

Spis treści

Chmielewski Piotr, Sibilski Krzysztof – <i>Symulacyjne i eksperymentalne badanie celności ataku amunicji krążącej</i>	5
Cholewiński Maciej, Fąfara Jean-Marc – <i>Koncepcja uzyskania niezależności energetycznej przez Aeroklub Jeleniogórski dzięki zastosowaniu odnawialnych źródeł energii i technologii wodorowych</i>	7
Dul Franciszek – <i>Sztuczna inteligencja w modelowaniu obiektów latających dla symulatorów, czyli modelowanie zwinne</i>	9
Dul Franciszek, Goetzendorf-Grabowski Tomasz – <i>Modelowanie obiektów latających i różnych innych dla symulatorów – trzy dekady wzlotów i upadków. Opowieść z morałem konstruktywnym</i>	11
Falkowski Krzysztof, Ważny Mariusz, Henzel Maciej – <i>Ocena parametrów ruchu bezzałogowych platform latających</i>	13
Fąfara Jean-Marc, Cholewiński Maciej – <i>Ocena zasadności zastosowania elastycznych modułów fotowoltaicznych do dużych komersyjnych samolotów</i>	15
Felisiak Piotr Andrzej – <i>Algorytm sterowania ustawiający satelitę w kierunku słońca</i>	17
Florczak Dawid, Głębocki Robert, Kopyt Antoni – <i>System wsparcia nawigacji wirującego pocisku raketowego</i>	19
Gerigk Mirosław K. – <i>Analiza cech hydro-aero-dynamicznych bezzałogowego pojazdu nawodno-powietrznego z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego</i>	21
Głębocki Robert, Jacewicz Mariusz, Miedziński Dariusz – <i>Opracowanie i walidacja modelu symulacyjnego quadrotora na potrzeby analizy wykorzystania energii podczas lotu</i>	23
Grauer Jared A. – <i>Recent system identification research at NASA Langley research center</i>	25
Gronczewski Andrzej, Strzelecka Katarzyna – <i>Projekt koncepcyjny urządzenia do ratownictwa powietrznego z obiektów trudnodostępnych</i>	27
Gugała-Szczerbicka Agnieszka, Jóźko Michał – <i>Aspekty prawne lotów BSP w przestrzeni powietrznej</i>	29

Henzel Maciej, Falkowski Krzysztof, Ważny Mariusz – <i>Concept of bearingless electric machines for jet engines</i>	31
Jakielaszek Zbigniew, Panas Andrzej J., Nowakowski Mirosław, Fikus Bartosz – <i>Wybrane aspekty badania wytrzymałości kasety ochronnej katastroficznego systemu rejestracji parametrów lotu S2-3a</i>	33
Kocjan Jakub, Kachel Stanisław, Rogólski Robert – <i>Analiza CFD wirnika nośnego śmigłowca dla różnych warunków lotu z wykorzystaniem parametrycznego modelu łopaty z przeznaczeniem do zastosowania w wielokryterialnej optymalizacji</i>	35
Kowaleczko Grzegorz, Nowakowski Mirosław – <i>Symulacja niesymetrycznego zrzutu ładunku z samolotu</i>	37
Kozakiewicz Adam, Adamczyk Maciej, Majcher Maciej – <i>Wpływ parametrów układu wlotowego na stabilność pracy lotniczego silnika turbinowego</i>	39
Kozakiewicz Adam, Sibilski Krzysztof – <i>Atomowy napęd statków powietrznych</i>	41
Krzymień Wiesław – <i>Ocena stanu konstrukcji kompozytowych poprzez uproszczone badania rezonansowe</i>	43
Krzysiak Andrzej, Placek Robert, Olejnik Aleksander, Kiskowski Łukasz – <i>Eksperymentalne badania trajektorii lotu oderwanej końcówki skrzydła samolotu Tu-154M m w obecności ziemi</i>	45
Kubryński Krzysztof – <i>Uwzględnienie deformacji aeroelastycznej skrzydła w projektowaniu aerodynamicznym samolotu</i>	47
Kubryński Krzysztof, Więcko Konrad – <i>Projektowanie aerodynamiczne i optymalizacja samolotu w układzie latającego skrzydła</i>	49
Lewkowicz Rafał – <i>Algorytm optymalnego bodźcowania ruchowego z regulatorem liniowo-kwadratowym do generowania złudzenia przechylenia w symulatorze lotu z platformą stewarta</i>	51
Lichoń Daniel – <i>Kryteria oceny integracji bezzałogowych statków powietrznych w przestrzeni kontrolowanej z punktu widzenia osiągnięć w locie</i>	53
Lichota Piotr – <i>Zastosowanie transformaty falkowej do estymacji współczynników aerodynamicznych</i>	55
Malicki Łukasz – <i>Badania numeryczne aerodynamiki autorskiego samolotu myśliwskiego</i>	57
Marciniuk Marta – <i>Analiza porównawcza profilu skrzydła wyposażonego w klapę jednoszczelinową i klapę zmiennokształtną</i>	59

Michna Jan, Rogowski Krzysztof – <i>Analiza numeryczna wirnika Savoniusa</i>	61
Miedziński Dariusz, Głębocki Robert, Jacewicz Mariusz – <i>An approach to optimal control using pulse jet thrusters for a gasodynamically controlled missile</i>	63
Olejniki Aleksander, Kachel Stanisław, Milczarczyk Jarosław, Rogólski Robert – <i>Techniki projektowania i wytwarzania konstrukcji w zastosowaniu do budowy dynamicznie skalowanych modeli samolotów</i>	65
Olejniki Aleksander, Kachel Stanisław, Rogólski Robert, Szczepaniak Michał – <i>Kontaktowe i bezkontaktowe metody pomiaru drgań w zastosowaniach do konstrukcji lotniczych</i>	67
Olejniki Aleksander, Kachel Stanisław, Zalewski Piotr, Kiskowski Łukasz, Rogólski Robert, Frant Michał, Dziubiński Adam – <i>Lotniczo-rakietowy system wynoszenia ładunków na niską orbitę okołozemską – podsumowanie i wyniki realizacji projektu badawczego</i>	69
Ożóg Rafał, Głębocki Robert, Jacewicz Mariusz, Hanke Juliusz – <i>Flying strategies as potential sources of energy harvesting for UAV</i>	71
Panas Andrzej J., Krupińska Anna, Łęczycki Krzysztof, Nowakowski Mirosław – <i>Określenie wpływu ciśnienia fazy gazowej na właściwości izolacyjne materiału porowatego osłony rejestratora katastroficznego</i>	73
Rogowski Krzysztof, Michna Jan – <i>Analiza numeryczna profilu NACA0018 wykorzystująca model turbulencji przejścia</i>	75
Sibińska-Mroziewicz Anna, Ładyżyńska-Kozdraś Edyta, Sibiński Krzysztof – <i>Symulacja numeryczna układu wózek-BSP w trakcie startu z wyrzutni magnetycznej</i>	77
Sibiński Krzysztof, Szczepaniak Paweł, Kalinowski Paweł, Ulanowicz Leszek – <i>Zastosowanie aerofotogrametrii w podczerwieni do śledzenia dzików w ich naturalnym środowisku oraz identyfikacji osobników zarażonych afrykańskim pomorem świń – cz. I: architektura systemu i metodyka identyfikacji</i>	79
Sibiński Krzysztof, Szczepaniak Paweł, Kalinowski Paweł, Ulanowicz Leszek – <i>Zastosowanie aerofotogrametrii w podczerwieni do śledzenia dzików w ich naturalnym środowisku oraz identyfikacji osobników zarażonych afrykańskim pomorem świń – cz II: badania w locie systemu</i>	81
Wróblewski Wiesław, Malecha Ziemowit, Banach Andrzej, Malinowski Leszek – <i>Badania balonu manewrowego</i>	83

SYMULACYJNE I EKSPERYMENTALNE BADANIE CELNOŚCI ATAKU AMUNICJI KRĄŻĄCEJ

PIOTR CHMIELEWSKI, KRZYSZTOF SIBILSKI

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: piotr.chmielewski.dokt@pw.edu.pl, krzysztof.sibilski@pw.edu.pl

W referacie przedstawimy zagadnienia związane z modelowaniem trajektorii ataku amunicji krążącej. Zaprezentujemy oryginalne rozwiązania pozwalające na skuteczne przeprowadzenie ataku stromotorowego amunicją krążącą, gdzie kamera śledząca cel jest zaklinowana względem kadłuba amunicji (płatownika).

Problematykę modelowania i praktycznej realizacji stromotorowego ataku sprowadzono do trzech kluczowych zagadnień. Pierwszym zagadnieniem jest czasowa utrata widoczności celu w czasie dolotu do punktu nurkowania. Problem ten rozwiązano przez stworzenie algorytmów przywracających śledzenie celu, opartych o widzenie maszynowe, wykorzystujących nauczane cechy koloru celu do przywrócenia jego śledzenia w czasie nurkowania. Drugie zagadnienie dotyczy wpływu wiatru na celność amunicji krążącej w czasie przeprowadzania ataku wizyjnego. Rozwiązanie tego problemu stanowią zaproponowane kontrolery nawigacyjne i sterowania, które to kompensują dryf statku powietrznego przez zastosowanie odpowiedniego manewru polegającego na ślizgu nakierunkowym. Ostatnie rozpatrywane zagadnienie dotyczy umożliwienia skutecznego rażenia celu mimo braku danych z systemów GNSS. W tym celu opracowane zostały algorytmy, które swoim działaniem dostarczają substytut niezbędnych informacji GNSS, pozwalając na modelowanie trajektorii ataku wizyjnego. Realizowane jest to przez optyczną estymację odległości do celu oraz optyczną estymację dryfu statku powietrznego (amunicji krążącej).

Opracowane modele oraz algorytmy zostały zwalidowane metodą SIL (ang. Software in the Loop) oraz badaniami w locie. Wyniki tych badań zaprezentujemy w referacie.

KONCEPCJA UZYSKANIA NIEZALEŻNOŚCI ENERGETYCZNEJ PRZEZ AEROKLUB JELENIOGÓRSKI DZIĘKI ZASTOSOWANIU ODNAWIALNYCH ŹRÓDEŁ ENERGII I TECHNOLOGII WODOROWYCH

MACIEJ CHOLEWIŃSKI

*Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wydział Mechaniczno-Energetyczny,
Politechnika Wrocławska
e-mail: maciej.cholewinski@pwr.edu.pl*

JEAN-MARC FAFAARA

*Katedra Inżynierii Konwersji Energii, Wydział Mechaniczno-Energetyczny,
Politechnika Wrocławska
e-mail: jean-marc.fafara@pwr.edu.pl*

Postępująca transformacja proekologiczna stanowi jeden ze znaków rozpoznawczych współczesnych gospodarek wielu państw świata. Skomercjalizowane jeszcze w XX wieku, a przez ostatnie dekady powszechnie stosowane rozwiązania – cechujące się przy tym najczęściej nadmiernymi jednostkowymi uwolnieniami szkodliwych substancji do otoczenia – w myśl obowiązujących trendów lub rozporządzeń są zastępowane bądź też muszą zostać w nieodległej przyszłości zastąpione przez tzw. zielone (niskoemisyjne w perspektywie całego cyklu życia) techniki i technologie. Co przy tym niezwykle istotne, obowiązek ograniczania emisji zanieczyszczeń i ogólnej dbałości o lokalne środowisko dotyczy coraz większej liczby branż i sektorów – w tym także lotnictwa cywilnego (komunikacyjnego, sportowego, gospodarczo-usługowego) czy też lotnictwa ogólnego – nabierając tym samym ogólnego, powszechnego charakteru, niekoniecznie związanego tylko i wyłącznie z ciężkim przemysłem (lub „dużym” lotnictwem), a coraz częściej w sposób niemal bezpośredni dotykającego praktycznie każdego człowieka.

Podjęte w ostatnich latach prace zmierzające do ograniczenia negatywnego wpływu lotnictwa na otoczenie objęły szereg aspektów natury konstrukcyjno-eksploatacyjnej, m.in. kwestie związane z aerodynamiką statków powietrznych, implementację nowych materiałów konstrukcyjnych oraz komercjalizację bardziej efektywnych napędów lub silników lotniczych (m.in. jednostek turbowentylatorowych o wysokim współczynniku dwuprzepływowości). Przyniosły one szereg wymiernych korzyści środowiskowych, jednakże nie umożliwiły uzyskania zakładanego stopnia redukcji szeroko pojętych emisji lotniczych. Eksperci wykazują, iż do uzyskania statusu neutralności klimatycznej lotnictwo wymaga bowiem wdrożenia znacznie bardziej drastycznych zmian – m.in. stosowania zupełnie nowych rodzajów silników (elektrycznych, wodorowych) lub paliw (np. SAFs – ang. *Sustainable Aviation Fuels*) oraz jednoczesnego stworzenia odpowiedniej, dedykowanej ich wykorzystaniu bądź obsłudze, infrastruktury naziemnej, wpisującej się w przyszłe krzywe popytu i podaży na nośniki energii w lotnictwie.

W niniejszej pracy podjęto się wstępnej analizy możliwości wykorzystania wybranych technologii OZE (Odnawialnych Źródeł Energii) oraz instalacji wodorowych w kontekście uzyskania pełnej bądź częściowej niezależności energetycznej przykładowego aeroklubu – Aeroklubu Jeleniogórskiego. Wpisuje się ona w wyżej przywołane trendy ogólnoswiatowe

i ma na celu wskazanie najważniejszych wymagań, wyzwań i potrzeb, przed którymi stanie wiele stowarzyszeń lotnictwa sportowo-turystycznego w najbliższych latach. Swoim zakresem objęła ona m.in. identyfikację wpływu położenia paneli fotowoltaicznych na miesięczny i roczny uzysk energii elektrycznej, przeprowadzenie oceny (z punktu widzenia generacji użytecznych form energii) celowości zastosowania na terenie lotniska turbin wiatrowych oraz określenie wymagań związanych z infrastrukturą użytkowania wodoru (tzw. wyspy wodorowej) – w kontekście paliwa lotniczego oraz stacjonarnego magazynu energii.

W trakcie analiz wykorzystano ogólnodostępne bazy danych pogodowych, m.in. PVGIS (*Photovoltaic Geographical Information System*), *Global Wind Atlas* oraz *Weather Underground* (ta ostatnia posłużyła do aproksymacji dziennej zmienności warunków wietrznych), oraz przywołano przykładowe modele służące szacowaniu możliwego do podjęcia stopnia konwersji energii odnawialnej na najpopularniejsze formy energii użytkowej (elektryczność, ciepło, energię chemiczną).

W pracy wykazano przykładowo, iż 1 m² ogniw fotowoltaicznych dostarczyć może tylko od ok. 2,5 do blisko 5 kg wodoru w skali roku, natomiast 1 turbina wiatrowa o mocy zainstalowanej 3 MW (z ok. 50-metrowymi łopatom) – nieco ponad 100 ton wodoru rocznie. Wartości te zestawiono z przykładowym jednostkowym zużyciem paliwa przez statki powietrzne (0,25-0,40 kg/kWh w przypadku silników tłokowych, 0,20-0,35 w przypadku silników turbośmigłowych), opracowując przykładowe wskaźniki użytkowe i emisyjne możliwe do wykorzystania podczas przechodzenia ze stosowania konwencjonalnych paliw lotniczych na rzecz wodoru (w ujęciu jego bezpośredniego spalania i wykorzystania w ogniwach paliwowych). Podczas wystąpienia przywołano także zapotrzebowanie energetyczne na produkcję ww. nośnika energii za pośrednictwem elektrolizerów sprzężonych z OZE (a więc tzw. wodoru zielonego) oraz ilość energii niezbędnej do dostarczenia w celu jego sprężenia (do 300-700 bar) lub skraplania. Przedłożono także nomogramy służące szacowaniu spodziewanych – miesięcznych i rocznych – uzysków energetycznych (w przeliczeniu na 1 kW_p mocy zainstalowanej) z paneli fotowoltaicznych w funkcji kąta pochylenia oraz orientacji względem kierunku południowego, potwierdzając przy tym pewną względną swobodę w obieraniu płaszczyzny tworzących je ogniw oraz możliwość sterowania podażą na energię elektryczną pochodzącą z tej grupy technologii OZE (co może leżeć u podstaw funkcjonowania przyszłych instalacji prosumenckich).

Wystąpienie zakończono zwięzłym podsumowaniem, zestawieniem najważniejszych wyników analiz oraz propozycją świadomego podejmowania się proekologicznych zmian w aeroklubach we współpracy z inżynierami-energetykami (nie tylko związanymi ściśle z branżą lotniczą).

SZTUCZNA INTELIGENCJA W MODELOWANIU OBIEKTÓW LATAJĄCYCH DLA SYMULATORÓW, CZYLI MODELOWANIE ZWINNE

FRANCISZEK DUL

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska
e-mail: Franciszek.Dul@pw.edu.pl

W pracy została przedstawiona propozycja nowego podejścia do modelowania obiektów latających dla symulatorów, opartego na technikach sztucznej inteligencji: modelach neuronowych uczonych ze wzmocnieniem na podstawie opinii pilotów, dostosowanych do specyficznych cech modelowania w warunkach rzeczywistych uwzględniających zarówno wymagania merytoryczne, jak i czynniki pozamerytoryczne (organizacyjne), ale mające kluczowe znaczenie dla powodzenia realizacji projektu.

Pokazano, że modelowanie klasyczne oparte na modelach newtonowskich jest często niewystarczające do zbudowania modelu samolotu akceptowalnego przez pilotów, gdyż modelowanie subtelnych zjawisk aerodynamicznych jest zazwyczaj wysoce nieadekwatne.

Wykazano też, że modelowanie oparte na głębokim uczeniu ogólnych struktur neuronowych nie przystaje do warunków modelowania rzeczywistego, w którym czas realizacji projektów nie pozwala na zastosowanie ogólnych metod uczenia sieci, jak również nie ma wystarczającej liczby danych uczących, gdyż dane pochodzące z prób w locie są w opinii pilotów dalece niewystarczające.

Na bazie tych analiz zaproponowano nową metodę modelowania, łączącą modelowanie klasyczne i modelowanie neuronowe z uczeniem, wykorzystującą zarówno dane pochodzące z prób w locie, jak i opinie pilotów, ilościowe i jakościowe.

Przedstawiono koncepcję i najważniejsze elementy takiego modelowania oraz omówiono uwarunkowania praktyczne związane z jej zastosowaniem.

Przydatność nowej metody została zilustrowana na przykładzie modelowania samolotu akrobacyjnego z napędem śmigłowym o dużym nadmiarze mocy.

MODELOWANIE OBIEKTÓW LATAJĄCYCH I RÓŻNYCH INNYCH DLA SYMULATORÓW – TRZY DEKADY WZLOTÓW I UPADKÓW. OPOWIEŚĆ Z MORAŁEM KONSTRUKTYWNYM

FRANCISZEK DUL, TOMASZ GOETZENDORF-GRABOWSKI

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: franciszek.dul@pw.edu.pl; tomasz.grabowski@pw.edu.pl

W pracy została przedstawiona problematyka modelowania obiektów dynamicznych dla symulatorów lotniczych (choć nie tylko) różnych rodzajów, włączając najbardziej zaawansowane symulatory klasy D z różnymi rodzajami platform, w tym z wirówkami.

Przedstawione zostały doświadczenia autorów zebrane w trakcie trzydziestoletnich prac przy projektowaniu, budowie, wdrażaniu, certyfikacji, serwisowaniu i modernizacji symulatorów lotniczych, lądowych, morskich i kosmicznych, prowadzonych w kraju i na świecie.

Dokonano analizy modelowania rzeczywistego, prowadzonego na ogół w warunkach realizacji kontraktów z krótkim terminem wykonania, określając najważniejsze czynniki warunkujące zarówno powodzenie modelowania, jak i końcowy rezultat – akceptację zbudowanego symulatora.

Omówiono specyficzne uwarunkowania procesu modelowania, w tym opinie pilotów, uwarunkowania organizacyjne, finansowe i inne. Przedstawiono rolę danych w procesie modelowania i akceptacji modelu, a także rolę i znaczenie prób w locie.

Sformułowano tezę praktyczną, iż wymagania stawiane przez przepisy certyfikacyjne, które formułują szczegółowe wymagania dotyczące stopnia odwzorowania przez model dynamiczny zjawisk aerodynamicznych i ich zależność od różnych czynników fizycznych oraz cech konstrukcyjnych samolotu, są często niewystarczające w świetle wymagań formułowanych przez użytkowników (pilotów).

Zdefiniowano klasy trudności samolotów pod względem opracowania ich modeli. Omówiono także rolę i znaczenie poszczególnych elementów składających się na implementację modelu dynamiki obiektu, jak i elementów zewnętrznych, ale odgrywających kluczowe role w procesie budowy i testów akceptacyjnych symulatora.

Jako rezultat tych długoletnich doświadczeń w drugiej części pracy przedstawiono propozycję nowego podejścia do modelowania opartego na technikach sztucznej inteligencji: modelach neuronowych uczonych ze wzmocnieniem na podstawie opinii pilotów dostosowanych do specyficznych cech modelowania w warunkach rzeczywistych, uwzględniających zarówno wymagania merytoryczne, jak i organizacyjne istotne dla realizacji projektu.

OCENA PARAMETRÓW RUCHU BEZZAŁOGOWYCH PLATFORM LATAJĄCYCH

KRZYSZTOF FALKOWSKI, MARIUSZ WAŻNY, MACIEJ HENZEL

Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl, mariusz.wazny@wat.edu.pl,

maciej.henzel@wat.edu.pl

Dynamiczny rozwój małych bezzałogowych statków powietrznych (BSP) jest wymuszony zapotrzebowaniem ze strony różnych służb cywilnych. Mały BSP może być z łatwością wprowadzony na wyposażenie straży miejskiej, policji i służb ratownictwa pożarowego. Zgodnie z przepisami ograniczającymi emisję dwutlenku służby miejskie nie posiadają sprzętu, który zabezpiecza zdolność do wykrywania zanieczyszczeń emitowanych przy ogrzewaniu domów niezgodnie z prawem. Patrol straży miejskiej wyposażony w BSP o masie poniżej 1 kg, może wykonać przelot nad podejrzanym terenem i jednocześnie zebrać materiał dowodowy o naruszeniu przepisów. Ponieważ BSP posiada system nawigacyjny, to można taki przelot udokumentować i wykorzystać jako materiał dowodowy.

Poważną przeszkodą w użytkowaniu mikro-BSP są przepisy Urzędu Lotnictwa Cywilnego, które ograniczają użytkowanie BSP o masie do 250 g bez uprawnień pilota. Dodatkowo każda organizacja powinna stać się operatorem lotniczym. Stan prawny spowodowany jest masowym użytkowaniem małych statków powietrznych, które stanowią poważne zagrożenie dla osób i mienia. Urząd Lotnictwa Cywilnego objął nadzorem wszystkie latające statki powietrzne, niezależnie od ich przeznaczenia i wykonania, a jedynym kryterium jest masa (kategoria otwarta). Działania legislacyjne są uzasadnione, jednak w istotny sposób ograniczają prace nad rozwojem nowych konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych.

Bezzałogowy statek powietrzny jest robotem mobilnym, którego zadaniem jest wyręczanie człowieka w wykonywaniu zadań. Zadania te polegają na uciążliwym wykonywaniu monotonnych czynności, ale również umożliwiają pozyskanie zdolności wykraczających poza zakres kompetencji człowieka. Cechą charakterystyczną współczesnych bezzałogowych statków powietrznych jest nadawanie im autonomii, czyli przekazywanie odpowiedzialności za wykonywane zadanie lub funkcje robotowi, w tym przypadku bezzałogowemu statkowi powietrznemu. Ze względu na stopień autonomii dzieli się BSP na poziomy od 0 do 5. Zależnie od stopnia autonomii poszczególne funkcjonalności przejmowane są przez robota mobilnego, jakim jest BSP. Większość współczesnych BSP przejmują od pilotów funkcje sterująco-nawigacyjne, które sprowadzają się do utrzymania kursu, prędkości i wysokości lotu zgodnie z planem lotu.

Zapewnienie odpowiedniego poziomu autonomii wiąże się z opracowaniem zaawansowanych systemów sterowania i nawigacji. Jednak wysoki poziom automatyzacji nie jest w stanie zrealizować oczekiwań w zakresie przejęcia odpowiedzialności podczas wykonywania zadania. Zapewnienie autonomii wiąże się z koniecznością sterowania procesami niezawodności konstrukcji BSP oraz bezpieczeństwa technologicznego. W BSP

klasy mikro o masie poniżej 1 kg jest zbyt mało miejsca na umieszczenie dodatkowych układów odpowiedzialnych za monitorowanie i sterowanie poziomem bezpieczeństwa i niezawodności. Dlatego niezbędne jest poszukiwanie nowych metod zarządzania strukturą BSP w celu podwyższenia bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych.

W Zakładzie Awioniki WAT prowadzone są prace badawcze związane z podwyższeniem poziomu autonomii BSP. Proces ten wymaga opracowania modeli matematycznych opisujących właściwości BSP klasy mikro. Weryfikacja modeli wymaga przeprowadzenia badań eksperymentalnych, których celem jest przygotowanie materiału do weryfikacji opracowanych modeli.

Badania wykonano dla małych bezzałogowych statków powietrznych w układzie czterowirnikowej platformy latającej, która przeznaczona jest do przenoszenia pojedynczych sensorów i kamery umożliwiającej orientację pilota (kamera jest na stałe zablokowana). Platforma przeznaczona jest do wykorzystania przez personel służb ratowniczych i prewencji do obserwacji zagrożeń. Celem badań jest opracowanie technologii mikro-BSP, które mogą być wykorzystane przez niewykwalifikowany personel w obszarach uznawanych przez Urząd Lotnictwa Cywilnego jako podwyższone ryzyko.

Badania w locie obejmowały dwa podstawowe zakresy związane z autonomicznym operowaniem czterowirnikowej platformy latającej. Przystępując do projektowania platformy, przewidziano możliwość wykonywania w pełni autonomicznego startu i lądowania w punkcie lokalizacji funkcjonariuszy wykonujących inspekcję. Zadaniem pilota aktywującego start jest przygotowanie miejsca na tyle bezpiecznego, by podczas startu i lądowania nie wystąpiła kolizja z elementami otoczenia uniemożliwiająca start. Punkt lądowania pokrywa się z punktem startu. Pułap, na którym kończy się start i rozpoczyna lądowanie, jest określony przez pilota przed lotem na terminalu. Po starcie pilot definiuje trasę do trzech punktów. Po osiągnięciu ostatniego punktu platforma powraca do punktu startu i zaczyna automatycznie lądować. Dlatego badania prowadzane przez pracowników Zakładu Awioniki WAT obejmowały procedury automatycznego startu i lotów na zadaną wysokość oraz loty do punktu trasy i automatyczne lądowania.

W artykule zostaną zaprezentowane wyniki przeprowadzanych badań weryfikujące autonomiczne wykonywanie zadania inspekcyjnego podczas wykonywania w pełni automatycznego lotu, który trwał kilkanaście minut. Podczas badań wykorzystywano platformy o masie około 1 kg. Względny bezpieczeństwa podczas testów wymagały zastosowania pakietów baterii o większej pojemności, dlatego platformy ważyły maksymalnie około 1,2 kg.

OCENA ZASADNOŚCI ZASTOSOWANIA ELASTYCZNYCH MODUŁÓW FOTOWOLTAICZNYCH DO DUŻYCH KOMERSYJNYCH SAMOLOTÓW

JEAN-MARC FAFAARA

*Katedra Inżynierii Konwersji Energii, Wydział Mechaniczno-Energetyczny,
Politechnika Wrocławska
e-mail: jean-marc.fafara@pwr.edu.pl*

MACIEJ CHOLEWIŃSKI

*Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wydział Mechaniczno-Energetyczny,
Politechnika Wrocławska
e-mail: maciej.cholewinski@pwr.edu.pl*

Obecnie żyjemy w świecie pomniejszającym się poprzez coraz efektowniejsze metody transportu, między innymi dzięki intensywnej eksploatacji lotnictwa. Lotnictwo pozwala w krótkim czasie przemieszczać się w obrębie kraju, kontynentu a nawet świata. Pewną dziedziną naszego życia oraz badań stał się od niedawna zmieniający niekorzystnie klimat. Zmiany klimatyczne mogą być częściowo powiązane z aktywnością człowieka na Ziemi. Jedną z tych aktywności jest lotnictwo, które charakteryzują się niepomijalną immisją zanieczyszczeń do środowiska, która wynika ze spalania paliwa lotniczego. Od wielu lat usiłuje się ograniczyć poprzez konstrukcję silników zużycie paliwa, lecz największe zmiany pod kątem tradycyjnych zespołów napędowych wydają się być za nami – mowa tutaj o silnikach dwuprzepływowych. Dlatego też pojawia się konieczność wyjścia poza dotychczasowe ramy myślowe pod względem budowy zespołów napędowych.

Wyłaniającym się pojęciem w lotnictwie jest pojęcie samolotów bardziej elektrycznych (MEA – ang. *More Electric Aircraft*). W lotnictwie tradycyjnym wszystkie urządzenia pokładowe są zasilane różnymi formami energii (hydrauliczna, pneumatyczna, mechaniczna oraz elektryczna). Wszystkie te formy energii pokładowej są generowane odpowiednio przez pompy, sprężarki, odbieranie mocy poprzez skrzynkę mechaniczną oraz prądnice. Wcześniej wymienione agregaty są napędzane silnikami, które wykorzystują do tego celu pewną ilość paliwa. W celu ograniczenia ilości paliwa poświęconej na zasilanie tych wszystkich agregatów w pierwszej kolejności dąży się do zastąpienia odbiorników energii hydraulicznej, pneumatycznej oraz mechanicznej agregatami spełniającymi te same funkcje, lecz zasilanymi energią elektryczną. Taki zabieg umożliwia ujednolicenie pierwotnej formy energii: mowa tutaj o energii elektrycznej. Energię elektryczną niezbędną w tak przebudowanym statku powietrznym można pobierać z prądnic zamontowanych na silnikach spalinowych (jednak trochę się to mija z celem elektryfikacji samolotów), z baterii, lub innych źródeł energii elektrycznej. Przy wykorzystaniu pokładowych, nowych, źródeł energii elektrycznej (wyłączając prądnice silników spalinowych) istnieje możliwość ograniczenia ilości zużywanego paliwa. Niemniej te nowe źródła energii elektrycznej muszą spełniać pewną ilość kryteriów, aby takie przedsięwzięcie było efektywne; gęstość energii nowego źródła powinna jak najbardziej się zbliżać do gęstości energii paliwa lotniczego, uwzględniając

sprawność tradycyjnych agregatów energetycznych. Spełnienie tego kryterium uzasadnia zamianę części paliwa na nowe źródło energii elektrycznej.

Panele fotowoltaiczne od swych początków zaznały wiele zmian oraz udoskonaleń. Jedną z ciekawszych form paneli fotowoltaicznych są elastyczne (odkształcalne) moduły fotowoltaiczne. Pokrywając całość samolotu takimi modułami fotowoltaicznymi skierowanymi ku promieniowaniu słonecznemu, można zaproponować nową formę generowania energii elektrycznej na pokładzie. Poddane ocenie źródło energii elektrycznej charakteryzują się tym, że ilość energii generowanej jest zależna między innymi od czasu ekspozycji na promieniowanie słoneczne. Uwzględniając masę modułów fotowoltaicznych wykorzystaną dla danego samolotu (tutaj będzie rozpatrywanych B787) oraz moc generowaną przez te moduły, został wyliczony czas lotu bez międzylądowania, dla którego uzyskana gęstość energii elektrycznej (słonecznej) będzie równa gęstości energii paliwa lotniczego z uwzględnieniem sprawności tradycyjnych agregatów energetycznych. Przy obecnej technologii, w mocno zoptymalizowanych warunkach lotu, czas ten wynosi 29 godzin. Ponieważ takich lotów się nie wykonuje, wykorzystywanie obecnie dostępnych giętkich modułów fotowoltaicznych do samolotów komercyjnych jest niecelowe.

Aby obrócić się ku lotnictwu bardziej elektrycznemu (MEA), a zarazem bardziej proekologicznemu, będzie konieczne zintensyfikowanie prac oraz badań nad nowymi, bardziej efektywnymi pokładowymi źródłami energii elektrycznej.

ALGORYTM STEROWANIA USTAWIAJĄCY SATELITĘ W KIERUNKU SŁOŃCA

PIOTR ANDRZEJ FELISIAK

*Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wydział Mechaniczno-Energetyczny,
Politechnika Wrocławska
e-mail: piotr.felisiak@pwr.edu.pl*

Tryb pracy satelity, w którym powierzchnia jego modułów fotowoltaicznych jest aktywnie kierowana prostopadle do kierunku promieni słonecznych, jest jednym z podstawowych trybów oraz najczęściej stosowanym trybem awaryjnym, ponieważ umożliwia uzupełnienie energii elektrycznej zasilającej satelitę. Z tego powodu, tryb ustawiający w kierunku Słońca (ang. *Sun pointing*) jest implementowany w układach sterowania większości satelitów.

Niniejsza praca przedstawia oprogramowanie przeznaczone do projektowania regulatorów ustawiających satelity w kierunku Słońca. Oprogramowanie zawiera środowisko symulacyjne w celu projektowania oraz weryfikacji algorytmu sterowania. Środowisko to, poza modelem kinematycznym i dynamicznym ruchu obrotowego satelity, zawiera model ruchu orbitalnego jak również modele pola geomagnetycznego oraz kierunku padania promieni słonecznych.

W pracy założono, że satelita porusza się po niskiej orbicie okołoziemskiej oraz rozważono satelitę dysponującego magnetometrami oraz czujnikami natężenia światła, wprawianego w ruch obrotowy za pomocą cewek elektromagnetycznych, a zatem najłatwiej dostępnego zestawu czujników i elementów wykonawczych. Sterowanie magnetyczne jest jednak obarczone wyzwaniem, polegającym na tym, iż moment siły obracający satelitę może być zastosowany jedynie w płaszczyźnie prostopadłej do lokalnego pola geomagnetycznego.

Regulator jest w swej istocie regulatorem proporcjonalno-różniczkującym, jednak poprzez silne nieliniowości pętli sterowania, jego synteza metodami klasycznymi jest skazana na niepowodzenie; dlatego zastosowano w tym celu metody numeryczne. Jedną z komplikacji jest fakt, iż cewki sterujące ruchem obrotowym satelity muszą być wyłączone i rozmagnetyzowane przed okresowym dokonaniem pomiaru pola geomagnetycznego. Przewidziano, że system sterowania musi uwzględnić efekt albedo przy próbie pomiaru kierunku promieni słonecznych.

Stabilność algorytmu sterowania została potwierdzona przez analizę Monte Carlo. Algorytm jest przystosowany do pracy z jednostkami obliczeniowymi (mikrokontrolerami) o stosunkowo skromnych możliwościach oraz satelitami o niskim budżecie.

SYSTEM WSPARCIA NAWIGACJI WIRUJĄCEGO POCISKU RAKIETOWEGO

DAWID FLORCZAK, ROBERT GŁĘBOCKI, ANTONI KOPYT

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

e-mail: dawid.florczak@pw.edu.pl, robert.glebocki@pw.edu.pl, antoni.kopyt@pw.edu.pl

Podstawowym problemem w nawigacji wirujących pocisków raketowych jest problem precyzyjnego wyznaczania prędkości obrotowej obiektu. Systemy nawigacji bezwładnościowej wyposażone w czujniki typu MEMS (ang. *microelectromechanical system*), bez wspomagania systemami nawigacji satelitarnej, posiadają ograniczone możliwości rejestrowania prędkości obrotowej pocisku. Ograniczone zakresy rejestrowania prędkości obrotowej implikują powstawanie największych błędów w nawigacji inercjalnej. Fakt ten jest podstawowym problemem uniemożliwiającym efektywne podsterowanie i unowocześnienie niesterowanych konstrukcji wirujących pocisków raketowych. Możliwym rozwiązaniem powyższego problemu jest innowacyjny czujnik prędkości obrotowej oparty o pomiary zmian czynników zewnętrznych występujących wokół pocisku raketowego. Jednakże implementacja takiego rozwiązania oraz uzyskanie efektywnego określania prędkości obrotowej pocisku za pomocą nowych metod wymaga szeroko zakrojonych badań podstawowych.

Obecne konflikty militarne występujące na świecie powodują zapotrzebowanie na coraz bardziej precyzyjne systemy artylerii raketowej. Wysoka ilość wieloprowadnicowych wyrzutni raketowych (typu BM-21 GRAD oraz WR-40 Langusta) utrzymywanych w magazynach Wojska Polskiego oraz fakt możliwości implementacji systemów sterowania do niekierowanych, wirujących pocisków raketowych stwarza konieczność opracowania skutecznie działającego układu nawigacji inercjalnej. Jednocześnie należy również podkreślić, że obecnie dostępne sterowane pociski rakietowe wystrzeliwane z wieloprowadnicowych wyrzutni raketowych, jak ukraińska WILCHA, izraelski ACCULAR oraz chiński XL-1X30 122 mm, korzystają z systemów nawigacji bezwładnościowej wspomaganych danymi o aktualnej orientacji przestrzennej pocisku z systemów nawigacji satelitarnej. Jednakże z powodu łatwości zagłuszania sygnałów satelitarnych przez systemy walki elektronicznej występujące na wyposażeniu większości armii wysokorozwiniętych krajów systemy nawigacji satelitarnej nie są rozpatrywane jako systemy wspomagające systemy nawigacji bezwładnościowej przez potencjalnych odbiorców. Co więcej, brak ogólnodostępnych na rynku czujników typu MEMS o wystarczającej dokładności pomiarowej dla wirujących pocisków raketowych przy jednoczesnych deklaracjach przedstawicieli Ministerstwa Obrony Narodowej o potrzebie zaprojektowania układu precyzyjnej nawigacji bezwładnościowej dedykowanej do wirujących obiektów raketowych utworzył możliwość rozwiązania powyższego problemu technologicznego. Opracowanie innowacyjnego czujnika prędkości obrotowej zaimplementowanego w układ nawigacji inercjalnej pozwoli na budowę oraz krajową produkcję systemów nawigacyjnych dedykowanych do wirujących pocisków raketowych.

W ramach prac niezbędne będzie wykonanie szeregu kompleksowych kampanii testów. Badania będą obejmowały opracowanie i wykonanie projektu stanowiska badawczego dedykowanego do badań czujników rejestrujących różne długości naturalnego

promieniowania elektromagnetycznego występującego w ziemskiej przestrzeni powietrznej oraz ich skuteczności precyzyjnego wyznaczania prędkości wirowania pocisku raketowego. Zaprojektowane stanowisko badawcze będzie odzwierciedlało ruch wirowy pocisku raketowego kalibru 122 mm. Kolejnym przewidywanym etapem prac będą tzw. badania *hardware-in-the-loop* pozwalające zbadać zachowanie układu czujników światła w warunkach zbliżonych do rzeczywistego środowiska pracy zaprojektowanego układu. Planowane jest użycie czujników z szerokiego spektrum widma elektromagnetycznego (widzialnego oraz niewidzialnego dla ludzkiego oka), począwszy od czujników podczerwieni, światła widzialnego, po detektory promieniowania nadfioletowego. Testy będą przeprowadzane w zróżnicowanych warunkach oświetlenia (bezchmurne/zachmurzone niebo) i temperatury (możliwe schłodzenie oraz ogrzanie układu) wraz z badaniami układu w warunkach nocnych. Opracowana zostanie szczegółowa metodyka badań zaproponowanego układu czujników, która będzie wykorzystywać zasady badań prototypów sprzętu wojskowego na podstawie obowiązujących Norm Wojskowych o oznaczeniu NO-06-A107:2021, „Sprzęt wojskowy – Ogólne wymagania techniczne, metody kontroli i badań – Metody badania odporności całkowitej na działanie czynników środowiskowych” oraz NO-06-A105:2021, „Sprzęt wojskowy – Ogólne wymagania techniczne, metody kontroli i badań – Ogólne zasady badania prototypów i urządzeń produkowanych seryjnie”. Testy będą również obejmowały opracowanie algorytmów wyznaczania prędkości obrotowej pocisku raketowego wraz z ich analizą działania oraz implementacją w układzie nawigacji inercyjnej. Planowane jest przeprowadzenie testów autopilota wirującej rakiety w pełnym środowisku symulacyjnym trajektorii lotu pocisku sprzężonego z powyższym układem nawigacji.

ANALIZA CECH HYDRO-AERO-DYNAMICZNYCH BEZZAŁOGOWEGO POJAZDU NAWODNO-POWIETRZNEGO Z WYKORZYSTANIEM EFEKTU PRZYPOWIERZCHNIOWEGO

MIROSLAW K. GERIGK

Wydział Inżynierii Mechanicznej i Okrętownictwa, Politechnika Gdańska
e-mail: mger@pg.edu.pl

Celem badań jest opracowanie koncepcji i realizacja prac zmierzających do powstania bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej wykorzystującej efekt przypowierzchniowy. Z funkcjonalnego punktu widzenia platforma przeznaczona jest do działań logistycznych i patrolowych na akwenach morskich.

Przedmiot badań stanowi platforma o długości kadłuba powyżej 2 metrów i rozpiętości płatów głównych powyżej 2 metrów, posiadająca specjalnie ukształtowaną część denną kadłuba typu "ślizg", w celu wygenerowania odpowiedniej siły hydrodynamicznej podczas wznoszenia się platformy nad powierzchnią wody.

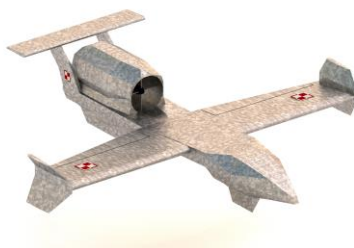
Podstawowe problemy badawcze dotyczą opracowania geometrii platformy o odpowiednich właściwościach hydro-aero-dynamicznych. Wymaga to przeprowadzenia analizy pływalności, stateczności, właściwości oporowo-napędowych, właściwości manewrowych, właściwości morskich oraz co najważniejsze, właściwości aerodynamicznych platformy, co wymaga precyzyjnego zaprojektowania aerodynamicznych powierzchni nośnych. Wyniki badań będą stanowiły parametry, charakterystyki platformy, określone dla każdej fazy startu, lotu i wodowania dla określonej masy startowej i zakresu prędkości platformy.

Metoda badawcza polega ogólnie na opracowaniu scenariuszy związanych z realizacją misji platformy, analizie osiągow i dynamiki platformy, analizie ryzyka i bezpieczeństwa dla zdefiniowanych scenariuszy zdarzeń, co pozwoli na opracowanie systemu i procedury sterowania platformą podczas misji.

Zasadnicza część badań będzie dotyczyła określenia parametrów i charakterystyk platformy we wszystkich fazach ruchu. W czasie startu platforma będzie się przemieszczała na swobodnej powierzchni wody do osiągnięcia punktu unoszenia, po osiągnięciu odpowiedniej wartości prędkości, siły hydrodynamicznej na zanurzonej w wodzie części kadłuba oraz sił nośnych generowanych na płatach nośnych. Osiągnięcie tego punktu wyznacza rozpoczęcie fazy lotu na wysokości do 3 metrów nad poziomem wody. Lądowanie odbywa się na wodzie. W czasie badań zostanie określony stan morza, krytyczny stan morza umożliwiający eksploatację platformy, wstępnie założono stan 2-3 °B. Docelowo, w ramach dalszych badań, rozważa się przystosowanie konstrukcji platformy do wykonywania startu wspomaganego, co umożliwi zastosowanie platformy przy wyższych stanach morza. Obecne prace dotyczą opracowania demonstratora platformy o prędkości przelotu do 100 km/h, przy masie platformy do 250 kg i ładowności około 20-25 % masy platformy. Platforma będzie wyposażona w system sterowania, umożliwiający jej zdalne naprowadzanie na pozycję, w tym nawigację i komunikację. Przewiduje się pre-programowanie działań platformy w celu osiągnięcia trybu pół-autonomicznego pracy na poziomie 1-2, w skali od 1 do 5. Badania i budowa

demonstratora platformy są planowane na okres 36 miesięcy i zostaną przeprowadzone z wykorzystaniem zaawansowanych metod badawczych, projektowych i wykonawczych.

Wyniki dotychczasowych badań związane są z opracowaniem geometrii platformy i przeprowadzeniem badań parametrycznych oraz analizą osiązków platformy w celu określenia kluczowych (*key-drivers*) parametrów i charakterystyk platformy. Dotyczy to między innymi określenia sił oporu i nośnych w celu określenia mocy zapotrzebowanej, pułapu lotu czy źródła zasilania platformy w energię. Opracowano model oceny ryzyka wypadku w warunkach operacyjnych oraz podstawy systemu sterowania platformą bezzałogową, uwzględniając podstawowe funkcjonalności systemu sensorycznego.



Rys. 1. Wizualizacja geometrii platformy nawodno-powietrznej typu USV-UAV-WIG-wersja 1A

OPRACOWANIE I WALIDACJA MODELU SYMULACYJNEGO QUADROTORA NA POTRZEBY ANALIZY WYKORZYSTANIA ENERGII PODCZAS LOTU

ROBERT GŁĘBOCKI, MARIUSZ JACEWICZ, DARIUSZ MIEDZIŃSKI

*Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Zakład Mechaniki, Politechnika
Warszawska*

*e-mail: robert.glebocki@pw.edu.pl, mariusz.jacewicz@pw.edu.pl,
dariusz.miedzinski2.dokt@pw.edu.pl*

Bezzałogowe statki powietrzne typu quadrotor znajdują obecnie coraz więcej zastosowań. Jednym z najważniejszych ograniczeń bezzałogowych wiroplątów jest niewielki zasób energii dostępnej na pokładzie, co przekłada się na małą długotrwałość lotu. Celem pracy było stworzenie modelu symulacyjnego mogącego służyć do badania wykorzystania energii przez quadrotora oraz planowania jego trasy przelotu. Platforma testowa wyposażona została w redundantne jednostki nawigacji bezwładnościowej, odbiornik systemu nawigacji satelitarnej, telemetrię oraz kamerę. W celu zbadania dynamiki lotu quadrotora opracowano model matematyczny o sześciu stopniach swobody. Parametry modelu zostały wyznaczone poprzez badania eksperymentalne w warunkach laboratoryjnych. Stworzono model zużycia energii przez silniki elektryczne oraz podsystemy pokładowe, jak również model akumulatora pokładowego. Przedstawiono strukturę autopilota. Omówiono zagadnienie monitorowania terenu i zaproponowano algorytm automatycznego generowania punktów kontrolnych na trasie przelotu na podstawie zdefiniowanego uprzednio kształtu obszaru przeszukiwania. Stworzony model matematyczny został zaimplementowany w środowisku MATLAB/Simulink, a następnie zwalidowany na podstawie dostępnych wyników badań w locie. Opracowane narzędzie obliczeniowe może zostać wykorzystane w praktycznych zastosowaniach do zadań planowania i optymalizacji trajektorii pod kątem minimalizacji zużycia energii.

**RECENT SYSTEM IDENTIFICATION RESEARCH AT NASA
LANGLEY RESEARCH CENTER**

JARED A. GRAUER

NASA Langley Research Center

This talk summarizes some of the recent advances in system identification at NASA Langley Research Center. Efforts discussed were applied to aeroelastic models, aircraft with redundant inputs and feedback control active, and aircraft flying in turbulence. Topics mentioned include experiment design with orthogonal multisine inputs, frequency response estimation, maximum likelihood parameter estimation using time series, Fourier transform data, or frequency responses, and parameter estimation considering process noise.

PROJEKT KONCEPCYJNY URZĄDZENIA DO RATOWNICTWA POWIETRZNEGO Z OBIEKTÓW TRUDNODOSTĘPNYCH

ANDRZEJ GRONCZEWSKI, KATARZYNA STRZELECKA

Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotnicze, Politechnika Wrocławska

e-mail: andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl; katarzyna.strzelecka@pwr.edu.pl

Naruszenia w zakresie bezpieczeństwa prowadzą do wypadków, które powodują straty materialne, ale przede wszystkim obrażenia lub śmierć ludzi. W przypadku katastrof związanych z pożarami lub katastrof budowlanych, nierzadko tragiczne skutki tych zdarzeń dotyczą znacznej liczby ludności. Współczesne obiekty infrastruktury budowlanej wyposażono w liczne rozwiązania z zakresu bezpieczeństwa czynnego, a także bezpieczeństwa biernego. Mimo tego nie ma możliwości całkowitego wyeliminowania zagrożeń dla ludzkiego zdrowia i życia. Zagrożenia te można zminimalizować lub nierzadko całkowicie im zapobiec dzięki szybkiej i skutecznej ewakuacji ludzi z miejsc zagrożonych. Szczególne trudności w ewakuacji przy poważnych zagrożeniach bezpieczeństwa występują w trudnodostępnych obiektach infrastruktury budowlanej.

Niebagatelne znaczenie dla skuteczności akcji ratowniczych mają następujące uwarunkowania:

- utrudniony dostęp do miejsc akcji ratowniczej ze względu na wysokość obiektu,
- istnienie zabudowy ograniczającej dostęp do obiektu z którego ewakuowani są ludzie,
- duża liczba osób znajdujących się w strefie bezpośredniego zagrożenia,
- położenie miejsca ewakuacji w terenie trudnodostępnym.

Doświadczenie wskazuje, że w przypadku wielu tragicznych zdarzeń możliwe byłoby ograniczenie strat w ludziach (lub ich uniknięcie), gdyby służby ratownicze dysponowały wyposażeniem pozwalającym na szybkie dotarcie do poszkodowanych oraz bezpieczną ich ewakuację z miejsca wypadku. Czas dotarcia do ludzi wymagających pomocy jest istotnym czynnikiem wpływającym na stopień uszczerbku na zdrowiu lub nawet decydującym o przeżyciu. Szczególne trudności występują przy konieczności ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych, do których należy zaliczyć m.in. bardzo wysokie budynki lub miejsca położone w terenie, którego ukształtowanie uniemożliwia użycie tradycyjnych środków ewakuacji (np. tereny górskie).

Projektanci i konstruktorzy infrastruktury budowlanej, w zakresie zapewnienia bezpieczeństwa biernego, opracowują rozwiązania pozwalające na ewakuację ludzi w przypadkach katastroficznych. Zazwyczaj są to drogi ewakuacyjne (wewnątrz lub na zewnątrz obiektu), umożliwiające samodzielne opuszczenie zagrożonej strefy, czasami są to specjalne, dodatkowe urządzenia do ewakuacji. W przypadku rozległego, szybko rozwijającego się pożaru występuje poważne ryzyko zablokowania wszystkich dróg ewakuacyjnych. Wówczas bezpieczne opuszczenie budynku mogą zapewnić jedynie służby ratownicze. W celu ewakuacji ludzi z dużej wysokości służby ratownicze muszą dysponować odpowiednim sprzętem ratunkowym. Możliwe jest zastosowanie drabin lub skokochronów, o ile wysokość, na której znajdują się poszkodowani, nie przekracza około 70 m. W innym przypadku zachodzi potrzeba wykorzystania śmigłowców. Wiele budynków wysokościowych ma zabudowane anteny oraz inne urządzenia, co uniemożliwia lądowanie śmigłowca na dachu. Ratownik opuszczany na linie podczas

jednorazowej akcji może podjąć zaledwie jedną osobę. Problemem jest także skomplikowany pilotaż śmigłowca spowodowany koniecznością wykonania precyzyjnego zawisu w pobliżu budynku, nierzadko w warunkach zadymienia oraz burzliwej atmosfery, będącej skutkiem wpływu infrastruktury budowlanej na prądy powietrzne. Wymienione uwarunkowania istotnie ograniczają skuteczność ewakuacji i znacząco wydłużają jej czas.

Do ratowania ludzi z obiektów trudnodostępnych proponuje się wykorzystanie statku powietrznego (wiroplata) pionowego startu i lądowania. Idea ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych, w szczególności wysokich budynków, oparta będzie na zastosowaniu latającego, bezzałogowego wiropłata sterowanego zdalnie przez operatora–ratownika. Przewiduje się, że urządzenie to będzie zdolne do ewakuacji dwojga ludzi jednocześnie. Statek latający wyposażony będzie w detektory pozwalające na lokalizację ludzi w warunkach zerowej widoczności.

W referacie opisano zagrożenia związane z ryzykiem wystąpienia zdarzeń katastroficznych, przeanalizowano ich skutki oraz wyszczególniono rozwiązania stosowane w zakresie bezpieczeństwa biernego. Przedstawiono współcześnie stosowane metody ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych. Zaprezentowano ideę konstrukcyjną wiropłata ratowniczego (WR) oraz założenia i wymagania konstrukcyjne projektowanego statku powietrznego. Przedstawiono koncepcję konstrukcyjną wiropłata oraz jego wyposażenie, a także technikę zastosowania operacyjnego.

ASPEKTY PRAWNE LOTÓW BSP W PRZESTRZENI POWIETRZNEJ

AGNIESZKA GUGAŁA-SZCZERBICKA, MICHAŁ JÓŻKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: agnieszka.gugala-szczerbicka@itwl.pl, michal.jozko@itwl.pl

Bezzałogowe statki powietrzne (BSP) to obecnie bardzo dynamicznie rozwijający się rodzaj lotnictwa. Wraz z rozwojem BSP pojawił się problem związany z dostosowaniem prawa lotniczego do tego rodzaju statków powietrznych, a także z wykonywaniem lotów w aspekcie bezpieczeństwa publicznego i certyfikacji.

Od niedawna funkcjonują nowe kategorie lotów i nowe procedury związane z ubieganiem się o zezwolenia na wykonywanie lotów, a liczba podmiotów prowadzących działalność z wykorzystaniem BSP sukcesywnie wzrasta z każdym rokiem.

Problematyka nowych regulacji prawnych BSP na gruncie unijnym nie została do tej pory przedstawiona w sposób kompleksowy i wyczerpujący, głównie ze względu na fakt, iż omawiane regulacje nie mają długiego rodowodu i nie wszystkie zapisy nowych rozporządzeń UE weszły już w życie. Istnieje zatem potrzeba opracowania zagadnień prawnych związanych z BSP w formie przystępnej publikacji skierowanej przede wszystkim do pilotów i operatorów tego nowego rodzaju lotnictwa.

W artykule zaprezentowano zagadnienia związane między innymi z aspektami prawnymi, certyfikacją BSP na gruncie krajowym i międzynarodowym oraz podstawami prawnymi lotów BSP. Szczególny nacisk położono na optymalną harmonizację przepisów krajowych i UE w ramach realizacji misji BSP w kategorii szczególnej i certyfikowanej.

W ocenie autorów rozbudowana struktura i kazuistyczny charakter norm konstruowany z przepisów europejskich i krajowych stanowi pewne utrudnienie dla ich odbiorców. Jest to jednak niezbędny zabieg dla pełnego i bezspornego uregulowania wspomnianej problematyki, która niewątpliwie cechuje się dużym zasobem zagadnień technicznych. Ponadto implementacja regulacji EASA (Agencja Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego) dotyczących zasad wykonywania lotów BSP w naszym kraju wpisuje się w ogólnoeuropejski nurt rozwoju dziedziny BSP na poziomie regulacji prawnych.

CONCEPT OF BEARINGLESS ELECTRIC MACHINES FOR JET ENGINES

MACIEJ HENZEL, KRZYSZTOF FALKOWSKI, MARIUSZ WAŻNY

Institute of Aviation Technology, Faculty of Mechatronics, Armament and Aerospace

e-mail: maciej.henzel@wat.edu.pl, krzysztof.falkowski@wat.edu.pl,

mariusz.wazny@wat.edu.pl

Nowadays, new aviation technologies are developed to improve aircraft and onboard systems' effectiveness, reliability, and operating sensibility. It concerns the construction of aircraft, avionic systems, and engines. New constructions eliminate disadvantages of conventional systems, e.g. overall efficiency, friction forces, and heat emission, and improve static and dynamic parameters, servicing properties and reliability.

The new technologies of jet engines are developed to elaborate cutting-edge electrical engines to replace classical constructions. The new concepts consider the possibility of using electrical machines as starters and generators and suspension systems for the turbine shafts of aircraft engines. This evolution is connected with the "All Electric Aircraft" concept. The major aim of this evolution is to reduce onboard systems to electrical systems, replace traditional mechanical, hydraulic, and pneumatic systems and improve aircraft maintenance and operational flexibility. These new units and devices could be used in rugged conditions, e.g. low and high temperature, vacuum, and high air humidity.

The paper will present new technology regarding magnetic levitation, such as active magnetic bearings (AMB) and bearingless devices. These bearings use attraction and repulsion forces to provide stable rotor levitation at an operating point. The active magnetic bearing concept eliminates friction forces between cooperating kinematic pairs (stator and rotor) and small losses. The AMB technology uses the phenomenon of magnetic levitation, which depends on equilibrium forces between electromagnetic force and gravity force (Fig.1a).

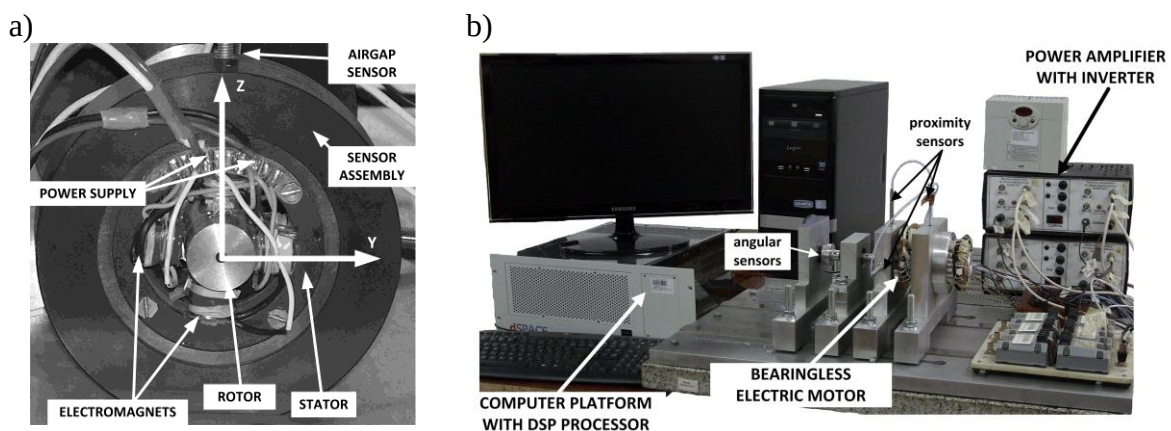


Fig. 1. The magnetic levitation devices:

- a) the homopolar active magnetic bearing with permanent magnets.
- b) Laboratory stand with the bearingless electric motor.

The second magnetic levitation technology is called the bearingless electric motor, consisting of a motor and suspension module. Functionally, the bearingless electric motor consists of an active magnetic bearing and an electric motor. The first motor's part is intended for motor work, i.e. changing electric power to mechanical power. The second module uses the levitation phenomenon to suspend the rotor in the air gap. In these solutions, the ball bearing was replaced by an active magnetic bearing, which uses magnetic attraction forces to keep a rotor in the work point. Magnetic bearings are used to generate electromagnetic forces in the operation point. These forces have controlled the rotors' position in the air gap. In stator are implemented two winding groups, that are worked as bearing and motor. The motor has a rotor with four groups of small permanent magnets mounted on its surface.

The paper will present the construction of the new devices, mathematical and numerical analysis using the Comsol Multiphysics software. The conclusion summarises the theoretical and simulation features of the heteropolar radial active magnetic bearing and bearingless devices in new electric aircraft engines.

References

1. A. Chiba, T. Fukao, O. Ichikawa, M. Oshima, M. Takemoto, D. Dorrell, "Magnetic Bearings and Bearingless Drives", Elsevier's Science Technology Rights Department in Oxford, UK, 2005.
2. Z. Gosiewski, K. Falkowski "Multifunctional Magnetic Bearings", Monograph 19 of the Scientific Library of the Aviation Institute, Warsaw, 2003 (in Polish).
3. M. Henzel, "Mathematical Analysis and Investigation Results of the Bearingless Electric Motor with Permanent Magnets" Solid State Phenomena, vol. Mechatronic Systems and Materials IV, ISBN-13: 978-3-03785-637-6, p.354, 2013.
4. Henzel M., Falkowski K., Żokowski M., The analysis of the control system for the bearingless induction electric motor, "Journal of Vibroengineering", ISSN 1392–8716, March 2012, Vol. 14, Iss. 1, ISSN 1392–8716.
5. I. Moir, A. Seabridge, "Aircraft systems - Mechanical, electrical and avionics subsystem integration", John Wiley & Sons, 2008 p. 227-238.

WYBRANE ASPEKTY BADANIA WYTRZYMAŁOŚCI KASETY OCHRONNEJ KATASTROFICZNEGO SYSTEMU REJESTRACJI PARAMETRÓW LOTU S2-3A

ZBIGNIEW JAKIELASZEK, ANDRZEJ J. PANAS, MIROSLAW NOWAKOWSKI, BARTOSZ FIKUS

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: zbigniew.jakielaszek@itwl.pl, andrzej.panas@itwl.pl,

mirosław.nowakowski@itwl.pl, bartosz.fikus@wat.edu.pl

Katastroficzny pokładowy system rejestracji S2-3a jest produktem myśli technicznej Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych (ITWL) w dziedzinie rejestracji parametrów lotu. Rejestratory tego typu zabudowane są na pokładzie eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP samolotów: MiG-29, Su-22, PZL-130 TC-II ORLIK, M-28 BRYZA oraz śmigłowców: Mi-8, Mi-14, Mi-17, Mi-24, W-3 SOKÓŁ i SW-4.

Celem nadrzędnym przyświecającym projektowaniu i produkcji tego typu wyposażenia jest przechowanie danych zapisanych podczas lotu w sposób umożliwiający ich odtworzenie w celu wykonania analizy przebiegu lotu, pracy systemów statku powietrznego (SP) i zachowania załogi po zaistnieniu katastrofy. Narażeniami charakterystycznymi dla katastrofy lotniczej są: zderzenie z powierzchnią ziemi lub wody, pożar, zanurzenie szczątków samolotu w wodzie lub płynach eksploatacyjnych. Rejestratory katastroficzne muszą więc nie tylko spełniać wymagania związane z pracą na pokładzie statku powietrznego, ale przede wszystkim restrykcyjne wymagania dotyczące narażeń, jakie mogą występować podczas katastrofy lotniczej, zawarte w normie europejskiej EuroCAE ED-112 oraz normie polskiej NO-16-A200. Jednym z ważniejszych wymogów związanym z warunkami towarzyszącymi katastrofie lotniczej jest wytrzymałość rejestratora katastroficznego lub kasety ochronnej systemu rejestracji na przeciążenie o wartości 3400 g trwające przez ok. 6,5 ms.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (ITWL) w celu udowodnienia spełnienia przez kasetę ochronną S2-3a-K wymagań dokumentów normatywnych stanął przed koniecznością opracowania niezbędnej metody badania oraz wykonania koniecznych testów. Było to konieczne, ponieważ proponowana w normie EuroCAE ED-112 metoda badania wytrzymałości na przeciążenie o wartości 3400 g jest skomplikowana, opisana skrótowo oraz niemożliwa do realizacji w warunkach krajowych. Badaniom poddano kolejno pakiet elektroniki kasety ochronnej S2-3a-K systemu rejestracji parametrów lotu S2-3a oraz całą kasetę ochronną.

Dla uzyskania parametrów charakteryzujących zderzenie obiektu badań z przeszkodą wymaganych przez normę EuroCAE ED-112 opracowano metodykę badań i wykonano pięcioetapowe testy. W tym celu zaprojektowano i wykonano obiekty badań w postaci różnych wersji sond pomiarowych dostosowanych do zabudowy pakietu elektroniki kasety ochronnej oraz docelowo całej kasety ochronnej systemu rejestracji S2-3a. Do nadania obiektowi badań niezbędnej prędkości wykorzystano działło pneumatyczne DPZ-250 będące w posiadaniu Instytutu Lotnictwa. Do zatrzymania obiektu badań wykorzystano różne wersje stanowiska hamującego projektu ITWL, z medium hamującym o zróżnicowanej gęstości na drodze przemieszczania się sondy pomiarowej.

Sonda pomiarowa oraz stanowisko i złoże hamujące ewoluowały w trakcie trwania eksperymentu w miarę osiągania przeciążeń zgodnie z wytycznymi norm, czyli do wartości 3400 g oddziałujących na obiekt badań przez ok. 6,5 ms.

Przebieg każdego testu zderzeniowego, czyli przelot i proces wbijania się sondy pomiarowej w złoże hamujące, rejestrowany był przez jedną lub dwie kamery do rejestracji zjawisk szybkozmiennych. Na podstawie zapisu procesu penetracji stanowiska hamującego przez sondę określano zmiany prędkości obiektu badań i obliczano przeciążenie towarzyszące zderzeniu. Przy realizacji najważniejszych testów wewnątrz sondy pomiarowej montowano system rejestracji przeciążeń i pakiet elektroniki kasety ochronnej lub całą kasety ochronną.

Wykonane badania potwierdziły osiągnięcie parametrów hamowania spełniających wymogi normatywne. Sprawdzenia poddanej testom kasety ochronnej S2-3a-K katastroficznego systemu rejestracji dowiodły jego wytrzymałości na przeciążenie o wartości 3400 g. Zastosowane sposoby rejestracji przeciążenia pozwoliły potwierdzić osiągnięcie wymaganych wartości i charakteru zmian narażenia, któremu poddawana była sonda badawcza podczas testów zderzeniowych.

**ANALIZA CFD WIRNIKA NOŚNEGO ŚMIGŁOWCA DLA
RÓŻNYCH WARUNKÓW LOTU Z WYKORZYSTANIEM
PARAMETRYCZNEGO MODELU ŁOPATY Z PRZEZNACZENIEM
DO ZASTOSOWANIA W WIELOKRYTERIALNEJ
OPTYMALIZACJI**

JAKUB KOCJAN

*Szkoła Doktorska, Wojskowa Akademia Techniczna,
e-mail: jakub.kocjan@wat.edu.pl*

STANISŁAW KACHEL, ROBERT ROGÓLSKI

*Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna,
e-mail: stanislaw.kachel@wat.edu.pl, robert.rogolski@wat.edu.pl*

Praca jest częścią programu badawczego, którego celem jest poszukiwanie nowych rozwiązań w zakresie projektowania wirnika nośnego śmigłowca z wykorzystaniem optymalizacji wielokryterialnej. Jest to drugi etap realizowanych badań. W ramach pierwszego etapu zrealizowano modelowanie parametryczne pojedynczej łopaty wirnika nośnego dla analiz CFD oraz dokonano walidację modelu w celu jego wykorzystania w kolejnych etapach obliczeń.

Praca przedstawia metody zaawansowanego modelowania wirnika nośnego i wyniki z przeprowadzonych analiz. Przedstawiono analityczne obliczenia dla ruchu łopaty w zależności od jej azymutu w celu walidacji otrzymanych wyników. Zaprezentowano modelowanie parametryczne dla różnych kształtów łopaty i profili aerodynamicznych. Opisano parametryczne przygotowanie domeny obliczeniowej dla analiz CFD. Z wykorzystaniem metod parametryzacji przygotowano domenę płynową dla n -łopatowego wirnika nośnego.

W pracy zaprezentowano wyniki analiz CFD dla dwóch wariantów analiz. W pierwszym wariacie przedstawiono analizę statyczną łopaty wirnika nośnego z zamodelowanym przepływem dla różnych wariantów lotu. W drugim wariacie zaprezentowano zmienną symulację n -łopatowego wirnika dla różnych wariantów lotu. Otrzymane wyniki porównano z wynikami analitycznymi.

W wyniku badań przygotowano nowe rozwiązania, które zostaną wykorzystane w dalszych badaniach w procesie optymalizacji wielokryterialnej wirnika nośnego śmigłowca. Praca przedstawia zastosowanie kombinacji modelowania parametrycznego z analizami aerodynamicznymi, przeprowadzonymi dla różnych wariantów lotu, jako nowych możliwości w procesie optymalnego projektowania wirnika nośnego.

SYMULACJA NIESYMETRYCZNEGO ZRZUTU ŁADUNKU Z SAMOLOTU

GRZEGORZ KOWALECZKO, MIROSŁAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

Jeżeli samolot wojskowy wyposażony jest w większą liczbę bomb, to o sekwencji ich zrzutu (kolejności i liczbie) decyduje pilot na podstawie oceny aktualnej sytuacji. Może to prowadzić do utraty symetrii masowej i aerodynamicznej samolotu. Zaburzenie symetrii masowej względem płaszczyzny symetrii samolotu może być istotne, jeżeli masa zrzuconej bomby jest znaczna i bomba była podwieszona w dużej odległości od środka masy samolotu. W równaniach ruchu samolotu pojawiają się dodatkowe składniki, które zwykle są przyjmowane za równe zero. Utrata symetrii masowej ma też wpływ na sterowanie samolotem w celu realizacji przez pilota ustalonych stanów lotu, np. podejścia do lądowania.

W pracy omówiony zostanie model przestrzennego ruchu samolotu, ze szczególnym uwzględnieniem zmian wynikających z utraty symetrii masowej. Pokazane zostaną wyniki symulacji dynamicznej reakcji samolotu na niesymetryczny zrzut oraz oceny sterowania koniecznego do realizacji lotu ustalonego.

WPLYW PARAMETRÓW UKŁADU WLOTOWEGO NA STABILNOŚĆ PRACY LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO

ADAM KOZAKIEWICZ, MACIEJ ADAMCZYK, MACIEJ MAJCHER

Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: adam.kozakiewicz@wat.edu.pl; maciej.adamczyk01@wat.edu.pl;

maciej.majcher@wat.edu.pl

Artykuł przedstawia wyniki analizy wpływu parametrów pracy układu wlotowego samolotu bojowego w warunkach lotu pod kątem wystąpienia niestatecznej pracy sprężarki. Analizę przeprowadzono na przykładzie układu wlotowego pracującego w warunkach prostopadłej fali uderzeniowej typowego dla wysokomanewrowych samolotów bojowych. W artykule opisano teoretyczne podstawy występowania niestatecznej pracy i pompażu oraz wyznaczania charakterystyki sprężarek osiowych. Do wykonania analizy wykorzystano metody i narzędzia z zakresu numerycznej mechaniki płynów. Opracowane wyniki pozwoliły na określenie charakteru obserwowanego przepływu i oszacowanie jego wpływu na stabilność pracy sprężarki.

Obliczenia wykonano w warunkach lotu na pułapie 8000 m, z liczbą Macha 0,80. Praca układu wlotowego ma kluczowy wpływ na stabilność pracy sprężarki. Wlot jest integralną częścią zespołu napędowego i jego zadaniem jest zapewnienie odpowiednich parametrów strumienia powietrza i równomierności ich pola. Zaburzenia wytwarzane przez układ wlotowy mogą prowadzić do niestatecznej pracy sprężarki. W wyniku obliczeń, przy wykorzystaniu oprogramowania ANSYS FLUENT, uzyskano rozkład ciśnienia całkowitego wzdłuż kanału wlotowego, a także przedstawiono wyniki uzyskane dla jego przekroju poprzecznego AIP współpracującego z wentylatorem silnika. Pole ciśnienia całkowitego w warunkach lotu ustalonego cechuje się znaczną nierównomiernością związaną z oderwaniem strumienia z krawędzi wlotu oraz oddziaływaniem warstwy przyściennej w wyniku tarcia o ścianki kanału. Obliczenia wykazały znaczący wpływ zmiany kąta natarcia w zakresie ± 5 stopni na wzrost nierównomierności pola ciśnienia, a także zmianę wartości średniego ciśnienia dla przekroju wyjściowego. Również wykazano, poprzez uzyskane wyniki, że istotną przyczyną nierównomierności pola ciśnienia w przekroju wyjściowym w głównej mierze jest oderwanie strumienia w obszarze wygenerowanej fali uderzeniowej na krawędzi wlotu. Tego typu zmiany powodują przesunięcie punktu pracy sprężarki na charakterystyce w kierunku pracy niestatecznej, co zostało przedstawione w części wstępnej artykułu i znalazło potwierdzenie w uzyskanych wynikach.

ATOMOWY NAPĘD STATKÓW POWIETRZNYCH

ADAM KOZAKIEWICZ

Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: adam.kozakiewicz@wat.edu.pl,

KRZYSZTOF SIBILSKI

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska,
e-mail: krzysztof.sibilski@pw.edu.pl

W referacie przedstawimy możliwość wykorzystania reaktora jądrowego do napędu samolotów. Przedstawimy rozwiązania jądrowego silnika odrzutowego: z obiegiem bezpośrednim (gdzie powietrze przepływa przez rdzeń reaktora) oraz obieg pośredni (w którym powietrze przechodzi przez wymiennik ciepła). Ze względu na poważne problemy ochrony przed promieniowaniem radiacyjnym, jedynym realnym rozwiązaniem wydaje się być rozwiązanie pośrednie cyklu, w którym transfer energii powinien odbywać się za pomocą wymiennika ciepła pracującego przy bardzo wysokiej prędkości czynnika chłodzącego (powietrza). W silniku jądrowym wymiennik ciepła zastępuje klasyczną komorę spalania. Projekty reaktorów jądrowych najbliższe takiej koncepcji obejmowały chłodzone gazem reaktory testowe opracowane w Los Alamos National Laboratory w ramach programu Rover. Program Rover rozpoczął się w 1955 roku i był poświęcony opracowaniu „latających” reaktorów do napędu odrzutowego. Zadaniem projektu było przeprowadzenie badań pozwalających na określenie parametrów bardzo małych rdzeni jądrowych o wysokiej gęstości mocy. Badanie te przeszły pomyślnie testy pod koniec lat pięćdziesiątych. Przerwano je jednak ze względu na problemy z osłoną radiacyjną załóg samolotów.

Kilka lat temu Rosja przedstawiła pocisk manewrujący „Burevestnik” napędzany silnikiem jądrowym. Ponowne pojawienie się statku powietrznego z napędem jądrowym skłoniło nas do zainteresowania problemami silników jądrowych.

Główną ideą wykorzystania energii jądrowej jest przechwytywanie ciepła wytworzonego w wyniku reakcji jądrowej i dalsze przetwarzanie ciepła na inne użyteczne formy energii. Należy podkreślić, że reakcje jądrowe mogą generować znacznie więcej energii niż paliwa konwencjonalne. Na przykład jeden kilogram paliwa jądrowego użytego w reaktorze może generować ponad miliard razy więcej energii niż spalanie jednego kilograma benzyny. Reakcja jądrowa może być podtrzymywana za pomocą moderatorów i prętów sterujących, aby urządzenie nie osiągnęło stanu nadkrytycznego.

Po wytworzeniu energii ciepło może zostać wykorzystane do wygenerowania elektryczności, podwyższenia temperatury systemu lub wdrożone w inny użyteczny sposób. Korzystanie z energii jądrowej wymaga wielu środków ostrożności i ciągłej obserwacji. Niektóre paliwa wymagają skomplikowanych procesów, aby uzyskać formę nadającą się do wykorzystania w reaktorze. Jądrowe radioizotopowe generatory termoelektryczne (RTG) służą do wytwarzania energii elektrycznej z reakcji jądrowych. W większości zastosowań RTG służą do generowania energii elektrycznej z ciepła, wykorzystując efekt Seebecka. Ten typ RTG jest zwykle używany w statkach kosmicznych

(głównie w kosmosie), które muszą przenosić własne źródło zasilania. RTG są stosowane w kosmicznych systemach zasilania od roku 1961.

Najważniejszym wnioskiem jest to, że jądrowy silnik odrzutowy może reprezentować rozwiązanie dla samolotów przeznaczonych do lotów długodystansowych, w szczególności dlatego, że zużycie paliwa jest bardzo małe. Ważnym problemem, który musi być bardzo dobrze zbadany, jest możliwość uwolnienia substancji radioaktywnych do atmosfery, zwłaszcza w razie wypadku. Jednak narastający problem z ograniczaniem emisji CO₂, czyni jądrowy napęd samolotów interesującą alternatywą klasycznych rozwiązań.

Zespół naukowców pracujących w firmie Boeing złożył wniosek patentowy na laserowy układ napędowy samolotu. Chociaż wydaje się to ambitne, biorąc pod uwagę naszą obecną, dość ograniczoną wiedzę na temat rozszczepienia jądrowego i syntezy jądrowej, firma wierzy, że ten samonapędzający się silnik może pewnego dnia być używany do napędzania samolotów, statków kosmicznych a nawet pocisków.

Obecnie samoloty komercyjne, takie jak Boeing 787 Dreamliner, są napędzane silnikami turbowentylatorowymi, zawierającymi turbiny i wentylatory, przez które napływające powietrze jest sprężane, a następnie zapalane wraz z paliwem, aby wytworzyć niezbędny ciąg. Nowy, laserowy silnik ma zupełnie inne podejście do wytwarzania ciągu. Tutaj silnik posiada swoistą komorę termojądrową, w której duża liczba potężnych laserów jest wystrzeliwana w materiał radioaktywny.

Cel radioaktywny ma postać komory zawierającej kombinację stabilnego deuteru i radioaktywnego trytu (oba izotopy wodoru). Wypalanie wiązek laserowych powoduje fuzję jądrową, w której atomy wodoru łączą się, tworząc gazowy wodór lub hel. Ciąg jest wytwarzany, gdy te gorące gazy wydostają się z tyłu silnika pod ekstremalnie wysokim ciśnieniem.

Kluczową cechą nowego silnika jest specjalnie zaprojektowany ster strumieniowy, który jest wyłożony od wewnątrz substancją rozszczepialną (taką jak uran-238). Po uderzeniu przez neutrony wytworzone podczas wcześniejszej reakcji syntezy jądrowej powłoka ulega rozszczepieniu jądrowemu, wytwarzając w ten sposób ogromne ciepło. Powstałe ciepło jest gromadzone za pomocą chłodziwa, a następnie wykorzystywane do napędzania turbiny. Energia elektryczna wytwarzana przez turbinę jest później wykorzystywana do zasilania laserów silnika, bez potrzeby korzystania z zewnętrznej energii.

OCENA STANU KONSTRUKCJI KOMPOZYTOWYCH POPRZECZ UPROSZCZONE BADANIA REZONANSOWE

WIESŁAW KRZYMIEŃ

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: wieslaw.krzymien@ilot.lukasiewicz.gov.pl

Badania rezonansowe płatowców, a na ich podstawie obliczenia prędkości krytycznej flatteru, są wymagane przepisami budowy jako uznana metoda wyznaczenia bezpiecznej maksymalnej prędkości lotu bez wystąpienia zjawiska flatteru.

Badania rezonansowe, zwane także badaniami modalnym, dotyczą wszystkich powierzchni aerodynamicznych, czyli płatów, stateczników, sterów, trymerów itp., jak i całej konstrukcji w wybranych wariantach masowych i mają na celu wyznaczenie częstotliwości i postaci drgań własnych. Na ich podstawie przeprowadzane są obliczenia prędkości krytycznej flatteru, a następnie wyznacza się bezpieczną maksymalną prędkość lotu. Badania (i obliczenia) wykonuje się zwykle na prototypie lotnym (w wersji ostatecznej) i na tej podstawie dana konstrukcja zostaje dopuszczona do lotu i otrzymuje certyfikat.

Tego typu badania prowadzone są w obecnej Pracowni Badania Drgań SBŁ –Instytut Lotnictwa od wielu lat, jednak nigdy nie wykonywano ich po pewnym czasie po raz drugi: czy to ze względów na zmiany technologii wykonania, drobnych zmian konstrukcyjnych, czy napraw (remontów).

W ramach projektu subwencionowanego wykonano kilka uproszczonych badań rezonansowych wytypowanych szybowców konstrukcji kompozytowej, aby na podstawie posiadanych sprawozdań archiwalnych określić zmiany we właściwościach drganiowych tych konstrukcji.

W referacie przedstawiono założenia, metodykę uproszczonych badań rezonansowych oraz wybrane wyniki takich badań kilku polskich szybowców.



EKSPERYMENTALNE BADANIA TRAJEKTORII LOTU ODERWANEJ KOŃCÓWKI SKRZYDŁA SAMOLOTU TU-154 M W OBECNOŚCI ZIEMI

ANDRZEJ KRZYSIAK, ROBERT PLACEK

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: andrzej.krzyasiak@ilot.lukasiewicz.gov.pl, robert.placek@ilot.lukasiewicz.gov.pl

ALEKSANDER OLEJNIK, ŁUKASZ KISZKOWIAK

Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: andrzej.krzyasiak@ilot.lukasiewicz.gov.pl, robert.placek@ilot.lukasiewicz.gov.pl

Od momentu katastrofy rządowego samolotu Tu-154M w pobliżu lotniska Smoleńsk-Siewierny w roku 2010 powołane zostały dwie oficjalne komisje do spraw wyjaśnienia przyczyn tego wypadku. Komisje wskazały odmienne przyczyny katastrofy. Jedynym wspólnym punktem było stwierdzenie, że przyczyną wypadku było uszkodzenie lewego skrzydła samolotu. W raporcie pierwszej z komisji znalazło się stwierdzenie, że do wypadku doszło w efekcie zderzenia samolotu z drzewem, w wyniku którego odcięta została końcówka lewego skrzydła. Natomiast w raporcie drugiej stwierdzono, że przyczyną katastrofy była eksplozja materiałów wybuchowych umieszczonych w lewym skrzydle samolotu.

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła (1/3 skrzydła) z modelu samolotu Tu-154M wykonanego w skali 1:14. Model wytworzono w większości w technologii kompozytowej z metalowymi elementami mocowania i mniejszymi elementami drukowanymi w technologii 3D. Model samolotu Tu-154M został zaprojektowany i wykonany przez Wojskową Akademię Techniczną na podstawie dokładnej geometrii samolotu, uzyskanej przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości. Zrzucana końcówka lewego skrzydła zaprojektowana została według zasad modelowania „lekkiego”. Badania przeprowadzono w Tunelu Aerodynamicznym Małych Prędkości T-3 Instytutu Lotnictwa. W trakcie zrzutu końcówki lewego skrzydła model samolotu Tu-154 M odwzorowywał konfigurację do lądowania, tj. sloty i podwozie wysunięte, a kłapy wychylone na 36^0 .

Badania obejmowały obserwację trajektorii lotu końcówki lewego skrzydła samolotu w warunkach lotu na dużej wysokości oraz w warunkach lotu w pobliżu ziemi. Badania wykonano dla trzech różnych modelowanych położań samolotu względem powierzchni ziemi, tj. $H = 5.1$ m, $H = 7.5$ m oraz $H = 16.0$ m, gdy model samolotu ustawiony był na kącie natarcia $\alpha = 12.5^0$ względem przepływu niezakłóconego. Zgodnie z zasadami modelowania „lekkiego” dla modelowanej prędkości lotu samolotu $V = 75$ m/s prędkość przepływu powietrza w tunelu wynosiła $V = 20$ m/s.

Omawiane w niniejszej pracy badania wykonano na zamówienie Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego, działającej przy Ministerstwie Obrony Narodowej.

UWZGLĘDNIENIE DEFORMACJI AEROELASTYCZNEJ SKRZYDŁA W PROJEKTOWANIU AERODYNAMICZNYM SAMOLOTU

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (emeryt)

e-mail: kkubryn@itwl.pl

Deformacja geometrii skrzydła samolotu lub szybowca wywołana obciążeniem aerodynamicznym w locie może osiągać dość ekstremalne wartości, a w efekcie może mieć istotne znaczenie dla jego osiągnięć i własności lotnych. Dobrym przykładem takiego problemu jest deformacja w locie skrzydła szybowca Concordia, przedstawiona poniżej.



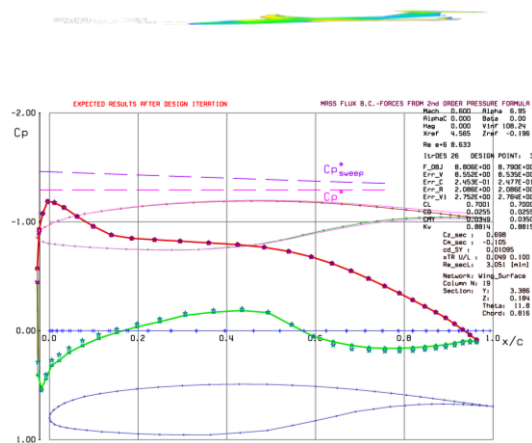
Istotna może się okazać zarówno deformacja skrętna, jak i deformacja giętna, chociaż w nieco innym aspekcie. Deformacja skrętna powoduje zmiany w lokalnych kątach natarcia przekrojów skrzydeł, a w efekcie zmienia rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości oraz rozkłady ciśnienia i rozwój warstwy przyściennej. Prowadzi to do zmiany obciążeń wzdłuż rozpiętości, zmienia w efekcie nośność oraz wartość oporu indukowanego. Powoduje też odejście warunków pracy profili aerodynamicznych w przekrojach skrzydła od warunków projektowych, tj. od zakładanych wartości kątów natarcia i współczynników siły nośnej. Może to powodować np. wyjście z obszaru siodła laminarnego i znaczący wzrost oporu. Deformacja giętna skrzydła powoduje z kolei głównie zmiany pochodnych aerodynamicznych związanych ze statecznością dynamiczną, mogące powodować np. niestateczność holendrowania lub wymagać powiększenia usterzenia pionowego. Problem jest szczególnie istotny w przypadku wysokowyczynowych szybowców i samolotów bezzałogowych przeznaczonych do długotrwałych lotów. Spowodowane to jest bardzo dużymi wydłużeniami skrzydeł oraz tendencją do redukcji grubości profili w celu minimalizacji oporu.

Jednym ze sposobów rozwiązania tego problemu jest kształtowanie ukierunkowanych własności sztywności skrzydła, skutkujące inną deformacją w porównaniu do rozwiązań klasycznych. Doskonałym przykładem takiego podejścia może być samolot X-29 oraz projekt badawczy HIMAT. Rozwiązanie takie ma jednak ograniczoną możliwość skutecznego stosowania w przypadku silnego wpływu wychyleń powierzchni sterujących

i klap manewrowych na obciążenia i deformacje skrzydła. Jest to typowy problem np. w konstrukcji wysokowyczynowych szybowców wykorzystujących klapy prędkościowe.

Rozwiązaniem przedstawionych problemów może być uwzględnienie deformacji skrzydła (zarówno w rozkładach obciążenia, jak i ciśnienia) już na etapie projektowania aerodynamicznego, a tym samym wyeliminowanie wpływu deformacji na gruncie aerodynamicznym. Należy się spodziewać, że w celu odtworzenia rozkładów ciśnienia z zoptymalizowanych profili dwuwymiarowych (i tym samym warstwy przyściennej i charakterystyk aerodynamicznych) na deformującym się skrzydle w różnych warunkach lotu, geometria zaprojektowanych przekrojów skrzydła będzie odbiegała od geometrii profili wyjściowych. Pełne odtworzenie rozkładów ciśnienia nie jest w takim przypadku możliwe. Jednak krytyczne są zawsze rozkłady ciśnienia na dolnej powierzchni przy dużych prędkościach oraz na górnej powierzchni przy małych prędkościach lotu – i tak zasadniczo należy sformułować problem do rozwiązania.

Pakiet programów KK-AERO dostosowany został do analizy oraz projektowania aerodynamicznego z uwzględnieniem występujących deformacji skrzydła. W efekcie możliwe jest uzyskanie zadowalających efektów projektowania (wymuszenie wymaganych rozkładów ciśnienia i rozwoju warstwy przyściennej w różnych warunkach lotu oraz minimalizacja oporu indukowanego i oporu wyważenia), ale też uwzględnienie na dość wczesnym etapie projektowania wpływu odkształcalności na stateczność dynamiczną oraz własności pilotażowe samolotu. Przedstawione poniższe rysunki ilustrują przykładowy efekt wielopunktowego projektowania (dla C_z 0.3–0.7). Różnica skręceń skrzydła dla małych i dużych prędkości przekracza 3° . Pokazano deformację skrzydła dla jednego z punktów konstrukcyjnych oraz uzyskany i wymagany rozkład ciśnienia w przekroju zdeformowanego skrzydła. Zaznaczono też geometrię oryginalnego przekroju skrzydła niezdeformowanego. Jak widać, różni się zarówno geometria profilu jak i skręcenia, jednak uzyskano odtworzenie pożądanego rozkładu ciśnienia i własności aerodynamicznych.



PROJEKTOWANIE AERODYNAMICZNE I OPTYMALIZACJA SAMOŁOTU W UKŁADZIE LATAJĄCEGO SKRZYDŁA

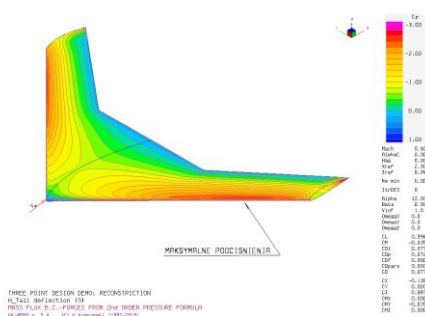
KRZYSZTOF KUBRYŃSKI, KONRAD WIECKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: kkubryn@itwl.pl

Popularnym układem aerodynamicznym, stosowanym zwłaszcza w bezzałogowych statkach powietrznych, jest układ latającego skrzydła – pozbawiony odrębnego usterzenia poziomego. W samolotach tej konfiguracji stosuje się zwykle stosunkowo znaczny skos. Podstawowym problemem w projektowaniu aerodynamicznym takiego układu jest zapewnienie odpowiedniej stateczności, skuteczności sterowania (zwłaszcza podłużnego i kierunkowego), uzyskanie możliwie dużej doskonałości aerodynamicznej warunkującej długotrwałość lotu, zapewnienie odpowiednio niskiej prędkości startu i lądowania (spowodowane specyfiką metod startu i lądowania takich obiektów) oraz zapewnienie odpowiednich własności i bezpieczeństwa w locie z dużymi kątami natarcia. Rozwiązanie tych problemów nie jest banalne, a klasyczne podejście do problematyki projektowania nie gwarantuje sukcesu.

Skrzydło skośne charakteryzuje się znacznym obciążeniem końcówki (większe przyrosty współczynnika siły nośnej, niekorzystny rozkład ciśnienia i rozwoju warstwy przyściennej) przy większych kątach natarcia. Wychylenia powierzchni sterowych w zewnętrznych partiach rozpiętości redukuje nieco problem, ale powoduje bardzo niekorzystny rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości, zwykle poważnie redukując maksymalne wartości współczynnika siły nośnej oraz znacząco zwiększając opór indukowany i redukując doskonałość aerodynamiczną. Prowadzi to również do oderwania najpierw w obszarze końcówki skrzydła, powodując niestateczności podłużnej przy małych prędkościach (zjawisko „pitch up”). Ilustruje to częściowo poniższy rysunek, pokazując typowy rozkład ciśnienia na skrzydle. Sprawa jest szczególnie istotna, jeżeli chcemy zapewnić dobre własności w szerszym zakresie warunków lotu: od niskich prędkości startu i lądowania, poprzez dużą doskonałość aerodynamiczną w warunkach przelotowych, do niskiego oporu w warunkach dużej prędkości, zwłaszcza dla zmiennego wyważenia w locie.



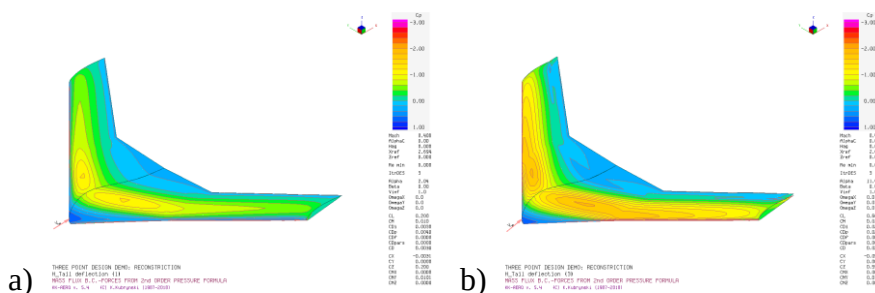
Typowy rozkład ciśnień na skrzydle skośnym – zaznaczone położenie C_{pmin}

Jednym ze sposobów rozwiązania tego problemu jest zastosowanie metod optymalizacyjnych w projektowaniu aerodynamicznym. W referacie przedstawione zostaną przykłady zastosowania pakietu programów KK-AERO realizujących metodę panelową z opcją wielopunktowego projektowania metodą odwrotną oraz optymalizacji. Dodatkowo można uwzględnić silne oddziaływanie warstwy przyściennej (rozwiązanie dwuwymiarowe) obejmujące zagadnienie przejścia laminarno-turbulentnego oraz oderwania.

Metoda ta znakomicie nadaje się do projektowania układów latającego skrzydła, jak też umożliwia wdrażanie niekonwencjonalnych rozwiązań. Przykładem może być zastosowanie segmentacji powierzchni sterowych na krawędzi spływu, wychylanych niezależnie. Rozwiązanie takie pozwala rozwiązać zarówno problem sterowania (zapewnienia równowagi podłużnej dla różnych położeń środka ciężkości w szerokim zakresie kątów natarcia), jak też pozwala jednocześnie zapewnić optymalny rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości, minimalizujący opór indukowany w szerokim zakresie wyważeń. Zabezpiecza to zarówno odpowiednie własności stateczności i sterowności, jak też maksymalizuje osiągi. Prosty przykład takiego rozwiązania przedstawia kolejny rysunek. Projektowanie objęło w tym przypadku zmianę skręceń skrzydła w trzech przekrojach oraz określenie niezależnych wychyleń trzech segmentów powierzchni sterowych. Projektowanie objęło zakres trzech wartości konstrukcyjnych współczynników siły nośnej: $C_z=0.2$, 0.4 i 0.6 . Wymagano zapewnienia równowagi podłużnej dla 5% zapasu stateczności statycznej. Jeżeli za miarę jakości aerodynamicznej układu przyjąć wartość współczynnika K_v w wyrażeniu na współczynnik oporu indukowanego:

$$C_{xi} = C_z^2 / \pi A * K_v$$

to teoretyczne minimum tego współczynnika dla płaskiego skrzydła wynosi 1. Początkowa wartość tego współczynnika przekraczała wartość 1.3. Dla zoptymalizowanej geometrii skrzydła w całym zakresie rozważanych współczynników siły nośnej ma wartość poniżej 1.01 przy jednoczesnym zapewnieniu równowagi podłużnej.



Rozkład ciśnień na zaprojektowanym skrzydle dla $C_z=0.2$ (a) oraz $C_z=0.6$ (b)

W referacie zaprezentowane zostaną bardziej praktyczne przykłady projektowania aerodynamicznego pełnych układów samolotu w układzie latającego skrzydła z niepłaskim układem powierzchni (wingletami). Jednocześnie do finalnej analizy i weryfikacji wykorzystywano program ANSYS CFX, uwzględniający takie efekty jak spływanie warstwy przyściennej i trójwymiarowe oderwanie.

ALGORYTM OPTIMALNEGO BODŹCOWANIA RUCHOWEGO Z REGULATOREM LINIOWO-KWADRATOWYM DO GENEROWANIA ZŁUDZENIA PRZECHYLENIA W SYMULATORZE LOTU Z PLATFORMĄ STEWARTA

RAFAŁ LEWKOWICZ

Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej, Warszawa

e-mail: rlewkowicz@wiml.waw.pl

Złudzenie przechylenia jest zjawiskiem, które spośród grupy złudzeń somatoobrotowych najczęściej występuje w czasie lotu, powodując zaburzenia orientacji przestrzennej pilota. Złudzenie to powstaje przy braku dostatecznych wskazówek wzrokowcy (np. podczas lotu w chmurach lub nocą) na skutek szybkiego wyprowadzenia statku powietrznego z przedłużonego, skoordynowanego zakrętu, podczas którego pilot nie odczuwa przechylenia. W rezultacie pilot po wyprowadzeniu z zakrętu, utrzymując lot poziomy, przez pewien czas ma wrażenie przechylenia w stronę przeciwną do wcześniej wykonywanego zakrętu. W celu zwiększenia wiedzy pilotów na temat tego typu złudzeń oraz sytuacji, w których mogą one wystąpić, stosuje się naziemną demonstrację tych zjawisk przy wykorzystaniu symulatorów lotniczych. Dotychczasowe badania wykazały jednak, że pomimo stosowania w symulatorach lotu różnych metod bodźcowania ruchowego, nie opracowano jeszcze skutecznej procedury naziemnej demonstracji złudzenia przechylenia. Dotyczy to przede wszystkim konwencjonalnej platformy ruchu typu heksapod (tzw. platformy Stewarta), która jest najbardziej rozpowszechnioną konstrukcją układu ruchu symulatorów.

W artykule przedstawiono nową metodę generowania złudzenia przechylenia w symulatorze lotu z platformą Stewarta. Metoda ta oparta została na teorii optymalnego sterowania i algorytmie genetycznym (ang. *Genetic Algorithm*, GA), zapewniając odtworzenie w symulatorze lotu bodźców ruchowych, które zapewnią, że percepcja pilota będzie ściśle podążać za jego percepcją w czasie lotu rzeczywistego.

Celem tej pracy było opracowanie optymalnego algorytmu bodźcowania ruchowego (ang. *Motion Cueing Algorithm*, MCA), który przy uwzględnieniu fizycznych ograniczeń przestrzeni roboczej układu ruchu symulatora (platformy Stewarta) będzie generował sygnały sterujące jej ruchem, zapewniając wysoką wierność symulacji złudzenia przechylenia.

Optymalny MCA oparto na regulatorze liniowo-kwadratowym (ang. *Linear-Quadratic Regulator*, LQR), w którym uwzględniono model matematyczny układu przedśionkowego człowieka oraz wybrane parametry kinematyki układu ruchu. Celem zaprojektowanego w ten sposób MCA było zminimalizowanie błędu percepcji pilota dwóch wielkości: położenia kąтового (przechylenia) oraz przyspieszenia liniowego (składowej pionowej) pomiędzy lotem rzeczywistym a lotem odtwarzanym w symulatorze, w granicach ruchu platformy. Dobór wzmocnień LQR, dla których funkcja kosztów osiąga najmniejsze wartości, przeprowadzono przy zastosowaniu GA. Danymi wejściowymi dla MCA były położenie kątowe oraz przyspieszenie liniowe samolotu, obliczone dla skoordynowanego zakrętu. Proponowana optymalizacja MCA oparta na GA została zaimplementowana w środowisku MATLAB/Simulink.

Wyniki symulacji numerycznych wykazały wzrost wierności odtwarzania złudzenia przechylenia przy wykorzystaniu zaproponowanego optymalnego MCA w porównaniu do standardowego algorytmu stosowanego do sterowania platformą Stewarta. Skuteczność proponowanej metody generowania złudzenia przechylenia widoczna jest w większej zgodności percepcyjnej oraz efektywniejszym wykorzystaniu przestrzeni roboczej platformy.

Oparta na LQR metoda generowania sygnałów sterujących platformą Stewarta, w której uwzględniono model narządu przedsionkowego człowieka, może zwiększyć wierność percepcyjną symulacji złudzenia przechylenia, przy jednoczesnym utrzymaniu platformy w zakresie jej fizycznych ograniczeń. Inną zaletą przedstawionego MCA jest to, że wagi funkcji kosztów LQR dobierane są przy wykorzystaniu GA. Sprawia to, że konfigurowanie parametrów pracy tego algorytmu sterowania może być wykonane również przez osobę nie będącą ekspertem w zakresie symulatorów lotniczych.

Niedoskonałością przedstawionej metody optymalnego sterowania ruchem platformy Stewarta jest, podobnie jak w przypadku klasycznych MCA, sterowanie w oparciu o stałe parametry algorytmu, ustalone dla konkretnego scenariusza (w tym przypadku profilu lotu ze złudzeniem przechylenia). W rezultacie algorytm taki nie będzie przydatny w sterowaniu platformą podczas odtwarzania profilu lotu o znacząco różnych parametrach.

KRYTERIA OCENY INTEGRACJI BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH W PRZESTRZENI KONTROLOWANEJ Z PUNKTU WIDZENIA OSIĄGÓW W LOCIE

DANIEL LICHON

*Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Inżynierii Lotniczej i Kosmicznej,
Politechnika Rzeszowska im. Ignacego Łukasiewicza
e-mail: d_lichon@@prz.edu.pl*

Proces integracji bezzałogowych statków powietrznych (BSP) w systemie zarządzania ruchem lotniczym (ang. *Air Traffic Management, ATM*) stanowi odpowiedź na prognozy rozwoju rynku cywilnych BSP w Europie w perspektywie 2035 r. i 2050 r. (wg opracowań programu SESAR). Badania nad integracją prowadzone są w obszarach wyzwań technologicznych, regulacji prawnych i akceptacji społecznej. Wymaganiem podstawowym integracji wg ICAO jest, aby BSP spełniały wymagania przestrzeni i procedury operacyjne w sposób równorzędny z lotnictwem załogowym. Proces integracji prowadzi do wdrożenia modelu jednolitej, niesegregowanej przestrzeni powietrznej dla wszystkich użytkowników.

Obszarem zainteresowania niniejszej pracy była integracja BSP w operacjach lotniczych w przestrzeni kontrolowanej w lotach według wskazań przyrządów (ang. *Instrument Flight Rules, IFR*). Celem pracy było określenie kryteriów oraz metryk oceny integracji z punktu widzenia osiągnięć BSP. Biorąc pod uwagę, iż BSP są obiektami lżejszymi niż samoloty załogowe, ich osiągi mogą być względnie niższe. Istotne było wypracowanie kryteriów wg których można ocenić osiągi BSP z wymaganiami przestrzeni dotyczącymi separacji statków powietrznych i przepływu ruchu lotniczego. Jako krytyczne elementy przestrzeni badano procedury odejścia oraz podejścia (ang. *Standard Instrument Departure/Arrival, SID/STAR*). Wypracowano kryteria oceny wg położenia względem proceduralnej trajektorii lotu, czasu lotu w procedurach *SID/STAR*, zgodności BSP z kategorią prędkościową „A” statków powietrznych (wg ICAO). Zaproponowane kryteria odpowiadają wybranym obszarom rozwoju i oceny rozwiązań ATM (ang. *Key Performance Area, KPA*) wg ICAO. Praca łączy zagadnienia charakterystyk osiągowych BSP i aspektów ATM. Stanowi część badań prowadzących do identyfikacji obwiedni osiągnięć BSP określającej możliwość integracji w jednolitej, kontrolowanej przestrzeni powietrznej.

ZASTOSOWANIE TRANSFORMATY FALKOWEJ DO ESTYMACJI WSPÓŁCZYNNIKÓW AERODYNAMICZNYCH

PIOTR LICHOTA

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: Piotr.Lichota@pw.edu.pl

W artykule przedstawiono wyniki identyfikacji parametrycznej statku powietrznego przeprowadzonej przy użyciu zasady największej wiarygodności oraz dyskretnej transformaty falkowej. Analizę przedstawiono dla pionowzlotu w zawisie wzbudzonego sygnałami typu dublet i jego ruchu kierunkowo-bocznego. Zarejestrowane parametry lotu poddano dekompozycji za pomocą falki Haara. Ich wpływ na wyniki identyfikacji został określony na podstawie jakości i ilości informacji o obiekcie dostępnej w zarejestrowanych danych pomiarowych. W tym celu wykorzystano funkcję koherencji w dziedzinie częstotliwości. Do przekształcenia przebiegów parametrów lotu z dziedziny czasu użyto nakładające się pół-sinusowe okna wygładzające i transformatę *chirp-Z*. Strukturę zidentyfikowanego modelu zbudowano, wykorzystując zlinearyzowane dynamiczne równania ruchu. Do oceny przeprowadzonej identyfikacji wykorzystano statystyczne miary jakości estymacji, analizę rezyduów i zdolności predykcyjne zidentyfikowanego modelu.

BADANIA NUMERYCZNE AERODYNAMIKI AUTORSKIEGO SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

ŁUKASZ MALICKI

Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Politechnika Wrocławska

e-mail: lukasz.malicki@pwr.edu.pl

Referat przedstawia badania numeryczne związane z projektem bezzałogowego statku powietrznego zamodelowanego na kształt samolotów myśliwskich 5-tej generacji, których kluczową cechą jest jak najmniejsza skuteczna powierzchnia odbicia oraz wysoka manewrowość. Przeprowadzone symulacje dotyczyły aerodynamiki samolotu w locie ustalonym z minimalną prędkością, tj. prędkością przeciągnięcia. Badania symulacyjne zostały przeprowadzone przy wykorzystaniu oprogramowania *open-source OpenFOAM*, a ich celem było opracowanie charakterystyk aerodynamicznych modelu 3D autorskiego bezzałogowego samolotu myśliwskiego. Przedstawiono szereg przeprowadzonych prac związanych z analizą modeli numerycznych, przygotowaniem geometrii do badań oraz procesem generowania siatki numerycznej. Szczególną uwagę zwrócono na wpływ gęstości siatki numerycznej oraz parametru bezwymiarowej odległości ściany y^+ na jakość wyników. Przeanalizowano otrzymane wyniki badań, a wybrane wielkości charakterystyczne porównano następnie do innych statków powietrznych tego samego typu. W celu dokładniejszej obserwacji zjawisk zachodzących wokół modelu, zaprezentowano wizualizacje przepływu, które miały za zadanie uzmysłowić działanie zastosowanych rozwiązań aerodynamicznych.

ANALIZA PORÓWNAWCZA PROFILU SKRZYDŁA WYPOSAŻONEGO W KŁAPĘ JEDNOSZCZELINOWĄ I KŁAPĘ ZMIENNOKSZTAŁTNĄ

MARTA MARCINIUK

Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Politechnika Wrocławska
e-mail: marta.marciniuk@pwr.edu.pl

Referat przedstawia dwuwymiarowe badania numeryczne profilu NACA2412 wyposażonego w klapę jednoszczelinową oraz klapę zmiennokształtną. Skrzydła zmiennokształtne były obecne w lotnictwie od zawsze, od projektów Leonarda Da Vinci przez samolot braci Wright po projekty NASA. Wyniki przeprowadzonych badań wskazują, że skrzydło wyposażone w zmiennokształtną krawędź spływu generuje mniejszy opór od skrzydła z klapą zwykłą. Brak w literaturze jednak badań nad porównaniem skrzydła z klapą zmiennokształtną do skrzydła z klapą jednoszczelinową na małych liczbach Reynoldsa. Wykonano cztery siatki numeryczne o wartości parametru y^+ poniżej 1. Przeprowadzono szereg badań symulacyjnych w oparciu o oprogramowanie *OpenFOAM* w celu ustalenia charakterystyk aerodynamicznych profilu skrzydła wyposażonego w przykładowe klapy jednoszczelinową oraz zmiennokształtną w dwóch przypadkach: klapy zamkniętej i klapy wychylonej o kąt 15 stopni. Dokonano analizy porównawczej uzyskanych charakterystyk aerodynamicznych. Opisano zmianę charakterystyk aerodynamicznych pomiędzy skrzydłem wyposażonym w klapę jednoszczelinową i klapę zmiennokształtną w przebadanym zakresie kątów natarcia.

ANALIZA NUMERYCZNA WIRNIKA SAVONIUSA

JAN MICHNA, KRZYSZTOF ROGOWSKI

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska

e-mail: jan.michna.dokt@pw.edu.pl; krzysztof.rogowski@pw.edu.pl

Turbina wynaleziona w pierwszej połowie XX wieku przez fińskiego wynalazcę S.J. Savoniusa wciąż cieszy się dużym zainteresowaniem. Jej głównymi zaletami są prostota konstrukcji, która sprawia, że ten pomysł cechują niskie koszty i wymagania techniczne procesu wytworzenia, oraz wysoka sprawność aerodynamiczna w zakresie niskich wyróżników szybkobieżności. Kluczem do zwiększenia opłacalności tego pomysłu jest zwiększenie sprawności konwersji energii wiatru przez wirnik poprzez optymalizację geometrii wirnika.

W ramach niniejszej pracy przeprowadzono analizę numeryczną dwuwymiarowego modelu wirnika turbiny wiatrowej typu Savoniusa. Pomiedzy łopatom wirnika znajduje się szczelina istotnie poprawiająca sprawność aerodynamiczną urządzenia. Celem tej pracy było sprawdzenie dokładności zastosowania obliczeniowej mechaniki płynów do symulacji obciążeń aerodynamicznych łopat wirnika Savoniusa oraz analiza zmian pola prędkości i ciśnienia w obszarze wirnika. Obliczenia numeryczne wykonano, stosując podejście URANS oraz model turbulencji k-w SST. Osiągi aerodynamiczne wirnika analizowano dla trzech wartości wyróżnika szybkobieżności. Sprawdzono również wpływ intensywności turbulencji na obciążenia aerodynamiczne łopat wirnika. Otrzymane wyniki porównano z wynikami doświadczalnymi dokonanyymi przez Blackwella i in. (1978).

Analizując rezultaty, należy stwierdzić, że opisana metoda jest skuteczna do określania sprawności wirników typu Savoniusa – zaobserwowano przeszacowanie średniej mocy o ok. 17%. Taka różnica jest akceptowalna, ponieważ w niniejszych badaniach uwzględniono jedynie model dwuwymiarowy wirnika. Niektórzy badacze udowodnili, że nawet zastosowanie bocznych płytek powoduje powstanie znaczących wirów krawędziowych oraz obniżenie mocy wirnika. Przeprowadzona analiza pozwoliła również na dokładną analizę chwilowego pola prędkości, ciśnień oraz wirowości w różnych położeniach wirnika. Opracowany model numeryczny daje wystarczająco wiarygodne rezultaty charakterystyk aerodynamicznych wirnika w optymalnym i bliskim optymalnemu zakresie wyróżników szybkobieżności. Daje to podstawę do przeprowadzenia dalszych badań w celu optymalizacji geometrii wirnika oraz sprawdzenia różnych rozwiązań, takich jak np. zastosowanie klapki Gurneya.

AN APPROACH TO OPTIMAL CONTROL USING PULSE JET THRUSTERS FOR A GASODYNAMICALLY CONTROLLED MISSILE

DARIUSZ MIEDZIŃSKI, ROBERT GŁĘBOCKI, MARIUSZ JACEWICZ

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: dariusz.miedzinski2.dokt@pw.edu.pl; robert.glebocki@pw.edu.pl;

mariusz.jacewicz@pw.edu.pl

In this article the approach to optimize the use of correction thrusters for a gasodynamically controlled missile will be presented. Optimization is an important aspect of the flight vehicles' design process. It allows to tailor the design of the object and to maximize its performance and efficiency during flight. There exist many well-known and established methods to optimize continuous functions, but the complexity of the problem intensifies when dealing with the discrete and highly nonlinear systems. The missile examined in this article is controlled by a discrete, impulse control signals of a form of pulse correction thrusters, that can be fired only once and give a high value of thrust for a very short time in the direction perpendicular to the missile's longitudinal axis. In order to minimize its impact point miss distance and energy consumption in the control system a two part optimization process was developed. It was divided into optimization of the continuous control signal and its discretization in order to obtain the discrete values of the times when the control thrusters should fire. In the article a full nonlinear simulation model of the missile created in MATLAB\Simulink environment will be presented. All the necessary simplifications of the model needed for continuous control signal optimization and discretization will be described in detail. An optimization method and the cost function used for calculations will be described. The results of an analysis of the sensitivity of the optimization output to the weights of different components of the cost function will be presented. The approach to the discretization of the continuous control signal along with the preliminary results of performed simulations will be presented.

TECHNIKI PROJEKTOWANIA I WYTWARZANIA KONSTRUKCJI W ZASTOSOWANIU DO BUDOWY DYNAMICZNIE SKALOWANYCH MODELI SAMOLOTÓW

ALEKSANDER OLEJNIK, STANISŁAW KACHEL, JAROSŁAW MILCZARCZYK,
ROBERT ROGÓLSKI

Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna

*e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl, stanislaw.kachel@wat.edu.pl,
jaroslaw.milczarczyk@wat.edu.pl, robert.rogolski@wat.edu.pl*

W pracy opisano metody projektowania oraz techniki wytwarzania, które znajdują zastosowanie w budowie skalowanych modeli samolotów przeznaczonych do prób w locie. Model zredukowany o zmniejszonych wymiarach geometrycznych powinien być skonstruowany w taki sposób, aby zachować podobieństwo jego specyficznych cech konstrukcyjnych do realnych właściwości pełnoskalowego statku powietrznego. Zachowując podobieństwo masy, sztywności i rozkładów obciążeń oddziałujących na płatowiec oraz zapewniając pożądane relacje wartości obciążenia ciągu oraz obciążenia powierzchni nośnej, można przygotować wielopłaszczyznowo skalowany model dynamicznie podobny wykazujący w locie cechy analogiczne do cech samolotu rzeczywistego.

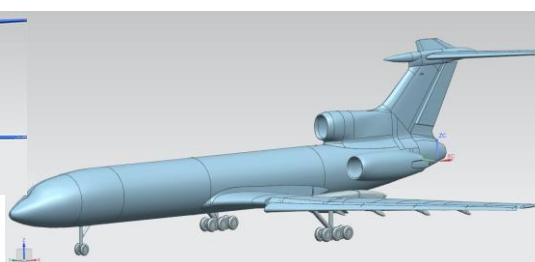
W celu rozwinięcia wirtualnego modelu bryłowego CAD odwzorowującego rzeczywistą geometrię samolotu z uwzględnieniem wszystkich jego elementów konstrukcyjnych należy wykonać wiele czynności pomiarowych i technologicznych. W łańcuch procesowy włączone są działania związane z pomiarami, projektowaniem, modelowaniem i wytwarzaniem. Opracowanie modelu geometrii obejmuje takie etapy jak: skanowanie zewnętrznej geometrii płatowca, opracowanie modelu geometrii powierzchniowej, wprowadzenie elementów geometrii wewnętrznej, integracja elementów strukturalnych z powierzchnią bryły aerodynamicznej. Na potrzeby budowy modelu skalowanego należy dokonać redukcji wymiarowej modelu CAD. Struktura nowego modelu o odpowiednio zmniejszonych wymiarach nie musi być taka sama jak w rzeczywistości. Materiały i elementy wewnętrzne zastosowane do wykonania modelu skalowanego mogą być technologicznie zupełnie odmienne, jednakże po ostatecznym montażu konstrukcji należy wykazać jej podobieństwo do obiektu rzeczywistego w zakresie zjawisk aerodynamicznych, wytrzymałościowych i aerosprężystych. Faza produkcyjna obejmuje przygotowanie form do laminowania elementów powierzchniowych, frezowanie elementów bryłowych, montaż gotowych elementów konstrukcyjnych i wreszcie powierzchniową obróbkę wykańczającą. Wybrany fragment konstrukcyjny modelu skalowanego poddano próbie obciążeniowej na specjalnym stanowisku badawczym w celu sprawdzenia jego odkształcalności. W analogiczny sposób przeprowadzona została numeryczna analiza statyczna MES pełnowymiarowego modelu struktury skrzydła. Następnie porównano rozkłady wyników przemieszczeń statycznych uzyskanych w obu przypadkach, wykazując podobieństwo sztywności giętej skrzydła modelowego i rzeczywistego. Innym proponowanym sposobem sprawdzenia właściwości strukturalnych modelu skalowanego jest analiza porównawcza drgań własnych. Postacie

modalne uzyskane po przetestowaniu pełnowymiarowego modelu MES i jego skalowanego odpowiednika powinny być identyczne. Z kolei częstotliwości własne będą takie same tylko w przypadku, gdy masy i sztywności komponentów konstrukcyjnych obiektu rzeczywistego i modelowego będą skalowane w tych samych proporcjach.

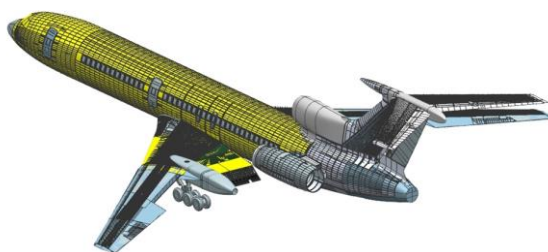
Metodyka konstruowania modeli dynamicznie skalowanych została zaprezentowana w odniesieniu do średniego samolotu pasażerskiego Tu-154M. W Wydziale Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej przeprowadzono kompleksowy cykl prac projektowo-konstrukcyjnych, których celem była budowa modeli skalowanych o różnych zastosowaniach, w tym modeli do tunelowych badań aerodynamicznych oraz modeli do badań w locie swobodnym. Budowa i testowanie dynamicznie skalowanego modelu to jedno z wielu zadań realizowanych w ramach złożonego projektu badawczego, którego celem było przeprowadzenie szerokiego zakresu badań numerycznych i eksperymentalnych przydatnych w analizowaniu okoliczności katastrofy smoleńskiej.



Chmura punktów(po zeskanowaniu)



Model powierzchniowy (CAD)



Model skalowany (1:10)

Rys.1. Kolejne stadia rozwijania konstrukcji dynamicznie skalowanego modelu samolotu Tu-154M

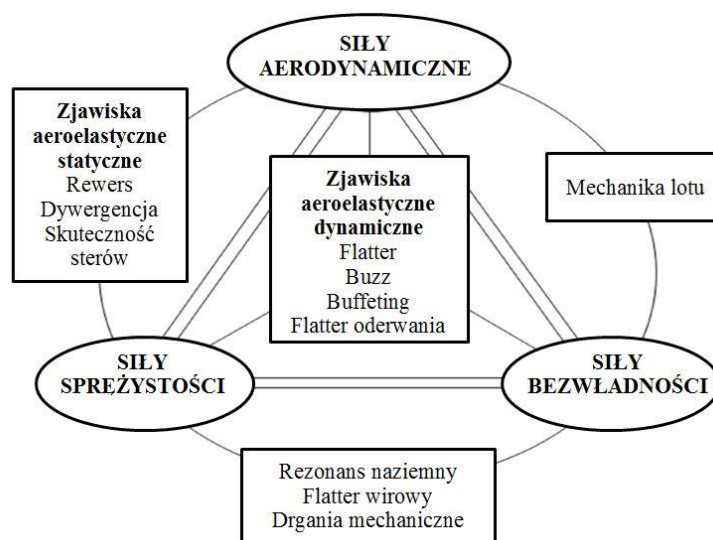
KONTAKTOWE I BEZKONTAKTOWE METODY POMIARU DRGAŃ W ZASTOSOWANIACH DO KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

ALEKSANDER OLEJNIK, STANISŁAW KACHEL, ROBERT ROGÓLSKI, MICHAŁ SZCZEŚNIAK

Instytut Techniki Lotniczej, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl, stanislaw.kachel@wat.edu.pl, robert.rogolski@wat.edu.pl, michal.szczesniak@wat.edu.pl

Możliwość identyfikacji drgań statku powietrznego lub jego komponentów jest kluczowa dla procesów prognozowania lub diagnozowania stanów dynamicznych konstrukcji. Prawidłowe wykonanie pomiarów wymaga zastosowania specjalistycznych systemów, odpowiedniej wiedzy, doświadczenia, a także umiejętności interpretacji uzyskanych wyników. W pracy przedstawiono dwie niezależne metody pomiaru drgań struktur nośnych, z których jedna jest metodą kontaktową bazującą na sygnałach przetwarzanych przez czujniki, natomiast druga polega na pomiarze bezkontaktowym. Zaprezentowano oba systemy pomiarowe oraz efekty ich użycia w kontekście pomiarów tego samego obiektu. Omówiono zalety i wady obu metod oraz zaobserwowane problemy i ograniczenia. Aparatura stosowana w obu przypadkach jest dedykowana zarówno dla badań naukowych, jak i zastosowań przemysłowych.



Rys. 1. Trójkąt oddziaływań determinujących zjawiska aerosprężyste.

Zjawiska związane z siłami oddziałującymi na konstrukcje lotnicze mają charakter statyczny lub dynamiczny. W przejrzysty sposób zależności podstawowych grup sił działających na samolot można przedstawić w postaci trójkąta powiązanych oddziaływań aerosprężystych (Rys. 1.). Boki trójkąta reprezentują relacje pomiędzy poszczególnymi rodzajami sił oddziałującymi na konstrukcję w locie. Nałożenie wszystkich trzech rodzajów obciążeń skutkuje możliwością wystąpienia dynamicznych zjawisk aerosprężystych, które opisane zostały we wnętrzu trójkąta. Identyfikacja drgań własnych

konstrukcji jest szczególnie istotna w aspekcie możliwości wyznaczania krytycznych prędkości różnych typów flutteru.

W zakresie oceny właściwości projektowanej konstrukcji lotniczej przepisy uwzględniają konieczność wyznaczenia drgań własnych przed rozpoczęciem programu prób w locie. Wyniki analizy modalnej, tj. postaci własne, częstotliwości i współczynniki tłumienia dostarczają podstawowej wiedzy o dynamice obiektu. Może ona być wykorzystana w dalszej fazie badań – w analizie flutteru, w analizie odpowiedzi częstotliwościowej, a także w ekspertyzach dotyczących oceny stanu technicznego płatowca. Zakładając, że częstotliwości i postaci drgań własnych statku powietrznego nie zmieniają się istotnie podczas lotu, powszechnie stosuje się metody ich wyznaczania podczas prób naziemnych. Tradycyjnie realizowane próby rezonansowe polegają na identyfikacji postaci drgań własnych i częstotliwości za pomocą wymuszeń zewnętrznych oraz na pomiarach sygnałów odpowiedzi konstrukcji za pomocą czujników.

Technika badań rezonansowych opiera się na kontrolowanym wzbudzeniu drgań harmonicznym badanego obiektu oraz pomiarze i analizie otrzymanego sygnału odpowiedzi. Model matematyczny drgań badanego obiektu jest z góry znany i założony.

Aparatura do kontaktowych pomiarów drgań używana jest do dostarczenia danych zebranych na rzeczywistych obiektach i wkomponowania ich w proces symulacji. System składa się z wielokanałowego analizatora modalnego, zestawu akcelerometrów piezoelektrycznych, wzbudników elektrodynamicznych oraz komputera z dedykowanym oprogramowaniem. Zasada działania polega na rozmieszczeniu czujników na badanej strukturze i zebraniu sygnałów odpowiedzi podczas zadawania przez wzbudniki wymuszenia na obiekt. Analizator ma szeroki zakres zastosowań – od akustyki i techniki wibracyjnej po analizy modalne z użyciem wielu kanałów, naziemnych badań drgań samolotów, testów o wysokiej wydajności.

Laserowy wibrometr skanujący służy do bezdotykowego pomiaru wszelkiego rodzaju drgań strukturalnych. Zasada działania opiera się na rozdzieleniu emitowanej wiązki laserowej – jedna jest wiązką referencyjną, natomiast druga dociera i odbija się od drgającego obiektu. Odbita wiązka wraca do detektora kamery i jest porównywana z referencyjną. Dodatkowy moduł skanowania geometrii umożliwia wykonanie pomiaru obiektu i zapis modelu wirtualnego na potrzeby wizualizacji zmierzonych postaci ruchu. Dedykowane oprogramowanie analizuje zebrane dane pomiarowe i na ich podstawie tworzy animacje przedstawiające postacie drgań danego obiektu w ustalonym zakresie widmowym.

LOTNICZO-RAKietOWY SYSTEM WYNOSZENIA ŁADUNKÓW NA NISKĄ ORBITĘ OKOŁOZIEMSKĄ – PODSUMOWANIE I WYNIKI REALIZACJI PROJEKTU BADAWCZEGO

ALEKSANDER OLEJNIK, STANISŁAW KACHEL, PIOTR ZALEWSKI,

ŁUKASZ KISZKOWIAK, ROBERT ROGÓLSKI, MICHAŁ FRANT

Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; stanislaw.kachel@wat.edu.pl

piotr.zalewski@wat.edu.pl; lukasz.kiskowski@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl

michal.frant@wat.edu.pl

ADAM DZIUBIŃSKI

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa

e-mail: adam.dziubinski@ilot.lukasiewicz.gov.pl

Praca jest efektem realizacji projektu badawczego Grant Badawczy MON nr 13-989/2018/WAT pn. „Lotniczo-rakietowy system wynoszenia ładunków na niską orbitę okołozimską – studium realizowalności”, finansowanego ze środków Ministerstwa Obrony Narodowej, a realizowanego w Wojskowej Akademii Technicznej w latach 2018-2022. W projekcie zaproponowano alternatywny, tj. lotniczo-rakietowy system wynoszenia ładunków kosmicznych (nano- i mikrosatelitów) za pomocą rakiety odpalanej z samolotów będących na wyposażeniu Lotnictwa Sił Zbrojnych RP. Zaproponowane zestawy mogą być rozpatrywane jako tzw. *Responsive Space Assets* dla Sił Zbrojnych RP, czyli alternatywny system wynoszenia ładunków kosmicznych w odniesieniu do systemu „konwencjonalnego”, tj. z rakieta startującą z powierzchni Ziemi.

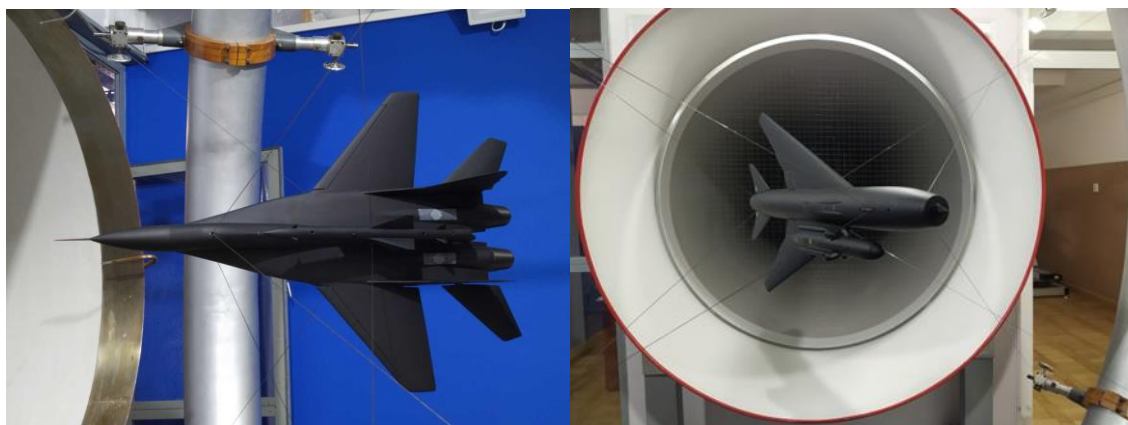
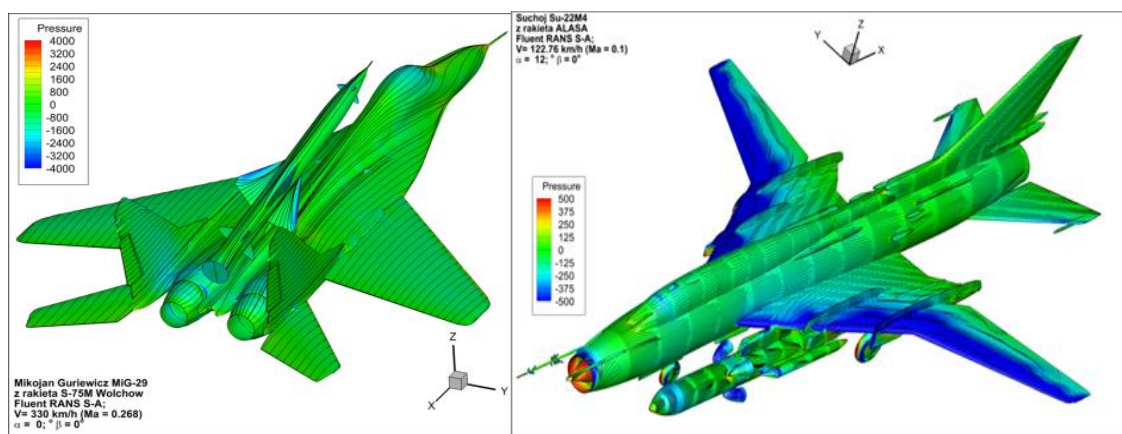
W ramach pracy dokonano weryfikacji i oceny lotniczo-rakietowego systemu wynoszenia obiektów na niską orbitę okołozimską (LEO) w kontekście kosztów operacyjnych systemu, zdolności operacyjnych, potencjalnego rynku i możliwych dalszych aplikacji militarnych oraz cywilnych, uwzględniono także potencjał krajowego zaplecza naukowo-przemysłowego.

Na podstawie teorii mechaniki lotu oraz instrukcji użytkowania samolotów opracowano koncepcje profilu misji i manewru zrzutu rakiety kosmicznej. Z przyjętego modelu obliczeń oraz wyników symulacji wynika, iż w zaproponowanej konfiguracji ww. samoloty z powodzeniem wykonają misję wyniesienia ładunku użytecznego o masie co najmniej 10 kg na LEO.

Kolejne zadanie polegało na określeniu wpływu rakiety kosmicznej na osiągi samolotu oraz strukturę wytrzymałościową płatowca. Ponieważ nie dysponowano dokumentacją techniczną cytowanych samolotów, metodą inżynierii odwrotnej odtworzono geometrię zewnętrzną samolotów, jak i strukturę wytrzymałościową płatowca. Na podstawie analizy literatury zbudowano modele rakiet kosmicznych, wykonano także projekt wstępny rakiety kosmicznej uwzględniający specyfikę rozpatrywanych samolotów (układ aerodynamiczny, konstrukcyjny, ograniczenia eksploatacyjne, itp.).

Dla wybranych konfiguracji-zestawów lotniczo-rakietowych wykonano obliczenia i symulacje numeryczne z zakresu aerodynamiki i mechaniki lotu oraz statyki i dynamiki konstrukcji płatowca. Symulacje numeryczne uzupełniono badaniami tunelowymi wpływu rakiet kosmicznych na własności aeromechaniczne samolotów-nosicieli.

Wyniki symulacji numerycznych oraz badań tunelowych modeli zestawów lotniczo-rakietowych wskazują, iż wpływ rakiety na zmianę charakterystyk aerodynamicznych samolotu jak i własności w locie jest znikomy. Analogicznie analizy obciążenia i wytrzymałości struktur nośnych płatowców też nie wykazują istotnych zmian postaci, a w konsekwencji odkształceń elementów siłowych spowodowanych przez przenoszone rakiet kosmiczne.



Rys. Przykładowe symulacje aerodynamiczne i badania tunelowe modeli samolotów bojowych z rakietami kosmicznymi

FLYING STRATEGIES AS POTENTIAL SOURCES OF ENERGY HARVESTING FOR UAV

RAFAŁ OŻÓG, ROBERT GŁĘBOCKI, MARIUSZ JACEWICZ, JULIUSZ HANKE

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: rafal.ozog@pw.edu.pl; robert.glebocki@pw.edu.pl; mariusz.jacewicz@pw.edu.pl;

juliusz.hanke.stud@pw.edu.pl

Unmanned Aerial Vehicles have become more and more popular flying objects in recent decades. With the versatility of applications starting from pure hobbyist usage, through professional photography or rescue and surveillance missions, those platforms have to meet rigorous requirements. Development, miniaturization, and mass production of electronic components allowed significant variation in platform configuration or size. Nevertheless, all designs continuously face the same challenge – limited flight endurance.

A possible solution to this problem may be the usage of renewable energy sources in form of solar energy or thermal updrafts. As a matter of fact, this idea may be applied to platforms with fixed-wing configurations capable of placing solar panels and effective usage of thermals. Flying techniques used by birds and then successfully reproduced by glider pilots are the best evidence for a flight endurance extension. Solar energy accumulated in batteries during the day may be used for powering the plane for night hours.

Within this article, an overview of the platforms capable of performing perpetual flight will be performed. Based on performed analysis advantages and limitations of such a construction are presented. Conclusions from this stage have become a key requirement for the development of a unique research platform. In the first stage influence of flying techniques for energy production from the sun on flight duration is investigated. Due to the fact that the proposed solutions are sensitive to weather conditions and strongly depend on geographical locations authors' objective is to investigate the possible benefits of flight time extensions. Simulations with the usage of MATLAB / Simulink software have been completed to determine the UAV energy balance. In this analysis characteristic data for propulsion units have been used including propeller, electronic speed controller, and electric engine. Conclusions from this stage will be used for the platform optimization process. Further works will focus on an effective combination of flying techniques with the usage of thermals.

OKREŚLENIE WPŁYWU CIŚNIENIA FAZY GAZOWEJ NA WŁAŚCIWOŚCI IZOLACYJNE MATERIAŁU POROWATEGO OSŁONY REJESTRATORA KATASTROFICZNEGO

ANDRZEJ J. PANAS,

*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, oraz
Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: Andrzej.Panas@itwl.pl*

ANNA KRUPIŃSKA, KRZYSZTOF ŁĘCZYCKI, MIROSŁAW NOWAKOWSKI

*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: Anna.Krupinska@itwl.pl; Krzysztof.Leczycki@itwl.pl;
Miroslaw.Nowakowski@itwl.pl*

Praca dotyczy problematyki badań właściwości struktur izolacyjnych stosowanych w osłonach termicznych lotniczych rejestratorów katastroficznych. Struktury te charakteryzują się specyficznymi właściwościami uwarunkowanymi między innymi ich porowatością. Jednym z takich materiałów – struktur materiałowych jest materiał PROMAFORM 1200. Występujące w warunkach eksploatacyjnych rejestratorów zjawiska złożonej i sprzężonej wymiany ciepła połączonej w wielu przypadkach z wymianą masy wymagają zastosowania dedykowanych metod badań. Z natury rzeczy powinny to być badania kompleksowe i komplementarne. W referacie scharakteryzowano genezę problemu badawczego i przedstawiono metodykę kompleksowych badań właściwości cieplnych. Uwagę jednak skupiono na pomiarach dyfuzyjności cieplnej wykonanych metodą wymuszeń oscylacyjnych. Badania przeprowadzone zostały z wykorzystaniem stanowiska umożliwiającego określenie wpływu rodzaju gazu wypełniającego strukturę porowatą i jego ciśnienia na charakterystyki temperaturowe pozornej dyfuzyjności cieplnej. Analiza uzyskanych wyników pozwoliła na rozpoznanie i scharakteryzowanie kluczowych zjawisk wymiany ciepła i masy, a rezultaty liczbowe mają znaczenie aplikacyjne.

ANALIZA NUMERYCZNA PROFILU NACA0018 WYKORZYSTUJĄCA MODEL TURBULENCJI PRZEJŚCIA

KRZYSZTOF ROGOWSKI, JAN MICHNA

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: krzysztof.rogowski@pw.edu.pl; jan.michna.dokt@pw.edu.pl

Czterocyfrowe profile aerodynamiczne serii NACA są do dziś powszechnie wykorzystywane do projektowania siłowni wiatrowych o pionowej osi obrotu. Jednym z podstawowych problemów w szacowaniu osiągow aerodynamicznych wirników takich konstrukcji jest brak wiarygodnych charakterystyk aerodynamicznych tych popularnych profili. W szczególności w literaturze brakuje charakterystyk profili pracujących w różnych warunkach turbulencji przepływu oraz dla małych liczb Reynoldsa. Przedmiotem badań numerycznych prezentowanych w tym artykule jest symetryczny czterocyfrowy profil aerodynamiczny NACA 0018 pracujący przy liczbie Reynoldsa równej 150.000 oraz w różnych warunkach turbulencji. Celem tej pracy jest porównanie charakterystyk aerodynamicznych profilu przy wykorzystaniu podejścia RANS oraz dwóch modeli turbulencji: klasycznego dwurównaniowego modelu $k-\omega$ SST oraz czterorównaniowego modelu przejścia $\gamma-[\text{Re}]\theta$ przeznaczonego do wychwytywania różnych zjawisk przejścia w warstwie przyściennej. W programie ANSYS Fluent model ten znany jest jako model Transition SST i bazuje na modelu $k-\omega$ SST. W niniejszej pracy autorzy podjęli próbę walidacji swoich wyników numerycznych na podstawie współczesnych badań eksperymentalnych Istvana i in. przeprowadzonych w University of Waterloo.

Dla niskiego poziomu intensywności turbulencji równego 0.05% uzyskano dwie pochodne aerodynamiczne współczynnika siły nośnej w zakresie kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia. Stare badania tunelowe z lat 80. oraz obliczenia klasycznym modelem turbulencji $k-\omega$ SST przewidują tylko jedną pochodną aerodynamiczną. Jak sugerują współcześni eksperymetatorzy, błędy w eksperymentalnym oszacowaniu charakterystyk aerodynamicznych mogły wynikać między innymi ze znacznych drgań tunelu. Natomiast błędy w oszacowaniu charakterystyk aerodynamicznych profilu za pomocą modelu $k-\omega$ SST (lub innych przemysłowych modeli turbulencji) wynikają z braku odpowiednich sformułowań pozwalających wychwytywać różne zjawiska występujące w warstwie przyściennej, takie jak np. pęcherz laminarny. Współczesne modele przejścia ogólnego przeznaczenia coraz lepiej radzą sobie z tego rodzaju trudnymi przepływami. Wyniki uzyskane w niniejszych badaniach wskazują na potrzebę kalibracji tych modeli pod konkretny przepływ. Autorzy tego artykułu uzyskali dobrą zgodność wyników numerycznych i eksperymentalnych w przypadku pierwszej pochodnej aerodynamicznej oraz dość znaczne różnice w przypadku drugiej pochodnej. Również proste narzędzie, jakim jest XFOIL, nie radzi sobie z poprawnym oszacowaniem charakterystyk aerodynamicznych profilu w przypadku drugiej pochodnej aerodynamicznej. Wraz ze wzrostem intensywności turbulencji przepływu dokładność wyników numerycznych uzyskanych za pomocą modelu Transition SST ulega pogorszeniu.

SYMULACJA NUMERYCZNA UKŁADU WÓZEK-BSP W TRAKCIE STARTU Z WYRZUTNI MAGNETYCZNEJ

ANNA SIBILSKA-MROZIEWICZ, EDYTA ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ

Wydział Mechatroniki, Politechnika Warszawska

e-mail: anna.mroziewicz@pw.edu.pl; edyta.ladyzynska@pw.edu.pl

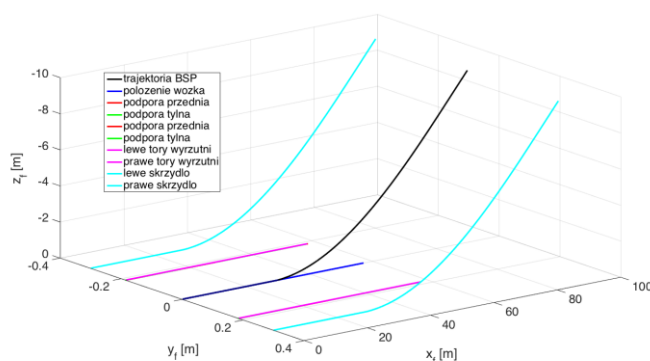
KRZYSZTOF SIBILSKI

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska

e-mail: krzysztof.sibilski@pw.edu.pl

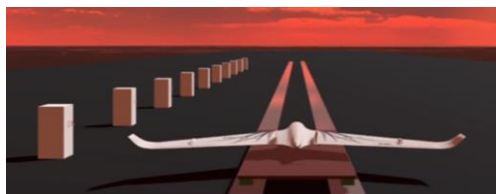
Start i lądowanie są jednymi z najistotniejszych manewrów wykonywanych przez każdy samolot. Zdecydowana większość samolotów transportowych i wojskowych w celu rozwinięcia prędkości zapewniającej wystarczającą siłę nośną do uniesienia masy samolotu w trakcie startu lub wytracenia prędkości w chwili lądowania wykorzystuje pasy startowe. W przypadku gdy samolot nie posiada układu podwozia lub warunki środowiskowe uniemożliwiają wygospodarowanie pasa startowego, np. podczas startu z lotniskowca, konieczne jest wykorzystanie wyrzutni. Alternatywnym rozwiązaniem dla klasycznych katapult są wyrzutnie lewitacyjne, które pozwalają na osiągnięcie znacznie większych prędkości, umożliwiając jednocześnie bezkontaktowe sterowanie procesem startu statków powietrznych.

W pracy zaprezentowano wyniki symulacji numerycznych układu wózka startowego wyrzutni magnetycznej oraz startującego z niego BSP. Program komputerowy do analizy dynamiki wózka startowego wyrzutni zaimplementowany został w środowisku MATLAB. W ramach badań numerycznych przeprowadzono symulacje różnych konfiguracji układu samolot-wózek w trakcie startu. Wyniki symulacji zobrazowano graficznie oraz jako animacje w Wirtualnej Rzeczywistości (rys. 1). Program wizualizacyjny został napisany w programie Unity i uruchamiany jest na goglach VR Oculus Quest2.



(a)

(b)



Rys. 1. Trajektoria wózka i BSP podczas startu (a) oraz wizualizacja układu w VR (b)

**ZASTOSOWANIE AEROFOTOGRAMETRII W PODCZERWIENI
DO ŚLEDZENIA DZIKÓW W ICH NATURALNYM ŚRODOWISKU
ORAZ IDENTYFIKACJI OSOBNIKÓW ZARAŻONYCH
AFRYKAŃSKIM POMOREM ŚWIŃ – CZ. I: ARCHITEKTURA
SYSTEMU I METODYKA IDENTYFIKACJI**

KRZYSZTOF SIBILSKI, PAWEŁ SZCZEPANIAK, PAWEŁ KALINOWSKI, LESZEK UŁANOWICZ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl, pawel.szczepaniak@itwl.pl, pawel.kalinowski@itwl.pl, leszek.ulanowicz@itwl.pl.

W publikacji przedstawiono efekty realizacji projektu badawczego pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich występowania”, nr umowy DOB-BIO9/30/01/2018, realizowanego w ramach projektu na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa KONKURS 9/2018, finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju.

Opracowana w projekcie technologia opiera się na bezzałogowych statkach powietrznych (BSP) pionowego startu i lądowania (wielowirnikowce) oraz samolocie (stałopłacie). Jednym z głównych celów projektu było opracowanie głowic optoelektronicznych (termowizyjnych) z wykorzystaniem modułów termalnych wysokiej rozdzielczości, które umożliwiają detekcję, rozpoznanie i identyfikację dzików w naturalnym terenie ich występowania. Opracowany system techniczny (ASFochrona) podzielono strukturalnie na dwa podsystemy techniczne: do realizacji nalotu wielkoobszarowego (rekonesansu) – z samolotem NeoxASF oraz nalotu precyzyjnego – z wielowirnikowcem AtraxASF. W publikacji szczegółowo omówiono oba podsystemy techniczne (AtraxASF i NeoxASF) oraz opisano ich parametry, funkcje oraz zadania. Sformułowano wnioski dotyczące architektury systemu oraz metod identyfikacji w warunkach naturalnych. Efektywna realizacja zadań operacyjnych wymagała opracowania szczegółowych metodyk badań w locie oraz ciągłego ich doskonalenia. W publikacji przedstawiono wypracowane w trakcie trwania projektu metody wykonywania lotów w celu pozyskiwania materiału badawczego. Szczegółowo omówiono podstawowe zasady wykonywania lotów precyzyjnych na „wykrycie dzików” oraz przedstawiono przykładowe wyniki badań w warunkach operacyjnych.

**ZASTOSOWANIE AEROFOTOGRAMETRII W PODCZERWIENI
DO ŚLEDZENIA DZIKÓW W ICH NATURALNYM ŚRODOWISKU
ORAZ IDENTYFIKACJI OSOBNIKÓW ZARAŻONYCH
AFRYKAŃSKIM POMOREM ŚWIŃ – CZ II: BADANIA W LOCIE
SYSTEMU**

KRZYSZTOF SIBILSKI, PAWEŁ SZCZEPANIAK, PAWEŁ KALINOWSKI, LESZEK UŁANOWICZ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

*e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl, pawel.szczepaniak@itwl.pl, pawel.kalinowski@itwl.pl,
leszek.ulanowicz@itwl.pl.*

W publikacji przedstawiono efekty realizacji projektu badawczego pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich występowania”, nr umowy DOB-BIO9/30/01/2018, realizowanego w ramach projektu na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa KONKURS 9/2018, finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju.

Publikację poświęcono prezentacji oraz szczegółowemu omówieniu wyników badań w locie podsystemów technicznych (NeoxASF i AtraxASF) systemu technicznego ASFochrona. Skupiono się nie tylko na charakterystykach osiągowych platform powietrznych, ale również na możliwościach operacyjnych podsystemów technicznych. Przedstawiono i omówiono także procesy obróbki pozyskiwanych informacji zarówno w czasie rzeczywistym, jak i postprocessingu w warunkach operacyjnych. Omówiono zastosowane algorytmy do obróbki danych obrazowych oraz efekty ich działania. Przedstawiono wyniki badań końcowych zrealizowanych zgonie ze specjalnie opracowanym programem badań oraz metodyką. Przedstawiono zestawienia badań w locie oraz sformułowano wnioski dotyczące eksploatacji złożonych systemów Bezzałogowych Statków Powietrznych.

BADANIA BALONU MANEWROWEGO

WIESŁAW WRÓBLEWSKI, ZIEMOWIT MALECHA, ANDRZEJ BANACH, LESZEK MALINOWSKI
*Wydział Mechaniczno-Energetyczny, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej,
Politechnika Wrocławska*
email: wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl , ziemowit.malecha@pwr.edu.pl ,
andrzejbanach9@gmail.com , lilqq@wp.pl

W opracowaniu opisano przeprowadzone badania balonu manewrowego oparte na aerodynamicznej symulacji w programie ANSYS. Autonomiczny bezzałogowy aerostat został zaprojektowany jako platforma do wykonywania misji obserwacyjnych, militarnych, naukowych oraz ratunkowych. Zintegrowany system bezzałogowych obiektów daje możliwość dokładnego i długotrwałego okresu obserwacji, pomiaru czy retransmisji danych w dowolnym miejscu na ziemi.

Podczas badań, obiekt został przebadany poprzez przeprowadzenie symulacji w wirtualnym tunelu aerodynamicznym pod kątem sprawdzenia siły nośnej oraz siły oporu. Innowacyjny kształt oraz wiele nowoczesnych rozwiązań konstrukcyjnych pozwalają spojrzeć na problem ograniczonego czasu pracy UAV z całkiem nowej perspektywy.

