

XVIII Konferencja
„Mechanika w Lotnictwie”



Streszczenia referatów

Kazimierz Dolny, 14-17 maja 2018 r.

Organizator



**Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej**

Współorganizatorzy



Instytut Lotnictwa w Warszawie



Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie



Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki
Stosowanej Politechniki Warszawskiej



Wydział Mechaniczno-Energetyczny
Politechniki Wrocławskiej



Wydział Mechatroniki i Lotnictwa
Wojskowej Akademii Technicznej



Wyższa Szkoła Oficerska
Sił Powietrznych w Dęblinie

Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (PW) - przewodniczący

Mirosław Adamski (WSOSP) * Krzysztof Arczewski (PW) * Wojciech Blajer (UTH Rad.)

Józef Gacek (WAT) * Cezary Galiński (ILot) * Robert Głębocki (PW)

Zdzisław Gosiewski (PB) * Jacek A. Goszczyński (JAGAC) * Norbert Grzesik (WSOSP)

Antoni Jankowski (ITWL) * Stanisław Kachel (WAT) * Zbigniew Koruba (PŚw)

Grzegorz Kowalczyk (WSOSP/ITWL) * Mirosław Kowalski (ITWL) * Adam Kozakiewicz (WAT)

Piotr Krawczyk (WSOSP) * Krzysztof Kubryński (ITWL) * Maciej Lasek (PW)

Leszek Loroch (ILot) * Edyta Ładyżyńska-Kozdraś (PW) * Andrzej Majka (PRz)

Mirosław Nowakowski (ITWL) * Aleksander Olejnik (WAT) * Marek Orkisz (PRz)

Andrzej Panas (ITWL, WAT) * Mirosław Rodzewicz (PW) * Ryszard Szczepanik (ITWL)

Cezary Szczepański (PWr) * Kazimierz Szumański (ILot) * Witold Wiśniowski (ILot)

Wiesław Wróblewski (PWr) * Andrzej Żyłuk (ITWL)



Ministerstwo Nauki
i Szkolnictwa Wyższego

Konferencja została dofinansowana przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego ze środków na Działalność Upowszechniającą Naukę w ramach zadania „upowszechnianie informacji naukowych i naukowo-technicznych w ramach krajowych lub międzynarodowych konferencji naukowych”.

Spis treści

Adamski Mirosław, Gil Łukasz, Skura Kamil, Adamski Ariel – <i>Concept of ergonomic requirements for aircraft cabins</i>	7
Adamski Mirosław, Skura Kamil – <i>Application of microwave weapons</i>	9
Bęczkowski Grzegorz, Krajniewski Sławomir, Krzonkalla Jarosław, Mordzonek Maj, Rymaszewski Stanisław, Zgrzywa Franciszek – <i>Desantowanie ze śmigłowca z wykorzystaniem technik linowych</i>	11
Brzozowski Bartosz, Rochala Zdzisław, Kowaleczko Grzegorz – <i>Wyznaczanie optymalnej trajektorii lotu BSP z wykorzystaniem metody gradientów sprzężonych</i>	13
Chmiel Marcin, Chodnicki Marcin, Nowakowski Mirosław – <i>Zastosowanie algorytmu optical-flow do śledzenia obiektów</i>	15
Chmielewski Piotr, Wróblewski Wiesław– <i>Badania symulacyjne samolotu bezzałogowego klasy HALE</i>	17
Chodnicki Marcin, Mazur Michał, Nowakowski Mirosław, Kowaleczko Grzegorz – <i>Zastosowanie sterowania kaskadowego do regulacji wysokości i prędkości opadania i wznoszenia BSP</i>	19
Ciopia Marcin, Szczepański Cezary – <i>Metody modelowania wirników UAV o małej średnicy</i>	21
Drupka Grzegorz, Majka Andrzej, Rogalski Tomasz – <i>Model przestrzeni powietrznej bazujący na grafie krawędziowym do zastosowania w systemie automatycznego planowania lotu</i>	23
Dul Franciszek – <i>Active suppression of aeroelastic phenomena by Artificial Intelligence Control Methods</i>	25
Dziwisz Rafał, Gronczewski Andrzej – <i>Urządzenie do startu i odzyskiwania BSL w warunkach ograniczonej przestrzeni</i>	27
Figuła Agata, Gronczewski Andrzej – <i>Urządzenie do ratownictwa powietrznego z wysokich obiektów</i>	29
Gawęlda Bartosz, Kuliński Maciej – <i>Projektowanie tras dla odrzutowych celów powietrznych na poligonie Wicko Morskie w aspekcie cech dynamicznych obiektu</i>	31

Hajduk Jarosław, Rykaczewski Dariusz – <i>Możliwości rozwoju zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2</i>	33
Jacewicz Mariusz, Głębocki Robert – <i>Analiza systemu zimnego startu dla rakiety badawczej</i>	35
Jakielaszek Zbigniew, Panas Andrzej J., Nowakowski Mirosław, Białecki Maciej, Bryl Marcin, Klemba Tomasz – <i>Analiza przebiegu testu zderzeniowego kasety ochronnej rejestratora katastroficznego</i>	37
Jaroszewicz Adam – <i>Projekt wstępny elektrycznego systemu wspomaganie operacji naziemnych dla samolotu pasażerskiego</i>	39
Jaroszewicz Adam – <i>Projekt wstępny pomocniczej jednostki mocy APU dla samolotu pasażerskiego z wykorzystaniem ogniw paliwowych</i>	41
Kołodziejczyk Radosław, Święch Łukasz – <i>Badania sztywności cienkościennej, kompozytowej struktury skrzydła samolotu bezzałogowego</i>	43
Kordowski Przemysław, Józko Maciej, Panas Andrzej, Nowakowski Mirosław – <i>Zastosowanie pamięci przenośnej USB do odczytu rejestratora parametrów lotu</i>	45
Kowaleczko Grzegorz, Buler Wiesław, Pietraszek Mariusz, Grajewski Krzysztof – <i>Model ruchu sterowanej bomby lotniczej w warunkach turbulencji</i>	47
Kowaleczko Grzegorz, Buler Wiesław, Pietraszek Mariusz, Klemba Tomasz – <i>Model matematyczny ruchu układu bomba-fluger</i>	49
Kowaleczko Grzegorz, Pietraszek Mariusz, Grajewski Krzysztof – <i>Analiza wpływu różnych czynników na dokładność trafienia bomby w warunkach turbulentnej atmosfery</i>	51
Kowaleczko Grzegorz, Pietraszek Mariusz, Klemba Tomasz – <i>Ocena możliwości aktywnego sterowania bombą z wykorzystaniem flugera</i>	53
Kowaleczko Grzegorz, Pietraszek Mariusz, Wujaszka Mirosław – <i>Ocena skuteczności aktywnego sterowania bombą lotniczą LBCw-10K</i>	55
Kowalski Mirosław, Jankowski Antoni, Żyłuk Andrzej – <i>Perspektywy rozwoju silnika raketowego na paliwo stałe</i>	57
Krajniewski Sławomir, Rymaszewski Stanisław, Zgrzywa Franciszek, Bęczkowski Grzegorz – <i>Wymagana zdolności do lotu wojskowych statków powietrznych (EMAR)</i>	59

Krok Bartłomiej, Grzesik Norbert, Kuźma Konrad – <i>Wykorzystanie rozmytego systemu eksperckiego do automatycznego sterowania zespołem napędowym w statku powietrznym Zlin 143LSi</i>	61
Krzymień Wiesław – <i>Wstępne pomiary i symulacja bezrozbiegowego startu wiatrakowca</i>	63
Krzysiak Andrzej – <i>Eksperymentalne badania modelu samolotu TU 154 M w skali 1:40 w tunelu aerodynamicznym</i>	65
Kubryński Krzysztof – <i>Zastosowanie metod obliczeniowych w projektowaniu własności lotnych samolotów i szybowców</i>	67
Kuliński Maciej, Gawęda Bartosz, Magdziak Emilian, Mentrak Grzegorz – <i>Dedykowane systemy pokładowe wykorzystywane podczas badań w locie w projekcie zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2</i>	69
Kunicka-Kowalska Zuzanna, Sibilski Krzysztof – <i>Eksperymentalna analiza ruchu skrzydła motyla attacus atlas w kartezjańskim układzie współrzędnych</i>	71
Lasek Maciej, Pisula Maciej – <i>Analiza wiatrowa dla wyniesionego lądowiska śmigłowcowego</i>	73
Lewkowicz Rafał, Kowaleczko Grzegorz – <i>Analiza wypadków lotniczych spowodowanych dezorientacją przestrzenną pilota</i>	75
Lewkowicz Rafał, Kowaleczko Grzegorz – <i>Ocena jakości odwzorowania przyspieszeń w wirówce przeciążeniowej</i>	77
Lichoń Daniel – <i>Modelowanie trajektorii lotu samolotów RPAS w kontekście integracji według procedur IFR na lotnisku Rzeszów-Jasionka</i>	79
Lichota Piotr – <i>Identyfikacja nieparametryczna obiektu wzbudzonego D- optymalnym wymuszeniem multi-step</i>	81
Mordzonek Maj, Krzonkalla Jarosław, Kulpa Krzysztof, Samczyński Piotr, Gromek Damian, Bęczkowski Grzegorz – <i>Symulacja zobrazowań radaru z syntetyczną aperturą – Synthetic Aperture radar (SAR)</i>	83
Mordzonek Maj, Krzonkalla Jarosław, Kulpa Krzysztof, Samczyński Piotr, Drozdowicz Jędrzej, Bęczkowski Grzegorz – <i>Wykrywanie obiektów ruchomych na tle ziemi (GMTI)</i>	85
Olejniki Aleksander, Kiszowski Łukasz, Dziubiński Adam, Witakowski Piotr – <i>Zastosowanie metod inżynierii odwrotnej oraz numerycznej mechaniki płynów na potrzeby analizy odporności na zderzenia samolotów</i>	87

Panas Andrzej J., Białecki Maciej, Dudziński Andrzej, Figur Krzysztof, Krupińska Anna, Omen Łukasz, Nowakowski Mirosław – <i>Badania właściwości cieplno-mechanicznych lotniczego kompozytu epoksydowo-szklanego</i>	89
Panas Andrzej J., Chachurski Ryszard, Omen Łukasz, Zalewski Piotr – <i>Stanowisko do monitorowania stanu technicznego miniaturowych turbinowych silników odrzutowych</i>	91
Panas Andrzej J., Chachurski Ryszard, Omen Łukasz, Zalewski Piotr – <i>Wyznaczanie charakterystyk miniaturowych turbinowych silników odrzutowych</i>	93
Pawełek Adrian – <i>Modelowanie separacji w ruchu lotniczym przy użyciu rozkładu Gamma</i>	95
Pieniążek Jacek, Cieciński Piotr – <i>Modelowanie ruchu samolotu fotosyntezy systemów sterowania w fazach startu i lądowania</i>	97
Rogalski Tomasz, Pieniążek Jacek – <i>Interakcja z pilotem zautomatyzowanych klap dla samolotów lekkich i ultralekkich</i>	99
Romańska Honorata, Rymaszewski Stanisław, Zgrzywa Franciszek, Krzonkalla Jarosław – <i>Badania przyczyn niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym</i>	101
Rykaczewski Dariusz – <i>Realizacja badań państwowych na przykładzie zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2</i>	103
Rypulak Andrzej, Tomaszewska Justyna, Woch Marta, Zieja Mariusz – <i>Studium przypadków modelowania przyczyn i przebiegu wypadku samolotu typu Boeing 737</i>	105
Rypulak Andrzej, Ziółkowska Oliwia – <i>Maskowanie żołnierza przed wykryciem kamerą termowizyjną z bezzałogowego statku powietrznego</i>	107
Sadownik Karolina – <i>Reakcje dynamiczne w urządzeniu „looping”</i>	109
Sibilska-Mroziewicz Anna, Ładyżyńska-Kozdraś Edyta, Falkowski Krzysztof – <i>Model numeryczny ruchów podłużnych wózka startowego wyrzutni magnetycznej</i>	111
Sibilski Krzysztof, Antczak Adam – <i>Optymalizacja położenia samolotów podczas lotu w formacji</i>	113
Smędra Kamil, Świerkot Rafał, Kubryński Krzysztof – <i>Projekt modelu skalowanego samolotu wysokomanewrowego</i>	115

Szczepański Cezary, Wróblewski Wiesław, Raja P. - <i>Sensors of UAV used at agricultural and forestry applications</i>	117
Trafas Marlena, Gronczewski Andrzej - <i>Urządzenie do ratownictwa powietrznego z obiektów wodnych</i>	119
Wróblewski Wiesław, Korenkiewicz Damian - <i>Aspekty prawno-techniczne budowy symulatora do szkolenia operatorów bezzałogowych statków latających (BSL)</i>	121
Wróblewski Wiesław, Szczepański Cezary - <i>Działalność ośrodka badawczo-rozwojowego z wykorzystaniem infrastruktury lotniskowej</i>	123
Zych Kamil, Gorgeri Aleksander, Ranachowski Michał - <i>Przegląd metod analizy charakterystyk aerodynamicznych naddźwiękowej rakiety sondującej</i>	125
Żyluk Andrzej - <i>100 lat polskiego przemysłu lotniczego</i>	127

CONCEPT OF ERGONOMIC REQUIREMENTS FOR AIRCRAFT CABINS

MIROSLAW ADAMSKI¹, ŁUKASZ GIL, KAMIL SKURA²

Polish Air Force Academy

e-mail : ¹tetrazen@wp.pl; ²kamil.s@wp.eu

ARIEL ADAMSKI

42nd Training Air Base

e-mail: arnelo@gmail.com

The purpose of this publication is to conduct a comparative analysis of the ergonomics of aircraft cabins based on examples and to develop the concept of equipping the aircraft cabin in terms of ergonomics. In the modern world, cabin ergonomics plays a very important role because it directly affects the safety of the performed tasks. This article contains a comparative analysis of selected elements of the cabins of the TS-11 Iskra, MiG-29 and F-16 aircraft, used by the Polish Armed Forces. As a final effect, the cabin furnishings concepts were proposed in terms of ergonomics.

APPLICATION OF MICROWAVE WEAPONS

MIROSLAW ADAMSKI, KAMIL SKURA

Polish Air Force Academy

e-mail: tetrazen@wp.pl, kamil.s@wp.eu

A high power microwave weapon is a type of high-energy weapon that uses a focused and targeted microwave beam to hit targets. To generate a beam, a power source is needed to provide a sufficiently high voltage and current. The study analyzed the principle of operation of the microwave oven with special consideration of the methods of obtaining the highest possible power of the generated microwave beam. The analysis of the operation of the beam for electronics and live force has been analyzed. The issue of developing a suitable microwave protective suit for a soldier of the future was also touched upon.

DESANTOWANIE ZE ŚMIGŁOWCA Z WYKORZYSTANIEM TECHNIK LINOWYCH

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI, SŁAWOMIR KRAJNIEWSKI, JAROSŁAW KRZONKALLA,
MAJ MORDZONEK, STANISŁAW RYMASZEWSKI, FRANCISZEK ZGRZYWA

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: grzegorz.beczowski@itwl.pl

Desant - operacja wojskowa polegająca na przetrzuceniu wojsk drogą powietrzną, lądową, nawodną na terytorium nieprzyjaciela.

Szczególnym rodzajem desantowania jest desant ze śmigłowca.

Zasadniczo desantowanie ze śmigłowca realizowane jest na cztery sposoby.

Z wykorzystaniem technik zjazdu z użyciem dodatkowego sprzętu, np. wspinaczkowego, techniki Fast-rope – zjazdu metodą szybkiej liny bez użycia dodatkowego sprzętu, technik spadochronowych i desantowania z przyziemienia.

Technika Fast-rope polega na zjeździe osoby desantowanej po grubej linie opuszczonej ze śmigłowca do styku z ziemią poprzez oplecenie liny rękoma i nogami desantowanego. Technika ta stosowana jest w przypadku braku możliwości lądowania śmigłowca oraz desantowania dużej ilości osób w krótkim czasie. Zasadniczo w tej technice do zjazdów używane są liny o średnicy ok. 40 mm. Przy zjeździe, z powodu tarcia o linę desantową, wymagane jest użycie rękawic ochronnych przez desantujących. Metoda jest szybsza, ale jednocześnie bardziej niebezpieczna niż zjazd z wykorzystaniem sprzętu wspinaczkowego.

Natomiast techniki z użyciem dodatkowego sprzętu są bezpieczniejsze i bardziej uniwersalne, ale wymagają kosztownego specjalistycznego oprzyrządowania oraz specjalistycznych umiejętności od osoby desantowanej.

W artykule omówiono sposoby desantowania, ewakuacji i podejmowania osób na pokład śmigłowca z wykorzystaniem technik linowych, w tym z użyciem sprzętu wspinaczkowego oraz technikę szybkiej liny (Fast-rope).

WYZNACZANIE OPTYMALNEJ TRAJEKTORII LOTU BSP Z WYKORZYSTANIEM METODY GRADIENTÓW SPRZĘŻONYCH

BARTOSZ BRZOWSKI¹, ZDZISŁAW ROCHAŁA²

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: ¹bartosz.brzowski@wat.edu.pl, ²zdzislaw.rochala@wat.edu.pl

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: g.kowaleczko@wsosp.pl

Bezzałogowe statki powietrzne (BSP) w ostatnich latach przestały być utożsamiane wyłącznie z działaniami militarnymi, a do powszechnego użytku weszło pojęcie dron, opisujące najczęściej wielowirnikowy śmigłowiec. Wraz z rosnącą popularnością BSP zaczęto prowadzić prace nad przepisami dotyczącymi ich bezpiecznego i legalnego użytkowania. W Polsce nowelizacja z dnia 30 czerwca 2011 roku, ustawy z dnia 2 lipca 2002 roku Prawo lotnicze wprowadziła rozwiązanie, które dopuszcza wykonywanie lotów bezzałogowych po spełnieniu określonych wymogów dotyczących wyposażenia statków wykonujących takie loty oraz kwalifikacji personelu lotniczego. Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA) przygotowuje obecnie wytyczne dla krajów członkowskich Unii Europejskiej dotyczące ujednoczenia przepisów dotyczących użytkowania BSP. Obecnie większość lotów wykonywana jest na otwartej przestrzeni w zasięgu wzroku operatora, co wynika zarówno z możliwości sprzętowych systemów bezzałogowych, jak i z uregulowań prawnych. Loty w pełni autonomiczne są rzadkością, ale stanowią jeden z najpopularniejszych obszarów badawczo-rozwojowych dotyczących BSP. SESAR Joint Undertaking zaproponowało U-Space jako możliwość szerszego zastosowania lotów w pełni autonomicznych w przestrzeni zurbanizowanej. Wszystkie wspomniane uregulowania łączy konieczność wyposażenia BSP w liczne urządzenia i systemy bezpieczeństwa. Jednym z takich systemów jest umożliwienie wykrywania przeszkód i ich omijania (ang. *Sense and Avoid*). Zaproponowany w niniejszym referacie algorytm metody gradientów sprzężonych do wyznaczania optymalnej trajektorii lotu może być zastosowany do wyliczania trasy BSP uwzględniającej przeszkodę terenową.

W referacie zaprezentowano etapy opracowania, implementacji oraz weryfikacji algorytmu sterowania optymalnego z wykorzystaniem metody gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego bezzałogowego statku powietrznego, realizujący stabilizację jego położenia w przestrzeni oraz wyznaczający trajektorię lotu do określonego punktu zgodnie z przyjętym kryterium optymalizacji. Pierwszym etapem było określenie problemu sterowania optymalnego dla czterowirnikowego BSP. Etap ten składa się z czterech kolejnych faz: opracowania modelu matematycznego sterowanego obiektu, określeniu ograniczeń wektorów stanu i sterowań, zdeterminowaniu zadania sterowania oraz zdefiniowaniu wskaźnika jakości sterowania. Następnie opracowano i zaimplementowano algorytm sterowania optymalnego wykorzystujący metodę gradientów sprzężonych dla czterowirnikowego BSP. Natomiast ostatnim etapem było przeprowadzenie licznych badań weryfikacyjnych przyjętego rozwiązania.

ZASTOSOWANIE ALGORYTMU OPTICAL-FLOW DO ŚLEDZENIA OBIEKTÓW

MARCIN CHMIEL, MARCIN CHODNICKI, MIROSLAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: poczta@itwl.pl

Wzrost wydajności obliczeniowych komputerów w ostatnich latach pozwolił na zastosowanie algorytmów do analizy obrazu. Możliwość śledzenia obiektów na podstawie takiej obrazu z kamery może być wykorzystana m.in. do: przetwarzania informacji o przemieszczaniu się uczestników ruchu drogowego przez system monitoringu miejskiego; nawigacji przez systemy autonomiczne; prowadzenia obserwacji i naprowadzania środków bojowych na cel.

Istnieją liczne algorytmy wykorzystywane do śledzenia obiektów. Większość z nich zaimplementowana jest w bibliotece OpenCV – Open Computer Vision Library. Ponadto w związku z przeniesieniem większości obliczeń realizowanych przez omawiane algorytmy na procesor graficzny (GPU) kod tej biblioteki jest bardzo wydajny. Aby wybrać odpowiedni algorytm do śledzenia obiektów, przeanalizowano i przetestowano najpopularniejsze z nich. W wyniku takiej analizy wyróżniono:

- Template Matching – algorytm, którego zadaniem jest odnalezienie najbardziej podobnego do wskazanego fragmentu obrazu na innym obrazie;
- Optical Flow – wybrane punkty (piksele) z jednego obrazu szukane są w drugim (w przypadku śledzenia obiektów najczęściej w obecnej ramce szukane są piksele z poprzedniej ramki, tak aby odnaleźć wcześniej wybrany obiekt);
- Algorytmy wykorzystujące informacje o kolorze (np. Camshift, Meanshift, Histogram of oriented gradients (HOG)) – analiza podobieństw histogramów określających zestawienie kolorów lub kierunku zmiany jasności pikseli w wybranym obszarze (HOG);
- Sieci neuronowe – których zadaniem jest „nauczenie” (tzw. machine learning) komputera jak wygląda dany obiekt z użyciem klasyfikatora. Tego typu algorytmy najczęściej wykorzystywane są w popularnych aplikacjach mobilnych i służą m.in. do wykrywania ludzi, twarzy, samochodów lub innych obiektów;
- Algorytmy wycięcia tła (Background Subtraction) – grupa algorytmów, które znajdują zastosowanie m.in. w monitoringu miejskim. Tworzony jest model nieruchomego i niezmiennego się tła. Wygenerowany model pozwala na wskazanie przez algorytm obiektów, które pojawiły się na scenarii, tymi obiektami są najczęściej ludzie lub pojazdy.

Ze względu na swoją uniwersalność oraz szybkość działania wybrany został algorytm Optical-flow. Użycie tego algorytmu umożliwiło płynne śledzenie wybranego obszaru pikseli. Przy dobraniu odpowiednich parametrów, sposobu i częstotliwości jego użycia algorytm umożliwił śledzenie dowolnego obiektu, który nie zmieniał w zbyt dużym zakresie swojego wyglądu (kształtu, koloru, jasności). Ponadto odpowiednia analiza

matematyczna wykrytych punktów oraz zastosowanie odwróconego szukania punktów pozwoliły na wyeliminowanie znacznej większości błędów generowanych przez algorytm.

Wprowadzenie odwróconego szukania w celu oceny poprawności pomiaru przemieszczenia punktów pozwoliło na wykorzystanie algorytmu Optical-flow do porównywania obrazów, które może zostać wykorzystane do ponownego znalezienia zgubionego obiektu.

BADANIA SYMULACYJNE SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO KLASY HALE

PIOTR CHMIELEWSKI¹, WIESŁAW WRÓBLEWSKI²

¹*WB Electronics; Zakład Autonomicznych Systemów Bojowych; WB Group*

²*Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej, Politechnika Wrocławska
e-mail: p.chmielewski@wb.com.pl, wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl*

Referat przedstawia badania związane z projektem bezzałogowego statku powietrznego o dużej długości lotu operującego na pułapach stratosferycznych. Z powodu wykonywania lotów na wysokich pułapach samolot zmaga się z pracą skrzydła przy bardzo niskich liczbach Reynoldsa, dlatego też przeprowadzone badania dotyczyły możliwości wymuszenia przesunięcia zakresu krytycznego tej liczby. W tym celu przeanalizowano zagadnienie sztucznej burzliwości przepływu oraz przedstawiono metody jej realizacji. Przeprowadzono szereg badań symulacyjnych oraz badań modelowych w celu weryfikacji skuteczności turbulatora drutowego na poprawę jakości aerodynamicznej profilu LDA (ang. *Low Drag Airfoil*). Badania symulacyjne zostały przeprowadzone w oparciu o metody numeryczne przy wykorzystaniu oprogramowania Xfoil oraz ANSYS Fluent. Przedstawiono proces generowania siatki obliczeniowej oraz badania wpływu gęstości siatki na jakość wyników. Przeanalizowano charakterystyki profilu bez oraz z zastosowanym turbulatorem. W celu ustalenia wpływu turbulatora na jakość aerodynamiczną profilu postanowiono, iż badania, zarówno symulacyjne jak i modelowe, zostaną przeprowadzone dla szeregu położenia generatora wirów. Uzyskane wyniki porównano z pomiarami dokonanymi podczas badań w tunelu hydrodynamicznym Politechniki Wrocławskiej. Badania przeprowadzone zostały przy użyciu modelu wykonanego w technologii FDM (ang. *Fused Deposition Modeling*) symulującego skrzydło o nieskończonym wydłużeniu. W celu dokładniejszej obserwacji zachodzących zjawisk zastosowano wizualizację barwną. Zaprezentowano technologię wytworzenia modelu do badań z zintegrowanym systemem kanałów doprowadzających ciecz barwiącą. Dokonano porównania wyników uzyskanych metodami numerycznymi oraz tych pochodzących z badań tunelowych. Opisano wpływ turbulatora na zmianę jakości aerodynamicznej badanego profilu w przebadanym zakresie kątów natarcia.

ZASTOSOWANIE STEROWANIA KASKADOWEGO DO REGULACJI WYSOKOŚCI I PRĘDKOŚCI OPADANIA I WZNOSZENIA BSP

MARCIN CHODNICKI, MICHAŁ MAZUR, MIROSLAW NOWAKOWSKI,
GRZEGORZ KOWALECZKO

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: poczta@itwl.pl

Główną cechą Bezzałogowych Statków Powietrznych (BSP) jest brak pilota, a co za tym idzie, minimalizacja błędów ludzkich podczas wykonywania zadań. BSP wyposażone są w algorytmy ułatwiające operowanie nimi, tzw. tryby półautomatyczne oraz mają możliwość wykonywania lotów w pełni autonomicznych. Zastosowane algorytmy są to pętle sterowania oraz estymacji parametrów lotu z dostępnych sensorów. W artykule opisano matematycznie prawa sterowania, bazując na regulacji kaskadowej PID, oraz opisano estymacje stanów wysokości i prędkości pionowej BSP przy wykorzystaniu filtra Kalmana. Opisane rozwiązania zostały zaimplementowane w środowisku symulacyjnym i rzeczywistym. Wyniki zostały przedstawione w postaci wykresów.

METODY MODELOWANIA WIRNIKÓW UAV O MAŁEJ ŚREDNICY

MARCIN CIOPCIA, CEZARY SZCZEPAŃSKI

Politechnika Wroclawska

e-mail: Cezary.szczepanski@pwr.edu.pl

Jednym z kluczowych aspektów sterowania wielowirnikowymi UAV (BSP) jest zagadnienie korelacji momentu z siłą ciągu generowaną przez śmigło. Niepewność strukturalna zlinearyzowanego modelu, zakładanego przy klasycznym sterowaniu regulatorem PID, powoduje liczne praktyczne problemy związane ze stabilnością statku bezzałogowego. Objawiają się one niestabilną pracą regulatora osi Z przy gwałtownych manewrach oraz zwiększoną podatnością wielowirnikowego UAV na niedoskonałości geometrii. Dzięki znajomości modelu śmigła możliwe staje się analityczne wyznaczenie granic stabilności składowej pionowej Z układu sterowania oraz implementację kompensacji nieliniowych zjawisk zachodzących na śmigle.

W pracy zostaną przedstawione najpopularniejsze metody modelowania i identyfikacji śmigieł o niewielkiej średnicy wykorzystywanych w cywilnych UAV. Zostaną one sklasyfikowane pod względem jakości odwzorowania zjawisk zachodzących na śmigle oraz łatwości ich implementacji do sterowania lotem UAV.

MODEL PRZESTRZENI POWIETRZNEJ BAZUJĄCY NA GRAFIE KRAWĘDZIOWYM DO ZASTOSOWANIA W SYSTEMIE AUTOMATYCZNEGO PLANOWANIA LOTU

GRZEGORZ DRUPKA, ANDRZEJ MAJKA, TOMASZ ROGALSKI

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa

e-mail: g.drupka@prz.edu.pl, andrzej.majka@prz.edu.pl, orakl@prz.edu.pl

Artykuł przedstawia jedną z możliwości budowy modelu przestrzeni powietrznej do zastosowań w automatycznym planowaniu lotu wewnątrz przestrzeni lotów swobodnych. Dotychczas model przestrzeni powietrznej zbudowany był z przylegających do siebie komórek. W przestrzeni 2D komórki są o kształcie kwadratów, natomiast w 3D komórki są sześciennie. Każdej komórce przypisano rekord z danymi niezbędnymi do planowania lotu. Są to np. dane odnośnie warunków atmosferycznych lub dostępności przestrzeni powietrznej w określonym przedziale czasowym. Na ich podstawie system analizuje odpowiednio wagi, a trasa przelotu wyznaczana jest automatycznie. W rekordzie danych zawarte są także informacje o odległości do sąsiednich komórek. Przeliczenie i zsumowanie wag na poszczególnych odcinkach pozwala na porównanie wielu alternatywnych dróg. W dotychczasowych badaniach zastosowano graf wierzchołkowy, w którym środek komórki łączony był poprzez krawędzie grafu ze środkiem sąsiednich komórek. Zatem wierzchołek grafu mieścił się centrum pojedynczej komórki. Zaprezentowane rozwiązanie pozwala, dzięki zastosowaniu grafu krawędziowego, na bezpośrednie przypisanie danych zawartych w komórce do dystansu. Takie rozwiązanie jest możliwe, bowiem wierzchołek grafu krawędziowego stanowi połączenie środków dwóch komórek, które łączy. Jednakże taka interpretacja ujawnia konieczność uśrednienia wartości z komórek połączonych przez wierzchołek grafu krawędziowego. Przedstawiona w artykule analiza nakreśla perspektywy przekształcenia grafu wierzchołkowego na krawędziowy celem uzyskania odpowiedzi odnośnie zalet i wad obu podejść.

ACTIVE SUPPRESSION OF AEROELASTIC PHENOMENA BY ARTIFICIAL INTELLIGENCE CONTROL METHODS

FRANCISZEK DUL

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

Aircraft still have problems with various aeroelastic vibrations. Although the most dangerous bending-torsional flutter of wing and controls is practically eliminated from commercial and military aviation, other aeroelastic vibrations, especially of ailerons, are still observed and they were even a reason of spectacular disaster of a very modern stealth fighter twenty years ago. Although less dangerous than flutter, the nonlinear structural vibrations of controls, even if not destructive, are highly undesirable because of their negative impact on control system's devices. Such vibrations have often highly nonlinear hysteresis nature and then cannot be prevented by passive methods of prevention (increasing the stiffness and damping of the control system). Active suppression is thus an attractive option, because the Flight Control Systems (FCS) mounted on modern aircraft can be used without essential modifications for this purpose [1]. However, active suppression of aeroelastic vibrations by classical linear methods of control, although proved to be effective in suppressing the linear (flutter) or mildly nonlinear (freeplay induced) vibrations, are not strong enough in case of highly nonlinear hysteresis vibrations. Such vibrations can be suppressed by nonlinear methods of control that were successful in other nonlinear control problems.

In this study the Artificial Intelligence type Neural Network/ Reinforcement Learning nonlinear controller (NN/RL) is proposed for suppressing of highly nonlinear structural vibrations of ailerons. A synthesis of NN/RL controller based on reinforcement learning of the neural network with an utility function that assesses the states of the system according to their distance to the desired equilibrium (absence of the vibration of aileron) will be described. The learning of the neural network is based on the set of episodes being simulations of nonlinear aileron's vibrations for various initial conditions chosen in some neighborhood of the equilibrium state. The gradient method is used in learning to find the optimal weights for the net. Some drawbacks of this approach will be also discussed. It will be shown that the NN/RL nonlinear controller is able to damp the nonlinear hysteresis vibrations of aileron much stronger than the linear controllers, such as LQR or H_∞ . Although NN/RL controller is still not able to suppress nonlinear hysteresis vibrations completely, one can realistically supposed that more involved neural network comparing to that used in present work will be able to do it, in opposition to the classical linear methods that probably reaches their limits in this area. It will be also shown, that NN/RL controller is robust enough, even in comparing with the robust H_∞ method.

[1] Dul, F.A., "Active Suppression of Freeplay Aeroelastic Vibrations of Ailerons by Robust Control Methods with Incomplete Measurements", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol.90, issue 4, 2018.

URZĄDZENIE DO STARTU I ODZYSKIWANIA BSL W WARUNKACH OGRANICZONEJ PRZESTRZENI

RAFAŁ DZIWIŚ, ANDRZEJ GRONCZEWSKI

*Politechnika Wroclawska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej
e-mail: r.dziwisz95@gmail.com; andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl*

Rozwój lotnictwa spowodował znaczne rozszerzenie zakresu zadań realizowanych przez tę dziedzinę transportu. Oprócz typowych zadań, jakimi są transport ludzi i/lub towarów, pojawiły się szerokie potrzeby realizacji lotniczych zadań rozpoznawczych, w szeroko rozumianym znaczeniu tego słowa. Początkowo dominującą rolę odgrywały w tym zakresie zastosowania militarne. W miarę postępu technologicznego w tej dziedzinie coraz częściej wykorzystywano lotnictwo do realizacji licznych zadań cywilnych. Zadania te dedykowane były w coraz większym stopniu bezzałogowym statkom latającym (BSL), ze względu na oczywiste zalety takiego rozwiązania. Dynamiczny rozwój technologii BSL zaowocował licznymi konstrukcjami statków powietrznych, począwszy od mikro samolotów, aż do samolotów o rozmiarach i masie dorównujących złogowym statkom powietrznym, poprzez wielosilnikowe wiropląty, aż po konstrukcje wykorzystujące jednocześnie właściwości samolotu i wiropląta. Doświadczenia eksploatacyjne wskazują, że w przypadku konieczności zapewnienia stosunkowo dużej długotrwałości lotu lub dużego zasięgu, jednym z najkorzystniejszych rozwiązań jest zastosowanie samolotu bezzałogowego. Do podstawowych ograniczeń można zaliczyć w tym przypadku konieczność nadania samolotowi odpowiedniej prędkości podczas startu oraz problem bezpiecznego lądowania. W przypadku przewidywania startu i lądowania z lotniska nie występują jakiegokolwiek ograniczenia i utrudnienia, jednak wiele zastosowań BSL wymaga wykorzystywania urządzenia w warunkach ograniczonej przestrzeni. Wówczas największym problemem jest lądowanie samolotu.

W referacie przedstawiono projekt zestawu umożliwiającego start i odzyskiwanie BSL o różnych masach. Opracowany zestaw spełnia następujące, główne wymagania:

- umożliwia start przy zerowej długości rozbiegu (start z wyrzutni);
- umożliwia odzyskiwanie statku powietrznego przy zerowej długości dobiegu;
- zestaw do startu i odzyskiwania BSL będzie możliwy do transportu w kontenerze mieszczącym się w typowej przyczepie przeznaczony dla samochodu osobowego.

Główny akcent referatu położony jest na rozwiązanie konstrukcyjne urządzenia do odzyskiwania statku powietrznego.

URZĄDZENIE DO RATOWNICTWA POWIETRZNEGO Z WYSOKICH OBIEKTÓW

AGATA FIGUŁA, ANDRZEJ GRONCZEWSKI

*Politechnika Wroclawska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej
e-mail: figula.agata@gmail.com; andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl*

Zagrożenia bezpieczeństwa we współczesnym świecie prowadzą do wypadków, których negatywne skutki można zminimalizować lub czasami wyeliminować dzięki szybkiej i skutecznej ewakuacji ludzi z miejsc zagrożonych. Szczególne trudności w ewakuacji, przy poważnych zagrożeniach bezpieczeństwa, następują przy trudno dostępne obiekty infrastruktury budowlanej. Niebagatelne znaczenie dla skuteczności akcji ratowniczych mają tu następujące uwarunkowania:

- utrudniony dostęp do miejsc akcji ratowniczej ze względu na wysokość obiektu;
- istnienie zabudowy utrudniającej dostęp do obiektu, z którego ewakuowani są ludzie;
- duża liczba osób znajdujących się w strefie bezpośredniego zagrożenia.

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 uszkodzonych oraz bezpieczną ich ewakuację z miejsca wypadku. Nierzadko czas dotarcia do ludzi wymagających pomocy jest czynnikiem wpływającym na stopień uszczerbku na zdrowiu lub nawet decydującym o przeżyciu. Szczególne trudności występują przy konieczności ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych. Do takich obiektów możemy zaliczyć m.in. bardzo wysokie budynki lub miejsca położone w terenie, którego ukształtowanie uniemożliwia użycie tradycyjnych środków ewakuacji (np. tereny górskie).

Projektanci i konstruktorzy budynków o znacznych wysokościach, w zakresie zapewnienia bezpieczeństwa biernego, przewidują sposoby ewakuacji ludzi w przypadkach katastroficznych (np. pożar). Zazwyczaj są to drogi ewakuacyjne wewnątrz lub na zewnątrz obiektu, umożliwiające samodzielne opuszczenie zagrożonej strefy. Takie rozwiązania powodują jednak ograniczenia związane (np. w przypadku rozległego pożaru) z ryzykiem zablokowania wszystkich dróg ewakuacyjnych. Wówczas bezpieczną ewakuację mogą zapewnić jedynie służby ratownicze. W przypadku konieczności ewakuacji ludzi z dużej wysokości służby ratownicze muszą dysponować odpowiednim sprzętem ratunkowym. Nierzadko wewnętrzne drogi ewakuacji stają się całkowicie niedostępne i wówczas zachodzi potrzeba wykorzystania śmigłowców. Jednakże ratownik opuszczany na linie najczęściej może, podczas jednorazowej akcji, podjąć zaledwie jedną osobę. Kolejnym problemem jest 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. Do ratowania ludzi z obiektów trudnodostępnych proponuje się wykorzystanie nowego, mobilnego urządzenia – Urządzenia Do Ratowania Ludzi (UDRL). Idea ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych oparta została na podwieszonym pod śmigłowcem urządzeniu, które zapewni możliwość podjęcia jednorazowo kilku osób. Urządzenie to będzie miało

możliwość przemieszczania się w pewnym, ograniczonym zakresie, niezależnie od położenia śmigłowca. Takie rozwiązanie wyeliminuje konieczność ustalenia precyzyjnego położenia śmigłowca względem obiektu, co znaczenie skróci czas ewakuacji. Urządzenie zostanie wyposażone w układ zapewniający jego stabilizację podczas podejmowania na pokład ratowanych osób. W referacie przedstawiono analizę możliwości ratowania ludzi z obiektów trudnodostępnych, zaprezentowano koncepcje konstrukcyjną UDRL, a także opisano rozwiązania techniczne zapewniające jego mobilność i stabilizację. Ponadto przedstawiono koncepcję wyposażenia oraz opracowane procedury wykorzystania urządzenia.

Referat będzie rozwinięciem i kontynuacją referatu przedstawionego na Konferencji ML-XVII 2016, przez tych samych autorów – Andrzeja Gronczewskiego i Agatę Matras (obecnie Agata Figuła).

PROJEKTOWANIE TRAS DLA ODRZUTOWYCH CELÓW POWIETRZNYCH NA POLIGONIE WICKO MORSKIE W ASPEKCIE CECH DYNAMICZNYCH OBIEKTU

BARTOSZ GAWĘLDA, MACIEJ KULIŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: bartosz.gawelda@itwl.pl; maciej.kulinski@itwl.pl

W 2017 r. zrealizowano projekt pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu”. Przeprowadzono badania państwowe zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2. Zestaw wykorzystywany jest do szkolenia w wojskach obrony przeciwlotniczej. Jest to system przeznaczony do treningu załóg zestawów raketowych takich jak „OSA” i „KUB”. Zestaw eksploatowany jest na terenie Centralnego Poligonu Sił Powietrznych „USTKA”.

W artykule zaprezentowano metodologię projektowania tras lotu dla zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2. Projektowanie tras lotu dla tego typu obiektów musi uwzględnić wiele czynników. Zestaw przygotowany jest do wykonywania lotów dwoma celami jednocześnie, co narzuca pewne zasady ustalania tras przelotu oraz separacji pomiędzy celami podczas wykonywania zadań. Ze względu na prędkości, z jakimi poruszają się cele, na planowaną trasę lotu wpływ mają również granice obszaru poligonu, na jakim wykorzystywany jest zestaw odrzutowych celów powietrznych. Podczas projektowania tras lotu uwzględnione muszą być również warunki atmosferyczne panujące w danym dniu w strefie lotów. Jednym z głównych parametrów branych pod uwagę podczas projektowania planu lotu są cechy dynamiczne obiektu. Dodatkowo należy również uwzględnić warunki wykonywania lotów na terenie poligonu oraz procedury bezpieczeństwa. Artykuł przedstawia metodykę projektowania tras lotu z podziałem na następujące etapy: start, przebywanie w strefie oczekiwania, realizacja zadania, powrót do strefy oczekiwania, podejście do lądowania oraz lądowanie.

Poprawne i zbliżone do optymalnego przygotowanie trasy lotu w zakresie trajektorii, prędkości i wysokości lotu oraz reakcji na przebieg ćwiczeń i sytuacje szczególne pozwala na maksymalne wykorzystanie osiągnięć systemu przy jednoczesnej minimalizacji ryzyka wypadku i utraty celu w lotach treningowych.

MOŻLIWOŚCI ROZWOJU ZESTAWU ODRZUTOWYCH CELÓW POWIETRZNYCH ZOCP-JET2

JAROSŁAW HAJDUK, DARIUSZ RYKACZEWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: jaroslaw.hajduk@itwl.pl; dariusz.rykaczewski@itwl.pl

W wyniku realizacji badań państwowych w 2017 r. zestaw odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2 uzyskał zdolność operacyjną jako system treningowy dedykowany dla raketowych oddziałów przeciwlotniczych. Dzięki wysokim osiągom w zakresie prędkości i wysokości lotu odrzutowe cele powietrzne JET2 skutecznie imitują załogowe statki powietrzne również w zakresie operowania grupowego przy stosunkowo niskiej cenie wylotów.

Badania, próbna eksploatacja oraz konsultacje z udziałem przyszłego użytkownika i dowódców wojskowych wskazują na potencjalną potrzebę rozszerzenia zakresu użytkowania systemu poza funkcję celów powietrznych, a także na celowość kontynuacji pracy mającej na celu dalsze podwyższanie osiągnięć oraz zakresu użytkowania.

W aktualnej postaci zasadniczym celem systemu jest imitowanie załogowych statków powietrznych przeciwnika z użyciem celów powietrznych o zbliżonych parametrach lotu oraz podobnej skutecznej powierzchni odbicia radarowego i sygnaturze termicznej. Ładunkiem użytkowym dla celów powietrznych JET-2 jest więc w głównej mierze paliwo zapewniające wymagany czas lotu oraz źródła promieniowania termicznego (flary), których ładunek stanowi około 50 % masy startowej celu.

Wstępne analizy pokazały, że rozszerzenie możliwości użytkowych płatowców JET2 poza funkcję celów powietrznych wymaga zapewnienia udźwigu dla systemów zadaniowych na poziomie 25 kg z uwzględnieniem zasilania dla dodatkowych systemów pokładowych. Modyfikacja latającego i wszechstronnie przebadanego płatowca z jednej strony pozwala zmniejszyć koszty i zwiększa prawdopodobieństwo spełnienia wymagań w założonym czasie, z drugiej jednak strony pociąga za sobą konieczność kompromisowego podejścia do rozwiązywania zagadnień technicznych pomiędzy istniejącymi już rozwiązaniami i ograniczeniami a oczekiwaniami. W artykule zaprezentowano koncepcję modyfikacji struktury płatowca celu powietrznego, jego wyposażenia oraz zmian wymaganych w całym systemie, a także przedstawiono obliczeniowe osiągi zmodernizowanego płatowca JET2M.

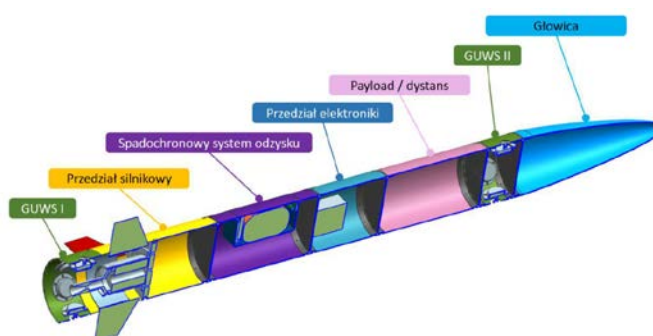
ANALIZA SYSTEMU ZIMNEGO STARTU DLA RAKIETY BADAWCZEJ

MARIUSZ JACEWICZ, ROBERT GŁĘBOCKI

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

Obecnie na świecie popularnym rozwiązaniem wystrzeliwania pocisków jest metoda pionowego, „gorącego” startu, polegająca na uruchomieniu silnika marszowego w chwili, gdy obiekt znajduje się jeszcze na wyrzutni. Takie podejście powoduje zużycie paliwa od momentu, gdy obiekt jest jeszcze nieruchomy na stanowisku startowym, jak również naraża infrastrukturę stanowiska startowego na zlokalizowanie przez potencjalnego przeciwnika.

Alternatywną metodą jest tak zwany pionowy „zimny” start. W odróżnieniu od poprzednio wymienionego rozwiązania pocisk wyrzucany jest w powietrze przy użyciu układu innego niż silnik marszowy (np. pirotechniczny, pneumatyczny lub zespół cięgien). Podczas wznoszenia, przy wykorzystaniu gazodynamicznego układu wykonawczego sterowania, zmienia się orientacja przestrzenna pocisku. Przy małych prędkościach lotu sterowanie za pomocą tylko powierzchni aerodynamicznych jest nieefektywne, przez co znacząco wydłuża się czas zmiany toru lotu rakiety. Z tego powodu nie jest możliwe przechwytywanie celów, które znajdują się blisko wyrzutni. W końcowej fazie startu, gdy rakieta jest odpowiednio ustawiona względem wyrzutni, następuje uruchomienie silnika marszowego i gwałtowne zwiększenie prędkości postępowej. Użycie „zimnego” startu pozwala na znaczną redukcję sygnatury termicznej wyrzutni, przez co jest ona trudniejsza do wykrycia i zniszczenia przez przeciwnika. Opóźnione uruchomienie silnika marszowego generuje zysk w postaci zwiększenia zasięgu rakiety. Podejście to umożliwia maksymalizację efektywności magazynowania pocisków i ich dostępności przy jednoczesnym uproszczeniu procesu startu oraz zapewnia dobre pokrycie strefy ostrzału.



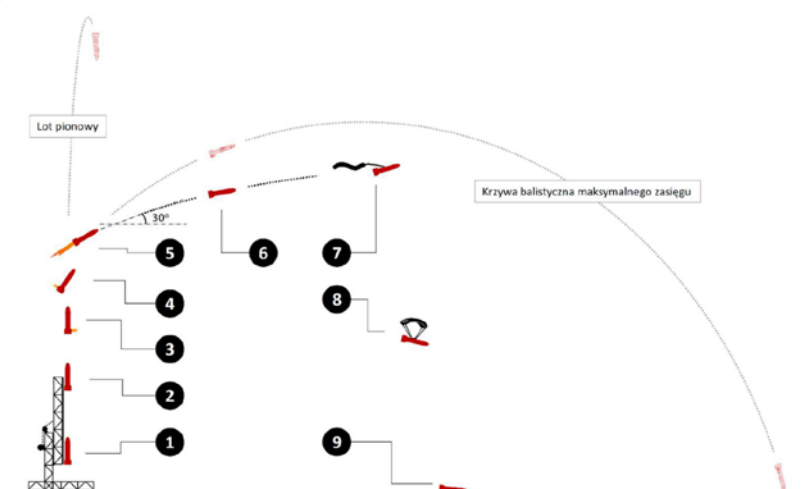
Rys. 1 Wizualizacja demonstratora do prób poligonowych (przekrój) [na podstawie materiałów Instytutu Lotnictwa]

W celu szczegółowego zbadania dynamiki manewru obrotu rakiety nad wyrzutnią we współpracy Politechniki Warszawskiej i Instytutu Lotnictwa opracowany został projekt demonstratora systemu posiadającego funkcjonalność „zimnego” startu (Rys. 1). System stał się przedmiotem badań numerycznych powtarzalności manewru obrotu nad wyrzutnią,

wpływu umiejscowienia silników korekcyjnych na przebieg procesu startu i opóźnień w układzie sterowania. Długość badanej rakiety wynosi 1600 mm, kaliber 152 mm, masa 17 kg. W skład jej wyposażenia wchodzi dwa gazodynamiczne układy wykonawcze sterowania: jeden umieszczony przed, a drugi za środkiem ciężkości obiektu.

Założono, że misja demonstratora składa się z etapów (Rys. 2):

1. pionowy start przy wykorzystaniu układu lin zamontowanego na wyrzutni,
2. zejście z wyrzutni,
3. uruchomienie pierwszego silnika korekcyjnego i obrót rakiety (pochylenie),
4. uruchomienie drugiego silnika korekcyjnego,
5. uruchomienie silnika marszowego,
6. lot rakiety przy pracującym silniku marszowym,
7. uruchomienie układu odzysku rakiety (wyrzucenie spadochronu),
8. opadanie rakiety na spadochronie,
9. lądowanie i odzyskanie nośnika danych zawierającego zapis parametrów lotu rakiety.



Rys. 2 Szkic planu misji demonstratora technologii „zimnego” startu [na podstawie materiałów Instytutu Lotnictwa]

Na podstawie powyższych założeń wykonano badania symulacyjne procesu „zimnego” startu. Opracowano model fizyczny obiektu, który następnie posłużył do wygenerowania modelu matematycznego rakiety. Wyznaczono charakterystyki aerodynamiczne rakiety i zamodelowano sposób pracy układów wykonawczych sterowania. Następnie stworzone zostało oprogramowanie symulacyjne w środowisku MATLAB/SIMULINK. Przeprowadzono serię symulacji lotu mających na celu wyznaczenie optymalnych chwil uruchomienia zarówno poszczególnych silników korekcyjnych, jak też silnika marszowego. Zbadano również wpływ opóźnień zapłonników poszczególnych silników na prędkości kątowe i kąty orientacji przestrzennej osiągnięte przez obiekt w każdym z etapów manewru. W sposób szczegółowy omówiono uzyskane wyniki, które posłużą do syntezy praw sterowania autopilota. W najbliższej przyszłości planowane jest potwierdzenie wyników symulacji na drodze badań poligonowych.

ANALIZA PRZEBIEGU TESTU ZDERZENIOWEGO KASETY OCHRONNEJ REJESTRATORA KATASTROFICZNEGO

ZBIGNIEW JAKIELASZEK, ANDRZEJ J. PANAS, MIROSLAW NOWAKOWSKI,
MACIEJ BIALECKI, MARCIN BRYL, TOMASZ KLEMB

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

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

miroslaw.nowakowski@itwl.pl; maciej.bialecki@itwl.pl; marcin.bryl@itwl.pl;

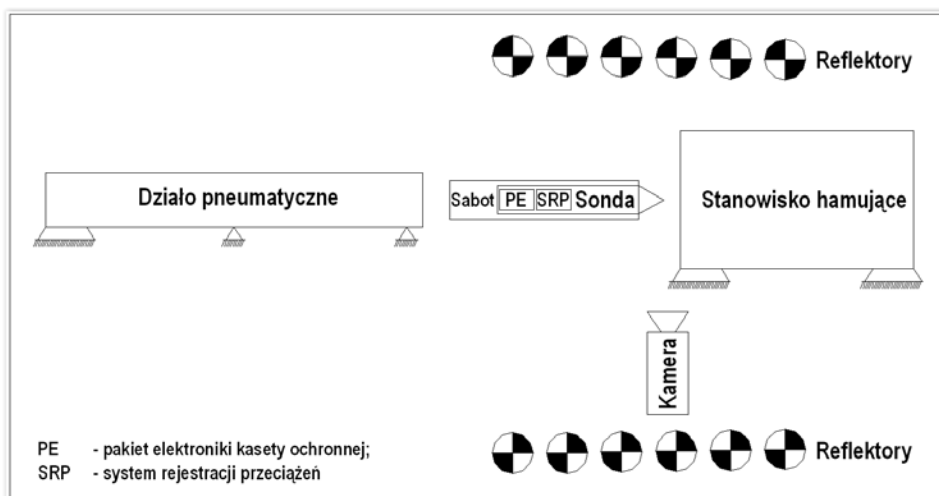
tomasz.klemba @itwl.pl

Rejestratory katastroficzne są urządzeniami wyposażenia pokładowego statków powietrznych (SP), których zadaniem jest przede wszystkim ochrona zapisanych danych w postaci parametrów lotu oraz parametrów pracy systemów pokładowych, na okoliczność zaistnienia katastrofy. Urządzenia te muszą w związku z tym spełniać wymagania związane z pracą na pokładzie statku powietrznego oraz restrykcyjne wymagania dotyczące narażeń, jakie mogą występować podczas katastrofy lotniczej. Narażeniami charakterystycznymi dla katastrofy lotniczej są: zderzenie z powierzchnią ziemi lub wody, pożar, zanurzenie szczątków samolotu w wodzie lub płynach eksploatacyjnych. Wymagania oraz opis metod badawczych proponowanych w celu potwierdzenia ich spełnienia zawarte są m.in. w normie europejskiej EuroCAE ED-112 oraz normie polskiej NO-16-A200:2006.

Jednym z wymogów związanym z warunkami imitującymi katastrofę lotniczą jest odporność rejestratora katastroficznego lub kasety ochronnej systemu rejestracji na przeciążenie o wartości 3400 g. Norma EuroCAE ED-112 zawiera szczegółowy opis wszystkich metod realizacji badań symulujących wymagane narażenia, jednak metoda badania odporności na przeciążenie o wartości 3400 g jest skomplikowana i opisana skrótowo. W polskiej normie NO-16-A200:2006 zrezygnowano z przedstawienia metody badań dotyczących przeciążeń, ograniczając się tylko do opisu parametrów impulsu przeciążenia.

W ramach szeroko zakrojonego programu prac Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych (ITWL) związanych z opracowaniem metodyki kompleksowych badań rejestratorów katastroficznych podjęto również działania mające na celu przygotowanie, przeprowadzenie i udokumentowanie wyników testu zderzeniowego. Jako obiekt badania odporności wybrano układy systemu rejestracji parametrów lotu S2-3a. Celem czteroetapowego programu badań było odtworzenie parametrów charakteryzujących zderzenie obiektu badań z przeszkodą wymaganych przez normę EuroCAE ED-112. Test zderzeniowy postanowiono przeprowadzić poprzez przyspieszenie sondy z zabudowanym wewnątrz rejestratorem badanym i ewentualnymi rejestratorami pomocniczymi, a następnie jej wyhamowaniu w kontrolowany sposób za pomocą stanowiska hamującego (rys. 1). W kolejnych etapach prac stosowane były różne, indywidualnie projektowane sondy badawcze dostosowane do zabudowy pakietu elektroniki kasety ochronnej oraz systemu rejestracji przeciążeń. Do nadania obiektowi niezbędnej prędkości wykorzystano działło pneumatyczne DPZ-250, którym dysponuje Instytut Lotnictwa, natomiast hamowanie przeprowadzono z wykorzystaniem specjalnego stanowiska ze złożem piaskowym, zaprojektowanym i zbudowanym w ITWL. Przebieg każdego testu

zderzeniowego, czyli przelot i proces wbijania się sondy pomiarowej w piasek rejestrowany był przez kamerę do rejestracji zjawisk szybkozmiennych. Dodatkowo przy realizacji kluczowych testów zderzeniowych montowano wewnątrz sondy system rejestracji przeciążeń i/lub pakiet elektroniki kasety ochronnej.



Rys. 1. Schemat stanowiska pomiarowego

W artykule przedstawiono zapis przebiegu reprezentatywnego testu zderzeniowego wykonanego przez kamerę oraz system rejestracji przeciążeń oraz porównano uzyskane w ten sposób parametry impulsu przeciążenia towarzyszącego hamowaniu sondy pomiarowej w złożu piasku. Otrzymane wyniki ilustrują sposób i dokładność odtworzenia wymagań normy EuroCAE ED-112 w zakresie odporności rejestratorów katastroficznych na przeciążenie 3400 g. W szczególności potwierdzają odporność badanego w teście pakietu elektroniki kasety ochronnej oraz potwierdzają skuteczność zastosowanych metod i procedur badań.

PROJEKT WSTĘPNY ELEKTRYCZNEGO SYSTEMU WSPOMAGANIA OPERACJI NAZIEMNYCH DLA SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO

ADAM JAROSZEWICZ

Politechnika Wroclawska

e-mail: adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl

Czy możliwa jest procedura kołowania współczesnego samolotu pasażerskiego w rejonie portu lotniczego bez szkodliwej emisji gazów cieplarnianych do atmosfery? Szacuje się, że tzw. emisja naziemna, generowana przez silniki samolotów i pomocnicze jednostki mocy APU w obszarze portu lotniczego, stanowi ponad 20% zanieczyszczeń powietrza wytwarzanych przez współczesne lotnictwo pasażerskie. Dla przykładu „konwencjonalna” pomocnicza jednostka mocy APU na współczesnym samolocie pasażerskim (np. Honeywell’s 331-500 APU – Boeing 777) emituje do atmosfery w czasie jednego lotu (głównie operacje lotniskowe) ok. 5,3 kg NO_x, 6,2 kg CO₂ i ok. 0,4 kg UHCs (niespalone węglowodory). Reasumując, współcześnie lotnictwo emituje ok. 3% całej światowej emisji gazów cieplarnianych z tendencją wzrostową (ok. 4% – 2030), zaś całkowity wpływ lotnictwa na klimat jest trzy-cztery razy większy niż wynika to tylko z samej emisji CO₂. Uwzględniając fakt dynamicznego wzrostu liczby lotniczych przewozów pasażerskich, ograniczenia emisji gazów cieplarnianych przez lotnictwo pasażerskie należy szukać głównie we wdrażaniu nowych i modernizacji istniejących technologii w dziedzinie napędów, jak i systemów pokładowych samolotów pasażerskich.

Od kilkunastu lat prowadzone są zaawansowane prace mające na celu wyposażenie współczesnego samolotu pasażerskiego w elektryczny system napędowy przedniego koła (Wheel Tug) lub podwozia głównego (EGTS – Electric Green Taxiing System), umożliwiający prowadzenie operacji kołowania w rejonie portu lotniczego z wykorzystaniem napędu elektrycznego (eTaxi). Rozwiązanie takie pozwoli na znaczną redukcję emisji gazów cieplarnianych w rejonach portów lotniczych, przyczyni się także do ograniczenia liczby holowników i innych pojazdów lotniskowych oraz skróci czas trwania operacji kołowania współczesnych samolotów pasażerskich.

Wymaganie, jakie stawiane są dla systemów eTaxi, to m.in.: pełna autonomiczność zasilania energią elektryczną, odpowiedni moment napędowy oraz możliwość pracy w reżimie jazdy w przód i jazdy w tył.

W prezentacji zostanie przedstawiony projekt wstępny elektrycznego systemu wspomaganie operacji naziemnych dla samolotu pasażerskiego w wersji Wheel Tug i EGTS dla dwóch typów samolotów pasażerskich: Airbus A321 i Boeing 737, zostanie także dokonana analiza wykorzystania istniejących pokładowych źródeł energii elektrycznej dla zasilania systemu eTaxi.

PROJEKT WSTĘPNY POMOCNICZEJ JEDNOSTKI MOCY APU DLA SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO Z WYKORZYSTANIEM OGNIW PALIWOWYCH

ADAM JAROSZEWICZ
Politechnika Wroclawska
e-mail: adam.jaroszewicz@pwr.edu.pl

Współczesne dwusilnikowe samoloty pasażerskie są certyfikowane normą ETOPS (*Extended range Twin Operations*) zezwalającą dwusilnikowym samolotom pasażerskim operować na trasach długodystansowych, wcześniej niedostępnych dla samolotów o takiej liczbie silników. Norma ETOPS wymaga zastosowania na pokładzie dodatkowych, awaryjnych źródeł zasilania energią elektryczną, pneumatyczną i hydrauliczną, kompensujących (częściowo) spadek wydajności pokładowych systemów energetycznych przy niesprawności jednego z silników i systemów z nim współpracujących. Współcześnie na pokładach samolotów pasażerskich wykorzystywane są pomocnicze jednostki mocy APU (*Auxiliary Power Unit*), turbiny napędzane powietrzem naporowym RAT (*Ram Air Turbine*) czy też generatory z magnesami trwałymi PMG. Budowa „konwencjonalnej” pomocniczej jednostki mocy APU oparta jest na małym silniku turbinowym, którego obciążeniem jest generator elektryczny i dodatkowa sprężarka będąca źródłem energii pneumatycznej (ECS, systemy rozruchowe silników lotniczych). Sprawność „konwencjonalnej” jednostki APU nie przekracza 40% przy znacznej emisji niepożądanego hałasu i gazów cieplarnianych, szczególnie podczas wykorzystania APU w obszarze portu lotniczego.

W prezentacji zostanie przedstawiony projekt wstępny pomocniczej jednostki mocy APU opartej na ogniwie paliwowym SOFC (*Solid Oxide Fuel Cell*) (ogniwo paliwowe ze stałym tlenkiem) przeznaczonym dla zasilania energią elektryczną samolotu pasażerskiego w koncepcji „More Electric Aircraft”.

Ogniwa paliwowe są obiecującym alternatywnym awaryjnym źródłem energii elektrycznej dla zasilania wojskowych jak i cywilnych samolotów i śmigłowców, pozwalającym uzyskać prawie dwukrotny wzrost sprawności przetwarzania energii chemicznej w energię elektryczną w porównaniu z „konwencjonalną” wersją APU. Zasadniczą zaletą wysokotemperaturowych ogniw paliwowych SOFC jest możliwość bezpośredniego zasilania ogniwa paliwem wodorowym (wodoronośnym) pozyskiwanym bezpośrednio z paliwa lotniczego i tlenem z powietrza atmosferycznego. Produktami wyjściowymi ogniwa paliwowego SOFC są: energia elektryczna, energia cieplna i gaz syntezowy.

W prezentacji zostanie zaprezentowana koncepcja wykorzystania ogniwa paliwowego SOFC w układzie hybrydowym (SOFC - *Gas Turbine Hybrid System*) jako pomocniczej jednostki mocy SOFC APU dla systemu elektroenergetycznego samolotu pasażerskiego wzorowanego na rozwiązaniach zastosowanych w samolocie pasażerskim Boeing 787.

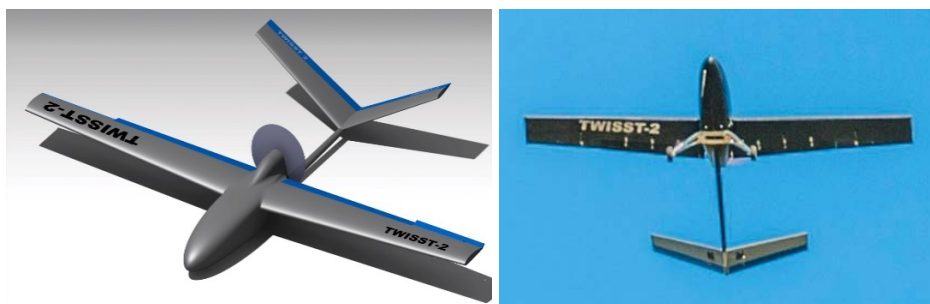
BADANIA SZTYWNOŚCI CIENKOŚCIENNEJ, KOMPOZYTOWEJ STRUKTURY SKRZYDŁA SAMOLOTU BEZZAŁOGOWGO

RADOSŁAW KOŁODZIEJCZYK, ŁUKASZ ŚWIĘCH

Politechnika Rzeszowska

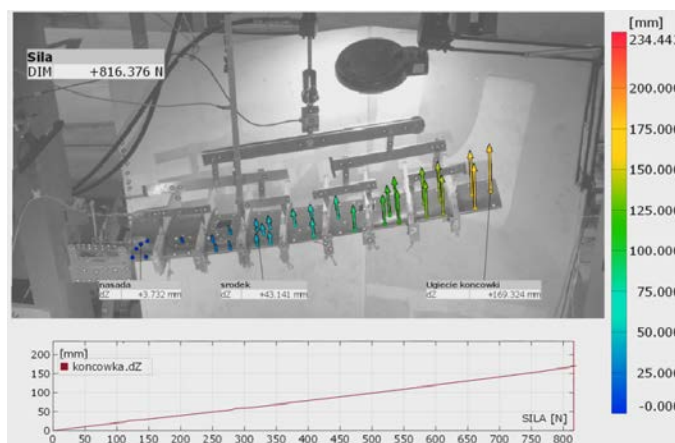
e-mail: rkolodziejczyk@prz.edu.pl; l_swiech@prz.edu.pl

W pracy przedstawiono koncepcję uproszczonych badań sztywności giętnej i skrętnej cienkościennej, kompozytowej struktury skrzydła samolotu bezzałogowego, pomocną w opracowaniu adekwatnego modelu numerycznego, umożliwiającego symulację zachowania się konstrukcji zarówno w warunkach obciążeń statycznych, jak i dynamicznych.



Rys. 1. Geometria samolotu bezzałogowego TWISST-2

Konstrukcja w postaci skrzydła samolotu bezzałogowego TWISST-2 w pierwszej kolejności poddana została badaniom statycznym umożliwiającym określenie sztywności giętnej i skrętnej struktury. Eksperyment przeprowadzono z wykorzystaniem skanera ARAMIS, opartego na metodzie cyfrowej korelacji obrazu rejestrującego informację ilościową o polu przemieszczeń struktury. Zastosowanie młotka modalnego w fazie wstępnych badań rezonansowych umożliwiło identyfikację częstości i postaci drgań własnych badanego skrzydła.



Rys.2. Przykładowy wynik badań eksperymentalnych – ugięcie skrzydła

Wyniki przeprowadzonych badań doświadczalnych wydają się pomocne przy opracowywaniu stosownych modeli numerycznych w ujęciu MES.

W pracy wykorzystano wyniki projektu LIDER/011/443/L-4/12/NCBR/2013 z dnia 01.10.2013 roku finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w Warszawie, w ramach konkursu LIDER IV.

ZASTOSOWANIE PAMIĘCI PRZENOŚNEJ USB DO ODCZYTU REJESTRATORA PARAMETRÓW LOTU

PRZEMYSŁAW KORDOWSKI, MACIEJ JÓZKO,
ANDRZEJ PANAS, MIROŚLAW NOWAKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

*e-mail: przemyslaw.kordowski@itwl.pl; maciej.jozko@itwl.pl
andrzej.panas@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl*

System rejestracji parametrów lotu składa się z kilku zasadniczych elementów. Należą do nich między innymi: rejestratory katastroficzny i eksploatacyjny oraz urządzenie lub aplikacja do deszyfracji i analizy parametrów lotu. Jeżeli użytkownik kontroluje sprawność statku powietrznego przed każdym lotem, to istnieje potrzeba częstego wczytywania danych z rejestratora eksploatacyjnego. Dynamiczny rozwój układów półprzewodnikowych pozwala na wprowadzanie nowych rozwiązań usprawniających i przyspieszających cały proces. Rozwijana koncepcja zakłada użycie powszechnie używanych pamięci półprzewodnikowych USB do wczytywania danych z rejestratora eksploatacyjnego. Prototyp rejestratora jest zbudowany w oparciu o mikrokontroler architektury ARM Cortex M0+. Jako nośniki danych zastosowano pamięć półprzewodnikową oraz ferrytową. Artykuł przedstawia porównanie różnych sposobów przenoszenia zawartości pamięci rejestratorów parametrów lotu do urządzenia deszyfrującego, główne założenia opracowywanego urządzenia oraz wstępny projekt rejestratora szybkiego dostępu wyposażonego w złącze USB. Treść referatu jest oparta o doświadczenia pozyskane podczas procesu projektowania oraz eksploatacji systemów rejestracji parametrów lotu w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

MODEL RUCHU STEROWANEJ BOMBY LOTNICZEJ W WARUNKACH TURBULENCJI

GRZEGORZ KOWALECZKO

*Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl*

WIESŁAW BULER, MARIUSZ PIETRASZEK, KRZYSZTOF GRAJEWSKI

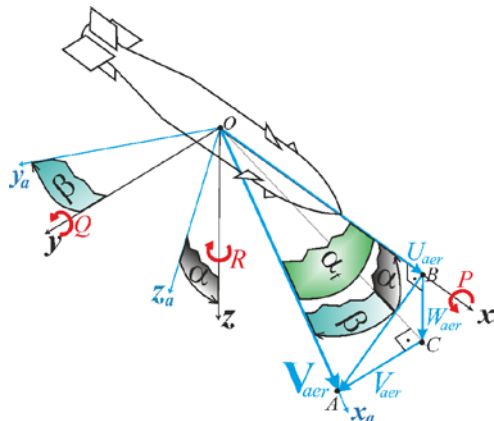
*Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: wieslaw.buler@itwl.pl, mariusz.pietraszek@itwl.pl, mirek.wijaszka@itwl.pl*

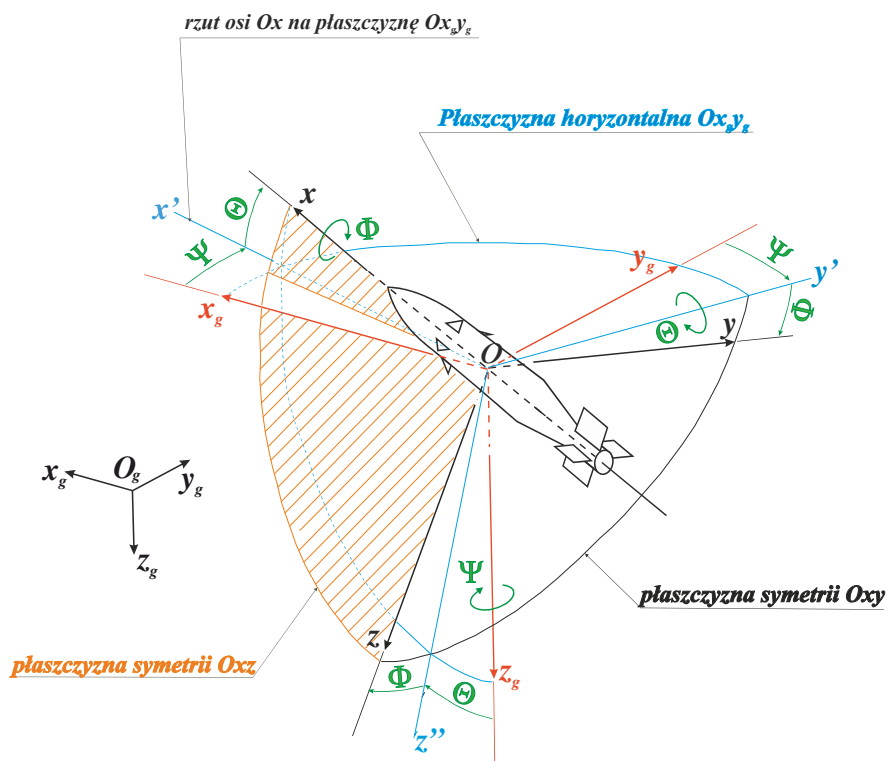
Jednym z elementów prac badawczych prowadzonych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych dotyczących modernizacji bomby ćwiczebnej LBĆw-10 są badania symulacyjne. Oparto je na autorskich programach komputerowych stworzonych w ITWL. Ich opracowanie było konieczne ze względu na zakres modernizacji, obejmujących m.in. aktywne sterowanie przy pomocy dodatkowych sterów. Dostęp do kodów źródłowych daje pełną możliwość ich modyfikacji, uwzględniając na bieżąco wprowadzane zmiany konstrukcyjne.

Inny istotny fragment tych prac to badania poligonowe. Wykonywane są one często w trudnych warunkach atmosferycznych, przy porywach wiatru. Mogą one wpływać na celność zrzutu bomby.

W związku z decyzją o prowadzeniu symulacji z wykorzystaniem własnego oprogramowania konieczne było opracowanie modelu matematycznego ruchu przestrzennego bomby. Oparto go o klasyczny model ruchu bryły sztywnej podlegającej działaniu sił i momentów sił zewnętrznych. Jednymi z tych sił są siły aerodynamiczne, które obliczano, wykorzystując charakterystyki aerodynamiczne otrzymane przy użyciu programu komercyjnego Prodas. Charakterystyki te weryfikowano w oparciu o badania tunelowe bomby. Dodatkowo uwzględniono możliwość symulowania turbulencji powietrza, wykorzystując stochastyczny opis pola wiatru.

W referacie omówiony zostanie opracowany model matematyczny ze szczególnym uwzględnieniem sposobu wyliczania obciążeń aerodynamicznych działających na bombę, w tym sił sterujących jej ruchem.





Rys. 1. Układy współrzędnych i podstawowe oznaczenia do badania dynamiki lotu bomby

MODEL MATEMATYCZNY RUCHU UKŁADU BOMBA-FLUGER

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

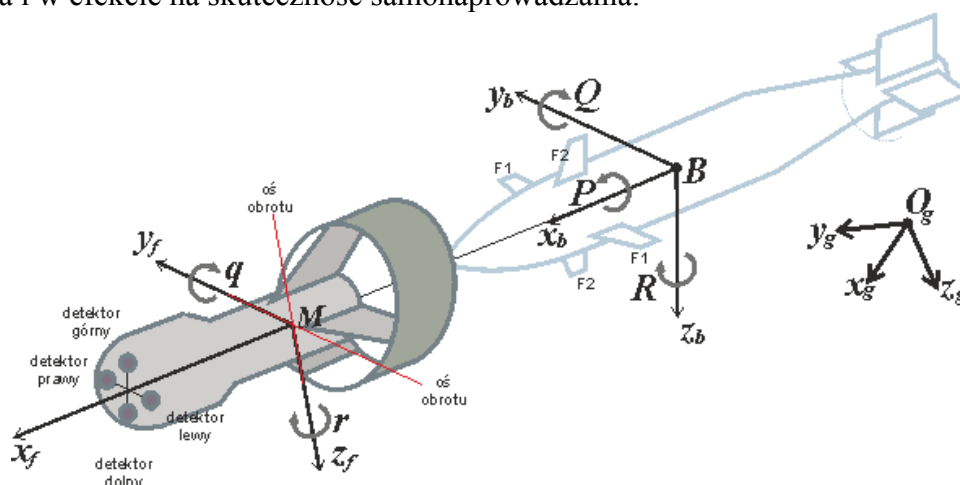
WIESŁAW BULER, MARIUSZ PIETRASZEK, TOMASZ KLEMBA

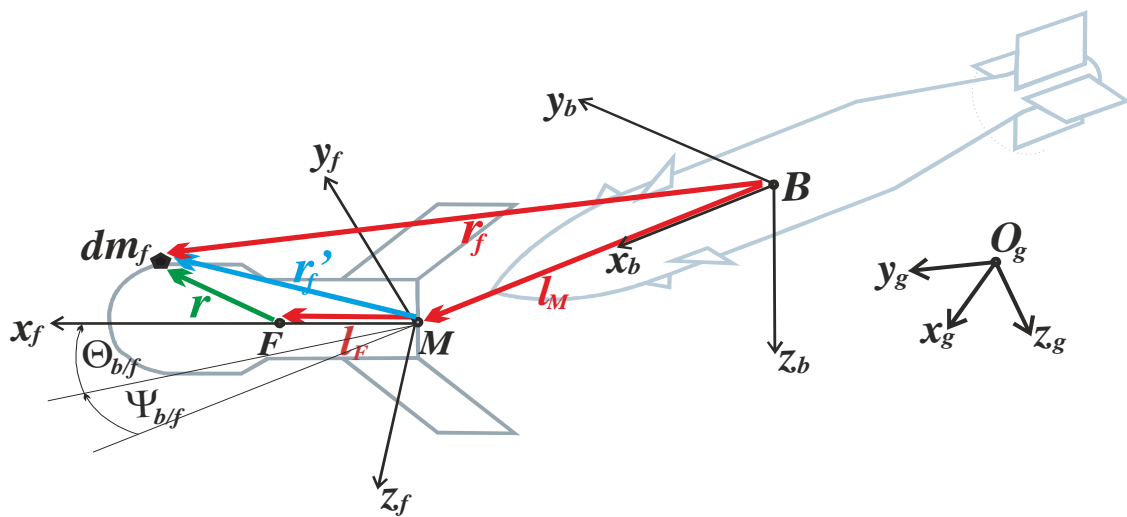
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: wieslaw.buler@itwl.pl, mariusz.pietraszek@itwl.pl, mirek.wijaszka@itwl.pl

Jednym ze sposobów samonaprowadzania bomb jest zastosowanie flugera. Jest to obiekt aerodynamiczny w kształcie cylindra z półsferyczną częścią nosową i kołowym stabilizatorem w części ogonowej zawierający detektory optoelektroniczne. Fluger mocowany jest do nosowej części bomby na wysięgniku (rys. 1). Ma on możliwość swobodnego obrotu wokół dwóch osi prostopadłych do jego osi podłużnej. Wykorzystuje się do tego przegub dwuosiowy. Punkt mocowania powinien pokrywać się ze środkiem masy flugera w celu wyeliminowania wpływu ruchu bomby na dynamikę ruchu flugera.

Fluger powinien być stateczny statycznie i dynamicznie. Dzięki temu w trakcie lotu samoczynnie ustawia się równoległe do napływających strug powietrza. Oznacza to, że jeżeli fluger skierowany jest na cel, to bomba go osiągnie. Jeżeli natomiast jest inaczej, to należy skorygować lot bomby tak, aby oś obserwacji celu flugera była równoległa do jego osi podłużnej. Korektę taką można realizować w oparciu o sygnały pochodzące z głowicy obserwacyjnej umieszczonej w części nosowej flugera.

W referacie przedstawiony zostanie model matematyczny opisujący ruch przestrzenny układu bomba-fluger. W modelu założono, że punkt mocowania nie pokrywa się ze środkiem masy flugera. Komplikuje to opis matematyczny ruchu, ale jednocześnie umożliwia badanie wpływu błędów lub ograniczeń konstrukcyjnych na dynamikę ruchu flugera i w efekcie na skuteczność samonaprowadzania.





Rys. 1. Schemat i geometria układu bomba-fluger

ANALIZA WPŁYWU RÓŻNYCH CZYNNIKÓW NA DOKŁADNOŚĆ TRAFIENIA BOMBY W WARUNKACH TURBULENTNEJ ATMOSFERY

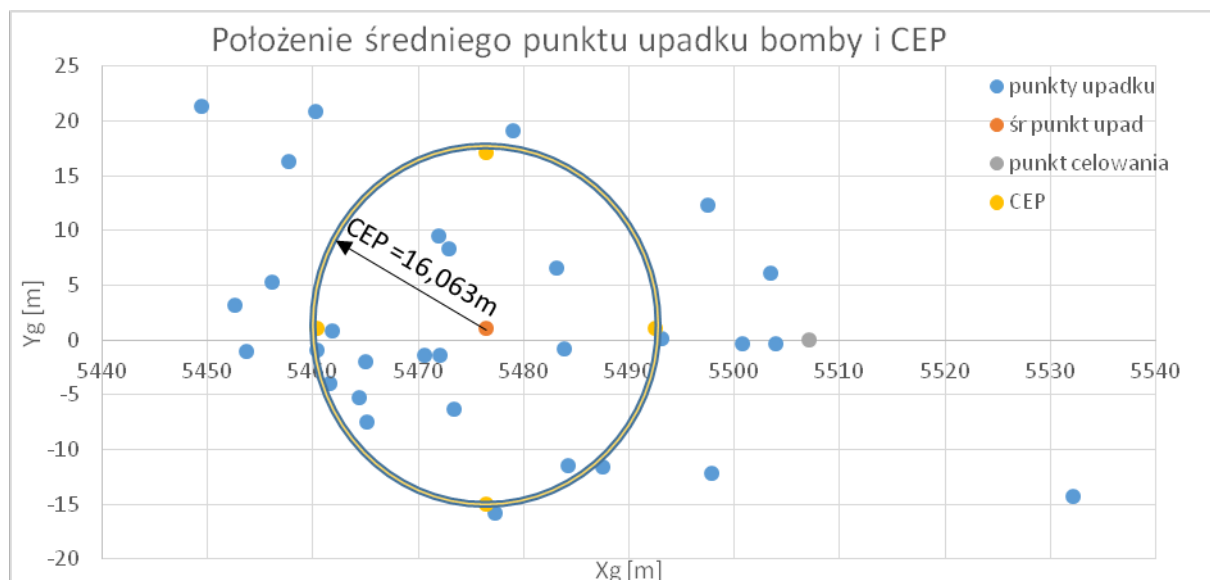
GRZEGORZ KOWALECZKO, MARIUSZ PIETRASZEK, KRZYSZTOF GRAJEWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl mariusz.pietraszek@itwl.pl

krzysztof.grajewski@itwl.pl

W artykule przedstawione zostaną wyniki symulacji numerycznej bomby korygowanej LBĆw-10K, zrzuconej w warunkach atmosfery turbulენტnej. Bomba korygowana powstała w wyniku modyfikacji lotniczej bomby ćwiczebnej LBĆw-10, poprzez dodanie modułu umożliwiającego korygowanie toru lotu bomby. Przedstawiono proces modelowania dynamiki lotu bomby lotniczej zrzuconej w warunkach atmosfery turbulენტnej. Pokazano model matematyczny bomby lotniczej traktowanej jako bryła sztywnej. Przedstawiono stochastyczny model opisujący atmosferę turbulentną opracowany przez Shinozokiego. Charakterystyki geometryczne i masowe użyte do obliczeń przyjęto z bomby korygowanej zaprojektowanej i wykonanej w Instytucie Techniki Wojsk Lotniczych. Charakterystyki aerodynamiczne przedstawione w artykule określono, wykorzystując oprogramowanie PRODAS oraz wyniki badań w tunelu aerodynamicznym. Przykładowe wyniki uzyskano w wyniku numerycznej symulacji przy pomocy autorskiego oprogramowania. Omówiono wpływ parametrów początkowych na lot bomby w atmosferze spokojnej oraz turbulენტnej. Artykuł zwiera analizę wpływu turbulencji atmosfery na rozrzut oraz celność bomby.



Rys. 1. Położenie średniego punktu upadku i CEP dla warunków początkowych: prędkość zrzutu 250m/s, kąt zrzutu 0°, wysokość zrzutu 3000m, $L_g = 400m$, $\sigma = 7m/s$

OCENA MOŻLIWOŚCI AKTYWNEGO STEROWANIA BOMBĄ Z WYKORZYSTANIEM FLUGERA

GRZEGORZ KOWALECZKO, MARIUSZ PIETRASZEK, TOMASZ KLEMBĄ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

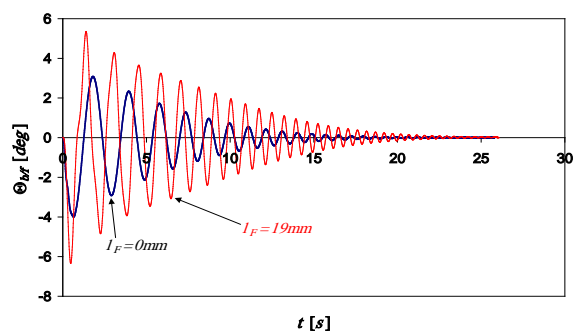
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl, mariusz.pietraszek@itwl.pl, tomasz.klemba@itwl.pl

Fluger jest to urządzenie wykorzystywane do sterowania bombą lotniczą. Zamocowany na nim detektor służy do wykrywania sygnału laserowego. Moc tego sygnału jest podstawą do wypracowywania sygnałów wykonawczych ruchomymi parami sterów. Dzięki temu, że fluger jest stateczny aerodynamicznie, możliwe jest takie sterowanie bombą, aby wektor prędkości skierowany był na cel. Ułatwia to celowanie.

W referacie przedstawione będą wyniki symulacji zrzutów bomby sterowanej aktywnie z wykorzystaniem flugera. Oceniona zostanie skuteczność trafienia celu przy różnym jego położeniu na powierzchni Ziemi. Do obliczeń wykorzystano opracowane w ITWL oprogramowanie symulujące lot zmodernizowanej bomby lotniczej LBĆw-10K w wersji z flugere. Program symulacyjny oparto o model ruchu układu dwóch połączonych mechanicznie obiektów – bomby i flugera. Rozwiązanie pozwala otrzymać przebiegi czasowe parametrów ruchu bomby oraz położenia flugera względem korpusu bomby, patrz rysunek. Można też analizować sygnały rejestrowane przez poszczególne detektory. Omówione zostaną najważniejsze wnioski dotyczące warunków poprawnego działania flugera.



Rys. 1. Bomba z flugere



Rys. 2. Kąt pochylenia flugera w trakcie lotu

OCENA SKUTECZNOŚCI AKTYWNEGO STEROWANIA BOMBĄ LOTNICZĄ LBCw-10K

GRZEGORZ KOWALECZKO, MARIUSZ PIETRASZEK, MIROSLAW WIJASZKA

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

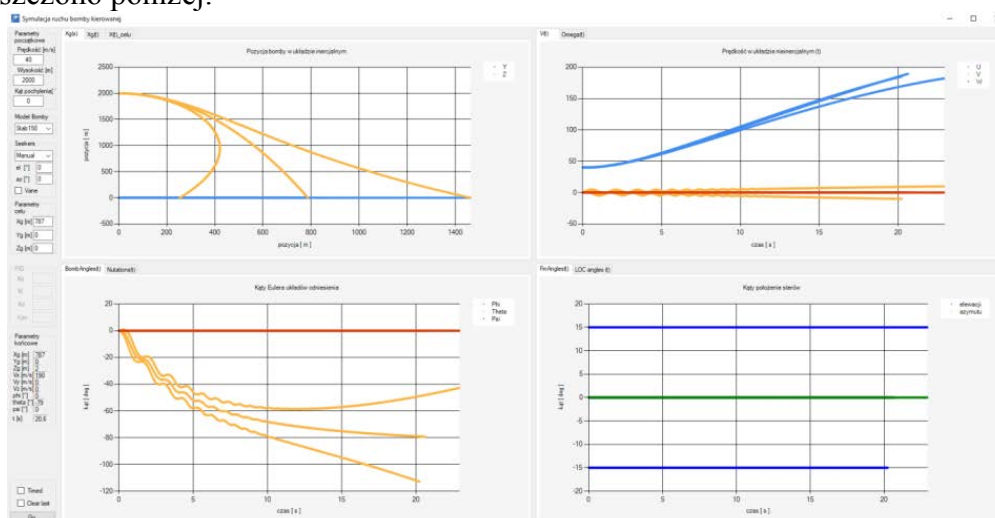
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl, mariusz.pietraszek@itwl.pl, mirek.wijaszka@itwl.pl

W artykule zostaną zaprezentowane wyniki numerycznej symulacji lotu bomby LBCw-10K korygowanej z wykorzystaniem laserowego systemu naprowadzania. Prototyp takiej bomby został zaprojektowany i wykonany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w ramach modyfikacji lotniczej bomby ćwiczebnej LBCw-10. Modyfikacja polegała na zabudowaniu w korpusie bomby laserowego układu korekcji toru lotu oraz układów sterowania. Układ detekcji składa się z czterech rozmieszczonych symetrycznie detektorów. Natomiast układ sterowania to dwie pary skrzydełek, które, wychylając się parami, umożliwiają sterowanie bombą w dwóch płaszczyznach.

Wykorzystując geometryczne i masowe charakterystyki bomby LBCw-10, przeprowadzono obliczenia zrzutów. Charakterystyki aerodynamiczne określono, wykorzystując oprogramowanie komercyjne PRODAŚ. Obliczając siły i momenty aerodynamiczne, uwzględniono oddziaływanie wychylanych aktywnie sterów.

Analizie poddano ruch przestrzenny opisany układem dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych, które uzupełniono prawami sterowania. Podstawowym problemem, który analizowano, polegał na określeniu skuteczności przyjętego rozwiązania konstrukcyjnego. W symulacjach zmieniano położenie celu, starając się uzyskać jak największą celność bomby. Realizowano to, testując różne postacie praw sterowania. Badano też wpływ modyfikacji konstrukcyjnych układu detekcji na możliwość skutecznego wykrycia i lokalizacji celu.

W referacie przedstawione zostaną przykładowe wyniki obliczeń. Ich fragment zamieszczono poniżej.



Trajektorie bomby LBCW-10K dla neutralnego oraz skrajnych wartości wychylenia sterów.

PERSPEKTYWY ROZWOJU SILNIKA RAKIETOWEGO NA PALIWO STAŁE

MIROSLAW KOWALSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: mirosław.kowalski@itwl.pl

ANTONI JANKOWSKI

Instytut Lotnictwa
e-mail: antoni.jankowski@ilot.edu.pl

ANDRZEJ ŻYLUK

Wyższa Oficerska Szkoła Sił Powietrznych
e-mail: p.zyluk@wossp.pl

Referat prezentuje prace badawcze i rozwojowe napędu raketowego przeznaczonego od polskiej sondy kosmicznej, która osiągnęła pułap powyżej 105 km, tj. przekroczyła umowną granicę kosmosu, tzw. linię von Karmana, która wynosi 100 km.

Prace badawcze obejmowały opracowanie kompozytowego materiału pędnego składającego się zasadniczo z 68% utleniacza i 32% paliwa. Prędkość spalania była kontrolowana za pomocą ziarnistości utleniacza. Zasadnicze prace badawcze nad opracowaniem materiału pędnego realizowane były w warunkach modelowych w silniku badawczym wykonanym w skali 1:5 w odniesieniu do silnika docelowego. Ponadto badania były realizowane także w warunkach modelowych w drugim silniku badawczym wykonanym w skali 1:3 w odniesieniu do silnika docelowego. Badania w tym silniku miały na celu empiryczną weryfikację zasad modelowania oraz zmniejszenie do niezbędnego minimum liczby testów silnika docelowego. Badania były nakierowane głównie na proces zapłonu, zjawisko spalania erozyjnego, zjawisko spalania rezonansowego, upakowania maksymalnej ilości ładunku napędowego w danej objętości w warunkach stałego ciśnienia w komorze spalania i ciągu w czasie całej pracy silnika w zakresie 18-25 s.

Referat prezentuje wyjaśnienie błędnego poglądu o braku wpływu ciśnienia na prędkość spalania erozyjnego. W istocie wpływ ciśnienia na tę prędkość jest różny i zależy od rodzaju zależności prędkości spalania od ciśnienia bez występowania erozji. Referat zawiera wyniki badań silnika w wersji modelowej oraz docelowej.

Poznanie zjawiska wpływu erozji stanowiło punkt wyjścia dla projektu silnika raketowego o odmiennego do dotychczas stosowanych rozwiązań, natomiast poznanie zjawiska spalania rezonansowego pozwoliło na usunięcie spalania rezonansowego. W rezultacie został opracowany oryginalny silnik raketowy na paliwo stałe o powtarzalnych parametrach pracy: stałej wartości ciągu 24 000 kN w czasie pracy do 25 s, masie ładunku 242 kg oraz impulsie właściwym 200 s. Zastosowanie silnika raketowego wraz z dwoma silnikami pomocniczymi o ciągu 14 000 kN każdy i czasie pracy 2,3 s w sondzie kosmicznej pozwoliło na uzyskanie pułapu powyżej 105 km.

Rozwój silnika poprzez zastosowanie nowego raketowego paliwa stałego o impulsie właściwym znacznie większym od dotychczas stosowanego pozwoli na zwiększenie wartości ciągu do wartości 30 000 kN. pozwoli także na uzyskanie pułapu sondy kosmicznej powyżej 100 km bez silników pomocniczych, co znakomicie uprości konstrukcję rakiety lub znaczne zwiększenie masy ładunku użytecznego, która wynosi 10 kg.

WYMAGANIA ZDATNOŚCI DO LOTU WOJSKOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH (EMAR)

SŁAWOMIR KRAJNIEWSKI, STANISŁAW RYMASZEWSKI,
FRANCISZEK ZGRZYWA, GRZEGORZ BĘCZKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: slawomir.krajniewski@itwl.pl

Z inicjatywy Ministrów Obrony 26 państw członkowskich Unii Europejskiej zrzeszonych w EDA, decyzją Rady Sterującej EDA Nr 2008/39 z dnia 10.11.2008 r., zostało powołane Forum Wojskowych Nadzorów Zdatności do Lotu (MAWA Forum). Do podstawowych zadań tego ciała należało opracowanie (oraz późniejsza aktualizacja) zbioru Zharmonizowanych Europejskich Wojskowych Wymagań Zdatności do Lotu (ang. *European Military Airworthiness Requirements* – EMAR).

Dokumenty EMAR nie są zbiorem przepisów (regulacji prawnych), a jedynie wymaganiami. Każde państwo UE zrzeszone w EDA jest odpowiedzialne za wdrożenie tych wymagań do krajowych przepisów regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych.

Dyrektor Departamentu Polityki Zbrojeniowej, działając z upoważnienia Ministra Obrony Narodowej, podpisał w dniu 18.06.2013 r. Podstawowy Dokument Ramowy. Dokument ten nakłada na MON obowiązek uczestnictwa w procesie stanowienia (opracowywania i aktualizacji) wymagań EMAR i dołożenia wszelkich starań, aby zapewnić ekspertów do prac w różnych grupach roboczych/doradczych zaangażowanych w ten proces, oraz implementacji całego zbioru przyszłych EMAR i adaptacji istniejących EMAR jako jedynych przepisów regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych, w najkrótszym możliwym terminie.

Krajowe organizacje mające w planach projektowanie, produkcję oraz serwisowanie produktów lotniczych o przeznaczeniu wojskowym, sklasyfikowanych jako wyrób lub część i wyposażenie dla potrzeb MON, muszą brać pod uwagę fakt, że implementacja EMAR w krajowych przepisach regulujących zdatność do lotu wojskowych statków powietrznych będzie miała poważne konsekwencje dla ich dalszej działalności. Organizacje te będą musiały spełniać wymagania odpowiednich EMAR, w tym posiadać stosowne certyfikaty.

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych realizowane są przygotowania do stworzenia możliwości wystąpienia o certyfikację zdatności do lotu cywilnych statków powietrznych (tzw. Part) oraz – po powołaniu Wojskowej Władzy Lotniczej w Polsce – europejskich wymagań zdatności do lotu wojskowych statków powietrznych (EMAR) według europejskich przepisów. W artykule omówiono paradygmaty i doświadczenia ITWL dotyczące wymagań zdatności do lotu.

WYKORZYSTANIE ROZMYTEGO SYSTEMU EKSPERCKIEGO DO AUTOMATYCZNEGO STEROWANIA ZESPOŁEM NAPĘDOWYM W STATKU POWIETRZNYM ZLIN 143LSi

BARTŁOMIEJ KROK, NORBERT GRZESIK, KONRAD KUŹMA

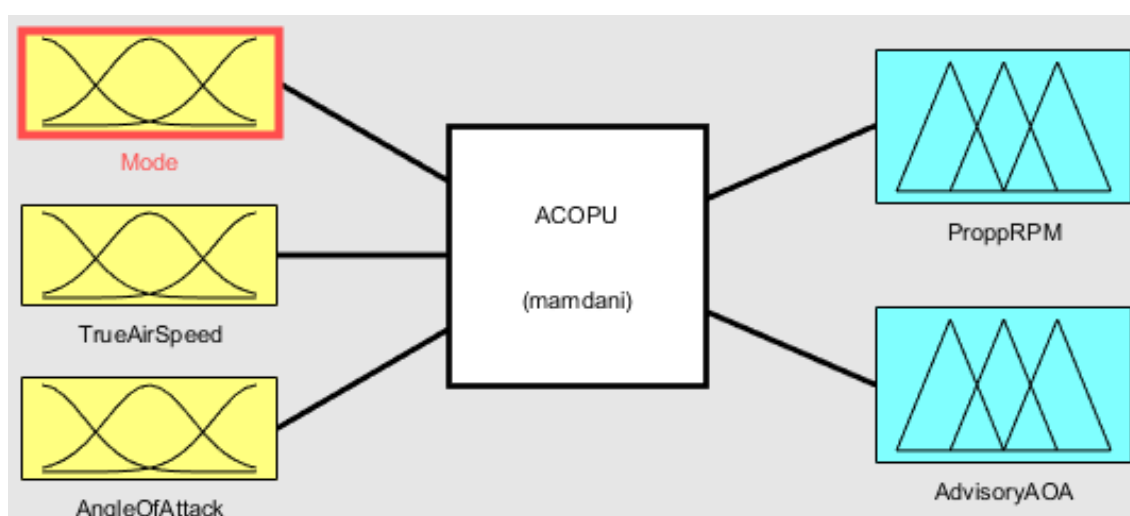
Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa

e-mail: bartlomiej.krok@gmail.com, n.grzesik@wsosp.pl, k.kuzma@wsosp.pl

W artykule omówiono sposób sterowania zespołem napędowym w samolocie Zlin 143LSi, który wyposażony jest w silnik tłokowy napędzający śmigło z możliwością zmiany jego skoku. Wszystkie czynności obsługi wykonywane są manualnie przez pilota na podstawie instrukcji użytkownika w locie.

Autorzy postawili sobie za cel opracowanie projektu sterownika opartego o logikę rozmytą, którego zadaniem będzie zautomatyzowanie systemu sterowania zespołem napędowym, zmniejszając tym samym stopień trudności pilotażu oraz zwiększając ekonomikę eksploatacji. Projekt został wykonany w interaktywnym środowisku FuzzyLogic Toolbox programu Matlab.

W analizie wzięto pod uwagę trzy parametry wejściowe mające wpływ na zmianę prędkości obrotowej śmigła: ciśnienie ładowania jednostki napędowej podawane w calach słupa rtęci (*Mode*), prędkość statku powietrznego TAS (*True Air Speed*) wyrażoną w węzłach oraz kąt natarcia (*Angle of Attack*) z jakim aktualnie wykonywany jest lot wyrażony w stopniach. Na podstawie wyżej wymienionych sygnałów wejściowych określano prędkość obrotową śmigła, poprzez zmianę skoku śmigła (*ProppRPM*) oraz zalecany kąt natarcia (*AdvisoryAOA*) dla danych parametrów w celu optymalnego wykorzystania danych warunków lotu. Schemat projektowanego sterownika nazwanego przez autorów *Automatic Control of Power Unit (ACOPU)* przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Sterownik rozmyty *Automatic Control of Power Unit*

Dla projektowanego sterownika na podstawie szerokich konsultacji z ekspertem ustalono poszczególne zakresy i wartości sygnałów wejściowych, wyjściowych, a także opracowano bazę reguł, na którą składa się 96 reguł wnioskowania. Podczas konsultacji omówiono projekt automatycznego systemu sterowania. Przedstawiono jego zakres, formę działania oraz korzyści płynące z zastosowania go na statku powietrznym. Ekspert stwierdził, iż jego zastosowanie jest uzasadnione, a jego wdrożenie będzie w znacznym stopniu ułatwiało pilotaż samolotu Zlin 143LSi oraz sprawiało, że eksploatacja samolotu będzie bardziej ekonomiczna. Ekspertem był pilot Polskich Linii Lotniczych LOT wykonujący loty na samolocie Bombardier Dash Q400 (nalot 650 godzin), instruktor LOT Flight Academy, posiadający dodatkowo uprawnienia do lotów na samolot Zlin 143LSi.

W następnym etapie prac zaprojektowany rozmyty system sterowania poddano badaniu poprawności działania. Polegało ono na zadawaniu konkretnych wartości sygnałów wejściowych w celu otrzymania sygnałów sterujących na wyjściu układu. Badanie przeprowadzono dla 20 wybranych próbek testowych, których wartości zostały wybrane w taki sposób, aby sprawdzić działanie sterownika w sytuacjach, jakie mogą zaistnieć podczas lotu. Pierwsze badanie testowe wykazało istnienie kilku błędów w bazie reguł wnioskowania, dlatego po ponownej konsultacji z ekspertem baza reguł została poprawiona, a sterownik poddany kolejnej próbie testowej na tych samych wartościach sygnałów wejściowych. Drugie badanie nie wykazało błędów, a praca sterownika była zgodna z oczekiwaniami.

Pakiet Fuzzy Logic Toolbox pozwolił na zaprojektowanie modelu do automatycznego sterowania zespołem napędowym składającym się z silnika i śmigła. Dobrze opracowany układ jest w stanie obliczać poprawne wartości, jednak niezbędna jest do tego wiedza ekspercka. Na jej podstawie określono bowiem zakresy i wartości sygnałów wejściowych, wyjściowych oraz zbudowano bazę reguł. Przebadanie sterownika oraz ponowna konsultacja z ekspertem pozwoliły na wskazanie błędów powstałych przy projektowaniu oraz wyeliminowaniu ich poprzez optymalizacje. Ponowne badanie wykazało, iż sterownik pracuje poprawnie i może przejść do dalszych testów na przykład do symulacji w narzędziu Simulink programu Matlab.

Dalszym etapem prac nad projektowanym sterownikiem będzie dokładniejsza symulacja i dostrojenie sterownika, tak aby można było podjąć próby wdrożenia proponowanego rozwiązania na samolocie Zlin 143LSi.

WSTĘPNE POMIARY I SYMULACJA BEZROZBIEGOWEGO STARTU WIATRAKOWCA

WIESŁAW KRZYMIEŃ

Instytut Lotnictwa, Warszawa

e-mail: wieslaw.krzymien@ilot.edu.pl,

Cechą charakterystyczną typowego lekkiego wiatrakowca jest brak napędu wirnika i dlatego jego start przypomina start samolotu. Start bezrozbiegowy wykorzystujący energię bezwładności wirnika jest wykonywany przez niektóre bardzo lekkie wiatrakowce.

W artykule przedstawiono przebieg wstępnych pomiarów mających na celu skonstruowanie wiatrakowca, które miałyby możliwość wykonania bezpiecznego startu bezrozbiegowego. Badania obejmowały próby naziemnie układu napędowego, łopat i wirnika oraz pomiar impulsu ciągu.

Obiektem badań był specjalnie przygotowany demonstrator (wiatrakowiec o uproszczonej konstrukcji), dla którego wykonano wstępne obliczenia symulacyjne startu bezrozbiegowego. Układ napędowy demonstratora, tj. silnik, przekładnia, sprzęgła, wał napędowy prerotacji, głowica i łopaty przystosowane były do zabudowy na egzemplarz lotny wiatrakowca. Projektowany wiatrakowiec miał wirnik o średnicy 9.4 m i maksymalną masę startową 700 kg.

Przedstawiono przebieg wykonanych prób i przykładowe wyniki pomiarów wykonanych na specjalnym stanowisku w Instytucie Lotnictwa. Pomiary potwierdziły możliwość wykonania bezrozbiegowego startu zaprojektowanego dwumiejscowego wiatrakowca I-28, jednak badania wymagają dalszych prób naziemnych.

Badania przeprowadzono w ramach projektu "Technologia wdrożenia do praktyki gospodarczej nowego typu wiropłatowego statku powietrznego".



EKSPERYMENTALNE BADANIA MODELU SAMOLOTU TU 154 M W SKALI 1:40 W TUNELU AERODYNAMICZNYM

ANDRZEJ KRZYSIAK

Instytut Lotnictwa

e-mail: andkrzys@ilot.edu.pl

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań modelu samolotu Tu-154 M w skali 1:40. Model samolotu wykonany został metodą drukowania 3D na podstawie zeskanowanej geometrii zewnętrznej rzeczywistego obiektu. Skanowanie 3D geometrii samolotu Tu-154 M oraz jego model wykonał zespół pracowników WAT. Wykorzystana technika wykonania modelu, bazująca na dokładnej geometrii obiektu rzeczywistego, pozwoliła na wytworzenie modelu bardzo dokładnie odwzorowującego rzeczywisty samolot.

Badania obejmowały pomiary podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu w skali 1:40 w dwóch podstawowych jego wariantach, tj. w konfiguracji do lądowania (sloty i podwozie wysunięte, klapy wychylone na 36^0) ze skrzydłem w pełnym obrysie, oraz w tej samej konfiguracji, lecz z obciętą końcówką lewego skrzydła (w przybliżeniu w $1/3$ jego rozpiętości).

Badania podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modeli samolotu Tu-154 M wykonane zostały w tunelu małych prędkości T-1 (średnica przestrzeni pomiarowej 1.5 m) Instytutu Lotnictwa. Większość badań przeprowadzono dla największej możliwej do uzyskania w tym tunelu prędkości, tj. $V = 40$ m/s, co odpowiadało liczbie Reynolds'a (odniesionej do średniej cięciwy aerodynamicznej modelu) $Re = 0.35 \cdot 10^6$. Pomiary charakterystyk aerodynamicznym modelu samolotu Tu-154M zrealizowane zostały zarówno przy zmiennym kącie natarcia, tj. dla $-8^0 \leq \alpha \leq 22^0$ przy kącie ślizgu $\beta = 0^0$, jak i przy zmiennym kącie ślizgu, tj. dla $10^0 \leq \beta \leq 10^0$ przy kącie natarcia $\alpha = 0^0$.

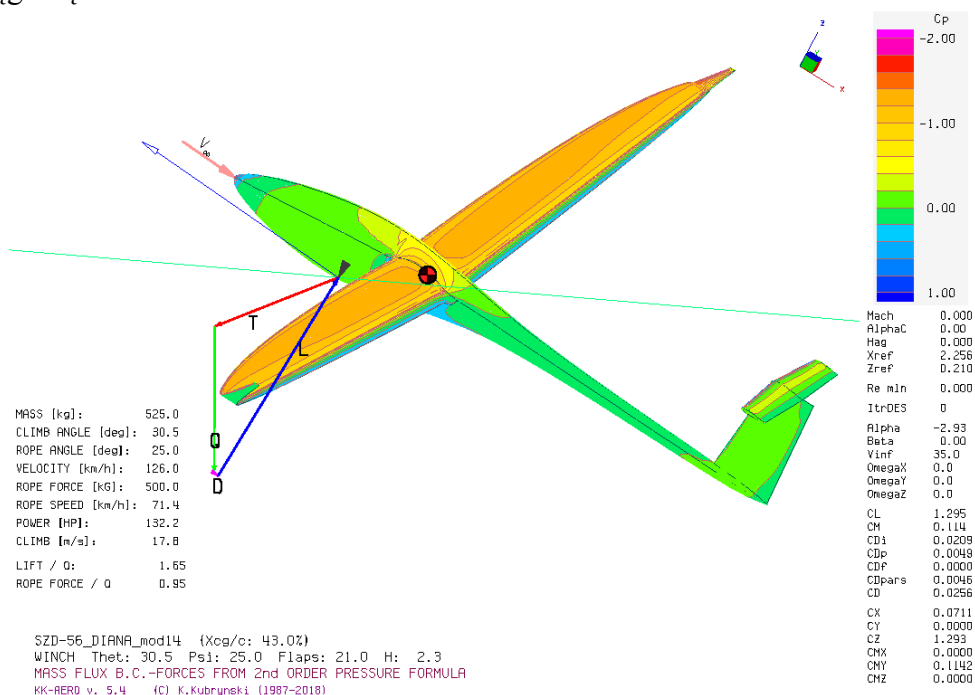
Omawiane w niniejszej pracy badania wykonano na zamówienie Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego, działającej przy Ministerstwie Obrony Narodowej.

ZASTOSOWANIE METOD OBLICZENIOWYCH W PROJEKTOWANIU WŁASNOŚCI LOTNYCH SAMOLOTÓW I SZYBOWCÓW

KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

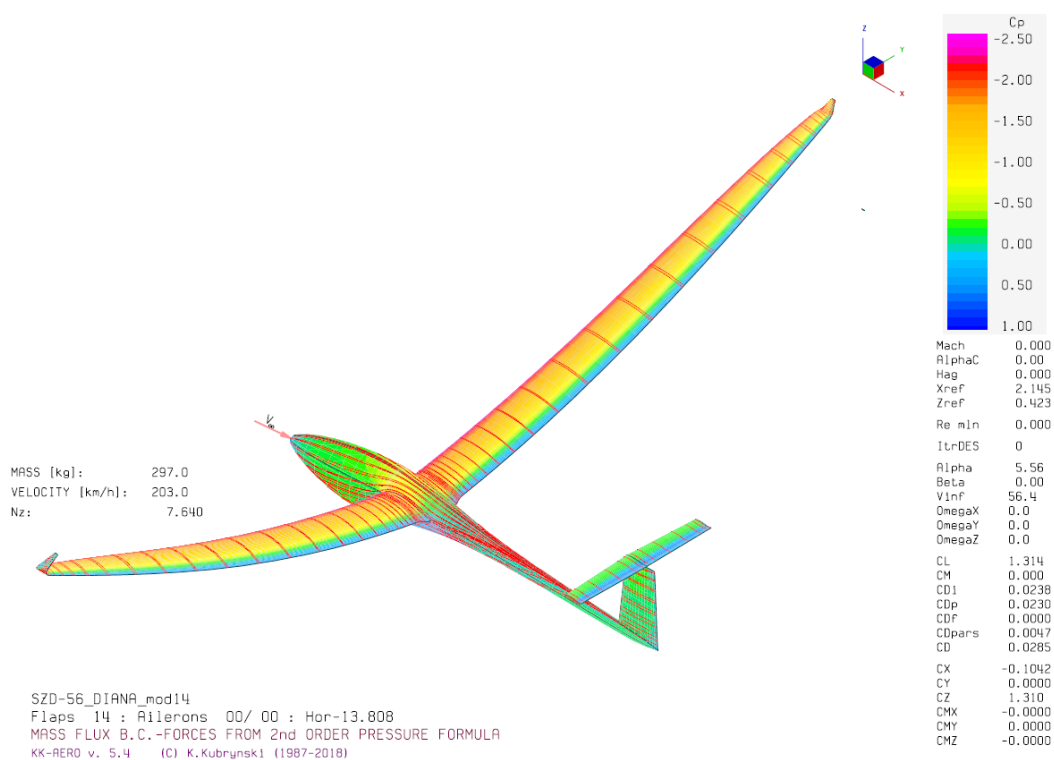
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: *kkubryn@itwl.pl*

Jednym z podstawowych zadań stawianych projektowaniu aerodynamicznemu jest zapewnienie jak najlepszych charakterystyk aerodynamicznych, w tym możliwie małego oporu w warunkach dużej prędkości lotu (np. przelotu), dużych współczynników siły nośnej w warunkach startu i lądowania, odpowiednich własności przy przeciągnięciu – w tym braku tendencji do zwalania się na skrzydło oraz zapewnienia skuteczności sterowania. Nie mniej istotne jest zapewnienie odpowiednich własności związanych z mechaniką lotu, np. stateczności statycznej i dynamicznej, możliwości zapewnienia równowagi we wszystkich fazach lotu i przy różnych stanach załadowania, odpowiedniej skuteczności lotek – wymaganych prędkości kątowych przechylenia bez tendencji do wywoływania ślizgu, skuteczności steru wysokości, itp./itd. Jednym z ważnych zagadnień projektowania samolotu jest zapewnienie odpowiedniej skuteczności steru wysokości, w celu umożliwienia rotacji (podniesienia koła przedniego) podczas startu. Zagadnienie to jest szczególnie problematyczne w przypadku samolotu z wysoko uniesionym zespołem napędowym, ale wpływa na nie również wyważenie samolotu, konfiguracja podwozia, wartość kąta postojowego (wysokości goleni koła przedniego) oraz wpływ ziemi na aerodynamikę samolotu. Innym zagadnieniem, które jest wyjątkowo ważne ze względów bezpieczeństwa, jest zapewnienie właściwego zachowania się szybowca podczas startu za wyciągarką.



Niewłaściwa lokalizacja zaczepu haka lub nieodpowiednia skuteczność usterzenia poziomego podczas oderwania w fazie rozpędzania szybowca może spowodować niebezpieczeństwo niekontrolowanego wzrostu kąta natarcia w tej fazie, prowadząc do sytuacji niebezpiecznych.

W referacie omówione zostaną niektóre rozszerzenia pakietu KK-AERO (służącego zasadniczo do wspomagania projektowania aerodynamicznego w oparciu o metody odwrotne i optymalizacyjne), które pozwalają na właściwy dobór takich parametrów, jak: wielkość usterzenia poziomego i pionowego, wielkości sterów, różnicowość i zakres wychyleń lotek, itd., w celu zapewnienia odpowiednich własności lotnych oraz bezpieczeństwa użytkowania samolotu. Opracowane rozszerzenia pakietu dają również możliwość uwzględnienia wpływu odkształcalności skrzydła (pod wpływem obciążeń) na jego własności oraz wyznaczenie stateczności dynamicznej samolotu w różnych fazach lotu. Rozszerzenia te pozwalają na zautomatyzowane rozwiązanie poszczególnych zagadnień, prowadząc do zasadniczego przyspieszenia i usprawnienia procesu projektowania samolotu, zapewniając jednocześnie na znaczne podniesienie efektywności i końcowego efektów projektowania.



DEDYKOWANE SYSTEMY POKŁADOWE WYKORZYSTYWANE PODCZAS BADAŃ W LOCIE W PROJEKCIE ZESTAWU ODRZUTOWYCH CELÓW POWIETRZNYCH ZOCP-JET2

MACIEJ KULIŃSKI, BARTOSZ GAWĘDA, EMILIAN MAGDZIAK, GRZEGORZ MENTRAK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: boguslaw.czechowicz@itwl.pl; bartosz.gawęda@itwl.pl;

emilian.magdziak@itwl.pl; grzegorz.mentrak@itwl.pl

W wyniku realizacji projektu pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu” zostały zaprojektowane oraz wykonane dedykowane systemy pokładowe pozwalające na zebranie kompletu danych umożliwiających poprawne dostrojenie układu autopilota oraz układy umożliwiające wykonanie zadań zgodnie z założeniami taktyczno-technicznymi.

W artykule zostały przedstawione i szczegółowo opisane dedykowane moduły zastosowane w ZOCP-JET2. Głównym modułem jest autopilot zapewniający możliwość sterowania obiektem oraz rejestracji 60 parametrów z częstotliwością 50 Hz. Ze względu na specyficzne miejsce operowania celów powietrznych układ autopilota posiada procedury automatycznego startu, automatycznego lądowania oraz warianty awaryjne dostosowane do działania na terenie poligonu. Kolejnym systemem jest układ dystrybucji zasilania i sygnałów. Układ ten zapewnia dystrybucję zasilania oraz komunikację pomiędzy autopilotem a resztą modułów zainstalowanych na samolocie. Cel powietrzny wyposażony jest w bezstykowy układ pomiaru paliwa, będący uzupełnieniem systemu zliczeniowego zużytego paliwa. Układ sterowania silnikami zapewnia dwustronną komunikację pomiędzy autopilotem a silnikami. Rozwiązanie takie pozwala na wysyłanie komend do silników i odczyt parametrów pracy. Kolejnym dedykowanym modułem jest moduł stabilizacji temperatury dajnika ciśnienia zapewniający poprawną pracę czujnika w rzeczywistych warunkach atmosferycznych. Poprawne wykorzystanie danych pozyskanych z dedykowanych systemów zainstalowanych na bezzałogowcu pozwala na maksymalne wykorzystanie osiągow systemu ZOCP-JET2 przy jednoczesnej minimalizacji ryzyka wypadku i utraty celu w lotach treningowych.

EKSPERYMENTALNA ANALIZA RUCHU SKRZYDŁA MOTYLA *ATTACUS ATLAS* W KARTEZJAŃSKIM UKŁADZIE WSPÓLRZĘDNYCH

ZUZANNA KUNICKA-KOWALSKA, KRZYSZTOF SIBILSKI

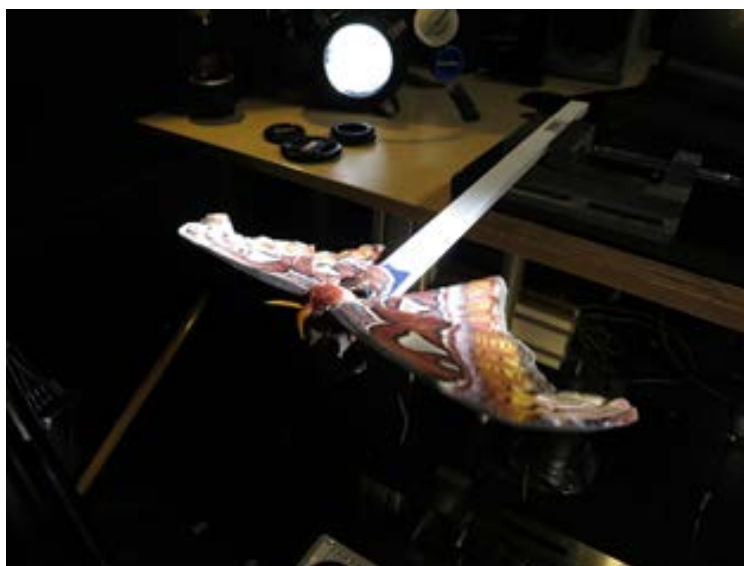
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Politechnika Warszawska
e-mail: kunna13@wp.pl, sibilski@hot.pl

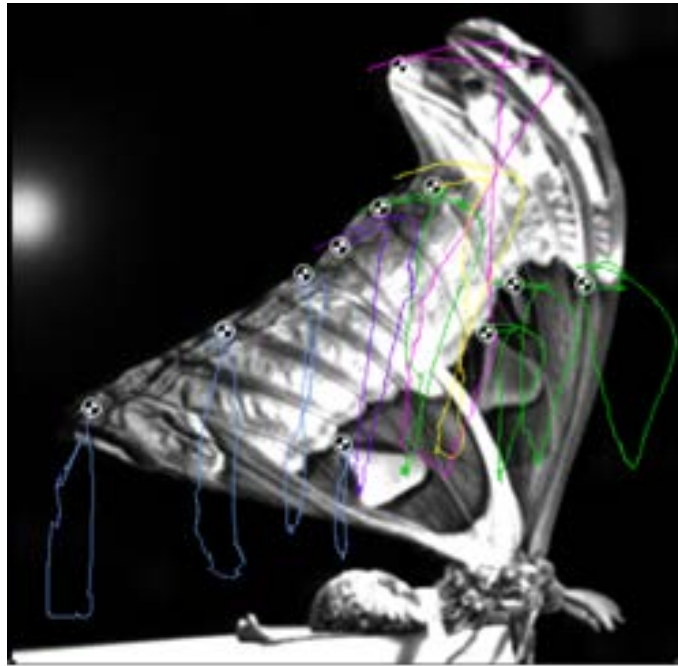
Przedmiotem pracy jest opis badań wykonanych w tunelu aerodynamicznym na żywym owadzie gatunku *Attacus atlas*. Celem eksperymentu był opis ruchu i odkształceń skrzydła motyla w trakcie trzepotania. Do analizy wybrano 11 charakterystycznych punktów na skrzydle, z czego 8 znajdowało się na krawędzi, a pozostałe 3 zlokalizowane były na powierzchni skrzydła. Położenie tych punktów pokrywało się z charakterystycznymi plamkami na skrzydle motyla, (ze względu na bardzo delikatną strukturę skrzydła nie było możliwe fizyczne nałożenie znaczników lub namalowanie punktów).

Motyl został unieruchomiony na specjalnie zaprojektowanym przyrządzie i umieszczony w tunelu aerodynamicznym (rys. 1a).

Ruch skrzydeł motyla sfilmowano za pomocą trzech szybkich kamer. Kamery zostały umieszczone tak, że ruch skrzydeł oraz ich odkształcenia obserwowane były jednocześnie z trzech stron: z boku, z tyłu i z dołu.

a)





b)

Rys 1. (a): Zdjęcie unieruchomionego owada podczas badania;
(b) Ścieżki śledzenia ruchu (motion tracking) z programu Kinovea - widok z boku

W efekcie tych badań uzyskano serie zdjęć poklatkowych pozwalających na określenie zmian położenia skrzydeł oraz ich odkształceń. Wyniki pomiarów zostały opracowane za pomocą programu Kinovea (rys. 1b).

ANALIZA WIATROWA DLA WYNIESIONEGO ŁADOWISKA ŚMIGŁOWCOWEGO

MACIEJ LASEK, MACIEJ PISULA

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: mlas@poczta.onet.pl, mrpisula@gmail.com

Inżynieria wiatrowa jest prężnie rozwijającą się dziedziną wiedzy. Wpływ interferencji opływów budynków na przepływ powietrza wokół wyniesionych lądowisk śmigłowcowych może mieć decydujące znaczenie dla bezpieczeństwa korzystania z tego typu obiektów. Celem pracy jest przedstawienie metody numerycznej mechaniki płynów do badań wiatrowych lądowisk umiejscowionych na dachach budynków.

W artykule przedstawiono krok po kroku etapy przygotowania danych wejściowych do programu ANSYS Fluent. Sformułowane zostały również wskazówki pozwalające na automatyzację podejścia do tego procesu. Następnie zaprezentowano wyniki analiz z użyciem modelu turbulencji $k-\varepsilon$ zmierzających do oceny możliwości podejścia do lądowania śmigłowca. Metoda została poddana walidacji z użyciem eksperymentalnych badań w tunelu aerodynamicznym.

ANALIZA WYPADKÓW LOTNICZYCH SPOWODOWANYCH DEZORIENTACJĄ PRZESTRZENNĄ PILOTA

RAFAŁ LEWKOWICZ

Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej
e-mail: rlewkowicz@wiml.waw.pl

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

Podczas analizy przyczyn wypadku lotniczego wciąż znaczącym problemem jest określenie powodu błędnego działania pilota, często trudniejszym niż określenie np. powodu usterki silnika. Dotyczy to szczególnie sytuacji, w której pomimo sprawności technicznej statku powietrznego pilot traci kontrolę nad lotem lub w sposób kontrolowany doprowadza do zderzenia z ziemią. Przyczyną tych zdarzeń jest zazwyczaj utrata orientacji przestrzennej, w wyniku czego pilot błędnie określa swoje położenie i ruch względem powierzchni Ziemi. Nieszczęśliwe wypadki w lotnictwie wojskowym i cywilnym, które są związane z dezorientacją przestrzenną (DP), powodują wysokie straty osobowe oraz finansowe. Doniesienia o wypadku lotniczym, którego przyczyną była DP, zwykle opierają się na jakościowej ocenie tego zjawiska. W związku z faktem, że DP jest zjawiskiem kłopotliwym, w analizie zaleca się, aby jakościowe powiązanie analizowanej, krytycznej fazy lotu ze znanym złudzeniem wywołującym DP, wspierać wynikami z analizy ilościowej.

W referacie zostanie przedstawiony model wykrywania i identyfikacji DP, w którym do wnioskowania o możliwości wystąpienia DP, jako przyczyny wypadku lotniczego zastosowano podejście oparte na analizie ilościowej. Opisane zostaną cztery etapy tej analizy (rys. 1), które obejmują:

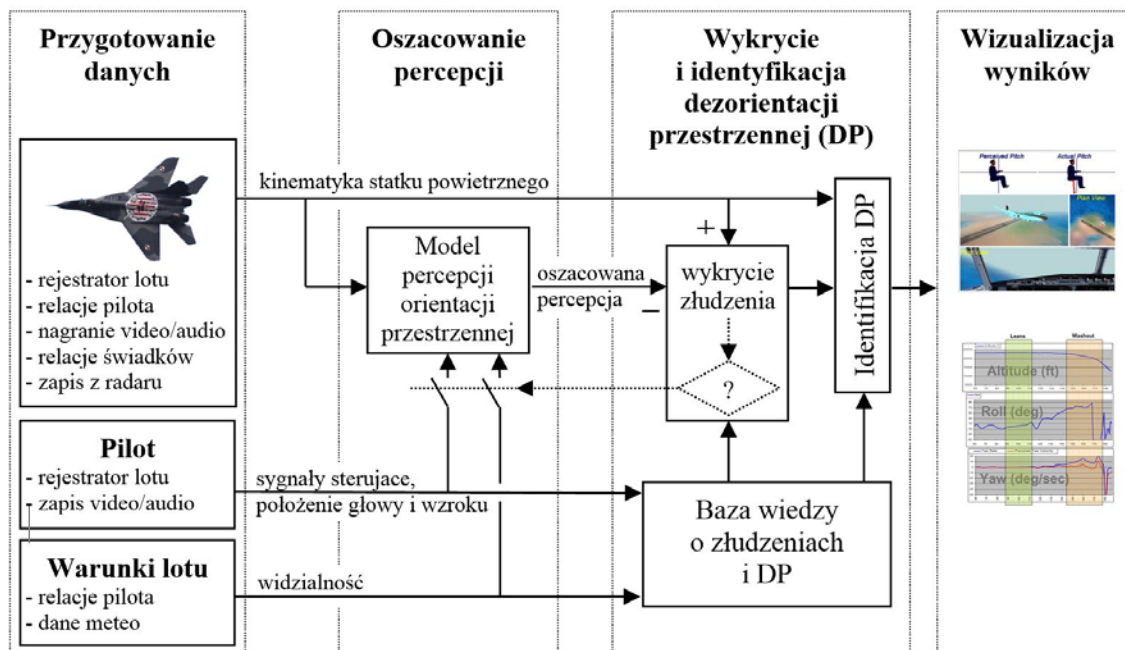
Przygotowanie danych z krytycznej fazy lotu. W oparciu o dane z pokładowych rejestratorów parametrów lotu, obliczane są położenie oraz liniowe i kątowe prędkości i przyspieszenia oddziałujące na głowę pilota. Określa się, czy pilot korzystał z dostępnych wzrokowych wskaźników orientacji przestrzennej (wskazania przyrządów pokładowych oraz informacje z zewnątrz kabiny);

Oszacowanie postrzeganej przez pilota orientacji przestrzennej. Szacowanie to przeprowadza się za pomocą modelu percepcji położenia i ruchu pilota. Danymi wejściowymi modelu są parametry lotu wyznaczone w pierwszym etapie analizy;

Wykrycie i identyfikacja złudzenia, które wywołało DP. Wykrycie złudzenia odbywa się w oparciu o wyniki z 1 i 2 etapu analizy. W przypadku, gdy wyniki modelu percepcji różnią się znacząco od wyników z 1 etapu analizy, w celu weryfikacji ich wiarygodności, poddaje się je dodatkowej ocenie przy użyciu danych z innych źródeł. Są to dane w postaci wejściowych sygnałów sterowania wprowadzanych przez pilota, opinii ekspertów na temat lotu i relacji świadków. Identyfikacja złudzenia jest procesem realizowanym zwykle przez człowieka posiadającego specjalistyczną wiedzę. Proponuje się jednak wspomaganie człowieka inteligentnym oprogramowaniem opartym na utworzonej bazie wiedzy. Rozpoznanie złudzenia będzie wówczas odbywać się w bloku zawierającym reguły

eksperckie, wykorzystujące logikę rozmytą. Takie podejście zapewni powtarzalność identyfikacji DP;

Wizualizacja wyników. Wyniki analizy zostają przedstawione w formie przebiegów rzeczywistych parametrów lotu i parametrów postrzeganych przez pilota oraz, za pomocą trójwymiarowej wizualizacji, symulacji komputerowej krytycznej fazy lotu.



Rys. 1. Model wykrywania i identyfikacji dezorientacji przestrzennej pilota

W referacie zostanie zaprezentowany opracowany model wykrywania i identyfikacji DP. W obliczeniach wykorzystano dane dotyczące zdarzenia lotniczego, do którego doszło na samolocie F-16 w warunkach nocnych.

OCENA JAKOŚCI ODWZOROWANIA PRZYSPIESZEŃ W WIRÓWCE PRZECIĄŻENIOWEJ

RAFAŁ LEWKOWICZ

Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej
e-mail: rlewkowicz@wiml.waw.pl

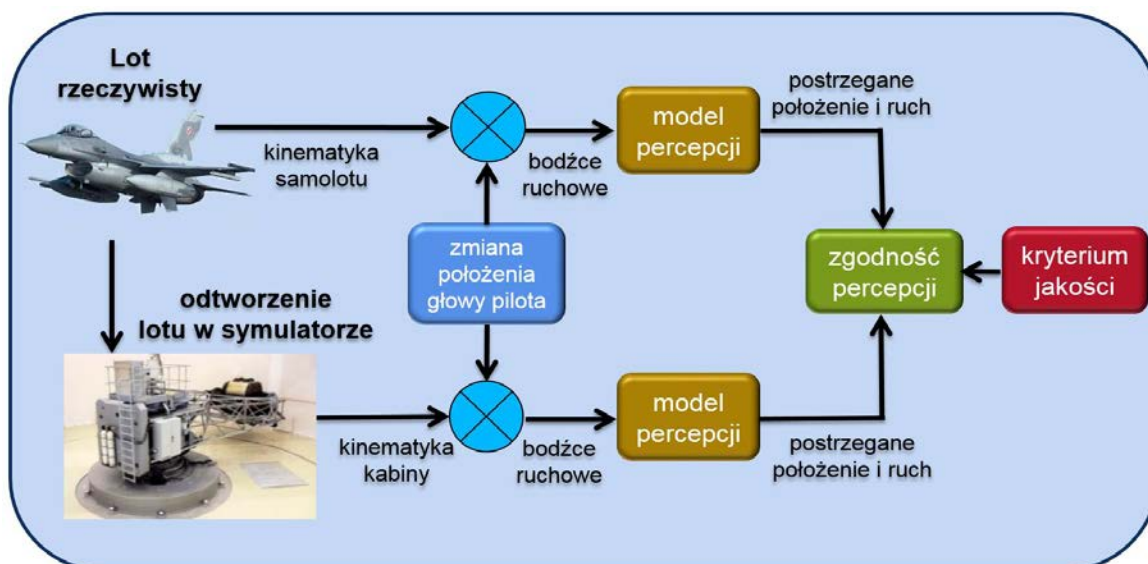
GRZEGORZ KOWALECZKO

Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

Wirówka przeciążeniowa jest urządzeniem, które w bezpiecznych dla pilota warunkach umożliwia jego szkolenie, trening i ocenę predyspozycji do lotów samolotami wysokomanewrowymi. Za pomocą tego symulatora pilot zapoznaje się z możliwością wystąpienia podczas lotu niepożądanych skutków działania przeciążeń, takich jak przeciążeniowa utrata świadomości oraz dezorientacja przestrzenna. Wirówka przeciążeniowa stosowana jest również w pracach badawczych dotyczących sztucznej grawitacji. Celem tych badań jest m.in. opracowanie metody przeciwdziałania niekorzystnemu wpływowi długotrwałej nieważkości na organizm człowieka. Obok licznych zalet wirówki przeciążeniowej urządzenie to ma również wady. Wśród nich są specyficzne bodźce ruchowe, które niejednokrotnie wywołują u pilota chorobę symulatorową. Objawy tej choroby są analogiczne do choroby lokomocyjnej, a ich pojawienie się obniża efektywność realizowanych w symulatorze szkoleń i treningów. Przyjmuje się, że podstawą do wyeliminowania czynników wywołujących chorobę symulatorową jest wysoka wierność percepcji ruchu w odpowiedzi na bodźce ruchowe wytworzone przez symulator. Wierność ta przyjmuje wysoką wartość, gdy percepcja pilota bodźców ruchowych w trakcie treningu w symulatorze lotu jest nie do odróżnienia od percepcji bodźców występujących podczas analogicznego manewru w locie rzeczywistym.

Celem prezentowanych w referacie badań była ocena jakości odwzorowania przyspieszeń w wirówce przeciążeniowej. Z uwagi, że dotychczas nie opracowano obiektywnej i efektywnej metody oceny jakości odwzorowania przyspieszeń opartej na ludzkiej percepcji, do osiągnięcia celu badań konieczne było opracowanie nowego testu. W zaproponowanej metodzie (rys. 1) podstawowym kryterium jakości odwzorowania przyspieszeń jest odczucie pilota oszacowane za pomocą opracowanego modelu percepcji orientacji przestrzennej człowieka.

Obiektem badań był dynamiczny symulator lotu – wirówka przeciążeniowa HTC-07, znajdująca się na wyposażeniu Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej w Warszawie. W badaniach wykorzystano dane z lotu rzeczywistego samolotu F-16 oraz dane z symulatora HTC-07, zarejestrowane podczas odtwarzania tego lotu. Badanie przeprowadzono metodą obliczeń numerycznych w środowisku Matlab z wykorzystaniem pakietu Simulink.



Rys.1 Metoda oceny jakości odwzorowania przyspieszeń

Wyniki przeprowadzonych obliczeń symulacyjnych wskazują, że symulator lotu HTC-07 ma wysoką jakość odwzorowania przyspieszenia liniowego. Niską jakość odwzorowania wykazuje ten symulator w zakresie zarówno położenia kąтового, jak i przyspieszenia grawitacyjnego. Wzrost jakości odwzorowania tych parametrów można jednak osiągnąć poprzez wprowadzenie wzrokowych wskaźników orientacji przestrzennej. Biorąc pod uwagę fakt, że układ ruchu symulatora HTC-07 ma jedynie 3 stopnie swobody, to uzyskana jakość odwzorowania przyspieszenia liniowego jest zadowalająca, a jego poziom odpowiedni do realizacji szkoleń i treningów pilotów. Zaprezentowana metoda oceny jakości odwzorowania przyspieszeń może być stosowana również do oceny innych symulatorów lotu, które wyposażono w układ ruchu.

MODELOWANIE TRAJEKTORII LOTU SAMOLOTÓW RPAS W KONTEKŚCIE INTEGRACJI WEDŁUG PROCEDUR IFR NA LOTNISKU RZESZÓW-JASIONKA

DANIEL LICHON

*Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Politechnika Rzeszowska
e-mail: d_lichon@prz.edu.pl*

Samoloty klasy RPAS (Remotely Piloted Aircraft Systems) stanowią grupę samolotów bezzałogowych wykonujących loty nieautonomiczne pilotowane przez naziemnego operatora. W skali europejskiej dąży się do integracji samolotów RPAS z lotnictwem załogowym w kontrolowanej przestrzeni powietrznej oraz w operacjach z lotnisk kontrolowanych. Podejmowane działania służą wypracowaniu modelu jednolitej przestrzeni powietrznej, zastępując model segregacji przestrzeni.

W pracy przedstawiono zagadnienie modelowania trajektorii lotu samolotów bezzałogowych RPAS w odniesieniu do realizacji procedur podejścia i odejścia IFR na lotnisku Rzeszów-Jasionka. Podstawowym celem badań było określenie możliwości integracji samolotów RPAS według istniejących procedur IFR. Zbudowano model osiągowy oraz dynamiki lotu dostosowany do charakterystyk samolotów bezzałogowych. Model osiągowy zweryfikowano w oparciu o badania w locie samolotu bezzałogowego „Demon-2”, opracowanego na Politechnice Rzeszowskiej. Wykonano symulacje trajektorii lotu samolotów RPAS według procedur IFR na lotnisku Rzeszów-Jasionka. Uwzględniono wpływ skali obiektu, tj. masę i wymiary, na modelowane trajektorie. Badania obejmowały obwiednię osiągową samolotów RPAS, dokładność odwzorowania proceduralnej trajektorii lotu oraz porównanie symulowanych trajektorii RPAS względem trajektorii realizowanych przez samoloty załogowe w wybranych procedurach IFR.

**IDENTYFIKACJA NIEPARAMERYCZNA OBIEKTU
WZBUDZONEGO D-OPTYMALNYM WYMUSZENIEM
MULTI-STEP**

PIOTR LICHOTA

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

W artykule przedstawiono wyniki identyfikacji nieparametrycznej uzyskane poprzez analizę odpowiedzi częstotliwościowej. Nieliniowy model symulacyjny samolotu F-16 został wzbudzony zbiorem jednoczesnych i D- optymalnych wymuszeń multi-step. Do ich zaprojektowania wykorzystano dyskretną transformatę falkową i algorytm genetyczny. Zarejestrowana odpowiedź modelu symulacyjnego została użyta do identyfikacji modelu liniowego uwzględniającego sprzężenia pomiędzy ruchem podłużnym i bocznym. Do przekształcenia sygnału z dziedziny czasu do dziedziny częstotliwości wykorzystano nakładające się pół-sinusoidalne okna wygładzające i transformatę chirp-Z. Estymowane charakterystyki amplitudowe i fazowe porównano z odpowiedzią uzyskaną dla modelu symulacyjnego. Zakres stosowalności zidentyfikowanego modelu liniowego został określony na podstawie wartości funkcji koherencji.

SYMULACJA ZOBRAZOWAŃ RADARU Z SYNTETYCZNĄ APERTURĄ – SYNTHETIC APERTURE RADAR (SAR)

MAJ MORDZONEK, JAROSŁAW KRZONKALLA

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl

KRZYSTOF KULPA, PIOTR SAMCZYŃSKI

Politechnika Warszawska, Instytut Systemów Elektronicznych

e-mail: psamczyn@elka.pw.edu.pl

DAMIAN GROMEK

Politechnika Warszawska

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W artykule przedstawiono komputerowe metody symulacji zobrażeń powierzchni Ziemi i obiektów znajdujących się na niej, porównywalnych z uzyskiwanymi za pomocą rzeczywistych radarów z syntetyczną aperturą (SAR).

Wynikiem symulacji jest scena radarowa zawierająca zarówno zobrazenie Ziemi, jak i obiekty znajdujące się na jej powierzchni.

Scena radarowa może być wygenerowana za pomocą komputerowego wspomaganie projektowania (CAD), w celu uzyskania numerycznego modelu terenu (DTM), jak też z użyciem zobrażeń 3D terenu, zarejestrowanych za pomocą skanowania powierzchni Ziemi z wykorzystaniem laserowej techniki skanowania (LIDAR). Możliwe jest też wykorzystanie surowej wizji radarowej z rzeczywistego radaru SAR.

Tak uzyskane syntetyczne dane obrazowe mogą zostać wykorzystane do testów algorytmów SAR, weryfikacji uzyskanych danych obrazowych z uwzględnieniem trajektorii lotu platformy z radarem, efektów zacieniania przez obiekty fizyczne, wpływu na zobrazenie podwójnego/wielokrotnego odbicia itp.

Wytworzone syntetycznie zobrazenia radarowe umożliwiają uzyskanie danych obrazowych o dużej rozróżnialności bez konieczności wykonywania kosztownych lotów z wykorzystaniem rzeczywistego statku powietrznego.

Jest to szczególnie istotne przy pracach badawczych nad techniką SAR, jak również przy projektowaniu i testach radarów z syntetyczną aperturą. Dlatego symulatory SAR znajdują szerokie zastosowanie w radiolokacji samolotowej, będąc ważnym narzędziem wsparcia prac w zakresie radarów z syntetyczną aperturą.

WYKRYWANIE OBIEKTÓW RUCHOMYCH NA TLE ZIEMI (GMTI)

MAJ MORDZONEK, JAROSŁAW KRZONKALLA,

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: maj.mordzonek@itwl.pl

KRZYSTOF KULPA, PIOTR SAMCZYŃSKI,

Politechnika Warszawska, Instytut Systemów Elektronicznych

e-mail: psamczyn@elka.pw.edu.pl

JĘDRZEJ DROZDOWICZ

Politechnika Warszawska

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Moving target indication (MTI) jest trybem pracy radaru, wykrywania obiektów ruchomych na tle zakłóceń radiolokacyjnych (*clutter*). Jednym z rodzajów MTI jest radar z funkcją wykrywania obiektów poruszających się na tle Ziemi (GMTI).

Funkcja GMTI może być zrealizowana zasadniczo na dwa różne sposoby.

Pierwsza metoda nazywana jest DPCA (przesunięcie fazowe centrum anteny). Istotną wadą techniki DPCA jest to, że powstają ślepe prędkości, i poruszające się z tą prędkością obiekty są postrzegane jako stacjonarne.

Druga metoda nosi nazwę STAP (filtrowanie adaptacyjno-przestrzenne) i opiera się na właściwości kowariancji sygnałów czasowych dla różnych elementów w antenie macierzowej. Matryca kowariancji odpowiednio dla obiektów nieruchomych i ruchomych jest inna, co jest wykorzystywane przez liniowe łączenie sygnałów w czasie i przestrzeni, tak że uzyskuje się maksymalny stosunek pożądanego do niepożądanego sygnału.

Istnieje też trzecia możliwość wykrywania obiektów ruchomych wykorzystująca technikę radaru z syntetyczną aperturą (SAR). W tym rozwiązaniu ruchomy cel będzie nie tylko wykryty, ale także zobrazowany w wysokiej rozdzielczości. Wyniki eksperymentów pokazały, że SAR GMTI jest skutecznym narzędziem do wykrywania i zobrazowania ruchomych celów na tle Ziemi.

W artykule przedstawiono współczesne metody wykrywania obiektów poruszających się na tle Ziemi (GMTI) w tym SAR GMTI.

ZASTOSOWANIE METOD INŻYNIERII ODWROTNEJ ORAZ NUMERYCZNEJ MECHANIKI PŁYNÓW NA POTRZEBY ANALIZY ODPORNOŚCI NA ZDERZENIA SAMOLOTÓW

ALEKSANDER OLEJNIK, ŁUKASZ KISZKOWIAK,
ADAM DZIUBIŃSKI, PIOTR WITAKOWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl

W niniejszej pracy przedstawiono złożony proces odtwarzania geometrii zewnętrznej oraz struktury wewnętrznej samolotu z wykorzystaniem metod inżynierii odwrotnej na potrzeby analiz zderzeniowych z wykorzystaniem Metody Elementów Skończonych. Ponadto przedstawiono proces wyznaczania obciążeń aerodynamicznych działających na samolot oparty o Metodę Objętości Skończonych. Procedura odtwarzania geometrii zewnętrznej samolotów wraz z budową ich modeli numerycznych jest niezwykle złożonym zadaniem z zakresu inżynierii odwrotnej. Korzystając z uzyskanych danych pomiarowych, opracowano modele numeryczne i skalowane samolotu wykorzystane w trakcie badań aerodynamicznych. Zastosowana procedura badawcza pozwala między innymi na analizowanie wpływu poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne. Natomiast tok modelowania struktury wytrzymałościowej samolotu uwzględnia wykorzystanie geometrii zewnętrznej bryły płatowca oraz odtworzenie geometrycznych form wewnętrznych z naciskiem na przekroje elementów siłowych struktury. Mając na uwadze potrzebę zwiększenia poziomu bezpieczeństwa realizacji operacji lotniczych przez statki powietrzne będące na wyposażeniu Sił Powietrznych RP, wskazane jest opracowanie technologii badań odporności na zderzenia dużych samolotów z wykorzystaniem metod numerycznych. Opisana procedura może zostać wykorzystana na etapie analizy przyczyn i skutków wypadków lotniczych. Przeprowadzone badania są przykładem w pełni profesjonalnego i innowacyjnego podejścia do realizacji przedmiotowego zagadnienia.

BADANIA WŁAŚCIWOŚCI CIEPLNO-MECHANICZNYCH LOTNICZEGO KOMPOZYTU EPOKSYDOWO-SZKLANEGO

ANDRZEJ J. PANAS^{1,2}, MACIEJ BIAŁECKI¹, ANDRZEJ DUDZIŃSKI¹, KRZYSZTOF FIGUR¹,
ANNA KRUPIŃSKA¹, ŁUKASZ OMEN², MIROSLAW NOWAKOWSKI¹

¹ *Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych*

² *Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa*

*e-mail: andrzej.panas@itwl.pl; maciej.bialecki@itwl.pl; andrzej.dudzinski@itwl.pl;
krzysztof.figur@itwl.pl; anna.krupinska@itwl.pl; lukasz.omen@wat.edu.pl;
miroslaw.nowakowski@itwl.pl*

W pracy przedstawiono metodykę oraz wyniki badań właściwości cieplnofizycznych struktury kompozytowej kompozytu epoksydowo-szklanego. Kompozyt wytworzony został metodą kontaktową laminowania ręcznego z utwardzaniem w worku próżniowym. Osnowę kompozytu stanowi żywica MGS 285 z utwardzaczem H 286, natomiast jako wypełnienie zastosowano tkaninę włókna szklanego w splocie płóciennym w dziesięciu kolejnych warstwach nakładanych bez zmiany orientacji. Badana struktura kompozytowa stanowi reprezentatywny przykład lotniczego materiału konstrukcyjnego i w takim zastosowaniu była już wykorzystywana.

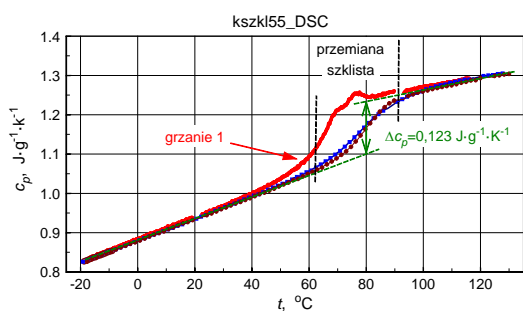
Przeprowadzone badania miały charakter badań wieloparametrowych całościowych i objęły swoim zakresem badania struktury, pomiary wagowe, termograwimetryczne, mikrokalorymetryczne, dylatometryczne, badania właściwości lepkością oraz pomiary dyfuzyjności cieplnej. Celem badań było zarówno wyznaczenie wartości i zależności poszczególnych parametrów od temperatury, jak również sprawdzenie skuteczności opracowanych wcześniej i zastosowanych do wykonania badań metod oraz procedur pomiarowych. Ze względu na specyfikę badanej struktury do zakresu analizowanych zjawisk włączone zostały problemy stabilności i powtarzalności właściwości cieplnofizycznych, obserwacja i opis zjawisk polimeryzacji resztkowej, elementy pogłębionej analizy termicznej ewentualnych innych identyfikowanych podczas pomiarów efektów, a także charakteryzacja różnic kierunkowych właściwości – anizotropii kompozytu.

Do wykonania badań wykorzystano zestaw wyspecjalizowanych przyrządów badawczych oraz stanowiska pomiarowe własnej konstrukcji. Pomiary przeprowadzono w szerokim zakresie temperatury, obejmującym pełen zakres temperatur eksploatacyjnych. Uzyskane wyniki stanowią podstawę opisu właściwości badanego materiału i umożliwiają określenie ograniczeń technologii jego wykonywania oraz późniejszego użytkowania związanych z oddziaływaniami termicznymi i mechanicznymi. Charakterystyka badanego materiału obejmuje również obliczeniowe wartości przewodności cieplnej, które zostały wyznaczone z danych dyfuzyjności cieplnej, ciepła właściwego, gęstości i rozszerzalności cieplnej.

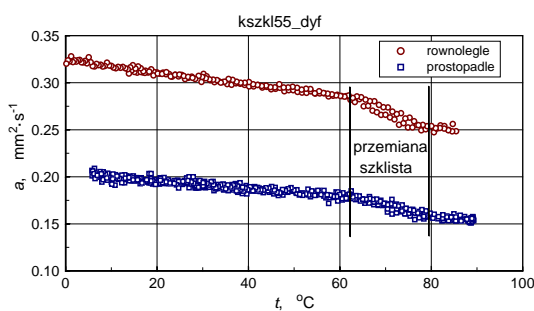
Efektem wykonanej pracy jest sprawdzenie i dopracowanie metodyki badań doświadczalnych oraz określenie kompletu właściwości termofizycznych materiału lotniczej struktury kompozytowej z uwzględnieniem ich zależności od temperatury i zmian w poszczególnych cyklach wymuszenia cieplnego. Przykładowe, przedstawione na rys. 1-4 wyniki obrazują efekty:

- utwardzania resztkowego materiału osnowy kompozytu (rys.1 – charakterystyki ciepła właściwego, rys. 3 – modułu sprężystości i charakterystyki stratności $\tan \delta$, rys. 4 – wydłużenia względnego),
- przemiany szklistej polegającej na przejściu materiału osnowy epoksydowej ze stanu wysokiej sztywności do stanu wysokoelastycznego powyżej temperatury ok. 80 °C (rys. 1 – 4),
- różnic kierunkowych właściwości cieplnych (rys. 2 – dyfuzyjność cieplna), mechanicznych (rys. 3 – wyniki badań termomechanicznych – DMA) oraz cieplnomechanicznych (rys. 4 – rozszerzalność cieplna liniowa).

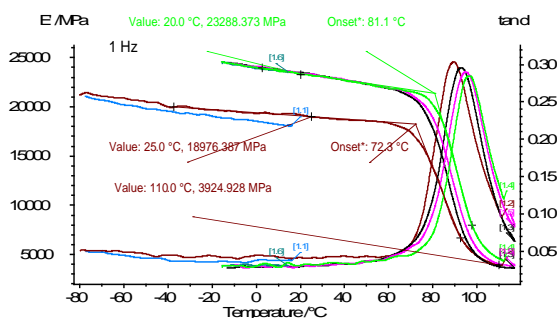
Ponieważ badany materiał stanowi reprezentatywny przykład szerokiego asortymentu lotniczych struktur kompozytowych, uzyskane wyniki szczegółowe, ze względu na kompleksowy charakter wykonywanych pomiarów, mogą stanowić podstawę poszerzonych badań teoretycznych w obszarze kształtowania właściwości pozornych i efektywnych niejednorodnych struktur materiałowych. W zakresie opracowanej metodyki badań rezultaty mają charakter uniwersalny.



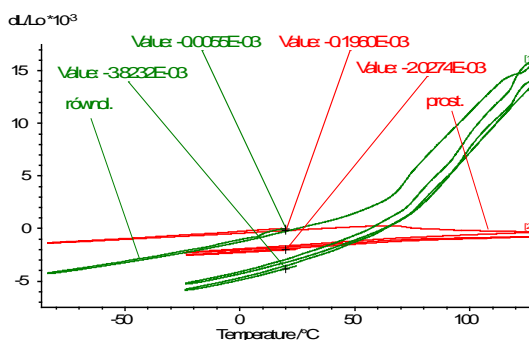
Rys. 1. Wyniki badań mikrokalorymetrycznych: zależności ciepła właściwego od temperatury uzyskane w kolejno powtarzanych cyklach grzania i chłodzenia



Rys. 2. Rezultaty badań dyfuzyjności cieplnej: wzdłuż włókien przeplotu tkaniny szklanej i w kierunku prostopadłym do powierzchni wytworzonej powłoki kompozytu



Rys. 3. Typowy wynik pomiaru DMA (wymuszenie 1 Hz) z wyznaczeniem charakterystycznych wartości początku przemiany szklistej



Rys. 4. Porównanie wydłużenia względnego w płaszczyźnie powłoki wzdłuż włókien przeplotu tkaniny szklanej i w kierunku prostopadłym do powierzchni ze zobrazeniem efektów skurczu polimeryzacji resztkowej

STANOWISKO DO MONITOROWANIA STANU TECHNICZNEGO MINIATUROWYCH TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

ANDRZEJ J. PANAS^{1,2}, RYSZARD CHACHURSKI², ŁUKASZ OMEN², PIOTR ZALEWSKI²

¹ *Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych*

² *Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa*

*e-mail: andrzej.panas@itwl.pl; ryszard.chachurski@wat.edu.pl; lukasz.omen@wat.edu.pl;
piotr.zalewski@wat.edu.pl*

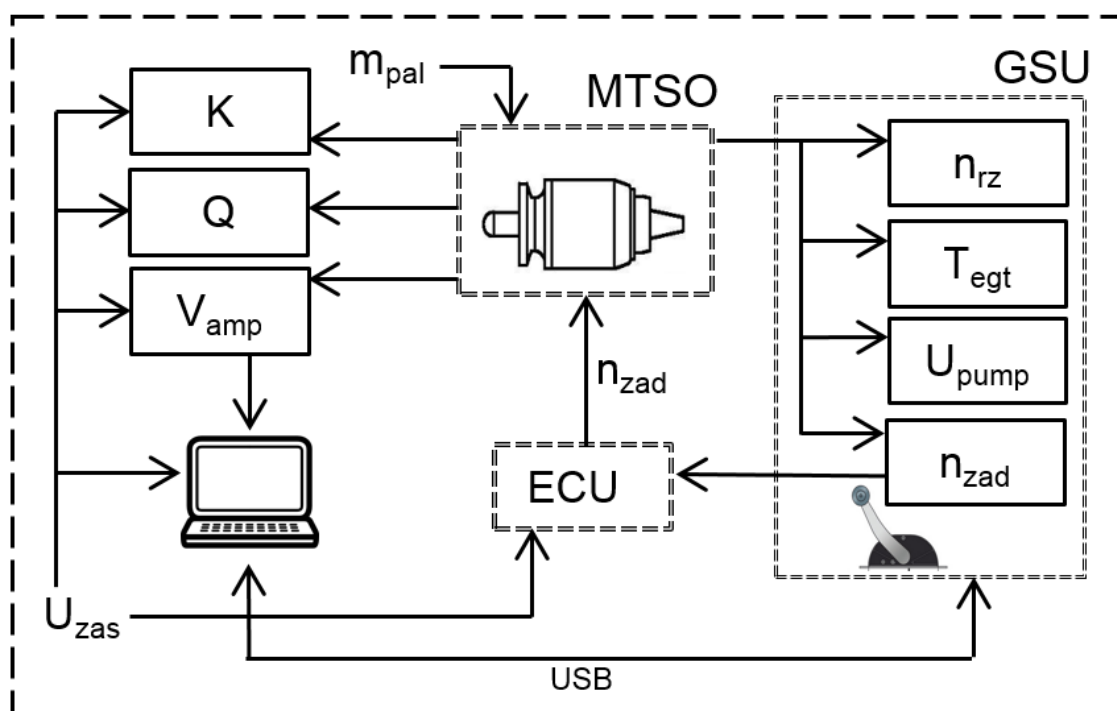
W pracy zaprezentowano stanowisko zaprojektowane i zbudowane na potrzeby naziemnego monitorowania stanu technicznego turbinowych silników lotniczych o ciągu nieprzekraczającym 200N, wykorzystywanych jako napędy cywilnych i wojskowych bezzałogowych statków powietrznych. Motywacją podjęcia prac była konieczność wdrożenia procedur umożliwiających wypracowanie decyzji dopuszczających przedmiotowe napędy do bezpiecznej eksploatacji. Procedury te zakładają cykliczne pozyskiwanie zestawu kluczowych z punktu widzenia bezpiecznej eksploatacji charakterystyk wybranych wielkości diagnostycznych dla każdego z eksploatowanych silników. Te następnie poddawane są analizie, w wyniku której możliwe jest uruchomienie procesu decyzyjnego.

Głównym problemem wdrożenia przyjętych procedur były ograniczenia pomiarowe związane z brakiem krajowych rozwiązań konstrukcyjnych umożliwiających pozyskanie zestawu komplementarnych danych diagnostycznych oraz wysoka cena istniejących zagranicznych platform badawczych. Dodatkową dyskwalifikacją dla istniejących stanowisk było niespełnienie założeń przyjętych procedur oraz ograniczenia w ich stosowalności jedynie do warunków laboratoryjnych.

Wobec tego zaprojektowano i zbudowano stanowisko badawcze, którego schemat funkcjonalny zaprezentowano na rys. 1. Założenia techniczno-technologiczne stanowiska wymagały wprowadzenia szeregu rozwiązań konstrukcyjnych pozwalających m.in. na badanie silników w różnych warunkach otoczenia bez konieczności prowadzenia specjalistycznych prac przygotowawczych. Umożliwia ono pomiar charakterystyk sześciu wielkości diagnostycznych. Standardową procedurą monitorowania zmian parametrów jest ich śledzenie na wyświetlaczach funkcjonujących w trybie pracy ciągłej. W ograniczonym zakresie istnieje dodatkowa możliwość wykorzystania trybu pracy automatycznej, który pozwala na zapisywanie wybranych danych z wykorzystaniem komercyjnego pakietu komputerowego. Oryginalnym w skali kraju rozwiązaniem konstrukcyjnym jest zabudowany autorski zestaw umożliwiający prowadzenie analiz wibrodiagnostycznych. W tym celu zaprojektowano i zbudowano rejestrator drgań wraz z oprogramowaniem.

W efekcie zaproponowanych procedur diagnostycznych i rozwiązań konstrukcyjnych utworzono kompletny program badawczy umożliwiający wydanie jednoznacznej decyzji o możliwości dalszej eksploatacji dozorowanych napędów lotniczych. W dłuższej perspektywie analiza pozyskanych danych pomiarowych stanowić będzie kryterium do ewentualnego przedłużania ich resursów. Utworzona pełna dokumentacja eksploatacyjna oraz konstrukcyjna stanowiska stanowi dopełnienie całości prac.

Stanowisko monitorowania MTSO



Rys. 1. Schemat funkcjonalny stanowiska monitorowania.

MTSO – miniaturowy turbinowy silnik odrzutowy; ECU – elektroniczna jednostka kontrolna; GSU – naziemna jednostka wsparcia; n_{zad} , n_{rz} – zadana i rzeczywista wartość pr. obrotowej; T_{egt} – temp. gazów wylotowych; U_{pump} – napięcie na pompie paliwowej; K – ciąg; Q – obj. natężenie przepływu paliwa; V_{amp} – zestaw danych wibrodiagnostycznych; m_{pal} – zasilanie w paliwo; U_{zas} – zasilanie w energię elektryczną

Budowę stanowiska do monitorowania stanu technicznego miniaturowych turbinowych silników odrzutowych wykonano w ramach pracy DOBR 0065/R/ID1/2012/13 pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu”.

WYZNACZANIE CHARAKTERYSTYK MINIATUROWYCH TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

ANDRZEJ J. PANAS^{1,2}, RYSZARD CHACHURSKI², ŁUKASZ OMEN², PIOTR ZALEWSKI²

¹ *Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych*

² *Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa*

e-mail: andrzej.panas@itwl.pl; ryszard.chachurski@wat.edu.pl; lukasz.omen@wat.edu.pl; piotr.zalewski@wat.edu.pl

W referacie przedstawiono charakterystyki miniaturowych turbinowych silników odrzutowych typu JetCat P140 RXiB wyznaczone przy użyciu stanowiska przygotowania i obsługi silników.

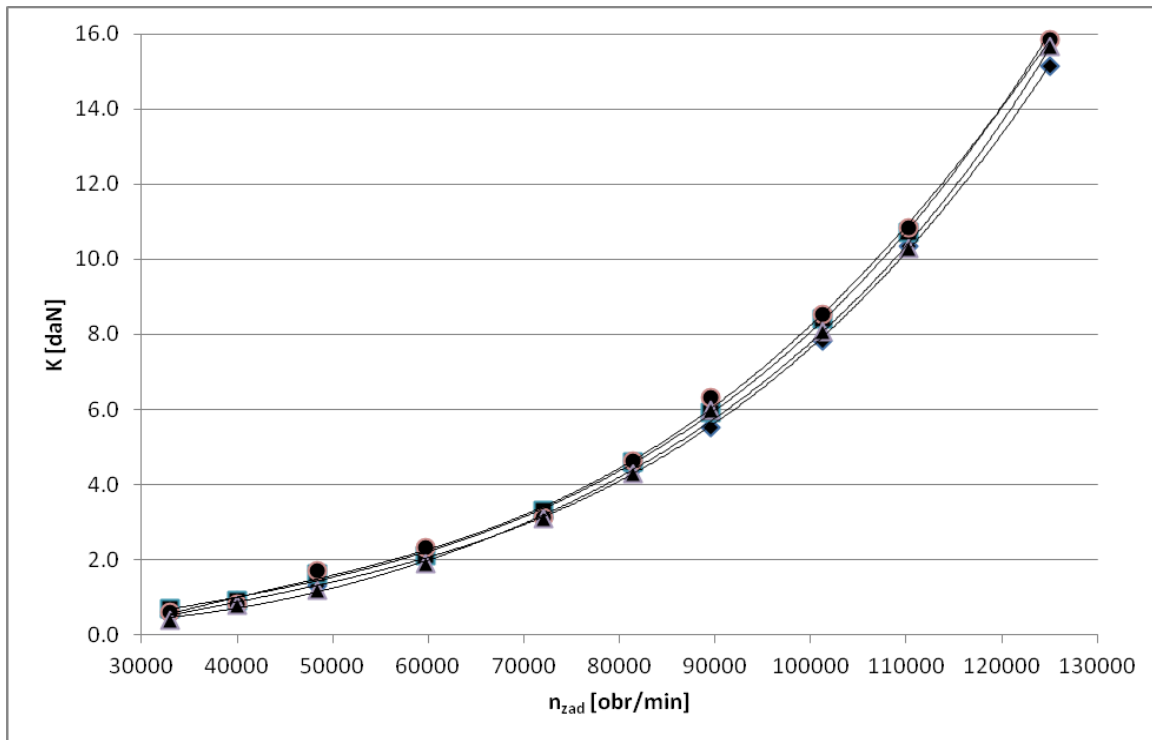
Potrzeba wyznaczenia charakterystyk miniaturowych silników turbinowych JetCat P140 wynikała z ich wyboru do napędu bezzałogowych celów latających oraz z faktu, że dokumentacja techniczna dostarczona przez producenta silników jest bardzo uboga i zawiera przede wszystkim opis wybranych zagadnień dotyczących pracy elektronicznego układu sterowania. Ponadto nie była ona przez producenta aktualizowana wraz z opracowywaniem przez niego nowych wersji silników. Podczas opracowywania programu prób należało także wziąć pod uwagę, iż badane silniki przeznaczone były przede wszystkim do realizacji prób w locie, co wykluczało ingerencję w ich konstrukcję w celu zamontowania dodatkowego wyposażenia umożliwiającego pomiar dodatkowych parametrów poza tymi, które zostały przewidziane przez producenta.

W związku z powyższym rejestrowane były następujące parametry: prędkość obrotowa wirnika zadana przez operatora, rzeczywista prędkość obrotowa wirnika, temperatura spalin w układzie wylotowym oraz napięcie zasilania pompy paliwowej. Dodatkowo stanowisko badawcze zostało wyposażone w układ do pomiaru ciągu, w przepływomierz umożliwiający pomiar wartości objętościowego natężenia przepływu paliwa, a także układ do pomiaru drgań.

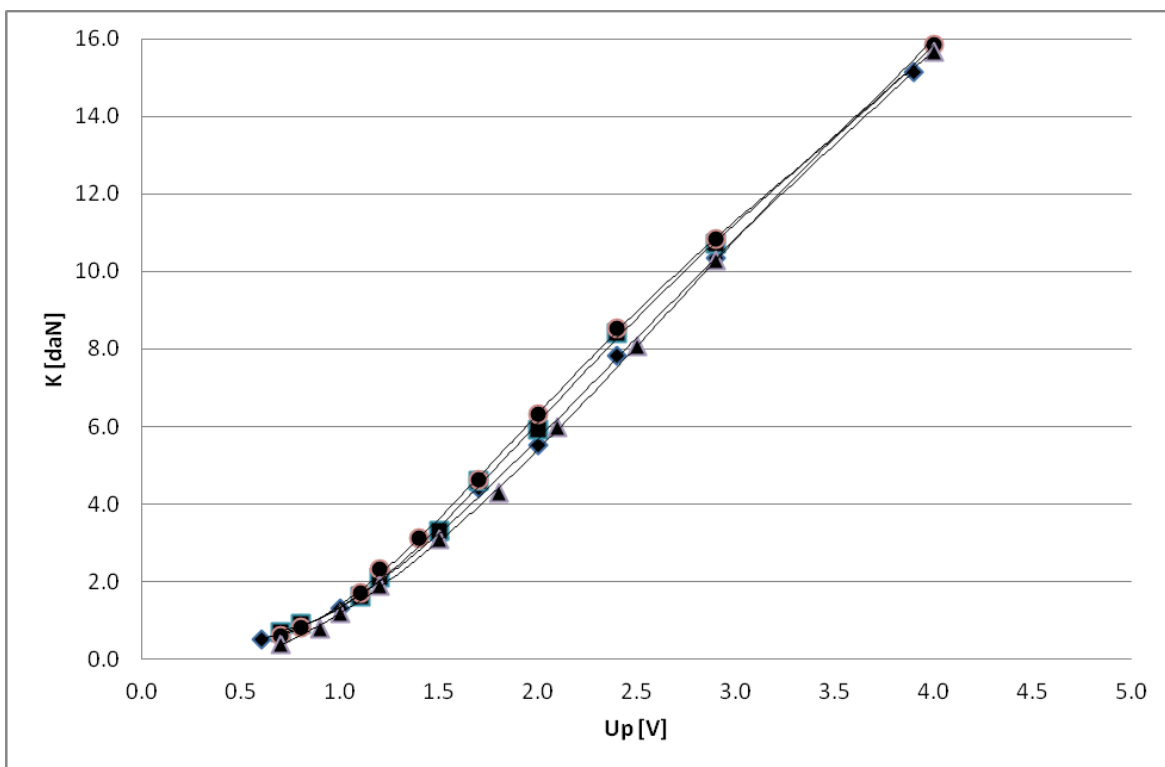
Badania prowadzono dla dwóch egzemplarzy silników JetCat P140 RX wyposażonych w oddzielną zębatą pompę paliwową napędzaną silnikiem elektrycznym oraz dla czterech sztuk silników JetCat P140RXiB wyposażonych w zębatą pompę paliwową z napędem elektrycznym zintegrowaną z silnikiem. Prezentowane wyniki obejmują wyniki prób ostatniej z opisywanych wersji silników.

Dla przykładu, na rys. 1 pokazano przebieg zmian ciągu silników JetCat P140 RXiB w funkcji prędkości obrotowej wirnika, natomiast na rys. 2 zaprezentowano zależność ciągu od napięcia zasilania silnika elektrycznego napędzającego zębatą pompę paliwa.

Uzyskane wyniki pokazują mały rozrzut parametrów poszczególnych egzemplarzy silników, z wyjątkiem temperatury spalin mierzonej w układzie wylotowym oraz wartości objętościowego zużycia paliwa podczas pracy silników na zakresie zbliżonym do zakresu biegu jałowego. Ponadto poszczególne egzemplarze silników różnią się także dosyć znacznie pod względem wartości drgań.



Rys. 1. Zależność ciągu silnika K [daN] od prędkości obrotowej wirnika n_{zad} [obr/min]



Rys. 2. Zależność ciągu silnika K [daN] od napięcia zasilania pompy paliwowej U_p [V]

Badania miniaturowych turbinowych silników odrzutowych na stanowisku przygotowania i obsługi silników wykonano w ramach pracy DOBR 0065/R/ID1/2012/13 pt. Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu.

MODELOWANIE SEPARACJI W RUCHU LOTNICZYM PRZY UŻYCIU ROZKŁADU GAMMA

ADRIAN PAWELEK

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

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

W niniejszym artykule zaprezentowano metodę pozwalającą na analizę przeszłego ruchu lotniczego, polegającą na modelowaniu rozkładu separacji czasowych przylatujących samolotów w danym punkcie nawigacyjnym w rejonie kontrolowanym lotniska przy użyciu rozkładu prawdopodobieństwa Gamma. Modelowanie dyskretnego rozkładu separacji czasowych samolotów przy użyciu ciągłego rozkładu prawdopodobieństwa pozwoliło na zastosowanie narzędzi matematycznych stosowanych do analizy funkcji ciągłych do analizy wybranych aspektów rozkładu separacji czasowych przylatujących samolotów. Przedstawiono założenia oraz budowę modelu matematycznego, wykorzystanie modelu w przykładowym scenariuszu z lotniskiem o dużym natężeniu ruchu lotniczego, a także analizę otrzymanych wyników. Do modelowania zostały użyte rzeczywiste dane na temat ruchu lotniczego. Uzyskane wyniki pokazały, że metoda może mieć zastosowanie w analizie i organizacji ruchu lotniczego.

MODELOWANIE RUCHU SAMOLOTU DO SYNTEZY SYSTEMÓW STEROWANIA W FAZACH STARTU I LĄDOWANIA

JACEK PIENIAŻEK, PIOTR CIECIŃSKI

*Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa
e-mail: jp@prz.edu.pl, pciecins@prz.edu.pl*

Zadania związane z projektowaniem układów sterowania samolotem można podzielić na:

1. Sterowanie lotem z niewielką dynamiką zmian parametrów charakteryzujących lot
2. Sterowanie lotem z wykorzystaniem pełnych możliwości dynamiki samolotu, z uwzględnieniem sytuacji awaryjnych
3. Sterowanie w fazie startu i lądowania
4. Sterowanie podczas kołowania

Zadania ujęte w punkcie 1. wymagają stosunkowo prostego modelu ruchu samolotu uwzględniającego podstawowe prawa rządzące ruchem i aerodynamiką. Może to być również model liniowy, chociaż znacznie lepsze efekty zapewni stosowanie modelu nieliniowego.

Dla zadań przewidzianych w punkcie 2. wymagany model ruchu samolotu powinien wykorzystywać pełne nieliniowe równania ruchu samolotu i szeroki zakres zmian współczynników aerodynamicznych.

Znacznie bardziej rozbudowany model jest konieczny do realizacji zadań opisanych w punktach 3. i 4., tutaj konieczne jest uwzględnienie kontaktu samolotu z podłożem. Dodatkowo nie można zaniedbać istotnych wartości sił aerodynamicznych, które na ziemi wpływają na obciążenie i zachowanie się podwozia.

Większość prac prezentujących projekty systemów sterowania samolotem dotyczy zakresu lotu. Rozwijanie systemów automatycznego startu i lądowania wymaga uzupełnienia modelu o zjawiska wynikające z kontaktu podwozia z powierzchnią lotniska.

Problem modelowania współpracy kół z nawierzchnią jest domeną pojazdów lądowych, jednak w przypadku projektowania kompletnego układu sterowania samolotem uwzględniającego wszystkie fazy ruchu niemożliwe staje się jego pominięcie.

Pewną różnicą pomiędzy modelem podwozia dla pojazdów lądowych a samolotem jest konieczność uwzględnienia oderwania koła od podłoża. Modelowanie sił oddziałujących podczas przyziemia jest istotne dla poprawnej oceny algorytmów lądowania.

W przedstawionym artykule autorzy opisują problemy związane z ujęciem w reguły matematyczne zagadnień związanych z odwzorowaniem kontaktu podwozia z powierzchnią lotniska. Ze względu na przeznaczenie modelu, czyli synteze i badanie układu sterowania, model ten nie może być nadmiernie złożony. Niezależnie jednak od możliwości uproszczenia wprowadzenie modelu podwozia zwiększa wymagania odnośnie rozwiązywania równań modelu.

Prezentowane zagadnienia zostaną zilustrowane wynikami obrazującymi właściwości modelu podwozia (wraz z modelem ruchu i aerodynamiki samolotu) opracowanym przez autorów artykułu.

INTERAKCJA Z PILOTEM ZAUTOMATYZOWANYCH KLAP DLA SAMOLOTÓW LEKKICH I ULTRALEKKICH

TOMASZ ROGALSKI, JACEK PIENIAŻEK

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa

e-mail: orakl@prz.edu.pl, jp@prz.edu.pl

Start i lądowanie samolotu są fragmentami lotu, które najbardziej obciążają pilota zarówno poprzez znaczną liczbę czynności, jakie wykonuje w procesie sterowania, jak i poprzez konieczność kontroli wartości zwiększonej liczby zmiennych stanu samolotu. Automatyzacja wspomagająca pracę pilota poprzez zastępowanie w zakresie realizacji czynności żmudnych oraz automatyczne wykonywanie sekwencji czynności na rozkaz pilota, a więc zastępowanie w pewnym zakresie pilota, może zmniejszyć poziom obciążenia zadaniowego. Równocześnie zmniejszenie liczby czynności, jakie wykonuje pilot, redukuje możliwość popełnienia błędu, a więc poprawia bezpieczeństwo.

Jedną z czynności, jakie wykonuje pilot, jest przestawienie klap w pozycję odpowiednią dla aktualnej fazy lotu. W samolotach ultralekkich zwykle klapy przestawiane są z wykorzystaniem mechanicznego układu z dźwignią bezpośrednio połączoną z klapami, natomiast w samolotach lekkich często spotykanym rozwiązaniem jest przełącznik trójpozycyjny służący do wysuwania i chowania klap. W obydwu rozwiązaniach zmiana położenia klap angażuje uwagę pilota i powoduje konieczność wykonania czynności manualnych, czyli konieczne jest oderwanie jednej ręki od drążka.

Badanie symulacyjne i analiza wyników z lotów, jakie zostaną zawarte w artykule, pokazują, że zmiana położenia klap powoduje niepożądaną zmianę stanu samolotu. Stąd konieczna jest równoczesna interwencja pilota poprzez sterowanie pochyleniem oraz zespołem napędowym. Ze względu na zaangażowanie w tym czasie w proces ustawiania klap pilot ma utrudnione zadanie. Pogorszenie jakości sterowania w pewnych sytuacjach może skutkować nawet doprowadzeniem do sytuacji niebezpiecznych.

Wykonane symulacje z wykorzystaniem modelu samolotu MP-02A pokazują, że duży wpływ na charakter zaburzenia lotu samolotu ma szybkość zmiany położenia klap. Szybkie wychylenie klap skutkuje zmianą stanu, która wymaga szybkiej i prawidłowej interwencji pilota. Stąd wynika, że równoczesne wychylanie klap i działanie kompensujące sterem wysokości powinno być wytrenowane.

Dla porównania wykonane zostały także symulacje z aktywnymi regulatorami kąta natarcia i prędkości lotu. W takiej konfiguracji działanie regulatorów powoduje, że w przebiegu lotu nie ma znaczącego zaburzenia niezależnie od szybkości wychylania klap. O ile jednak podczas sterowania automatycznego nie ma znaczenia liczba kanałów w jakich odbywa się równoczesne sterowanie to podczas sterowania ręcznego pilot ma ograniczone możliwości równoczesnego oddziaływania na większą liczbę elementów sterowanych.

Przedstawione analizy posłużyły do opracowania rozwiązania zautomatyzowanych klap, które powstało w Katedrze Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej i jest dedykowane dla samolotów lekkich i ultralekkich. Prototyp urządzenia zainstalowany w samolocie MP-02A umożliwił przeprowadzenie badań i oceny zaprojektowanego urządzenia.

Podstawowe założenie przyjęte w projekcie to zapewnienie poprawnej świadomości sytuacyjnej i łatwość zadawania wychyleń. W efekcie czynności pilota ograniczają się do ustawienia zadanego położenia i monitorowania stanu klap. Sam proces przestawienia realizowany jest automatycznie. Zwolnione z oddziaływania na procesy wysuwania i chowania klap zasoby pilota (uwaga, percepcja i analiza informacji oraz efekторы) pozwalają na pełne sterowanie samolotem.

Dzięki ograniczeniu szybkości wychylania klap uzyskano ograniczenie poziomu zaburzenia stanu samolotu, a niewielka szybkość, z jaką następuje zmiana stanu, powoduje to, że pilot kompensuje powstałe zaburzenie na poziomie podstawowych umiejętności pilotażowych tak jak efekty każdego innego z możliwych zaburzeń zewnętrznych. Nie zwiększa się więc przez to poziom obciążenia zadaniowego.

Dodatkowym pozytywnym efektem ograniczenia szybkości wysuwu klap jest ograniczenie zużycia energii przez silnik napędzający mechanizm wysuwu.

BADANIA PRZYCZYŃ NIESPRAWNOŚCI ZAISTNIAŁYCH NA SPRZĘCIE LOTNICZYM

HONORATA ROMAŃSKA, STANISŁAW RYMASZEWSKI, FRANCISZEK ZGRZYWA,
JAROSŁAW KRZONKALLA

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: honorata.romanska@itwl.pl

W każdym statku powietrznym mogą wystąpić niesprawności elementów. Niesprawność jest zdarzeniem niepożądanym. Podstawowymi przyczynami niesprawności są najczęściej uszkodzenia, rozregulowanie, niezadziałanie, zakłócenie działania, brak zasilania, wadliwe działanie. Następstwem pojawienia się niesprawności może być przerwanie lotu lub wręcz wystąpienie zdarzenia lotniczego. Wypadki oraz incydenty lotnicze mogą powodować straty zarówno w ludziach jak i sprzęcie, a przerwa w wykonywaniu zadań lotniczych może pociągnąć za sobą negatywne skutki ekonomiczne, organizacyjne, czy też militarne.

Wobec tego uzasadnione jest prowadzenie działań zmniejszających skutki występowania niesprawności oraz prowadzenie badań sprzętu przed i po zaistnieniu zdarzenia.

W rezultacie dąży się do tego, aby statek powietrzny miał taką niezawodność techniczną, aby zapewnić możliwie bezpieczne wykonanie zadania lotniczego.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zajmuje się niezawodnością sprzętu lotniczego Sił Zbrojnych RP, związaną z nadzorem i prowadzeniem badań dotyczących niesprawności, uszkodzeń elementów statków powietrznych oraz zdarzeń lotniczych. Biorąc pod uwagę wagę tych zagadnień, w artykule dokonano zestawienia, klasyfikacji i merytorycznej analizy zagadnień, jakie wystąpiły w czasie eksploatacji sprzętu lotniczego, oraz przedstawiono przykłady niesprawności, uszkodzeń oraz zdarzeń lotniczych, jakie miały miejsce w Siłach Powietrznych.

REALIZACJA BADAŃ PAŃSTWOWYCH NA PRZYKŁADZIE ZESTAWU ODRZUTOWYCH CELÓW POWIETRZNYCH ZOCP-JET2

DARIUSZ RYKACZEWSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych
e-mail: dariusz.rykaczewski@itwl.pl

W artykule zaprezentowano metodologię realizacji badań wstępnych i państwowych (kwalifikacyjnych) projektu pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu”, prowadzonych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Doświadczenia w dziedzinie manewrujących celów powietrznych zebrane w ITWL od roku 1996 pozwoliły na dopracowanie i wdrożenie zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2. Przedstawiono kolejne etapy badań niezbędnych do wdrożenia zestawu do eksploatacji. Badania odrzutowych celów powietrznych realizowane były w oparciu o aktualne przepisy obowiązujące w Siłach Zbrojnych RP. Jednym z takich przepisów była decyzja Ministra Obrony Narodowej Nr 72 z dnia 25.03.2013 r. Celem decyzji była poprawa efektywności funkcjonowania procesu pozyskiwania sprzętu wojskowego. Projekt „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu” realizowany był jako praca rozwojowa. Zasadniczym celem pracy rozwojowej (PR) jest opracowanie dokumentacji technicznej wyrobu (DTW) pozwalającej na wytworzenie i zakup sprzętu wojskowego (SpW) spełniającego wymagania zamawiającego. Podstawę merytoryczną rozpoczęcia pracy stanowiły wstępne założenia taktyczno-techniczne (WZTT). Realizacja PR obejmowała etapy:

- określenia założeń do projektowania (OZP), w ramach którego opracowany został projekt koncepcyjny (PK) rozpatrywanego SpW;
- projektowania i rozwoju (PiR), w ramach którego realizowane było opracowanie prototypu obejmujące wykonanie projektu wstępnego i projektu technicznego wraz z opracowaniem DTW.

W trakcie realizacji etapu OZP opracowano: projekt koncepcyjny (PK), analizę techniczno-ekonomiczną (ATE), projekt założeń taktyczno-technicznych (PrZTT).

Projekt koncepcyjny w szczególności zawierał:

- analizę możliwości osiągnięcia parametrów technicznych SpW niezbędnych do spełnienia wymagań ujętych w WZTT pod kątem dostępnych na rynku technologii, popartą badaniami elementów modelowych (demonstratorów technologii), obliczeniami, symulacjami wraz z propozycją weryfikacji parametrów technicznych;
- identyfikację problemów dotyczących kompatybilności, interoperacyjności, unifikacji, bezpieczeństwa teleinformatycznego, ochrony informacji, zabezpieczenia metrologicznego oraz kodyfikacji i standaryzacji, w tym koniecznych do zastosowania norm krajowych, międzynarodowych i właściwych dokumentów standaryzacyjnych NATO;
- propozycje rozwiązań technicznych SpW spełniających wymagania ujęte w WZTT, w tym rozwiązań wariantowych;

- rekomendację rozwiązania technicznego SpW optymalnego dla zamawiającego, w szczególności z uwzględnieniem aspektów finansowych i technicznych;
- szczegółową specyfikację techniczną rozwiązania optymalnego.

Podstawą merytoryczną realizacji etapu projektowania i rozwoju (PiR) były ZTT i OPK. Etap PiR realizuje się w szczególności poprzez opracowanie prototypu SpW i jego weryfikację pod kątem zgodności z ZTT, a w tym:

- wykonanie projektu wstępnego (PW) SpW, w ramach którego opracowuje się między innymi dokumentację konstrukcyjną modelu (DKM) SpW, model SpW lub jego istotne elementy, przeprowadza i dokumentuje badania modelu oraz opracowuje analizy niezbędne do potwierdzenia możliwości spełnienia wymagań ujętych w ZTT, oraz proponuje się weryfikację ZTT wraz z uzasadnieniem proponowanych zmian, dołączając projekt zweryfikowanej wersji ZTT;
- wykonanie projektu technicznego (PT) SpW, w ramach którego opracowano dokumentację techniczną prototypu (DTP), prototyp SpW, program badań kwalifikacyjnych wraz z metodykami badań (PBK) oraz wykonano i udokumentowano badania wstępne (zakładowe) (BW) i badania kwalifikacyjne (BK);
- opracowanie DTW uwzględniającej zalecenia z BK. Skład i zawartość DTW powinny być zgodne z postanowieniami decyzji Nr 349/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 20 września 2012 r. w sprawie wprowadzenia „Instrukcji w sprawie zarządzania dokumentacją techniczną Uzbrojenia i Sprzętu Wojskowego” oraz „Instrukcji w sprawie określenia wymagań na dokumentację techniczną Uzbrojenia i Sprzętu Wojskowego”.

Prototyp zestawu odrzutowych celów powietrznych poddawany był badaniom wstępnym (zakładowym) (BW) i badaniom kwalifikacyjnym (BK) zgodnie z procedurami zawartymi w odpowiednich normach. Prototyp został przebadany w rzeczywistym środowisku operacyjnym podczas działania wojsk obrony przeciwlotniczej. Badania wstępne prototypu zostały przeprowadzone w celu sprawdzenia jego zasadniczych charakterystyk ujętych w ZTT zgodnie z programem badań wstępnych (PBW) i w celu możliwości przedstawienia prototypu do BK. Prototypy przedstawione do badań kwalifikacyjnych charakteryzowały się pozytywnymi wynikami z badań wstępnych i zostały sprawdzone przez właściwe instytucje na zgodność z DTW wyrobu. Badania kwalifikacyjne przeprowadzono pod nadzorem Komisji Badań Kwalifikacyjnych (KBK).

Doświadczenia zebrane dzięki wieloletniej eksploatacji celów powietrznych i uwagom zgłaszanym przez komisję badań pozwoliły na wprowadzenie modyfikacji w konstrukcji zestawu.

STUDIUM PRZYPADKÓW MODELOWANIA PRZYCZYN I PRZEBIEGU WYPADKU SAMOLOTU TYPU BOEING 737

ANDRZEJ RYPULAK, JUSTYNA TOMASZEWSKA

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa

e-mail: a.rypulak@wsosp.pl, j.tomaszewska@wsosp.pl

MARTA WOCH, MARIUSZ ZIEJA

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: marta.woch@itwl.pl, mariusz.zieja@itwl.pl

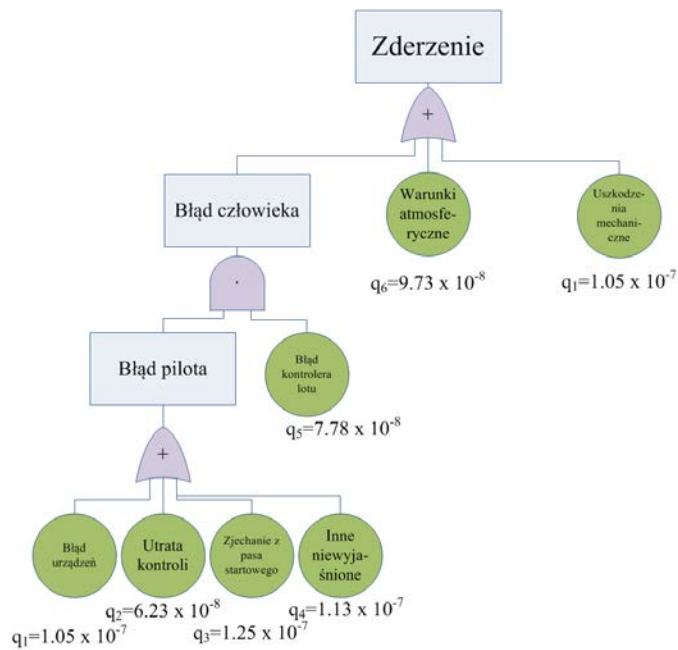
Jednym z najważniejszych działań, które mogą prowadzić do zmniejszenia ryzyka zajścia zdarzenia niepożądanego oraz zwiększenia bezpieczeństwa we współczesnym lotnictwie, jest badanie zdarzeń niepożądanych. Procedury postępowania w czasie analizy wypadku są ściśle określone i regulowane odrębnymi przepisami krajowymi oraz międzynarodowymi. Jednym z dokumentów zawierających opis postępowania przy badaniu wypadku jest Rozporządzenie Parlamentu Europejskiego i Rady Unii Europejskiej Nr 996/2010 w sprawie badania i zapobiegania wypadkom oraz incydentom w lotnictwie cywilnym, w którym stwierdzono, że szybkie przeprowadzanie badania zdarzeń lotniczych w lotnictwie cywilnym poprawia stan bezpieczeństwa lotniczego i pomaga zapobiegać wypadkom oraz incydentom.

Przy prowadzeniu badań wypadków konieczna jest świadomość, że przyczyn i scenariuszy przebiegu zaszłego zdarzenia może być wiele i nie zawsze są one możliwe do ustalenia w sposób jednoznaczny. Wnioskowanie tylko na podstawie zaistniałych strat może często prowadzić do błędnych konkluzji. Metodami, które mogą w znaczny sposób zminimalizować ryzyko podjęcia niewłaściwej decyzji, są metody statystyczne, a jedną z nich jest metoda drzew omówiona w niniejszej pracy.

Metoda drzew stosowana w analizie niezawodności i ryzyka może być oparta na jednej z dwóch metod: technice drzewa niesprawności oraz zdarzeń. Pierwsza z nich polega na przedstawieniu kombinacji zdarzeń jako przyczyn rozpatrywanego zdarzenia niepożądanego. Druga metoda opiera się na graficznym przedstawieniu chronologicznego ciągu zdarzeń istotnych ze względu na funkcjonowanie obiektu, występujących po inicjującym ten ciąg wybranym zdarzeniu.

W niniejszej pracy przeanalizowano wypadek samolotu typu Boeing 737, który wydarzył się w obrębie portu lotniczego Los Rodeos (kod ICAO: GCXO) na Teneryfie 27 marca 1977 roku o 17:06 czasu lokalnego. W zdarzeniu tym uczestniczyły dwa Boeingi 747, jeden linii Pan Am, drugi KLM. Samolot linii KLM uderzył podczas rozbiegu w samolot linii Pan Am, który nie zdążył opuścić pasa startowego. Z powodu gęstej mgły kołujący na pasie boeing Pan Am był niewidoczny. Uderzenie i powstały w jego następstwie pożar spowodowały śmierć wszystkich osób będących na pokładzie samolotu KLM i większości znajdujących się w samolocie Pan Am. Łącznie w katastrofie zginęły 583 osoby, co jest największą katastrofą lotniczą pod względem liczby ofiar. Do analizy wypadków zastosowano metodę techniki drzewa zdarzeń jako narzędzie do tworzenia zbioru przyczyn i scenariuszy przebiegu wypadku. Przykładowe drzewo przyczyn

o nieznanym scenariuszu zostało pokazane na rys. 1. Przedstawione na nim prawdopodobieństwa zostały obliczone jako liczba zdarzeń na liczbę godzin lotu.



Rys. 1. Drzewo zdarzeń dla przyczyn o nieznanym scenariuszu

Scenariusze otrzymane na podstawie analizy możliwych przyczyn można porównać z wynikami prac komisji, która orzekła, że przyczyną wypadku był czynnik ludzki rozumiany jako niezrozumienie pilota z wieżą lotniczą.

MASKOWANIE ŻOŁNIERZA PRZED WYKRYCIEM KAMERĄ TERMOWIZYJNĄ Z BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

ANDRZEJ RYPULAK

*Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: a.rypulak@wsosp.pl*

OLIWIA ZIÓLKOWSKA

*Wydział Lotnictwa, Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych
e-mail: zet.oliwia@gmail.com*

Jednym z najważniejszych aspektów pola walki jest być jak najdłużej niewykrytym przez przeciwnika. Stosowane są w tym celu kamuflaże w postaci specjalnego umundurowania żołnierzy oraz różne środki maskujące sprzęt wojskowy. Wraz z pojawieniem się na współczesnym polu walki optoelektronicznych urządzeń obserwacyjnych, w tym termowizyjnych, pojawiła się potrzeba maskowania przed wykryciem z ich wykorzystaniem.

Termowizja zrewolucjonizowała prowadzenie działań bojowych na współczesnym polu walki. Szczególnie istotne jest to, że metoda ta jest całkowicie pasywna, dzięki czemu wykrycie obserwatora jest niemożliwe, a noc nie zapewnia już osłony przed obserwacją. Dlatego konieczne jest stosowanie maskowania nie tylko w dzień, ale również w porze nocnej.

Nasuwają się więc następujące pytania: „czy żołnierz ma możliwość ukrycia się przed wykryciem przez kamerę termowizyjną zainstalowaną na bezzałogowym statku powietrznym?”, „jakie środki maskowania są najskuteczniejsze?” W artykule przedstawiono wyniki badań mających na celu uzyskanie odpowiedzi na te pytania.

REAKCJE DYNAMICZNE W URZĄDZENIU „LOOPING”

KAROLINA SADOWNIK

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

W artykule oszacowano w sposób analityczny reakcje dynamiczne w urządzeniu treningowym typu „looping”. Założono, że siły zewnętrzne działające na urządzenie treningowe i osobę ćwiczącą pochodzą jedynie od grawitacji, zaś napęd urządzenia stanowią ruchy ciała człowieka, wprawiającego ramę osi pionowej w ruch. W celu wyznaczenia sił w przegubie kulistym zostały przyjęte dwa prawoskrętne układy odniesienia: nieruchomy oraz sztywno związany z huśtawką. Dynamiczne równania ruchu wyprowadzono, stosując prawa zmienności pędu oraz krętu dla bryły sztywnej. W rezultacie wyznaczono reakcje w przegubie urządzenia. Otrzymane maksymalne wartości reakcji dynamicznych porównano z danymi literaturowymi.

MODEL NUMERYCZNY RUCHÓW PODŁUŻNYCH WÓZKA STARTOWEGO WYRZUTNI MAGNETYCZNEJ

ANNA SIBILSKA-MROZIEWICZ, EDYTA ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ

Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki

e-mail: a.sibilska@mchtr.pw.edu.pl, e.ladyzynska@mchtr.pw.edu.pl

KRZYSZTOF FALKOWSKI

Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: kfalkowski@wat.edu.pl

Konstruktorzy współczesnych bezzałogowych statków powietrznych muszą rozwiązać szereg problemów technicznych związanych z krytycznymi aspektami obsługi, tak aby sprostać potrzebom intensywnie rozwijającego się rynku. Jednym z kluczowych aspektów są procedury startu i lądowania BSP. Większość bezzałogowych statków powietrznych nie ma ani dostatecznego zapasu mocy, ani konstrukcji umożliwiającej samodzielny start, zwłaszcza w warunkach terenowych, cechujących się nierównym podłożem i często niewystarczającą drogą startową. Alternatywnym rozwiązaniem tego problemu są wyrzutnie lewitacyjne, które w porównaniu z klasycznymi rozwiązaniami katapult pozwalają na osiągnięcie znacznie większych prędkości, umożliwiając jednocześnie bezkontaktowe sterowanie procesem startu statków powietrznych. NASA planuje wykorzystanie tego typu rozwiązań do wystrzeliwania statków kosmicznych i samolotów hipersonicznych. Wyrzutnie lewitacyjne mają także zastąpić klasyczne katapulty parowe wykorzystywane na lotniskowcach.

W referacie przedstawiono model numeryczny wózka startowego wyrzutni magnetycznej oraz startującego z niego BSP. Program komputerowy do analizy dynamiki wózka startowego wyrzutni zaimplementowany został w środowisku MATLAB, przy wykorzystaniu bibliotek matematycznych. Interfejs graficzny programu ułatwia parametryzację badanych modeli numerycznych. Model symulacyjny został sformułowany jako zagadnienie początkowe równań różniczkowych zwyczajnych. Do przeliczenia modelu wykorzystano algorytmy całkowania numerycznego, bazujące na metodzie różnic skończonych: metodę Rungego Kuty 4 rzędu – funkcja „ode45” albo metodę Geara, w przypadku problemów sztywnych (źle uwarunkowanych) – funkcja „ode15s”.

Na podstawie zaprezentowanych w pracy wyników wysnuto wnioski, które pomagają sprecyzować warunki pracy układu wyrzutni magnetycznej samolotów bezzałogowych.

OPTYMALIZACJA POŁOŻENIA SAMOLOTÓW PODCZAS LOTU W FORMACJI

KRZYSZTOF SIBILSKI, ADAM ANTCZAK

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: sibilski@hot.pl, aantczak@meil.pw.edu.pl

W artykule zostanie przedstawiona optymalizacja niezbędnego ciągu do lotu w formacji lotniczej o kształcie V na przykładzie samolotu bezzałogowego „Sikorka”.

Pokazana zostanie analiza zachowania ptaków, których lot w kluczu stał się bodźcem do rozpatrywania zagadnienia lotów formacyjnych dla oszczędności na paliwie.

Kolejno poddane zostaną analizie już istniejące prace naukowe skupiające się na czystych prawach fizyki, jak również na badaniach mających na celu wskazanie korzyści ekonomicznej dla linii lotniczych. Zostaną także przeprowadzone badania obecnych oraz planowanych przepisów lotniczych w celu określenia możliwości lotów operacyjnych.

Następnie przedstawiony zostanie model matematyczny, który poddany optymalizacji dla trzech różnych położzeń w osi podłużnej samolotu pozwolił otrzymać wiarygodne wyniki współrzędnych skrzydłowego względem lidera.

PROJEKT MODELU SKALOWALNEGO SAMOLOTU WYSOKOMANEWROWEGO

KAMIL SMĘDRA, RAFAŁ ŚWIERKOT, KRZYSZTOF KUBRYŃSKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: kamil.smedra@itwl.pl, rafal.swierkot@itwl.pl, krzysztof.kubrynski@itwl.pl

W referacie będzie przedstawiona konstrukcja modelu skalowalnego samolotu o wysokiej manewrowości z napędem odrzutowym. Na podstawie badań tunelowych oraz obliczeń numerycznych została opracowana geometria samolotu, która powinna zapewniać poprawne zachowanie dynamiczne oraz sterowność w zakresie dużych kątów natarcia (rzędu 50°). Przedstawione będą etapy projektowania i powstawania modelu w skali 20%. Samolot wyróżnia się specyficzną konstrukcją oraz wyposażeniem nietypowym dla tego typu modeli samolotów.

Głównym celem przedsięwzięcia jest zweryfikowanie zachowania w locie i sterowności statku powietrznego, a w efekcie sprawdzenie, czy opracowana geometria spełnia postawione wymagania. Modułowa konstrukcja modelu została opracowana w sposób umożliwiający bezproblemową modyfikację niektórych elementów geometrii, odpowiedzialnych za prawidłowe charakterystyki statku powietrznego. Owe elementy zrealizowano za pośrednictwem technologii FDM (Fused Deposition Modelling), zaś struktury nośne modelu wykonane zostały z materiałów kompozytowych.



Rys. 1 Model skalowany samolotu wysokomanewrowego

Stosując metodę FDM za pośrednictwem drukarek 3D sterowanych numerycznie CNC (Computerized Numerical Control), pozbywamy się problemów z powtarzalnością oraz symetrycznością produktów. Ogólnodostępne drukarki niskobudżetowe oferują nam dokładności wykonywanych wydruków poniżej 80 mikrometrów. Poza tym ciągły rozwój

oprogramowania do tworzenia modeli oraz zastosowanie coraz nowocześniejszych materiałów stają się bardzo atrakcyjnym sposobem do wykorzystania przy tego typu zagadnieniach.

Model ma wiele systemów i rozwiązań, których nie spotyka się w modelarskich konstrukcjach, między innymi: spadochron przeciwkorkociągowy, spadochron ratunkowy, zintegrowany czujnik kąta natarcia i ślizgu oraz ciśnienia statycznego i całkowitego, redundancję systemu rejestracji danych, system wizyjny oparty na trzech rejestratorach obrazu oraz transmisję danych telemetrycznych i FPV (Video).

SENSORS OF UAV USED AT AGRICULTURAL AND FORESTRY APPLICATIONS

CEZARY SZCZEPAŃSKI, WIESŁAW WRÓBLEWSKI, P. RAJA

Politechnika Wroclawska

e-mail: cezary.szczepanski@pwr.edu.pl, wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl,

UAV became the significant players on the precision agriculture and the forest monitoring markets. Typical precision agricultural applications cover the following areas: monitoring and screening of the crops vegetation, applying the chemicals into the cultivation areas, even small ones. Tasks usually performed for the forestry purposes are the following: monitoring the forest (health state, fires, wild animals), firefighting, chemicals delivery.

Paper presents the critical overview of the sensors used on board of the UAV, applied for the screening and monitoring of the crops and forests. Different categories of the UAV applied at those tasks have been presented and analysed. Also their payload equipment has been discussed, taking into consideration its parameters and characteristics versus UAV abilities and expected performance.

URZĄDZENIE DO RATOWNICTWA POWIETRZNEGO Z OBIEKTÓW WODNYCH

MARLENA TRAFAS, ANDRZEJ GRONCZEWSKI

Politechnika Wroclawska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej
e-mail: m_trafas@o2.pl, andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl

Występowanie niekorzystnych zdarzeń w ruchu komunikacyjnym generuje szereg zagrożeń dla bezpieczeństwa, a w niektórych przypadkach prowadzi do wypadków. Projektanci systemów transportowych wkładają wiele intelektualnego wysiłku w zapewnienie wysokiego poziomu bezpieczeństwa czynnego, polegającego na eliminacji lub raczej ograniczaniu możliwości wystąpienia różnego rodzaju niebezpiecznych zdarzeń. Praktyka eksploatacyjna wskazuje jednak na nieuchronność występowania wypadków i w tym kontekście fundamentalne znaczenie ma bezpieczeństwo bierne, czyli ogół przedsięwzięć mających na celu zminimalizowanie niekorzystnych skutków wypadku po jego zaistnieniu. Analiza wielu dramatycznych zdarzeń związanych z katastrofami komunikacyjnymi wskazuje, że liczba ofiar i rannych jest pochodną samego zdarzenia, ale niebagatelny wpływ na możliwość uratowania ludzi i zminimalizowania skutków zdarzenia ma skuteczność i tempo akcji ratunkowej. Doświadczenie wskazuje, że w wielu przypadkach możliwe byłoby ograniczenie strat w ludziach (lub ich całkowite uniknięcie), gdyby w odpowiednim czasie przeprowadzono efektywną akcję ratowniczą. Niejednokrotnie zdarzało się, że największe starty wystąpiły nie wskutek samego wypadku, lecz w wyniku oddziaływania otoczenia, w jakim znaleźli się poszkodowani. Ogromnego znaczenia nabiera tempo ewakuacji ludzi, którzy znaleźli się w szczególnie nieprzyjnym środowisku. Wśród wielu możliwych do identyfikacji niekorzystnych dla ludzi warunków należy wymienić środowisko wodne. Występują tu liczne zagrożenia dla ludzi, np. możliwość utonięcia lub nadmierne wychłodzenie organizmu (hipotermia). W tym kontekście tempo ewakuacji jest nierzadko czynnikiem determinującym możliwość przeżycia. Wziąwszy pod uwagę fakt, iż znaczna część dróg transportu lotniczego przebiega nad akwenami wodnymi oraz że transport morski jest szczególnie rozwiniętą dziedziną gospodarki, można stwierdzić, iż występuje znaczne prawdopodobieństwo konieczności ewakuacji ludzi z wody.

Uwzględniając postulat jak najszybszego podjęcia akcji ratowniczej jako czynnika determinującego ograniczenie skutków wypadku, wydaje się, że jednym z najefektywniejszych sposobów jest wykorzystanie do akcji ratowniczej śmigłowców. Analiza dotychczasowych procedur ratowniczych przy wykorzystaniu śmigłowców i środków ratownictwa wodnego wskazuje, że głównym problemem jest tempo podejmowania rozbitków. Ratownik opuszczany ze śmigłowca na linie może jednorazowo podjąć jedną osobę, przy czym czas tej akcji wydłuża się w warunkach burzliwej atmosfery, ze względu na utrudnienia w sterowaniu śmigłowcem, który musi precyzyjnie przyjąć odpowiednią pozycję nad rozbitkiem.

Aby zminimalizować ograniczenia liczby ludzi podczas ewakuacji z obiektów wodnych, proponuje się opracowanie konstrukcji pływającego urządzenia podwieszanego pod śmigłowcem, które będzie zdolne do podjęcia na pokład kilku lub kilkunastu ludzi jednocześnie. Skrócenie czasu ewakuacji będzie możliwe dzięki temu, że urządzenie

będzie odłączane od śmigłowca po przyjęciu przez maszynę pozycji w pobliżu akcji ratowniczej. Zminimalizuje to stratę czasu na precyzyjne ustalenie pozycji śmigłowca. Urządzenie po odłączeniu od śmigłowca będzie miało możliwość dopłynięcia do poszczególnych osób i podjęcia ich na pokład. Po zakończeniu akcji ewakuacyjnej urządzenie będzie ponownie podłączane do śmigłowca i transportowane drogą powietrzną w bezpieczne miejsce (np. na ląd lub statek biorący udział w akcji ratowniczej).

W referacie przedstawiono analizę aktualnych procedur ratowania ludzi z obiektów wodnych, zaprezentowano koncepcję konstrukcyjną urządzenia do ratownictwa powietrznego, a także opisano rozwiązania techniczne zapewniające jego mobilność. Ponadto przedstawiono koncepcję wyposażenia i zastosowania urządzenia.

**ASPEKTY PRAWNO-TECHNICZNE BUDOWY SYMULATORA
DO SZKOLENIA OPERATORÓW BEZZAŁOGOWYCH
STATKÓW LATAJĄCYCH (BSL)**

WIESŁAW WRÓBLEWSKI, DAMIAN KORENKIEWICZ

Politechnika Wroclawska

e-mail: wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl, 222056@student.pwr.edu.pl

W artykule przedstawiono analizę rozwiązań stosowanych w systemach szkolenia operatorów bezzałogowych statków latających zarówno od strony ich organizacji, jak i przepisów prawa. Omówiono także elementy programowe i konstrukcyjne związane z projektowaniem symulatora lotniczego wykorzystywanego do szkolenia operatorów BSL.

W części wstępnej przedstawiono wymagania stawiane przez Urząd Lotnictwa Cywilnego (ULC) odnośnie przeprowadzania szkoleń operatorów bezzałogowych statków latających oraz zaprezentowano przykładowe programy szkoleniowe wykorzystujące symulatory lotnicze w części praktycznej z wyszczególnieniem treści, jakie powinny być w nim realizowane; przedstawiono również sposób prowadzenia takich zajęć.

W dalszej części artykułu dokonano krótkiej charakterystyki bezzałogowych statków latających, które mogłyby znaleźć zastosowanie przy szkoleniu operatorów. Omówiono, jakie cechy powinny one spełniać i jakie wymagania są im stawiane przy doborze określonego bezzałogowego statku latającego do celów szkoleniowych zgodnie z zaleceniami Urzędu Lotnictwa Cywilnego.

Następnie zaprezentowano program obliczeniowy symulatora lotniczego, napisanego specjalnie pod bezzałogowe statki latające: omówiono jego działanie od początku procesu obliczeniowego w fazie pre-processingu do analizy wyników przeprowadzonej symulacji. Po przedstawieniu schematu działania i przykładowych wyników zaprezentowano koncepcję rozwoju programu budowy symulatora z wykorzystaniem programu obliczeniowego, uwzględniając wizualizację komputerową.

DZIAŁALNOŚĆ OŚRODKA BADAWCZO-ROZWOJOWEGO Z WYKORZYSTANIEM INFRASTRUKTURY LOTNISKOWEJ

WIESŁAW WRÓBLEWSKI, CEZARY SZCZEPAŃSKI

Politechnika Wroclawska

e-mail: wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl, cezary.szczepanski@pwr.edu.pl

Politechnika Wroclawska, analizując potrzeby swojego rozwoju, zwłaszcza w dziedzinie badań naukowych dedykowanych potrzebom rozwoju gospodarczego Polski, przewiduje rozwój własnej infrastruktury badawczej z możliwością dostępu do infrastruktury lotniskowej. Przewidując przyszłe potrzeby oraz uwzględniając aktualne, uczelnia powołała Lotniczy Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Politechniki Wroclawskiej z lokalizacją na lotnisku Aeroklubu Zagłębia Miedziowego w Lubinie. W projekcie przewidziano także potrzebę rozwoju kształcenia wysoko specjalizowanych inżynierów lotniczych dla potrzeb rozwijających się firm branży lotniczej na Dolnym Śląsku.

Na terenie Politechniki Wroclawskiej przy lotnisku Lubin planowana jest następująca działalność:

- prowadzenie badań naukowych w oparciu o nowoczesne certyfikowane laboratoria w dziedzinie lotnictwa i kosmonautyki, przy wykorzystaniu dostępu do infrastruktury lotniskowej w celu przeprowadzania badań w locie, np. bezzałogowych aparatów latających;
- badania w dziedzinie wykorzystania ekologicznych źródeł energii dla potrzeb funkcjonowania dużych obiektów (hal produkcyjnych, hangarów lotniczych, budynków użyteczności publicznej itp.) – obiekty samowystarczalne energetycznie;
- rozwijanie nowoczesnych technologii materiałowych opartych o kształtowanie materiałów trudno obrabialnych przy pomocy technik wykorzystujących energię wysokich ciśnień;
- realizacja badań dla przemysłu samochodowego w zakresie wprowadzania nowych rozwiązań napędów, zawiesznień oraz nadwozi;
- prowadzenie badań naukowych w zakresie energetyki wiatrowej i rozwiązań architektonicznych przy wykorzystaniu wielofunkcyjnego tunelu aerodynamicznego;
- wykorzystanie posiadanego sprzętu i personelu dla potrzeb realizacji zadań zleconych przez inne podmioty wewnętrzne i zewnętrzne, np. badania zanieczyszczeń atmosfery przy wykorzystaniu obiektów latających lub dla potrzeb transportu lotniczego;
- kształcenie specjalistów lotniczych w specjalności inżynieria lotnicza;
- rozwój sportów lotniczych poprzez aktywowanie Akademickiego Ośrodka Sportów Lotniczych przy Aeroklubie Zagłębia Miedziowego;
- organizowanie konferencji i seminariów oraz innych przedsięwzięć propagujących lotnictwo i kosmonautykę przy współdziałaniu oraz wsparciu środowiska lotniczego Dolnego Śląska.

**PRZEGLĄD METOD ANALIZY CHARAKTERYSTYK
AERODYNAMICZNYCH NADDŹWIĘKOWEJ RAKIETY SONDUJĄCEJ**

KAMIL ZYCH, ALEKSANDER GORGERI, MICHAŁ RANACHOWSKI

Koło Naukowe Napędów MELprop

Jednym z najważniejszych etapów w procesie projektowania rakiety jest analiza dynamiki lotu (balistyki zewnętrznej). Poprawnie wykonane obliczenia pozwalają nie tylko przewidzieć tor, po jakim poruszać się będzie rakieta, ale co istotniejsze, określają zapas jej stateczności. Przeprowadzona symulacja dostarcza także danych na temat krytycznych stanów, w jakich znajdować się może rakieta, co wykorzystywane jest w obliczeniach wytrzymałościowych. Najtrudniejszymi do uzyskania parametrami wykorzystywanymi w analizie numerycznej balistyki zewnętrznej są współczynniki aerodynamiczne poszczególnych komponentów. Co więcej, nawet drobna modyfikacja geometrii modelu może poważnie wpłynąć na owe współczynniki, czego efektem jest znacząca zmiana w balistyce całej rakiety. Celem autorów było stworzenie przeglądu metod wykorzystanych do wyznaczenia charakterystyk aerodynamicznych projektowanej rakiety sondującej oraz ich porównanie. Wśród omówionych metod znajdują się między innymi: analizy CFD oraz badania tunelowe poszczególnych elementów rakiety. Wykorzystano również zależności empiryczne zaczerpnięte z literatury oraz oprogramowanie open source.

100 LAT POLSKIEGO PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

ANDRZEJ ŻYLUK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

e-mail: andrzej.zyluk@itwl.pl

Polski przemysł lotniczy, od początku jego istnienia, z uwagi na decyzje polityczne, uwarunkowania geograficzne i rwący nurt historii, w którego centrum znajdowała się na przestrzeni stu lat Polska, jest najbardziej narażoną na trudności rozwojowe gałęzią rodzimego przemysłu.

Umiejętność wykorzystania dostępnych możliwości, takich jak płatowce pozostawione na Polu Mokotowskim przez uciekających w popłochu Niemców czy finansowe wsparcie uzyskane od zwycięskiej w I wojnie światowej Francji, rozpałała w dumnych i wierzących w Polskę inżynierach wizję stworzenia własnych statków powietrznych. Dostrzeżono wtedy ogromny wpływ lotnictwa na przebieg konfliktów zbrojnych, rozwój gospodarczy i bezpieczeństwo kraju.

Rozwój lotniczych ośrodków przemysłowych w Krakowie i Lwowie (później m.in. na Podlasiu i w Wielkopolsce) oraz prace nad produkcją statków powietrznych na zagranicznej licencji w trzeciej dekadzie XX wieku pozwalały przypuszczać, że przemysł jest na dobrej drodze, aby w ciągu kilkunastu lat dorównać poziomem państwom, które po wojnie nie musiały tworzyć tej gałęzi przemysłu od podstaw. Na początku lat dwudziestych ubiegłego wieku lubelska fabryka Plage & Laśkiewicz była o krok od rozpoczęcia produkcji samolotów myśliwskich i wywiadowczych, jednak seria niefortunnych wypadków ułatwiła Departamentowi Żeglugi Powietrznej podjęcie decyzji o zakazaniu produkcji tychże statków, osłabiając możliwości wojskowego lotnictwa, które od zakończenia wojny czekało na własne maszyny. W tym samym okresie podpisano natomiast umowę ze spółką akcyjną Francopol, która przyniosła Skarbowi Państwa znaczące straty, bez widocznych efektów dla rozwoju lotnictwa. W 1926 roku ciężar rozbudowy polskiego przemysłu lotniczego przejął płk Ludomił Rayjski, który zrewolucjonizował podejście do tej strategicznej dziedziny i w 1939 r. Polska mogła poszczycić się już konkretnymi osiągnięciami. Pułkownik Rayski dostrzegał niedostosowane do potrzeb lotnictwa nakłady finansowe przeznaczone na przemysł i gdy odmówiono mu zwiększenia tychże funduszy podał się do dymisji.

Historia zatoczyła krąg i po kolejnych latach dewastacji Polski przemysł musiał się narodzić na nowo. Niestety, sytuacja polityczna i gospodarcza przyćmiła możliwości dynamicznej odbudowy przemysłu lotniczego, sprowadzając polski potencjał głównie do roli wykonawcy sowieckich rozwiązań, ograniczając zdecydowanie rozwój własnej myśli technologicznej. Na szczęście wybitni polscy inżynierowie, patrioci, ojcowie powojennej szkoły budowy samolotów nie ustawiali w działaniach. W polskich ośrodkach naukowych i przemysłowych opracowano przełomowe konstrukcje – TS-11, PZL-130 Orlik czy I-22 Iryda. Tamte działania konstrukcyjne należy oceniać nie tylko przez pryzmat namacalnych efektów, ale także przez to, jaki wpływ miały na podtrzymanie zdolności konstrukcyjnych i technologicznych, z których Polska może czerpać do dziś. Brak podejścia reprezentowanego po I wojnie światowej przez płk. L. Rayjskiego spowodował utratę

strategicznych polskich przedsiębiorstw, filarów krajowego przemysłu lotniczego, poprzez wyprzedanie ich w ręce zagranicznych spółek i koncernów.

Niewyciąganie wniosków z własnej historii spowodowało, że przemysł lotniczy w Polsce w 2018 roku to głównie firmy z kapitałem zagranicznym, co jest bezpośrednim zagrożeniem dla bezpieczeństwa państwa. Znaczący obrót i obecność na rynku zagranicznych koncernów stwarza złudzenie pozytywnych efektów ekonomicznych, ale w rzeczywistości kapitał wyprowadzany jest poza granice kraju, hamując jednocześnie możliwości rozwoju polskich, rdzennych technologii.

Rdzenny, polski przemysł lotniczy nadal istnieje. Są to często niewielkie przedsiębiorstwa, instytucje naukowe, badawcze czy uczelnie kształcące młode inżynierskie kadry. Ten potencjał to także znakomici konstruktorzy, którzy nie ustają w badaniach, tworząc nowoczesne opracowania, dając nadzieję na odbudowanie polskiego przemysłu lotniczego, który w długim okresie będzie mógł konkurować z przemysłami państw postrzeganych jako „wysoko rozwinięte”.