dominacji zjawisk związanych z wychwytem aerozolu wodnego przy locie w chmurze.



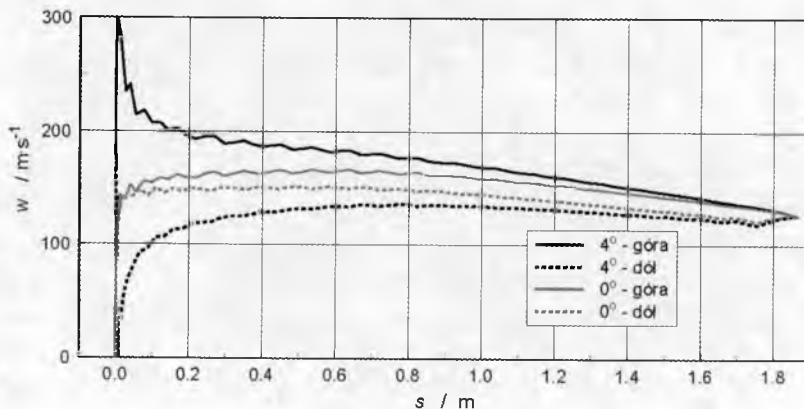
Rys. 6. Wyznaczone na podstawie obliczonych wartości C_p lokalne wartości nadwyżki ciśnienia



Rys. 7. Obliczeniowe lokalne wartości zmian temperatury $\Delta T(s) = T(s) - T_0$

Wykonane obliczenia dostarczają jednak dodatkowych danych do uściślenia rezultatów analizy przedstawionej w opracowaniu [2].

Z oczywistych względów nie jest możliwa prezentacja wyników opracowania nawet tylko najbardziej istotnych fragmentów danych z lotów badawczych rejestracji. Przykład danych z rys. 3 posłużył tylko celom ilustracyjnym. Warto jednak nadmienić, że przy badaniach wpływu obecności paliwa stwierdzono wyraźne efekty termiczne ruchów paliwa przemieszczającego się w zbiornikach skrzydłowych tylko podczas kołowania [4], [5]. W czasie lotu zjawiska wymiany ciepła zostały zdominowane przez efekty opływu profilu powietrzem. Nie zaobserwowano również wyraźnego wpływu koloru i rodzaju powłoki lakierniczej na wyniki pomiaru temperatury. Wyraźne są natomiast efekty związane z wychwytem aerozolu wodnego oraz efekty promieniowania słonecznego.



Rys. 8. Obliczeniowe lokalne wartości prędkości przepływu

Porównując wyniki opracowanych danych doświadczalnych z wynikami obliczeń, wskazać należy na celowość przeprowadzenia dokładniejszych symulacji numerycznych. W modelowaniu numerycznym należałoby zwrócić uwagę zarówno na dokładniejsze odtworzenie warunków przepływu jednofazowego (modelowanie przepływu płynu ściśliwego z wymianą ciepła), jak i na odwzorowanie w modelu zjawisk wymiany ciepła pomiędzy czujnikiem i badanym środowiskiem. Uzyskane dotychczas dane mają jedynie charakter danych orientacyjnych.

4. Podsumowanie

Przedmiotem analizy prezentowanej w niniejszym opracowaniu są wyniki pomiarów temperatury elementów konstrukcyjnych statku powietrznego wykonane podczas lotów badawczych. Celem badań doświadczalnych było dostarczenie dodatkowych danych do analizy zjawisk oblodzeniowych i weryfikacja hipotez formułowanych w opracowaniu eksperckim [2]. Otrzymane w eksperymentach dane były analizowane głównie jakościowo (por. [3]). Przedstawiona w niniejszym opracowaniu metodyka analizy wyników pomiaru temperatury stanowi rozszerzenie zakresu uprzednich analiz. Postępowanie obejmuje aproksymację wyników pomiaru funkcjami sklejanymi i wykonanie porównawczych weryfikacyjnych obliczeń numerycznych.

Zastosowanie proponowanych procedur zilustrowano przykładem opracowania fragmentu zapisów rejestratora z przelotu samolotu przez chmurę. W re-

zultacie analizy uzyskano potwierdzenie części hipotez formułowanych w opracowaniu [2] oraz zdobyto dane pozwalające na bardziej dogłębną ocenę obserwowanych zjawisk. Rozważając rozbieżności pomiędzy wynikami analiz teoretycznych oraz wyników pomiarów, określono również celowość rozszerzenia zakresu modelowania analitycznego i numerycznego w ramach dalszych badań. W szczególności stwierdzono potrzebę dokładnego określenia charakteru i intensywności zjawisk wymiany ciepła w obszarze spiny pomiarowej termoelementu oraz potrzebę bardziej rozbudowanej analizy numerycznej zjawisk przepływowych.

Bibliografia

1. KOWALECZKO G., PANAS A., CHACHURSKI R., I INNI, 2005, *Oblodzenie statków powietrznych*, Wyd. ITWL, Warszawa
2. PANAS A.J., TERPIŁOWSKI J., 2000, *Analiza termodynamiczna zjawisk wymiany ciepła przy opływie wybranych elementów konstrukcyjnych samolotu TS-11 Iskra strumieniem wilgotnego przechłodzonego powietrza dla danych z lotu na trasie Mińsk Mazowiecki – Otwock w dniu 11.11.1998 r.*, WAT, Warszawa
3. TERPIŁOWSKI J., PANAS A.J., 2000, *Pomiar temperatury poszycia statku powietrznego i odbiornika ciśnienia PWD-4 na samolocie TS-11 Iskra*, WAT, Warszawa
4. TERPIŁOWSKI J., PANAS A.J., *Opracowanie wyników pomiaru temperatury na płatowcu i odbiorniku ciśnienia PWD-4 samolotu TS-11 Iskra podczas lotu*, WAT, Warszawa
5. TERPIŁOWSKI J., PANAS A.J., SOBIERAJ W., JAKIELASZEK Z., 2002, Investigations of an airfoil surface temperature changes of a jet plane on flight in changing atmospheric conditions, *Proceedings of the 8th International Symposium on Temperature and Thermal Measurements in Industry and Science, TEMPMEKO 2001*, Physikalisch-Technische Bundesanstalt – VDI/VDE-Gesellschaft Mess- und Automatisierungstechnik, Berlin, 1059-1064
6. PANAS A.J., WAŚLICKI P., 2005, Transient temperature measurements during wind tunnel investigations of icing phenomena, *Proceedings of the 9th International Symposium on Temperature and Thermal Measurements in Industry and Science, Cavtat-Dubrovnik 2004*, Vol. 2, Zvizdić D., Bermanec L.G., Stašić T., Veliki T. (Eds.), LPM/FSB, Zagreb, ISBN 953-6313-72-5, 1261-1266
7. PANAS A.J., 2002, Improved algorithm of the thermometer calibration data processing based on a B-spline approximation, *Proceedings of the 8th International Symposium on Temperature and Thermal Measurements in Industry and Science, TEMPMEKO 2001*, Physikalisch-Technische Bundesanstalt

- VDI/VDE-Gesellschaft Mess- und Automatisierungstechnik, Berlin, ISBN 3-8007-2676-9, 1047-1052
8. PANAS A.J., 2003, B-spline approximation of DSC data of specific heat of NiAl and NiCr alloys, *Archives of Thermodynamics*, **24**, 4, 47-65
 9. DE BOOR C., 1976, *A Practical Guide to Splines*, Appl. Math. Sciences v. 27, Springer Verlag, Berlin
 10. Xfoil wersja 6.96, strona źródłowa: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
 11. WSK-Mielec Nr 62/73, *Opis techniczny samolotu TS-11 „ISKRA BIS D”, część I, Platowiec*
 12. SEINFELD J.H., PANDIS S.N., 2006, *Atmospheric Chemistry and Physics – From Air Pollution to Climate Change*, John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey
 13. *Standard Atmosphere – Tables and Data for Altitudes to 65,800 feet*, National Advisory Committee for Aeronautics Raport 1325, Montreal/Langley 1955
 14. WIŚNIEWSKI S., 1980, *Termodynamika techniczna*, WNT, Warszawa
 15. MESSINGER B.L., 1953, Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed, *Journal of the Aeronautical Sciences*, **20**, 1, 29-42

Analysis of temperature recordings from in flight tests of the TS-11 Iskra aircraft

Abstract

The paper presents results of analysis of temperature changes recorded during test flights of the TS-11 Iskra jet aircraft. The discussed in-flight experiments were conducted in terms of the aircraft icing phenomena. Because of safety measures, the real icing conditions were avoided and only icing-related phenomena were investigated. The flights were performed at above zero atmospheric clear air temperature in March. The temperature changes were measured at seven selected points: two located at the Pitot tube and five located on the right aircraft wing: three at the leading edge and two on the upper wing surface. A brief description of the measurement apparatus and methodology of the experimental data analysis is provided in the paper. The attention is focused on heat and mass transfer phenomena analysed in view of the airflow, cloud water droplets collection, sun irradiation and fuel sloshing effects.

DLACZEGO KOMPOZYTY? – WSKAŹNIKI LEKKOŚCI W DOBORZE I OBLICZENIACH WYTRZYMAŁOŚCI STRUKTUR LOTNICZYCH

MIROSŁAW RODZEWICZ

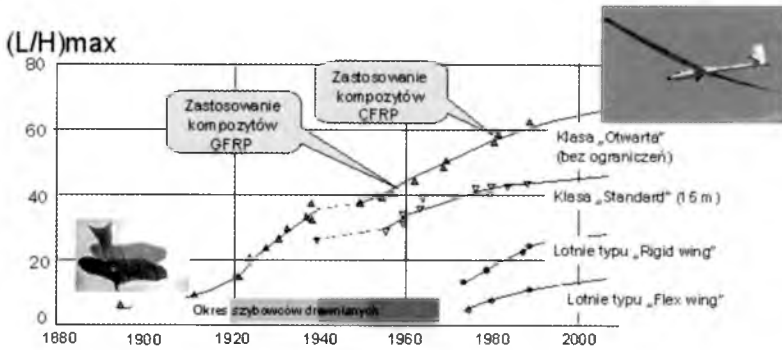
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: *miro@meil.pw.edu.pl*

Praca dotyczy wykorzystania wskaźników lekkości w analizie porównawczej właściwości wytrzymałościowych podstawowych materiałów konstrukcyjnych stosowanych w budowie płatowców. Wskaźniki lekkości znalazły szczególne zastosowanie w inżynierskich obliczeniach kompozytowych dźwigarów skrzydeł szybowców, występując w nich zarówno jako stałe materiałowe oraz jako wskaźniki wyężenia struktury. Podano także przykład zastosowania wskaźników lekkości w badaniach z dziedziny „crashworthiness”, w odniesieniu do zabezpieczenia przodu kadłuba szybowca przed skutkami lądowania z rozbiciem.

1. Wstęp

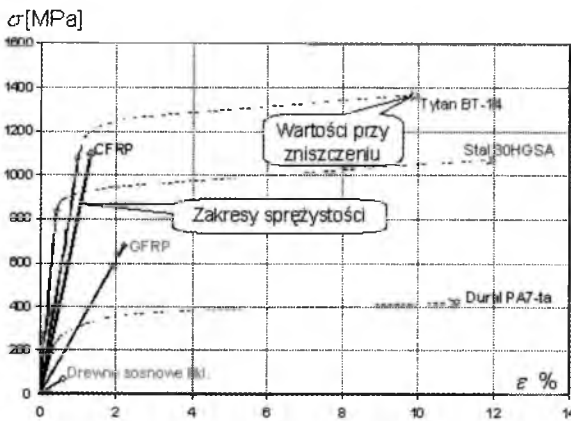
Postęp techniczny w lotnictwie jest ściśle związany z osiągnięciami inżynierii materiałowej, a w szczególności z zastosowaniem kompozytów do pierwszorzędowej struktury nośnej płatowców. Można go prześledzić na przykładzie szybowców, analizując rozwój ich doskonałości aerodynamicznej (rys. 1). Na doskonałość aerodynamiczną bardzo istotny wpływ ma opór indukowany, który jest odwrotnie proporcjonalny do wydłużenia skrzydła. Stwarza to problem wytrzymałościowy i materiałowy, gdyż skrzydło szybowca wysokowyczynowego pracuje jako cienka i bardzo smukła belka. Trzeba ją zaprojektować z odpowiednim zapasem bezpieczeństwa, przy jak najmniejszej masie własnej.

Materiały używane w budowie struktury płatowca to kompozyty polimerowe, metale takie jak stale, stopy aluminium, stopy tytanu. Dawniej w powszechnym użyciu było drewno. Na rys. 2 przedstawiono w sposób schematyczny krzywe zrywania dla tych materiałów. Zaznaczono przy tym zakresy



Rys. 1. Wpływ nowych materiałów na rozwój doskonałości aerodynamicznej szybowców

charakterystyk sprężystych oraz wartości sił i wydłużenia przy zerwaniu. Widać jest, że najlepiej pod względem wytrzymałości prezentuje się tutaj stop tytanu oraz kompozyt wzmacniany włóknami węglowymi. Stal ma największy moduł Younga, a właściwości drewna sosnowego wyglądają na tym tle niepozornie. Należy jednak wyraźnie zaznaczyć, że chodzi tu o bezwzględne wartości wytrzymałości, a masa konstrukcji w ogóle nie jest brana pod uwagę.



Rys. 2. Zakresy charakterystyk sprężystych oraz naprężenia i wydłużenia przy zerwaniu

2. Wskaźniki lekkości w analizach wytrzymałościowych różnych materiałów

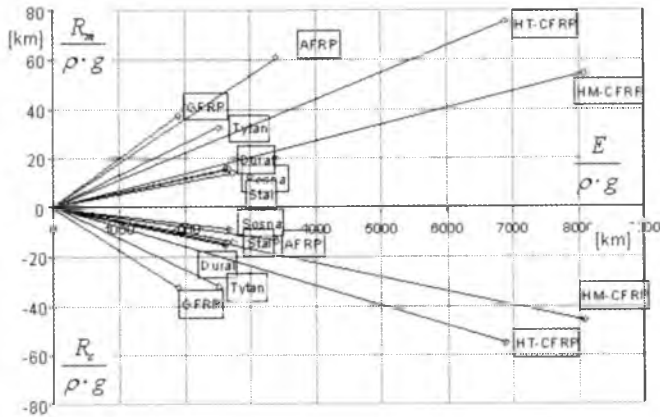
W tabeli 1 zebrano dane wytrzymałościowe różnych materiałów. Gdyby dla prętów rozciąganych kryterium projektowania był jak najmniejszy prze-

krój poprzeczny, a masa nie była istotna, to niewątpliwie stal, stop tytanu czy kompozyt węglowo-epoksydowy byłyby równorzędnymi materiałami. W konstrukcjach lotniczych chodzi jednak o uzyskanie jak największej wytrzymałości lub sztywności z jednostki masy konstrukcji. Dlatego bardziej odpowiednimi wskaźnikami do porównań są tu sztywność i wytrzymałość właściwa. Gdyby zdefiniować te wielkości w taki sposób, aby w mianowniku oprócz gęstości ρ znalazło się również przyspieszenie ziemskie g , to wymiarem wytrzymałości właściwej byłby metr lub jego krotność, a liczby w kolumnie oznaczałyby długość pręta, który w warunkach przyspieszenia ziemskiego urwie się pod własnym ciężarem. Z porównania tych wskaźników wyłania się przewaga wszystkich rodzajów kompozytów polimerowych nad metalami. Widoczne jest również, że stal, duraluminium lub drewno prezentują bardzo zbliżone wartości wytrzymałości i sztywności właściwej.

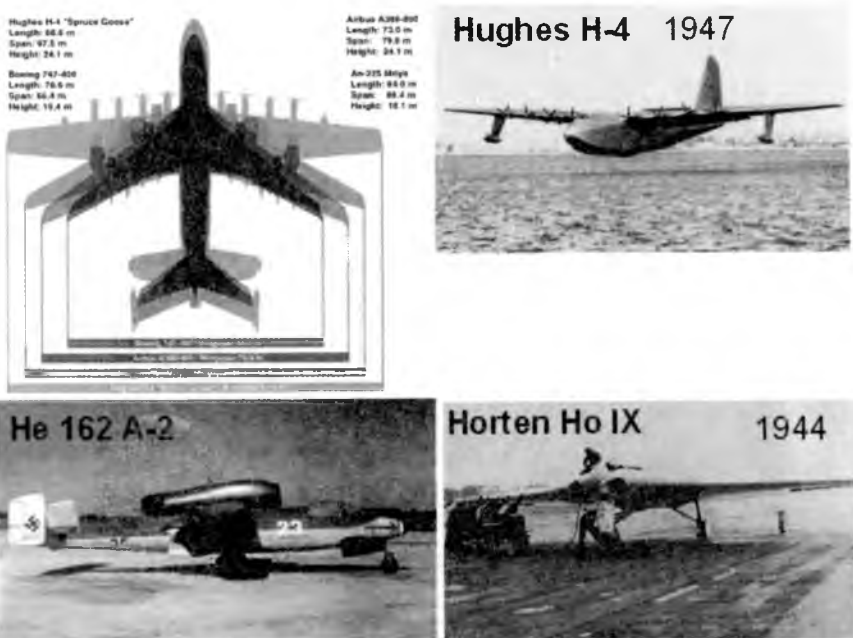
Tabela 1. Zestawienie właściwości wybranych materiałów konstrukcyjnych

	Wytrz. na rozcz. R_m [KPa]	Wytrz. na ścisk. R_c [MPa]	Moduł sztywn. E [GPa]	Gęstość włókna ρ [g/cm ³]	Gęstość kompoz. ρ [g/cm ³]	Wytrz. właśc. $R_m/(pg)$ [km]	Wytrz. właśc. $R_c/(pg)$ [km]	Sztywn. właśc. $E/(pg)$ [km]
GFRP	680	600	35	2.55	1.875	37	33	1903
HT-CFRP	1100	800	100	1.76	1.48	76	55	6888
HM-CFRP	830	700	123	1.9	1.55	55	46	8089
AFRP	790	180	44	1.45	1.325	61	14	3385
Tytan	1400	1400	110	–	4.45	32	32	2520
Stal	1100	1100	210	–	7.86	14	14	2724
Alumin.	420	420	72	–	2.8	15	15	2621
Sosna I kl.	69	39	12	–	0.46	15	9	2659

Na rys. 3 zestawiono wytrzymałości właściwe dla rozciągania i ściskania oraz sztywność właściwą. Stosunek oddalenia punktów od zerowych współrzędnych osi ukazuje tutaj, ile razy większą wytrzymałość lub sztywność będzie miał pręt o tej samej masie wykonany z różnych materiałów (albo: ile razy będzie lżejszy przy tej samej wytrzymałości lub sztywności). Dopiero z tego wykresu wynika, jak znaczną przewagę mają kompozyty wzmacniane włóknem węglowym. Widać również, że masy konstrukcji z materiałów tradycyjnych, przy tej samej wytrzymałości lub sztywności, będą zbliżone, niezależnie czy mamy do czynienia z drewnem, czy duraluminium lub stalą. Właśnie dlatego możliwe było wykonanie z drewna największego na świecie samolotu, jaki dotychczas skonstruowano (Hughesa H-4 z 1947 r.). Dotyczy to również skrzydeł pierwszych samolotów odrzutowych z czasów II wojny światowej, które z powodu ograniczeń dostępności stopów lekkich budowane były z drewna (rys. 4).



Rys. 3. Wytrzymałość właściwa i sztywność właściwa wybranych kompozytów o strukturze UD oraz metali i drewna



Rys. 4. Przykłady ekstremalnych konstrukcji lotniczych z zastosowaniem drewna w pierwszorzędowej strukturze nośnej

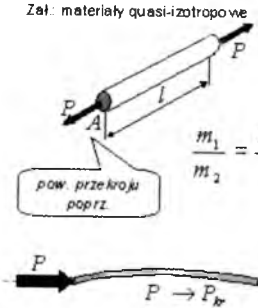
Wytrzymałość właściwa i sztywność właściwa należą do klasy tzw. wskaźników lekkości konstrukcji. Wskaźników takich jest więcej, zależnie od stanu obciążenia konstrukcji (tab. 2). Aby wyjaśnić genezę tych wskaźników najpro-

ściej jest przeanalizować stosunek mas ustrojów przenoszących dany rodzaj obciążenia (rys. 5 i rys. 6).

Tabela 2. Tablica wybranych wskaźników lekkości struktury [1]

Element strukturalny	pręt		powłoka cienkościenna	rura cienkościenna	
	rozciąganie	ściskanie			
Obciążenie			ściskanie prętów krępych	Wyboczenie Euler'owskie (ta sama smukłość)	utrata stateczności przy ściskaniu
	Wskaźnik lekkości		R_m/ρ	R_c/ρ	E/ρ

Zał: materiały quasi-izotropowe



$$P \rightarrow P_{max}$$

$$P_{max} = R_m A \quad m = A l \rho = \frac{P_{max} l \rho}{R_m}$$

$$\frac{m_1}{m_2} = \frac{P_{max} l \rho_1 R_{m2}}{P_{max} l \rho_2 R_{m1}} = \frac{\rho_2^{-1} R_{m2}}{\rho_1^{-1} R_{m1}}$$

pow. przekroju poprz.

$$P \rightarrow P_{kr} \quad P_{kr} = \frac{c \Pi^2 E J}{l^2} = \frac{c \Pi^2 E A i^2}{l^2}$$

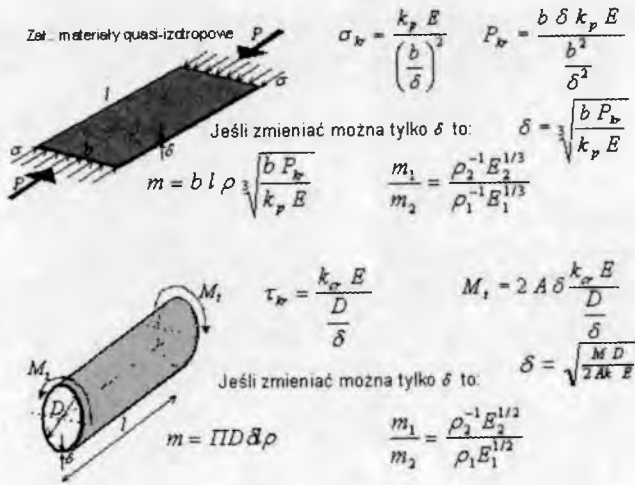
$$m = A l \rho = \frac{P_{kr} l^2}{c \Pi^2 E i^2} l \rho = \frac{P_{kr} s^2}{c \Pi^2 E} l \rho$$

$$\frac{m_1}{m_2} = \frac{\rho_2^{-1} E_2}{\rho_1^{-1} E_1} \quad \left\{ \begin{array}{l} \text{gdzie} \\ s = \frac{l}{i} = \text{const} \end{array} \right.$$

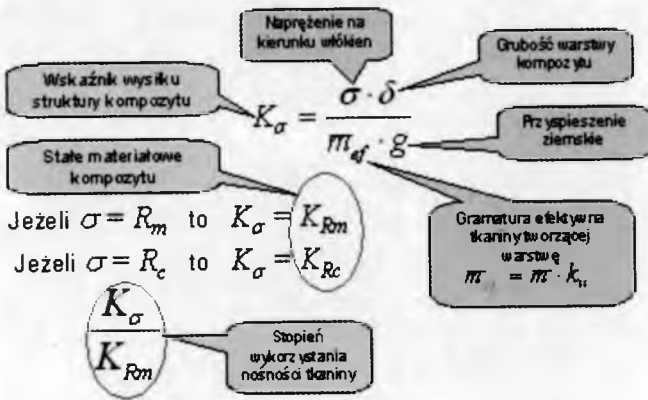
Rys. 5. Geneza wskaźników lekkości dla prętów rozciąganych oraz prętów ściskanych

Analogicznie do wskaźników lekkości zostały wprowadzone do obliczeń wytrzymałościowych kompozytowych struktur szybowców tzw. wskaźniki wysiłku struktury. Według dokumentu wydanego w 1973 roku przez Niemieckie Stowarzyszenie Inżynierów wskaźnik taki w odniesieniu do powłok wzmacnianych tkaninami został zdefiniowany w sposób wyszczególniony na rys. 7.

Iloczyn $\sigma \delta$ oznacza wydatek siły normalnej na wybranym kierunku ułożenia włókien tkaniny. Gramatura efektywna \bar{m}_{ef} to wartość katalogowa gramatury tkaniny użytej do zbrojenia powłoki \bar{m} pomnożona przez współczynnik k_{\approx} oznaczający udział masowy włókien ułożonych równolegle do kierunku przyłożonego obciążenia.



Rys. 6. Geneza wskaźników lekkości dla powłok ściskanych lub skręcanych



Rys. 7. Definicja wskaźnika wysiłku struktury powłoki kompozytowej [2]

Wskaźnik wysiłku struktury pojawia się również współcześnie w literaturze związanej z projektowaniem szybowców. Warto zwrócić uwagę, że największa wartość naprężeń równa jest wytrzymałości na zrywanie (lub wytrzymałości na ściskanie) wzdłuż wybranego kierunku włókien. Wskaźnik wysiłku struktury dla tej wartości oznaczany jest jako K_{Rm} (lub K_{Rc}) i jest swoistą stałą materiałową. Odnosząc wartość wskaźnika wysiłku struktury do wartości K_{Rm} lub K_{Rc} , można obliczyć stopień wykorzystania nośności tkaniny w danej strukturze.

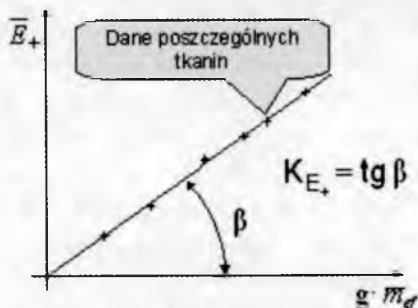
Iloczyn $R_m \delta$ lub $R_c \delta$ (oznaczany odpowiednio jako \bar{R}_m lub \bar{R}_c i określane jako tzw. jednostkowa wytrzymałość) przedstawia wartości siły niszczącej na

jednostkę szerokości pasa powłoki kompozytowej. W zależności od orientacji włókien zbrojenia stosowane są dodatkowe indeksy $(\cdot)_+$ lub $(\cdot)_x$ oznaczające kierunki $0^\circ/90^\circ$ lub $-45^\circ/+45^\circ$. W literaturze dotyczącej projektowania struktur szybowców kompozytowych można znaleźć sporo przykładów obliczeń dokonywanych w dziedzinie wydatków sił. Bierze się to z chęci wyeliminowania parametru, jakim jest grubość warstwy kompozytu. Grubość ta jest trudna do zmierzenia i zależy od czynników technologicznych, stopnia zbrojenia itd. Gdyby na jedną warstwę tkaniny szklanej zużyć znacznie więcej żywicy epoksydowej, niż potrzeba do uzyskania standardowego współczynnika zbrojenia 0.5, to uzyskana grubość warstwy kompozytu znacznie wzrośnie, ale faktyczna wytrzymałość warstwy na rozrywanie niewiele się zmieni. Dlatego obliczanie naprężeń w kompozycie na podstawie zmierzonej grubości może dawać duży błąd. Błąd ten jest wyeliminowany w systemie obliczeń dokonywanych w dziedzinie wydatków sił poprzez założenie, że zawsze brana będzie grubość warstwy kompozytu, jakby był on formowany pod dociskiem. Grubość taką można znaleźć w katalogach producentów tkanin zbrojenia.

Istotnym walorem posługiwania się systemem obliczeń w dziedzinie wydatków sił jest redukcja liczby danych. W tabeli 3 przedstawiono jednostkowe wytrzymałości lub jednostkowe moduły sztywności kilku tkanin firmy Interglas. Cechą charakterystyczną jest to, że są one liniową funkcją gramatury efektywnej. Gdy mamy zatem do czynienia z rodziną tkanin utkanych z tych samych rodzajów włókien i mających ten sam splot, to liczba danych materiałowych, jakie trzeba zapamiętać, znacznie się zmniejsza i sprowadza się do zbioru współczynników kierunkowych prostych opisujących zależności pomiędzy jednostkową wytrzymałością (lub jednostkowym modułem sztywności) a iloczynem (rys.). Warto zauważyć, że wymiarem współczynnika kierunkowego takiej prostej jest metr lub jego krotność (czyli podobnie, jak w opisanym wcześniej przypadku wytrzymałości lub sztywności właściwej).

Tabela 3. Właściwości wytrzymałościowe rodziny tkanin szklanych Interglas o splotie krzyżowym, przedstawione w domenie wydatków sił

Symbol tkaniny	\bar{R}_{m+} [N/cm]	\bar{R}_{c+} [N/cm]	\bar{E}_+ [N/cm]	\bar{m} [kg/m ²]
90070	235	226	15696	0.080
91110	314	284	22563	0.110
92110	510	510	33845	0.161
92125	893	893	58860	0.280
92140	1275	1275	81423	0.395
92145	–	1373	66708	0.215



Rys. 8. Interpretacja stałej materiałowej powłoki kompozytowej jako współczynnika kierunkowego prostej opisującej jednostkową sztywność (lub jednostkową wytrzymałość)

Tabele 4 i 5 zawierają zestawione wartości tych stałych materiałowych dla kompozytów szklano-epoksydowych oraz dla kompozytów węglowo-epoksydowych.

Tabela 4. Stałe materiałowe powłoki kompozytowej zbrojonej tkaninami szklanymi Interglas o splocie krzyżowym

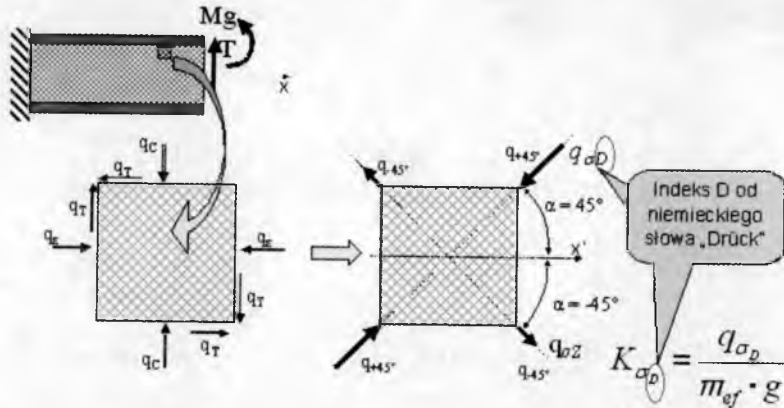
Stała materiałowa	K_{Rm+}	K_{Rc+}	K_{E+}	K_{Ex}	K_{G+}	K_{Gx}
	[km]	[km]	[km]	[km]	[km]	[km]
	$k_{\approx} = 0.5$			$k_{\approx} = 1.0$		
Dane z badań ZSiŚ PW	42	41	3850	1130	390	820

Tabela 5. Stałe materiałowe powłoki kompozytowej zbrojonej tkaninami węglowymi Interglas o splocie krzyżowym

Stała materiałowa	K_{Rm+}	K_{Rc+}	K_{E+}	K_{Ex}	K_{G+}	K_{Gx}
	[km]	[km]	[km]	[km]	[km]	[km]
	$k_{\approx} = 0.5$			$k_{\approx} = 1.0$		
Rezultaty badań własnych	124	114	10740	—	480	1810

Wskaźniki wysiłku struktury kompozytowej stosuje się w szczególności w obliczeniach dźwigarów skrzydeł kompozytowych. W literaturze dotyczącej projektowania dźwigarów opisany jest algorytm polegający na tym, że rozpatruje się obciążenie kostki wyciętej ze ścianki dźwigara w najbardziej

obciążonym obszarze (czyli w sąsiedztwie pasa dźwigara – rys. 9). Wyróżnia się tu 3 rodzaje wydatków sił: wydatek sił stycznych od siły T , wydatek sił związany z przyleganiem do pasa dźwigara poddanemu odkształceniu wskutek zginania dźwigara, wydatek sił wynikających z tzw. ściskania międzypasowego. Następnie obciążenia te przelicza się na wydatki siły normalnej na kierunkach włókien tkaniny i oblicza wskaźnik wysiłku struktury na kierunku włókien ściskanych.



q_T - wydatek naprężeń stycznych od siły T

q_C - wydatek naprężeń normalnych związany z przyleganiem ścianki do pasa podlegającego odkształceniu ϵ_p wskutek działania momentu gnącego Mg

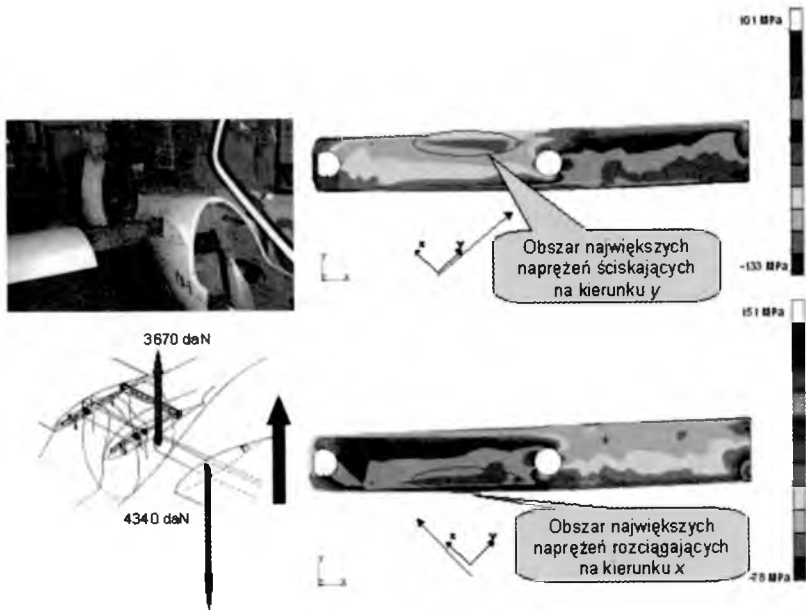
q_D - wydatek naprężeń normalnych wynikających ze ściskania międzypasowego przy zginaniu

Rys. 9. Objaśnienie algorytmu obliczeń obciążenia ścianki dźwigara [2]

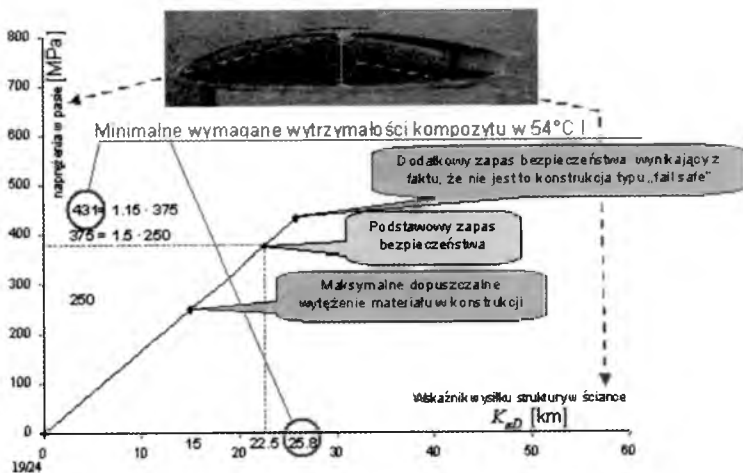
Racjonalność tego algorytmu potwierdzają współczesne analizy dokonywane metodą elementów skończonych. Na rys. 10 zamieszczono wyniki analizy naprężeń na kierunkach włókien w jednej z warstw zbrojenia bagnetu dźwigara szybowca PW-5. Jak widać, wartości naprężeń w ściance dźwigara nie są stałe (jakby to wynikało z czystego ścinania), a największe wartości występują faktycznie w rejonach sąsiadujących z pasami.

3. Wskaźnik wysiłku struktury kompozytowej w analizie efektywności wykorzystania tkanin zbrojenia

Rysunek 11 przedstawia wykres zaczerpnięty z dokumentu zawierającego niemieckie zalecenia dotyczące wymiarowania dźwigarów skrzydeł kompozytowych. Oś pionowa tego wykresu dotyczy naprężeń w pasach dźwigara, natomiast oś pozioma wykresu dotyczy wskaźnika wysiłku struktury



Rys. 10. Obciążenia ścianki bagnetu dźwigara na kierunkach ułożenia włókien

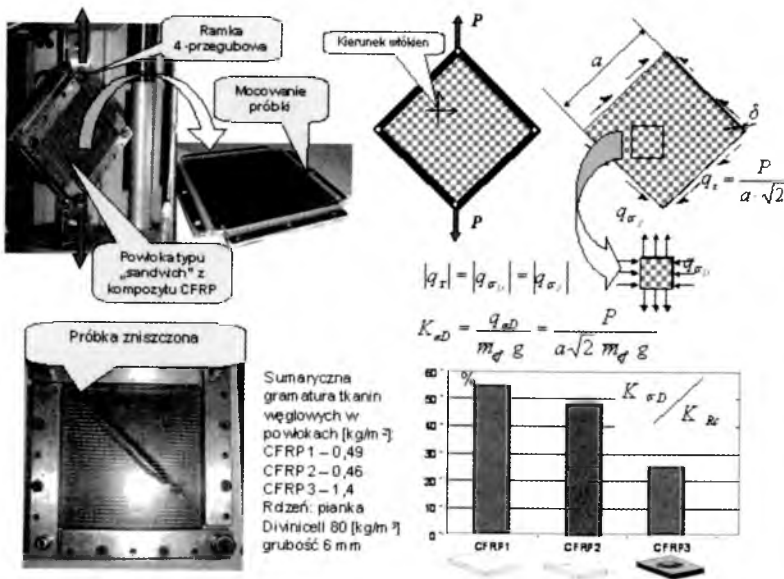


Rys. 11. Zalecenia dotyczące konstrukcji dźwigara kompozytowego [3]

w ściance dźwigara. Najmniejsze wartości tych parametrów, to wartości zalecane do wymiarowania struktury dźwigara. Największe wartości tych parametrów przekładają się na minimalne wymagania w zakresie wytrzymałości wytworzonych kompozytów. Są one powiększone o dwa współczynniki bez-

pieczeństwa: 1.5 (czyli standardowy współczynnik bezpieczeństwa stosowany w lotnictwie) i 1.15 (t.j. współczynnik uwzględniający fakt, że rozpatrywany element strukturalny nie jest typu „fail-safe”, tzn. nie da się kontrolować stopnia rozwoju uszkodzeń zmęczeniowych). W danym przypadku diagram dotyczy dźwigarów ukształtowanych jako „2-teownik” z kompozytu szklano-epoksydowego. Ścianka takiego dźwigara jest stosunkowo łatwo podatna na wyboczenie (w porównaniu np. z dźwigarami ukształtowanymi jako „skrzynka” z twardym rdzeniem). Widoczne jest, że wykorzystanie nośności tkanin w konstrukcji ścianki dźwigara jest tu na poziomie 37% w stosunku do wartości obciążeń zalecanych w konstrukcji oraz na poziomie 63% w stosunku do wymaganej minimalnej wytrzymałości kompozytu.

W przypadku analogicznej ścianki z kompozytów węglowo-epoksydowych – stopień wykorzystania nośności tkanin jest gorszy. Potwierdziły to badania autora przeprowadzone na próbkach powłok poddanych obciążeniom tnącym wzdłuż krawędzi.



Rys. 12. Badania stopnia wykorzystania nośności tkanin zbrojenia w próbkach powłok węglowo-epoksydowych CFRP

Rysunek 12 zawiera opis przeprowadzonego eksperymentu z użyciem specjalnej 4-przegubowej ramy do wymuszania odkształceń postaciowych oraz zawiera objaśnienie sposobu obliczania wskaźnika $k_{\sigma D}$. Przedstawione rezultaty dotyczą dwóch próbek powłok kompozytowych o strukturze przekładkowej (oznaczonych jako CFRP1 i CFRP2) o zbliżonych masach powierzchni-

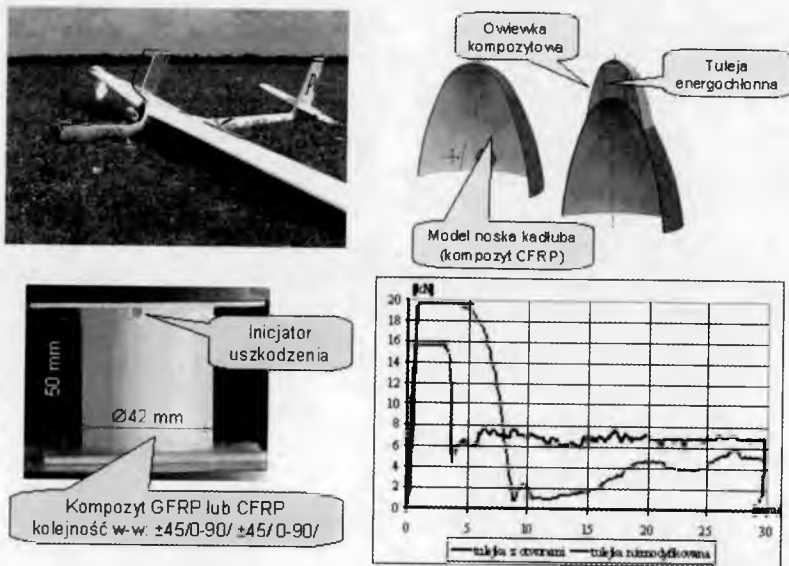
wych i tej samej grubości, ale wykonanych z różnych tkanin. Próbka CFRP3 to próbka o strukturze laminarnej, usztywnionej poprzez płytkie przetłoczenie ścianki. Jak widać, maksymalna wartość wskaźnika wykorzystania nośności tkanin węglowych w próbkach CFRP1 i CFRP2 jest na poziomie 55%, a w przypadku ścianki laminarnej z przetłoczeniem – zaledwie na poziomie 25%. Uzyskane wyniki wyjaśniają, dlaczego w wielu niemieckich szybowcach zastosowano ściankę dźwigara z kompozytów szklano-epoksydowych, mimo że reszta konstrukcji była wykonana z kompozytów węglowo-epoksydowych.

4. Wskaźnik lekkości w badaniach energochłonności struktury przy zdarzeniach katastroficznych

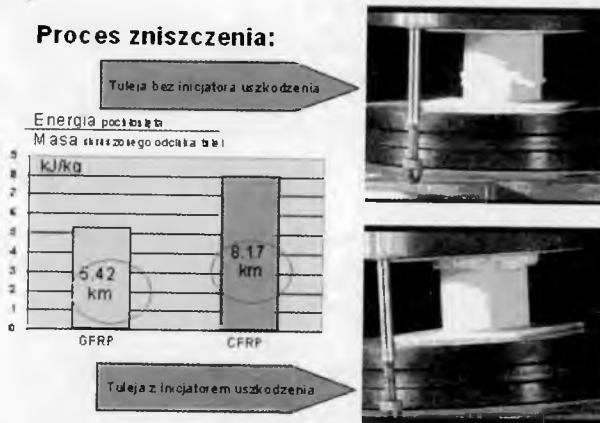
Wskaźniki lekkości można zastosować również w dziedzinie badań związanych z problematyką rozpraszania energii uderzenia podczas zdarzeń katastroficznych. Do rozpraszania energii są między innymi stosowane specjalne tuleje kompozytowe [4], które krusząc się, pochłaniają energię uderzenia. Rys. 13 dotyczy badań przeprowadzonych przez autora, w których umieszczono takie tuleje na nosku kołpaka kompozytowego modelującego przód kadłuba szybowca. Badania zostały przeprowadzone dla tulei o identycznych gabarytach i strukturze dla dwóch rodzajów kompozytów, tj. szklano-epoksydowych oraz węglowo-epoksydowych. Aby poprawić skuteczność tulei energochłonnych, konieczne jest zastosowanie specjalnych nieciągłości strukturalnych (tzw. inicjatorów uszkodzenia), które powodują że tuleja niszczy się w sposób kontrolowany, dając jednocześnie największe wypełnienie wykresu siła-zgniot. Przedstawia to wykres zamieszczony na rys. 13.

Postacie uszkodzeń (w fazie początkowej) dla tulei bez inicjatora i tulei z inicjatorem przedstawiono na rys. 14.

Wskaźnik lekkości tworzony jest poprzez odniesienie pochłoniętej energii uderzenia do masy skruszonego odcinka tulei lub do jego ciężaru. W tym drugim przypadku jednostką miary jest metr lub jego krotność, czyli jest ona taka jak w przypadku innych wskaźników lekkości struktury. Liczby zamieszczone na słupkach wykresu przedstawionego na rys. 14 oznaczają w takim przypadku wysokość, na jaką należy unieść skruszony odcinek tulei, aby jego energia potencjalna równa była energii pochłoniętej. Warto zauważyć, że w przypadku kompozytu węglowo-epoksydowego skuteczność funkcjonalna tulei jest istotnie większa (czyli w jednostce masy tulei można zdysypować większą ilość energii uderzenia).



Rys. 13. Zastosowanie tulei energochłonnych do niwelowania skutków rozbicia szybowca



Rys. 14. Postacie zniszczenia oraz efektywność tulei energochłonnych w aspekcie wskaźników lekkości

5. Wnioski

Wskaźniki lekkości pozwalają na szybką, inżynierską ocenę, który z rozpatrywanych materiałów da większy efekt wytrzymałościowy, sztywnościowy lub energetyczny z jednostki swojej masy. Są również bardzo dogodnym narzędziem do analiz stopnia wykorzystania właściwości wytrzymałościowych

różnych materiałów i struktur konstrukcyjnych. W aspekcie wskaźników lekkości – kompozyty polimerowe stosowane w konstrukcjach lotniczych wykazują znaczną przewagę nad materiałami tradycyjnymi. Dla przykładu, gdy wymiarującym stanem obciążenia jest rozciąganie lub ściskanie (np. w pasach dźwigara skrzydła) zastosowanie kompozytu węglowo-epoksydowego umożliwia niemal 3-krotne zmniejszenie masy w stosunku do duraluminium, stali lub drewna. Bardzo dobre rezultaty uzyskuje się również w przypadku zastosowania kompozytów węglowo-epoksydowych na elementy dysypujące energię uderzenia podczas zdarzeń katastroficznych.

Bibliografia

1. JANCELEWICZ B., 2000, *Podstawy konstrukcji lotniczych z kompozytów polimerowych*, Wyd. ITWL, Warszawa
2. Verein Deutscher Ingenieure: „Dimensionieren von Bauteilen aus GFK“ (Glasfaserstärkte Kunststoffe) – VDI 2013 Blatt 1, Düsseldorf 1973;
3. LUFTFAHRT – BUNDESAMT Vorläufige Dimensionierungswerte für Holme von Segelflugzeugen und Motorseglern, Stand: 20. August 1981
4. NIEZGODA T., OCHELSKI S., BARNAT W., 2006, Analiza pochłaniania energii uderzenia przez wybrane struktury kompozytowe, *Przegląd Mechaniczny*, 9

Why the composites? – lightness factors in material selection and strength calculations of aircraft structures

Abstract

The subject of the paper concerns application of lightness factors in a comparative analysis of strength properties of basic materials being applied in aeronautical structures. A very particular application of the lightness factors is noted in engineering calculations of composite glider wing spars, where they appear as material constants and structure loading factors as well. An example of lightness factors application in the investigations of gliders airframe crashworthiness, especially in reference to the front part of glider fuselage protection against hard landing combined with the crash is also presented.

PROJEKT, ANALIZA NUMERYCZNA ORAZ TESTY LABORATORYJNE PODWOZIA DO BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO O MASIE STARTOWEJ DO 100 KG

ZBIGNIEW SKORUPKA
WOJCIECH KOWALSKI
RAFAŁ KAJKA

Institut Lotnictwa w Warszawie

e-mail: zbigniew.skorupka@ilot.edu.pl; wojciech.kowalski@ilot.edu.pl; rafal.kajka@ilot.edu.pl

Bezpilotowe Statki Powietrzne (ang. *UAV*) zdobywają coraz większą popularność jako narzędzia do zadań, które są dla ludzi trudne do wykonania lub niebezpieczne ze względu na ich charakter. UAV powstałe pierwotnie jako „broń przyszłości” wykorzystywane są teraz coraz częściej w obszarze zastosowań cywilnych. Powstały w ten sposób segment rynku lotniczego generuje zapotrzebowanie na odpowiednie rozwiązania konstrukcyjne. Artykuł ten przedstawia proces powstawania i dopuszczenia do lotu podwozia do samolotu bezpilotowego.

1. Czym jest UAV?

UAV (ang. *Unmanned Aerial Vehicle*), czyli Bezpilotowe Statki Powietrzne, jest to grupa obiektów latających cechujących się brakiem załogi na pokładzie. Obiekty te są sterowane zdalnie przez operatora (czasem nazywanego pilotem) z oddalonego punktu dowodzenia lub posiadają autonomiczne układy sterowania pozwalające na wykonanie misji w trybie automatycznym. Bardzo często stosowany jest hybrydowy system sterowania łączący w sobie cechy systemu autonomicznego i zdalnego sterowania (używanego głównie w czasie startu i lądowania).

UAV występują w szerokim zakresie wielkości i konstrukcji, a co za tym idzie i zastosowań. Wielkości obiektów bezpilotowych mogą wahać się od poniżej 10 kg aż do kilku ton.

Podstawowym zastosowaniem UAV jest wspomaganie formacji wojskowych na polu walki oraz misje wywiadowczo-szpiegowskie (rys. 1). W zależności od misji, UAV mogą być wyposażone w zestawy kamer i mikrofonów do obserwacji terenu, markery laserowe do oznaczania celów ostrzałów lub bombardowań, wszelkiego rodzaju uzbrojenie do niszczenia celów żywych lub mechanicznych, a także budowli.



Rys. 1. Samolot bezpilotowy Rheinmetall KZO używany przez armię niemiecką do zadań zwiadowczych (fot. Wikipedia)



Rys. 2. UAV Fulmar Flight wyprodukowany przez firmę Aerovision na potrzeby cywilne (fot. Wikipedia)

W ostatnim czasie obiekty bezpilotowe powstają w wersjach cywilnych (rys. 2) dla pożarnictwa (obserwacja terenu pożaru, tam gdzie istnieje zbyt duże niebezpieczeństwo dla ludzi), policji (obserwacje terenu np. w miastach, wspomaganie akcji łapania przestępców) czy mediów (podwieszane kamery przeznaczone do relacji „na żywo” z miejsc wypadków itp., gdzie dziennikarze nie mają normalnie dostępu).

Jak było wspomniane na początku, UAV istnieją w wielu odmianach, z czego podstawowym podziałem może być podział na maszyny konstrukcyjnie odpowiadające zwykłemu samolotowi lub śmigłowcowi (rys. 3).



Rys. 3. Śmigłowcopodobny UAV – MQ-8B Fire Scout (fot. Wikipedia)

Oba typy obiektów mają cechy charakterystyczne dla konstrukcji z których powstały, a co za tym idzie i wynikające z tego zastosowania. Powstają w szerokim zakresie wielkości, przy czym te większe często są adaptowane z maszyn konwencjonalnych przez zastąpienie klasycznego kokpitu systemem automatycznym (autonomicznym lub zdalnego sterowania), rys. 4.



Rys. 4. Rozbudowane stanowisko kontroli obiektu bezzałogowego (fot. Wikipedia)

2. Ogólne wymagania stawiane podwoziom dla UAV

Każdy obiekt powietrzny, czy klasyczny czy bezpilotowy, wymaga podwozia umożliwiającego poprawny start i bezpieczne lądowanie obiektu. Wyjątkami są maszyny z góry przewidziane do misji niewymagających lądowania, gdzie podwozie jest odrzucane w trakcie sekwencji startowej.

Podwozie do UAV musi spełnić te same wymagania dotyczące pochłaniania energii i wytrzymałości, jak dla klasycznego obiektu powietrznego o tej samej masie i wielkości. Różnicą jest to, że nie obowiązują tu tak restrykcyjne przepisy dotyczące certyfikacji ze względu na brak ludzi na pokładzie. Dzięki temu można w tych podwoziach stosować rozwiązania nowatorskie nie dopuszczone do użytku w lotnictwie załogowym. Dla większych UAV zbudowanie podwozia nie jest problematyczne ze względu na pokrewieństwo tych konstrukcji z klasycznymi statkami powietrznymi, do których podwozia budowane są od wielu lat.

Większe problemy pojawiają się w momencie budowy UAV o zmniejszonych gabarytach i masie np. do 100 kg masy startowej. W tym wypadku aż prosi się żeby skorzystać z rozwiązań modelarskich, sprawdzających się przecież w tego typu konstrukcjach. Należy przy tym pamiętać, że modele latające zazwyczaj mają masę poniżej 25 kg oraz że UAV w przeciwieństwie do modeli mają prędkości lądowania porównywalne z pełnowymiarowymi maszynami, a co za tym idzie i energie lądowania są zbliżone. Pociąga to za sobą konieczność zbudowania podwozia mogącego pochłonąć odpowiednią ilość energii i będącego na tyle wytrzymałym, aby przenieść wygenerowane obciążenia. Do tego, podwozie musi być na tyle małe i lekkie, żeby nie stanowiło istotnego obciążenia masowego obiektu latającego.



Rys. 5. Model 3D obiektu bezpilotowego o masie startowej do 100 kg (rys. ILOT)

Kolejnym problemem są układy wykonawcze stosowane w podwoziach. Z reguły są to układy sterujące hamulcami podwozia głównego, układ sterowania kółkiem przednim oraz układ chowania wszystkich podwozi. W pełnowymiarowych konstrukcjach stosuje się w większości przypadków układy hydrauliczne jako najlepiej sprawdzone i najprostsze do implementacji ze względu na istniejącą instalację hydrauliczną w obiekcie. W przypadku małych UAV nie ma instalacji hydraulicznej (zbiornik z płynem hydraulicznym oraz pompy podawcze są zbyt ciężkie), jest natomiast rozbudowana instalacja elektryczna zasilająca jednocześnie układy wykonawcze innych systemów, czujniki, akcesoria

oraz, co najważniejsze, centralny komputer sterujący. Tak więc możliwe jest wykorzystanie w podwoziach wykonawczych układów elektrycznych, co jest nowością i utrudnieniem dla konstruktorów przyzwyczajonych do konstrukcji klasycznych. Ponadto nie ma na rynku typowo lotniczych układów elektrycznych przeznaczonych do zastosowania w UAV. Oczywiście odpowiednie układy można opracować i zbudować wraz z całym podwoziem ale rozwiązania dedykowane nie są mile widziane ze względu na cenę i trudną dostępność w razie awarii. Optymalnym jest wykorzystanie szeroko produkowanych komponentów dostępnych na rynku.

3. Założenia i projekt techniczny podwozia dla UAV o masie startowej 100 kg

Inżynierowie Pracowni Podwozi IILot zostali postawieni przed problemem zaprojektowania i wykonania podwozia dla obiektu bezpilotowego o masie 100 kg. Obiekt ten był wykonany w ramach projektu UE „NACRE”. Podstawowym problemem w przypadku tego podwozia był stworzenie konstrukcji mogącej rozprzyszczyć energię od lądowania z dopuszczalną pionową prędkością opadania opisaną przez ogólne przepisy lotnicze, masą systemu podwoziowego około 10 kg oraz przy zachowaniu wymiarów proporcjonalnych do wielkości całego statku powietrznego.

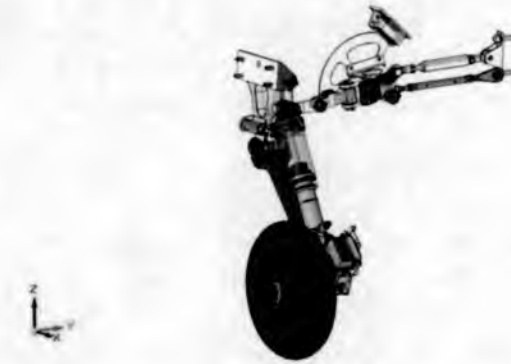
Podstawowym założeniem podwozi było to, żeby miały amortyzację olejowo-gazową będącą efektywnym rozwiązaniem stosowanym w układach podwoziowych. Ze względu na niewielkie gabaryty konstruktorzy zdecydowali się na użycie zmodyfikowanych amortyzatorów rowerowych. Zakres przeróbek miał na celu dostosowanie charakterystyki tłumienia do warunków lotniczych, gdyż oryginalny amortyzator nie spełniał tych wymogów. Modyfikacji poddany został układ tłumienia w takim stopniu, aby zapewnić odpowiednią charakterystykę wymaganą podczas lądowania obiektu.

Drugim założeniem było zastosowanie sterowania elektrycznego i elektrycznych układów wykonawczych w hamulcach, układzie chowania oraz sterowaniu kółkiem przednim. Podejście takie było podyktowane w szczególności brakiem innych układów zasilania i sterowania na pokładzie UAV. Zabudowa układu hydraulicznego nie wchodziła w grę ze względu na masę takiego układu oraz kłopotliwe sterowanie hydrauliką przy pomocy istniejącego układu sterowania. Zdecydowano się użyć wzmocnionych serwonapędów modelarskich (rys. 6) (z tytanowymi zębatkami w przekładniach) ze względu na spodziewane obciążenia oraz niezawodność napędów.



Rys. 6. Przykładowy serwonapęd modelarski (fot. Hitec)

Sterowanie kółkiem przednim zostało zrealizowane podobnie jak sterowanie hamulcami (w oparciu o serwa modelarskie).



Rys. 7. Model 3D podwozia do samolotu bezpilotowego o masie startowej 100 kg (rys. IILot)

Podwozia zostały zaprojektowane przy pomocy programu do modelowania 3D SolidEdge. W tym systemie został przeprowadzony cały proces projektowania, od zamodelowania konstrukcji w 3D aż do wytworzenia dokumentacji wykonawczej 2D. Tam gdzie to było potrzebne, z punktu widzenia obróbki, zostały wygenerowane modele wspomagające obróbkę na maszynach CNC. Ponadto modelowanie 3D umożliwiło lepszą współpracę z zamawiającym, dzięki regularnej wymianie modeli i możliwości łatwego dokonywania zmian w projekcie na etapie przedwykonawczym.

Optymalizacja wytrzymałościowo/masowa (rys. 8, 9) podwozi została przeprowadzona w programie do analizy metodą elementów skończonych (MES) Femap (bazującym na systemie Nastran), który jest mocno zintegrowany z pakietem SolidEdge, dzięki czemu kolejne optymalizacje projektowanych elemen-

tów można przeprowadzać bez zbędnych i czasochłonnych operacji przenoszenia danych między niekompatybilnym oprogramowaniem. W wypadku wyrobów lotniczych optymalizacja wytrzymałościowo/masowa jest bardzo ważnym elementem procesu projektowego, ze względu na masę i wytrzymałość oraz ograniczenia kosztów budowy prototypów. Optymalizacja wytrzymałościowo/masowa przy użyciu metod komputerowych jest szeroko stosowanym standardem przedwykonawczym używanym w wielu gałęziach przemysłu, w szczególności w lotnictwie i przemyśle samochodowym. Stosowanie metod numerycznych pozwala w znaczącym stopniu obniżyć koszty wprowadzenia konstrukcji do eksploatacji. Powszechne stosowanie metody elementów skończonych pozwala w wielu przypadkach skrócić czasochłonny proces badań do minimum. Dzięki coraz lepszemu oprogramowaniu możemy analizować nie tylko pojedyncze detale, obciążone praktycznie dowolnie przyłożonymi siłami, a także zespoły części, co pozwala na uwzględnienie kinematyki układu. Należy jednak pamiętać, że każde modelowanie numeryczne jest tak doskonałe, jak znajomość zjawiska przez osobę przeprowadzającą obliczenia i odpowiednie zdefiniowanie warunków brzegowych dla obliczeń. Analizy numeryczne pozwalają na dokonanie obliczeń dla wielu przypadków, jednakże nie są w stanie zupełnie zastąpić badań doświadczalnych ze względu na niejednokrotnie dużo bardziej złożone zjawiska zachodzące w rzeczywistości (a co za tym idzie niedokładne definiowanie warunków brzegowych, nie wynikające z niewiedzy obliczeniowca, a właśnie ze złożoności procesu i braku modeli matematycznych analizowanych zjawisk).



Rys. 8. Przykładowa wizualizacja wyników analizy detalu podwozia przy pomocy MES (rys. ILOt)



Rys. 9. Przykładowa wizualizacja wyników analizy detalu podwozia przy pomocy MES (rys. IILot)

4. Badania laboratoryjne i optymalizacja podwozi

Badania laboratoryjne podwozi przeprowadzone zostały w Laboratorium Badań Podwozi Lotniczych IILot. W procesie badań sprawdza się charakterystyki amortyzatorów w zależności od sposobu napełnienia i wielkości zastosowanego tłumienia. Przeprowadza się badania dynamiczne mające na celu wykazanie wytrzymałości podwozia oraz optymalizację tłumienia w warunkach zbliżonych do rzeczywistych (zachowanie prędkości przyziemienia oraz energii lądowania). Optymalizacja tłumienia polega na takim dobraniu parametrów amortyzatora, aby wytłumiał on energię lądowania, utrzymując przeciążenia na założonym poziomie, a co za tym idzie, żeby wartości sił działających na to podwozie nie przekroczyły wartości krytycznych mogących spowodować trwałe uszkodzenia podzespołów.

Przeprowadzone zostały również próby statyczne wytrzymałości podwozi na obciążenia mogące wystąpić podczas lądowania, a zdefiniowane w odpowiednich przepisach lotniczych.

Podwozia główne przeszły próby hamulców niezbędne z punktu widzenia bezpieczeństwa obiektu, na którym zabudowane są podwozia.

Podwozie przednie musiało przejść próby układu sterowania kółkiem przednim w celu sprawdzenia poprawności działania układu.

Wyżej opisane próby są standardowymi próbami wykonywanymi dla każdego nowopowstałego podwozia lotniczego i wymaganymi przez przepisy lotnicze. W tym przypadku próby te okazały się problemem nie ze względu na konieczność ich wykonania, a ze względu na wielkość obiektu oraz na maksy-



Rys. 10. Prasa 40T używana do badań statycznych amortyzatorów (fot. ILOt)



Rys. 11. Młot zrzutowy 3T z bieżnią do badań dynamicznych (fot. ILOt)

malne obciążenia na niskim poziomie. Wszystkie urządzenia w Laboratorium przystosowane są do pracy z obiektami o większej masie. Chodzi o system zawieszenia obiektu na młotach zrzutowych. Masa samych tylko wózków prowadzących zawieszenie podwozia jest na tyle duża, że dodanie belki do mocowania podwozia skutkowało przekroczeniem ciężaru potrzebnego do odwzorowania obciążenia rzeczywistego. Inżynierowie poradzili sobie z tym problemem, stosując zoptymalizowaną na potrzeby projektu belkę, redukując jej wagę.

Badania zrealizowane według harmonogramu będącego odpowiednikiem takich samych badań dla zwykłych podwozi lotniczych (ponieważ *de facto* jest to zwykle podwozie lotnicze) dały pozytywne rezultaty i pozwoliły na dopuszczenie podwozi do eksploatacji.

Badania dynamiczne, wstępne zmęczeniowe, funkcjonalne oraz próby hamulców przeprowadzone zostały na młocie 3T z bieżnią. Badania statycznej charakterystyki amortyzatorów zostały przeprowadzone na prasie 20/40T. Wszystkie stanowiska wyposażone są w komputerowe układy akwizycji danych, co zapewnia wysoką dokładność uzyskanych wyników oraz łatwy i bezpośredni dostęp do zapisanych danych w celu dalszej ich obróbki.

5. Podsumowanie

Przedstawiony proces projektowania oraz badań podwozia do bezałogowego samolotu o masie startowej 100 kg pozwala zrozumieć trudności powstałe przy obiektach tej wielkości. Podwozia do tak małych obiektów latających muszą być odpowiednio wytrzymałe oraz wydajne ze względu na parametry takiego samolotu będące odpowiednikami parametrów większych obiektów latających. Wymóg masy oraz wymiarów przystosowanych do wielkości całego UAV czyni konstrukcję znaczącym wyzwaniem inżynierskim. Dodatkowo wymogi dotyczące zastosowania elektrycznych urządzeń wykonawczych w układzie wypuszczania/chowania, hamulcach oraz sterowaniu kółkiem przednim sprawia, że wykonana praca odbiega mocno od typowych prac z zakresu podwozi lotniczych. Badania będące nieodzowną częścią procesu dopuszczenia podwozi do użytku są, mimo podobieństw, dużo bardziej wymagające ze względu na skalę obiektu. Poprawne ich przeprowadzenie wymagało poważnej adaptacji urządzeń badawczych używanych dotychczas do badania większych podwozi.

Opisana praca była dla kadry Pracowni i Laboratorium Podwozi IILot dużym wyzwaniem i możliwością sprawdzenia się w zupełnie nowym segmencie lotnictwa. Powierzone zadanie skonstruowania lekkiego i niewielkiego gabarytowo podwozia zostało wykonane w pełni, a doświadczenie uzyskane podczas projektu pozwoli inżynierom na wykonywanie doskonalszych konstrukcji tego typu.

Bibliografia

1. WOŁEJSZA Z., KOWALSKI W., I INNI, 2005, State of the art in landing gear shock absorbers, *Transactions of the Institute of Aviation*, **181**, Warszawa
2. CS-VLA *Very light Aircraft Regulations*, 2009

3. CURREY N., 1989, Aircraft landing gear design: principles and practices, *AIAA Education Series*
4. WOLEJSZA Z., KOWALSKI W., 2009, RTO-TR-AVT-092 qualification by analysis, *Final Report of the NATO RTO Research Task Group AVT-092, Chapter 8 – Landing Gear*
5. WOLEJSZA Z., KOWALSKI W., KAJKA R., 2008, RTO-AVT-152 on limit-cycle oscillations and other amplitude-limited, self excited vibrations (NATO/PfP Unclassified), Elimination of "Shimmy" phenomenon in case of nose landing gear, *AIAA Education Series*

Design, numerical analysis and laboratory tests of the landing gear for UAV up to 100 kg take-off mass


Abstract

Unmanned Aerial Vehicles (UAV) are now popular aviation branch. UAVs are used in various ways but always where there is danger or too difficult task for human crew to accomplish. Primary use of UAVs was military, but now these machines are used in civilian operations as well. Due to growing market, engineers specialized in classical aviation have to change their approach to design of the landing gear. This paper is about the complete landing gear design process from the concept to laboratory tests of a manufactured product for UAV purposes.

Spis treści

Rozdział IV – Dynamika lotu i symulatory	315
Gajda J. – <i>Wybrane aspekty zastosowania systemów ruchu w najnowszych symulatorach lotniczych</i>	317
Gajda J. – <i>Wykorzystanie układów nahałmowych we współczesnych symulatorach walki powietrznej</i>	335
Graffstein J. – <i>Symulacja ruchu automatycznie sterowanego samolotu z zastosowaniem generatora manewrów</i>	347
Gronczewski A. – <i>Badania dynamiki statku powietrznego w tunelu wodnym</i>	365
Kobierski J.W., Chmieliński M. – <i>Symulacja komputerowa jako wsparcie procesu kształcenia słuchaczy AMW</i>	375
Krzymień W. – <i>Zastosowanie napędu reakcyjnego do prerotacji wirnika wiatrakowca</i>	387
Letachowicz B., Złocka M. – <i>Analiza stateczności samolotu z systemem wektorowanego ciągu</i>	395
Marcinkiewicz E., Paturski Z. – <i>Problemy równowagi zespołu samolot-szybowiec w locie holowanym</i>	409
Rogowski K., Maroński R. – <i>Minimalizacja czasu przelotu szybowca w płaszczyźnie pionowej</i>	423
Ruchała P. – <i>Metodyka badań przeciągnięcia dynamicznego profilu śmigłowcowych</i>	433

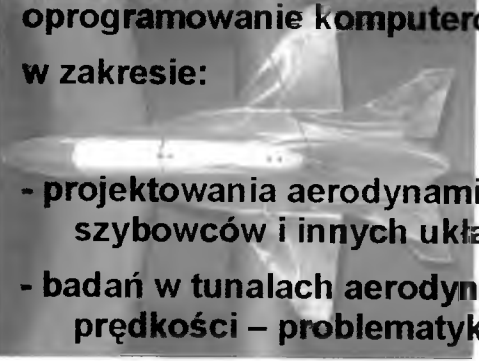

Rozdział V – Dynamika środków bojowych	451
Baranowski L. – <i>Model matematyczny dynamiki lotu niewyważonych pocisków artyleryjskich</i>	453
Dziopa Z. – <i>Sterowanie hybrydowe rakietyą wystrzeloną do nieruchomego celu</i>	471
Baranowski L., Gacek J., Weiss J. – <i>Identyfikacja parametrów lotu pocisku moździerzowego przy zastosowaniu złożonego systemu pomiarowego</i>	487
Rozdział VI – Materiały i struktury lotnicze, badania eksperymentalne i numeryczne	499
Kachel S. – <i>Wielokryterialne projektowanie bryły samolotu z uwzględnieniem przeznaczenia</i>	501
Łusiak T. – <i>Analiza numeryczna oraz badania eksperymentalne zjawiska ETL</i>	525
Panas A.J., Chachurski R., Zalewski P., Wójcik G. – <i>Badania wybranych parametrów pracy miniaturowego turbinowego silnika lotniczego przy zasysaniu wody do wlotu</i>	549
Panas A.J., Nowakowski M., Terpiłowski J., Białecki M., Jakielaszek Z., Michalczewski M. – <i>Analiza wyników pomiaru temperatury z badań samolotu TS-11 Iskra w locie</i>	569
Rodzewicz M. – <i>Dlaczego kompozyty? – wskaźniki lekkości w doborze i obliczeniach wytrzymałości struktur lotniczych</i>	583
Skorupka Z., Kowalski W., Kajka R. – <i>Projekt, analiza numeryczna oraz testy laboratoryjne podwozia do bezzałogowego statku powietrznego o masie startowej do 100 kg</i>	597





POLITECHNIKA WARSZAWSKA
INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ I MECHANIKI
STOSOWANEJ
ZAKŁAD AERODYNAMIKI

posiada doświadczoną kadrę jak również bogatą tradycję, unikalne wyposażenie badawcze oraz oprogramowanie komputerowe

w zakresie:

- 
- 
- projektowania aerodynamicznego samolotów, szybowców i innych układów aerodynamicznych
 - badań w tunalach aerodynamicznych małych prędkości – problematyka lotnicza
 - badań środowiskowych (przewietrzalność osiedli, aerodynamika budowli, rozprzestrzenianie zanieczyszczeń)
 - badań strat przepływowych



POLITECHNIKA WARSZAWSKA
INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ I MECHANIKI STOSOWANEJ
ZAKŁAD AERODYNAMIKI

ul. NOWOWIEJSKA 24, 00-665 WARSZAWA

**tel. (22)234-7444 fax (22)622-0901 e-mail:
zaero@meil.pw.edu**

ISBN 978-83-902194-9-2