POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XVIII 2018

TOM II

pod redakcją *Krzysztofa Sibilskiego*

Warszawa 2018

Organizator konferencji

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej

Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (PW) – przewodniczący

Mirosław Adamski	WSOSP	Krzysztof Kubryński	ITWL
Krzysztof Arczewski	PW	Maciej Lasek	PW
Wojciech Blajer	UTH Rad.	Leszek Loroch	ILot
Józef Gacek	WAT	Edyta Ładyżyńska-Kozdraś	PW
Cezary Galiński	ILot	Andrzej Majka	PRz
Robert Głębocki	PW	Mirosław Nowakowski	ITWL
Zdzisław Gosiewski	PB	Aleksander Olejnik	WAT
Jacek Goszczyński	JAGAC	Marek Orkisz	PRz
Norbert Grzesik	WSOSP	Andrzej Panas	ITWL, WAT
Antoni Jankowski	ITWL	Mirosław Rodzewicz	PW
Stanisław Kachel	WAT	Ryszard Szczepanik	ITWL
Zbigniew Koruba	PŚw	Cezary Szczepański	PWr
Grzegorz Kowaleczko	WSOSP, ITWL	Kazimierz Szumański	ILot
Mirosław Kowalski	ITWL	Witold Wiśniowski	ILot
Adam Kozakiewicz	WAT	Wiesław Wróblewski	PWr
Piotr Krawczyk	WSOSP	Andrzej Żyluk	ITWL

ISBN 978-83-952553-0-4

© Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
Warszawa 2018

Redakcja techniczna: Ewa Koisar
Sklad i łamanie: Ewa Koisar
Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa
Wersja elektroniczna: http://ptmts.org.pl/wydawnictwa/

Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

Konferencja „Mechanika w Lotnictwie ML-XVIII 2018”
finansowana w ramach umowy 806/P-DUN/2018
ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego
przeznaczonych na działalność upowszechniającą naukę

Spis treści

Krzymień W. – *Wstępne pomiary i symulacja bezrozbiegowego startu wiatrakowca* . . . 5

Krzysiak A. – *Eksperymentalne badania modelu samolotu Tu-154M w skali 1:40 w tunelu aerodynamicznym* . . . 13

Kubryński K. – *Zastosowanie metod obliczeniowych w projektowaniu własności lotnych samolotów i szybowców* . . . 25

Kunicka-Kowalska Z., Sibilski K. – *Badanie ruchu skrzydła motyla Attacus atlas podczas lotu trzepoczącego na potrzeby symulacji MES* . . . 35

Lasek M., Pisula M. – *Analiza wiatrowa dla wyniesionego lądowiska śmigłowcowego* . 45

Lewkowicz R., Kowaleczko G. – *Metoda analizy wypadków lotniczych spowodowanych dezorientacją przestrzenną pilota* . . . 53

Lewkowicz R., Kowaleczko G. – *Ocena jakości odwzorowania przyspieszeń w wirówce przeciążeniowej* . . . 67

Lichoń D. – *Modelowanie trajektorii lotu samolotów RPAS w kontekście integracji według procedur IFR na lotnisku Rzeszów-Jasionka* . . . 79

Lichota P. – *Identyfikacja nieparametryczna obiektu wzbudzonego D-optymalnym wymuszeniem multi-step* . . . 91

Majka A., Pawluczy J., Rogalski T. – *Metoda planowania trasy lotu samolotu w przestrzeni FRA wykorzystująca wielokryterialne wagi na krawędziach grafu* . . . 101

Majka A., Pawluczy J., Rogalski T. – *Zautomatyzowany algorytm planowania lotu samolotu w przestrzeni FRA* . . . 113

Olejnik A., Kiszkowiak Ł., Dziubiński A., Witakowski P. – *Zastosowanie metod inżynierii odwrotnej oraz numerycznej mechaniki płynów na potrzeby analizy odporności na zderzenia samolotów* . . . 129

Omen Ł., Chachurski R., Zalewski P., Panas A.J. – *Stanowisko do monitorowania stanu technicznego miniaturowych turbinowych silników* . . . 151

Panas A.J., Białecki M., Dudziński A., Figur K., Krupińska A., Nowakowski M., Omen Ł. – *Badania właściwości cieplnofizycznych i cieplnomechanicznych lotniczego kompozytu epoksydowo-szklanego* . . . 163

Pawełek A. – *Modelowanie separacji w ruchu lotniczym przy użyciu rozkładu gamma* . . 179

Pieniążek J., Cieciński P. – *Modelowanie ruchu samolotu do syntezy systemów sterowania w fazach startu i lądowania* . . . 189

Rogalski T., Pieniążek J. – *Interakcja z pilotem zautomatyzowanych klap dla samolotów lekkich i ultralekkich* . . . 201

Romańska H., Rymaszewski S., Krzonkalla J., Zgrzywa F. – *Badania przyczyn wybranych niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym* 211

Rykaczewski D. – *Realizacja badań państwowych na przykładzie zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2* 221

Rypulak A., Ziółkowska O. – *Maskowanie żołnierza przed wykryciem kamerą termowizyjną z bezzałogowego statku powietrznego* 231

Sadownik K. – *Reakcje dynamiczne w urządzeniu „looping”* 245

Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K. – *Model numeryczny ruchów podłużnych wózka startowego wyrzutni magnetycznej* 253

Świerkot R., Smędra K., Kubryński K. – *Projekt zdalnie sterowanego modelu samolotu wysokomanewrowego* 261

Trafas M., Gronczewski A. – *Urządzenie do ratownictwa powietrznego z obiektów wodnych* 279

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

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 [1]. W artykule przedstawiono przebieg wstępnych pomiarów mających na celu skonstruowanie i wykonanie wiatrakowca, który miałby możliwość wykonania bezpiecznego startu bezrozbiegowego. Badania obejmowały próby naziemnie układu napędowego, łopat i wirnika oraz pomiar impulsu ciągu. Obiektem badań był specjalnie przygotowany demonstrator, dla którego wykonano wstępne obliczenia symulacyjne startu bezrozbiegowego. Przedstawiono przykładowe wyniki pomiarów wykonanych na specjalnym stanowisku w Instytucie Lotnictwa. Pomiary potwierdziły możliwość wykonania bezrozbiegowego startu zaprojektowanego dwumiejscowego wiatrakowca I-28 oraz wskazały kierunki dalszych badań.

Słowa kluczowe: wiatrakowiec, start bezrozbiegowy, badania naziemne, symulacja startu

1. Wprowadzenie

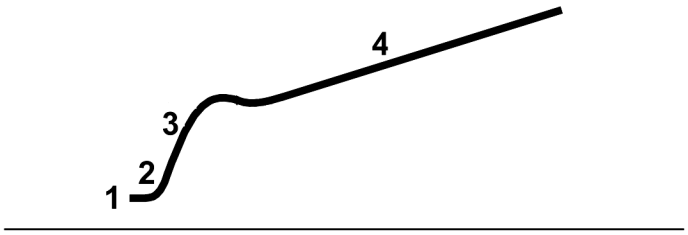
Istotną cechą wiatrakowca w układzie klasycznym jest to, że wirnik nośny nie jest napędzany w trakcie lotu. Start wiatrakowca wymaga wstępnego rozkręcenia (prerotacji) wirnika nośnego, a odpowiednią prędkość obrotową wirnik uzyskuje podczas rozbiegu – przebieg startu wiatrakowca przypomina start samolotu. Wielkość prerotacji ma istotny wpływ na skrócenie jego typowej drogi startu (rozbiegu), a także czasu wykonania startu.

Wymaganiem obowiązujących przepisów budowy lekkich wiatrakowców ([2] p. 1.4.1.) jest brak możliwości zmiany skoku ogólnego wirnika przez pilota w czasie lotu. W przypadku konstrukcji wirnika umożliwiającej zmianę skoku ogólnego łopat konieczne jest przeprowadzenie odpowiednich badań wymaganych przepisami dotyczącymi lekkich śmigłowców [3].

W ramach realizowanego Projektu POIG 01.03.01-14-074 przewidziano wykonanie obliczeń symulacyjnych, badań oraz niektórych prób w kierunku skonstruowania i wykonania przez wiatrakowiec bezpiecznego startu bezrozbiegowego. Podstawowe problemy związane z pionowym startem wiatrakowców przedstawiono w [4].

Start bezrozbiegowy, wykorzystujący energię bezwładności wirnika, polega na:

- rozkręceniu wirnika do prędkości obrotowych powyżej prędkości obrotów wirnika dla zawisu (przy kącie skoku wirnika ustawionym na $-2^\circ \div 0^\circ$),
- rozłączeniu napędu prerotacji i przekierowaniu napędu na śmigło,
- zmianie skoku wirnika nośnego na kąt ok. $4^\circ \div 6^\circ$ (tzw. zaciążeniu wirnika) celem uzyskania odpowiedniej siły nośnej do poderwania wiatrakowca na bezpieczną wysokość kosztem energii kinetycznej zgromadzonej w wirniku,
- przejściu do lotu w autorotacji (może być ono związane z pewną utratą wysokości lotu i ewentualnym przestawieniem),
- dalszym rozpędzaniu oraz wznoszeniu.



Rys. 1. Profil startu z miejsca wiatrakowca; 1 – prerotacja wirnika, 2 – oderwanie, 3 – wznoszenie z rozpędzaniem, 4 – wznoszenie z autorotacją

Profil takiego startu przedstawiono na rys. 1.

Prerotacja wirnika wymaga zgromadzenia dostatecznej energii w wirniku przy wykorzystaniu możliwie najmniejszej mocy napędowej, a trójstopniowe przełączenie skoku ogólnego wirnika powinno umożliwić bezbłędne wykonanie tego manewru przez pilota.

Aby wykonać bezpieczny start, bezrozbiegowy wiatrakowiec musi być wyposażony w głowicę o skokowo zmiennym skoku ogólnym, co wymaga spełnienia specjalnych warunków dla układu napędowego i wirnika śmigłowca.

Przeprowadzone i przedstawione poniżej badania miały na celu:

- sprawdzenie działanie zaprojektowanego i wykonanego układu napędowego,
- dostarczenie danych do weryfikacji obliczeń symulacyjnych takiego startu,
- ocenę możliwości wykonania planowanej procedury startu,
- zebranie doświadczeń do zaprojektowania układu zmiany skoku wirnika.

2. Obiekt badań i zakres prób

Wstępne badania naziemne wykonano na demonstratorze wiatrakowca (nielotnym, o uproszczonej konstrukcji – rys. 2), który został wykonany specjalnie na potrzeby badań, a układ napędowy (tj. silnik, przekładnię, łoże (kratownicę), wał napędowy prerotacji, głowicę i łopaty zostały przystosowane do zabudowy na egzemplarzu lotnym wiatrakowca. Projektowany wiatrakowiec miał wirnik o średnicy 9,4 m i maksymalną masę startową 700 kg (bliższe szczegóły konstrukcji zawiera [5]).

Specjalnie skonstruowana głowica wirnika o zmiennym skoku [6] demonstratora posiadała przeguby poziome umożliwiające swobodny pionowy ruch łopat zmniejszający ich naprężenia od zginania podczas pracy przy różnych obrotach oraz skoku ogólnym. Ze względów bezpieczeństwa sterowanie skokiem ogólnym wirnika demonstratora na stanowisku pomiarowym odbywało się poprzez linkę Bowdena. Pochylenie i przechylenie głowicy było na czas prób ustalone sztywnymi popychaczami (elementami zastępczymi) tak, by wirnik pracował w płaszczyźnie poziomej. Laminatowe łopaty do pierwszych prób zostały wytorowane: ostateczna różnica pomiędzy końcówkami łopat wynosiła ok. 1 cm przy 50% maksymalnej prędkości obrotowej wirnika. Łopaty nie były doważane na końcach (w celu zwiększenia bezwładności wirnika) – ich wadą okazał się stosunkowo duży zwis statyczny (rys. 3).

Podstawowe elementy sterowania napędem i skokiem wirnika zostały wyprowadzone poza stanowisko:

- przestawianie skoku ogólnego wirnika oraz zasprzęglenie napędu prerotacji było realizowane za pomocą dźwigni poprzez linkę Bowdena,
- moc silnika była sterowana z pulpitu przewodami za pomocą potencjometru.

Demonstrator został zamocowany do podłoża przegubowo w trzech punktach: za ogon (wykonany jak kratownica) oraz poprzez dynamometr za nos. Dynamometr zamocowano także prze-

Rys. 2. Demonstrator wiatrakowca I-28 podczas prób prerotacji w rotundzie (zdjęcie: autor, 2013)

Rys. 3. Głowica o zmiennym skoku ogólnym oraz wał napędowy wirnika poprowadzony wzdłuż masztu demonstratora wiatrakowca (zdjęcie: autor, 2013)

gubowo, by zmniejszyć wpływ niewielkich ruchów poprzecznych demonstratora na wielkość mierzonej siły. Dynamometr został wykalibrowany statycznie poprzez przyłożenie siły pionowej do głowicy. Bliższe szczegóły konstrukcji demonstratora oraz przygotowania pomiarów zawiera [5].

Badania te miały na celu także testowanie układu napędowego: załączanie i rozłączanie napędu, sprawność przekładni, czas i osiągane obroty wirnika, czas zmiany skoku wirnika nośnego itp.

Rys. 4. Demonstrator podczas pomiarów (zdjęcie: autor, 2013)

3. Przebieg badań

Przez pomiar „impulsu siły nośnej" należy rozumieć przebieg siły nośnej w czasie od odłączenia napędu i zmiany skoku ogólnego wirnika do uzyskania przez wirnik obrotów minimalnych. Podczas pomiarów rejestrowano obroty wirnika oraz kąt skoku łopat WN. Wyniki pomiarów posłużyły jako dane wejściowe do symulacji bezrozbiegowego startu wiatrakowca.

Badania impulsu ciągu wirnika, tj. pomiar ciągu wirnika w czasie od rozprzęglenia napędu wirnika (przy jego maksymalnych obrotach) i zmiany skoku ogólnego łopat do uzyskania przez wirnik obrotów odpowiadającym obrotom przy minimalnej prędkości ustalonego lotu autorotacyjnego.

W trakcie prób symulujących procedurę startu bezrozbiegowego mierzono: kąt łopat (skok wirnika nośnego), siłę ciągu i prędkość obrotową w funkcji czasu.

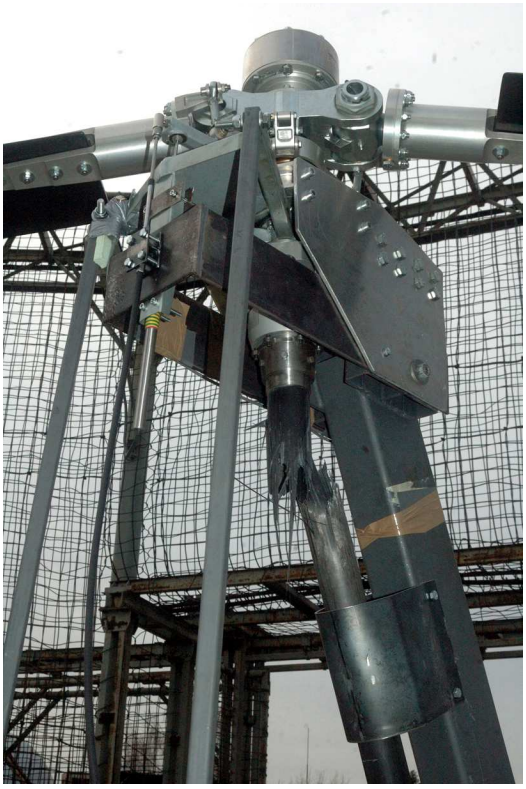
Wykonano kilka prób i pomiarów na demonstratorze wiatrakowca. Ze względu na błąd konstrukcyjny wystąpiły drgania poprzeczne wału napędowego, które spowodowały jego uszkodzenie (rys. 5). W ostatniej wykonanej próbie zarejestrowano największą siłę ciągu – interesujące fragmenty wykresów głównych parametrów przedstawia rys. 6.

4. Wyniki pomiarów

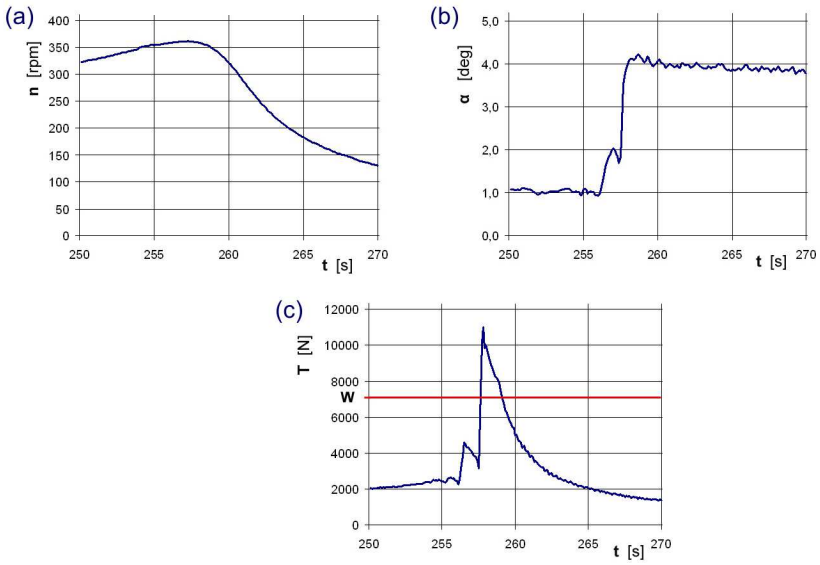
Na rys. 6 przedstawiono wybrane fragmenty (odcinek 20 s) wykonanych w czasie próby zapisów: prędkości obrotowej, kąta ustawienia łopat i siły nośnej w funkcji czasu.

Na wykresach widoczne jest rozkręcenie wirnika do ok. 360 obr/min, a następnie zmiana skoku ogólnego (wykonana w dwóch etapach) od ok. 1° do ok. 4°. Ciąg wirnika osiągnął wówczas maksymalną wielkość $T_{max} \approx 11$ kN, co przy planowanej maksymalnej masie startowej wiatrakowca 700 kg dało impuls ciągu o wielkości przekraczającej ciężar wiatrakowca W przez ok. 1,6 s.

Uzyskane obroty stanowią ok. 70% planowanych maksymalnych obrotów wirnika ($n_{max} = 500$ obr/min).



Rys. 5. Uszkodzony od drgań poprzecznych wał napędowy wirnika (zdjęcie: autor, 2013)



Rys. 6. Zarejestrowany przebieg zmian: (a) prędkości obrotowej, (b) kąta ustawienia łopat i (c) siły nośnej w czasie próby

Zmiana skoku ogólnego wykonana dwuetapowo trwała łącznie ok. 2 s i była spowodowana długą linką Bowdena (ok. 12 m) oraz źle zamocowaną dźwignią na pulpicie sterowniczym. Czas zmiany skoku z ok. 2° do 4° (na wykresie: drugi etap) wynosił ok. 0,4 s.

Czas, przez który siła ciągu wirnika była większa od planowanego ciężaru wiatrakowca ($W = 7{,}0\,\mathrm{kN}$) wynosił $t = 1{,}61\,\mathrm{s}$. Zarejestrowana wielkość impulsu ciągu dla siły przekraczającej ciężar wiatrakowca wynosiła $\Delta I = 3025\,\mathrm{Ns}$.

Pomijając niewielki spadek siły nośnej wirnika z wysokością (wpływ podłoża na ciąg wirnika nośnego), teoretyczny „podskok" wiatrakowca nastąpiłby na wysokość $h \approx 0{,}95\,\mathrm{m}$ i trwał $t_c \approx 3{,}2\,\mathrm{s}$. W tym czasie przy planowanym statycznym ciągu śmigła $F \approx 3{,}0\,\mathrm{kN}$ wiatrakowiec osiągnąłby prędkość $v \approx 13.7\,\mathrm{m/s} = 49{,}4$ km/h i przemieściłby się na odległość ok. 22 m.

Z obliczeń symulacyjnych lotu jak i badań wiatrakowca I-28 w wersji B (lotnej) minimalna prędkość wynosi ok. 55 km/h [8]. Oznacza to, że wiatrakowiec nie wykonałby przy takiej wstępnej prerotacji wirnika pełnego startu bezrozbiegowego, jednak przy założeniu osiągnięcia podczas prerotacji większych obrotów WN, jak i krótszego czasu przestawienia skoku ogólnego WN, start bezrozbiegowy dla tego wiatrakowca byłby możliwy. Ponadto możliwe jest zwiększenie momentu bezwładności badanego wirnika, doważając każdą łopatę dodatkową masą na jej końcu. Możliwe jest dociążenie na końcu każdej z łopat masą ok. 1.0 kg, co zwiększyłoby bezwładność wirnika nośnego o ok. 15%.

Łącznie możliwe jest nawet 2,2-krotne zwiększenie energii wirnika (1,4-krotne zwiększenie obrotów i 1,15-krotne zwiększenie bezwładności wirnika) podczas prerotacji, co powinno umożliwić bezpieczne wykonanie bezrozbiegowego startu tego wiatrakowca.

5. Wnioski

Zmierzone parametry układu napędowego oraz możliwość doważenia łopat wskazuje na możliwość wykonania bezpiecznego bezrozbiegowego startu wiatrakowca o masie startowej ok. 700 kg, wykorzystującego energię wirnika.

Konstrukcja układu napędowego wymaga niewielkich zmian oraz przeprowadzenia dalszych badań w celu zapewnienia wykonania bezpiecznego startu bezrozbiegowego.

Kolejne pomiary mogą być wykonane z pilotem na pokładzie, co pozwoli na trening i ocenę możliwości wykonania tego manewru w sposób bezpieczny.

Bibliografia

1. Dick Degraw „Jump Takeoff Gyros", www.youtube.com/watch?v=t6xjCuVuuzg&list=PLFe0D7579ee89C6CF
2. Przepisy ASTM Standard Specification for Design and Performance of Light Sport Gyroplane Aircraft 2352-09
3. Przepisy FAA FAR Part 29 – Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft
4. Krzymień W., Aspekty krótkiego startu wiatrakowca, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa 2014, 89-95
5. Krzymień W., Zagadnienia bezrozbiegowego startu wiatrakowca (Some problems of jump take-off of the gyroplane), *X. Krajowe Forum Wiropłatowe, Prace Instytutu Lotnictwa*, 2015, **4**, 241
6. Delega M., *Głowica wirnika wiatrakowca o zmiennym skoku*, zgłoszenie patentowe 2013
7. Cieślak S., Analiza wpływu czynników konstrukcyjnych oraz parametrów sterowania na czas trwania i wysokość bezrozbiegowego startu wiatrakowca, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 2011, **219**, 39-46
8. Sprawozdania wewnętrzne Instytutu Lotnictwa z wykonanych obliczeń i badań wiatrakowca I-28 wariant A

Projekt „Technologia wdrożenia do praktyki gospodarczej nowego typu wiropłatowego statku powietrznego" był finansowany ze środków UE (umowa UDA-POIG.01.03.01-14-074/09-00).

Preliminary investigations and simulations of the jump take-off of a gyroplane

A characteristic feature of a typical light gyroplane is the powerless main rotor and, therefore, its take-off is similar to an airplane. The jump take-off using the energy of inertia of the main rotor is realized now by some ultra light gyrocopters. In the paper, there are presented results of measurements and simulating calculations whose goal is to construct a gyroplane which can perform a safe jump take-off. The investigation included ground tests of the power plant, blades, rotor and measurements of the impulse of the main rotor thrust. The object of the research was a specially prepared demonstrator, for which preliminary simulation calculations of the jump take-off were made. Some examples of the measurement results made on a special stand at the Institute of Aviation are presented. The measurements confirmed the possibility of jump take-off of the designed two-seater gyrocopter I-28 and showed directions for further research.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

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

Andrzej Krzysiak
Instytut Lotnictwa, Warszawa
e-mail: andkrzys@ilot.edu.pl

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań modelu samolotu Tu-154M w skali 1:40. Model samolotu wykonany został metodą drukowania 3D na podstawie zeskanowanej geometrii zewnętrznej rzeczywistego obiektu. Skanowanie 3D geometrii samolotu Tu-154M oraz jego model wykonał zespół pracowników Wojskowej Akademii Technicznej. Badania obejmowały pomiary podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modelu samolotu w trzech konfiguracjach, a mianowicie: w konfiguracji przelotowej (sloty i klapy schowane), w konfiguracji do lądowania (sloty i podwozie wysunięte, klapy wychylone na 36°) z uszkodzonym skrzydłem (po utracie jednej trzeciej końcowej części lewego skrzydła) oraz w konfiguracji do lądowania z nieuszkodzonym skrzydłem. Badania podstawowych charakterystyk aerodynamicznych modeli samolotu Tu-154M 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. $V_\infty = 40\,\mathrm{m/s}$, co odpowiadało liczbie Reynoldsa (odniesionej do średniej cięciwy aerodynamicznej modelu) $\mathrm{Re} = 0{,}35 \cdot 10^6$. Omawiane w niniejszej pracy badania wykonano na zamówienie Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego działającej przy Ministerstwie Obrony Narodowej.

Wykaz oznaczeń

b	–	rozpiętość skrzydeł modelu [m]
Cz	–	współczynnik siły nośnej
Cx	–	współczynnik siły oporu
Cmx	–	współczynnik momentu przechylającego
Cmy	–	współczynnik momentu pochylającego
Cmz	–	współczynnik momentu odchylającego
L	–	długość modelu [m]
M	–	liczba Macha przepływu niezakłóconego
Re	–	liczba Reynoldsa
SCA	–	średnia cięciwa aerodynamiczna [m]
V_∞	–	prędkość przepływu niezakłóconego [m/s]
α	–	kąt natarcia [deg]
β	–	kąt ślizgu [deg]
$\delta_K, \delta_L, \delta_S$	–	kąty wychylenia klap, lotki i spoilera [deg]

1. Wprowadzenie

Historia lotnictwa odnotowała wiele wypadków lotniczych, których przyczyną było uszkodzenie powierzchni nośnych lub powierzchni sterowych samolotu, będące efektem zderzenia z innym obiektem latającym lub obiektem naziemnym. Konsekwencją takich zdarzeń była istotna zmiana

sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot, jak również brak możliwości sterowania samolotem. W wielu przypadkach skutkowało to niemożliwością kontynuowania dalszego lotu przez samolot i w rezultacie jego katastrofą.

Znane są też w lotnictwie przypadki, kiedy pomimo utraty lub poważnego uszkodzenia niektórych części powierzchni skrzydła lub powierzchni sterowych, załodze samolotu udało się kontynuować lot i bezpiecznie wylądować. Prawdopodobnie najbardziej spektakularny wypadek lotniczy, po którym załoga zdołała bezpiecznie wylądować mimo utraty znacznej części skrzydła i zewnętrznej lotki, miała miejsce w roku 1965 [1]. Do tego wypadku doszło krótko po starcie samolotu Boeinga 707-321B (ze 143 pasażerami i 10 członkami załogi na pokładzie) z lotniska w San Francisco. W wyniku eksplozji zewnętrznego silnika podskrzydłowego samolot stracił końcówkę skrzydła o długości około 7,5 m (rozpiętość skrzydeł samolotu – 44,4 m), w tym zewnętrzną lotkę (rys. 1).

Rys. 1. Uszkodzone skrzydło samolotu Boeinga 707-321B

Inny znany incydent miał miejsce w 1983 r. w Izraelu podczas pozorowanej walki powietrznej pomiędzy dwoma myśliwcami F-15D Eagle i czterema samolotami szturmowymi A-4N Skyhawk. W trakcie tych ćwiczeń doszło do kolizji jednego z F-15D z A-4N [2], [3]. W rezultacie tego zderzenia F-15D stracił prawie całe prawe skrzydło (rys. 2), a samolot wszedł w korkociąg. Pomimo tak poważnego uszkodzenia samolotu pilotowi udało się odzyskać nad nim kontrolę i bezpiecznie wylądować.

Podobny do opisanego powyżej wypadek miał miejsce w roku 2014, kiedy to podczas pozorowanej walki powietrznej zderzyły się dwa myśliwce F-16C [4]. W rezultacie tej kolizji jeden z samolotów stracił prawie połowę prawego skrzydła, rys. 3. Pomimo tych szkód, pilot wylądował bezpiecznie na lotnisku.

Zdolność do utrzymania kontrolowanego lotu statku powietrznego, a następnie do bezpiecznego lądowania w sytuacjach ich poważnego uszkodzenia, stała się przedmiotem badań naukowych. Temat ten został podjęty między innymi przez NASA w ramach projektu IRAC (ang. *Integrated Resilient Aircraft Control Project*) [5]. Celem tego projektu było opracowanie technologii, które zapobiegną utracie kontroli nad samolotem lub zapewnią odzyskanie tej kontroli, co umożliwiłoby kontynowania bezpiecznego lotu w sytuacji niespodziewanego uszkodzenia samo-

Rys. 2. Myśliwiec F-15D Eagle z odciętym skrzydłem

Rys. 3. Myśliwiec F-16C z uszkodzonym skrzydłem

lotu. Jednym z badanych problemów była utrata części samolotu. Celem określenia dynamiki lotu samolotu po takim uszkodzeniu, konieczne było określenie właściwości aerodynamicznych samolotu w konfiguracji pozbawionej utraconej części samolotu. W tym celu w tunelu aerodynamicznym przeprowadzono badania zmierzające do określenia aerodynamicznych skutków uszkodzenia powierzchni nośnych lub powierzchni sterowych samolotu. Badania zrealizowano na modelu bazowym samolotu transportowego [6], [7].

Tematyka niniejszego artykułu odnosi się do katastrofy samolotu Tupolew Tu-154 M Sił Powietrznych RP, która miała miejsce w dniu 10.04.2010 r. w pobliżu lotniska Smoleńsk-Północny w Rosji. Przyczyny tej katastrofy są nadal badane. Zgodnie z raportami opublikowanymi przez rosyjską Komisję Lotniczą MAK oraz polską Komisję Badania Wypadków Lotniczych, za bezpośrednią przyczyną wypadku uznano zderzenie z brzozą. Według obu Komisji kolizja z brzozą spowodowała utratę około 6,5 m końcówki lewego skrzydła, w tym lewej lotki. Powstały asymetryczny moment przechylający samolot spowodował odwrócenie się samolotu do góry kołami i jego katastrofę.

Ponieważ przyczyny katastrofy samolotu Tupolew Tu-154M są obecnie badane przez Podkomisję do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego z dnia 10 kwietnia 2010 r., zasadniczym celem badań opisanych w niniejszym artykule było dostarczenie danych dotyczących aerodynamiki samolotu Tu-154M w konfiguracji z odciętą końcówką lewego skrzydła.

W pracy przedstawiono wybrane wyniki tunelowych badań modelu samolotu Tu-154M. Celem określenia wpływu utraty końcówki skrzydła na podstawowe charakterystyki aerodynamiczne samolotu Tu-154M, model samolotu badany był zarówno w konfiguracji z nieuszkodzonym, jak i z uszkodzonym skrzydłem. Badania aerodynamiczne przeprowadzono w tunelu małych prędkości T-1 Instytutu Lotnictwa przy prędkości przepływu niezakłóconego z zakresu $V_\infty = 20 \div 40\,\mathrm{m/s}$.

2. Technika badań

2.1. Tunel małych prędkości T-3

Badania wpływu uszkodzenia skrzydła samolotu Tu-154M na jego charakterystyki aerodynamiczne przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-1 w Instytucie Lotnictwa.

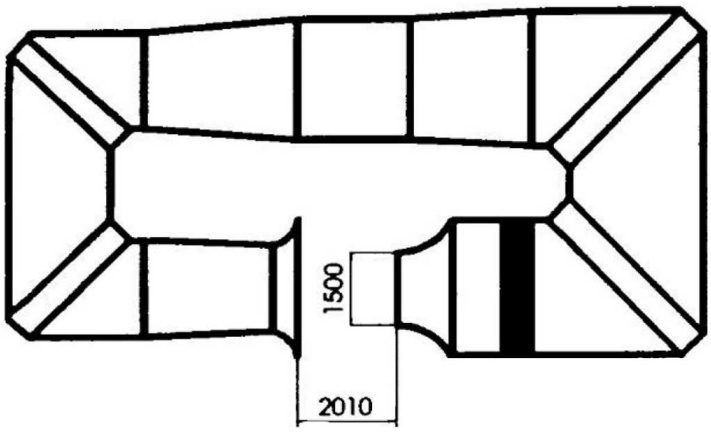
Tunel aerodynamiczny T-1, w którym prowadzone były badania, jest tunelem małych prędkości, ciągłego działania oraz otwartej przestrzeni pomiarowej [8]. Układ napędowy tunelu T-1 składa się z cztero-łopatowego wentylatora napędzanego silnikiem o mocy 55 KM. Schemat tunelu aerodynamicznego T-1 pokazano na rys. 4.

Podstawowe dane techniczne tego tunelu przedstawiono poniżej.

- Przestrzeń pomiarowa:
  średnica – 1.50 m
  długość – 2.01 m
- Maksymalna prędkość – 40 m/s
- Minimalna prędkość – 15 m/s
- Intensywność turbulencji – 0.5%

2.2. Badany model

Prezentowane w pracy badania przeprowadzone zostały dla modelu samolotu Tu-154M w skali 1:40 o rozpiętości skrzydeł $b = 0{,}939\,\mathrm{m}$ i długości modelu $L = 1{,}197\,\mathrm{m}$. Model wytworzono w pełni w technologii druku 3D. Model samolotu Tu-154M został zaprojektowany i wyprodukowany przez Wojskową Akademię Techniczną w oparciu o dokładną geometrię samolotu uzyskaną przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości [9]. Model samolotu został przebadany w trzech



Rys. 4. Schemat tunelu aerodynamicznego T-1

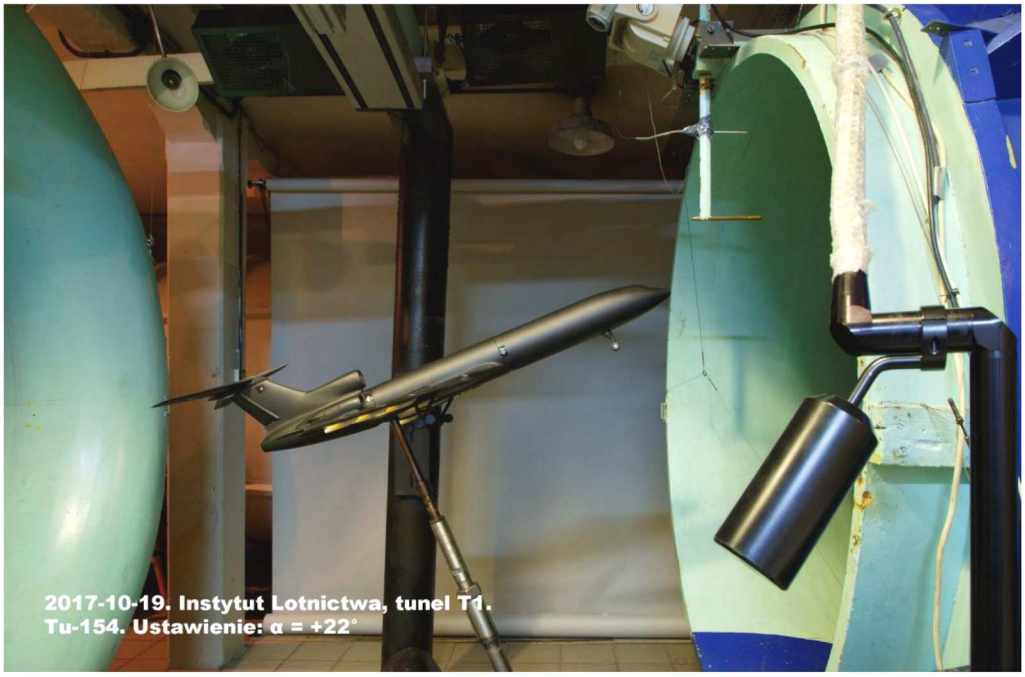
konfiguracjach: w konfiguracji przelotowej oraz w konfiguracji do lądowania (sloty i podwozie wysunięte, klapy wychylone na 36°) z uszkodzonym (po utracie jednej trzeciej końcowej części lewego skrzydła) i nieuszkodzonym skrzydłem. Geometria uszkodzonego skrzydła określona została na podstawie zdjęcia wraku samolotu Tu-154M (rys. 5) oraz w oparciu o wyniki skanowania rzeczywistego samolotu.

Rys. 5. Wrak samolotu Tu=154M

Na rys. 6 przedstawiono model samolotu Tu-154M w tunelu aerodynamicznym małych prędkości T-1.

2.3. Technika badań

Wartości sił i momentów aerodynamicznych działających na badany modelu samolotu Tu-154M zmierzono za pomocą 6-składowej wagi wewnętrznej Rollab I-646-2. Na podstawie uzyskanych pomiarów obliczono współczynniki aerodynamiczne modelu samolotu. Celem zmniejszenia niepewności pomiarów, w szczególności w zakresie najwyższych badanych kątów natarcia (kiedy pojawia się oderwanie przepływu), większość pomiarów prowadzonych w tunelu aerodynamicznym powtórzono trzykrotnie. Uzyskaną niepewność pomiaru współczynników aerodynamicznych w badaniach modelu samolotu Tu-154M oszacowano następująco:

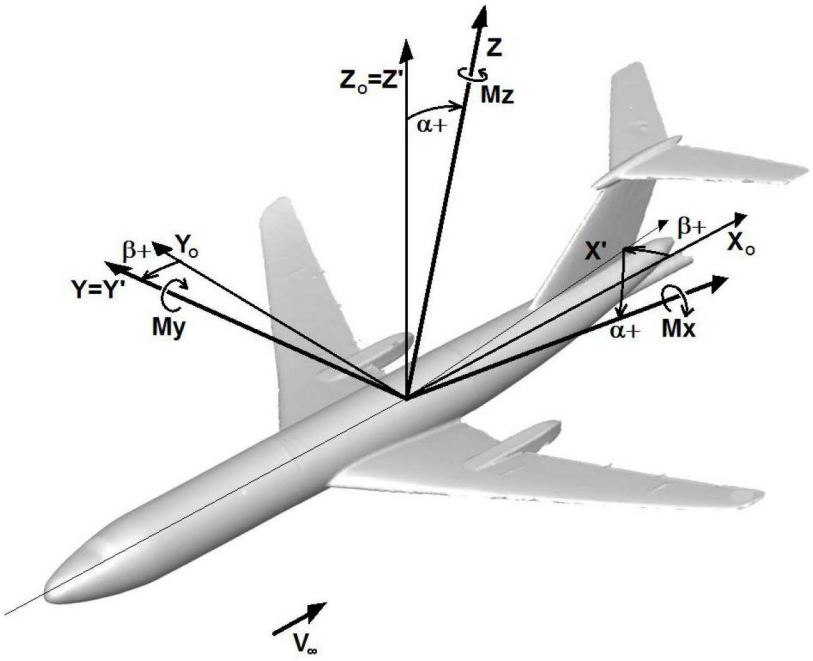


Rys. 6. Model samolotu Tu-154M w tunelu T-1

- współczynnik siły nośnej – ±0,004,
- współczynnik siły oporu – ±0,007,
- współczynnik momentu przechylającego i pochylającego – ±0,001.

Współczynniki aerodynamiczne odniesione są do powierzchni skrzydła samolotu ($S = 0{,}1125\,\mathrm{m}^2$) oraz średniej cięciwy aerodynamicznej (SCA = 0,132 m).

Współczynniki aerodynamiczne wyznaczono w układzie współrzędnych XYZ związanym z kierunkiem przepływu niezakłóconego, rys. 7.

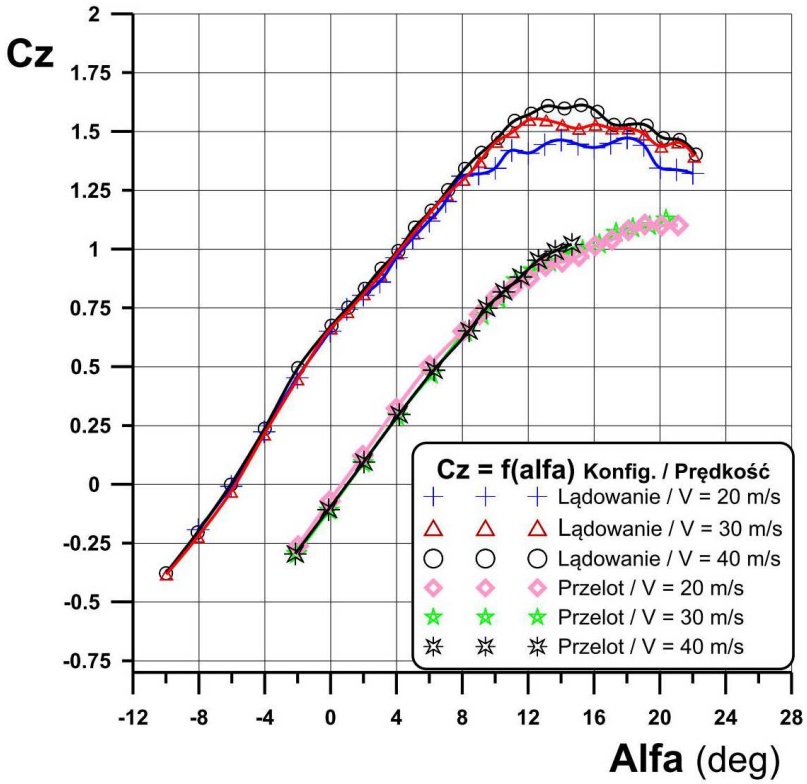


Rys. 7. Przyjęty układ współrzędnych

Badania aerodynamiczne w tunelu T-1 prowadzono przy prędkości przepływu niezakłóconego $V_\infty = 20 \div 40\,\mathrm{m/s}$. Przy czym większość tych badań wykonano dla największej możliwej do uzyskania w tym tunelu prędkości, tj. $V_\infty = 40\,\mathrm{m/s}$, co odpowiadało liczbie Reynoldsa (odniesionej do średniej cięciwy aerodynamicznej modelu) $\mathrm{Re} = 0.35 \cdot 10^6$. Pomiary charakterystyk aerodynamicznym modelu samolotu Tu-154M zrealizowane zostały zarówno przy zmiennym kącie natarcia, tj. dla $-8^\circ \leqslant \alpha \leqslant 22^\circ$ przy kącie ślizgu $\beta = 0^\circ$, jak i przy zmiennym kącie ślizgu, tj. dla $10^\circ \leqslant \beta \leqslant 10^\circ$ przy kącie natarcia $\alpha = 0^\circ$.

3. Wyniki badań

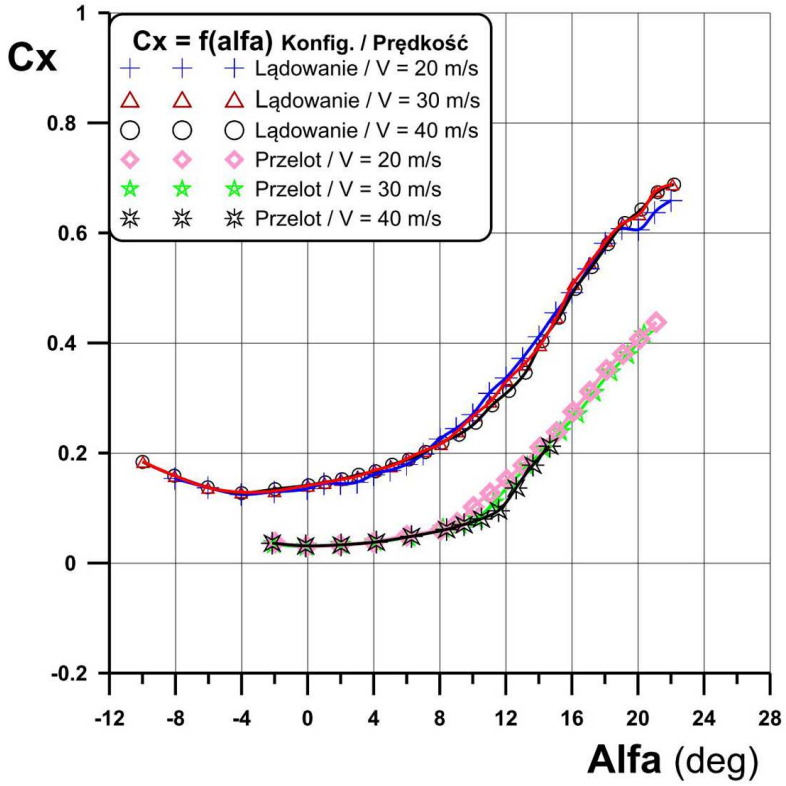
Na rys. 8÷10 przedstawiono wpływ prędkości przepływu niezakłóconego ($V_\infty = 20\,\mathrm{m/s}$, $30\,\mathrm{m/s}$ oraz $40\,\mathrm{m/s}$) na wybrane współczynniki aerodynamiczne modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej (klapy i sloty schowane) oraz dla konfiguracji do lądowania (sloty i podwozie wysunięte, klapy wychylone na 36°).



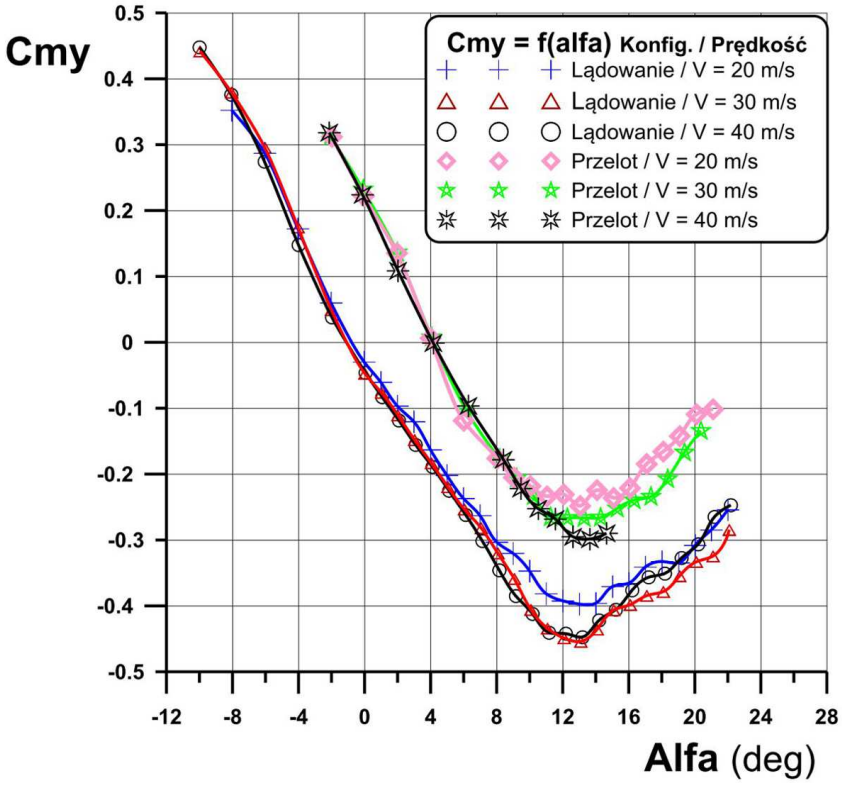
Rys. 8. Wpływ prędkości przepływu niezakłóconego na współczynnik siły nośnej

Na rys. 11÷14 przedstawiono wpływ utraty końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154M w konfiguracji do lądowania na jego wybrane współczynniki aerodynamiczne dla $V_\infty = 40\,\mathrm{m/s}$.

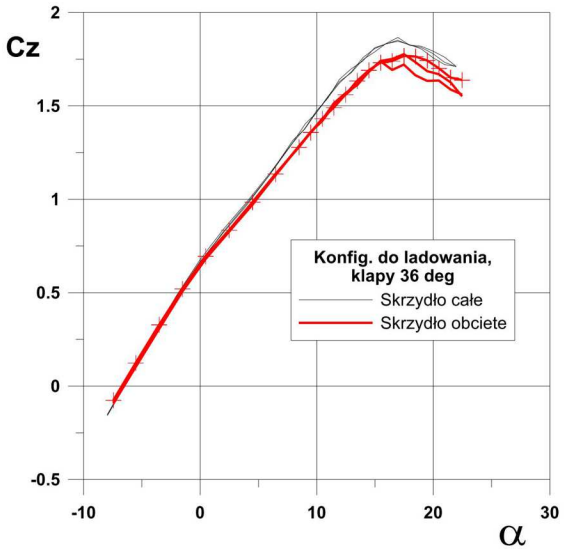
Celem oceny możliwości zrównoważenia lotu samolotu po utracie 1/3 końcówki lewego skrzydła na rys. 14 przedstawiono dodatkowo zależność współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta natarcia dla konfiguracji modelu samolotu Tu-154M z obciętym skrzydłem oraz z wychyloną równocześnie do góry prawą lotką ($\delta_L = -20^\circ$) i prawym spoilerem ($\delta_S = 45^\circ$). Ponadto na rys. 14 przedstawiono zależność współczynnika momentu przechylającego w funkcji kąta ślizgu dla konfiguracji modelu samolotu Tu-154M z obciętym skrzydłem, lecz bez wychylenia powierzchni sterowych.



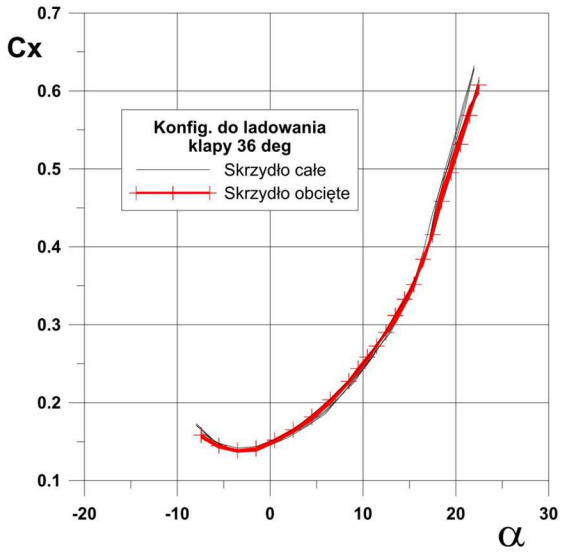
Rys. 9. Wpływ prędkości przepływu niezakłóconego na współczynnik oporu



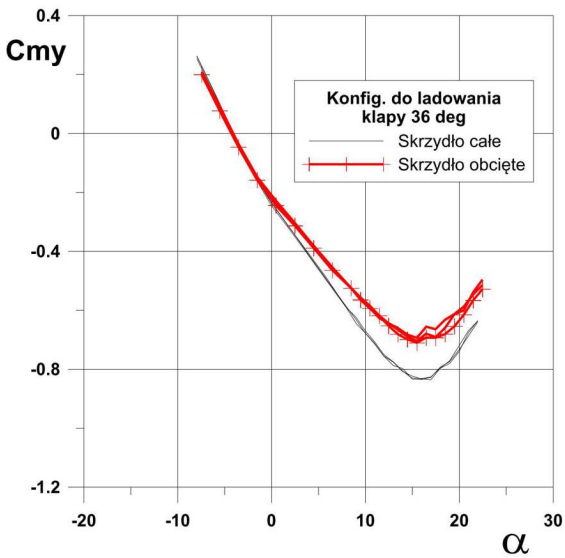
Rys. 10. Wpływ prędkości przepływu niezakłóconego na współczynnik momentu pochylającego



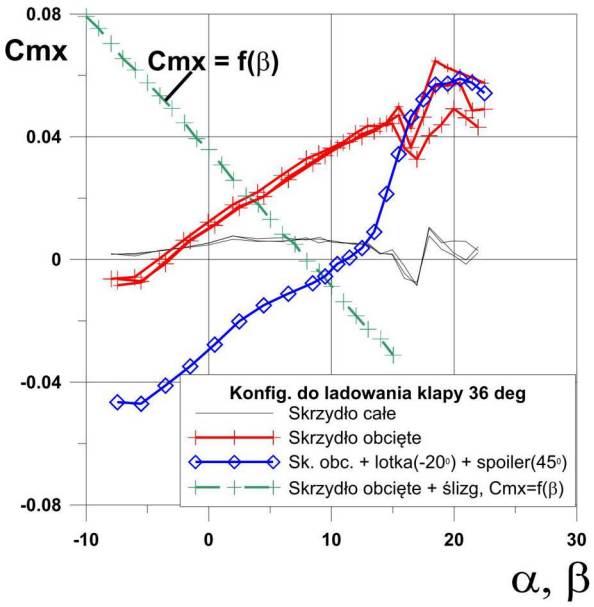
Rys. 11. Wpływ utraty końcówki skrzydła na współczynnik siły nośnej



Rys. 12. Wpływ utraty końcówki skrzydła na współczynnik siły oporu



Rys. 13. Wpływ utraty końcówki skrzydła na współczynnik momentu pochylającego



Rys. 14. Wpływ utraty końcówki skrzydła na współczynnik momentu przechylającego

4. Wnioski

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań modelu samolotu Tu-154M (w skali 1:40) przeprowadzonych w tunelu małych prędkości T-1 Instytutu Lotnictwa. Badania miały na celu określenie wpływu uszkodzenia skrzydła samolotu Tu-154M na aerodynamikę tego samolotu. Uszkodzenie dotyczyło utraty jednej trzeciej końcowej części lewego skrzydła samolotu. Badania eksperymentalne przeprowadzono przy prędkości przepływu niezakłóconego $V_\infty = 20 \div 40\,\mathrm{m/s}$.

Analiza wyników badań prowadzi do poniższych wniosków.

- Zmiana prędkości przepływu niezakłóconego w zakresie $V_\infty = 20 \div 40\,\mathrm{m/s}$ nie ma wpływu na charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu samolotu.
- Utrata jednej trzeciej lewego skrzydła samolotu Tu-154M zasadniczo nie powoduje dramatycznych zmian właściwości aerodynamicznych samolotu, z wyjątkiem momentu przechylającego.
- Badania wykazały, że uszkodzenie skrzydła samolotu nie wpłynęło zasadniczo na zmianę oporu całkowitego samolotu, spowodowało natomiast nieduży spadek siły nośnej, o mniej niż 5%.
- Utrata jednej trzeciej lewego skrzydła samolotu Tu-154M powoduje pojawienie się momentu przechylającego o istotnej wartości, zależnej od kata natarcia samolotu (np. dla $\alpha = 15^\circ$ $\Delta Cmx \cong 0.04$).
- Badania wykazały, że pomimo pojawienia się momentu przechylającego o istotnej wartości, będącej skutkiem utraty jednej trzeciej lewego skrzydła samolotu, istnieją potencjalne możliwości zrównoważenia lotu samolotu. Tę równowagę można by było uzyskać poprzez równoczesne wychylenie lotki oraz spoilera na prawym skrzydle samolotu lub też poprzez wprowadzenie samolotu w ślizg na prawe skrzydło.

Bibliografia

1. *Aviation Safety Network Database*, http://aviation-safety.net/database/record.php?id=19650628-0
2. Grant R., Ascendent eagle, *AIR FORCE Magazine*, July 2013

3. Leone D., *How an Israeli F-15 Eagle managed to land with one wing*, https://theaviationist.com/2014/09/15/f-15-lands-with-one-wing, 2014.
4. Dewitte L., *F-16 crashes following midair collision in Kansas*, F-16.net, 2014 http://www.f-16.net/f-16-news-article4901.htm
5. Guo T., Litt J., *Resilient propulsion control research for the NASA Integrated Resilient Aircraft Control (IRAC) Project*, National Aeronautics and Space Administration, NASA/TM2007-214940, 2007
6. Shah G.H., Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft, *Proc. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, **AIAA 2008-5203**, 2008
7. Shah G.H., Flight dynamics modeling and simulation of a damaged transport aircraft, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, **AIAA 2012-4632**, 2012
8. Wiśniowski W., *Tunele aerodynamiczne w Polsce na tle tuneli światowych*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, nr 42, 2016
9. Olejnik A., Kachel S., Kiszkowiak Ł., Mikołajczyk M., Radomski M., *Analiza wyników badań prowadzonych w WAT na rzecz wyjaśnienia przyczyn katastrofy smoleńskiej*, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, 2017

Experimental investigations of a Tu-154M aircraft model at 1:40 scale in a wind tunnel

The paper presents the results of experimental investigations of a Tu-154M aircraft model at 1:40 scale. The model was manufactured using the 3D printing technology basing on the scanned full scale Tu-154M aircraft geometry. The scanning of the full scale aircraft and the aircraft model was manufactured at the Military University of Technology.

The wind tunnel tests included measurements of Tu-154M aircraft basic aerodynamic characteristics at three model configurations, namely: in the flight configuration (slots and flaps retracted), landing configuration (slots and landing gears extended, flaps deflected at 36°) with a damaged wing (after losing one third, outer part of the left wing) and landing configuration with an undamaged wing.

The tests of Tu-154M aircraft basic aerodynamic characteristics were performed at the Institute of Aviation in the low speed wind tunnel T-1 (with a 1.5 m diameter test section). Majority of the tests were carried out at the highest velocity possible to reach in this wind tunnel, i.e. $V_\infty = 40\,\mathrm{m/s}$, which corresponded to the Reynolds number (with reference to the model middle aerodynamic chord), $\mathrm{Re} = 0.35 \cdot 10^6$. The research discussed in this paper was performed on the request of the Subcommission for the Re-examination of the Air Accident on April 10, 2010, operating at the Ministry of National Defense Republic of Poland.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

ZASTOSOWANIE METOD OBLICZENIOWYCH W PROJEKTOWANIU WŁASNOŚCI LOTNYCH SAMOLOTÓW I SZYBOWCÓW

Krzysztof Kubryński
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: kkubryn@itwl.pl

W pracy omówiono zestaw narzędzi wspomagających projektowanie aerodynamiczne oraz analizę własności lotnych samolotów i szybowców. Zostały one zaimplementowane w opracowanym wcześniej systemie projektowania aerodynamicznego KK-AERO. Zaimplementowane narzędzia pozwalają na analizę opływu oraz określenie rozkładu obciążeń płatowca z uwzględnieniem odkształcenia struktury, analizę startu samolotu (rotacji – podniesienia przedniego kółka) z uwzględnieniem wpływu ziemi na aerodynamiką samolotu, analizę krążenia ustalonego szybowca, analizę prędkości kątowej przechylania i koordynację sterów, analizę startu szybowca za wyciągarką oraz analizę stateczności dynamicznej samolotu. Umożliwia to szybką i stosunkowo kompleksową analizę własności samolotu/szybowca już na etapie projektowania wstępnego.

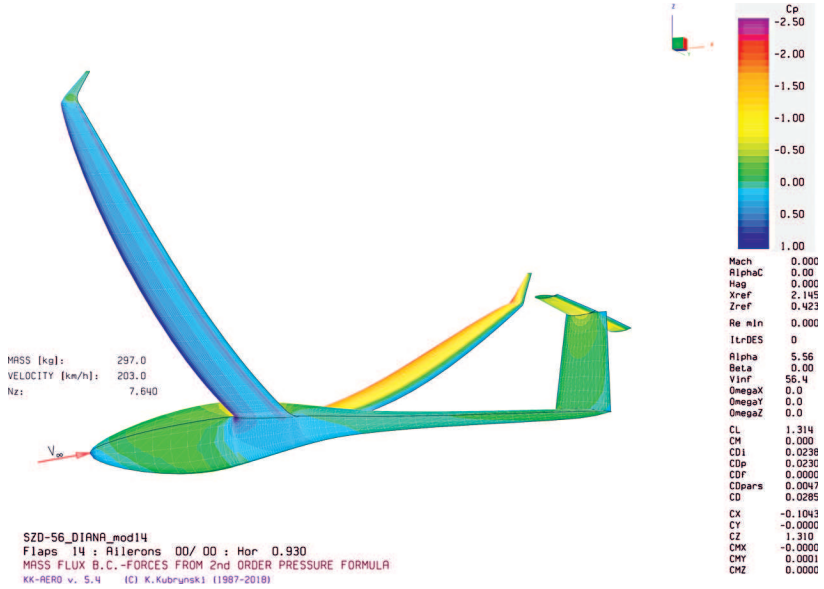
1. Wprowadzenie

Podstawowym celem projektowania samolotu jest zapewnienie mu odpowiednich (lepszych względem konkurencyjnych konstrukcji) osiągów oraz własności lotnych i bezpieczeństwa, nie zapominając jednak o kosztach opracowania, produkcji i eksploatacji samolotu. Aby zapewnić spełnienie tych wymagań, konieczne jest zapewnienie odpowiednich własności aerodynamicznych, w tym minimalizację oporu w szerokim zakresie warunków lotu, stateczność i sterowność, dużą wartość siły nośnej w warunkach startu i lądowania, odpowiednią progresję rozwoju oderwania na skrzydle i poprawne własności przy przeciągnięciu, itd. Niespełnienie tych wymagań już na początkowych etapach projektowania samolotu powoduje problemy z ich rozwiązaniem na etapach późniejszych, zmuszając często do zmiany przyjętych już rozwiązań i przeprojektowania już istniejących. Wydłuża to czas realizacji przedsięwzięcia i podnosi jego koszt. Pakiet programów KK-AERO opracowany został w celu wspomagania projektowania aerodynamicznego w oparciu o metody odwrotne i optymalizacyjne [1]-[3]. Pozwala on opracować geometrię zewnętrzną bryły samolotu, która generuje założone rozkłady ciśnienia na powierzchni w zadanym zakresie warunków lotu (zapewniając wymagany rozwój warstwy przyściennej i minimalizację oporu tarcia), oraz zminimalizować opór indukowany przy zapewnieniu równowagi podłużnej. Stosując odpowiednią metodykę projektowania pełnego układu samolotu, pozwala to zapewnić minimalny opór, przy spełnieniu dodatkowych wymagań aerodynamicznych oraz konstrukcyjnych (np. spełnienie ograniczeń odnośnie grubości skrzydła czy szerokości kadłuba). Istnieje jednak szereg dodatkowych wymagań, które należy rozwiązać. Przykładem jest wymóg określenia obciążeń płatowca z uwzględnieniem jego odkształcalności. W szczególności szybowce wysokowyczynowe (z uwagi na bardzo duże wydłużenia skrzydła) są bardzo podatne na odkształcenia, które potrafią znacząco zmienić zarówno własności aerodynamiczne, jak i wpłynąć na rozkłady obciążenia i wytrzymałość struktury. Uwzględnienie wpływu odkształceń na obciążenia wymagane jest też przez Nadzór Lotniczy w procesie certyfikacji. Innym problemem jest właściwy dobór parametrów podwozia trójkołowego, klap i usterzenia w celu zapewnienia odpowiednich własności samolotu podczas startu (spełnienia warunków rotacji samolotu w celu

uniesienia przedniego kółka i oderwania). Jest to jedynie ułamek problemów, z którym styka się konstruktor samolotu lub szybowca w trakcie realnego projektowania. Spóźnione „odkrycie" powstałych problemów stwarza istotne trudności w ich rozwiązaniu oraz podnosi znacząco koszt całego przedsięwzięcia. Pakiet KK-AERO został doposażony w szereg narzędzi, które pozwalają stosunkowo łatwo przeanalizować i rozwiązać szereg problemów, które pojawiały się podczas dotychczasowej praktyki projektowania aerodynamicznego. Zostaną one pokrótce omówione.

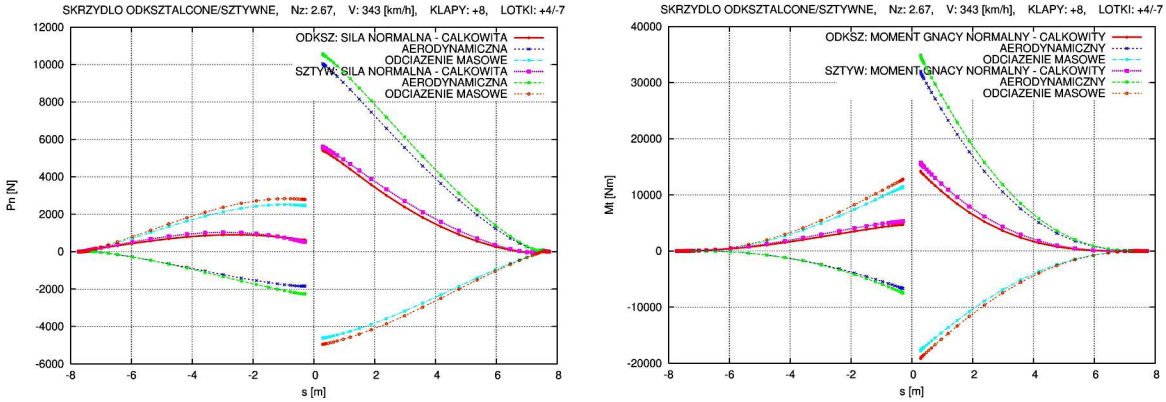
2. Analiza opływu i obciążeń samolotu odkształcalnego

Wpływ odkształceń konstrukcji na własności aerodynamiczne, stateczność w locie oraz obciążenia struktury w wielu przypadkach może być znaczący (zwłaszcza dla współczesnych szybowców wyczynowych). Wynika to zwłaszcza z odkształceń skrętnych skrzydła. W trakcie prac na aerodynamiką oraz obciążeniami szybowca SZD-56-2 Diana-2 opracowane zostały dodatkowe moduły pakietu KK-AERO, które umożliwiają realizację takich obliczeń w sposób dość zautomatyzowany. Konieczne jest jednak iteracyjne dochodzenie do właściwej geometrii, ponieważ silne powiązanie opływu i deformacji geometrii powoduje, że zagadnienie jest dość silnie nieliniowe. Do realizacji takich obliczeń konieczne jest przygotowanie dodatkowych danych wejściowych, które zawierają rozkłady sztywności giętnych i skrętnych, położenie środka sił poprzecznych, rozkładu mas i środków ciężkości przekrojów. Rozkład obciążeń może uwzględniać wpływ odciążenia masowego, wynikającego z wystąpienia przyspieszeń liniowych i (w przypadku nieustalonym po wychyleniu lotek) przyspieszeń kątowych. Konieczne jest też podanie momentów bezwładności konfiguracji nieodkształconej, natomiast wpływ odkształceń na rzeczywiste momenty bezwładności po odkształceniu są wyznaczane automatycznie. Rysunek 1 przedstawia obraz geometrii szybowca z uwzględnieniem odkształcalności.



Rys. 1. Geometria szybowca odkształcona na skutek występującego obciążenia

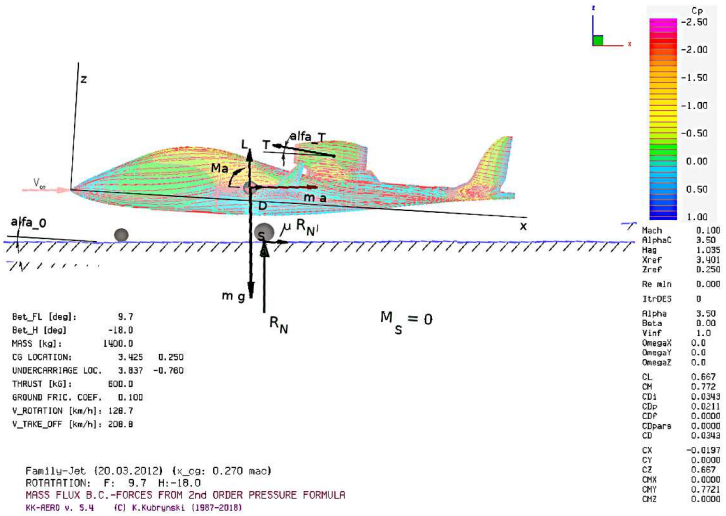
Program w sposób automatyczny przygotowuje pliki z rozkładami współczynników aerodynamicznych oraz obciążeń, jak również pliki graficzne z wykresami obciążeń dla każdego przypadku, w tym: rozkład obciążeń aerodynamicznych, odciążenia masowego oraz obciążeń wypadkowych konstrukcji nieodkształconej oraz odkształconej – rys. 2.



Rys. 2. Rozkład siły normalnej oraz momentu gnącego wzdłuż rozpiętości skrzydła

3. Analiza rotacji samolotu podczas startu

Nakładka do pakietu KK-AERO pozwalająca na automatyczną analizę rotacji samolotu podczas startu została opracowana na potrzeby analizy samolotu LAR-1 Flaris. Latający model tego samolotu z napędem odrzutowym, wykonany w celu sprawdzenia własności lotnych przed rozpoczęciem budowy prototypu, wykazywał problemy ze startem. Wynikały one z wysokiego umieszczenia napędu, co skutkowało dość dużym momentem pochylającym od siły ciągu. W efekcie konieczne było wytworzenia stosunkowo dużej siły na usterzeniu poziomym (do dołu) w celu wykonania rotacji. Dodatkowo konieczne było też wytworzenie odpowiedniej siły zapobiegającej rotacji w przypadku przerwania ciągu podczas rozbiegu.



Rys. 3. Analiza rotacji samolotu podczas startu

Aby rozwiązać ten problem, zdecydowano się wykorzystać pakiet programów panelowych do analizy sił i momentów aerodynamicznych, uwzględniając przy tym wpływ bliskości ziemi. Dodatkowo konieczne jest określenie konfiguracji podwozia (uwzględniając ugięcie amortyzacji pod wpływem obciążenia), położenia środka ciężkości, położenia i wartości wypadkowej siły ciągu, jak również konfiguracja klap i wychylenie steru wysokości. Dodatkowy program, który opracowano jako element pakietu KK-AERO w sposób automatyczny określa warunki rotacji i wymaganą do tego prędkość, przy której następuje zerowanie momentu sił względem punktu styku kół podwozia głównego z ziemią. Uwzględniane są w tym celu siła ciągu, siły aerodynamiczne, reakcja podwozia oraz siły bezwładności wynikające z ruchu przyspieszonego podczas rozbiegu – rys. 3.

W celu rozwiązania problemu startu modelu samolotu LAR-1 Flaris konieczna okazała się zmiana skuteczności steru wysokości. Zostało to uzyskane poprzez powiększenie usterzenia, dodając „wkładkę" w środkowej części istniejącego usterzenia. Samolot docelowy został przekonstruowany tak, aby umożliwić wytworzenie odpowiednich sił i momentów (o wartościach odpowiadających tym z modelu) – jednak w inny sposób. Zwiększono nieco powierzchnię usterzenia poziomego oraz długość belki ogonowej, przeprojektowane zostało aerodynamicznie skrzydło oraz zwiększono kąt postojowy samolotu przez modyfikację podwozia. Zmodyfikowany model w czasie prób nie wykazywał problemów z rotacją, jak i problemów z bezpieczeństwem startu – rys. 4. Opracowaną metodę wykorzystano też w procesie projektowania dwóch kolejnych konstrukcji samolotów.

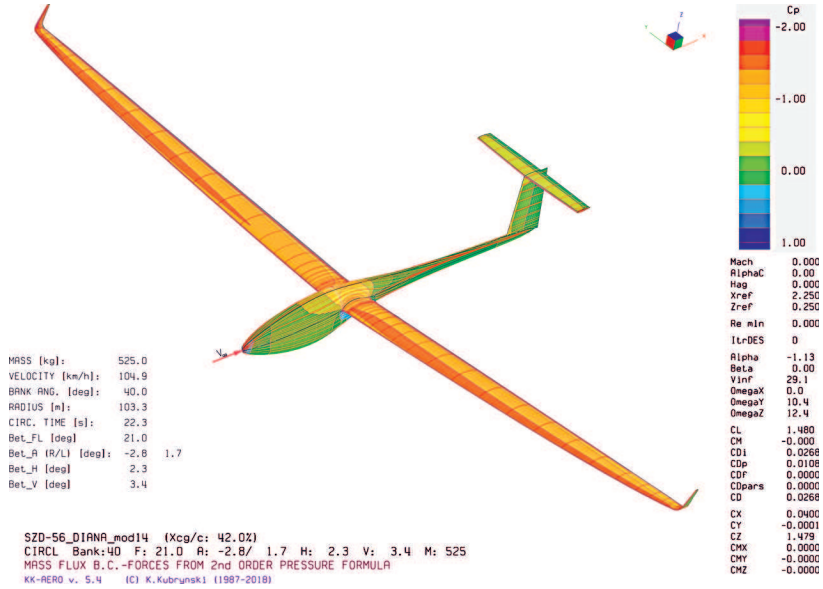
Rys. 4. Start zmodyfikowanego modelu samolotu LAR-1 Flaris

4. Analiza ustalonego krążenia szybowca

Własności szybowca w krążeniu wpływają w sposób zasadniczy na jego efektywność zawodniczą. Lepsze własności krążenia to lepsze wykorzystanie komina termicznego, a w efekcie uzyskanie większej prędkości przelotowej. Wpływ na własności szybowca ma jednak nie tylko tradycyjnie rozpatrywana aerodynamika, ale też układ szybowca, wychylenia lotek i sterów w krążeniu oraz położenie środka ciężkości. Krążenie ustalone jest związane z ruchem przestrzennym szybowca po okręgu, co wywołuje szereg dodatkowych efektów. W szczególności usterzenia wysokości i kierunku doznają dodatkowych kątów natarcia względem skrzydła, ponieważ poruszają się po innym okręgu (o większym promieniu). W efekcie np. kąt natarcia usterzenia poziomego wzrasta, a wytworzenie odpowiedniej siły na usterzeniu wymaga większego (ujemnego) wychylenia steru. Może to spowodować, że charakterystyka usterzenia wychodzi poza obszar niskiego oporu („siodła laminarnego"). W celu uwzględnienia tych zjawisk na własności szybowca oraz możliwość optymalnego projektowania przygotowany został zestaw programów, który wraz z pakietem KK-AERO umożliwia automatyczną analizę opływu szybowca w krążeniu. Konieczne jest zadanie masy, położenia środka ciężkości, prędkości (lub współczynnika C_z), stopnia różnicowości lotek oraz kąta przechylenia szybowca. Program określa wymagane kąty wychylenia powierzchni sterowych, wyznacza opływ oraz charakterystyki aerodynamiczne – rys. 5. Na rysunku widać wyraźną niesymetrię rozkładu ciśnienia na szybowcu.

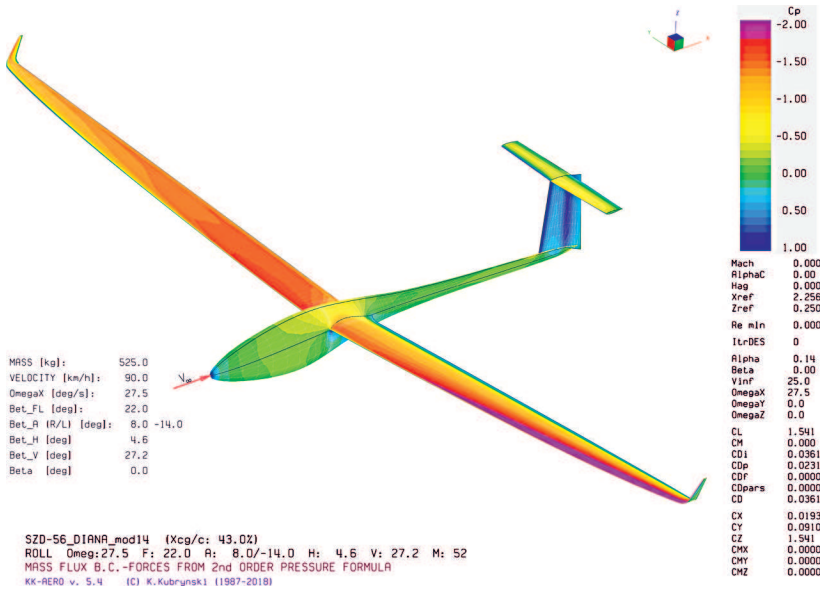
5. Analiza przechylania szybowca

Bardzo istotnym parametrem cechującym własności szybowca jest czas (prędkość) przekładania krążenia oraz możliwość wykonania tego manewru w poprawny sposób (bez doprowadzenia do wyślizgu). Ma na to wpływ układ aerodynamiczny szybowca, skuteczność lotek (i ich



Rys. 5. Analiza ustalonego krążenia szybowca

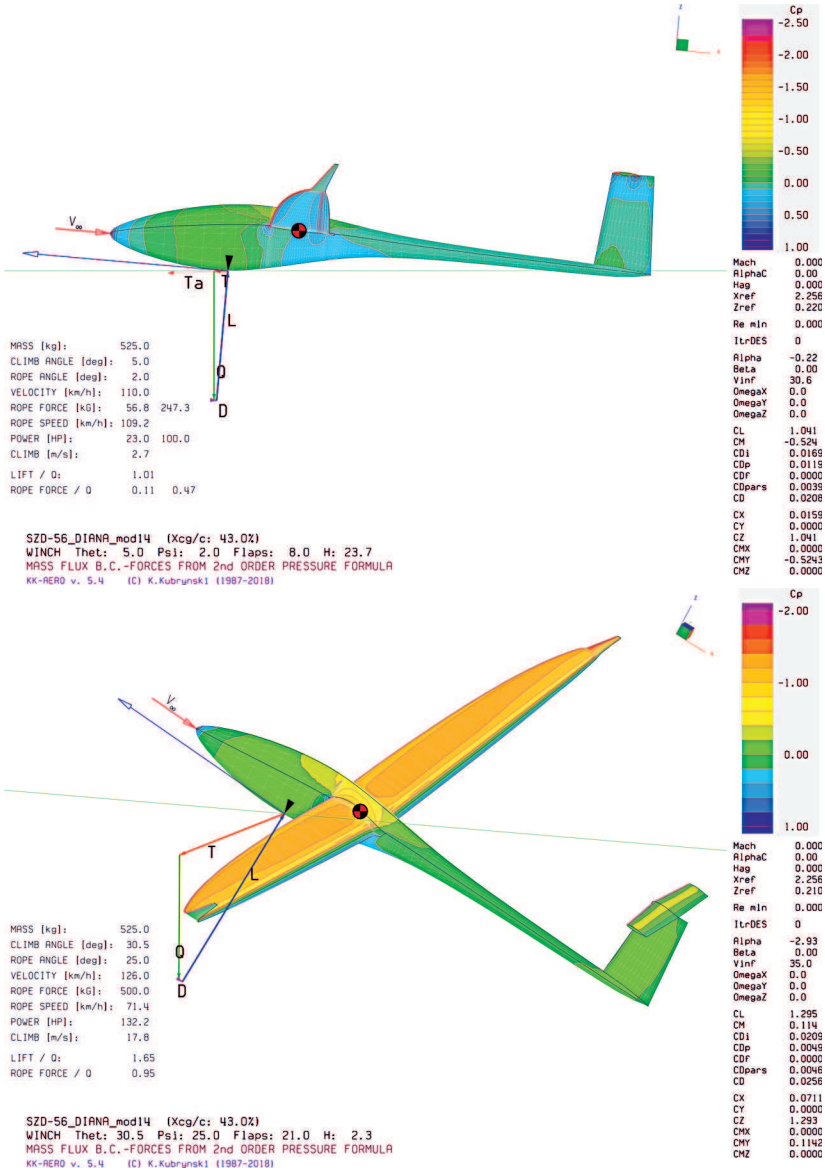
różnicowość) oraz wielkość i skuteczność usterzenia kierunku. Zbyt mała powierzchnia statecznika i steru powoduje problemy z koordynacją sterowania, niepotrzebnie duża obniża osiągi. W celu umożliwienia analizy tego zagadnienia opracowano programy, które wraz z pakietem KK-AERO umożliwiają analizę prędkości kątowej przechylania oraz określają kąt ślizgu, który wystąpi w przypadku niewystarczającej skuteczności steru kierunku. Należy zadać konfigurację lotek (ich rozpiętość) oraz kat wychylenia (w tym różnicowość), masę i położenie środka ciężkości, prędkość (lub C_z), natomiast program określa konieczne wychylenia steru wysokości i kierunku oraz prędkość kątową przechylania w warunkach równowagi. Jeżeli wymagany kąt wychylenia steru kierunku przekracza maksymalny, program dodatkowo określa kąt ślizgu niezbędny do zapewnienia równowagi sił i momentów. Pozwala to dość precyzyjnie określić wymaganą konfigurację lotek (ich wielkość, różnicowość i wychylenia) oraz usterzeń i sterów, w celu zapewnienia wymaganych własności sterowania poprzecznego. Na rys. 6 przedstawiono przykładowy wynik takiej analizy przy mocno wychylonych lotkach, bardzo dużej prędkości kątowej przechylania. Widoczna jest duża niesymetria opływu szybowca.



Rys. 6. Analiza przechylania szybowca

6. Start szybowca z wykorzystaniem wyciągarki

Bardzo popularnym rodzajem startu szybowcowego jest wykorzystanie wyciągarki. Podstawową zaletą takiego rozwiązania jest jego niski koszt. Niestety wiąże się to z większym ryzykiem (w porównaniu ze startem na holu za samolotem), np. wynikającym z możliwości przerwania ciągu podczas bardzo stromego wznoszenia. W przypadku szybowców wyczynowych dochodzi jeszcze jeden czynnik, który stał się również przyczyną wypadków śmiertelnych. Z powodu chęci maksymalizacji osiągów, konstruktorzy starają się zminimalizować dodatkowe składniki oporu, np. minimalizując powierzchnię usterzeń. Grozi to brakiem możliwość zapewnienia równowagi szybowca podczas startu, wynikającym ze zbyt małej siły aerodynamicznej, którą można wytworzyć na usterzeniu. Jest to w szczególności groźne w początkowym etapie startu, zaraz po



Rys. 7. Analiza startu szybowca za wyciągarką, w fazie rozpędzania (góra) i fazie wznoszenia ustalonego (dół)

oderwaniu, lecz wciąż jeszcze w fazie rozpędzania szybowca. Moment siły od ciągu liny może być większy od możliwego do wytworzenia przez usterzenie poziome, prowadząc do wystąpienia przyspieszenia kątowego szybowca. Może to prowadzić do ustawienia szybowca na bardzo du-

żych (zakrytycznych) kątach natarcia, spowodować utratę siły nośnej i możliwości sterowania, a w efekcie niekontrolowane zwalenie się szybowca na ziemię. W celu umożliwienia szczegółowej analizy takiego startu opracowano programy komputerowe, które wraz z podstawowym pakietem programów aerodynamicznych umożliwiają analizę takiego startu, zarówno w fazie przyspieszania, jak i w fazie wznoszenia ustalonego. Konieczne jest określenie masy szybowca i położenia środka ciężkości, położenia zaczepu holowniczego na szybowcu, siły ciągu (lub mocy) wyciągarki, prędkości, kąta wznoszenia i kąta liny. Program wyznacza opływ, wartości sił aerodynamicznych oraz wymagane wartości wychylenia steru do zapewnienia równowagi (lub zgłasza brak możliwości zrównoważenia szybowca). W efekcie możliwe jest ustalenie takiej konfiguracji usterzenia, jego wielkości i położenia zaczepu holowniczego, który spełnia wymagania dla określonych warunków startu. Na rys. 7 przedstawiono wynik analizy startu za wyciągarką dla dwóch przypadków: w fazie rozpędzania oraz w fazie wznoszenia ustalonego.

7. Analiza stateczności dynamicznej

Opracowany wcześniej pakiet projektowania aerodynamicznego sprawdził się doskonale w odniesieniu do oceny statyczności statycznej oraz zapewnienia równowagi samolotu w różnych wariantach wyważenia przy zapewnieniu minimalizacji oporu (wyważenia). Kolejnym etapem było zaimplementowanie w pakiecie procedury analizy statyczności dynamicznej. Oparta jest ona na klasycznym podejściu linearyzacji równań i rozdziału na zagadnienie symetryczne (Eq. $(7.1)_1$) i antysymetryczne (Eq. $(7.1)_2$). Aktualnie nie zaimplementowano odpowiedzi samolotu na sterowanie, jednak planowane jest w przyszłości uwzględnienie wychylenia sterów, lotek, klap i przepustnicy.

$$
\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1-Z_{\dot{w}} & 0 & 0 \\ 0 & -M_{\dot{w}} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} =
$$

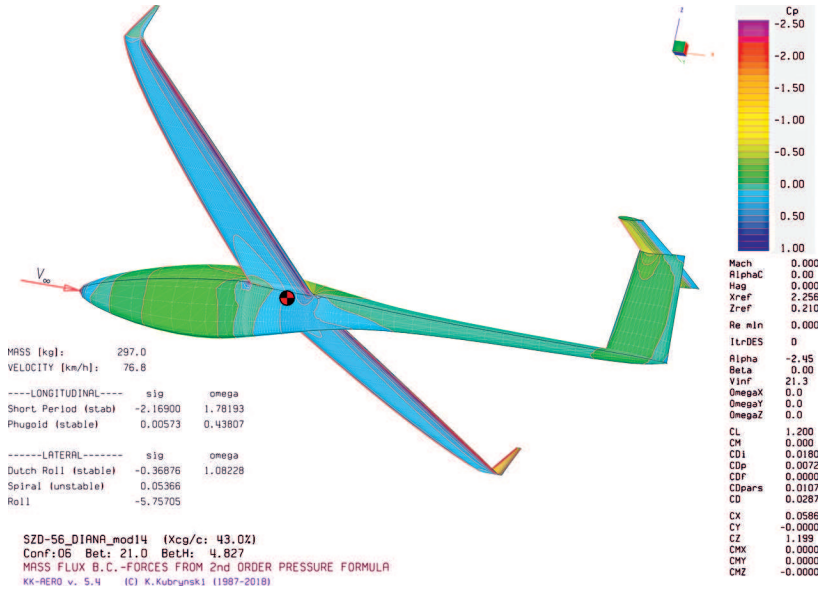
$$
= \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q - w_0 & -g\cos\theta_0 \\ Z_u & Z_u & Z_g - u_0 & -g\sin\theta_0 \\ M_u & M_w & M_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_\theta} & X_{\delta_\tau} \\ Z_{\delta_\theta} & Z_{\delta_\tau} \\ M_{\delta_\theta} & M_{\delta_\tau} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_\theta \\ \delta_\tau \end{Bmatrix}
$$

$$
\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -\dfrac{J_{xz}}{J_x} & 0 \\ 0 & -\dfrac{J_{xz}}{J_z} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \end{Bmatrix} = \tag{7.1}
$$

$$
= \begin{bmatrix} Y_v & Y_p + v_0 & y_r - u_0 & g\cos\theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & \operatorname{tg}\theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_r} & 0 \\ L_{\delta_r} & L_{\delta_\alpha} \\ N_{\delta_r} & N_{\delta_\alpha} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \delta_r \\ \delta_\alpha \end{Bmatrix}
$$

W celu analizy stateczności dynamicznej należy przygotować dane: masę, położenie środka ciężkości, momenty bezwładności, konfigurację klap oraz wymaganą wartość współczynnika (współczynników) siły nośnej. Program wyznacza najpierw wymagane wychylenia sterów potrzebne do zapewnienia równowagi, a następnie określa numerycznie wszystkie potrzebne pochodne aerodynamiczne. Jedynie pochodne wynikające z tempa zmiany kąta natarcia muszą być przygotowane zewnętrznie. Dla obu przypadków ruchu wyznaczane są wartości i wektory własne macierzy stanu, współczynniki tłumienia, częstości ruchów własnych nietłumionych, okresy oraz

czasy stłumienia (lub podwojenia) amplitudy. Na rys. 8 przedstawiono przykładowy obraz takiej analizy (wraz z danymi liczbowymi). Można też wygenerować wykres położeń pierwiastków w układzie wartości rzeczywistych i urojonych – rys. 9.

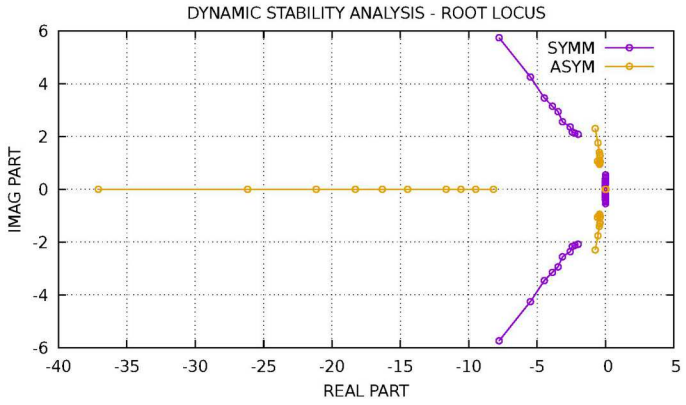


Rys. 8. Wynik analizy stateczności dynamicznej dla zadanego C_z

Mass: 394.0[kg] CL_ap: 2.50 Cm_ap: -3.00

#-Vel	CL	SHORT	PERIOD	..	PHUGOID		..	ROLL		DUTCH	ROLL	SPIRAL	
76.34	0.10	-7.778	5.740	..	-0.0249	0.1197	..	-37.09	0.000	-0.753	2.299	-0.0171	0.000
53.83	0.20	-5.491	4.255	..	-0.0165	0.1769	..	-26.17	0.000	-0.547	1.757	-0.0194	0.000
43.97	0.30	-4.478	3.461	..	-0.0125	0.2164	..	-21.16	-0.000	-0.457	1.403	-0.0192	0.000
38.05	0.40	-3.879	3.148	..	-0.0113	0.2555	..	-18.29	0.000	-0.420	1.316	-0.0164	0.000
34.01	0.50	-3.477	2.939	..	-0.0109	0.2910	..	-16.32	0.000	-0.403	1.269	-0.0129	0.000
31.09	0.60	-3.143	2.557	..	-0.0074	0.3114	..	-14.46	0.000	-0.385	1.043	-0.0143	0.000
25.35	0.90	-2.584	2.362	..	-0.0013	0.4013	..	-11.65	-0.000	-0.418	1.074	0.0034	0.000
24.08	1.00	-2.425	2.162	..	0.0043	0.4154	..	-10.57	0.000	-0.430	0.943	-0.0021	0.000
21.96	1.20	-2.229	2.123	..	0.0068	0.4684	..	-9.49	0.000	-0.486	0.997	0.0136	0.000
19.61	1.50	-2.003	2.085	..	0.0031	0.5427	..	-8.19	0.000	-0.591	1.062	0.0329	0.000

#	V[m/s]	CL	dzetaSP	OmegaUND_SP	dzetaDR	OmegaDR	Tx2_SPIR
	76.34	0.100	0.80461	9.66792	0.31129	2.41978	-40.414
	53.83	0.200	0.79045	6.94780	0.29745	1.84064	-35.608
	43.97	0.300	0.79121	5.66033	0.30971	1.47636	-35.984
	38.05	0.400	0.77645	4.99689	0.30428	1.38192	-42.202
	34.01	0.500	0.76364	4.55331	0.30306	1.33183	-53.519
	31.09	0.600	0.77576	4.05235	0.34613	1.11245	-48.275
	25.35	0.900	0.73814	3.50174	0.36283	1.15278	198.121
	24.08	1.000	0.74645	3.24973	0.41563	1.03689	-324.887
	21.96	1.200	0.72411	3.07868	0.43868	1.10948	50.666
	19.61	1.500	0.69275	2.89146	0.48597	1.21613	21.036



Rys. 9. Wydruk oraz wykres wartości własnych i pozostałych charakterystycznych wartości

8. Podsumowanie

W referacie przedstawiono szereg elementów pakietu KK-AERO, które zostały opracowane w celu szybkiej lecz zaawansowanej analizy zagadnień bardzo istotnych z punktu widzenia efektywności projektowania samolotów i szybowców. Uzupełniają one zasadniczą rolę pakietu, który służy do szczegółowego projektowania aerodynamicznego złożonych układów aerodynamicznych. Opracowanie tych dodatków związanych z mechaniką lotu wynikła z potrzeb, które pojawiały się w trakcie realizacji rzeczywistych projektów samolotów i szybowców. W większości są to oryginalne i kompleksowe rozwiązania, które w takiej formie nie są dostępne w innych pakietach programowych.

Bibliografia

1. Kubrynski K., Subsonic aerodynamic design via optimization, [W:] *Recent Development of Aerodynamic Design Methodologies – Inverse Design and Optimization*, K. Fuji, G.S. Dulikravich (red.), *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, **68**, 1999, Vieweg
2. Kubrynski K., Wing-winglet design methodology for low speed applications, *AIAA Paper*, **03-0215**, 41 Aerospace Science Meeting, Reno, 2003
3. Kubrynski K., High performance sailplane design strategy using inverse design and optimization techniques, *Inverse Problems, Design and Optimization Symposium*, Miami, Florida, USA, April 16-18, 2007

Application of computational methods to designing of flying characteristics of aircraft and sailplanes

The paper describes some new elements of the KK-AERO aerodynamic design package. They allow treatment of such problems as: analysis of statically deformed aircraft structure, analysis of aircraft rotation at take-off, circling and rotation speed, glider winch launch and dynamic stability. The implemented additional computer codes allow much more accurate and efficient solving of design problems even at the earlier aircraft/sailplane design stage.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

BADANIE RUCHU SKRZYDŁA MOTYLA *ATTACUS ATLAS* PODCZAS LOTU TRZEPOCZĄCEGO NA POTRZEBY SYMULACJI MES

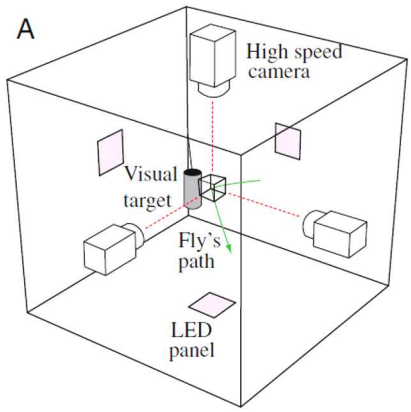
Zuzanna Kunicka-Kowalska, Krzysztof Sibilski
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: zkowalska@meil.pw.edu.pl

1. Wstęp

Artykuł stanowi opis badania wykonanego na żywym owadzie gatunku *Attacus atlas* w tunelu aerodynamicznym. Celem eksperymentu był opis ruchu skrzydła motyla i jego odkształceń. Zadanie zrealizowano, filmując przemieszczenie wybranych punktów na powierzchni skrzydła owada w czasie uderzenia skrzydeł, a następnie analizując trajektorię ich ruchu.

Realizowane badania swoim zakresem obejmuje zagadnienia zarówno mechaniki jak i biologii, zatem wymaga sięgnięcia do aktualnego stanu wiedzy w obu tych dziedzinach. Analiza mechaniki lotu zwierząt jest przedmiotem badań od przeszło 200 lat, jednak na tle innych aspektów mechaniki jest to zagadnienie świeże i wymagające dalszych badań. Dotychczas największym kompendium wiedzy z tego zakresu jest *The aerodynamics of hovering insect flight* Ellingtona [3] z 1984 r. składające się z sześciu części. Ellington podejmuje próbę opisu ruchu trzepoczącego owadów oraz gatunków poruszających się analogicznie, takich jak nietoperz czy koliber. Podaje wzór na siłę nośną w zależności od kąta natarcia oraz opis matematyczny ruchu sztywnego skrzydła. Wyszczególnia również w tabeli, z podziałem na gatunki, niektóre wartości mechaniczne skrzydeł. J. Madejski w *Traktacie o śmigłach* [7] opisuje budowę skrzydeł owadzich jako dwie warstwy chityny pełniące rolę pokrycia oraz użyłkowanie, czyli zespół żyłek ograniczających komórki skrzydłowe, pełniące funkcję dźwigarów. Zauważa, że sztywność skrzydła w różnych jego obszarach jest różna: najsztywniejsze przy krawędzi natarcia, najmniej sztywne przy krawędzi spływu. Różne źródła podają [1], [7], że u większości gatunków owadów skrzydło przednie i tylne podczas lotu pozostają połączone i działają jako jedna powierzchnia nośna. Skrzydła tylne mają często minimalny wpływ na lot, a u znacznej części owadów są w zaniku [8]. U motyli występują różne połączenia skrzydeł przednich z tylnymi, np. wędzidełko zahaczajace o grupę szczecinek [1]. Sposób przeprowadzenia badań opisanych w tym artykule najbliższy jest podejściu Fry, Sayaman i Dickinsona [4], którzy badali lot *Drosophila melanogaster*, używając do tego kamery szybkiej. Założyli oni identyczne umiejscowienie początku układu współrzędnych: układ kartezjański znajdował się w korpusie owada. Mucha jednak nie pozostawała na uwięzi, a ruch opisano przy pomocy współrzędnych lokalnego układu kartezjańskiego poruszającego się w globalnym układzie współrzędnych.

Część naukowców w tym szczególnym przypadku stosuje biegunowy układ współrzędnych [12]. Po przeprowadzonej analizie dostępnej literatury stwierdzono, że dotychczas nie miał miejsca eksperyment, którego celem było matematyczne opisanie ruchu odkształcalnego skrzydła motyla, bazując na wcześniej wykonanym pomiarze ruchu punktów znajdujących się na rzeczywistym skrzydle żywego owada [9]-[11]. Jest to podejście innowacyjne, a zarazem skomplikowane z uwagi na założenie, że skrzydło się odkształca. Analiza może dostarczyć zupełnie nowych informacji z zakresu biomechaniki lotu.



Rys. 1. Schemat obserwacji lotu *Drosophila melanogaster* [4]

2. Opis stanowiska i wykonanego badania

Pierwszym etapem eksperymentu było skompletowanie i złożenie stanowiska umożliwiającego sfilmowanie ruchu skrzydeł unieruchomionego owada z gatunku *Attacus atlas*. Owad ten występuje w naturze na terenie południowej Azji (Chiny, Indonezja, Malezja, Cejlon) [2], natomiast badany egzemplarz pochodził z hodowli, a na jego badanie nie wymaga się zgody komisji bioetycznej. Stanowisko badawcze zostało umiejscowione w tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej. Owad został przypięty opaską zaciskową za skrzydła-

Rys. 2. Stanowisko i obiekt badawczy

mi do ceownika z tworzywa sztucznego, co umożliwiło łatwe oswobodzenie go po wykonaniu eksperymentu. Drugi koniec ceownika znajdował się w imadle. Z uwagi na masę i siłę owada niemożliwe było jego przyklejenie (w analogicznych badaniach używano kleju przeznaczonego

do użycia na zwierzętach) [5], [6]. Ruch skrzydeł sfilmowano jednocześnie z trzech stron (z tyłu, z boku i z dołu), używając do tego celu kolejno trzech kamer: Photron SAZ z obiektywem Nikon 50, Photron SA5 z obiektywem Nikon 50 i Photron SA1.1 z obiektywem Nikon 35, co umożliwiło śledzenie ruchu jednocześnie w trzech wymiarach. Ujęcia wykonywane były z częstotliwością 5000 klatek na sekundę.

Do celów badawczych założono zerową prędkość przepływu powietrza w tunelu, zarówno w rzeczywistych badaniach jak i w późniejszych obliczeniach. Każda prędkość przepływu generowana przez tunel działa niekorzystnie na owada znajdującego się w nim. Odbiera on to jako zagrożenie zewnętrzne i nie wykonuje żadnych ruchów skrzydłami, jednocześnie usiłując utrzymać się w aktualnym położeniu. Mimo to lokalizacja stanowiska badawczego w tunelu była zasadna, z uwagi na możliwość izolacji strefy eksperymentu od zewnętrznych zaburzeń ruchu powietrza: wywietrzników, przeciągów itd., co daje pewność, że nie miały one wpływu na ruch skrzydeł. Kamery były uruchamiane jednocześnie, na co pozwoliło połączenie ich jednym wspólnym wyzwalaczem. Zatem pozycja skrzydeł na poszczególnych klatkach o tym samym numerze jest identyczna w ujęciach z różnych stron.

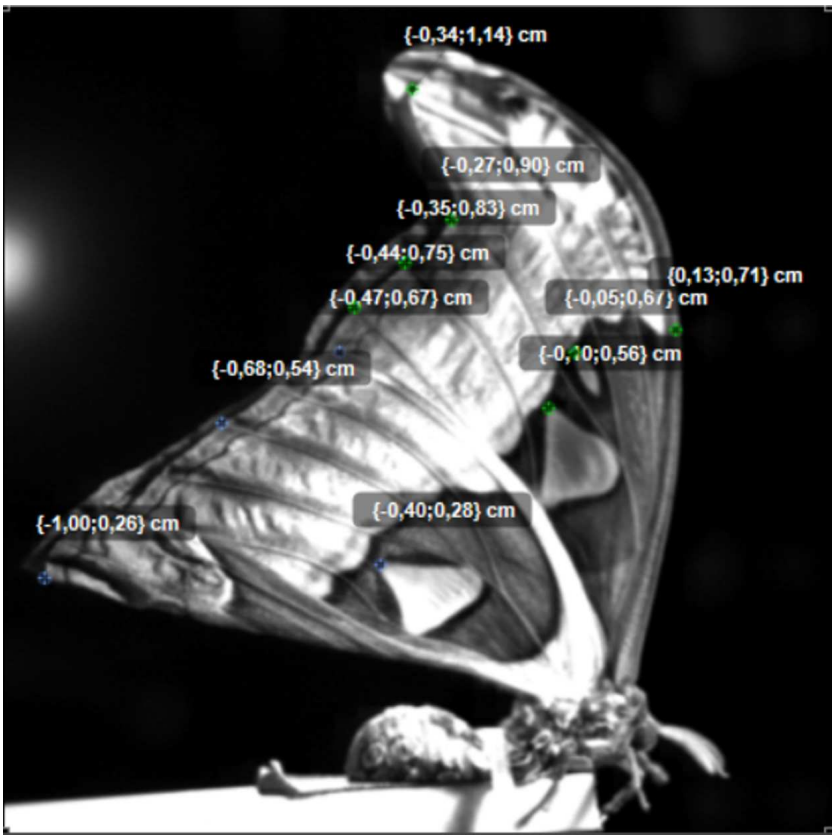
3. Sposób obróbki danych

Z uwagi na strukturę skrzydła motyla, które jest pokryte małymi łuskami widocznymi pod mikroskopem, nie było możliwości fizycznego nałożenia żadnych markerów, ani w formie naklejanych punktów, ani poprzez użycie farby. Punkty na skrzydle nałożono dopiero na ujęciu w programie Kinovea (program służy do śledzenia ruchu wybranych punktów na kolejnych klatkach filmu) w sposób wirtualny, wykorzystując w tym celu naturalne ubarwienie na skrzydle oraz punkty charakterystyczne jego struktury (na przykład żyłki). Śledzono punkty jedynie na prawym skrzydle, wychodząc z założenia, że lewe porusza się analogicznie, a cały ruch cechuje symetria. W sumie nałożono jedenaście wirtualnych punktów, z czego siedem znajduje się na przednim skrzydle, a pozostałe na tylnym. Jednocześnie potraktowano skrzydło przednie i tylne jako jedną powierzchnię nośną [1], zatem użyte w dalszej części określenie skrzydło odnosi się do całej powierzchni nośnej. Punkty oznaczono literami alfabetu, pomijając literę I (w celu uniknięcia nieporozumień):

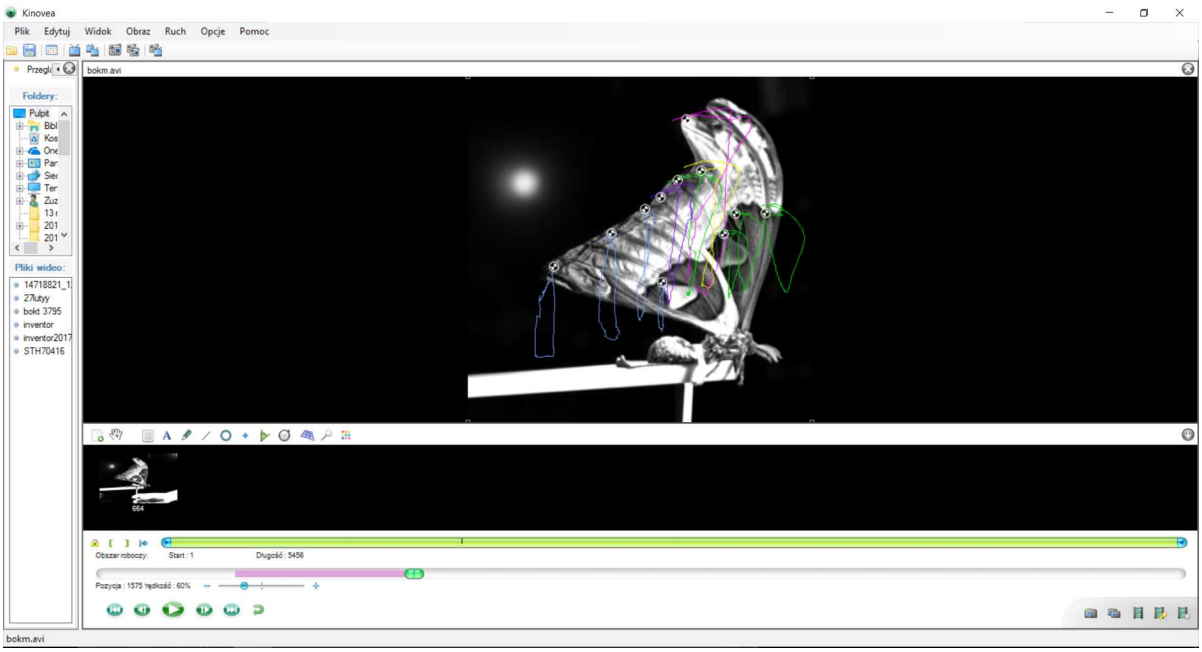
- punkt A – wierzchołek skrzydła przedniego,
- punkt B – koniec żyłki środkowej,
- punkt C – koniec żyłki łokciowej,
- punkt D – koniec żyłki pachowej,
- punkt E – charakterystyczny punkt rysunku skrzydła na krawędzi natarcia,
- punkt F – wierzchołek przezroczystej plamy,
- punkt G – wierzchołek drugiej przezroczystej plamy,
- punkt H – koniec żyłki radialnej tylnego skrzydła,
- punkt J – koniec żyłki łokciowej tylnego skrzydła,
- punkt K – tylny wierzchołek tylnego skrzydła,
- punkt L – wierzchołek przezroczystej plamy na tylnym skrzydle.

Następnie wykonano kalibrację w wyżej wymienionym programie, wykorzystując do tego znaną wielkość, którą były wymiary ceownika. Po kalibracji rozpoczęto śledzenie przemieszczenia punktów w czasie. Wymagało to wprowadzania ręcznych korekt, ponieważ program nie zawsze właściwie rozpoznawał punkty z uwagi na brak koloru oraz dużą dynamikę ruchu.

W trakcie wykonywania śledzenia punktów (*motion tracking*) okazało się również, że seria ujęć z widoku z dołu nie dostarcza niezbędnych danych, ponieważ w momencie zderzenia (tak zwany clapping) skrzydła pozostają zasłonięte przez pokaźny tułów owada. Ujęcia z boku i z tyłu



Rys. 3. Lokalizacja punktów charakterystycznych



Rys. 4. *Motion tracking* w programie Kinovea

dostarczają jednak wystarczających informacji, by odtworzyć przemieszczenie punktów w trójwymiarze w kartezjańskim układzie współrzędnych, którego środek zlokalizowany jest w tułowiu owada, oś X jest zgodna z kierunkiem lotu, oś Y skierowana jest ku górze, a oś Z w prawo. Zatem w przestrzennych układzie współrzędnych przyjęto następujące serie danych:

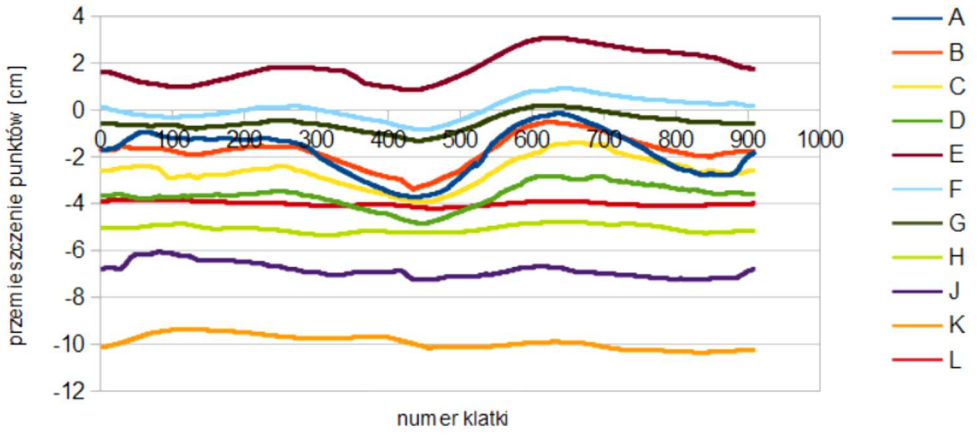
- dla osi X serię współrzędnych na kierunku osi X w widoku z boku,
- dla osi Y serię współrzędnych na kierunku osi Y w widoku z boku,
- dla osi Z serię współrzędnych na kierunku osi X w widoku z tyłu.

Kolejnym etapem była praca na seriach danych: dla każdego z jedenastu punktów po trzy współrzędne w 912 położeniach skrzydła w ciągu jednego uderzenia. Daje to w sumie ponad 30 tysięcy danych. Jednocześnie można wyliczyć, że częstotliwość uderzeń skrzydeł wynosi około 5,5 Hz. Dzięki tak małej częstotliwości trzepotu, możliwe jest dokładniejsze zbadanie zjawiska. Z tego właśnie powodu zdecydowano się na użycie w eksperymencie tak dużego owada – im większy owad, tym mniejsza częstotliwość oraz łatwiejsze do obserwacji odkształcenia.

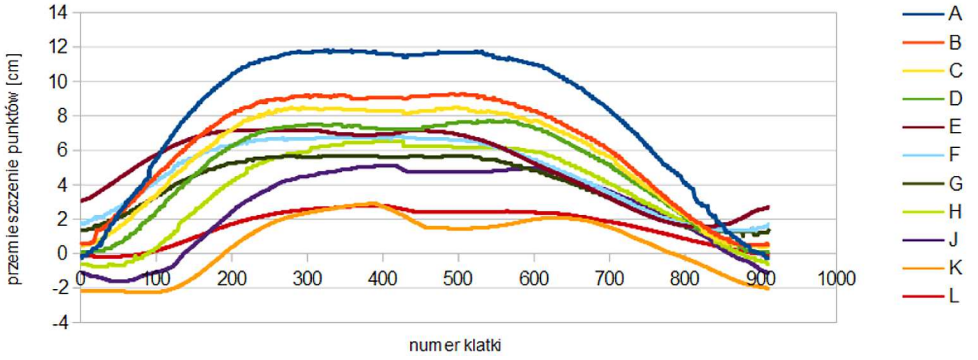
Po eksporcie danych do arkusza kalkulacyjnego wyznaczono charakterystyki, a następnie wygładzono je, używając do tego średniej kroczącej o zmiennym kroku, by elastycznie dopasować przebiegi do otrzymanych uprzednio danych.

4. Wyniki badania

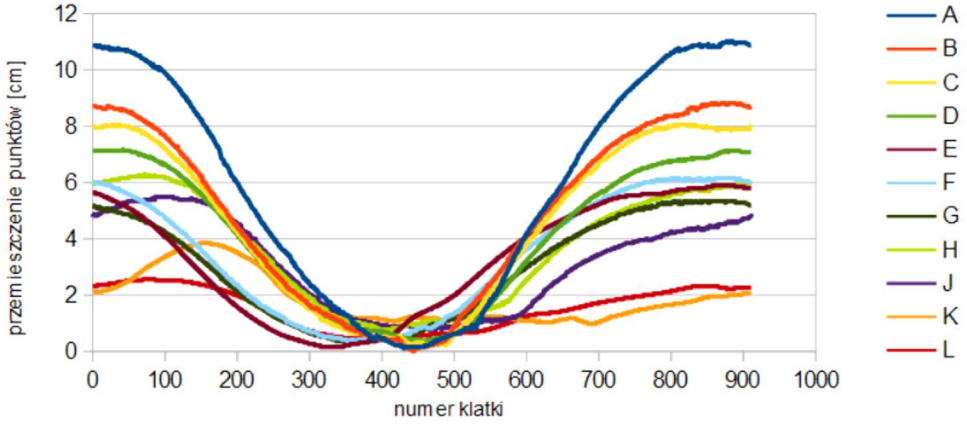
W wyniku eksperymentu oraz późniejszej obróbki danych udało się uzyskać wykresy przemieszczeń jedenastu charakterystycznych punktów na skrzydle owada. Charakterystyki te są przewidywalne, a odwzorowanie badanej rzeczywistości poprawne i zgodne z wizualną oceną materiału filmowego.



Rys. 5. Przemieszczenia wzdłuż osi X

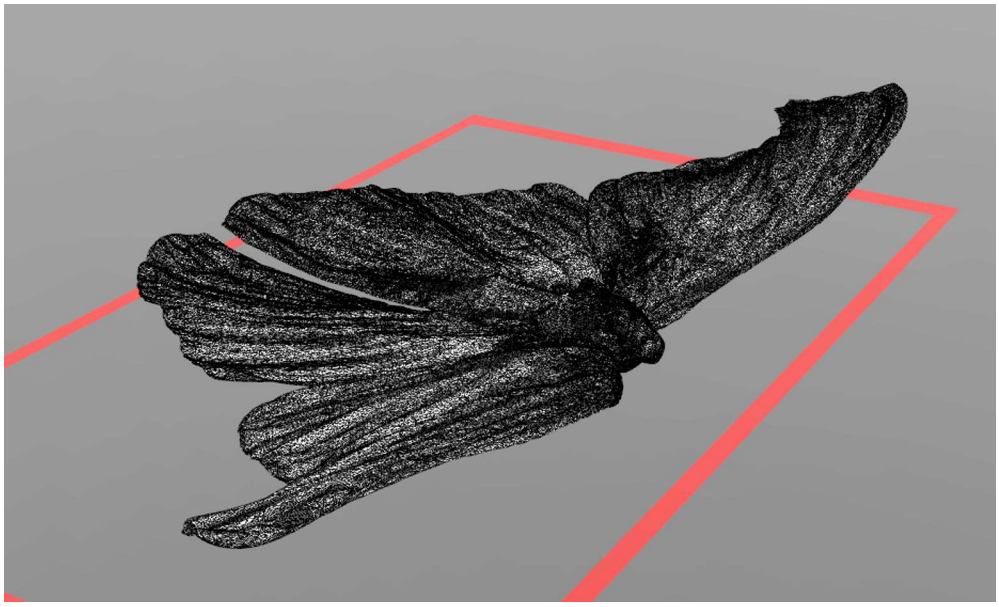


Rys. 6. Przemieszczenia wzdłuż osi Y



Rys. 7. Przemieszczenia wzdłuż osi Z

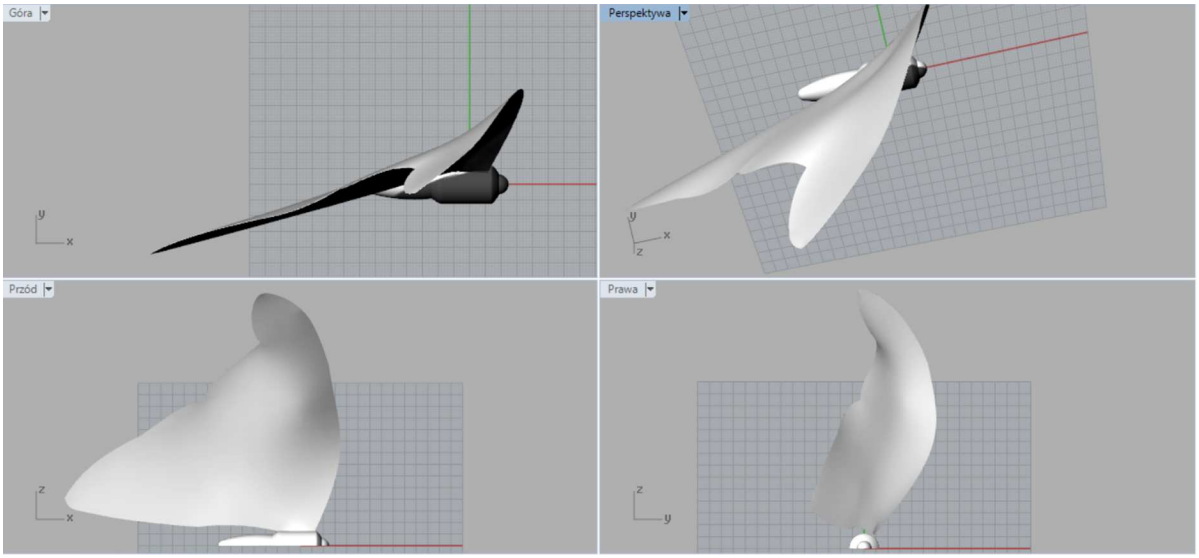
Aby odwzorować geometrię, wykonano skan 3D owada. Rysunek 8 przedstawia geometrię uzyskaną po zeskanowaniu i naprawie. Nie może on jednak być użyty w przedstawionej formie, gdyż tak drobiazgowa szczegółowość odwzorowania uniemożliwi wykonanie obliczeń.



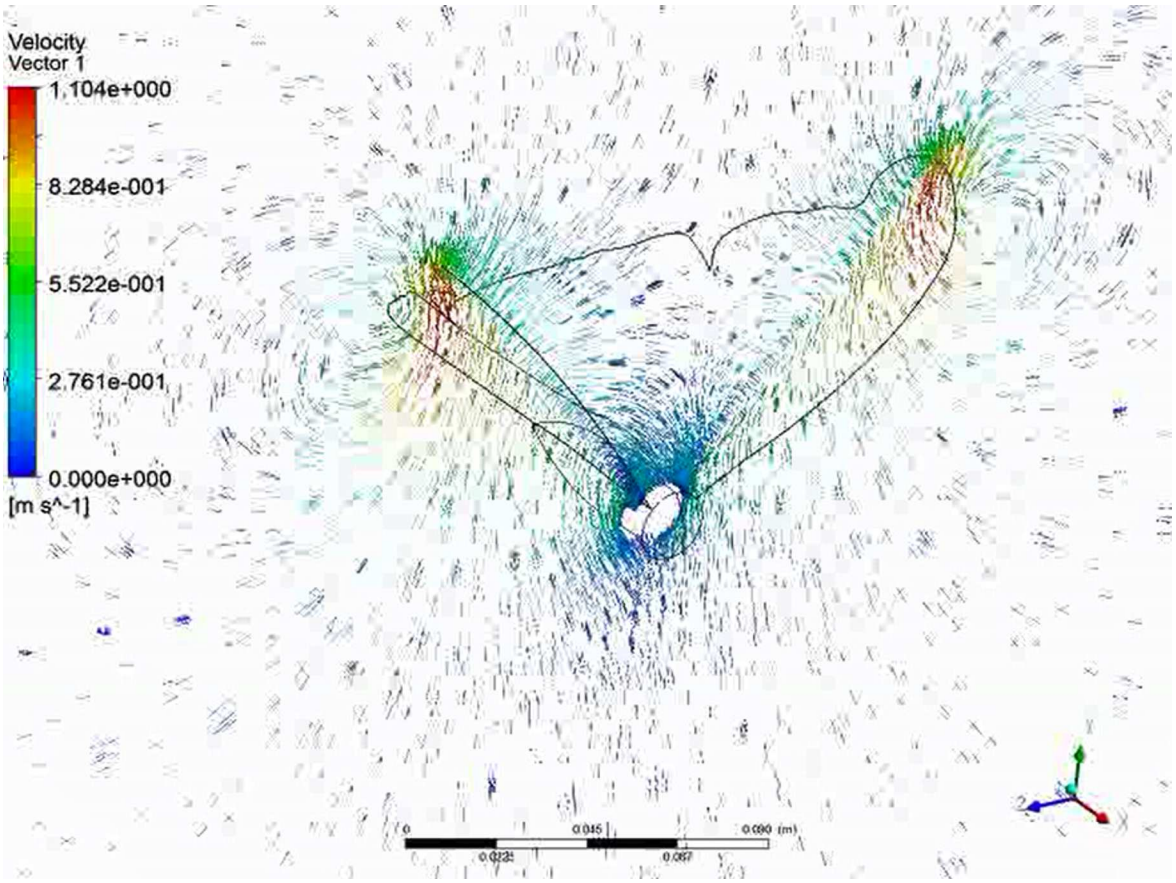
Rys. 8. Geometria uzyskana po skanowaniu

Na podstawie skanu przestrzennego geometrii (rys. 8) martwego owada tego gatunku (naturalne ułożenie skrzydeł w spoczynku) oraz współrzędnych pozyskanych z badania stworzono wirtualny model *Attacusa* ze wstępnie odkształconymi skrzydłami. W tym celu użyto funkcji rzutowania powierzchni skrzydeł (ze skanu) na wstępnie odkształconą (zgodnie z danymi z eksperymentu) powierzchnię. Operację rzutowania powtarzano dwukrotnie, jednocześnie dociągając określone punkty do znanych położeń, aby zminimalizować ryzyko błędu powstałego podczas rzutowania. Następnie wypełniono powstały w ten sposób kontur powierzchnią zawierającą te punkty z eksperymentu, które nie znajdowały się na krawędzi skrzydła. Powierzchni nadano grubość 0,1 milimetra, co było konieczne z uwagi na późniejsze obliczenia: skrzydło musi mieć jakąś zadaną grubość, by uniknąć błędów wynikających z algorytmów stosowanych w oprogramowaniu. Cała operacja odkształcania skrzydła przeprowadzona została w dwóch programach: Inventor i Rhinoceros 3D i była stosunkowo pracochłonna. Model ten pokrywa się z rzeczywi-

stym obserwowanym zjawiskiem, jakim jest odkształcenie skrzydeł w trakcie uderzenia i może zostać użyty do dalszego modelowania.



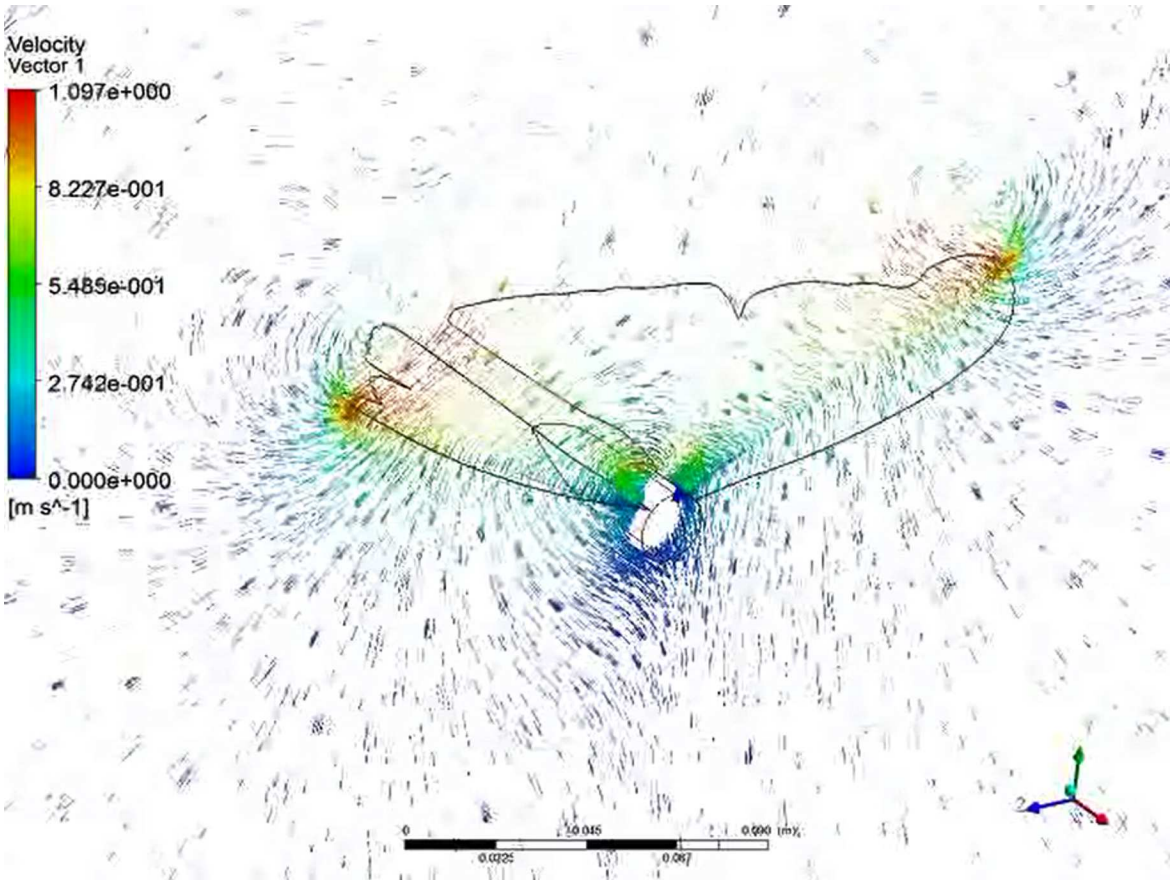
Rys. 9. Odkształcony model w programie Rhinoceros 3D



Rys. 10. Rozkład wektorów prędkości podczas ruchu skrzydeł w górę

Kolejnym etapem badań lotu trzepoczącego na podstawie ruchów *Attacus atlas* będzie zastosowanie już uzyskanych wyników oraz geometrii do zwirtualizowania naturalnego ruchu skrzydeł. Daje to szansę na poznanie sił aerodynamicznych oraz analizę wszystkich aspektów tego rodzaju

lotu. Zamodelowano już ruch skrzydła sztywnego, co jest dużym uproszczeniem, ale jest dobrym wstępem do dalszych obliczeń. Na rysunkach 10 i 11 przedstawiono rozkład wektorów prędkości podczas ruchu skrzydeł w górę i w dół.



Rys. 11. Rozkład wektorów prędkości podczas ruchu skrzydeł w dół

Aby uzyskać analogiczne wyniki dla ruchu skrzydeł odkształcalnych, konieczne będzie przeprowadzenie analizy FSI. W tym celu potrzebne będą poza wstępnymi danymi dotyczącymi odkształceń także dane materiałowe: moduł Younga oraz współczynnik Poissona. Najprawdopodobniej odkształcenie skrzydeł spowoduje uzyskanie zupełnie innych wyników w zakresie rozkładu ciśnień oraz prędkości.

Bibliografia

1. Biej-Bijenko G.J., *Zarys entomologii*, Warszawa 1976
2. Carter D., *Motyle*, Wiedza i Życie, Warszawa 1993
3. Ellington C.P., *The Aerodynamics of Hovering Insect Flight*, Londyn 1984
4. Fry S.N., Sayaman R., Dickinson M.H., The aerodynamics of hovering flight in Drosophila, *Journal of Experimental Biology*, 2005, **208**, 2303-2318, DOI:10.1242/jeb.01612
5. Kunicka-Kowalska Z., Badanie ruchu skrzydła Bombus terrestris podczas lotu trzepoczącego, *Modelowanie Inżynierskie*, 2012, **42**, DOI: 10.1016/j.xxx.2012.08.007
6. Kunicka-Kowalska Z., Badanie ruchu skrzydła Nymphalis xanthomelas podczas lotu trzepoczącego, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, ISBN 978-83-932107-8-7, s. 231-238

7. Madejski J., *Traktat o śmigłach*, Wrocław 1991
8. Razowski J., *Słownik entomologiczny*, PWN, Warszawa 1987
9. Senda K., Sawamoto M., Shibahara T., Tanaka T., Study on flapping-of-wings flight of butterfly with experimental measurement, *AIAA Paper*, **2004-5368**, Aug. 2004
10. Srygley R.B., Thomas A.L.R., *Unconventional Lift-Generating Mechanisms in Free-Flying Butterflies*, Oxford; pub. by Nature, 2002
11. Hu Y., Wang J., Experimental investigation on aerodynamic performance of gliding butterflies, *AIAA Journal*, 2010, **48**, 10
12. Zarnack W., *Kinematik der Flügelschlagbewegungen bei Locusta migratoria L.*, München 1969

Badania zrealizowane ze środków NCN w ramach projektu Preludium 8.
Badania sfinansowane zostały przez Narodowe Centrum Nauki w ramach projektu 2014/15/N/ST8/00769

Study on *Nymphalis xanthomelas* wing motion during flapping flight for needs of FEM simulation

The main subject of the paper is to study motion of butterfly (*Attacus atlas*) wings. The aim is to observe movements of selected markers on the wings of a living insect and to create characteristics showing the displacement in a three-dimensional coordinate system. The chosen method was filming the wings motion, finding the repeatability of strokes and then calculating the average duration of one stroke and the reference repetitive motion. The results will be implemented to FEM simulation.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

ANALIZA WIATROWA DLA WYNIESIONEGO LĄDOWISKA 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-ε zmierzających do oceny możliwości podejścia do lądowania śmigłowca. Metoda została poddana walidacji z użyciem eksperymentalnych badań w tunelu aerodynamicznym.

1. Wstęp

Wraz z rozwojem obszaru wiedzy o konsekwencjach projektowania budynków ze względu na ich cechy aerodynamiczne powstała potrzeba badania przepływów wokół zabudowy. Zarówno inwestorzy jak i architekci zajmujący się projektowaniem zespołów budynków przywiązują coraz większą wagę do przestrzeni użytkowych w ich otoczeniu [1], jak i rozszerzenia funkcjonalności samych obiektów. Przepływy występujące w aglomeracjach miejskich charakteryzują się dużą różnorodnością, w niedalekim sąsiedztwie może występować zarówno strefa stagnacji, jak i region o szybkim, turbulentnym ruchu powietrza. Badania meteorologiczne pozwalają na określenie kierunków wiatru, które występują najczęściej w danym obszarze, więc w połączeniu z wynikami analiz wpływu zabudowy na cyrkulację powietrza można otrzymać informacje o dominujących formach przepływu.

2. Opis geometrii

Badana geometria jest uproszczonym odwzorowaniem rzeczywistego zespołu budynków „Żoliborz Artystyczny" przy ul. Powązkowskiej (rys. 1). Osiedle było już badane pod kątem komfortu wiatrowego na poziomie pieszych [2], [3]. Jest to przykład zwartej, wysokiej zabudowy, która jednocześnie charakteryzuje się wąskimi przesmykami, więc może powodować znaczne przyspieszenia powietrza i zawirowania. Takie warunki wiatrowe potencjalnie mogłyby negatywnie wpływać na możliwość stworzenia w okolicy naziemnego lądowiska dla śmigłowców. Dzięki temu, że jeden z obiektów cechuje się większą wysokością (27 m) niż inne w jego otoczeniu (16 m lub mniej), oraz wystarczająco dużą powierzchnią płaskiego zadaszenia, mógłby zostać zaadaptowany na wyniesione lądowisko śmigłowcowe.

Rys. 1. Osiedle stanowiące przedmiot analizy wiatrowej (źródło: [2])

3. Obliczenia numeryczne

Przy obliczeniach korzystano z oprogramowania ANSYS w wersji R18.0 Academic. Geometria została przygotowana w programie NX 8.5. W celu uniknięcia problemów z implementowaniem tak dużych brył, zdecydowano się na wykonanie wszystkich obiektów w skali 1:100. Budynki, wraz z obszarem obliczeniowym zostały ponownie powiększone tuż po zaimplementowaniu ich do Fluenta. Zagęszczenie elementów na płaszczyźnie poziomej jest największe w okolicach budynku stanowiącego podstawę pod lądowisko i pozostałych obiektów i rozrzedza się stopniowo w każdym kierunku. W pionie rozmiar elementów maleje przy płaszczyźnie zawierającej dach analizowanego budynku oraz przy podłożu. Monitorowano parametry *Skewness* oraz *Orthogonal quality* w celu oszacowania jakości elementów. Stworzona została też druga siatka, tak aby możliwe było przeanalizowanie dwóch przypadków, dla dominujących kierunków wiatru w Warszawie – zachodniego i północnego. Statystyki dotyczące ilości elementów oraz wskaźników jakości siatki umieszczono w tabeli (tabela 1). Przyjęto, że siatka jest w pełni akceptowalna. Gotową siatkę dla kierunku zachodniego zaprezentowano na rysunku (rys. 2).

Tabela 1. Zestawienie liczby elementów z parametrami oceny siatki

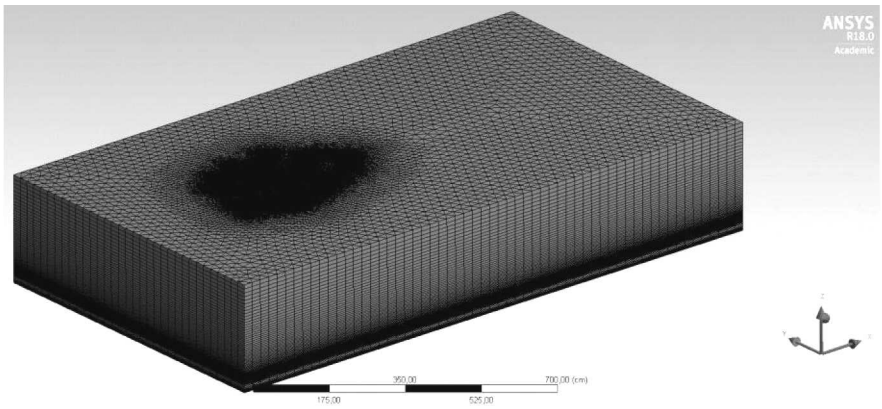
Kierunek wiatru	Liczba elementów	*Skewness*	*Orthogonal quality*
Północny	5 180 440	0,52	0,66
Zachodni	5 178 180	0,64	0,55

Zastosowano model turbulencji *k-ε Realizable, pressure-based*, ze *standard wall treatment*, zastosowano model przepływu ustalonego. Napisano funkcję, która została zaimplementowana do Fluenta w postaci UDF (*User-Defined Function*). Przyjęto profil prędkości liczony na podstawie literatury [4], opisany równaniem

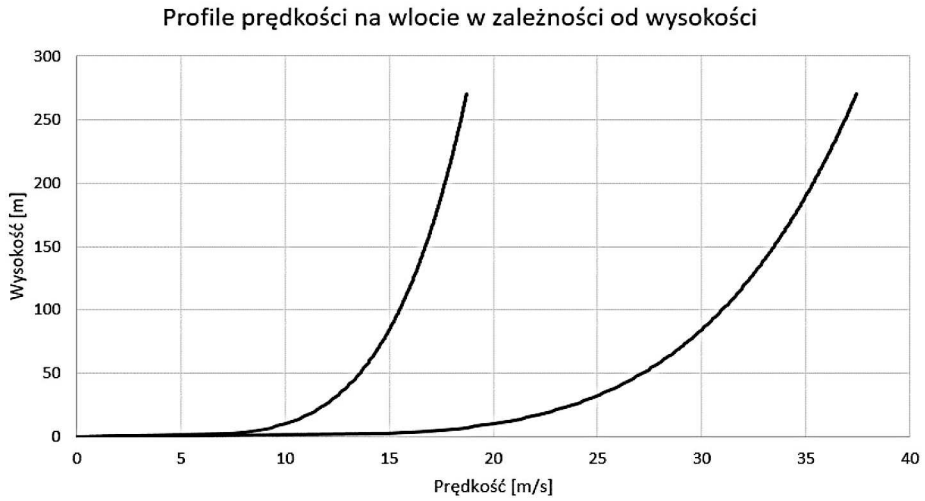
$$V = V_s\Big(\frac{z}{z_s}\Big)^{\alpha}$$

gdzie V_s oznacza prędkość przepływu na wysokości odniesienia z_s, która w tym przypadku wynosi 10 m, współczynnik α jest określony w normach na podstawie rodzaju terenu i dla danej gęstości zabudowy i wynosi on 0,19. Wykresy obrazujące profile prędkości dla dwóch prędkości odniesienia zaprezentowano na obrazku (rys. 3).

W tym przypadku zamodelowano stałą turbulencję na podstawie intensywności turbulencji ustawionej na poziomie 20% i długości odniesienia 3 m.



Rys. 2. Gotowa siatka pryzmatyczna wygenerowana metodą *Sweep*



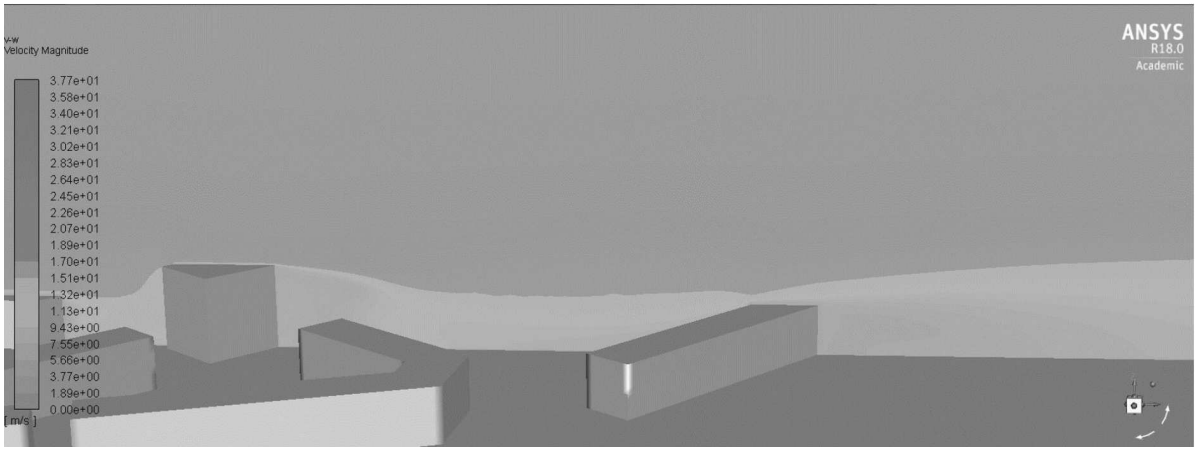
Rys. 3. Profile prędkości na wlocie domeny dla prędkości odniesienia 10 m/s oraz 20 m/s

Ustawiono rząd dyskretyzacji członów konwekcyjnych na pierwszy. Po inicjalizacji standardowej z wlotu rozpoczęto iterowanie obliczeń i po około setnym powtórzeniu zwiększono na drugi rząd wyżej wymienioną dyskretyzację. Po uzyskaniu zbieżności na poziomie 10^{-4} dla wszystkich residuów obliczenia uznano za zakończone. Monitorowano także siłę oporu powietrza działającą na budynek z lądowiskiem oraz różnicę w wydatku masy między wlotem i wylotem. Obie wartości zdążyły się ustalić przed zakończeniem obliczeń. Uznano zatem kalkulacje za zakończone powodzeniem.

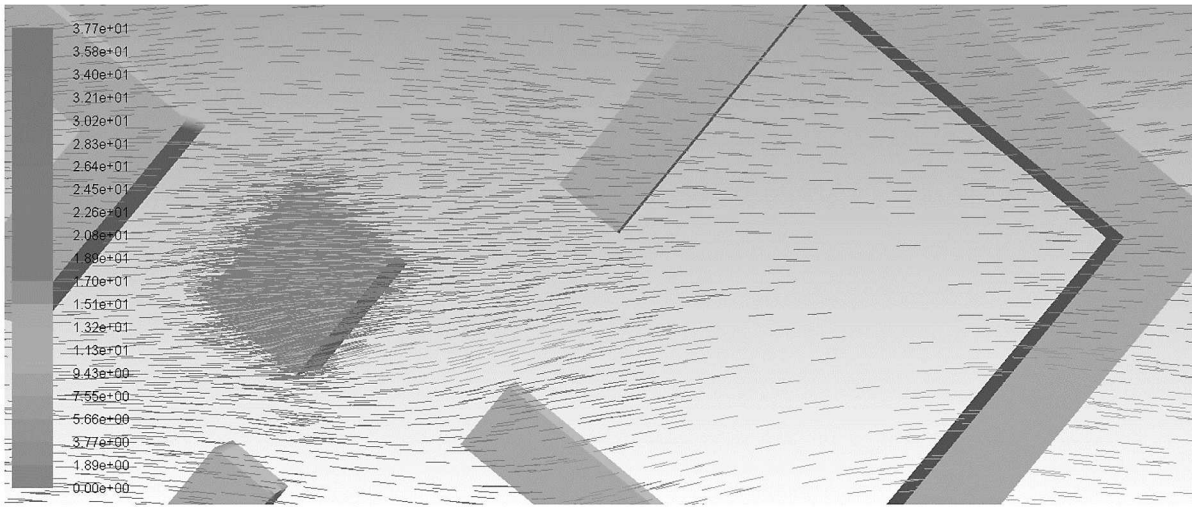
4. Interpretacja wyników CFD

Przyglądając się obszarowi, który jest kluczowy z punktu widzenia operacji startu i pochodzenia do lądowania śmigłowca (rys. 4), łatwo stwierdzić, że gradient prędkości przepływu na prawdopodobnej trasie przelotu śmigłowca nie jest duży. Prędkość powietrza na wlocie na wysokości 30 metrów to 24,48 m/s, w tej samej odległości od podłoża w okolicy lądowiska występują prędkości z zakresu 24-26 m/s, więc bardzo zbliżone.

Sama analiza profilu prędkości to za mało, aby można było przyjąć, że lądowisko spełnia kryterium bezpiecznego z punktu widzenia aerodynamiki budynków. Poza siłą wiatru ważny jest jego kierunek, na który również mogą wpływać pozostałe obiekty zabudowy.



Rys. 4. Profil prędkości na płaszczyźnie przecinającej środek lądowiska i równoległej do xz



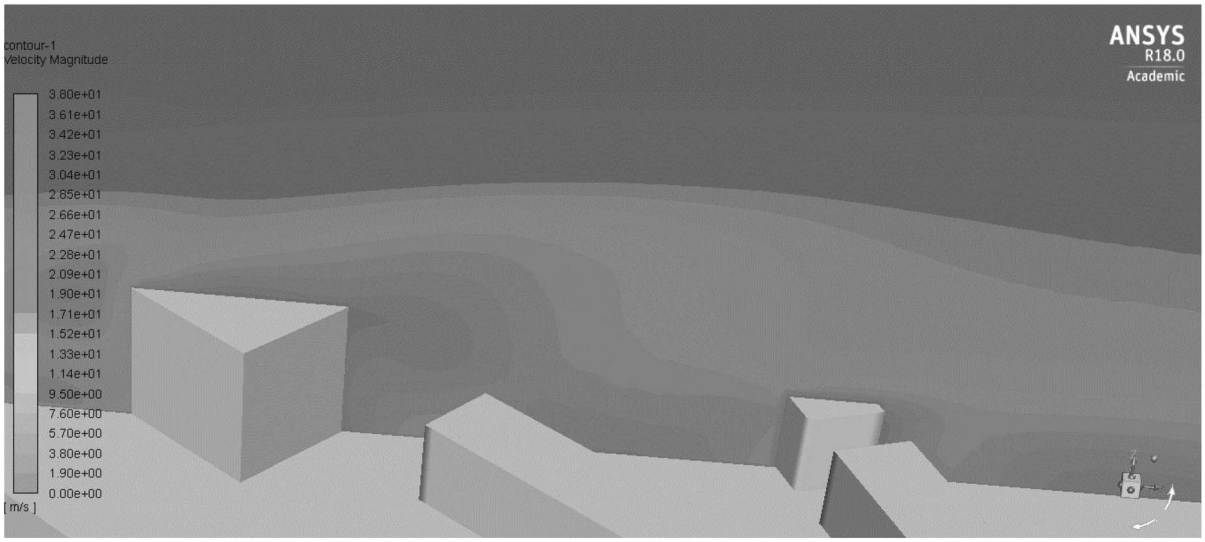
Rys. 5. Linie prądu w płaszczyźnie równoległej do xy na wysokości 5 m nad lądowiskiem

Na ilustracji (rys. 5) można dostrzec, że część przepływu bezpośrednio nad lądowiskiem, w porównaniu do otoczenia, ma większą prędkość, której ślad utrzymuje się jeszcze kolejne kilkadziesiąt metrów, a następnie łagodnie wyrównuje. Na południowy wschód od budynku, na tej samej wysokości – 5 m nad lądowiskiem, zauważalny jest lokalny spadek prędkości. W tym obszarze będzie tworzył się wir zakrawędziowy. Ta cyrkulacja powietrza, mimo niewielkich rozmiarów, może stwarzać zagrożenie dla śmigłowca.

Zakładając, że śmigłowiec startować będzie pod wiatr, poruszając się na zachód po uprzednim zwiększeniu wysokości bez ruchu postępowego, nie stwierdzono zagrożeń aerodynamicznych dla tego przypadku.

Dla północnego kierunku wiatru zastosowano identyczne ustawienia solvera, jak w poprzednim przypadku. Przepływ wydaje się być bardziej zaburzony w szerokiej skali. Daleki ślad za przeszkodami ciągnie się aż do końca obszaru obliczeniowego. Jednak dla inwestora lądowiska kluczowe jest rozpatrywanie bliższego otoczenia budynku F oraz jego zawietrznej strony. Tę przestawiono na rys. 6.

Opływ budynków znacznie różni się od tego przy zachodnim kierunku wiatru. Tuż nad lądowiskiem prędkość przepływu jest dużo mniejsza. Dzieje się tak za sprawą innej strefy o obniżonej prędkości przepływu, tuż przed budynkiem z lądowiskiem. Prawdopodobnie będzie tworzył się tam wir spowodowany interferencją wpływów obiektów na przepływ. Pilot lądującego śmigłowca



Rys. 6. Wizualizacja profilu prędkości w najbliższym otoczeniu lądowiska śmigłowcowego

Rys. 7. Wektory prędkości na płaszczyźnie poziomej oddalonej od płyty lądowiska o 5 m

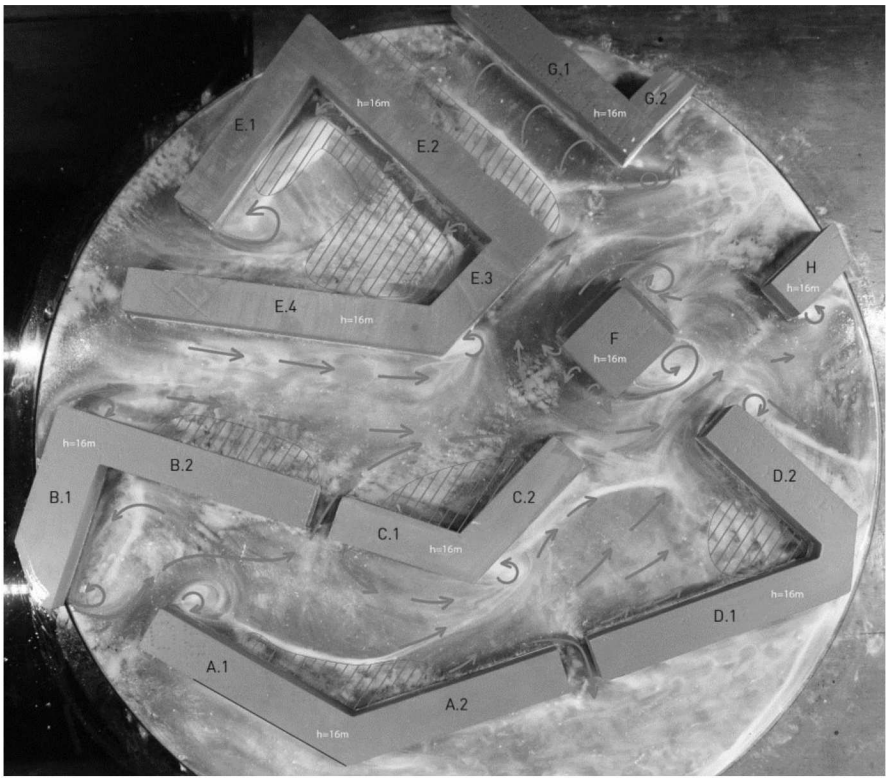
musiałby również zmierzyć się z dużym gradientem prędkości nad płytą lądowiska. Na kolejnej wizualizacji zaprezentowano wektory prędkości na płaszczyźnie poziomej w odległości 5 m od lądowiska (rys. 7). Odcień poszczególnych wektorów zależny jest od prędkości przepływu w danym punkcie.

Warunki panujące nad lądowiskiem dla tego kierunku wiatru uznano za bardziej niebezpieczne niż w poprzednim analizowanym przypadku. Zdecydowano się na wykonanie kolejnego badania dla północnego wiatru o obniżonej do 10 m/s prędkości odniesienia, która wciąż jest dużą, lecz już nie tak ekstremalną wartością. W tym przypadku gradient prędkości jest naturalnie mniejszy, jednak obserwuje się analogiczne formy wiatrowe jak w przypadku poprzednim. Bardzo istotna jest jednak prędkość powietrza tworzącego zawirowanie, a jest ona mniejsza niż 3 m/s dla tej analizy, co uznano za wartość graniczną, poniżej której forma tego rodzaju nie jest pomijalna, jednak nie stanowi dużego zagrożenia. Poza formą wirową, gradienty prędkości stanowią stosunkowo gładkie przejścia między kolejnymi strefami i nie powinny być niebezpieczne dla lądującego czy wlatującego śmigłowca. Warunki panujące nad lądowiskiem oceniono na trudne, ale pozwalające na korzystanie z lotniska.

5. Zestawienie wyników CFD z eksperymentalnymi badaniami w tunelu aerodynamicznym

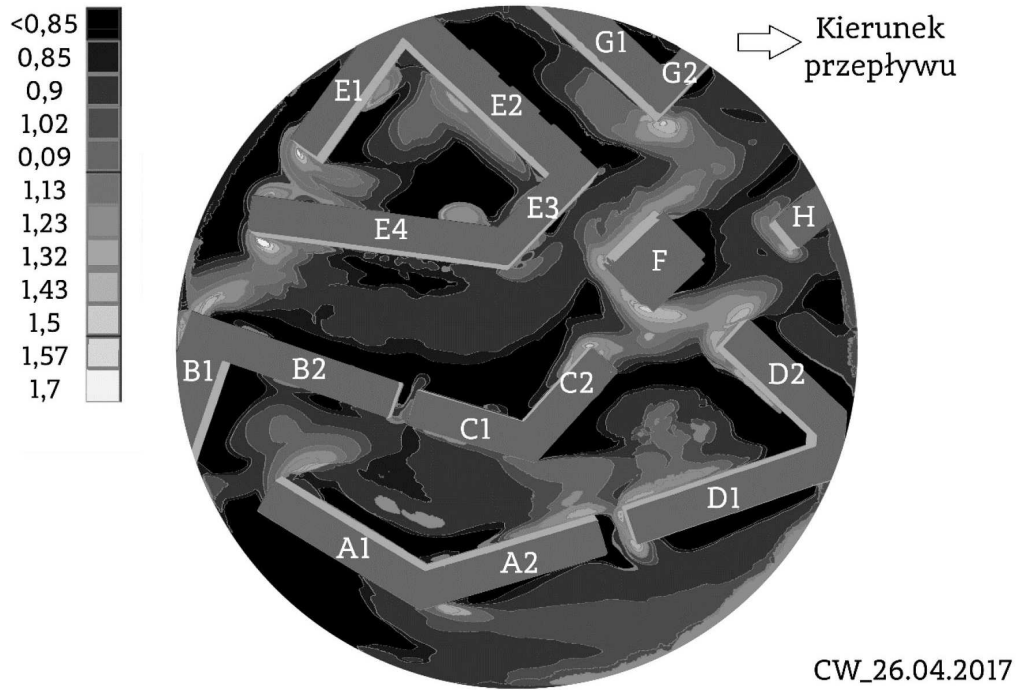
W symulacjach komputerowych stosuje się przybliżone profile prędkości czy turbulencji, więc ich dokładność ma swoje granice i nigdy nie będzie identyczna z rzeczywistym przepływem. Co więcej, sam komputer ma określoną możliwość iteracyjnego przybliżania wyników, a dla używanej w tej pracy opcji podwójnej precyzji (*double precision*) residua nigdy nie mogą spaść poniżej 10^{-12} [5]. Kolejną przewagą numerycznej analizy jest możliwość wielokrotnego poszerzania obszaru obliczeniowego tak, aby jego ściany na pewno nie wpływały na wyniki. Takiej sposobności oczywiście nie ma w przypadku rzeczywistego tunelu aerodynamicznego. Idąc dalej, trudno oszacować wysokość, na której powinno się wizualizować profil prędkości w metodzie komputerowej. W poniższych rozważaniach przyjęto za tę wysokość 1,5 m nad podłożem. Warto też podkreślić, że wygenerowane numerycznie profile dotyczą wartości prędkości, a nie jego poziomej składowej, która dużo bardziej wpływa na kształtowanie się wyników tunelowych.

Mimo tak wielu rozbieżności mogących negatywnie oddziaływać na podobieństwo wyników istnieją analogie między rezultatami i opisano je poniżej.



Rys. 8. Wizualizacja olejowa dla kierunku zachodniego (źródło: [2])

Na zdjęciu (rys. 8) przedstawiono wyniki wizualizacji olejowej wraz z naniesionymi oznaczeniami przybliżającymi wektory przemieszczenia powietrza. Zakreskowane obszary oznaczają strefy stagnacji. Kolejny obrazek przestawia wyniki badań uzyskane metodą saltacji piasku (rys. 9). Następna wizualizacja (rys. 10) została otrzymana dzięki wykorzystaniu analizy numerycznej. Bardzo trudno jest ocenić, która z metod daje rezultaty najbliższe rzeczywistości. Obserwując strefę między budynkami B i E, można dostrzec zgodność w wynikach wszystkich metod. Następuje tam przyspieszenie przepływu, które propaguje równolegle do skrzydła E4, na którego końcu widoczny jest wir zakrawędziowy. W pobliżu budynków B i C formują się strefy zastoju. Nieco bardziej zróżnicowana jest północna część przepływu, która napotyka przesmyk między skrzydłami E1 i E4. Tam, jak obrazuje wizualizacja olejowa oraz uzyskana metodą CFD, znacz-



Rys. 9. Wyniki badań metodą saltacji dla kierunku zachodniego (źródło: [3])

Rys. 10. Profil prędkości na wysokości pieszych uzyskany metodą CFD dla kierunku zachodniego

nie przyspiesza oraz zakrzywia się w lewo, patrząc wzdłuż kierunku przepływu niezaburzonego, a następnie gwałtownie zwalnia. Część powietrza płynącego w południowej części analizowanego zespołu zabudowy zakrzywia się za budynkiem B i przyspiesza w przesmyku między A1 i B1, tworząc wir zakrawędziowy na północnej ścianie skrzydła A1. Dalej, w okolicy budynku D powietrze przyspiesza ze względu na efekt przewężenia związany ze zmniejszaniem się odległości między skrzydłami A2 i C1 wraz z przemieszczaniem się płynu na wschód. W przesmyku między A i D przepływające powietrze porusza się znacznie szybciej przy ścianie skrzydła D1 niż A2,

co pokazują wszystkie trzy wizualizacje. Między częściami budynków C2 i D2 powstaje strefa stagnacji, zgodnie z wynikami analizy numerycznej i saltacji piaskowej. Obszar zastoju nie został zaznaczony na zdjęciu z wizualizacji olejowej. W pobliżu południowo-wschodniej ściany budynku F powietrze znacznie przyspiesza oraz formuje się duży wir zakrawędziowy. Podobna sytuacja ma miejsce na północ od obiektu oznaczonego literą F, jednak tutaj wyniki są rozbieżne ze względu na dużą różnicę w geometrii budynków. Kształt strefy stagnacji na północ od E2 ma zbliżony kształt w przypadku metod CFD i saltacji.

6. Podsumowanie i wnioski

Oddziaływania innych budynków na przepływ w okolicy dachu obiektu są zauważalne i nie powinny być pomijane w analizach części infrastruktury, dla których istotny jest ruch powietrza. Pilot świadomy zawirowań powietrza w konkretnych obszarach może odpowiednio reagować, co pomaga stwierdzić zasadność badań wiatrowych lądowisk wyniesionych w aglomeracjach miejskich. Należy udoskonalać techniki komputerowe, ponieważ dają one większe możliwości, są tańsze i dają wyniki znacznie łatwiejsze i wygodniejsze w interpretacji, w porównaniu do badań tunelowych. Dogłębnie rozważając formy wirowe i profile prędkości, można podjąć próbę sporządzenia listy zaleceń, po których spełnieniu nowopowstałe budynki tworzyłyby zespół przeszkód zaburzający przepływ powietrza w taki sposób, aby wyniesione lądowisko na jednym z nich było dużo bezpieczniejsze.

Bibliografia

1. Blocken B., Hensen J., Stathopoulos Y., Carmeliet J., Application of CFD in building performance simulation for the outdoor environment, *Eleventh International IBPSA Conference*, Glasgow, 2009
2. Bujnowska M., Karlicki F., Paczyńska K., Pałka A., Szeląg E., *Analiza opływu powietrza wokół wybranego zespołu zabudowy w Warszawie*, Sprawozdanie z prac Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW, Warszawa, 2017
3. Pisula M., *Analiza aerodynamiczna wybranego zespołu zabudowy*, Sprawozdanie z prac Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW, Warszawa, 2017
4. Jędrzejewski M., Poćwierz M., Zielonko-Jung K., The problem of airflow around building clusters in different configurations, *Archive of Mechanical Engineering*, 2017, **LXIV**, 3, 401-418
5. Franke J., Hirsch C., Jensen A.G., Krues H.W., Schatzmann M., Westbury P.S., Miles S.D., Wisse J.A., Wright N.G., Recommendations on the use od CFD in wind engineering, *Proceedings of the International Conference Urban Wind Engineering and Building Aerodynamics*, von Karman Institute, Belgium, 2004
6. Gumowski K., Olszewski O., Poćwierz M., Zielonko-Jung K., Comparative analysis of numerical and experimental studies of the airflow around the sample of urban development, *Bulletin of the Polish Academy of Sciences. Technical Sciences*, 2015, **63**, 3, 729-737

Wind conditions' analysis for a rooftop heliport

Wind engineering is dynamically developing field of knowledge. The influence of interference of building clusters' flows around elevated helipads may be decisive for the safety of using such facilities. The purpose of this sheet is to present the numerical method of fluid mechanics for wind tests of rooftop helipads. The article presents step by step the stages of preparing input data for the ANSYS Fluent software. Also, guidelines to automate the approach this process have been presented. Moreover, the analysis results using k-ε turbulence model were presented to assess a helicopter landing approach. The method was validated using experimental studies in a wind tunnel.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

METODA ANALIZY WYPADKÓW LOTNICZYCH SPOWODOWANYCH DEZORIENTACJĄ PRZESTRZENNĄ PILOTA

Rafał Lewkowicz

Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej, Warszawa

e-mail: rlewkowicz@wiml.waw.pl

Grzegorz Kowaleczko

Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin

e-mail:grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

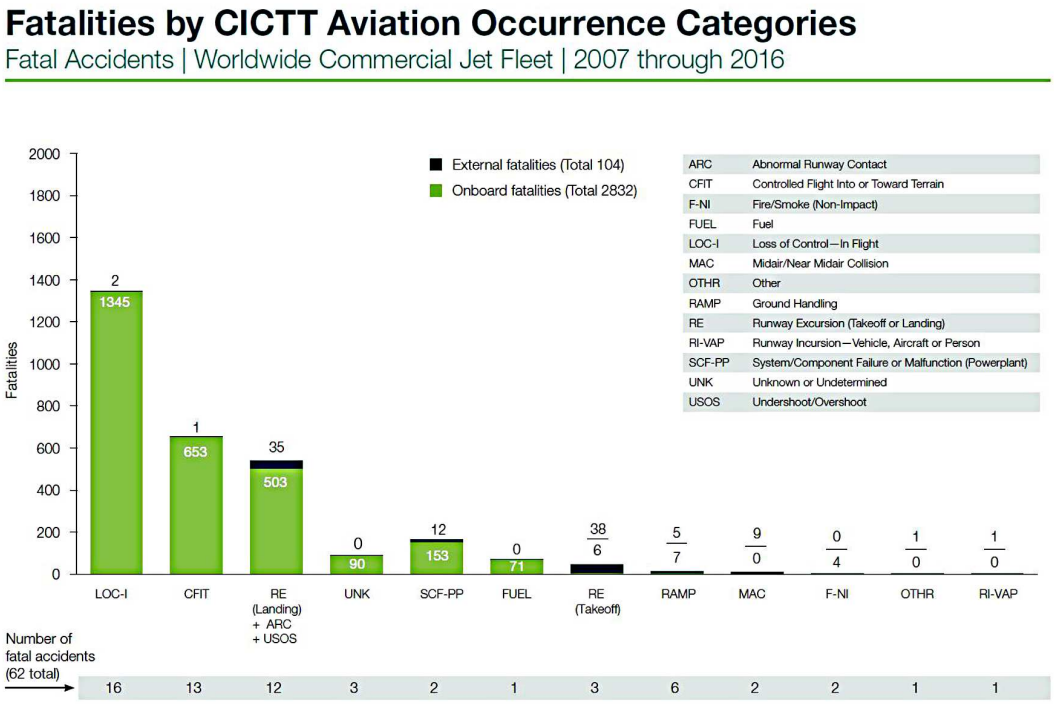
Błąd ludzki jest w dalszym ciągu główną przyczyną wypadków lotniczych. W artykule przedstawiono nowe podejście w zakresie badania wypadków lotniczych, których przyczyną była utrata przez pilota orientacji przestrzennej. Zaproponowany sposób dochodzenia przyczyny wypadku polega na ilościowej analizie zjawiska dezorientacji przestrzennej. Opracowano model, który w oparciu o dane z pokładowego rejestratora danych lotu będzie umożliwiał automatyczne wykrycie i rozpoznanie dezorientacji przestrzennej. Model ten został wykorzystany w analizie zdarzenia lotniczego z udziałem samolotu F-16. Przedstawiona w artykule metoda ilościowej analizy wypadku lotniczego może być przydatnym uzupełnieniem analizy jakościowej zjawiska dezorientacji przestrzennej. Opracowany model automatycznego wykrywania i rozpoznania dezorientacji przestrzennej może ponadto zapewnić badaczom wsparcie w dochodzeniu przyczyny oraz klasyfikacji wypadku lotniczego.

Słowa kluczowe: bezpieczeństwo lotu, wypadek lotniczy, dezorientacja przestrzenna

1. Wstęp

Analizując przyczynę wypadku lotniczego, zwykle łatwiej jest określić powód usterki, np. silnika, niż przyczynę błędu pilota. Dotyczy to szczególnie sytuacji, w której pomimo sprawności technicznej statku powietrznego pilot traci kontrolę nad lotem (ang. Loss of Control In-flight, LOC-I) lub w sposób kontrolowany doprowadza do zderzenia z ziemią (ang. Controlled Flight Into Terrain, CFIT). Znając przyczynę błędu pilota, byłoby możliwe podjęcie środków zaradczych w celu zmniejszenie wskaźnika strat w lotnictwie spowodowanych tzw. czynnikiem ludzkim. O tym, że w dalszym ciągu nieprawidłowe działanie człowieka jest przyczyną znaczącej liczby wypadków lotniczych świadczą wyniki badań firmy Boeing. Na rysunku 1 przedstawiono zakwalifikowane do różnych kategorii przyczynowych wypadki lotnicze w lotnictwie cywilnym, które wydarzyły się w latach 2007-2016 [1].

Przyczyną CFIT oraz w niektórych przypadkach również LOC-I jest zazwyczaj utrata orientacji przestrzennej, podczas której pilot błędnie określa swoje położenie i ruch względem powierzchni Ziemi [2]-[5]. Wypadki lotnicze powodowane utratą orientacji przestrzennej należą do najgroźniejszych w skutkach i często prowadzą do śmierci załóg oraz ogromnych strat finansowych [6]-[10]. Nawet stany dezorientacji przestrzennej (DP) rozpoznane przez załogę statku powietrznego i odpowiednio skorygowane są przyczyną zjawiska chwilowej utraty orientacji sytuacyjnej, obniżając operacyjną skuteczność wykonywanego zadania [11]-[13]. Należy w tym miejscu podkreślić fakt, że w blisko 65% przypadków dezorientacji przestrzennej ma charakter nierozpoznany, w związku z czym piloci nie są świadomi wystąpienia tego zjawiska [14].



Rys. 1. Wypadki lotnicze w lotnictwie cywilnym z okresu 2007-2016 [1]

Raporty z wypadków lotniczych sklasyfikowanych jako LOC-I lub CFIT dość często opisują błąd ludzki, używając zwrotów, które sugerują, że pilot – przykładowo – niepoprawnie wykonywał odczyt wskazań przyrządów pokładowych lub nie zareagował na odebraną informację w odpowiednim czasie. Opisy te są poprawne pod względem technicznym, ale nie są pomocne w zrozumieniu podstawowych czynników wpływających na ocenę sytuacji bezpośrednio poprzedzającej nieszczęśliwe zdarzenie oraz powód podjęcia przez pilota decyzji o sposobie sterowania samolotem.

Występujące podczas lotu przyspieszenia liniowe i kątowe statku powietrznego powodują, że pilot, opierając swoje postrzeganie orientacji przestrzennej jedynie na informacji z narządów przedsionkowych oraz receptorów somatosensorycznych (prioproreceptory, receptory dotyku), nie jest w stanie dokładnie określić swojego rzeczywistego położenia i ruchu w przestrzeni [5]. W takich okolicznościach, przy braku świadomości istniejącego zagrożenia, pilot może kontynuować sterowanie lotem według własnych odczuć, lekceważąc wskazania przyrządów pokładowych [15].

Doniesienia o wypadku lotniczym, którego przyczyną była DP, zwykle opierają się na jakościowej ocenie tego zjawiska. W związku z tym, że DP jest zjawiskiem kłopotliwym w analizie oraz faktem, że niewielu jest ekspertów zajmujących się badaniami tego zjawiska, zaleca się, aby jakościowe powiązanie analizowanej fazy lotu ze znanym złudzeniem wywołującym DP wspierać wynikami z analizy ilościowej [16]. Takie podejście do wnioskowania o wystąpieniu DP jako przyczyny wypadku lotniczego pociąga za sobą konieczność opracowania metody zapewniającej pomiar, wykrycie i rozpoznanie złudzenia, które doprowadziło do utraty przez pilota orientacji przestrzennej. W tym celu proponuje się zastosowanie modelu automatycznego wykrywania i rozpoznania DP, który na podstawie strumienia danych, m.in. z pokładowych rejestratorów danych lotu, udzieli odpowiedzi na pytanie, czy w krytycznej fazie lotu mogło wystąpić znane złudzenie.

Celem prezentowanej pracy było opracowanie modelu automatycznego wykrywania i rozpoznania DP pochodzenia przedsionkowego, która mogła być przyczyną wypadku lotniczego. Prezentowana praca koncentruje się na automatycznym wykrywaniu złudzeń przedsionkowych,

w szczególności złudzeń somatoobrotowych oraz somatograwitacyjnych, które związane są z występowaniem progu percepcji odpowiednio w ruchu obrotowym oraz liniowym. Bardziej złożone złudzenia przedsionkowe (np. złudzenie Coriolisa), jak również złudzenia wzrokowe (np. złudzenie „czarnej dziury" oraz złudzenia stałości kształtu i wielkości pasa startowego) nie mieszczą się w zakresie tej pracy, ponieważ do ich analizy wymagane są informacje, które nie są dostępne z pokładowego rejestratora danych lotu. Dane te dotyczą m.in. ruchów głowy pilota oraz sygnałów wizualnych (położenie punktów fiksacji wzroku pilota).

2. Modelowanie wypadków lotniczych spowodowanych DP

W niektórych krajach cywilne i wojskowe organizacje badające wypadki lotnicze zgłaszają potrzebę wsparcia analizy tych wypadków analizą percepcji orientacji przestrzennej pilota [17]. Pomimo że istnieją liczne modele umożliwiające szacowanie percepcji położenia i ruchu człowieka [18], [19], to niewielka z nich liczba umożliwia wykrywanie i rozpoznanie złudzeń wywołujących DP w locie [20]. Przykładem modelu, który pierwotnie został opracowany na potrzeby badania złudzeń podczas lotów kosmicznych jest opracowane przez Ronalda Smalla (Alion Science and Technology Corp.) i wsp. [21]-[24] „narzędzie do analizy dezorientacji przestrzennej". Do oszacowania percepcji orientacji przestrzennej pilota autorzy zastosowali model opracowany przez Newmana [25].

Podobne narządzie, pod nazwą „system do analizy i przewidywania dezorientacji" (SAPD) opracowała firma Creare Inc. W systemie tym do analizy zjawiska utraty orientacji przestrzennej wykorzystano stabilny numerycznie algorytm oparty na rozszerzonym filtrze Kalmana (ang. Extended Kalman filter, EKF), zaproponowanym przez Kynora [26]. SAPD z powodzeniem został wykorzystany podczas badań dwóch wypadków samolotu A-10 Thunderbolt, których przyczyną było niedoszacowanie przez pilota kąta przechylenia samolotu. Wykorzystany w badaniach model EKF wykazał pewne błędy podczas szacowania percepcji pilota, szczególnie w obecności wzrokowo-przedsionkowego konfliktu sensorycznego. Powyższe niedoskonałości modelu ograniczyły zakres, w jakim SAPD bez modyfikacji mógł być nadal wykorzystywany.

Newman i wsp. [16], [17], [25] połączyli i rozszerzyli kilka najbardziej zaawansowanych modeli percepcyjnych człowieka, tworząc w ten sposób „system modelowania orientacji". Autorzy podjęli próbę rozwiązania niektórych z omówionych powyżej ograniczeń SAPD poprzez włączenie sygnału wizualnego i niewizualnych informacji sensorycznych, które nie były obecne w poprzednich modelach. System modelowania orientacji został poddany walidacji, a następnie wykorzystany w badaniach wypadków lotniczych w celu ustalenia, czy błędy percepcyjne pilotów były przyczyną tych zdarzeń [27].

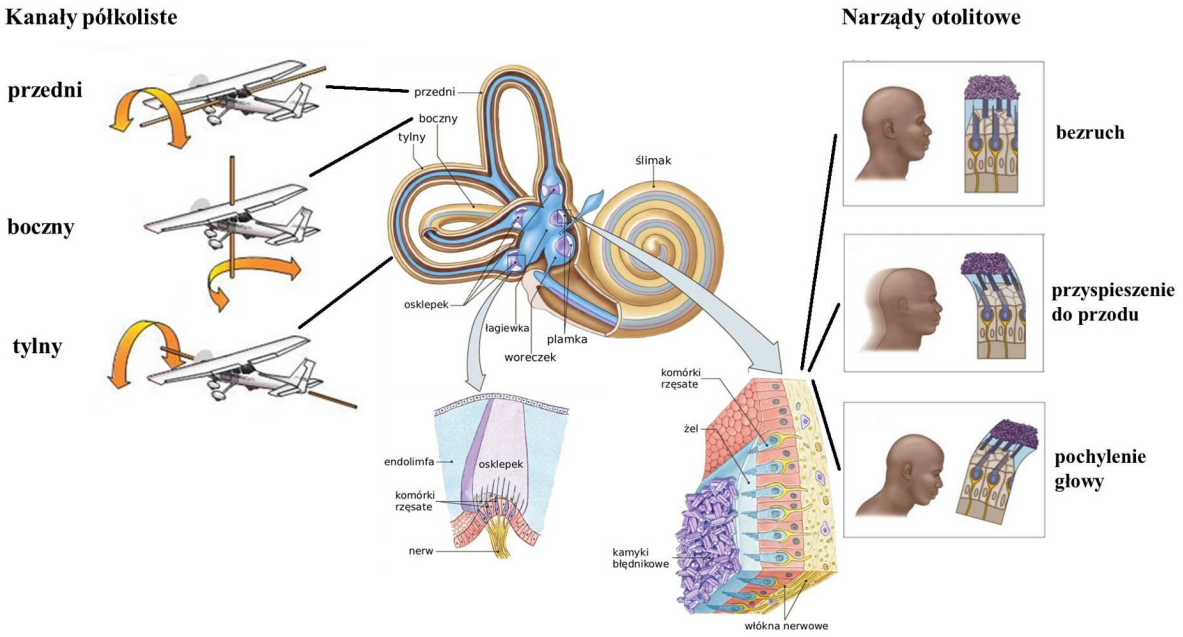
Kolejną grupę, która posiada doświadczenie w modelowaniu systemów percepcyjnych człowieka i złudzeń występujących w locie, tworzą naukowcy z Netherlands Organization for Applied Scientific Research (TNO). Wynikiem prac TNO jest model percepcji orientacji przestrzennej człowieka, który umożliwia przewidywanie i analizę percepcji podczas ruchu na lądzie, wodzie i w powietrzu, a także w symulatorach wyposażonych w układy ruchu [28], [29]. Model percepcji TNO został wykorzystany przez Mumaw i wsp. [30], przy współpracy z firmą Boeing do opracowywania narzędzia wspierającego analizę zdarzeń lotniczych, których przyczyną mogła być DP.

Wspólną cecha wymienionych powyżej modeli jest to, że do wykrycia i rozpoznania faz lotu, które sprzyjają wystąpieniu DP, mają zastosowanie dane z pokładowych rejestratorów lotu. Na podstawie danych o orientacji i ruchu samolotu oraz oszacowanej w oparciu o te dane percepcji orientacji przestrzennej pilota, model podejmuje próbę wykrycia i rozpoznania złudzenia wywołującego DP. Interpretacja uzyskanych w ten sposób wyników analizy w dalszym ciągu wymaga jednak udziału eksperta. Modele percepcji orientacji przestrzennej, które są obecnie stosowane

jako podstawowy komponent narzędzi do ilościowej analizy wypadków lotniczych spowodowanych DP, wykazują swoją przydatność w rozwiązywaniu typowych problemów związanych ze złudzeniami w locie. Modele te jednakże nie uwzględniają wszystkich istotnych czynników operacyjnych napotykanych w misjach lotniczych, m.in. lotu z użyciem gogli noktowizyjnych bądź też lotu z manewrami o dużym kącie przechylenia samolotu.

3. Fizjologia złudzeń pochodzenia przedsionkowego

W celu zrozumienia istoty złudzeń pochodzenia przedsionkowego, należy podkreślić, że receptory narządu przedsionkowego człowieka (kanały półkoliste oraz narządy otolitowe) (rys. 2) nie są doskonałymi sensorami bodźców ruchowych. Dotyczy to również ośrodkowego układu nerwowego (OUN), który podczas przetwarzania odpowiedzi z tych receptorów nie uwzględnia wszystkich praw fizyki, np. drugiego prawa Newtona, a także zależności różniczkowej między położeniem, prędkością i przyspieszeniem. Powyższe własności sprzyjają występowaniu u pilota błędów percepcyjnych i złudzeń, które definiują ograniczenia człowieka w utrzymaniu poprawnej orientacji przestrzennej.



Rys. 2. Receptory narządu przedsionkowego: kanały półkoliste oraz narządy otolitowe [31]

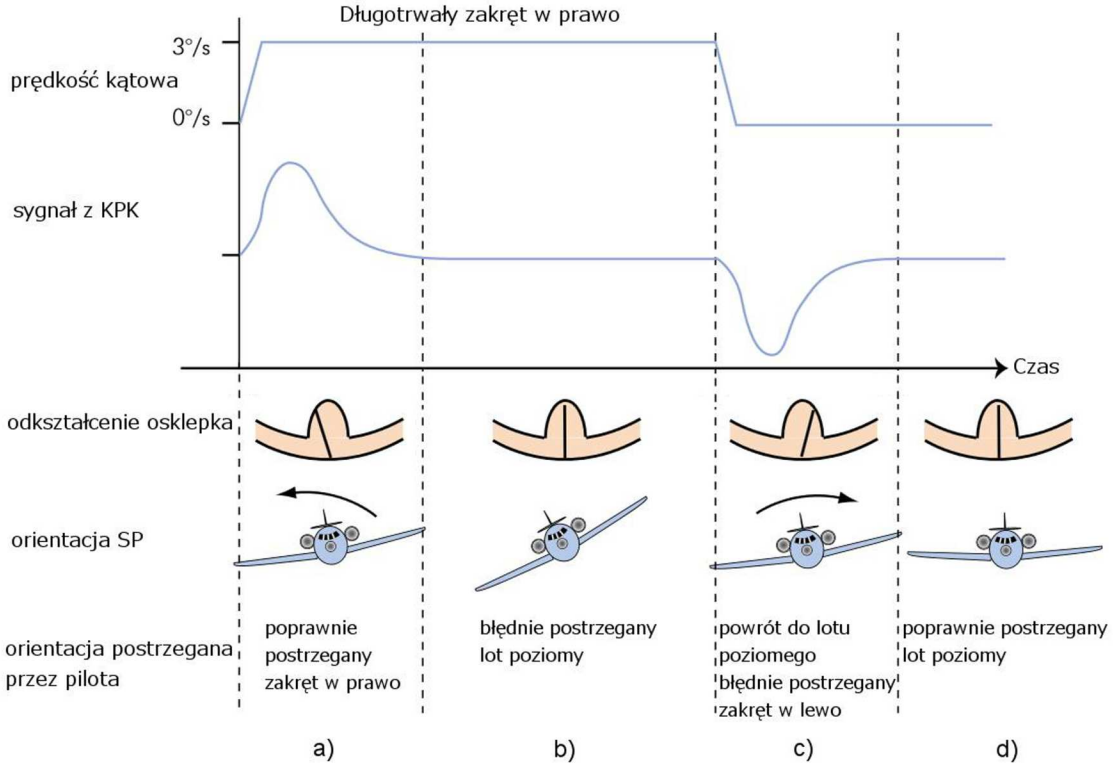
Jak wspomniano na wstępie artykułu, prezentowana praca skoncentrowana jest na wykrywaniu złudzeń somatoobrotowych i somatograwitacyjnych. Złudzenia te związane są odpowiednio z progiem percepcji ruchu obrotowego oraz złożonością w pobudliwości narządu otolitowego (OTO), który podobnie jak akcelerometry liniowe nie jest w stanie odróżnić przyspieszenia grawitacyjnego od przyspieszenia inercyjnego.

Próg percepcji ruchu obrotowego jest związany z funkcjonowaniem kanałów półkolistych (KPK) narządu przedsionkowego. Związane z tym progiem zjawisko dotyczy błędnego postrzegania ruchu obrotowego, zarówno w zakresie braku jego detekcji (przyspieszenie kątowe poniżej progu percepcyjnego człowieka), jak również fałszywe wrażenie ruchu, które powstaje, gdy rzeczywisty ruch zostaje zatrzymany. Przykładami tego ostatniego zjawiska są złudzenia przechylenia i spirala śmierci [32].

Powszechnie przyjmowanymi progami czułości KPK narządu przedsionkowego są przedstawione przez Gilinghama [33] wartości około $0{,}14°/s^2$ dla prędkości odchylenia, $0{,}5°/s^2$ dla pochy-

lenia oraz $0{,}5°/s^2$ dla przechylenia. Często jednak dla opisania progów czułości kanałów używa się iloczynu przyspieszenia kątowego oraz czasu, w jakim ono działa. Iloczyn ten zwany także w literaturze [34]-[36] stałą Muldera [37] ma w przybliżeniu stałą wartość dla kątowych bodźców przyspieszeniowych o czasie trwania do 5 s. Dla bodźców o większej długotrwałości stała ta maleje. Powszechnie przyjmuje się wartość stałej Muldera na poziomie 2°/s. Oznacza to, że przyspieszenie kątowe $50°/s^2$ działające przez 0,5 s będzie odczuwane ($50°/s^2 \cdot 0{,}5\,s > 2°/s$). Natomiast przyspieszenie o wartości $10°/s^2$ trwające przez 0,1 sekundy nie zostanie wykryte, ponieważ iloczyn ($10°/s^2 \cdot 0{,}1\,s < 2°/s$) jest poniżej wartości progowej, tj. 2°/s.

Na rysunku 3 przedstawiono odpowiedź KPK podczas manewru polegającego na zakręcie w prawo, a następnie wyprowadzeniu z zakrętu do lotu poziomego.



Rys. 3. Orientacja postrzegana przez pilota podczas manewru zakrętu

Podczas tego manewru następuje zmiana prędkości kątowej statku powietrznego (górny wykres), na którą reagują KPK narządu przedsionkowego (wykres reprezentujący sygnał z KPK). Na przedstawionym wykresie odpowiedzi KPK widać, że reaguje on jedynie na zmiany w ruchu kątowym (rys. 3a i 3c). Tak więc pilot dokładnie dostrzega początek ruchu samolotu w zakręcie, lecz gdy ruch ten jest kontynuowany ze stałą prędkością (utrzymywanie stałego zakrętu), to odczucie obrotu stopniowo znika (rys. 3b). Odczucie to staje się zatem podprogowym, pomimo że samolot nadal wykonuje obrót w stałym zakręcie z prędkością przekraczającą próg percepcji (3°/s). W przypadku, gdy fizyczny ruch obrotowy zanika (rys. 3c – manewr wyprowadzenia z zakrętu do lotu poziomego), pojawia się odczucie obrotu w lewo, w kierunku przeciwnym niż pierwotny ruch obrotowy samolotu. Tego typu złudzenie ruchu pozornego (faktycznie utrzymywany jest lot poziomy – rys. 3c) może skłonić pilota do wprowadzenia nieodpowiednich sygnałów sterujących lotem samolotu, np. powrotu do zakrętu w prawo [38].

Złudzenie somatograwitacyjne związane jest z funkcjonowaniem narządów OTO, które podobnie jak akcelerometry liniowe, reagują zarówno na przyspieszenie bezwładności, jak i przyspieszenie grawitacyjne (zasada równoważności Einsteina). Zatem narządy te mogą mierzyć jedynie sumę tych przyspieszeń w postaci przyspieszenia wypadkowego, zwanego przyspieszeniem

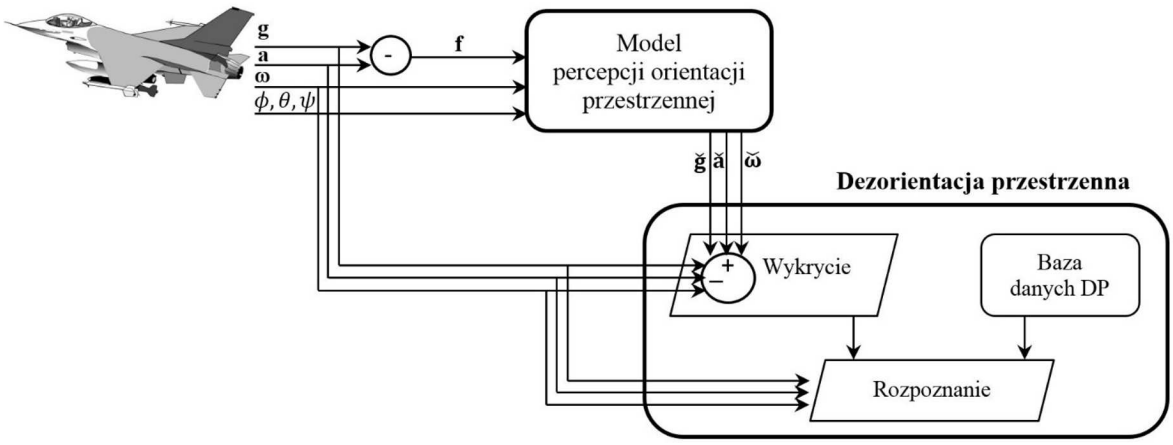
grawitacyjno-inercyjnym **f**. Przykładem złudzenia somatograwitacyjnego jest złudzenie „startu w ciemności" lub manewr odejścia, podczas którego przyspieszenie wypadkowe oddziałujące na pilota (utworzone z sumy przyspieszenia grawitacyjnego oraz przyspieszenie od ciągu zespołu napędowego samolotu), przy jednoczesnym braku widoczności na zewnątrz kabiny, wywołuje wrażenie silnego odchylenia do tyłu. Odczucie to sugeruje, że faza wznoszenia po starcie odbywa się na zbyt dużym kącie pochylenia. Pilot w reakcji na to, pomijając wskazania przyrządów pokładowych, może „oddać drążek", przechodząc do gwałtownego zniżania i w konsekwencji, doprowadzając do kontrolowanego zderzenia z zmienią tuż za końcem drogi startowej.

Próg czułości narządu otolitowego jest zależny od kierunku działania i wartości przyspieszenia liniowego. Mieści się on w przedziale $0{,}15 \div 0{,}2\,\mathrm{m/s^2}$ dla płaszczyzny poziomej (płaszczyzna ułożenia łagiewki) oraz $0{,}12 \div 0{,}15\,\mathrm{m/s^2}$ dla płaszczyzny pionowej (płaszczyzna ułożenia woreczka). W warunkach eksperymentalnych Gurovskiy i wsp. [39] wykazali, że minimalna zmiana kierunku działania przyspieszenia, którą rejestrują OTO wynosi 1,5°.

Właściwości dynamiczne receptorów narządu przedsionkowego (KPK oraz OTO) zostały opisane za pomocą charakterystyk częstotliwościowych, których przykłady można znaleźć w pracy [18].

4. Model automatycznego wykrywania i rozpoznania dezorientacji przestrzennej

Do budowy modelu automatycznego wykrywania i rozpoznania DP pilota zastosowano koncepcję zaproponowaną przez Mumaw i wsp. [30]. Schemat tej koncepcji przedstawiono na rysunku 4.



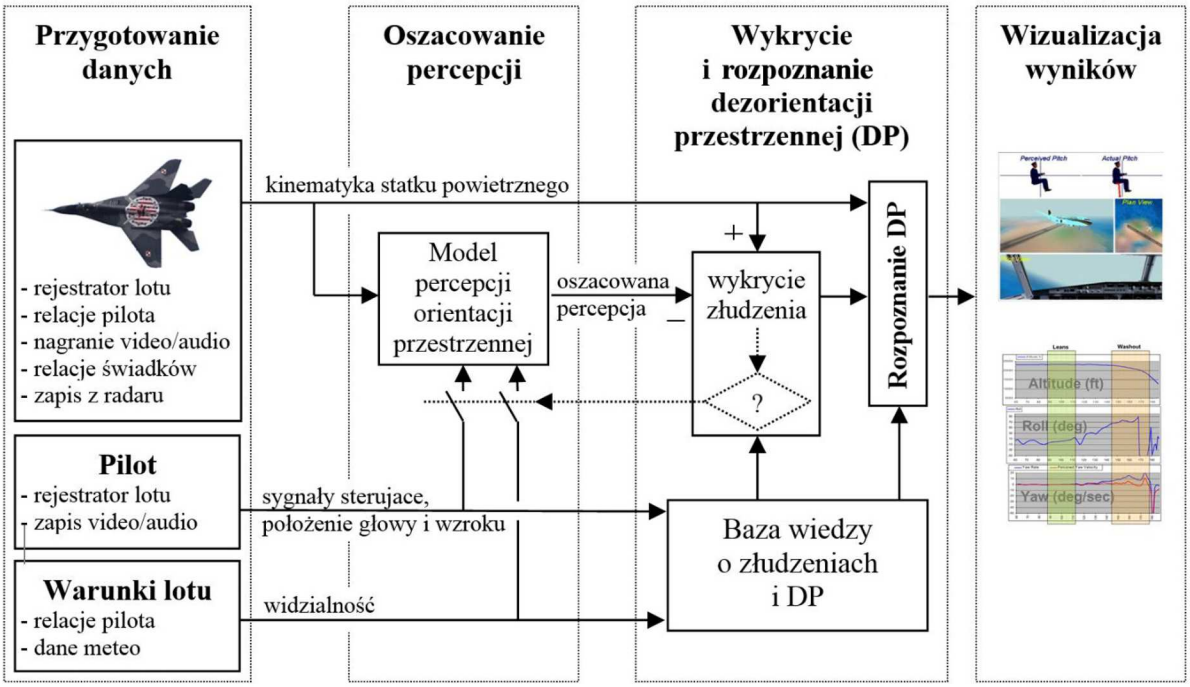
Rys. 4. Koncepcja automatycznego wykrywania i rozpoznania zdarzeń DP w oparciu o dane z pokładowego rejestratora lotu [30]

Sygnałami wejściowymi tego modelu (rys. 4) są dane z pokładowego rejestratora danych lotu. Dane te dostarczają informacji m.in. na temat przyspieszenia liniowego **a**, prędkości kątowej $\boldsymbol{\omega}$ oraz początkowej orientacji statku powietrznego względem Ziemi (kąty przechylenia ϕ, pochylenia θ i odchylenia ψ). W wyniku transformacji tych parametrów do układu związanego z głową pilota, a następnie utworzeniu wektora przyspieszenia inercyjno-grawitacyjnego ($\mathbf{f} = \mathbf{g} - \mathbf{a}$), powstaje wektor sygnałów wejściowych modelu percepcji orientacji przestrzennej (MPOP) pilota. Model percepcji, wykorzystując informacje o dynamice receptorów narządu przedsionkowego człowieka, szacuje postrzeganą przez pilota orientację (kąty przechylenia, pochylenia i odchylenia $\check{\phi}, \check{\theta}, \check{\psi}$ oraz składowe przyspieszenia grawitacyjnego $\check{\mathbf{g}}$) i ruch w przestrzeni ($\check{\mathbf{a}}, \check{\boldsymbol{\omega}}$). Wyznaczenie tych parametrów odbywa się przy założeniu, że pilot nie ma dostępu do wzrokowych wskazówek

orientacji przestrzennej, np. wskazań przyrządów pokładowych samolotu lub informacji z zewnątrz kabiny (lot w chmurach lub nocą). Wykrycie i rozpoznanie DP odbywa się w oparciu o dane z pokładowego rejestratora lotu oraz oszacowane przez MPOP położenie i ruchu statku powietrznego postrzegane przez pilota. Ostatnim krokiem analizy wypadku lotniczego jest rozpoznanie złudzenia, które wywołało DP. Do rozpoznania DP wykorzystane są (rys. 4):

- dane z pokładowego rejestratora lotu,
- informacje o wykrytym złudzeniu,
- informacje o złudzeniach i możliwych do wystąpienia w locie stanach DP (dane przechowywane w bazie danych o DP).

Opierając się na powyższej koncepcji modelu automatycznego wykrywania i rozpoznania DP (rys. 4), a także na zaproponowanej przez Newmana i wsp. [17] rozszerzonej strukturze tego modelu, na potrzeby opisywanych badań przyjęto model, którego budowę przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Model automatycznego wykrywania i rozpoznania DP

Analiza wypadku lotniczego z zastosowaniem tego modelu odbywa się w czterech etapach:

Etap 1 – 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 (wskazań przyrządów pokładowych oraz informacji z zewnątrz kabiny).

Etap 2 – oszacowanie postrzeganej przez pilota orientacji przestrzennej.

Oszacowanie polega na wyznaczeniu percepcji położenia i ruchu przy zastosowaniu MPOP człowieka i danych wejściowych w postaci parametrów obliczonych w pierwszym etapie analizy. MPOP wykorzystuje kinematykę statku powietrznego i wiedzę o funkcjonowaniu percepcji orientacji przestrzennej człowieka do szacowania tego, co pilot postrzegałby, gdyby nie miał dostępu do odpowiednich wskazówek o swoim położeniu i ruchu z przyrządów

pokładowych lub zewnętrznych informacji wzrokowych spoza kabiny statku powietrznego. Wykorzystany MPOP opisano szczegółowo w pracach [40], [41]. Jego model numeryczny utworzono w programie MATLAB (MathWorks) z pakietem Simulink.

Etap 3 – wykrycie i rozpoznanie złudzenia, które wywołało DP.

Wykrycie złudzenia odbywa się w oparciu o wyniki analizy z etapu 1 i 2 (dane opisujące przyspieszenia oddziałujące na głowę pilota – etap 1, oraz oszacowana przez MPOP percepcja pilota – etap 2). W przypadku, gdy wyniki modelu percepcji są znacząco różne, w celu weryfikacji ich wiarygodności poddaje się je dodatkowej ocenie przy użyciu danych z innych źródeł, m.in. danych w postaci wejściowych sygnałów sterowania wprowadzonych przez pilota, opinii ekspertów na temat lotu i relacji naocznych świadków. Rozpoznanie 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 odbywać się w bloku zawierającym reguły eksperckie, wykorzystujące logikę rozmytą lub opartym na sieci neuronowej. Takie podejście zapewni powtarzalność rozpoznania DP.

Etap 4 – wizualizacja wyników analizy danych z krytycznej fazy lotu.

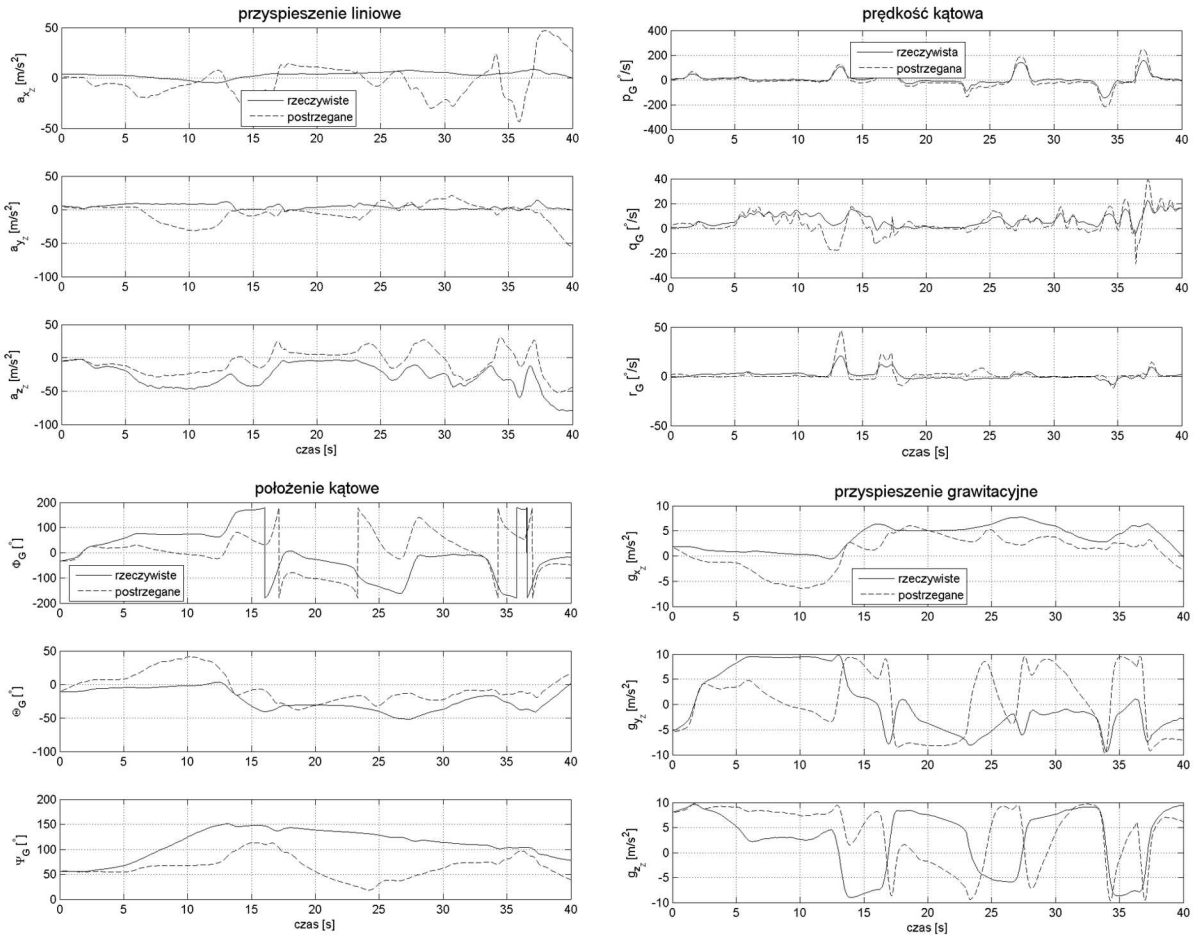
Wyniki analizy zostają przedstawione w formie przebiegów rzeczywistych parametrów lotu i parametrów postrzeganych przez pilota oraz za pomocą trójwymiarowej wizualizacji symulacji komputerowej krytycznej fazy lotu. Do opracowania trójwymiarowej wizualizacji analizowanego zdarzenia DP wykorzystane są szacowana percepcja orientacji przestrzennej pilota oraz parametry rzeczywistego lotu statku powietrznego. Wizualizację zdarzenia DP wykonano za pomocą oprogramowania do symulacji lotu FlighGear [42]. Program ten zapewnia dodatkowo współpracę z programem MATLAB Simulink (MathWorks), w którym zapisano model numeryczny MPOP oraz odbywają się wszystkie obliczenia.

5. Badanie zdarzenia lotniczego z udziałem samolotu F-16

Opracowany model automatycznego wykrywania i rozpoznania DP został wykorzystany w obliczeniach opartych na danych z zdarzenia lotniczego z udziałem samolotu F-16 w warunkach nocnych. Zdarzenie to zostało zakwalifikowane jako poważny incydent lotniczy, którego przyczyną była utrata orientacji przestrzennej. Pod względem naukowym jest ono interesującym wypadkiem, w którym seria zdarzeń doprowadziła do błędnego postrzegania przez pilota orientacji samolotu względem Ziemi. Pilot, częściowo ze względu na fałszywe informacje wzrokowe dotyczące naturalnego horyzontu oraz wysoki poziom nasycenia zadaniami, nie dostrzegł rzeczywistej orientacji samolotu. W analizie tego zdarzenia przyjęto, że pilot nie zwracał uwagi na wskazania przyrządów pokładowych oraz że z uwagi na warunki nocne na zewnątrz kabiny nie występowały wzrokowe wskazówki orientacji przestrzennej.

Przedstawione na rys. 6 wykresy opisują składowe analizowanych parametrów zarejestrowanych w locie rzeczywistym (linia ciągła) oraz postrzegane przez pilota składowe tych parametrów (linia przerywana). Parametry te opisują składowe przyspieszenia liniowego, przyspieszenia grawitacyjnego, prędkości kątowej oraz orientacji pilota względem Ziemi. Wymienione powyżej parametry tworzą wektor sygnałów wejściowych MPOP, który jest jednocześnie wynikiem pierwszego etapu prezentowanej metody analizy wypadku lotniczego (rys. 5). Za pomocą MPOP szacowana jest orientacja przestrzenna pilota. Wyznaczone w ten sposób parametry postrzegane przez pilota są wynikiem drugiego etapu analizy wypadku lotniczego.

Na przedstawionych wykresach widać, że największe różnice między rzeczywistym a postrzeganym przez pilota parametrem dotyczą położenia kątowego oraz składowych przyspieszenia



Rys. 6. Postrzegana przez pilota orientacja przestrzenna

grawitacyjnego. Można zatem przypuszczać, że pod wpływem przyspieszeń liniowych wystąpiło złudzenie somatograwitacyjne, w wyniku którego pilot utracił orientację w zakresie położenia przestrzennego względem Ziemi. Potwierdza to postrzegana przez pilota składowa pionowa g_Z przyspieszenia grawitacyjnego, która od 14. do 27. sekundy analizowanego lotu ma zwrot przeciwny w stosunku do wektora rzeczywistego przyspieszenia ziemskiego.

W trzecim etapie analizy zdarzenia lotniczego przeprowadzana jest procedura wykrycia i rozpoznania złudzenia, które wywołało DP. Z uwagi na to, że ten etap analizy jest w fazie koncepcyjnej, w dalszej części przedstawiono jedynie zarys proponowanego postępowania podczas wykrycia i rozpoznania DP.

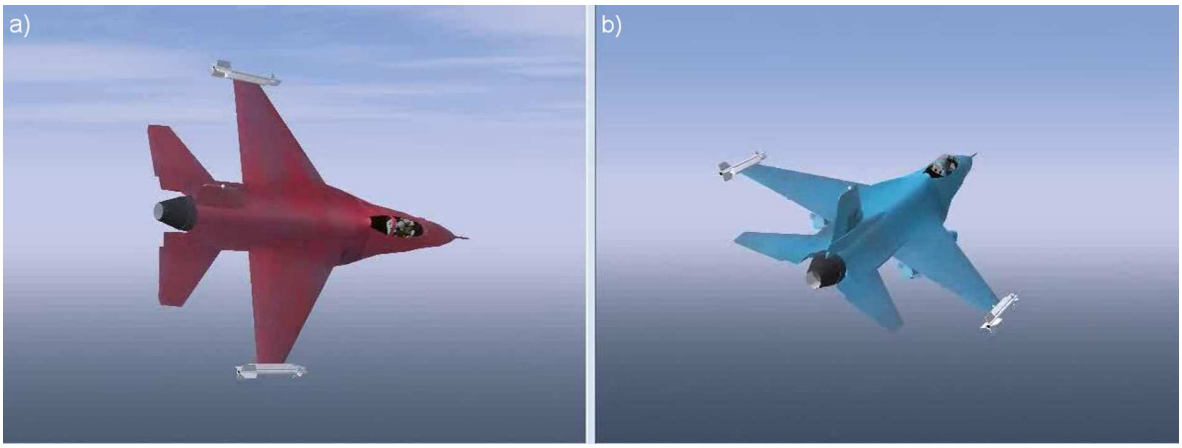
Wykrycie złudzenia odbywa się na podstawie obliczonej różnicy wyników z pierwszego i drugiego etapu analizy. Wyniki te opisują odpowiednio przyspieszenia oddziałujące na głowę pilota (rys. 4, $\mathbf{a}, \boldsymbol{\omega}, \mathbf{g}$) oraz oszacowaną za pomocą MPOP jego percepcję (rys. 4, $\check{\mathbf{a}}, \check{\boldsymbol{\omega}}, \check{\mathbf{g}}$).

W przypadku, gdy wyniki modelu percepcji są znacząco różne, zostaną one poddane dodatkowej ocenie przy użyciu danych z innych źródeł, m.in. danych w postaci wejściowych sygnałów sterowania wprowadzonych przez pilota, opinii ekspertów na temat lotu i relacji naocznych świadków.

W ramach rozpoznania złudzenia, polegającego na dopasowaniu wyników z trzeciego etapu analizy do danych o DP zamieszczonych w bazie danych, będą wykorzystane następujące miary złudzenia:

- wartość średnia analizowanego parametru,
- błąd sterowania odwrotnego, który powstaje, gdy analizowany parametr lotu jest zgodny ze zwrotem oddziałującego złudzenia [43].

W ramach ostatniego, czwartego etapu analizy zdarzenia lotniczego następuje zobrazowanie wyników obliczeń. Wyniki te zostały przedstawione na rysunku 6 w formie przebiegów rzeczywistych i postrzeganych przez pilota parametrów lotu oraz na rysunku 7 za pomocą trójwymiarowej wizualizacji orientacji samolotu podczas krytycznej fazy lotu.



Rys. 7. Wizualizacja wyników analizy: a) orientacja samolotu w locie rzeczywistym, b) orientacja samolotu postrzegana przez pilota

Analiza zdarzenia lotniczego z udziałem samolotu F-16 pokazuje, że sygnały z narządu przedsionkowego mogły być przyczyną błędnej oceny przez pilota orientacji przestrzennej samolotu. Zazwyczaj, gdy pilot ma dostęp do informacji wzrokowej dotyczącej jego orientacji przestrzennej, to przezwyciężenie mylnych sygnałów z narządu przedsionkowego nie stanowi problemu. W takiej sytuacji pilot rzadko ulega dezorientacji przestrzennej. Jednakże już nieznaczne obniżenie ilości informacji wzrokowej może prowadzić do wzrostu podatności pilota na złudzenia pochodzenia przedsionkowego.

6. Wnioski

Wyniki badań przyczyn wypadków lotniczych wskazują, że DP w dalszym ciągu ma znaczący, negatywny wpływ na bezpieczeństwa lotu oraz często tragiczne w skutkach konsekwencje. Każde badanie wypadków, które zakłada występowanie problemów z funkcjonowaniem człowieka (błąd pilota), powinno uwzględniać sprawność pilota w kontekście reakcji jego systemów sensorycznych, np. narządów odpowiedzialnych za utrzymanie orientacji przestrzennej.

Przedstawiona w artykule metoda analizy wypadku lotniczego może być przydatnym uzupełnieniem aktualnie stosowanej jakościowej analizy zjawiska DP. Może ona zapewnić badaczom wsparcie w dochodzeniu przyczyny oraz klasyfikacji wypadku lotniczego. Rolą opisanego w artykule modelu automatycznego wykrywania i rozpoznania DP jest przede wszystkim pomoc w zrozumieniu, dlaczego pilot wprowadził niewłaściwe sygnały sterujące lotem statku powietrznego. Proponowany sposób ilościowej analizy DP pozwoli badaczom spojrzeć na dane z lotu z innej perspektywy i ustalić, czy DP mogła przyczynić się do błędu pilota w postaci nieprawidłowego sterowania lotem.

Wiedza o czynnikach, które przyczyniły się powstawania DP i związanego z nią wypadku jest szczególnie przydatna w podejmowaniu działań zapobiegawczych. Działania te mogą obejmować między innymi zmiany w konstrukcji kokpitu statku powietrznego oraz nahełmowego systemu prezentacji informacji, jak również realizacji szkoleń i treningów załóg lotniczych.

Symulacja wypadków spowodowanych DP w locie rzeczywistym jest ograniczona głównie ze względu na wysokie niebezpieczeństwo i koszty takich badań. Istnieje jednak możliwość wyeliminowania ryzyka tych badań poprzez wykorzystanie symulatorów lotu, które są w stanie

odwzorować środowisko lotu, a szczególnie bodźce ruchowe występujące podczas krytycznej fazy lotu. Innym rozwiązaniem tego problemu jest wykorzystanie opracowanego modelu do symulacji różnych scenariuszy wypadków lotniczych. Modyfikując parametry początkowe oraz zmienne stanu pilota, np. wzrokowe wskaźniki orientacji przestrzennej (wskazania przyrządów pokładowych, informacja z zewnątrz kabiny), możliwe jest sprawdzenie, czy wypadek miałby miejsce przy dostępie pilota do innych danych.

Rozwój opracowanego modelu automatycznego wykrywania i rozpoznania DP będzie skupiał się między innymi na:

- opracowaniu procedury wykrycia złudzenia,
- opracowaniu inteligentnego oprogramowania umożliwiającego komputerowi rozpoznanie DP, którą zwykle podejmuje człowiek posiadający specjalistyczną wiedzę,
- walidacji modelu w oparciu o dane z dotychczasowych wypadków lotniczych oraz dane zebrane w ciągu kolejnych lat.

Bibliografia

1. Boeing Commercial Airplanes, 2017, Statistical summary of commercial jet airplane accidents worldwide operations, Seattle, WA
2. Benson A.J., 1988, Spatial disorientation – general aspects, [W:] Ernsting J., King P.F. (red.), *Aviation Medicine*, Butterworths, London, str. 277, ISBN:0407014705
3. Cohen M.M., Crosbie R.J., Blackburn L.H., 1973, Disorienting effects of aircraft catapult launchings, *Aerosp. Med.*, **44**, 1, 37-39
4. Ercoline W.R., Devilbiss C.A., Yauch D.W., Brown D.L., 2000, Post-roll effects on attitude perception: "the Gillingham Illusion", *Aviat. Space. Environ. Med.*, **71**, 5, 489-495
5. Gillingham K.K., Previc F.H., 1996, Spatial orientation in flight, [W:] DeHart R.L. (red.), *Fundamentals of Aerospace Medicine*, Philadelphia: Lippincott Williams & Wilkins, 309-397, ISBN:0683023969
6. Bellenkes A., Bason R., Yacavone D.W., 1992, Spatial disorientation in naval aviation mishaps: a review of class A incidents from 1980 through 1989, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **63**, 2, 128-131
7. Poisson R.J., Miller M.E., 2014, Spatial disorientation mishap trends in the U.S. Air force 1993-2013, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **85**, 9, 919-924
8. Cheung B., Money K., Wright H., Bateman W., 1995, Spatial disorientation-implicated accidents in Canadian forces, 1982-92, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **66**, 6, 579-585
9. Knapp C.J., Johnson R., 1996, F-16 Class A mishaps in the U.S. Air Force, 1975-93, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **67**, 8, 777-783
10. Gibb R., Ercoline B., Scharff L., 2011, Spatial disorientation: decades of pilot fatalities, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **82**, 7, 717-724
11. Braithwaite M.G., Douglass P.K., Durnford S.J., Lucas G., 1998, The hazard of spatial disorientation during helicopter flight using night vision devices, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **69**, 11, 1038-1044
12. Braithwaite M.G., 1998, Controlling the hazard of spatial disorientation in rotary-wing operations by enhanced training, *RTO HFM Symposium on "Current Aeromedical Issues in Rotary Wing Operations"*, San Diego, USA, 19-21
13. McGrath B.J., Rupert A.H., Guedry F.E., 2002, Analysis of spatial disorientation mishaps in the US Navy. RTO-MP-086, *RTO HFM Symposium on "Spatial Disorientation in Military Vehicles: Causes, Consequences and Cures"*, The Research and Technology Organisation (RTO) of NATO, La Coruña, Spain, 10-22

14. Previc F.H., Ercoline W.R., 2004, *Spatial Disorientation in Flight. Vol. 203 Progress in Astronautics and Aeronautics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia Beach, VA

15. Pancratz D.J., Bomar Jr. J.B., Raddin Jr. J.H., 1994, A new source for vestibular illusions in high agility aircraft, *Aviat. Sp. Environ. Med.*, **65**, 1130-1133

16. Newman M.C., Lawson B.D., Rupert A.H., Mcgrath B.J., 2012, The role of perceptual modeling in the understanding of spatial disorientation during flight and ground-based simulator training, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Minneapolis, MN, 1-14, ISBN:9781624101830

17. Newman M.C., Lawson B.D., McGrath B.J., Rupert A.H., 2014, Perceptual modeling as a tool to prevent aircraft upset associated with spatial disorientation, *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, National Harbor, MD, 1-12, ISBN:9781600869624

18. Lewkowicz R., 2016, Modele receptorów narządu przedsionkowego człowieka oraz zjawisk fizjologicznych towarzyszących ich pobudzeniom, *Model. Inżynierskie*, **27**, 58, 83-104

19. Lewkowicz R., 2016, A modelling approach to the human perception of spatial orientation, *Pol J Aviat Med Bioeng Psychol*, **22**, 4, 27-42

20. Rupert A.H., Brill J.C., Lawson B.D., Woo G., 2016, Countermeasures for loss of situation awareness: spatial orientation modeling to reduce mishaps, *Proceedings of the Aerospace IEEE Conference*, ISBN:7576834242

21. Small R.L., Keller J.W., Wickens C.D., Oman C.M., Jones T.D., 2010, Modeling and mitigating spatial disorientation in low G environments: year 3 report, *NSBRI Project Number SA 01302*, Cambridge, MA

22. Small R.L., Keller J.W., Wickens C.D., Oman C.M., Jones T.D., 2011, Modeling and mitigating spatial disorientation in low G environments: a progress report, *Eighth Symposium on Vestibular Research*, p. 1

23. Small R.L., Keller J.W., Wickens C.D., Oman C.M., Young L.R., Newman M.C., Jones T.D., Brehon M., 2010, Modeling and mitigating spatial disorientation in low G environments: year 2 report, *NSBRI Project Number SA 01302*, Cambridge, MA

24. Small R.L., Keller J.W., Wickens C.D., Oman C.M., Young L.R., Jones T.D., Newman M.C., Brehon M., 2008, Modeling and mitigating spatial disorientation in low G environments: year 1 report, *NSBRI Project Number SA 01302*, Cambridge, MA

25. Newman M.C., 2009, *A Multisensory Observer Model for Human Spatial Orientation Perception*, MSc Thesis., Massachusetts Institute of Technology: Cambridge

26. Kynor D.B., 2002, Disorientation analysis and prediction system, *Final report AFRL-HE-WP-TR-2002-0179* (RPRT), United States Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, OH

27. Newman M.C., Lawson B.D., Rupert A.H., McGrath B.J., Hayes A.M., Milam L.S., 2016, A model of human orientation and self-motion perception during Body acceleration: The orientation modeling system, *USAARL Report No. 2016-22*, Fort Rucker, AL

28. Bos J.E., Bles W., Groen E.L., 2008, A theory on visually induced motion sickness, *Displays*, **29**, 2, 47-57

29. Bos J.E., Bles W., 2002, Theoretical considerations on canal-otolith interaction and an observer model, *Biol. Cybern.*, **86**, 3, 191-207

30. Mumaw R.J., Groen E.L., Fucke L., Anderson R., Bos J.E., Houben M., 2016, A new tool for analyzing the potential influence of vestibular illusions, *ISASI Forum, Journal of the International Society of Air Safety Investigators 49*, Augsburg, Germany, 6-12

31. Silverthorn D.U., 2007, *Human Physiology: An Integrated Approach*, 5th ed., Regulation, Pearson Benjamin Cummings, San Francisco, CA. ISBN:978-0321559395

32. Benson A.J., 1999, Spatial Disorientation – common illusions, [W:] Ernsting J., King P. (red.), *Aviation Medicine*, CRC Press, London, Butterworths, 437-454, ISBN:0750632526

33. Gillingham K.K., Wolfe J.W., 1986, Spatial orientation in flight, *Report USAFSAM-TR-85-31*, Brooks Air Force Base, IX

34. Akbari B., 2014, *Investigations into Self Motion Thresholds Using a Stewart Platform*, MAs. Thesis, McMaster University, Ontario, Canada

35. Tsang P.S., Vidulich M.A., 2003, *Human Factors in Transportation: Principles and Practice of Aviation Psychology*, Lawrence Erlbaum Associates, London, UK. ISBN:0-8058-3390-0

36. Melvill Jones G., Young L.R., 1978, Subjective detection of vertical acceleration: a velocity--dependent response? *Acta Otolaryngol.*, **85**, 1-6, 45-53

37. Mulder W., 1968, *Quantitative Relationship Between Stimulus and Effect in the Static Organ*, PhD Thesis, University of Utrecht

38. Nooij S.A.E., Groen E.L., 2011, Rolling into spatial disorientation: Simulator demonstration of the post-roll (Gillingham) illusion, *Aviat. Sp. Environ. Med.*, **82**, 5, 505-512

39. Gurovskiy N.N., Bryanov I.I., Yegorov A.D., 1975, Changes in the vestibular function during space flight, *Acta Astronaut.*, **2**, 207-216

40. Lewkowicz R., Kowaleczko G., 2016, Modelowanie układu przedsionkowego pilota na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora lotu, [W:] Sibilski K. (red.), *Mechanika w Lotnictwie ML-XVII*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa, 247-262, ISBN: 978-83-932107-8-7

41. Lewkowicz R., 2017, *Metoda oceny jakości odwzorowania przyspieszeń w symulatorach lotu*, Lewkowicz, Warszawa, ISBN: 978-83-950772-0-3

42. Flightgear – program symulacji lotu, GNU General Public License, [WWW Document], 2018, URL http://home.flightgear.org (accessed 6.1.18)

43. Liggett K.K., Gallimore J.J., 2002, An analysis of control reversal errors during unusual attitude recoveries using helmet-mounted display symbology, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **73**, 2, 102-111

Method of analysis of an aviation accident caused by pilot's spatial disorientation

Human factor is still the main cause of aviation accidents. The article presents a new approach in the field of aviation accidents investigation caused by pilot's spatial disorientation (SD). The proposed method of investigating the cause of the accident is based on quantitative analysis of the phenomenon of SD. A model of automatic detection and identification of SD was developed. This model was presented in the analysis of the aviation incident involving the F-16 aircraft. The presented in the article method of quantitative analysis of an aviation accident could be a useful supplement to the qualitative analysis of the phenomenon of SD. The developed model of automatic detection and identification of SD can also provide support in investigating the cause and classification of an aviation accident.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

OCENA JAKOŚCI ODWZOROWANIA PRZYSPIESZEŃ W WIRÓWCE PRZECIĄŻENIOWEJ

Rafał Lewkowicz
Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej, Warszawa
e-mail: rlewkowicz@wiml.waw.pl
Grzegorz Kowaleczko
Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin
e-mail:grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

Najnowocześniejsze wirówki przeciążeniowe pełnią również funkcję dynamicznego symulatora lotu. W artykule podjęto problematykę dotyczącą oceny jakości odwzorowania przyspieszeń w tego typu symulatorze. Kryterium tej oceny była wierność odczuć percepcyjnych pilota. Do obliczenia wierności wykorzystano klasyczną metodę, w której subiektywną ocenę pilota zastąpiono modelem jego percepcji orientacji przestrzennej. Obiektem badań był dynamiczny symulator lotu – wirówka przeciążeniowa HTC-07. W obliczeniach wykorzystano dane z lotu rzeczywistego samolotu F-16 oraz dane zarejestrowane w symulatorze podczas odtwarzania profilu tego lotu. Ocenę jakości odwzorowania przyspieszeń przeprowadzono metodą obliczeń numerycznych. Wyniki tych obliczeń symulacyjnych wskazały, że symulator HTC-07 ma średnią jakość odwzorowania przyspieszenia liniowego, natomiast niską jakość odwzorowania położenia kątowego i przyspieszenia grawitacyjnego. Pomimo, że jakość odwzorowania przyspieszania liniowego nie osiągnęła najwyższego stopnia, to biorąc pod uwagę fakt, że układ ruchu symulatora HTC-07 ma jedynie trzy stopnie swobody, można stwierdzić, że poziom odwzorowania jest wystarczający do realizacji szkoleń i treningów pilotów.

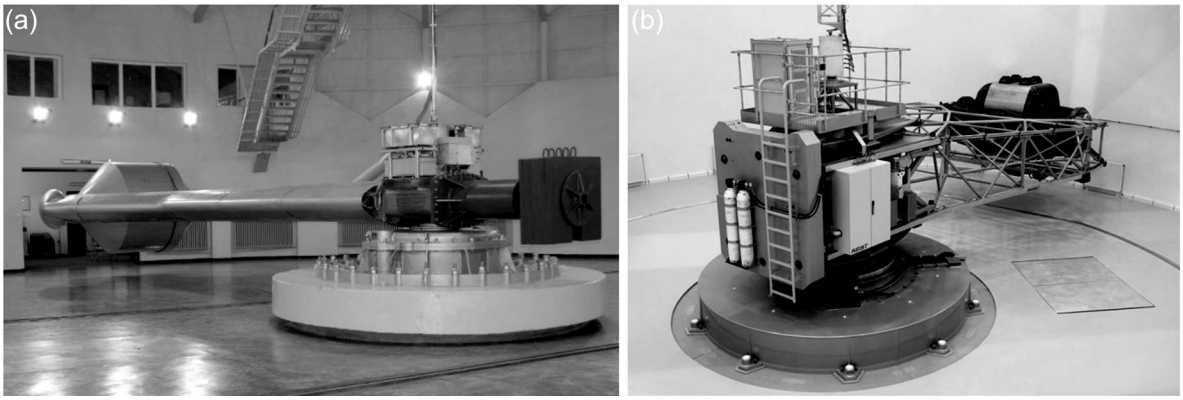
1. Wstęp

Wirówka przeciążeniowa jest wyspecjalizowanym symulatorem, który w bezpiecznych dla pilota warunkach umożliwia jego szkolenie, trening i ocenę predyspozycji do lotów samolotami wysokomanewrowymi. Za pomocą tego urządzenia pilot przygotowuje się do wykonywania lotów z dużymi, niejednokrotnie długotrwałymi przeciążeniami [1], [2], których niepożądanym skutkiem jest m.in. przeciążeniowa utrata świadomości oraz dezorientacja przestrzenna. Wirówki przeciążeniowe stosowane są obecnie również w pracach badawczych dotyczących sztucznej grawitacji. Celem tych badań jest m.in. opracowanie metody przeciwdziałania niekorzystnemu wpływowi długotrwałej nieważkości na organizm człowieka.

Pierwsze konstrukcje układu ruchu wirówek przeciążeniowych miały jedynie dwa stopnie swobody (DoF) i umożliwiały wytwarzanie przyspieszeń liniowych wzdłuż jednej lub maksymalnie dwóch osi (rys. 1a). W najnowocześniejszej, czwartej generacji tego urządzenia (rys. 1b) sposób zamocowania gondoli z umieszczoną wewnątrz kabiną statku powietrznego oraz zastosowanie aktywnego systemu sterownia jej położeniem, zapewniają generowanie przyspieszeń liniowych oraz kątowym względem trzech osi.

W tabeli 1 przedstawiono podział wirówek przeciążeniowych, ze względu na kinematykę jej układu ruchu oraz zastosowanego systemu wizualizacji lotu.

Poza wymienionymi wcześniej zaletami wirówki przeciążeniowej, istnieją jednak pewne niedogodności w jej użytkowaniu. Jedną z nich jest negatywny wpływ przyspieszenia Coriolisa,



Rys. 1. Wirówka przeciążeniowa eksploatowana w Polsce (WIML); (a) wirówka drugiej generacji, (b) wirówka czwartej generacji

Tabela 1. Generacje wirówek przeciążeniowych

Generacja	Lata produkcji	Wybrane parametry
1	1935-1964	1 DoF, niskie G/s, pasywny ruch kabiny
2	1965-1984	2 DoF, $\leqslant 4$ G/s, proste zobrazowanie, aktywny ruch kabiny
3	1985-1998	$\geqslant$ 2 DoF, 6 G/s, prosta symulacja lotu, aktywny ruch kabiny
4	1999-obecnie	10-15 G/s, pełna symulacja lotu, aktywny ruch kabiny

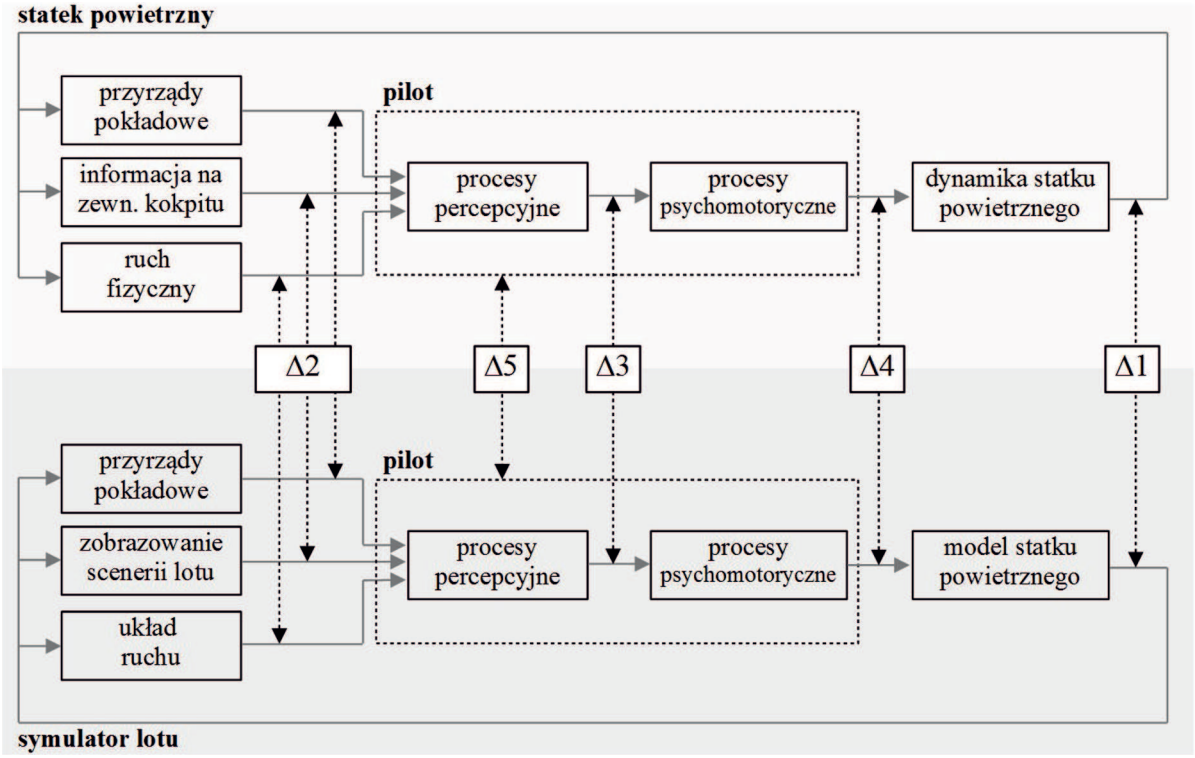
G – przyspieszenie grawitacyjne Ziemi (G$\sim$9,81 m/s^2)

pojawiającego się przy zmianie położenia głowy pilota podczas stałego ruchu obrotowego ramienia wirówki. W celu uniknięcia efektu Coriolisa pilot powinien utrzymywać stałą, niezmienną pozycję głowy, co nie jest naturalne przy realizacji np. symulowanych walk powietrznych [3]. Inną niedogodnością jest występowanie specyficznych bodźców ruchowych, które wywołują u pilota chorobę symulatorową. Objawy tej choroby są analogiczne do choroby lokomocyjnej, a ich występowanie obniża efektywność szkoleń i treningów realizowanych w symulatorze. Przyjmuje się, że podstawą do wyeliminowania czynników wywołujących chorobę symulatorową jest wysoka wierność percepcyjna układu ruchu symulatora. Wierność ta osiąga wysoką wartość, gdy percepcja pilota na bodźce ruchowe powstające w symulatorze lotu jest nie do odróżnienia od percepcji bodźców występujących podczas analogicznego manewru w locie rzeczywistym.

2. Metody oceny jakości odwzorowania przyspieszeń w symulatorach lotu

Precyzja, z jaką symulator lotu odtwarza lot rzeczywisty jest definiowana w licznej literaturze jako „wierność" i była od wielu lat tematem debaty w branży lotniczej [4]. Wierność symulacji lotu może być interpretowana jako „stopień, w jakim symulator lotu dopasowuje (replikuje) cechy prawdziwego samolotu" [5]. Istnieje jednak inna interpretacja wierności, która zakłada, że symulator w ustalonym stopniu odtwarza zachowanie pilota. Prowadzi to do alternatywnej definicji wierności jako zdolności symulatora do wywołania u pilota zachowań, niezbędnych do sterowania i obsługi rzeczywistego samolotu w trakcie wykonywania określonego zadania [6]. W literaturze istnieje wiele różnych interpretacji powyższych aspektów wierność symulacji. Przykładem określeń wierności według pierwszej definicji są: wierność sprzętowa, obiektywna, fizyczna lub predykcyjna. W przypadku drugiej definicji, przytaczane są określenia takie, jak: wierność zachowania, funkcjonalna, środowiska lub wierność percepcyjna. Dość dobrze problem ten opisał i podsumował w swojej pracy Hays [7].

Do chwili obecnej zaproponowano kilka definicji wskaźników wierności jako miary służącej do oceny jakości sygnałów wytwarzanych przez urządzenia symulatora [6], [8]-[10]. Sposób ich wyznaczania przedstawiono schematycznie na rys. 2, na przykładzie dwóch systemów pilot-statek powietrzny.



Rys. 2. Podział wskaźników wierności symulatora lotu [11], [12]; Δ1 – wierność modelu statku powietrznego, Δ2 – wierność sprzętowa, Δ3 – wierność percepcyjna, Δ4 – wierność błędów sterowania, Δ5 – wierność zachowania

Systemy te opisują zadanie polegające na ręcznej kontroli lotu wykonywane odpowiednio w locie rzeczywistym i w czasie pracy symulatora lotu. W oparciu o przedstawione na rysunku 2 wskaźniki można wyodrębnić dwa główne podejścia do pomiaru wierności symulatora: subiektywnie i obiektywnie [13]. Subiektywne podejście stosowane jest do określania stopnia realizmu odczuwanego przez pilota. Aktualnie, w celu subiektywnej oceny symulatorów, opinie pilotów formułowane są przy użyciu wizualnej skali analogowej. Chociaż subiektywne skale są cennym narzędziem badawczym, to ze względu na skłonność oceniających do kierowania się osobistymi upodobaniami, trudno jest uogólnić uzyskane wyniki dla całej skali [13]. Najbardziej praktyczną definicją wierności jest wierność obiektywna (rys. 2, Δ2), zwana także wiernością inżynierską [9], która jest zależna jedynie od jakości symulowanej dynamiki samolotu i sygnałów z systemów symulatora. Dlatego też – w rzeczywistości – najbardziej znaczącymi, a zarazem najlepiej mierzalnymi wymogami dotyczącymi wierności symulatora lotu są wskaźniki ujmowane w kategoriach możliwości sprzętowych podsystemów symulatora [14].

Jak pokazano na rys. 2, wierność percepcyjna (Δ3) przyjmuje wysoką wartość, gdy percepcja pilota bodźców generowanych przez symulator jest nie do odróżnienia od percepcji bodźców występujących podczas manewru w locie rzeczywistym. Dlatego wierność percepcyjna związana jest z wrażeniem położenia i ruchu, w przeciwieństwie do wierności obiektywnej (Δ2), której celem jest wykazanie poziomu fizycznej (sprzętowej) zgodności układu ruchu symulatora.

Ponieważ percepcja ruchu odbywa się zwykle bez udziału świadomego procesu myślowego człowieka, to subiektywna ocena postrzeganych bodźców ruchowych [15] jest trudna i nie zawsze prowadzi do uzyskania wyników, które są reprezentatywne dla procesów percepcyjnych zacho-

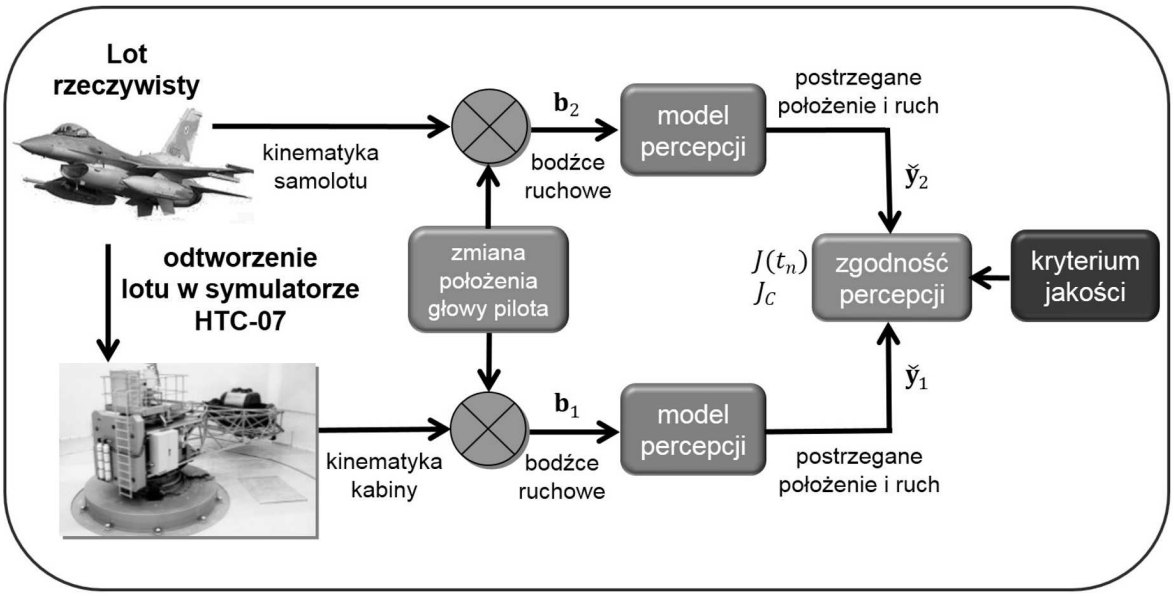
dzących w rzeczywistych warunkach [16]. Z tego powodu sugeruje się niekiedy przyjęcie do oceny wierności układu ruchu symulatora jego zdolność do wywołania błędów sterowania podobnych do błędów w sterowaniu podczas wykonywania manewru w czasie rzeczywistego lotu. Ta definicja wierności, zazwyczaj określana jako błąd wierności [9] lub błąd sterowania [12], została przedstawiona na rys. 2 symbolem $\Delta 4$. Przyjmuje się, że jest to skoncentrowana na pilocie miara wierności symulatora [17]-[19].

Subiektywne oceny wierności symulatora są zazwyczaj silnie skorelowane z oczekiwaniami, indywidualnymi preferencjami i uprzedzeniami pilota [13]. Dlatego też ocena algorytmów filtrowania ruchu symulatora i doboru ich ustawień za pomocą subiektywnych wskazań pilota okazują się być procesem kłopotliwym i często niepowtarzalnym [20]. Z tego powodu do oceny wierności odwzorowania ruchu w symulatorze proponowana jest alternatywna metoda polegająca na ocenie wierności percepcyjnej.

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

2.1. Metoda obiektywnej oceny jakości odwzorowania przyspieszeń

Ocenę jakości odwzorowania przyspieszeń w wirówce przeciążeniowej przeprowadzono za pomocą metody, której schemat przedstawiono na rysunku 3.



Rys. 3. Schemat metody oceny jakości odwzorowania przyspieszeń w symulatorze lotu

Metoda ta skoncentrowana jest na ocenie odczuć percepcyjnych pilota, poprzez zastosowanie modelu percepcji orientacji przestrzennej (MPOP) człowieka. Budowę MPOP oparto na receptorach narządu przedsionkowego człowieka, których modele opisano w artykule [21], natomiast szczegółowy opis MPOP został zamieszczony w pracy [22].

Wierność platform ruchu określa się zwykle, porównując zmienne stanu ruchu rejestrowane w symulatorze lotu z odpowiadającymi im pomiarami w locie rzeczywistym [9]. Opracowana

metoda polega natomiast na określeniu rozbieżności (błędu) pomiędzy percepcją orientacji przestrzennej (położenia i ruchu), wyznaczoną dla bodźców ruchu w locie rzeczywistym i percepcją wyznaczoną dla bodźców generowanych przez układ ruchu symulatora, podczas odtwarzania tego samego lotu. Określając jakość odwzorowania przyspieszeń, ocenia się, czy odczucia pilota są podobne w granicach mierzalności danej metody badań. Stopień podobieństwa odczuć człowieka określany jest ilościowo. Oszacowanie percepcji orientacji przestrzennej pilota realizowane jest za pomocą MPOP, na wejściu którego podany jest wektor bodźców środowiskowych $\mathbf{b}_1$ i $\mathbf{b}_2$, odpowiednio dla pierwszego i drugiego toru obliczeń numerycznych (rys. 3). Wektory te tworzone są w wyniku sumowania kinematyki głowy pilota z kinematyką statku powietrznego lub kinematyką układu ruchu symulatora lotu. Wynikiem przeprowadzonych w dwóch niezależnych torach obliczeń są wektory $\check{\mathbf{y}}_1$ i $\check{\mathbf{y}}_2$ bodźców postrzeganych przez pilota. Wektory te opisują następujące parametry: prędkość kątową $\check{\mathbf{\Omega}}_G$, przyspieszenie liniowe $\check{\mathbf{a}}_G$, przyspieszenie grawitacyjne $\check{\mathbf{g}}_{G/Z}$ oraz położenie kątowe głowy odpowiednio w zakresie przechylenia $\check{\phi}_{G/Z}$, pochylenia $\check{\theta}_{G/Z}$ i odchylenia $\check{\psi}_{G/Z}$ względem układu związanego z Ziemią.

Stopień zgodności percepcji orientacji przestrzennej wyznaczany jest w bloku porównania wektorów $\check{\mathbf{y}}_1$ i $\check{\mathbf{y}}_2$. Zgodność ta określana jest w oparciu o dwa wskaźniki:

- wskaźnik przebiegu niezgodności percepcji $J(t_n)$ w kolejnych t_n chwilach czasu,
- znormalizowany wskaźnik zgodności odczuć (ZWZO) percepcyjnych J_C.

Wskaźnik $J(t_n)$ pokazuje, w których momentach lotu poziom odwzorowania odczuć pilota jest najwyższy, a w których osiąga wartości minimalne. Wskaźnik ten wyznacza się następująco

$$J^j(t_n) = |\check{\mathbf{y}}_1^j(t_n) - \check{\mathbf{y}}_2^j(t_n)| \tag{2.1}$$

gdzie: t_n – czas rejestracji w trakcie badania n-tej próbki danych, $\check{\mathbf{y}}_1^j$ – wektor odczuć percepcyjnych w kabinie symulatora dla j-tego parametru (j : $\check{\mathbf{\Omega}}_G$ – prędkość kątowa, $\check{\mathbf{a}}_G$ – przyspieszenie liniowe, $\check{\mathbf{g}}_{G/Z}$ – przyspieszenie grawitacyjne oraz $\check{\phi}_{G/Z}, \check{\theta}_{G/Z}, \check{\psi}_{G/Z}$ – położenie kątowe głowy względem układu związanego z Ziemią), $\check{\mathbf{y}}_2^j$ – wektor odczuć percepcyjnych w kabinie samolotu, dla j-tego parametru (j : jak powyżej).

Znormalizowany wskaźnik zgodności odczuć percepcyjnych określa następujące równanie

$$J_C^j = 1 - \left(\frac{1}{\check{\mathbf{y}}_{max}^j - \check{\mathbf{y}}_{min}^j} \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=0}^{N-1} [J^j(t_n)]^2} \right) \tag{2.2}$$

gdzie: N – liczba próbek danych, uzyskanych w trakcie badania, $J^j(t_n)$ – wskaźnik przebiegu niezgodności percepcji, wyznaczany z równania (2.1), $\check{\mathbf{y}}_{max}^j, \check{\mathbf{y}}_{min}^j$ – odpowiednio największa i najmniejsza wartość spośród analizowanych j-tych składowych wektorów $\check{\mathbf{y}}_1$ i $\check{\mathbf{y}}_2$. Wartości te wyznacza się ze zbiorów $\check{\mathbf{y}}_1^j$ oraz $\check{\mathbf{y}}_2^j$ w sposób następujący: $\check{y}_{max}^j = \max(\check{\mathbf{y}}_1^j \cup \check{\mathbf{y}}_2^j)$ oraz $\check{y}_{min}^j = \min(\check{\mathbf{y}}_1^j \cup \check{\mathbf{y}}_2^j)$. Zakłada się, że analizowane przebiegi odczuć percepcyjnych są sygnałami zmiennymi w czasie, zatem $\check{y}_{max}^j \neq \check{y}_{min}^j$.

Wskaźnik J_C (2.2) przyjmuje wartości z zakresu od 0 (dla najmniejszej zgodności odczuć) do 1 (dla największej zgodności w postrzeganym parametrze). Do oceny jakości odwzorowania przyspieszeń przyjęto kryterium definiujące przedziały wartości ZWZO, dla których odczucia pilota osiągają akceptowalny stopień zgodności. Arbitralnie zdefiniowano dwie granice $J_{C1} = 0{,}9$, $J_{C2} = 0{,}8$, tworząc w ten sposób trzy przedziały jakości odwzorowania przyspieszeń

$$\begin{array}{lll} \text{wysoki} & \text{dla} & J_{C1} < J_C \leqslant 1 \\ \text{średni} & \text{dla} & J_{C2} < J_C \leqslant J_{C1} \\ \text{niski} & \text{dla} & 0 \leqslant J_C \leqslant J_{C2} \end{array} \tag{2.3}$$

3. Obiekt badań

Obiektem badań była wirówka przeciążeniowa czwartej generacji – dynamiczny symulator szkoleniowy HTC-07 (rys. 1b), produkcji austriackiej firmy AMST-Systemtechnik GmbH. Symulator HTC-07 znajduje się w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej w Warszawie i jest wykorzystywany do badań, szkolenia i treningu kandydatów na pilotów oraz pilotów samolotów wysokomanewrowych, jak również do technicznych badań eksperymentalnych. Zainstalowane na 8-metrowym ramieniu żyroskopowe zawieszenie kabiny zapewnia generowanie przeciążenia w trzech osiach. Wymienne elementy kabiny wirówki umożliwiają funkcjonalne odwzorowanie wyposażenia kokpitów podstawowych samolotów wielozadaniowych, eksploatowanych w polskich Siłach Powietrznych, tj. F-16 Block 52+ oraz MiG-29. W tabeli 2 przedstawiono możliwości ruchowe części roboczej symulatora.

Tabela 2. Graniczne parametry kinematyki układu ruchu symulatora HTC-07 [23]

Parametr	Oś Z	Oś Y	Oś X
Zakres ruchu względem osi [°]	–	±360	±360
Maksymalne przyspieszenie [G]	$16/-3$	±6	±10
Maksymalny przyrost przyspieszenia [G/s]	14,5	6	10
Maksymalne przyspieszenie kątowe [rad/s^2]	2,82	8	5

Do badań wykorzystano dane zarejestrowane podczas rzeczywistego lotu samolotem F-16 oraz parametry kinematyki układu ruchu symulatora HTC-07, w którym odtworzono ten profil lotu. Przyjęta do analizy 20-sekundowa faza lotu obejmuje manewr zakrętu w prawo z przeciążeniem do +5 Gz (przeciążenie oddziałujące wzdłuż osi podłużnej ciała pilota, o zwrocie do kończyn dolnych) zakończony manewrem beczki. Opis procedury przygotowania do obliczeń numerycznych danych z rzeczywistego lotu samolotem F-16 oraz procedury odtworzenia tego lotu w symulatorze HTC-07 zamieszczono w pracy [24]. W badaniach przyjęto, że podczas lotu nie występuje ruch głowy pilota względem układu związanego z samolotem oraz kabiną symulatora.

Obliczenia numeryczne wykonano przy użyciu komputera Dell Precision M6600 (procesor i7-2760QM, 16 GB RAM, system operacyjny MS Windows 7 x64) w środowisku symulacyjnym MATLAB firmy MathWorks wraz z pakietem Simulink. Oprogramowanie to zostało skonfigurowane do obliczeń ze zmiennym krokiem czasu (maksymalnym $h = 0{,}001$) z wykorzystaniem algorytmu Runge-Kutty (ode45 Dormand-Prince).

4. Wyniki

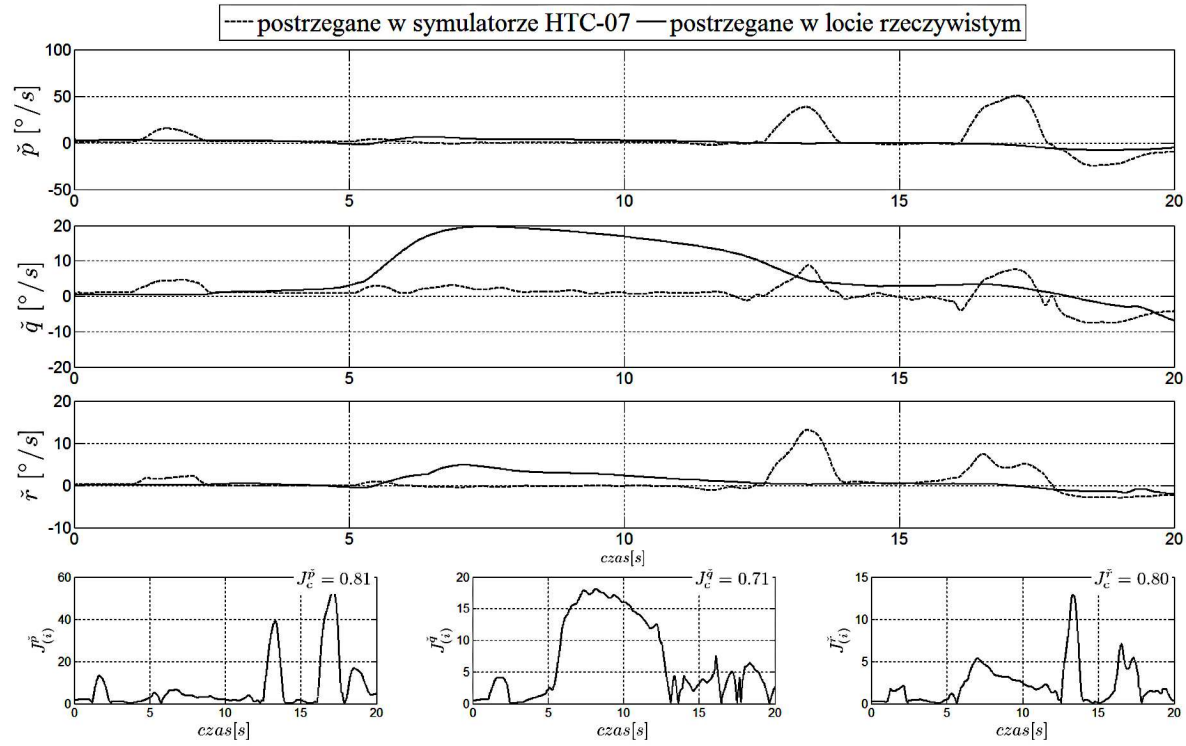
Wynikiem przeprowadzonych obliczeń numerycznych są:

- postrzegane przez pilota składowe wektorów wyjściowych $\check{\mathbf{y}}_2$ (lot samolotem F-16) oraz $\check{\mathbf{y}}_1$ (lot odtworzony w symulatorze HTC-07), tj. prędkość kątowa $\check{\boldsymbol{\Omega}}_G$, przyspieszenie liniowe $\check{\mathbf{a}}_G$, przyspieszenie grawitacyjne $\check{\mathbf{g}}_{G/Z}$ oraz położenie kątowe $\check{\phi}_{G/Z}, \check{\theta}_{G/Z}, \check{\psi}_{G/Z}$ głowy względem układu związanego z Ziemią,
- wartości ZWZO J_C (2.2), określającej stopień zgodności odczuć percepcyjnych pilota (składowych wektora $\check{\mathbf{y}}$) oraz ich przebieg w czasie $J(t_n)$ (2.1).

Otrzymane z symulacji wyniki odpowiadające odczuciom pilota w locie rzeczywistym samolotem F-16 (składowe wektora $\check{\mathbf{y}}_2$ – linia ciągła) oraz podczas odtwarzania tego lotu w symulatorze HTC-07 (składowe wektora $\check{\mathbf{y}}_1$ – linia przerywana) przedstawiono na rysunkach 4÷7. Wektor $\check{\mathbf{y}}_2$ wyznaczono na podstawie wektora bodźców środowiskowych $\mathbf{b}_2$ z lotu rzeczywistego (rys. 3). Składowe wektora $\check{\mathbf{y}}_1$ wyznaczono w oparciu o wektor bodźców środowiskowych $\mathbf{b}_1$, który opisuje

kinematykę kabiny HTC-07 podczas odtwarzania w tym symulatorze lotu rzeczywistego. Wynik porównania odczuć pilota w czasie lotu samolotem z odczuciami w symulatorze przedstawiono na trzech dolnych wykresach. Na wykresach tych zamieszczono przebieg zmian funkcji $J(t_n)$ (2.1) oraz wartość ZWZO J_C (2.2) (postać liczbowa) dla każdej składowej, postrzeganego przez pilota wektora ($\check{\mathbf{\Omega}}_G$, $\check{\mathbf{a}}_G$, $\check{\mathbf{g}}_G$ oraz $\check{\phi}_{G/Z}, \check{\theta}_{G/Z}, \check{\psi}_{G/Z}$).

Odczucia pilota w zakresie percepcji składowych prędkości kątowej $\check{\mathbf{\Omega}}_G$ przedstawiono na rysunku 4.

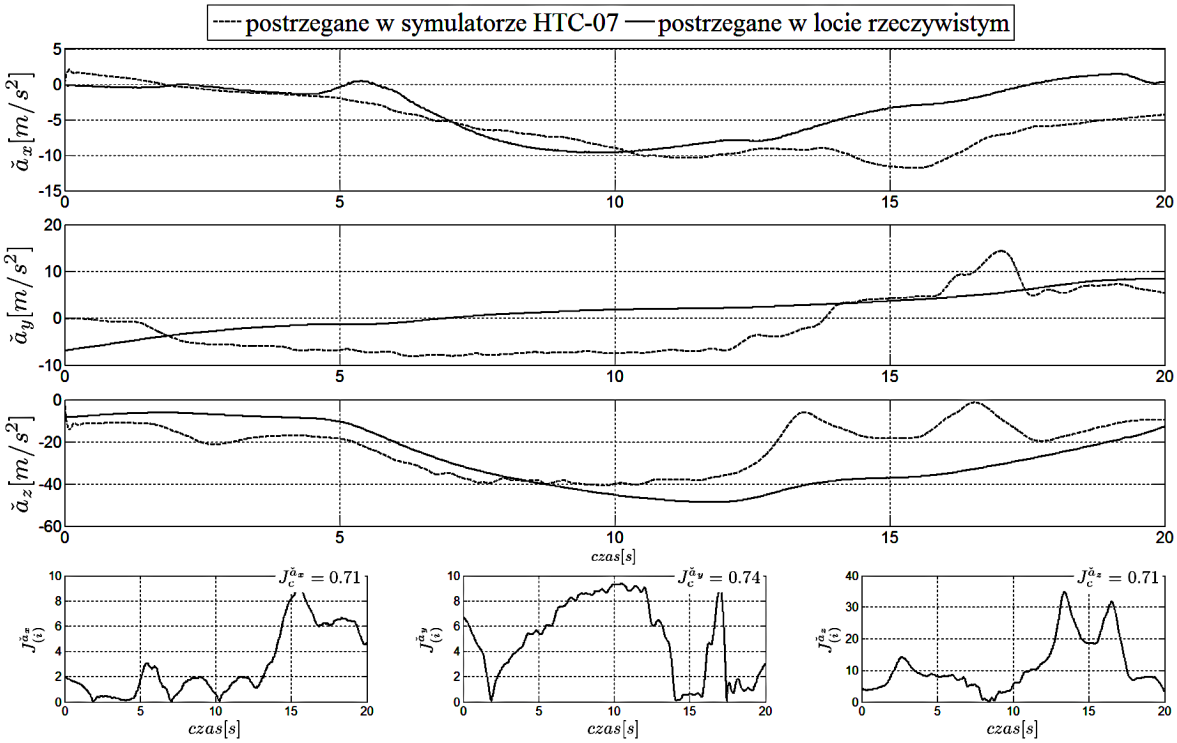


Rys. 4. Składowe wektora prędkości kątowej postrzeganе przez pilota w locie samolotem F-16 oraz podczas odtwarzania w HTC-07 tego lotu

Porównując przedstawione na rysunku 4 odczucia pilota, widać wyraźną różnicę w postrzeganej przez niego prędkości kątowej samolotu w stosunku do postrzeganej prędkości obrotu kabiny symulatora. Potwierdzają to wykresy funkcji $J(t_n)$ oraz wartości ZWZO dla poszczególnych składowych: $J_C^{\check{p}} = 0{,}81$, $J_C^{\check{q}} = 0{,}71$, $J_C^{\check{r}} = 0{,}8$. Na podstawie przyjętego kryterium (2.3) oraz wyznaczonego wskaźnika $J_C^{\check{p}} = 0{,}81$ można stwierdzić, że symulator w średnim stopniu odwzorowuje odczucia prędkości przechylania. Pomimo, że konstrukcja symulatora HTC-07 zapewnia trzy stopnie swobody w zakresie ruchu obrotowego, to odwzorowanie postrzeganych przez pilota w locie rzeczywistym prędkości pochylania przyjmuje niską wartość. Wynika to z przeznaczenia tego symulatora, który wykorzystywany jest do wytwarzania przyspieszeń liniowych względem trzech osi z pominięciem odwzorowania występujących w locie prędkości kątowych. Należy zatem spodziewać się, że jakość odwzorowania przyspieszeń liniowych będzie w tym symulatorze na wysokim poziomie.

Na rysunku 5 przedstawiono wyniki symulacji opisujące odczucia pilota w zakresie percepcji składowych przyspieszenia liniowego $\check{\mathbf{a}}_G$ w locie rzeczywistym (linia ciągła) oraz w locie odtworzonym w symulatorze HTC-07 (linia przerywana). Na wykresach widać, że postrzegane przez pilota w locie oraz w kabinie symulatora przyspieszenia mają zbliżony przebieg. Wartości wyznaczone ZWZO ($J_C^{\check{a}_y} = 0{,}71$, $J_C^{\check{a}_z} = 0{,}74$, $J_C^{\check{a}_x} = 0{,}71$) wskazują jednakże na niski poziom odwzorowania odczuć dla wszystkich składowych przyspieszenia. Wpływ na taki poziom odwzoro-

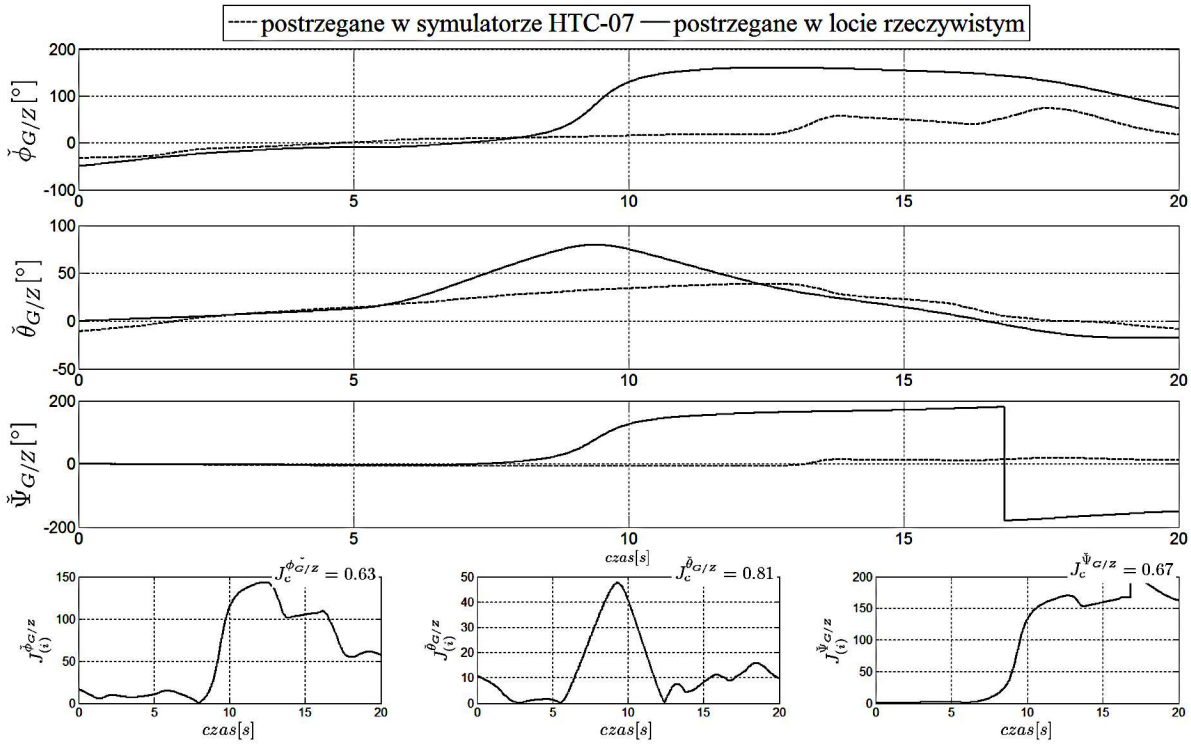
wania przyspieszeń mają między innymi występujące w układzie ruchu symulatora ograniczenia. Poza wymienionymi w tabeli 1 granicznymi parametrami kinematyki układu ruchu, symulator HTC-07 ma dodatkowe ograniczenie polegające na braku możliwości wytwarzania przyspieszenia liniowego, którego wartość wypadkowa jest mniejsza od przyspieszenia ziemskiego.



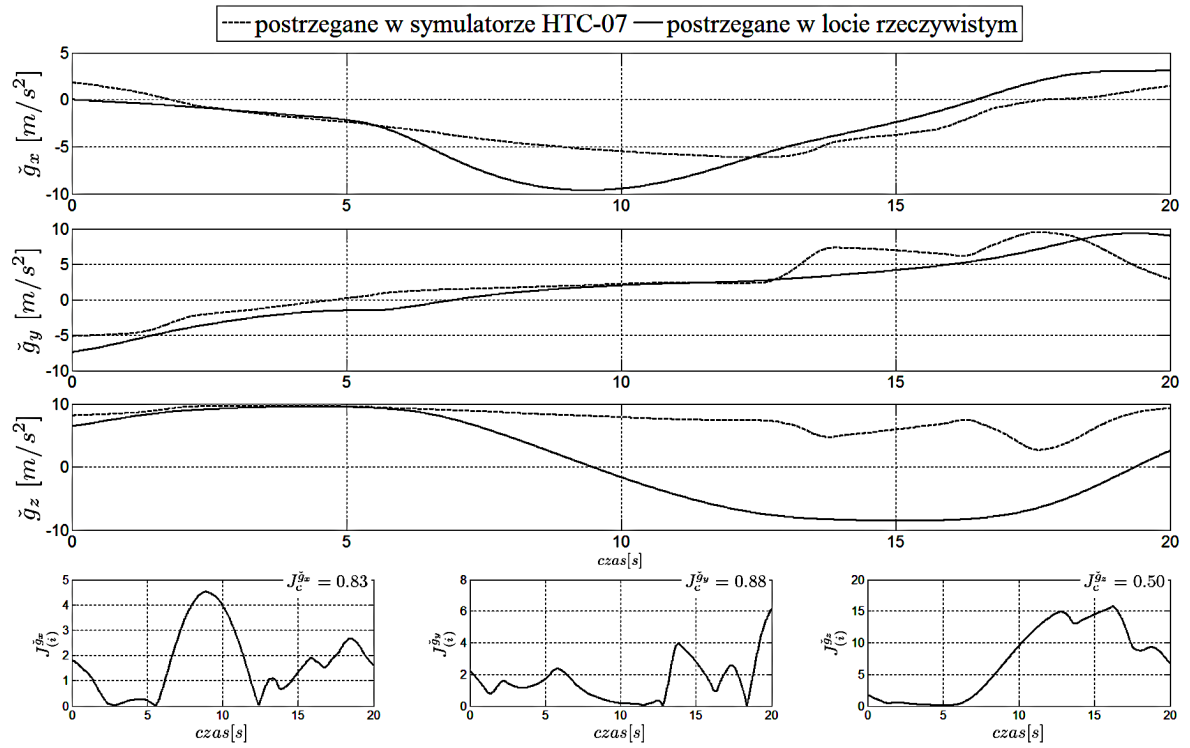
Rys. 5. Składowe wektora przyspieszenia liniowego postrzeganego przez pilota w locie samolotem F-16 oraz podczas dla odtwarzania w HTC-07 tego lotu

Na rysunku 6 przedstawiono postrzegane przez pilota położenie kątowe $\check{\phi}_{G/Z}, \check{\theta}_{G/Z}, \check{\psi}_{G/Z}$ względem Ziemi, podczas lotu samolotem F-16 (linia ciągła) oraz w czasie odtwarzania tego profilu lotu w symulatorze HTC-07 (linia przerywana). Kąty $\check{\phi}_{G/Z}$, $\check{\theta}_{G/Z}$ oraz $\check{\psi}_{G/Z}$ postrzeganej przez pilota orientacji głowy względem Ziemi wyznaczane są z zależności, w której składniki pochodzą zarówno od estymowanej w modelu wewnętrznym MPOP prędkości kątowej głowy, jak i przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego. Zależność ta została wyprowadzona i opisana w pracy [24]. Ze względu na średni stopień odwzorowania odczuwanej przez pilota prędkości kątowej (rys. 4), można przypuszczać, że stopień dokładności odwzorowania postrzeganego położenia kątowego względem Ziemi będzie kształtował się na podobnym poziomie. Potwierdza to jedynie wartość ZWZO dla kąta pochylenia $J_C^{\check{\theta}_{G/Z}} = 0{,}81$, podczas gdy dla kątów przechylenia oraz odchylenia wskaźnik ten przyjmuje odpowiednio wartości $J_C^{\check{\phi}_{G/Z}} = 0{,}63$ oraz $J_C^{\check{\psi}_{G/Z}} = 0{,}67$.

Na rysunku 7 przedstawiono składowe postrzeganych przez pilota wektorów przyspieszenia grawitacyjnego w locie samolotem F-16 (linia ciągła) oraz w czasie odtwarzania tego lotu w symulatorze HTC-07 (linia przerywana). Składowe te wyznaczane są z przekształcenia rzeczywistego wektora przyspieszenia grawitacyjnego z układu współrzędnych związanego z Ziemią do układu związanego z głową. Przekształcenie to odbywa się w oparciu o postrzegane przez pilota położenie kątowe głowy względem Ziemi. Opisane jest ono kątami: $\check{\phi}_{G/Z}$, $\check{\theta}_{G/Z}$ oraz $\check{\psi}_{G/Z}$ (rys. 6). W związku z powyższym wartości składowych postrzeganego przyspieszenia grawitacyjnego (rys. 7) zależą od wartości postrzeganej przez pilota orientacji przestrzennej głowy względem Ziemi.



Rys. 6. Postrzegane przez pilota położenie kątowe względem Ziemi w locie F-16 oraz podczas odtwarzania w HTC-07 tego lotu



Rys. 7. Składowe postrzeganych przez pilota wektorów przyspieszenia grawitacyjnego w locie samolotem F-16 oraz podczas odtwarzania w HTC-07 tego lotu

Z wykresów przedstawionych na rysunku 7 wynika, że najmniejszą dokładność odwzorowania ma składowa pionowa $\check{g}_z$, dla której $J_C^{\check{g}_z}$ wynosi jedynie 0,5. Wyraźna różnica w przebiegu odczuwanej składowej pionowej $J^{\check{g}_z}(t_n)$ rozpoczyna się od 6. sekundy, wraz z wzrostem wytwarzanego przez układ ruchu przyspieszenia. Od tego momentu pojawia się również różnica w postrzeganej składowej podłużnej $\check{g}_x$ przyspieszenia grawitacyjnego. Przedstawione przebiegi składowych przyspieszenia grawitacyjnego wskazują na pojawianie się w tym czasie odczucia obracania do tyłu, z jednoczesnym obrotem w prawo. Średnią, a zarazem największą dokładność odwzorowania ma składowa boczna $\check{g}_y$ ($J_C^{\check{g}_y} = 0{,}88$).

W badaniach jakości odwzorowania przyspieszeń przez układ ruchu symulatora lotu przyjmuje się pewne ustandaryzowane fazy lotu, np. zakręt czy też wznoszenie [15]. W naszych badaniach przyjęliśmy do analizy fazę lotu samolotu F-16, która obejmowała zakręt w prawo z przeciążeniem zakończony manewrem beczki. Tak złożony profil lotu okazał się być kłopotliwy w analizie. W rezultacie uzyskane wyniki badań wykazały, że zastosowana metoda oceny jakości odwzorowania przyspieszeń w symulatorach lotu jest wrażliwa na złożone fazy lotu. Z tego względu w dalszych pracach z wykorzystaniem tej metody należy zwrócić uwagę na zastosowanie zalecanych w tego typu badaniach faz lotu. Innym rozwiązaniem tego problemu może być zmiana sposobu obliczania ZWZO tak, aby był on czuły również na złożone fazy lotu.

5. Wnioski

Zasadniczym przeznaczeniem symulatora lotu HTC-07 jest odwzorowanie przyspieszeń liniowych występujących w locie. Z tego względu autorzy prezentowanych badań oczekiwali, że właśnie ten parametr będzie osiągał najwyższą zgodność z lotem rzeczywistym. Wyniki przeprowadzonych obliczeń symulacyjnych wykazały, że symulator lotu HTC-07 ma średnią jakość odwzorowania przyspieszenia liniowego. Symulator ten ma jednocześnie niską jakość odwzorowania w zakresie zarówno położenia kątowego, jak i składowych wektora przyspieszenia grawitacyjnego. Biorąc pod uwagę fakt, że układ ruchu symulatora HTC-07 ma jedynie trzy stopnie swobody, to uzyskana jakość odwzorowania przyspieszeń jest zadowalająca, a jej poziom odpowiedni do realizacji szkoleń i treningów pilotów. Ponadto, wykorzystując do badań jakości odwzorowania przyspieszeń ustandaryzowane fazy lotu, zastosowana metoda obiektywnej oceny może wykazać swoją przydatność również w ocenie innych symulatorów lotu, które wyposażono w układ ruchu.

Bibliografia

1. Truszczynski O., Lewkowicz R., Wojtkowiak M., Biernacki M.P., 2014, Reaction time in pilots during intervals of high sustained G, *Aviat. Sp. Environ. Med.*, **85**, 11, 1114-1120

2. Truszczynski O., Wojtkowiak M., Lewkowicz R., Biernacki M.P., Kowalczuk K., 2013, Reaction time in pilots at sustained acceleration of +4.5 Gz, *Aviat. Sp. Environ. Med.*, **84**, 8, 845-849

3. Holly J.E., 2004, Vestibular coriolis effect differences modeled with three-dimensional linear-angular interactions, *J. Vestib. Res.*, **14**, 6, 443-460

4. Maran N.J., Glavin R.J., 2003, Low- to high-fidelity simulation – a continuum of medical education? *Med. Educ.*, **37**, Suppl 1, 22-28, ISBN: 1365-2923

5. Rehmann J.A., Mitman R.D., Reynolds M.C., 1995, *A Handbook of Flight Simulation Fidelity Requirements for Human Factors Research*, DOT/FAA/CT-TN95/46, Wright-Patterson AFB, OH

6. Heffley R.K., Clement W.F., Ringland R.F., Jewell W.F., Jex H.R., Mcruer D.T., Carter V.E., 1982, *Determinantion of Motion and Visual System Requirements for Flight Training Simulators*, Report No. 546., Mountain View, CA

7. Hays R.T., 1981, *Simulator Fidelity: a Concepts Paper*, Alexandria, Virginia

8. Oosterveld W.J., Key D.L., Bates G.P., Bray R.S., Walter S., Heinz F., 1980, Fidelity of simulation for pilot training, *NATO AGARD Advisory Report, No. 159*, ISBN: 92-835-1377-0

9. Ashkenas I.L., 1986, Collected flight and simulation comparisons and considerations, *AGARD Conference Proceedings Number 408, Flight Simulation, Advisory Group for Aerospace Research and Development*, North Atlantic Treaty Organization, pp. 26–34

10. Sinacori J.B., 1978, Piloted aircraft simulation concepts and orview, *NASA-CR-152200. Report No. 1074-2*, Mountain View, CA

11. Pool D.M., 2012, *Objective Evaluation of Flight Simulator Motion Cueing Fidelity Through a Cybernetic Approach*, PhD dissertation, Delft University of Technology, ISBN: 9789461860323

12. Zaal P.M.T., 2011, *Pilot Control Behavior Discrepancies Between Real and Simulated Flight Caused by Limited Motion Stimuli*, PhD. dissertation, Delft University of Technology, ISBN: 978-90-8570-470-6

13. Wang C., He J., Li G., Han J., 2009, An automated test system for flight simulator fidelity evaluation, *J. Comput.*, **4**, 11, 1083–1090

14. ICAO, 2009, *Manual of criteria for the qualification of flight simulation training devices, Vol. 1 – aeroplanes*, ISBN: 9789292313418

15. Szczepański C., 2005, *Antropocentryczne systemy sterowania ruchem symulatorów*, Rozrawa habilitacyjna, *Pr. Nauk. ITWL*, **19**, 235

16. Timson E., 2013, *Flight Simulation Fidelity for Rotorcraft Design, Certification and Pilot Training*, PhD dissertation, University of Liverpool

17. Chung W.W., 2000, A review of approaches to determine the effectiveness of ground-based flight simulations, *AIAA Model. Simul. Technol. Conf., AIAA-2000-4298*

18. Schroeder J.A., 1999, Helicopter flight simulation motion platform requirements, *NASA/TP-1999-208766 (NASA/TP-1999-208766)*, NASA, Ames Research Center, Moffett Field, CA

19. Telban R.J., Cardullo F.M., 2005, Motion cueing algorithm development: Human-centered linear and nonlinear approaches, *NASA TechReport CR-2005-213747*, Binghamton, New York

20. Beukers J.T., Stroosma O., Pool D.M., Mulder M., van Paassen M.M., 2010, Investigation into pilot perception and control during Decrab maneuvers in simulated flight, *J. Guid. Control. Dyn.*, **33**, 4, 1048-1063

21. Lewkowicz R., 2016, Modele receptorów narządu przedsionkowego człowieka oraz zjawisk fizjologicznych towarzyszących ich pobudzeniom, *Model. Inżynierskie*, **27**, 58, 83-104

22. Lewkowicz R., Kowaleczko G., 2016, Modelowanie układu przedsionkowego pilota na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora lotu, [W:] Sibilski K. (red.), *Mechanika w Lotnictwie ML-XVII*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa, 247-262, ISBN: 978-83-932107-8-7

23. AMST-Systemtechnik GmbH, 2011, *User manual Human Training Centrifuge HTC 07*, Amst-Systemtechnik GmbH, Austria

24. Lewkowicz R., 2017, *Metoda oceny jakości odwzorowania przyspieszeń w symulatorach lotu*, Lewkowicz, Warszawa, ISBN: 978-83-950772-0-3

Evaluation of the quality of recreating acceleration in human training centrifuge simulator

The most modern human training centrifuges (HTC) also perform functions of a dynamic flight simulator. This paper addresses issues related to the evaluation of the quality of recreating accelerations in this type of centrifuges. The criterion of this evaluation was the pilot's perceptual fidelity. To estimate pilot's perception, a model of human spatial orientation was applied. In our study, the human training centrifuge HTC-07 was used. The data from the actual flight of the F-16 aircraft and the data recorded in the HTC-07 during reconstruction of the flight profile were used. Evaluation of the quality of recreating acceleration in the simulator was based on numerical calculations. The results of the simulation indicate that quality of recreating linear acceleration reaches the average level, while recreation of the angular position and gravitational acceleration have low quality. Although the quality of recreating linear acceleration did not reach the highest degree, considering the fact that the motion system of the HTC-07 simulator had only three degrees of freedom, it can be concluded that this quality is sufficient and adequate to training pilots.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

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

Daniel Lichoń

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa

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 o masie startowej do 150 kg w odniesieniu do realizacji procedur podejścia i odejścia IFR na lotnisku Rzeszów-Jasionka. Celem badań było określenie możliwości integracji samolotów RPAS według istniejących procedur IFR. Zbudowano model osiągów dostosowany do charakterystyk samolotów bezzałogowych. 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 osiągów samolotów RPAS, czas i dokładność wykonania proceduralnej trajektorii lotu oraz porównanie symulowanych trajektorii RPAS względem trajektorii realizowanych przez samoloty załogowe w wybranych procedurach IFR. Wyniki badań wskazują, że dla RPAS o masie startowej powyżej 100 kg zakres osiągów jest wystarczający do integracji z istniejącymi procedurami IFR przeznaczonymi dla lotnictwa załogowego. Dla masy startowej wynoszącej około 80 kg czas realizacji istniejących procedur jest stosunkowo długi i należy rozważyć wprowadzenie procedur IFR dedykowanych dla samolotom RPAS.

1. Wstęp

Samoloty klasy RPAS (Remotely Piloted Aircraft Systems) są grupą samolotów bezzałogowych wykonujących loty nieautonomiczne. Systemy te składają się z samolotu oraz jednej lub większej liczby naziemnych stacji kontroli. Stanowią podgrupę samolotów bezzałogowych UAS (Unmanned Aircraft System), do których zalicza się również samoloty wykonujące loty autonomiczne. Rynek cywilnych zastosowań RPAS jest obecnie rozwijającą się częścią przemysłu lotniczego. Zaawansowanie techniczne samolotów RPAS pozwala na dostarczenie wysoko specjalizowanych usług w sposób konkurencyjny lub nieosiągalny dla lotnictwa załogowego (np. mapowanie, nadzór obiektów przemysłowych i infrastruktury, wsparcie zarządzania sytuacjami kryzysowymi itp.). Istotnym zagadnieniem staje się rozwój regulacji dotyczących funkcjonowania samolotów RPAS. Kwestia regulacji dotyczy aspektów takich jak: certyfikacji sprzętu, licencjonowanie personelu, zarządzanie ruchem lotniczym.

W pracy skupiono się na aspekcie zarządzania ruchem lotniczym. Dominującym modelem zarządzania operacjami powietrznymi RPAS jest segregacja przestrzeni powietrznej. Separacja lotów bezzałogowych od lotnictwa załogowego zapewniona jest poprzez czasowe wydzielanie określonej objętości przestrzeni powietrznej. Model ten jest mało efektywny ze względu na pojemność przestrzeni powietrznej. Obecnie, w skali europejskiej, dąży się do integracji cywilnych

operacji RPAS w modelu jednolitej przestrzeni powietrznej. RPAS Steering Group [4], [5] wyróżnia cztery ramy czasowe procesu integracji:

1) 2013 – wstępne regulacje dla lotów Visual Line of Sight (VLOS),
2) 2018 – wstępna akomodacja (z ograniczeniami) lotów IFR oraz Beyond Visual Line of Sight (BVLOS) w jednolitej przestrzeni powietrznej,
3) 2023 – częściowa integracja lotów IFR w przestrzeni niesegregowanej,
4) 2028 – pełna integracja lotów IFR w przestrzeni niesegregowanej.

Proces integracji RPAS skupia się na operacjach klasy VI [1] obejmujących loty IFR w przestrzeni kontrolowanej (en-route), przestrzeni lotnisk kontrolowanych (TMA) oraz operowania z lotnisk kontrolowanych (procedury SID&STAR).

Z punktu widzenia kategoryzacji RPAS, przyjętym kryterium podziału jest masa startowa. Podstawowy podział określa rozporządzenie Komisji Europejskiej [8], według którego samoloty RPAS o masie powyżej 150 kg podlegają regulacjom Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA). Samoloty bezzałogowe o masie nieprzekraczającej 150 kg podlegają regulacjom na poziomie Państwowych Cywilnych Władz Lotniczych (CAAs). Operacje bezzałogowe w jednolitej przestrzeni powietrznej wykonywane będą według reguł dotyczących lotnictwa załogowego [2]. Ma to znaczenie w przypadku lekkich RPAS, gdzie dla masy poniżej 150 kg spodziewane jest, że zakres osiągów i własności lotne będą odbiegać od lotnictwa załogowego. Uzasadnione staje się podjęcie badań w zakresie możliwości operowania lekkich RPAS według reguł obowiązujących w przestrzeni kontrolowanej. Ponadto wymieniona grupa samolotów stanowi niszowy obszar w zakresie opisu osiągów czy modeli symulacyjnych. Dostępne publikacje dotyczą głównie RPAS o masie poniżej 25 kg [7] lub masy powyżej 150 kg. gdzie nierzadko RPAS konstruowane są na bazie lekkich samolotów załogowych [3].

W pracy skupiono się na analizie możliwości operowania samolotów RPAS o masie do 150 kg z lotnisk kontrolowanych. Zbudowano model osiągów dostosowany do samolotów RPAS 150 kg. Model składa się z referencyjnego samolotu bezzałogowego określonego na podstawie statystyki samolotów mieszczących się w kategorii do 150 kg. Model referencyjny posiada stałą geometrię oraz układ aerodynamiczny, natomiast czynnikami zmiennymi są obciążenie powierzchni nośnej oraz moc zespołu napędowego. Dla wybranych mas samolotu (150 kg, 112 kg oraz 80 kg) wyznaczono osiągi samolotu, uwzględniając zmniejszenie obciążenia powierzchni oraz mocy zespołu napędowego. Przeprowadzono analizy możliwości wykonania procedur odejścia i podejścia (SID&STAR) na lotnisku Rzeszów-Jasionka (EPRZ). Bazując na modelu RPAS oraz dzieląc procedury na odcinki o określonych gradientach wznoszenia, schodzenia, lotu poziomego i zakrętów, wykonano symulację realizacji procedur. W wyniku symulacji określono, czy badane samoloty mogą realizować lot wzdłuż proceduralnej trajektorii, jaki jest czas realizacji procedur oraz jakie są zakresy prędkości lotu. Wykonano oblot wybranej procedury samolotem klasy General Aviation w symulatorze lotów, identyfikując różnice w czasie realizacji pomiędzy lekkim samolotem załogowym a samolotem RPAS. Rezultaty badań posłużyły do wypracowania wniosków na temat możliwości integracji RPAS w procedurach SID&STAR na lotnisku kontrolowanym.

2. Charakterystyka samolotu RPAS

2.1. Samolot referencyjny

Charakterystykę modelu referencyjnego RPAS o masie do 150 kg przygotowano w oparciu o statystykę konstrukcji spełniających warunki kategorii. Zestawienie przykładowych konstrukcji przedstawiono w tabeli 1. Szczegółowych danych technicznych nie zamieszczono z uwagi na różny stopień ich publikacji oraz konieczność określania wymiarów na podstawie dostępnych rysunków, które wykorzystano do budowy modelu referencyjnego.

Tabela 1. Samoloty RPAS o masie do 150 kg (wybrane przykłady)

Producent, typ	Rodzaj napędu	Układ konstrukcyjny	$V_{przelot}$ [knot]	MTOM [kg]	Rozpiętość [m]
ADS, Aerosky	Spalinowy, 15hp, 150cc	Klasyczny,	100	70	4,5
MSP, Koziróg	2x silnik spalinowy	Trójpłaszczyznowy	80	85	4,59
DroneUSA, ASF300	1x silnik spalinowy	Klasyczny, dwubelkowy	b.d.	150	4,5
Primoco UAV, One 100	1x silnik spalinowy	Klasyczny, dwubelkowy	81	100	4,85
Primoco UAV, One 150	1x silnik spalinowy	Klasyczny, dwubelkowy	108	150	4,85
IAI, Searcher	1x silnik spalinowy	Klasyczny, dwubelkowy	86	118	3,6
Deimos Elencor, D80 TITAN	Hybrydowy 1x 500W, 1x 170cc	Klasyczny z napędem w dziobie kadłuba	76	80	4,1

Na podstawie statystyk przyjęto następujący samolot referencyjny:

- układ aerodynamiczny klasyczny z ogonem dwubelkowym,
- napęd śmigłowy pchający ze śmigłem o stałym skoku,
- silnik spalinowy tłokowy,
- kadłub mieszczący zespół napędowy w tylnej sekcji oraz wyposażenie i przestrzeń użytkową w części dziobowej,
- skrzydło o małym skosie i zbieżności posiadające lotki oraz klapy proste jedno-szczelinowe,
- stałe podwozie.

Zauważono, że dla zmieniającej się masy startowej podstawowe wymiary samolotu pozostają podobne. Zmienia się natomiast obciążenie powierzchni oraz moc zespołu napędowego. Parametry geometryczne samolotu, na podstawie których wyznaczono charakterystykę aerodynamiczną samolotu referencyjnego, zestawiono w tabeli 2.

Tabela 2. Geometria samolotu referencyjnego

Ogólne		Kadłub	
Długość całkowita	3,67 m	Długość	2,140 m
Wysokość całkowita	1,25 m	Szerokość	0,47 m
Rozpiętość całkowita	4,85 m	Wysokość	0,59 m
Skrzydło		Powierzchnia przekroju	0,23 m^2
Powierzchnia	5,19 m^2	Podwozie	
Rozpiętość	4,85 m	Wysokość	0,52 m
Zbieżność	0,82	Średnica/szerokość kół	0,25 m/0,06 m
Skos	1°	Usterzenie poziome	
Wznios	0°	Rozpiętość	1,375 m
Zaklinowanie	1°	Powierzchnia	0,344 m^2
Profil aerodynamiczny	N4412	Cięciwa	0,25 m

Charakterystykę osiągów wyznaczono dla trzech różnych mas samolotu, uwzględniając zmianę obciążenia powierzchni nośnej oraz dostosowując moc zespołu napędowego do masy startowej. W tabeli 3 przedstawiono zmienne parametry RPAS przyjęte w analizach.

Tabela 3. Parametry zmienne samolotu referencyjnego

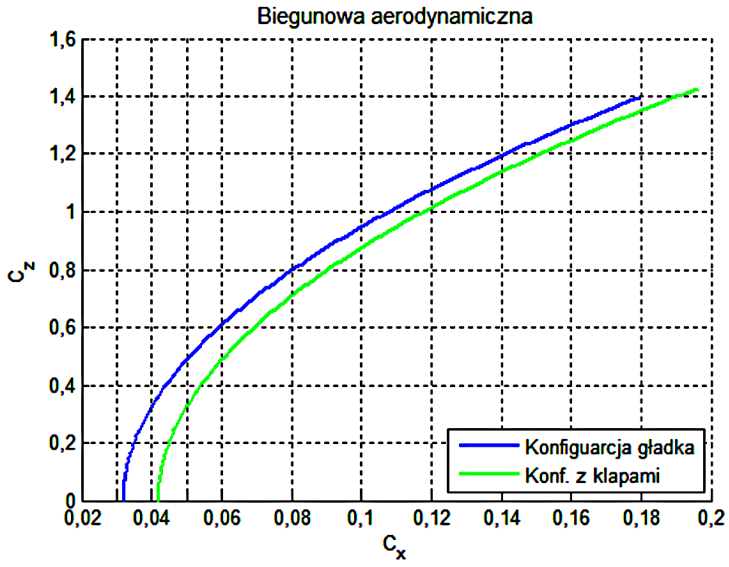
Wersja samolotu	MTOM [kg]	Moc silnika [kW]	Q/S [N/m^2]
1	150	20	283
2	112	15	212
3	80	10	151

2.2. Charakterystyka aerodynamiczna

Korzystając z metod analitycznych [6],[9],[10], charakterystykę aerodynamiczną samolotu referencyjnego wyrażono w postaci biegunowej analitycznej $C_x = f(C_z)$ $(2.1)_1$, (rys. 1) oraz charakterystyki $C_z = f(\alpha)$ $(2.1)_2$

$$C_x = 0{,}032 + \frac{C_z^2}{13{,}2} \qquad C_z = 5{,}6(\alpha - 0{,}75) \tag{2.1}$$

Obliczenia przeprowadzono dla użytkowego zakresu kątów natarcia $dC_z/d\alpha = \text{const}$.



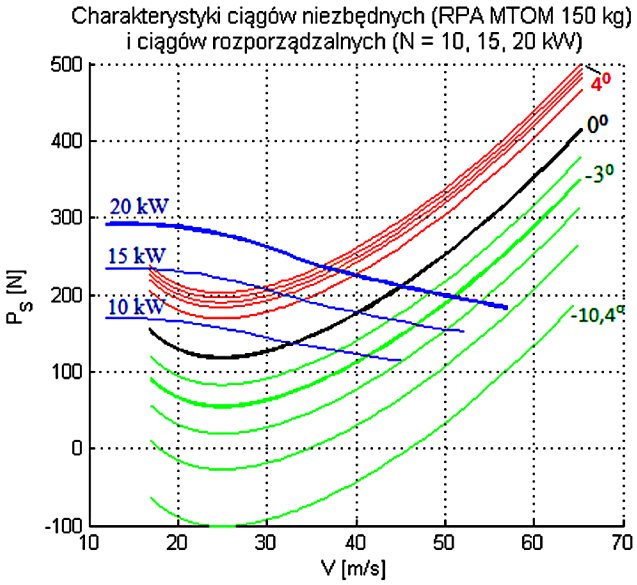
Rys. 1. Charakterystyka aerodynamiczna samolotu referencyjnego

2.3. Osiągi samolotu

Korzystając z metody ciągów [9], wyznaczono charakterystykę ciągów niezbędnych do realizacji lotu wzdłuż trajektorii o gradientach wymaganych w procedurach SID&STAR.

Następnie wyznaczono charakterystykę ciągu zespołu napędowego w funkcji prędkości lotu. Charakterystykę zespołu napędowego zbudowano w oparciu o analizę współpracy zespołu śmigło-silnik [6].

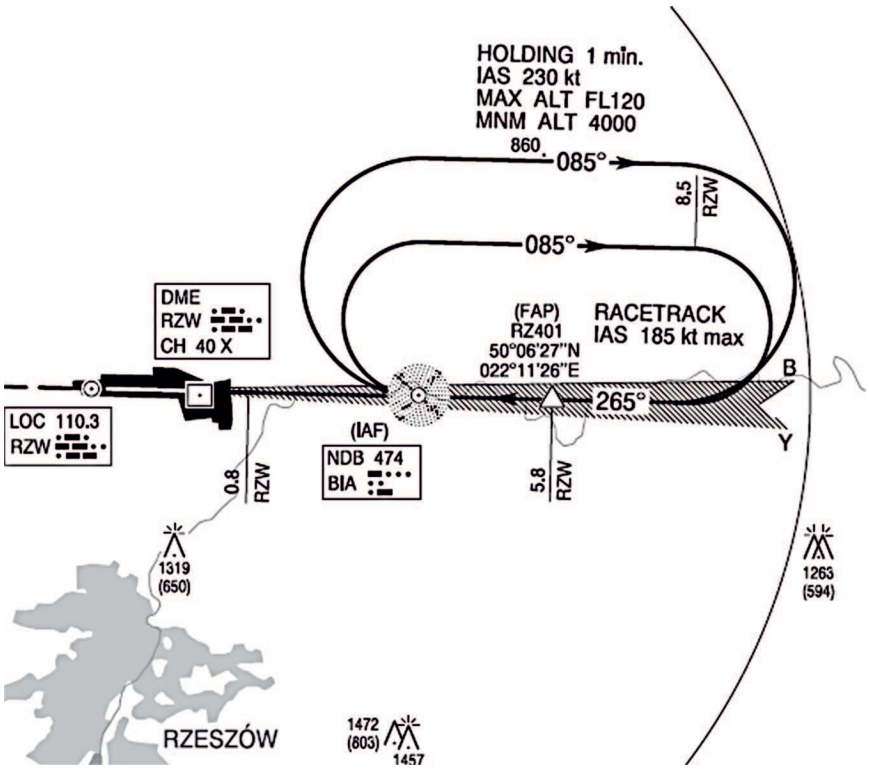
Na rysunku 2 przedstawiono charakterystykę osiągów samolotu. Prędkość lotu samolotu określana jest na podstawie charakterystyk ciągów niezbędnych do realizacji proceduralnych gradientów toru lotu oraz charakterystyki zespołu napędowego. Punkty, w których ciąg niezbędny i rozporządzalny są równe wskazują prędkość lotu ustalonego wzdłuż trajektorii.



Rys. 2. Charakterystyka ciągów niezbędych (RPAS 150 kg) i ciągów rozporządzalnych

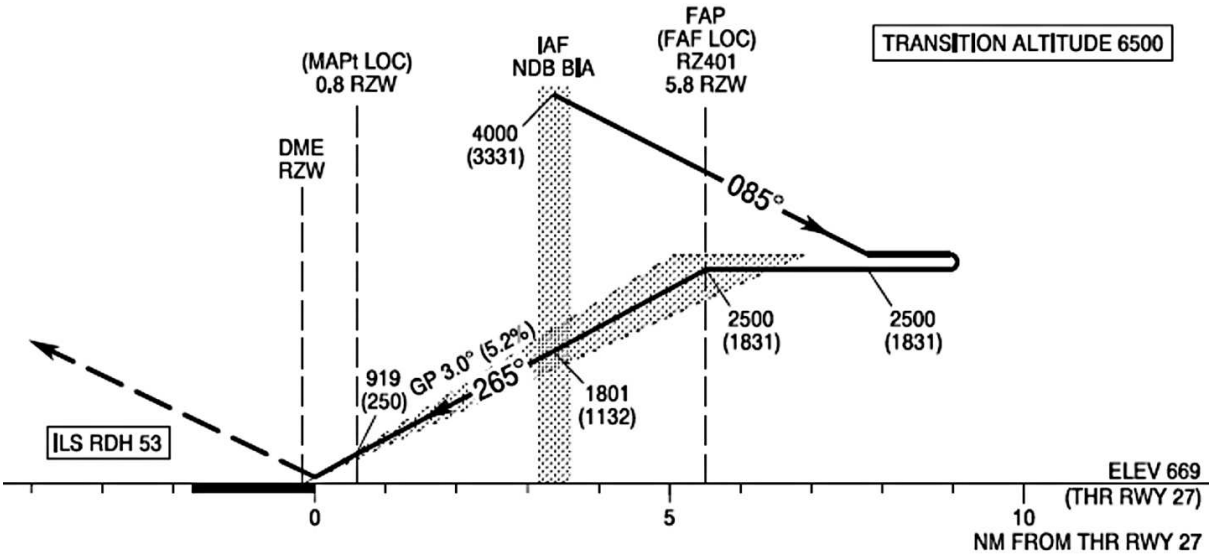
3. Procedury IFR

Analizę możliwości integracji samolotów RPAS w operacjach z lotnisk kontrolowanych wykonano dla lotniska Rzeszów-Jasionka (EPRZ). Wybrane lotnisko posiada pełną infrastrukturę w zakresie pomocy nawigacyjnych (GNSS, VOR, ILS) oraz stosunkowo małe natężenie ruchu lotniczego. Dla lotnisk mało zatłoczonych przewiduje się, że integracja lekkich RPAS będzie dopuszczalna.



Rys. 3. Procedura podejścia wg. ILS do pasa RWY27 – profil poziomy
(AIP Polska, chart AD 2 EPRZ 6-1-1) [11]

Procedury odejścia i podejścia IFR (tzw. SID/STAR – Standard Instrument Departure/Standard Instrument Arrival Route) opisują profil poziomy oraz pionowy lotu samolotu w obszarze lotniska. Przykładową procedurę przedstawiono na rys. 3 i 4.



Rys. 4. Procedura podejścia wg. ILS do pasa RWY27 – profil pionowy
(AIP Polska, chart AD 2 EPRZ 6-1-1) [11]

3.1. Modelowanie wykonania procedur

3.2. Model lotu

Model lotu RPAS wzdłuż trajektorii opisanych proceduralnie wykonano według następujących założeń:

- lot ustalony wzdłuż zadanej trajektorii,
- prostoliniowe odcinki lotu poziomego, wznoszącego, opadającego,
- zakręty w punktach nawigacyjnych z przechyleniem 15°,
- zakręty w holdingu z zadanym promieniem toru lotu,
- początek wykonania procedury w punkcie IAF (Initial Approach Fix).
- konfiguracja aerodynamiczna gładka do punktu FAF (Final Approach Fix),
- konfiguracja z wysuniętymi klapami od punktu FAF do progu pasa.

3.3. Przebieg analiz

Każdą procedurę SID oraz STAR podzielono na odcinki elementarne, określając dystans oraz gradient toru lotu [11]. Bazując na modelu osiągów (rozdz. 2.3), określono, czy samolot może wykonać lot wzdłuż zakładanej trajektorii. Wyznaczono czas wykonania procedur oraz zakres prędkości, z jakimi porusza się RPAS. Analizy wykonano dla samolotu referencyjnego o trzech różnych masach 150 kg, 112 kg i 80 kg, dobierając moc zespołu napędowego odpowiednio 20 kW, 15 kW i 10 kW.

Dodatkowo, wykorzystując symulator lotu dostępny w Politechnice Rzeszowskiej, wykonano oblot wybranej procedury STAR (AD 2 EPRZ 6-1-1). Lot w symulatorze przeprowadzony był dla

samolotu reprezentującego samoloty General Aviation (samolot lekki z napędem śmigłowym). Rejestrując lot, porównano czas oblotu procedury oraz zakresy prędkości pomiędzy samolotem RPAS oraz samolotem załogowym.

Wyniki analiz przedstawiono w formie podsumowań:

- szczegółowo dla wybranej procedury SID oraz STAR (tabele 4 i 5),
- zbiorczo dla istotnych danych w każdej procedurze SID/STAR (tabela 7),
- porównanie realizacji procedury pomiędzy samolotem RPAS oraz samolotem załogowym (tabela 6).

Tabela 4. Realizacja procedury SID – szczegółowe podsumowanie

Procedura odejścia wg. VOR z pasa RWY 09 do punktu ARSOG, nr. AIP: AD 2 EPRZ 4-1-1								
RPAS MTOM [kg]	Grad. toru lotu (odc. proste) [°]	Grad. toru lotu (odc. proste) [%]	Dystans [NM]	Prędkość [knot]	Czas lotu [s]	Zakręty	Czas lotu zakręt [s]	Czas całkowity [min],[s]
150	3,3 3,7	5,7 6,4	ok. 3,0* ok. 22,3	66,5 64,1	163 1254	1x R 30° 1x L 20°	6 4	23'47"
112	3,3 3,7	5,7 6,4	ok. 3,0* ok. 22,3	64,1 62,4	169 1289	1x R 30° 1x L 20°	6 4	24'28"
80	3,3 3,7	5,7 6,4	ok. 3,0* ok. 22,3	56,9 55,4	190 1451	1x R 30° 1x L 20°	6 4	27'31"

* – do H2000ft

Tabela 5. Realizacja procedury STAR – szczegółowe podsumowanie

Procedura podejścia wg. GPS do pasa RWY 27, nr. AIP: AD 2 EPRZ 6-6-2-1									
RPAS MTOM [kg]	Grad. toru lotu (odc. proste) [°]	Grad. toru lotu (odc. proste) [%]	Dystans [NM]	Prędkość [knot]	Czas lotu (odc. proste) [s]	Zakręty	ΛL zakrętu [NM]	Czas lotu zakręt [s]	Czas całk. [min],[s]
150	0 3,0	0 5,2	17,9 5,6	85,3 88,1	755 229	1x R 39° 2x R 90°	0,28 1,57	11 52	17'26"
112	0 3,0	0 5,2	17,9 5,6	78,5 79,7	833 253	1x R 39° 2x R 90°	0,24 1,33	10 48	18'52"
80	0 3,0	0 5,2	17,9 5,6	68,2 68,8	979 293	1x R 39° 2x R 90°	0,18 1,0	9 42	21'28"

Tabela 6. Wykonanie procedury podejścia przez samolot załogowy i RPAS

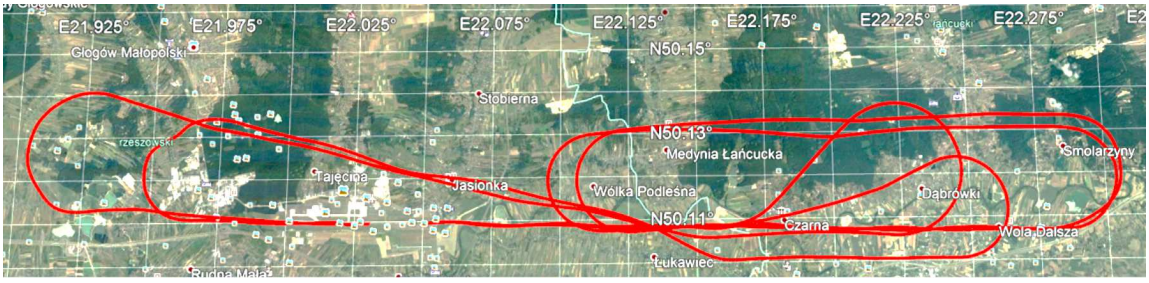
	GA lot nr. 1	GA lot nr. 2	RPAS 150 kg	RPAS 112 kg	RPAS 80 kg
Czas oblotu	10'52"	9'47"	14'1"	15'22"	17'44"
V [knot]	90-120	97-134	86-99	80-89	68-78

Tabela 7. Charakterystyki realizacji procedur SID/STAR na lotnisku EPRZ

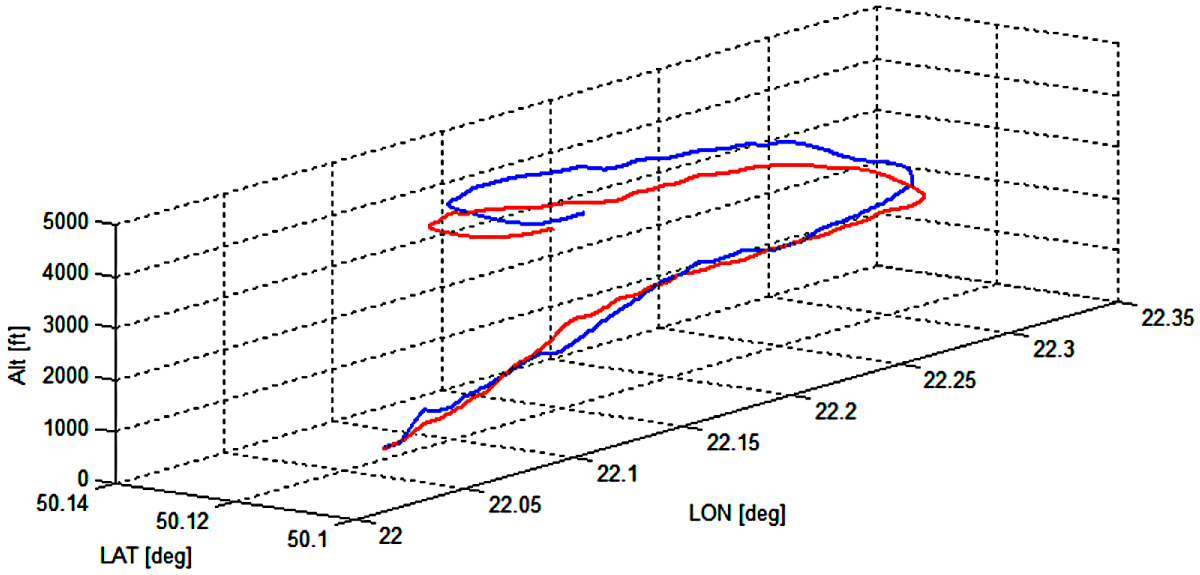
Nr. AIP	Rodzaj procedury	RPAS MTOM 150 kg		RPAS MTOM 112 kg		RPAS MTOM 80 kg	
		Prędkość (zakres) [knot]	Czas [min], [s]	Prędkość zakres) [knot]	Czas [min], [s]	Prędkość zakres) [knot]	Czas [min], [s]
AD 2 EPRZ 6-6-1-1	STAR	85-88	20'27"	79-80	22'9"	68-69	25'15"
AD 2 EPRZ 6-6-2-1	STAR	85-88	17'26"	79-80	18'52"	68-69	21'28"
AD 2 EPRZ 6-1-1	STAR (holding)	85-100	11'9"	79-90	12'15"	68-78	14'9"
AD 2 EPRZ 6-1-3	STAR (TELDU)	85-100	13'22"	79-101	14'43"	68-87	17'0"
AD 2 EPRZ 6-1-3	STAR (ARSOG)	85-100	12'59"	79-101	13'56"	68-87	16'30"
AD 2 EPRZ 6-1-5	STAR (holding)	85-84	12'10"	79-85	13'20"	68-74	15'24"
AD 2 EPRZ 6-2-1	STAR (holding)	85-94	13'37"	79-85	14'56"	68-74	17'14"
AD 2 EPRZ 6-2-3	STAR	85-110	16'24"	79-101	18'4"	68-87	20'52"
AD 2 EPRZ 6-2-5	STAR (holding)	85-93	13'34"	79-85	14'52"	68-74	17'10"
AD 2 EPRZ 4-1-1	SID (VELAX)	62-68	33'1"	61-65	33'52"	54-58	38'5"
AD 2 EPRZ 4-1-1	SID (ARSOG)	64-67	23'47"	62-64	24'28"	55-57	27'31"
AD 2 EPRZ 4-1-3	SID (GOVRI)	66-67	25'12"	64	26'4"	57	29'23"
AD 2 EPRZ 4-1-3	SID (VELAX)	67-72	44'0"	64-68	46'17"	57-60	52'31"

3.4. Porównanie realizacji procedur między RPAS i lekkim samolotem załogowym

Wykorzystując symulator lotu dostępny w Politechnice Rzeszowskiej, wykonano dwukrotny oblot wybranej procedury podejścia wg. wskazań ILS (rys. 5 i 6). Porównano czas oraz zakres prędkości z badanymi samolotami RPAS.



Rys. 5. Trajektoria rejestrowana w symulatorze lotu



Rys. 6. Oblot procedury samolotem załogowym (wykonano dwa loty)

4. Wnioski

Przeprowadzone analizy wskazują, że zakres osiągów RPAS dla badanych mas startowych (150 kg, 112 kg i 80 kg) pozwala na realizację procedur SID i STAR lotniska Rzeszów-Jasionka. Wymagane gradienty toru lotu są spełnione zarówno w ustalonym locie prostoliniowym oraz w zakrętach. Uwzględniając osiągi samolotów RPAS o masie poniżej 150 kg, można wstępnie stwierdzić, że integracja w procedurach lotnisk kontrolowanych jest osiągalna.

Istotną kwestią jest wpływ obecności RPAS na przepustowość lotniska. Modelując realizację procedur, skupiono się na uwzględnieniu wpływu masy samolotu na zakres osiągów. Wykonanie procedur podejścia STAR dla samolotów o masie 112 kg i 150 kg odbywa się przy prędkościach w zakresie V = 80-100 knot. Zestawiono modelowany czas realizacji wybranej procedury przez RPAS z czasem oblotu przez lekki samolot załogowy wykonanym w symulatorze lotu. Dla RPAS 112 kg i 150 kg czas wynosi odpowiednio 841 s i 922 s, natomiast samolot załogowy potrzebuje średnio 620 s. Wydłużenie czasu realizacji procedur przez RPAS o masie 112 kg i 150 kg nie przekracza 50% czasu, w jakim podobną procedurę realizuje samolot załogowy. Integracja RPAS o masie 100 kg-150 kg z istniejącymi procedurami STAR będzie możliwa i nie wpłynie negatywnie na przepustowość lotnisk o małym natężeniu ruchu załogowego. W przypadku RPAS o masie 80 kg zakres osiągów okazał się niewystarczający do integracji w istniejących procedurach. Wydłużenie czasu realizacji procedury wyniosło 72% w stosunku do lekkiego samolotu załogowego.

Realizacja pełnych procedur odejścia SID dla każdego z badanych RPAS zajmuje stosunkowo długi czas (od 24 min do 53 min). Czas ten jest nieakceptowalny z punktu widzenia wpływu na przepustowość lotniska, jednak można rozważyć skrócenie wykonania procedur SID do osiągnięcia wysokości manewrowej (H = 300 m), dla której czas realizacji będzie odpowiedni dla integracji w operacjach z lotnisk kontrolowanych. Podejście to jest uzasadnione ponieważ w większości zastosowań typowa misja RPAS będzie obejmować loty na małej wysokości bez konieczności opuszczania stref TMA.

Oceniając potencjał integracji RPAS w operacjach z lotnisk kontrolowanych, należy stwierdzić, że dla masy samolotu poniżej 150 kg integracja jest możliwa, jednak wpływ malejącej masy samolotu jest istotny i przy masie około 80 kg należy rozważyć wprowadzenie procedur dedykowanych samolotom RPAS. Dobrym podejściem z punktu minimalizacji wpływu na obecną

organizację ruchu lotniczego jest modyfikacja istniejących procedur. Potencjalnie dla procedur STAR modyfikacja może polegać na obniżeniu wysokości lotu oraz skróceniu prostoliniowych odcinków lotu z zachowaniem istniejących gradientów podejścia. Sposób ten nie wymaga zmian w urządzeniach nawigacyjnych lotniska i samolotu.

W kolejnych etapach badań nad integracją RPAS w przestrzeni kontrolowanej należy uwzględnić m.in. zagadnienia stateczności i sterowności samolotu. Pozwoli to na zbudowanie modelu RPAS przeznaczonego do symulatora lotu, przy pomocy którego pilot będzie miał możliwość wykonania lotów w symulatorze w czasie rzeczywistym oceniając możliwość integracji.

Bibliografia

1. Eurocontrol, RPAS ATM Conops, 4th Ed., Belgia, 2017,
2. International Civil Aviation Organization (ICAO), *Manual on Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS)*, Doc 10019 AN/507, 2015
3. Nowak D., Rogalski T., Wałek Ł., System LOT jako latające laboratorium, *Technika Transportu Szynowego*, 2015, 12, 1122-1126
4. European RPAS Steering Group, *Roadmap for the integration of civil Remotely-Piloted Aircraft Systems into European Aviation System*, Final report, 2013
5. European RPAS Steering Group, *A Regulatory Approach for the integration of civil RPAS into the European Aviation System*, Annex 1 for Roadmap Final Report, 2013
6. Lichoń D., *Projekt lekkiego samolotu turystycznego*, Politechnika Rzeszowska, Praca dyplomowa, 2012
7. Koruba Z., red., *Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle*, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Oddz. Kielce, 2010
8. European Commission, Commission Regulation (EU) No 216/2008 of 20 February 2008 on common rules in the field of civil aviation and establishing a European Aviation Safety Agency, *EU Official Journal*, 2008, L79/1, Brussels.
9. Fiszdon W., *Mechanika Lotu*, cz. 1 i 2, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa 1961
10. www.xflr5.com
11. AIP Polska (ais.pansa.pl/aip/)

PJ.10 PROSA – Projekt otrzymał finansowanie z europejskiego programu badawczo-innowacyjnego „Horyzont 2020" w ramach umowy grantowej nr 734143.

Modelling of flight trajectory of RPAS aircraft in the context of integration according to IFR procedures at the Rzeszow-Jasionka airport

Aircrafts class of RPAS (Remotely Piloted Aircraft Systems) are a group of unmanned flying vehicles performing non-autonomous flights being controlled by the ground operator. The integration of RPAS and manned aviation in controlled airspace and in operations from controlled aerodromes is pursued at European level. Undertaken activities aim to build the uniform airspace model instead of airspace segregation. This work presents the problem of flight trajectory simulation of RPAS with take-off mass up to 150 kg with reference to the approach and departure IFR procedures executed at the Rzeszow-Jasionka (EPRZ) airport. The purpose of the research was to assess the possibility of RPAS integration into existing IFR procedures. The performance model of unmanned aircraft was built. The simulation

of RPAS flight trajectory according to IFR procedures of the Rzeszow-Jasionka airport was performed. The influence of the aircraft scale (i.e. mass and dimensions) on modelled trajectories was considered. The researches included RPAS performance range, time and accuracy of procedural trajectory execution and comparison between simulated RPAS trajectories with manned aircraft trajectories in selected IFR procedures. The results shown that for RPAS with take-off mass over 100 kg the performance range is suitable for integration in manned aviation IFR procedures. For RPAS with take-off mass about 80 kg, the time of procedures execution is relatively long, therefore, the introduction of IFR procedures dedicated for RPAS should be considered.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

IDENTYFIKACJA NIEPARAMETRYCZNA OBIEKTU WZBUDZONEGO D-OPTYMALNYM WYMUSZENIEM MULTI-STEP

Piotr Lichota

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

e-mail: piotr.lichota@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 w kanale poprzecznym (tzn. za pomocą wychyleń lotek i steru kierunku wzbudzono ruch kierunkowo-boczny samolotu). Do ich zaprojektowania wykorzystano dyskretną transformatę falkową i algorytm genetyczny. Zarejestrowana odpowiedź modelu symulacyjnego została użyta do identyfikacji modelu liniowego analizowanego obiektu. Do przekształcenia sygnału z dziedziny czasu do dziedziny częstotliwości wykorzystano nakładające się pół-sinusowe okna wygładzające i transformatę chirp-Z. Estymowane charakterystyki amplitudowe i fazowe porównano z odpowiedzią uzyskaną dla modelu symulacyjnego. W artykule przedstawiono także dalsze kroki proponowanego podejścia.

Słowa kluczowe: dynamika lotu, identyfikacja systemów, planowanie eksperymentu

1. Wstęp

Już po pierwszych lotach braci Wright zauważono, że dalszy rozwój lotnictwa będzie wymagał uzyskania modelu matematycznego opisującego ruch samolotu [1]. Bardzo szybko stwierdzono, że model taki może zostać uzyskany za pomocą specjalnych eksperymentów przeprowadzanych w trakcie lotów próbnych. Pierwsze badania tego typu miały bardzo prosty charakter, np. do skrzydeł były przymocowane pojemniki z piaskiem, których zawartość następnie opróżniano, wywołując w ten sposób ruch przechylający i umożliwiając oszacowanie współczynnika tłumienia w przechylaniu [16]. Bardziej usystematyzowane podejście pojawiło się wraz z pracami Millikena [11], który zauważył, że dokładność wyznaczonych parametrów zależy od ilości informacji zawartej w sygnałach wyjściowych, a więc zależy też od zaprojektowanych wymuszeń.

Na przestrzeni lat opracowano szereg metod pozwalających na planowanie eksperymentów, udoskonalono techniki pomiarowe i zaimplementowano różne algorytmy identyfikacji celem wyznaczenia modelu matematycznego badanego obiektu dla statków powietrznych różnego typu. Niestety, uzyskanie modelu matematycznego, który może być stosowany w szerokim zakresie obwiedni lotu wymaga przeprowadzenia licznych eksperymentów, co skutkuje długim czasem całego procesu oraz jego wysokim kosztem. Przykładowy program lotów próbnych niezbędny do uzyskania bazy aerodynamicznej pełnego symulatora lotu samolotu C-160 Transall przedstawiono w tabeli 1.

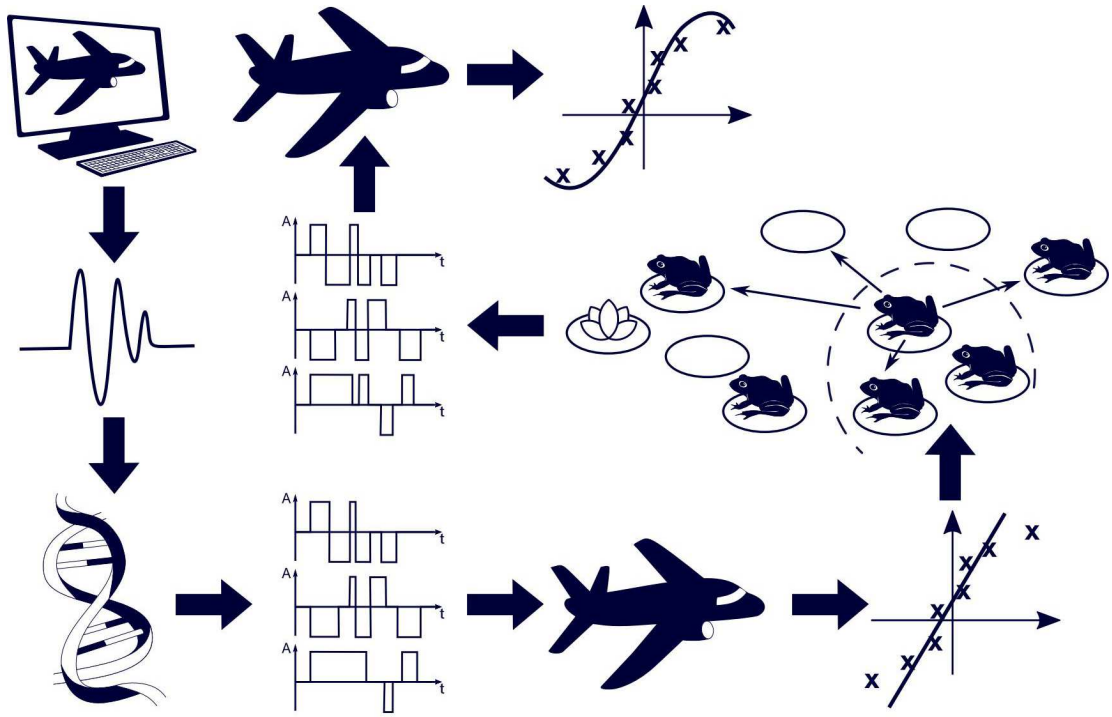
W trakcie eksperymentów przeprowadzanych podczas prób w locie wychylana jest powierzchnia sterowa określonego rodzaju. Możliwe jest zatem skrócenie czasu lotów testowych, jeśli zaplanowane zostaną manewry podczas, których powierzchnie sterowe wychylane będą jednocześnie (pod warunkiem, że takie wymuszenie nie spowoduje utraty ilości informacji zawartej w zarejestrowanej odpowiedzi obiektu). W tym celu mogą zostać wykorzystane wymuszenia multisine, które ze względu na swoją mutualną ortogonalość w dziedzinach czasu i częstotliwości mogą zostać użyte jako „niezależne" sygnały wejściowe [12].

Tabela 1. Plan lotów, C-160 Transall [4]

Zadanie	Godziny lotu
Sprawdzenie oprzyrządowania pomiarowego	2,0
Poszerzanie obwiedni lotu	1,5
Kalibracja czujników aerodynamicznych	8,5
Identyfikacja systemu i walidacja modelu (4 wysokości, 5 prędkości, 37 konfiguracji)	42,5
Identyfikacja efektu przypowierzchniowego	4,5
22 manewry przeciągnięcia dla 5 konfiguracji	3,0
Testy naziemne i w trakcie kołowania	3,5
Rejestracja hałasu w hangarze, na pasie lotniska i w locie	7,5
Testy dodatkowe: zrzut ładunku, start i lądowanie na nieprzygotowanym pasie i zaśnieżonym pasie startowym	5,0
1000 Manewrów dla 37 konfiguracji	78

Innym podejściem, które charakteryzuje się mniejszymi wymaganiami układu sterowania, jest zastosowanie D-optymalnych wymuszeń multi-step [7]. W takim przypadku sygnały wymuszające składają się z ramek prostokątnych. Aby wymuszenia te pozwalały uzyskać jak najwięcej informacji o analizowanym obiekcie, do oceny manewru można wykorzystać macierz informacji Fishera, której kolumny są związane z poszczególnymi sygnałami wyjściowymi, zaś wiersze z parametrami modelu. Dobrym wskaźnikiem ilości informacji, które mogą być uzyskane z odpowiedzi obiektu jest zatem wyznacznik macierzy informacji, gdyż w przypadku współzależności pomiędzy sygnałami wyjściowymi (mniej informacji o obiekcie zawartej w danych pomiarowych) będzie przyjmował on wartość bliską zeru. Celem jest zaplanowanie wymuszeń maksymalizujących wyznacznik macierzy informacji – kryterium D-optymalne. Aby zaprojektować takie sygnały wejściowe, konieczna jest znajomość modelu *a priori* analizowanego statku powietrznego. Na podstawie tego modelu wyznaczane są czasy przełączeń sygnałów multi-step. Następnie za pomocą algorytmu genetycznego optymalizowane są wartości wymuszeń pomiędzy czasami przełączeń. Zaprojektowany zbiór sygnałów wejściowych wykorzystywany jest do wzbudzenia rzeczywistego obiektu. Finalny, dokładniejszy model opisujący ruch obiektu (który może uwzględniać również bardziej skomplikowane zjawiska) uzyskiwany jest już po zakończeniu lotów próbnych w procesie identyfikacji systemów.

Zarejestrowana odpowiedź statku powietrznego może zostać wykorzystana do identyfikacji modelu liniowego w czasie niemal rzeczywistym przy użyciu technik optymalizacji rojem cząstek (np. Jumping Frog Optimization). Optymalizacja rojem cząstek jest to algorytm bazujący na zachowaniu stadnym (ludzi, roju ptaków, ławicy ryb, itp). Każdy osobnik w tym stadzie posiada swoje położenie i porusza się z pewną prędkością w poszukiwaniu celu. Każdy osobnik na podstawie swojej pamięci (najlepszego położenia) oraz obserwacji otoczenia (najlepsze położenia osobników w stadzie) określa prędkość i kierunek, w którym powinien się poruszać, aby osiągnąć zdany cel, po czym uzyskuje nową pozycję. Gdy wszystkie osobniki w stadzie zajmą nową pozycję, rozpoczęta zostaje nowa iteracja (wyznaczenie prędkości dla każdego osobnika i zajęcie przez niego nowej pozycji). Proces trwa, aż stado osiągnie cel – spełnione zostanie kryterium stopu. Zastosowanie takiej metodyki pozwoli na zaplanowanie nowych eksperymentów w trakcie trwania prób w locie. Dzięki temu możliwe byłoby uzyskanie oszacowań identyfikowanych parametrów z większą dokładnością lub wykorzystanie dokładniejszego modelu do zmniejszenia liczby lotów testowych. Schemat podanego podejścia przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Schemat metody

2. Model matematyczny i fizyczny

2.1. Model nieliniowy

W pracy jako odpowiednik rzeczywistego obiektu wykorzystano nieliniowy, dwupunktowy model samolotu F-16 (tj. model, w którym skrzydła i usterzenie poziome stanowią osobne elementy struktury. W związku z tym przy wyznaczaniu sił i momentów powstałych na usterzeniu konieczne jest uwzględnienie nie tylko zmian kątów, np. wskutek odchylenia strug, ale również opóźnienia czasowego związanego z drogą, którą musi przebyć opływ znad skrzydła do usterzenia). Model uwzględnił też sprzężenia pomiędzy ruchem podłużnym i ruchem bocznym. Model fizyczny uzyskano, zakładając, że:

- samolot jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody z ruchomymi powierzchniami sterowymi,
- samolot posiada pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej,
- masa samolotu nie ulega zmianie, zaś wychylenia powierzchni sterowych nie powodują zmiany momentów bezwładności,
- sterowanie lotem odbywa się przez zmianę położenia powierzchni sterowych i zmianę ciągu,
- ciąg samolotu leży w płaszczyźnie symetrii,
- wpływ wiatru można pominąć,
- opływ jest quasi-stacjonarny.

Model matematyczny analizowanego obiektu wyprowadzono w układzie współrzędnych $Oxyz$ sztywno związanym z samolotem. Początek układu współrzędnych O znajduje się w środku ciężkości samolotu, zaś oś Ox leży w płaszczyźnie symetrii Oxz, jest równoległa do średniej cięciwy aerodynamicznej i skierowana do przodu. Oś Oy skierowana jest w stronę prawego skrzydła, zaś oś Oz stanowi dopełnienie prawoskrętnego układu współrzędnych i skierowana jest do dołu. Orientacja przestrzenna obiektu względem inercjalnego układu współrzędnych (układu

grawitacyjnego) opisana jest za pomocą kątów Bryanta: Φ – kąt przechylenia, Θ – kąt pochylenia, Ψ – kąt odchylenia.

Dynamiczne równania ruchu badanego obiektu uzyskano na podstawie praw zmienności pędu $\mathbf{\Pi}$ i krętu $\mathbf{K}_O$ w układzie poruszającym się [3]:

$$\frac{\widetilde{\delta}\mathbf{\Pi}}{\widetilde{\delta}t} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{\Pi} = \mathbf{F} \qquad \frac{\widetilde{\delta}\mathbf{K}_O}{\widetilde{\delta}t} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{K}_O = \mathbf{M}_O \tag{2.1}$$

gdzie $\mathbf{F}$ jest wektorem sił zewnętrznych, $\mathbf{M}_O$ wektorem momentów sił zewnętrznych względem punktu O, $\mathbf{\Omega} = [P, Q, R]^{\mathrm{T}}$ wektorem prędkości kątowej, zaś $\widetilde{\delta} f/\widetilde{\delta}t$ oznacza pochodną lokalną.

W układzie o początku w środku ciężkości pęd oraz kręt bryły sztywnej można wyrazić jako

$$\mathbf{\Pi} = m\mathbf{V} \qquad \mathbf{K}_O = \mathbf{I\Omega} \tag{2.2}$$

gdzie m to masa samolotu, $\mathbf{V} = [U, V, W]^{\mathrm{T}}$ jest wektorem prędkości liniowej, a $\mathbf{I}$ macierzą bezładności. Ze względu symetrię geometryczno-masową macierz bezwładności przyjmuje postać

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

gdzie I_{ij} jest momentem bezwładności względem osi i, gdy obiekt obracany jest względem osi j.

Na statek powietrzny działają siły aerodynamiczne $\mathbf{F}_{aero} = [X, Y, Z]^{\mathrm{T}}$, siła ciężkości $m\mathbf{g}$ oraz siła ciągu T, a także moment sił aerodynamicznych $\mathbf{M}_{aero} = [L, M, N]^{\mathrm{T}}$, moment siły ciągu oraz moment giroskopowy. Aby przedstawić wektor siły ciężkości w układzie $Oxyz$, wykorzystano macierz transformacji

$$\mathbf{\Lambda}_V = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\Theta & 0 & -\sin\Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\Theta & 0 & \cos\Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\Psi & \sin\Psi & 0 \\ -\sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.4}$$

W rezultacie otrzymano równania:

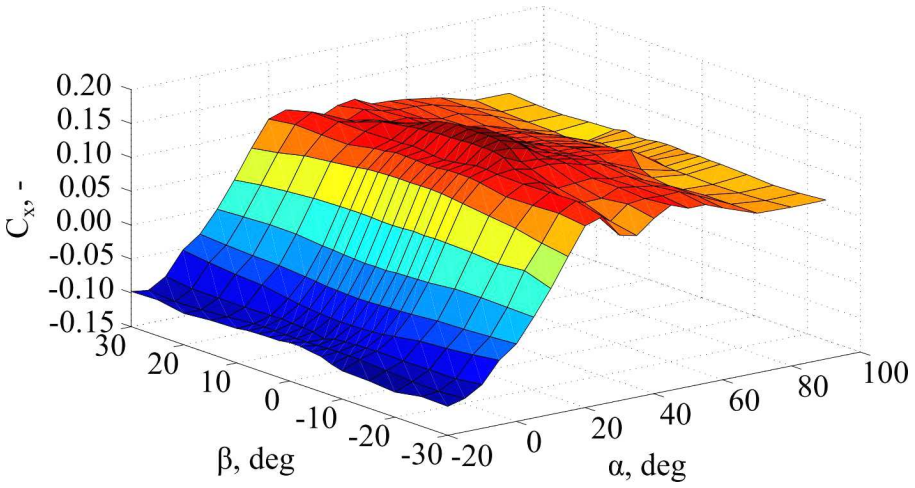
$$\begin{aligned} &X + T - mg\sin\Theta = m(\dot{U} + QW - RV) \\ &Y + mg\sin\Phi\cos\Theta = m(\dot{V} + RU - PW) \\ &Z + mg\cos\Phi\sin\Theta = m(\dot{W} + PV - QU) \\ &L = I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ \\ &M - RH_T + z_T T = I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(P^2 - R^2) \\ &N + QH_T = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR \end{aligned} \tag{2.5}$$

gdzie z_T jest ramieniem działania siły ciągu, zaś H_T oznacza kręt silnika. Siły i momenty aerodynamiczne oraz siłę ciągu wyrażono zgodnie z [15]. Przykładowe charakterystyki aerodynamiczne dla analizowanego obiektu – współczynnik siły podłużnej C_X oraz współczynnik siły pionowej C_Z w funkcji kąta natarcia α i kąta ślizgu β przedstawiono na rys. 2 oraz rys. 3.

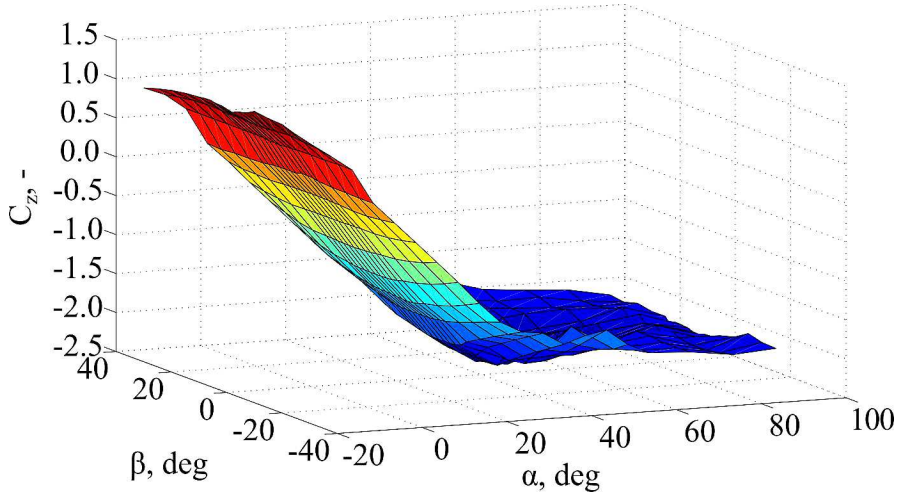
Zmiany przyspieszenia grawitacyjnego oraz wartości parametrów termodynamicznych określono, stosując zależności dla systemu odniesienia WGS-84 [13] oraz model atmosfery wzorcowej [14].

Wykorzystując związki kinematyczne pomiędzy prędkościami kątowymi, a pochodnymi kątów orientacji przestrzennej, dynamiczne równania ruchu zostały uzupełnione o następujące zależności:

$$\begin{aligned} \dot{\Phi} &= P + Q\sin\Phi\tan\Theta + R\cos\Phi\tan\Theta \\ \dot{\Theta} &= Q\cos\Phi - R\sin\Phi \\ \dot{\Psi} &= Q\sin\Phi\sec\Theta + R\cos\Phi\sec\Theta \end{aligned} \tag{2.6}$$



Rys. 2. Współczynnik siły podłużnej [9]



Rys. 3. Współczynnik siły pionowej [9]

2.2. Model liniowy

Dla opisanego modelu nieliniowego zaprojektowano zbiór wymuszeń, który posłużył do wzbudzenia obiektu. W celu zaprojektowania sygnałów wejściowych wykorzystano liniowy opis badanego układu oraz wstępne oszacowania wartości pochodnych stanu i sterowania, które mogą być uzyskiwane np. za pomocą empirycznych zależności, badań tunelowych, obliczeń CFD czy na podstawie identyfikacji systemów.

Do linearyzacji modelu matematycznego opisanego równaniami (2.5) i (2.6) wykorzystano teorię małych zaburzeń. Przyjęto, że w punkcie równowagi samolot porusza się prostoliniowym, ustalonym lotem symetrycznym. W pracy założono, że wartość przyspieszenia ziemskiego jest stała. W rezultacie uzyskano model matematyczny dla obiektu liniowego, w którym można dokonać rozprzęgnięcia równań na związane z ruchem podłużnym i poprzecznym. Równania dla ruchu poprzecznego przyjmują postać

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\beta} \\ \Delta\dot{P} \\ \Delta\dot{R} \\ \Delta\dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta & Y_p & Y_r & g\cos\Theta_0/V_{tot_0} \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & \tan\Theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta P \\ \Delta R \\ \Delta\Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_A} & Y_{\delta_R} \\ L_{\delta_A} & L_{\delta_R} \\ N_{\delta_A} & N_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_A \\ \Delta\delta_R \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

gdzie $Y_{()}$, $L_{()}$ i $N_{()}$ to pochodne stanu i sterowania zdefiniowane zgodnie z [2], V_{tot} to prędkość lotu (moduł), indeks 0 oznacza punkt równowagi, $\beta = V/V_{tot_0}$ to kąt ślizgu (V to składowa prędkości lotu – prędkość boczna), δ_A i δ_R oznaczają wychylenia lotek i steru kierunku, zaś Δ oznacza przyrost parametru lotu lub sygnału wejściowego względem jego wartości w stanie równowagi.

Model liniowy wykorzystywano także do identyfikacji systemu. W celu podniesienia dokładności wyników identyfikacji nieparametrycznej wektor zmiennych wyjścia, w skład którego wchodziły zmienne stanu z (2.7), rozszerzono poprzez uwzględnienie przyspieszenia bocznego

$$\Delta a_y = V_0(Y_\beta \Delta\beta + Y_p \Delta P + Y_r \Delta R + Y_{\delta_A} \Delta\delta_A + Y_{\Delta\delta_A}\delta_A) \tag{2.8}$$

3. Planowanie eksperymentu

Macierz informacji Fishera $\boldsymbol{\mathcal{F}}$ jest miarą określającą ilość informacji, jakie zawarte są w odpowiedzi obiektu. Dla wielowymiarowego rozkładu normalnego jej przybliżenie dane jest zależnością [5]

$$\boldsymbol{\mathcal{F}} \approx \sum_{k=1}^{N} \Big[\frac{\partial \mathbf{y}(\boldsymbol{\Theta}, \mathbf{u}(t_k))}{\partial \boldsymbol{\Theta}}\Big]^{\mathrm{T}} \mathbf{R}^{-1} \Big[\frac{\partial \mathbf{y}(\boldsymbol{\Theta}, \mathbf{u}(t_k)}{\partial \boldsymbol{\Theta}}\Big] \tag{3.1}$$

gdzie $\mathbf{R}$ jest macierzą kowariancji szumu pomiarowego, $\boldsymbol{\Theta}$ zbiorem parametrów modelu, $\mathbf{u}$ wektorem sterowania, zaś t_k określa chwilę czasu, $k = 1, \ldots, N$.

Dla zadanego zbioru parametrów modelu możliwe jest wyznaczenie wektora sterowania, który będzie maksymalizował informację zawartą w macierzy informacji Fishera, tym samym minimalizując niepewność parametrów, które będą estymowane po przeprowadzeniu eksperymentów identyfikacyjnych. W przypadku zastosowania wyznacznika macierzy informacji Fishera jako miary ilości informacji zawartej w odpowiedzi obiektu uzyskuje się zbiór D-optymalnych wymuszeń (maksymalizujących wyznacznik macierzy informacji Fishera).

Zastosowanie kryterium D-optymalnego w przypadku wymuszeń multi-step wymaga określenia czasów przełączeń oraz wyznaczenia wartości sygnałów pomiędzy nimi. Do określenia czasów przełączeń wykorzystano transformację falkową, która pozwala na wyznaczenie dominujących częstotliwości w odpowiedzi danego obiektu wraz z czasem, w którym one występują. W tym celu analizowany sygnał porównywany jest z funkcją falkową [10]

$$\psi_{a,b}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}} \psi\Big(\frac{t-b}{a}\Big) \tag{3.2}$$

gdzie a jest współczynnikiem skali odpowiadającym za zmianę częstotliwości, zaś b współczynnikiem przesunięcia opisującym przemieszczanie się falki wzdłuż osi czasu. Poprzez zmianę wartości współczynników skali i przesunięcia uzyskano szereg współczynników falkowych (analogicznych jak dla transformacji Fouriera).

Opisany proces należy przeprowadzić osobno dla każdego parametru lotu, zatem konieczne było wzbudzenie modelu *a priori* poprzez zastosowanie klasycznego podejścia z wychyleniem osobno każdej powierzchni sterowej. Następnie współczynnikom falkowym uzyskanym dla każdego parametru lotu, gdy wychylana była dana powierzchnia sterowa przypisano wagi. Wagi określono na podstawie zakresu zmienności każdego parametru lotu odniesionego do wartości referencyjnej – ilości energii obecnej w przebiegu każdego parametru lotu. Stanowi do rozwinięcie podejścia przedstawionego w [7], pozwalając tym samym na uniknięcie problemów z parametrami lotu, których wartość oczekiwana w punkcie równowagi wynosi zero (co jest szczególnie istotne w przypadku ruchu bocznego). Dzięki temu możliwe było uzyskanie ważonego współczynnika falkowego dla danej powierzchni sterowej. Na podstawie ważonych współczynników falkowych dla

wszystkich powierzchni sterowych uzyskano zbiór czasów przełączeń. Punkty przełączenia wybrano na krańcach przedziałów czasowych, w których ważony współczynnik falkowy był większy niż zadany próg oraz w środku każdego przedziału, ponieważ do przetworzenia sygnałów wybrano falkę Haara, która umożliwia dekompozycję wymuszeń na sygnały prostokątne typu dublet. Obliczenia wykonano, stosując algorytm dyskretnej transformaty falkowej [10].

Wartości sygnałów pomiędzy czasami przełączeń wyznaczono przy pomocy algorytmu genetycznego z kodowaniem tetralnym. Ze względu na konieczność pozostawania w pobliżu położenia równowagi w trakcie eksperymentu identyfikacyjnego i możliwe długie czasy przełączeń zmienne decyzyjne mogły przyjmować wartość -1, 0 lub 1. Do selekcji osobników wykorzystano ranking liniowy oraz strategię elityzmu. Wymianę informacji pomiędzy rozwiązaniami zrealizowano za pomocą krzyżowania jednorodnego, zaś różnorodność rozwiązań zwiększono poprzez zastosowanie operatora mutacji. Szczegóły opisanego podejścia przedstawiono w [7].

4. Identyfikacja nieparametryczna

Zbiór wymuszeń (w postaci wychylenia lotek i steru kierunku) zaprojektowany w opisany sposób wykorzystano do wzbudzenia nieliniowego modelu samolotu. Uzyskaną odpowiedź obiektu obciążono szumem pomiarowym o stosunku sygnału do szumu 20:1 i wykorzystano do przeprowadzenia identyfikacji nieparametrycznej. Do wyznaczenia modelu matematycznego badanego obiektu wykorzystano metodę opartą o charakterystyki częstotliwościowe zaimplementowaną w oprogramowaniu CIFER [17], ponieważ pozwala ona na wykonanie obliczeń w czasie niemal rzeczywistym.

W celu przeprowadzenia identyfikacji nieparametrycznej dokonano transformacji odpowiedzi obiektu z dziedziny czasu do dziedziny częstotliwości. Zmniejszenie przecieków widma do listków bocznych osiągnięto poprzez zastosowanie okien wygładzających. W analizie wykorzystano okno pół-sinusowe z 50% pokryciem

$$w(t) = \sin\Big(\pi \frac{t}{T_{win}}\Big) \tag{4.1}$$

gdzie T_{win} jest długością trwania okna. Okienkowanie przeprowadzono dla różnej szerokości okien, ponieważ długie okna pozwalają na uzyskanie dobrych rezultatów w zakresie niskich częstotliwości, zaś krótkie w zakresie wysokich częstotliwości. Transformację do dziedziny częstotliwości przeprowadzono przy pomocy algorytmu chirp-Z, ponieważ pozwala on na wykonanie analizy tylko w wybranym zakresie częstotliwości.

Wygładzone estymaty widmowej gęstości mocy zostały obliczone za pomocą zależności [17]:

$$\begin{aligned}
\widehat{S}_{xx}(f) &= \frac{1}{U n_r} \sum_{k=1}^{n_r} \frac{2}{T} |X(f)|^2 \\
\widehat{S}_{yy}(f) &= \frac{1}{U n_r} \sum_{k=1}^{n_r} \frac{2}{T} |Y(f)|^2 \\
\widehat{S}_{xy}(f) &= \frac{1}{U n_r} \sum_{k=1}^{n_r} \frac{2}{T} |X^{\dagger}(f) Y(f)|
\end{aligned} \tag{4.2}$$

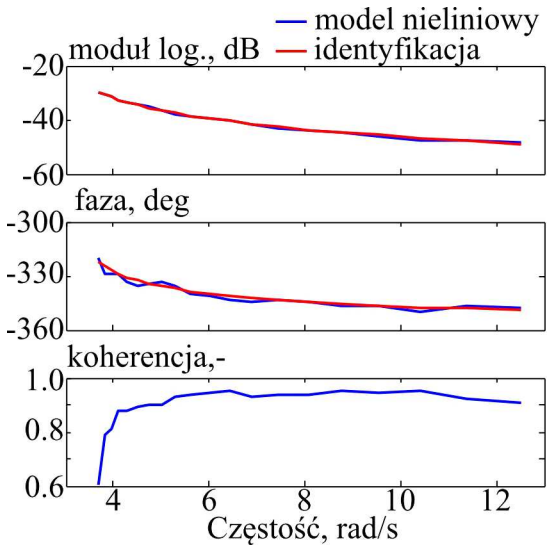
gdzie n_r oznacza liczbę segmentów zaś U jest współczynnikiem korekcyjnym, który dla okna pół-sinusoidalnego wynosi 0.707.

W rezultacie uzyskano gęstości mocy dla układów SISO (układ o jednym wejściu i jednym wyjściu, ang. *Single Input Single Output*), gdy podstawowym sygnałem wyjściowym było wychylenie lotek oraz gdy podstawowym sygnałem było wychylenie steru wysokości. W obu przypadkach obliczono także pomocnicze gęstości mocy, tj. w funkcji drugorzędnego sygnału

wejściowego. Pomocnicze charakterystyki posłużyły do uzyskania widmowych gęstości mocy dla układu MISO (układ o wielu wejściach i jednym wyjściu, ang. *Multiple Input Single Output*). Ostateczne wyniki dla układu MIMO (układ o wielu wejściach i wielu wyjściach, ang. *Multiple Input Multiple Output*) uzyskano po połączeniu rezultatów uzyskanych dla okien czasowych o różnym czasie trwania poprzez minimalizację nieliniowej funkcji kosztu z współczynnikami wagowymi W_i określonymi na podstawie błędu przypadkowego dla każdego okna [17]:

$$J(f) = \sum_{i=1}^{n_w} W_i \left[\left(\frac{\widehat{S}_{xx_c} - \widehat{S}_{xx_i}}{\overline{S}_{xx}} \right)^2 + \left(\frac{\widehat{S}_{yy_c} - \widehat{S}_{yy_i}}{\overline{S}_{yy}} \right)^2 + \left(\frac{\mathrm{Re}(\widehat{S}_{xy_c}) - \mathrm{Re}(\widehat{S}_{xy_i})}{\mathrm{Re}(\overline{S}_{xy})} \right)^2 + \right.$$
$$\left. + \left(\frac{\mathrm{Im}(\widehat{S}_{xy_c}) - \mathrm{Im}(\widehat{S}_{xy_i})}{\mathrm{Im}(\bar{S}_{xy})} \right)^2 + 5 \left(\frac{\widehat{\gamma}^2_{xy_c} - \widehat{\gamma}^2_{xy_i}}{\overline{\gamma}^2_{xy}} \right)^2 \right] \tag{4.3}$$

gdzie γ^2_{xy} jest funkcją koherencji, która jest miarą liniowej zależności pomiędzy wejściem i wyjściem, $0 \leqslant \gamma^2_{xy} \leqslant 1$.



Rys. 4. Wyniki identyfikacji – ϕ/δ_A

Przykładowe wyniki identyfikacji nieparametrycznej przedstawiono na rys. 4, gdzie niebieską linią zaznaczono odpowiedź modelu symulacyjnego, zaś czerwoną wyniki identyfikacji nieparametrycznej. Na wykresach przedstawione zostały typowe charakterystyki Bodego wykorzystywane do oceny modelu liniowego – charakterystyka amplitudowa i fazowa. Dodatkowo zamieszczono także funkcję koherencji opisującą zakres stosowalności danego modelu liniowego. Jej wartość powyżej 0.6 wraz z nieoscylacyjnym charakterem oznaczają, że zaprojektowane wymuszenia pozwalają na uzyskanie odpowiedzi bogatej w informacje o obiekcie. Na podstawie niskich wartości funkcji kosztu oraz uzyskanych przebiegów amplitudowych i fazowych można stwierdzić, że model dobrze odwzorowuje zachowanie obiektu. Podobne wnioski zaobserwowano dla innych charakterystyk częstotliwościowych opisujących odpowiedź układu w jego głównych kanałach.

Pozwala to stwierdzić, że model liniowy w dobrym stopniu odwzorował model nieliniowy oraz iż zaprojektowany zbiór wymuszeń pozwolił na uzyskanie bogatej w informację odpowiedzi obiektu, co pozwoliło na identyfikację modelu z dużą dokładnością w szerokim zakresie częstotliwości. Obliczenia zostały wykonane w czasie niemal rzeczywistym, dzięki czemu przy zautomatyzowanym podejściu metodę można zastosować do identyfikacji w trakcie prób w locie.

Zaplanowany przed przeprowadzeniem eksperymentu identyfikacyjnego manewr D-optymalny pozwolił na skrócenie czasu eksperymentu przy zachowaniu wysokiej jakości, co zostało

wykazane także w innych pracach autora, m.in w [6], [7], [8]. Jak zaznaczono we wprowadzeniu, w celu dalszego zwiększenia dokładności uzyskanych rezultatów (lub skrócenia czasu lotów próbnych poprzez zmniejszenie ilości koniecznych prób w locie) po przeprowadzeniu manewru możliwe jest przeprowadzenie identyfikacji jeszcze w trakcie wykonywania lotów testowych. Zastosowanie analizy odpowiedzi częstotliwościowej do identyfikacji pozwoliło na uzyskanie takiego wyniku w bardzo krótkim czasie przy jednoczesnym zachowaniu wysokiej dokładności uzyskanych rezultatów. Dodatkowo zastosowanie analizy odpowiedzi częstotliwościowej potwierdziło, że model liniowy może być wykorzystany jako dobry odpowiednik modelu nieliniowego w typowych stanach lotu.

5. Podsumowanie

W ramach pracy zaprojektowano wieloosiowy zbiór wymuszeń multi-step z jednoczesnymi wychyleniami lotek i steru kierunku. W tym celu wykorzystano kryterium D-optymalne oraz algorytm genetyczny. Do określenia potencjalnych czasów przełączeń wykorzystano transformatę falkową. Zaprojektowany zbiór wymuszeń posłużył do wzbudzenia nieliniowego modelu symulacyjnego, będącego odpowiednikiem rzeczywistego obiektu. Zarejestrowana odpowiedź została wykorzystana do przeprowadzenia identyfikacji nieparametrycznej modelu liniowego na podstawie charakterystyk częstotliwościowych.

Uzyskane wyniki charakteryzowały się niską wartością funkcji kosztu oraz dobrym (wizualnie) dopasowaniem krzywych. Świadczy to o wysokiej dokładności estymowanego modelu. Rezultaty uzyskano w czasie zbliżonym do rzeczywistego, co czyni metodę odpowiednią dla identyfikacji online. Zidentyfikowane charakterystyki częstotliwościowe mogą być wykorzystywane np. do analizy stateczności i projektowania układów sterowania, ale zastosowanie tego modelu jest ograniczone, ze względu na jego nieparametryczny charakter. Kolejnym krokiem planowanej metodyki powinna być zatem estymacja pochodnych stanu i sterowania, np. poprzez iteracyjne dopasowanie charakterystyk Bodego pomiędzy estymowanym modelem i wynikami identyfikacji nieparametrycznej. Uzyskany w ten sposób model matematyczny mógłby zostać wykorzystany do zaplanowania nowych eksperymentów identyfikacyjnych w trakcie trwania lotów próbnych. Dzięki temu możliwe byłoby uzyskanie dokładnego modelu matematycznego badanego obiektu na podstawie mniejszej ilości eksperymentów.

Jednocześnie należy zauważyć, że w ramach przedstawionego podejścia (planowanie eksperymentów identyfikacyjnych w czasie wykonywania lotów próbnych) uzyskanie dokładnych wyników przy użyciu najczęściej stosowanej metody błędu wyjścia z wykorzystaniem zasady największej wiarygodności nie byłoby możliwe ze względu na znacznie większy koszt obliczeniowy. Wykorzystanie metod bazujących na filtrze Kalmana spowodowałoby dalsze zwiększenie złożoności obliczeniowej, zaś zastosowanie sztucznych sieci neuronowych wymagałoby długotrwałego uczenia sieci [5]. Z drugiej strony zastosowanie mniej złożonych metod, jak metody błędu równania (np. metoda najmniejszych kwadratów), wymaga wstępnego przetworzenia danych, m.in ze względu na wrażliwość metody na szum pomiarowy oraz prowadzi do uzyskania modelu o większej niepewności statystycznej [8].

W ramach planowanego podejścia należy także sprawdzić wrażliwość metody na szum procesowy (turbulencję), który wpływa na wartości zmiennych stanu w kolejnych chwilach czasu, tym samym przejawiając inne własności od szumu pomiarowego, który uwzględniono w niniejszej pracy. W dalszych pracach należy także uwzględnić dynamikę układów wykonawczych, aby sprawdzić, w jakim stopniu ich ograniczenia wpływają na dokładność uzyskanych wyników. Kolejnym etapem powinno być uwzględnienie układu stabilizacji, dzięki czemu można sprawdzić, w jakim stopniu korelacja pomiędzy sygnałami wyjściowymi obniża ilość informacji zawartej w odpowiedzi obiektu.

Bibliografia

1. Bryan G.H., Williams W.E., The longitudinal stability of gliders, *Proceedings of The Royal Society*, 1904, 100-116
2. Cook M.V., *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control*, Elsevier, Amsterdam, Holandia, 3 wyd., 2013
3. Etkin B., *Dynamics of Atmospheric Flight*, Dover Publications, Mineola, USA, 2005
4. Jategaonkar R., AIAA short course: Flight vehicle system identification in time domain (materiały niepublikowane), 2006
5. Jategaonkar R.V., *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*, Progess in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, USA, 2 wyd., 2015
6. Lichota P., Inclusion of the D-optimality in multisine manoeuvre design for aircraft parameter estimation, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, **54**, 1, 87-98
7. Lichota P., Sibilski K., Ohme P., D-optimal simultaneous multistep excitations for aircraft parameter estimation, *Journal of Aircraft*, 2017, **54**, 2, 747-758
8. Lichota P., Szulczyk J., Agudelo Noreña D., Vallejo Monsalve F.A., Power spectrum optimization in the design of multisine manoeuvre for identification purposes, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, **55**, 4, 1193-1203
9. Lichota P., Złocka M., Modelowanie i symulacja startu samolotu z wektorowanym ciągiem, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012*, Vol. II, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2012
10. Mallat S.G., *A Wavelet Tour of Signal Processing: The Sparse Way*, Academic Press Inc., Burlington, USA, 3 wyd., 2008
11. Milliken W.F., 1951, Dynamic stability and control research, *Proceedings of the 3rd Anglo-American Aeronautical Conference*, 447-524, Brighton, Wielka Brytania, 1951
12. Morelli E.A., Multiple input design for real-time parameter estimation in the frequency domain, *13th IFAC Conference on System Identification*, Rotterdam, Holandia, 2003
13. National Imagery and Mapping Agency, 2000, World geodetic system 1984: Its definition and relationships with local geodetic systems, TR 8350.2, Bethesda, USA
14. National Oceanic and Atmospheric Administration, 1976, U.S. standard atmosphere, NOAA-S/T-76-1562, Washington, DC, USA
15. Nguyen L.T., Ogburn M.E., Gilbert W.P., Kibler K.S., Brown P.W., Deal P.L., Simulator study of stall/post-stall characteristics of a fighter airplane with relaxed longitudinal static stability, *NASA-TP-1538*, NASA Langley Research Center, Hampton, USA, 1979
16. Norton F.H., The measurement of the damping in roll on a JN4h in flight, *NACA-TR-167*, NACA, Hampton, USA, 1924
17. Tischler M.B., Remple R.K., *Aircraft and Rotorcraft System Identification*, AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, USA, 2 wyd., 2012

Nonparametric identification of an object excited with D-optimal multi-step signals

In the article, results of the nonparametric system identification from frequency responses are presented. A nonlinear simulation model of the F-16 aircraft was excited with simultaneous D-optimal lateral multi-step inputs. A discrete wavelet transform and genetic algorithm were used to design those signals. The registered model response was used to identify a linear model of the object under study. Half-sine overlapping windows and chirp-Z algorithm were used to transform the data from the time to frequency domain. The estimated amplitude and phase plots were compared with those obtained from the simulation model. In the paper, future steps of the proposed methodology are also presented.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

METODA PLANOWANIA TRASY LOTU SAMOLOTU W PRZESTRZENI FRA WYKORZYSTUJĄCA WIELOKRYTERIALNE WAGI NA KRAWĘDZIACH GRAFU

Andrzej Majka, Jowita Pawluczy

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych

e-mail: andrzej.majka@prz.edu.pl

Tomasz Rogalski

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania

Wśród najważniejszych problemów stojących współcześnie przed transportem lotniczym wyróżnić można niekorzystne oddziaływanie samolotów transportowych na środowisko naturalne oraz rosnące koszty przewozów. Jedną z możliwości poprawy tej sytuacji jest lepsze dopasowanie sposobu realizacji zadań do charakterystyk współcześnie użytkowanych samolotów transportowych z uwzględnieniem wszystkich wymagań i ograniczeń funkcjonujących w ruchu lotniczym oraz wpływów środowiskowych. Znalazło do odzwierciedlenie w zadaniach naukowo-badawczych realizowanych w ramach programu SESAR. Dążenie do minimalizacji niekorzystnego oddziaływania samolotów na środowisko naturalne realizowane jest między innymi poprzez odpowiednie kształtowanie tras, charakteryzujących się minimalnym zużyciem paliwa bądź minimalną emisją substancji szkodliwych. Optymalizowane trasy muszą jednak uwzględniać warunki obowiązujące w przestrzeni powietrznej (strefy zakazane, restrykcje, zagrożenia pogodowe itp.). Praca przedstawia metodą pozwalającą na uwzględnienie warunków i ograniczeń funkcjonujących w przestrzeni powietrznej poprzez odpowiedni dobór wielokryterialnych wag na krawędziach grafu modelującego przestrzeń powietrzną.

1. Wstęp

System transportowy Europy zdeterminowany jest jej przeszłością historyczną. Do drugiej wojny światowej Europę stanowiło szereg niezależnych państw, nie związanych ze sobą gospodarczo ani politycznie. Jednak wspólna w znacznej części historia i kultura narodów zamieszkujących kontynent europejski wywołała narastanie tendencji zjednoczeniowych. Unia Europejska powstała 1 listopada 1993 r., na mocy podpisanego 7 lutego 1992 r. traktatu z Maastricht, który był efektem wieloletnich starań integracyjnych w zakresie politycznym, gospodarczym i społecznym jej przyszłych członków. Obecnie jest to związek gospodarczo-polityczny 28 demokratycznych państw europejskich. Za zjednoczeniem gospodarczo-politycznym podąża również integracja systemów transportowych, w tym systemu transportu lotniczego.

Data powstania Unii Europejskiej nie oznacza początku tworzenia wspólnego systemu transportu lotniczego. Początek tego procesu został zapoczątkowany znacznie wcześniej. Już w 1955 roku została założona międzynarodowa organizacja pod nazwą Europejska Konferencja Lotnictwa Cywilnego (ang. European Civil Aviation Conference), w skrócie ECAC. ECAC powstała w celu zharmonizowanie polityki oraz praktyk w zakresie lotnictwa cywilnego wśród jej państw członkowskich. Misją organizacji jest promocja ciągłego rozwoju bezpiecznego, wydajnego i zrównoważonego systemu transportu lotniczego w Europie. Organizacja odgrywa kluczową rolę we wspieraniu swoich 44 państw członkowskich w rozwiązywaniu problemów, z jakimi mierzy się sektor lotnictwa cywilnego w Europie, w szczególności odnośnie bezpieczeństwa, ochrony, ułatwień, ochrony środowiska, szkoleń, a także kwestii ekonomicznych i prawnych (PANSA).

Mimo zakrojonych na bardzo szeroką skalę działań, nie udało się rozwiązać większości problemów wynikających z rozwoju systemu transportu lotniczego w tak złożonym środowisku, jakim jest obszar Europy, a w szczególności Unii Europejskiej. W Europie system zarządzania przestrzenią powietrzną oraz ruchem lotniczym (ang. ATM – Air Traffic Management) jest cząstkowy, rozdrobniony i zdominowany przez krajowe podmioty posiadające monopol na świadczenie usług w zakresie ATM. Niska wydajności systemu wynika z funkcjonalnego podziału przestrzeni powietrznej według granic państwowych, który w pewnym zakresie nadal obowiązuje. Graniczny podział przestrzeni powietrznej spowodował, że europejski system ATM stanowi swoistą mozaikę krajowych systemów ATM. Nieodpowiednia organizacja oraz brak pełniej integracji systemu ATM skutkuje między innymi:

- mało efektywną strukturą europejskiej sieci dróg lotniczych, a w konsekwencji niepotrzebnym wydłużeniem tras i czasu lotu, dodatkowym zużyciem paliwa, zwiększoną emisją substancji szkodliwych, zawyżonymi kosztami itd.,
- opóźnieniami w ruchu lotniczym,
- zaniżonym poziomem wydajności,
- zróżnicowanymi wymaganiami w zakresie bezpieczeństwa, ekonomiki i przepustowości wynikającymi z możliwości krajowych Dostawców Usług Nawigacji Lotniczej (ang. – ANSP Air Navigation Service Provider),
- wysokimi kosztami spowodowanymi eksploatacją nadmiernej ilości przestarzałych urządzeń i systemów nawigacyjnych i innych elementów infrastruktury (ang. CNS – Communication, Navigation and Surveillance oraz ATM),
- opóźnieniami w zakresie wdrażania nowych technologii.

Problemy te nie były bardzo palące przy mniejszej intensywności ruchu lotniczego. Lecz obecnie w europejskiej przestrzeni powietrznej codziennie odbywa się około 27 tys. lotów kontrolowanych. W 2015 r. w Europie zrealizowano ponad 9,9 mln operacji IFR, a prognozy przewidują ich wzrost o 16% do 2022 r. (tabela 1).

Tabela 1. Sumaryczna liczba lotów IFR w Europie (obszar ECAC) [2]: prognoza B – średnia, H – maksymalna, L – minimalna

Obszar ECAC		2012	2014	2016	2018	2020	2022
Loty IFR (w tys.)	H			10,293	11,092	11,997	12,868
	B	9,710	9,770	10,153	10,578	11,091	11,535
	L			10,023	10,140	10,335	10,440
Roczny wzrost	H			3,8%	4,3%	4,3%	3,6%
	B	−2,2%	1,7%	2,4%	2,1%	2,5%	2,1%
	L			1,1%	0,3%	1,0%	0,6%

W efekcie wzrostu liczby lotów Europa stoi przed kryzysem przepustowości przestrzeni powietrznej, ponieważ prognozuje się, że liczba lotów wzrośnie nawet o 50% w ciągu najbliższych 10-20 lat. Niska efektywność spowodowana rozdrobnieniem europejskiej przestrzeni powietrznej wywołuje co roku dodatkowe koszty w wysokości ok. 5 mld euro, które są ponoszone głównie przez przewoźników i pasażerów. Obwiązujące zasady planowania lotów sprawiają, że plany lotu rzadko są zgodne z ich operacyjną realizacją. Efektem tego jest niska przewidywalność ruchu lotniczego, wpływająca na duże obciążenie kontrolerów ruchu lotniczego w trakcie rozwiązywania sytuacji konfliktowych oraz na duże opóźnienia w ruchu lotniczym. Brak możliwości skutecznej optymalizacji trasy na etapie planowania lotu sprawia, że europejskie trasy lotu są wydłużone średnio o 42 km w stosunku do rozwiązań optymalnych, co w konsekwencji oznacza większe zużycie paliwa, wzrost emisji zanieczyszczeń, wyższe koszty dla użytkowników [12], [13], [14].

Odpowiedzią na te problemy było zainicjowanie programu SESAR (Single European Sky ATM Research) stanowiącego technologiczny filar SES [14]. Celem tego programu jest opracowanie i wdrożenie nowoczesnego systemu ATM, pozwalającego zwiększyć przepustowość sieci ATM, aby sprostać stale rosnącej ilości operacji lotniczych przy jednoczesnej poprawie wskaźników ekonomicznych i bezpieczeństwa. Zastosowanie nowoczesnych technologii i procedur pozwoli również na zredukowanie negatywnego wpływu transportu lotniczego na środowisko naturalne. Skuteczna realizacja programu SESAR w znacznym stopniu przyczyni się do osiągnięcia w 2020 roku strategicznych celów SES [14]:

- trzykrotnego zwiększenia przepustowości,
- poprawy wskaźników bezpieczeństwa,
- 10% redukcji negatywnego wpływu lotnictwa na środowisko naturalne,
- 50% redukcji kosztów ATM (do poziomu porównywalnego z kosztami w USA).

Jednym z rozwiązań rozwijanych w ramach programu SESAR jest zmiana zasad planowania i wykonywania lotów. Obecnie wszystkie loty kontrolowane są planowane wzdłuż stałych bądź warunkowych dróg lotniczych. Ten sposób nie pozwala jednak na łączenie punktu początkowego i końcowego trasy w sposób najkorzystniejszy. Nowy sposób planowania trasy daje pewną swobodę w doborze trajektorii lotu samolotu. Dlatego taki sposób planowania lotów nosi nazwę swobodnego planowania trasy, a przestrzeń powietrzna, w której można będzie tak planować loty nosić będzie nazwę przestrzeni swobodnie planowanych tras przelotu (ang. FRA – Free Route Airspace).

FRA to rodzaj przestrzeni powietrznej, w której użytkownicy mogą swobodnie planować trasę przelotu pomiędzy punktem wejścia a określonym punktem wyjścia, z możliwością planowania trasy przez punkty nawigacyjne pośrednie, publikowane lub niepublikowane, w zależności od dostępności przestrzeni powietrznej. W przestrzeni FRA loty podlegają kontroli służb ATC. Przestrzeń FRA jest systematycznie rozwijana od 2008 r. i obecnie wiele operacji lotniczych w Europie odbywa się zgodnie z zasadami FRA [3], [6], [9]. Pewne problemy mogą pojawić się przy wdrażaniu FRA w dolnej przestrzeni powietrznej, poniżej FL305. Wynika to z charakteru ruchu lotniczego i dużej różnorodności użytkowników przestrzeni powietrznej. Wśród nich należy szczególną uwagę zwrócić na loty niekomercyjne (ang. General Aviation, GA), małych przewoźników komercyjnych (ang. Business Aviation, BA) oraz planowane przyszłe operacje cywilnych aparatów bezzałogowych, zdalnie sterowanych (ang. Remotely Piloted Aircraft Systems, RPAS). Obecnie w większości krajów europejskich w dolnej przestrzeni powietrznej loty planowane są według zasada planowania trasowego. Jednak ich praktyczna realizacja jest zbliżona do ruchu zgodnego z zasadami FRA, dzięki zastosowaniu skrótów na poziomie operacyjnym. Powoduje to wiele problemów, wśród których najważniejsze to:

- stosunkowo duża różnica między planowanymi trasami a operacyjnie realizowaną,
- brak optymalnego planowania trasy na etapie planu lotu (lot jest inny niż planowano),
- niezdolność do optymalnego planowania trasy na etapie planowania lotu (tor lotu jest inny niż planowano),
- niska przewidywalność ruchu lotniczego wpływająca na problemy ze strukturyzacją przestrzeni powietrznej i wiele innych czynników zależnych od tego.

Wprowadzenie zasad FRA, zarówno na etapie planowania jak i operacyjnym, zmniejszy te niekorzystne czynniki do minimum. Ponadto FRA wydaje się być lepszym sposobem na przezwyciężenie niektórych problemów związanych z wydajnością, przepustowością i problemami środowiskowymi, z jakimi boryka się lotnictwo, niż obecnie stosowany sposób planowania lotów.

W celu pełnego wykorzystania walorów przestrzeni FRA zaplanowane trasy powinny być optymalizowane. Wysoka przewidywalność ruchu lotniczego pozwoli również wykonywać loty jak najbliżej ich optymalnej formy.

Odpowiednie planowanie lotu jest wymagającym zadaniem ze względu na złożoność przestrzeni powietrznych i konieczność optymalizacji trasy lotu. Dlatego już dziś istnieje wiele firm oferujących wyspecjalizowane systemy komputerowe do wyznaczania optymalnych tras lotu i przygotowywania na ich podstawie odpowiednich planów lotu (ang. Computational Flight System Planning). Firmy CFSP wspierają planowanie lotów dla różnych użytkowników przestrzeni powietrznej (linie lotnicze, prywatni piloci itp.). Wśród liderów branży CFSP wymienić należy: Sabre, Lufthansa Systems, Jeppesen. Są one wspierane przez szereg mniejszych graczy.

Duże linie lotnicze i niektórzy mniejsi użytkownicy (np. BA) korzystają z oprogramowania opracowanego przez specjalizowane firmy CFSP. Jednak większość użytkowników GA planuje lot z wykorzystaniem tradycyjnych metod, z ograniczonym zastosowaniem metod automatycznych. W efekcie zaplanowane trasy są dalekie od ich optymalnych postaci, a składane plany lotu często są odrzucane na etapie walidacji przez Eurocontrol, w wyniku niemożności uwzględnienia wszystkich ważnych czynników w procesie „ręcznym". Sposobem na poprawę sytuacji tej grupy użytkowników przestrzeni powietrznej jest opracowanie ogólnie dostępnego systemu planowania lotów, wykorzystującego aktualne informacje (pogodowe, ruchowe i inne) oraz posiadającego moduł optymalizacji tras dla zadanych kryteriów. Taki system pozwoli na:

- zwiększenie przewidywalności ruchu lotniczego, dzięki czemu zminimalizowane zostaną opóźnienia w ruchu lotniczym i poprawi się wykorzystanie przestrzeni powietrznej oraz zwiększy się wydajność i przepustowość lotnisk,
- trasy lotów zbliżą się do optymalnych przebiegów na tyle na ile to będzie możliwe w złożonym środowisku wykonywania lotów, co zminimalizuje oddziaływanie ruchu lotniczego na środowisko i obniży koszty użytkowników,
- zmniejszenie obciążenia pracą kontrolerów ruchu lotniczego (ang. Air Traffic Controlers, ATCOs), ponieważ część problemów może być rozwiązywana na etapie planowania lotu.

Opracowany system nie będzie stanowił konkurencji w stosunku do obecnie istniejących systemów CFSP, ale raczej uzupełni rynek usług CFSP o rozwiązanie zorientowane na mniejszych użytkowników przestrzeni powietrznej (GA, BA, RPAS). Wynika to z faktu, że opracowywany system pozwoli określić optymalną trajektorię i automatycznie złożyć plan lotu, lecz nie będzie posiadał innych funkcjonalności typowych dla komercyjnych systemów CFSP.

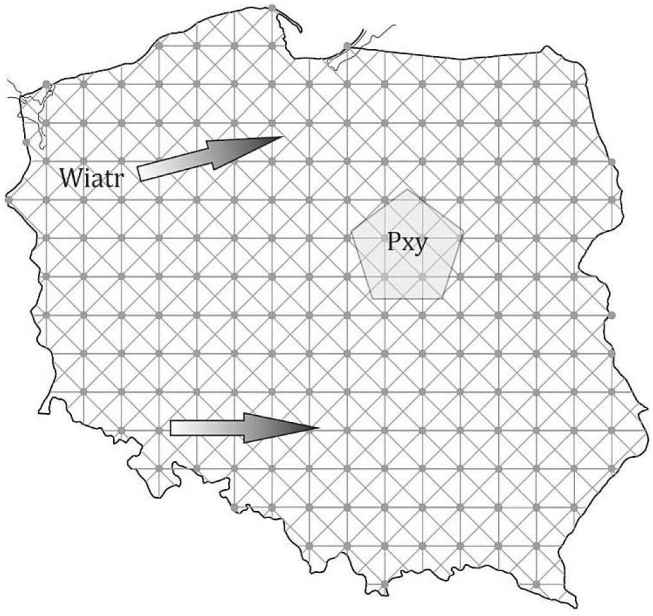
Zaawansowane, komercyjne systemy CFSP wymagają dostępu do publikacji RAD, AUP, NOTAM, DCT i innych oraz aktualnych danych samolotu. Posiadają również funkcje wspomagające zarządzanie firmą lotniczą (zarządzanie rotacją samolotów, załóg itp.). Systemy komercyjne wykorzystują różne modele przestrzeni powietrznej, modele samolotów i złożone procedury optymalizacyjne w celu określenia optymalnych tras samolotów. Ta informacja jest najważniejszą tajemnicą firmy i nigdy nie jest publikowana. Brak jest również oficjalnych modeli przestrzeni powietrznej, które stanowiłyby pewien rodzaj standardu przy planowaniu optymalnych tras.

Dlatego pracownicy Politechniki Rzeszowskiej – w ramach projektu SESAR 2020 PJ06 ToBeFREE [14] – zaproponowali nowy model przestrzeni powietrznej, który może być wykorzystany do określenia optymalnej ścieżki samolotu na etapie przygotowania planu lotu. Model ten został odpowiednio dobrany, aby pozwalał rozwiązywać zadania wyznaczania optymalnych tras samolotu dla różnych rodzajów przestrzeni powietrznej, zapewniając dostateczną dokładność oraz zdolność do uwzględnienia wszystkich istotnych czynników na etapie przygotowywania planu lotu. Model ten pozwala również wystarczająco efektywne zaplanowanie trajektorii optymalnej dla różnych rodzajów kryteriów. Na etapie V1 zaproponowano nowy model przestrzeni powietrznej, który został zweryfikowany i zatwierdzony. Pozytywne wyniki tej fazy pozwalają stwierdzić, że proponowany model przestrzeni powietrznej nadaje się do wykorzystania w systemie planowania lotów. Na poziomie V2 zostanie wdrożony optymalny algorytm planowania lotu w proponowanej WPZiB, a także zostanie wykazana możliwość określenia optymalnego lotu poprzez wykonanie odpowiednio zaplanowanej i przeprowadzonej walidacji. Zbadana zostanie

możliwość planowania optymalnej trasy lotu, zarówno zgodnie z obecną ograniczoną koncepcją FRA (tylko poprzez pośrednie opublikowane punkty trasy), jak i zgodnie z pełną koncepcją FRA (za pośrednictwem pośrednich opublikowanych lub/i niepublikowanych waypointów). W pierwszym etapie trasa zostanie wyznaczona dla kryterium długości minimalnej. W kolejnym etapie będą brane pod uwagę inne kryteria, a także możliwość uwzględnienia dodatkowych czynników, takich jak: pogoda, ograniczenia, obszary o ograniczonym dostępie itp. W wyniku walidacji, zdolność systemu do zaplanowania optymalnej trasy zostanie zademonstrowany, zostanie określona jego efektywność i zostaną przedstawione możliwości poprawy wskaźników wydajności charakteryzujących lot (odległość, zużycie paliwa i /lub redukcja emisji).

2. Model przestrzeni powietrznej

Proponuje się, żeby modelem przestrzeni powietrznej był graf (rys. 1) o strukturze odwzorowującej najważniejsze cechy, ograniczenia i restrykcje obowiązujące w danym momencie, składający się z węzłów i krawędzi, którym będą mogły być przypisywane odpowiednie wagi [1], [8], [11]. Trajektoria samolotu w przyjętym modelu przestrzeni powietrznej reprezentowana będzie przez zbiór wierzchołków grafu oraz krawędzi, wzdłuż których poruszał się będzie samolot. Wierzchołki grafu opisane będą współrzędnymi geograficznymi, zaś położenie samolotu określane będzie wysokością i czasem w punktach węzłowych grafu.



Rys. 1. Model przestrzeni powietrznej w postaci grafu z zaznaczeniem strefy zakazanej i warunków pogodowych

Trajektoria w grafie opisane będzie więc w postaci łamanej opartej na wielu węzłach i łączących je krawędziach. Węzły te jednak nie będą traktowane jako punkty nawigacyjne (WP), lecz będą tylko definiowały wstępny kształt trasy lotu. Trasa ta zostanie w kolejnych etapach poddana obróbce mającej na celu „wyprostowanie" trasy początkowe z warunkiem minimalizacji punktów zwrotnych bez istotnego pogarszania jakości wyniku. Dopiero wersja końcowa trasy („wyprostowana") będzie wykorzystywana do złożenia planu lotu.

Problem, który może zostać opisany modelem w postaci grafu definiowanego węzłami (wierzchołkami), krawędziami i wagami przypisanymi do krawędzi może być rozwiązywany klasycznymi metodami poszukiwania ścieżki ekstremalnej. Może tu być wykorzystany algorytm Dijkstry, opracowany przez holenderskiego informatyka Edsgera Dijkstrę [1], [11], służący do znajdowania

najkrótszej ścieżki z pojedynczego źródła w grafie o nieujemnych wagach krawędzi. Ponieważ wagi przypisane krawędziom będą oznaczały odległość pomiędzy węzłami, koszt pokonania tej odległości lub inne podobne wielkości, to wagi zawsze będę spełniały warunek nieujemności.

3. Sformułowanie problemu

Problem poszukiwania najkrótszej ścieżki polega na znalezieniu w grafie ważonym najkrótszego połączenia pomiędzy danymi wierzchołkami. W przypadku poszukiwania optymalnej trasy lotu samolotu (najkrótszej ścieżki z danego punktu widzenia), należy uwzględnić wiele czynników różnego typu. Wśród nich należy uwzględnić:

- prędkość i kierunek wiatru w każdym punkcie przestrzeni powietrznej,
- położenie i kształt stref zakazanych, niebezpiecznych, ograniczonych itd.
- obowiązujące restrykcje.

Można również wziąć pod uwagę dodatkowe czynniki, takie jak:

- bieżąca i planowana dostępność przestrzeni powietrznej,
- położenie stref o planowanym wysokim prawdopodobieństwie wystąpienia sytuacji konfliktowych,
- prognozowane położenie i sposób przemieszczania się zagrożeń pogodowych (strefy burz).

Koncepcja nowego modelu przestrzeni powietrznej w postaci grafu pozwala na zgłoszenie przez użytkownika statku powietrznego jedynie wlotu i wylotu z sektora powietrznego. Trasa planowana będzie automatycznie z ominięciem:

- stref zakazanych,
- zagrożeń pogodowych,
- obszarów o wysokim prawdopodobieństwie wystąpienia konfliktów [6],
- z uwzględnieniem wszystkich typów restrykcji występujących na danym terenie.

Trajektoria samolotu reprezentowana jest przez zbiór wierzchołków grafu oraz krawędzi, wzdłuż których porusza się samolot. Wierzchołki grafu opisane są współrzędnymi geograficznymi (rys. 1), zaś położenie samolotu określane jest wysokością i czasem w punktach węzłowych trasy. Tak zdefiniowana trajektoria nosi nazwę trajektorii 4D.

Problem, który może zostać opisany modelem w postaci grafu, definiowanego węzłami (wierzchołkami), krawędziami i wagami przypisanymi do krawędzi może być rozwiązywany metodami poszukiwania ekstremalnej ścieżki. Węzły, krawędzie i wagi są parametrami modelu grafowego, który może reprezentować różne zagadnienia w różnych sytuacjach (np. strefy zakazane, obszary o dużym zagęszczeniu ruchu lotniczego itp.). Planowanie trasy odbywać się będzie według sekwencyjnego algorytmu w oparciu o parametry modelu grafowego.

Zagadnienie ruchu samolotu w rzeczywistym środowisku jest na tyle złożone, że nie można go opisywać pojedynczą wagą przyporządkowaną do krawędzi grafu. Waga powinna odzwierciedlać wiele różnych czynników wzajemnie na siebie oddziaływujących. Dlatego analizowane wagi w grafie modelującym przestrzeń powietrzną będą miały postać wielowymiarową o złożonym charakterze związków definiowanych funkcją agregującą. Zastosowanie wagi wielowymiarowej pozwoli uwzględnić wiele atrybutów przestrzeni powietrznej oraz ruchu lotniczego w postaci wag cząstkowych, których udział w zagregowanej wadze będzie zależał od postaci funkcji agregującej.

Problem wyznaczania ścieżki optymalnej w grafie z bezwarunkowym ominięciem pewnych obszarów (strefy zakazane, restrykcje), lub zalecanym ominięciem innych obszarów lub potrzebą uzyskania separacji względem tych obszarów (zagrożenia pogodowe, obszary o dużym prawdopodobieństwie wystąpienia konfliktów) może być rozwiązany metodą odpowiedniego doboru wag

na krawędziach grafu modelującego przestrzeń powietrzną. Takie ujęcie problemu daje dodatkową korzyść polegającą na tym, że można wyznaczać trasę dla jednego bądź kilku kryteriów (np. koszt, zużycie paliwa, emisja, Cost Index) z uwzględnieniem innych ograniczeń, przy zastosowaniu niezmiennej postaci algorytmu.

W przypadku modelu o wagach deterministycznych problem polega na znalezieniu najkrótszej ścieżki w grafie G:

$$G = \langle V, E, W \rangle$$

gdzie: V – zbiór wierzchołków grafu, E – zbiór krawędzi grafu, W – zbiór wielowymiarowych wag na krawędziach grafu (zbiór wag jest zbiorem dyskretnym)

$$W = f(w_1, w_2, \ldots, w_n)$$

f – funkcja agregująca wagi cząstkowe w_i dla krawędzi grafu G, V, E, W – są parametrami modelu grafowego.

Sformułowanie zadania optymalizacji wielokryterialnej z wykorzystaniem modelu opartego na informacji deterministycznej ma postać:

$$opt\{f(X) : \quad X \in Q;\ f = (w_1(X), w_2(X), \ldots, w_n(X)) \in R\}$$

gdzie: f – funkcjonał jakości, $w_i(X)$ – wartości wag na krawędziach grafu (wskaźniki cząstkowe), $X = \{x_1, x_2, \ldots, x_m\}$ – zbiór argumentów (parametrów) modelu, $Q = \{q_1, q_2, \ldots, q_p\}$ – zbiór dopuszczalnych rozwiązań (decyzji), $R = \{r_1, r_2, \ldots, r_n\}$ – dopuszczalna skala klasyfikacji.

Funkcjonał jakości definiowany w postaci:

$$f = (w_1(X), w_2(X), \ldots, w_n(X))$$

zależy od wartości wag w_i na krawędziach grafu. Agregacja wskaźników w_i jest obecnie przedmiotem badań i zależy od warunków rozwiązywanego zadania. Część wskaźników w_i odzwierciedla jakościowe kryteria cząstkowe wykorzystywane w procesie optymalizacji (np. elementarną odległość przebytą przez samolot pomiędzy węzłami, koszt pokonania elementarnego odcinka trasy itp.), a część karę za przekroczenie ograniczeń optymalizacji.

3.1. Omijanie strefy zakazanej

Samolot w trakcie lotu musi ominąć wszystkie strefy zakazane. W związku z tym już na etapie planowania lotu trasa musi być wyznaczona z ominięciem takich stref. Odpowiednią postacią funkcji kary, która zapewni ominięcie stref, będzie zewnętrzna funkcja kary. Będzie ona narastała w przypadku zbliżania się samolotu do strefy, na kierunku lotu. Dla przykładowej postaci funkcji agregującej f, problem można sformułować w poniższy sposób [1], [8].

Dla grafu:

$$G = \langle V, E, w_f \rangle$$

gdzie: w_1 – długość krawędzi w grafie, $w_1 \in (0, +\infty)$

$$w_f = f(w_1, \{w_2\}) \qquad \{w_2\} = \{w_{21}, \ldots, w_{2n}\}$$

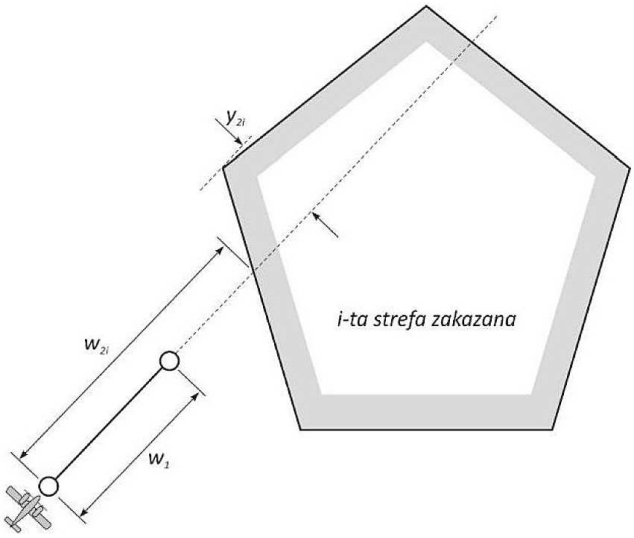
w_{2i} – odległości krawędzi grafu od i-tej strefy zakazanej

$$f(w_1, w_{21}, \ldots, w_{2n}) = w_1\Big(\frac{1}{\prod w_2 i} + 1\Big)$$

lub

$$f(w_1, w_{21}, \ldots, w_{2n}) = w_1 \prod \Big(\frac{y_{2i}}{w_{2i}} + 1 \Big)$$

należy wyznaczyć trasę o najmniejszej wartości funkcjonału jakości f. Odpowiednie sfomułowanie funkcjonału jakości, będącego sumą kryteriów przypisanych poszczególnym krawędziom pomnożonych przez funkcję kary, zapewnia wyznaczenie trasy z ominięciem stref zakazanych. W rozpatrywanym przypadku uwzględniono tylko jedno kryterium jakości w_1, które nazwano umownie odległością. Nie zmniejsza to jednak ogólności rozważań. Na rysunku 2 przedstawiono zasadę wyznaczania odległości samolotu od i-tej strefy zakazanej znajdującej się na kierunku lotu.



Rys. 2. Odległość samolotu na danym odcinku lotu (krawędzi grafu) od i-tej strefy zakazanej

3.2. Omijanie zagrożeń pogodowych

W przypadku zagrożeń pogodowych bądź obszarów o dużym prawdopodobieństwie wystąpienia konfliktów zastosowano inne podejście do problemu. Obszary te nie muszą być bezwzględnie omijane, z drugiej strony trudno określić jest ich granicę. Pożądane by jednak było zachowanie odpowiedniej separacji. Zagwarantuje to wybór wewnętrznej funkcji narastającej od granicy w stronę centrum tego obszaru. Intensywność narastania funkcji kary zależeć będzie od odpowiednio dobranego współczynnika wagowego. Wybór jednak tego współczynnika nie jest analizowany w ramach tej pracy i powinien stanowić przedmiot osobnych analiz.

Problem wyznaczania tras z ominięciem zagrożeń pogodowych, dla przykładowej postaci funkcji agregującej f, można sformułować w poniższy sposób [1], [8].

Dla grafu

$$G = \langle V, E, w_f \rangle$$

gdzie:

$$w_f = f(w_1, w_s, w_p)$$

w_1 – długość krawędzi w grafie, $w_1 \in (0, +\infty)$

$$\{w_s\} = \{w_{s1}, \ldots, w_{sn}\}$$

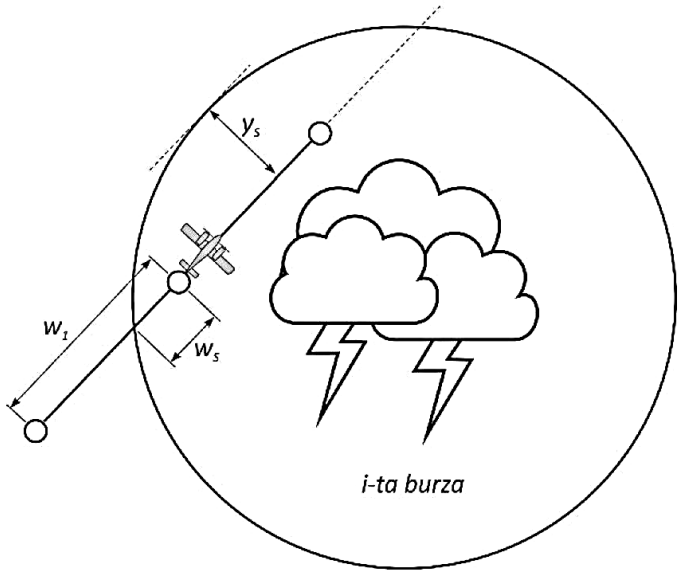
w_{si} – głębokość wnikania w i-te centrum burzy, w_{pi} – prawdopodobieństwo wystąpienia i-tej burzy, $w_{pi} \in [0, 1]$

$$f(w_1, w_s, w_p) = w_1(w_s w_p + 1)$$

lub

$$f(w_1, w_s, w_p) = w_1(w_s y_s w_p + 1)$$

wyznaczyć trasę o najmniejszej wartości zagregowanego funkcjonału jakości f. Przykładowe sfomułowanie funkcjonału jakości, będącego sumą kryteriów przypisanych poszczególnym krawędziom pomnożonych przez odpowiednią funkcję kary, zapewnia wyznaczenie trasy z separacją względem obszarów zagrożenia. Dzięki wprowadzeniu prawdopodobieństwa wystąpienia burzy w_p, algorytm omija bardziej prawdopodobne burze z wyższym priorytetem. W rozpatrywanym przypadku uwzględniono tylko jedno kryterium jakości w_1, które nazwano umownie odległością. Nie zmniejsza to jednak ogólności rozważań. Na rysunku 3 przedstawiono zasadę wyznaczania odległości samolotu od i-tej strefy zakazanej znajdującej się na kierunku lotu.



Rys. 3. Głębokość wnikania samolotu na danym odcinku lotu (krawędzi grafu) w i-tą strefę zagrożenia

4. Zakończenie

Proces planowania lotu, w szczególności dla nowej koncepcji swobodnie planowanych tras przelotu (FRA), może zostać ulepszony poprzez wykorzystanie zautomatyzowanego systemu wyznaczającego optymalną trasę lotu na podstawie wszelkich dostępnych informacji. Opracowania systemu, który w sposób automatyczny zaplanuje lot, wymaga przyjęcia odpowiednich założeń oraz opracowania niezbędnych modeli oraz algorytmów obliczeniowych, takich jak [5], [7], [10]:

- model samolotu, model przestrzeni powietrznej, model trasy lotu, model ruchu lotniczego, model środowiska zewnętrznego, itp., oraz
- algorytm optymalizujący automatycznie wygenerowaną trasę przelotu dla zadanej funkcji kryterialnej.

Potrzeba uwzględnienia wielu czynników o charakterze ograniczeń wymaga na etapie planowania lotu specyficznego podejścia do problemu wyznaczania optymalnej trasy samolotu. Dla modelu przestrzeni powietrznej w postaci grafu można zaproponować odpowiedni dobór wielokryterialnych wag na krawędziach grafu, z których część będzie odzwierciedlała obowiązujące ograniczenia lub zalecenia. Dobór odpowiednich wag, wpływających na ich ważność na etapie poszukiwania optymalnej trasy, stanowi przedmiot badań w ramach projektu SESAR 2020 PJ06 ToBeFREE. Badania koncentrują się na określaniu wrażliwości modelu na zakres zmienności wag dla różnych postaci funkcji agregujących. W szczególności oceniany jest:

- wpływ zakresu zmienności wag na zmianę kształtu ścieżki krytycznej,
- wpływ zakresu zmienności wag na zmianę długości ścieżki krytycznej.

Wagi są wyznaczane metodą optymalizacji statycznej dla kryterium minimalizacji parametru ścieżki krytycznej (np. długości). Wyniki prac zostaną opublikowane po zakończeniu badań.

Bibliografia

1. Deo N., *Teoria grafów i jej zastosowania w technice i informatyce*, Biblioteka Naukowa Inżyniera, PWN, Warszawa, 1980
2. Eurocontrol, Flight Movements and Service Units 2016-2022, Eurocontrol Seven-Year Forecast February 2016, European Organisation for the Safety of Air Navigation
3. Eurocontrol, Free Route Airspace developments. For a route-free European network. Eurocontrol Edition, 2016
4. Jiang S., Feng Z., Zhang X., Wang X., Rao G., A multi-dimension weighted graph-based path planning with avoiding hotspots, *Knowledge Graph and Semantic Computing: Semantic, Knowledge, and Linked Big Data, First China Conference*, Beijing, 2016
5. Kopecki G., Pęczkowski M., Rogalski T., Przykładowy algorytm wyznaczania trasy przelotu w przestrzeni lotów swobodnych, *Autobusy*, 2017, **6**
6. Krzyżanowski M., Conflict free and efficient flight rutes planning in free route airspace, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Transport*, 2013, **95**
7. Murrieta-Mendoza A., Mugnier P., Botez R.M., Vertical and horizontal flight reference trajectory optimization for a commercial aircraft, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA SciTech Forum*, 2017, AIAA 2017-1241
8. Piech H., *Wielokryterialna optymalizacja na bazie wiedzy niepewnej*, Wydawnictwo Politechniki Częstochowskiej, Częstochowa, 2007
9. Skorupski J., *Współczesne Problemy Inżynierii Ruchu Lotniczego. Modele i Metody*, Praca zbiorowa, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2014
10. Tomczyk A., Rogalski T., Bakunowicz J., Koncepcja przygotowania i koordynacji planów lotów IFR w obszarze lotów swobodnych, *Autobusy*, 2016, **6**, 707-713
11. Włoch A., Włoch I., *Matematyka dyskretna*, Oficyna Wydawnicza PRz, Rzeszów, 2008
12. https://www.eurocontrol.int, Eurocontrol (dostęp od czerwica 2018)
13. http://www.pansa.pl/, Polska Agencja Żeglugi Powietrznej, PAŻP (dostęp od czerwca 2018)
14. https://www.sesarju.eu, SESAR JU (dostęp od czerwca 2018)

Projekt otrzymał finansowanie z europejskiego programu badawczo-innowacyjnego „Horyzont 2020” w ramach umowy grantowej nr 734129.

The aircraft path planning method in the FRA airspace using multi-dimension weights on graph edges

Among the most important problems currently faced by the air transport, one can distinguish the impact of aircraft on the natural environment and the rising costs of air transport. One of the possibilities to improve this situation is to better fit the aircraft path to characteristics of currently used transport aircraft, to take into account all requirements and limitations that exist in airspace as well as environmental influences. It has been reflected in the research task carried out under the SESAR program. The efforts to minimize the impact of aircraft on the natural environment are implemented, among others, through appropriate shaping of aircraft routes characterized by minimal fuel consumption or minimal emission of harmful substances. However, the optimized routes must take into account conditions existing in the airspace (prohibited zones, restrictions, weather hazards, etc.). The work presents a method that allows taking into account the conditions and limitations that exist in the airspace through appropriate selection of multi-criteria weights on the edges of the graph modelling the airspace.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

ZAUTOMATYZOWANY ALGORYTM PLANOWANIA LOTU SAMOLOTU W PRZESTRZENI FRA

Andrzej Majka, Jowita Pawluczy

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych

e-mail: andrzej.majka@prz.edu.pl

Tomasz Rogalski

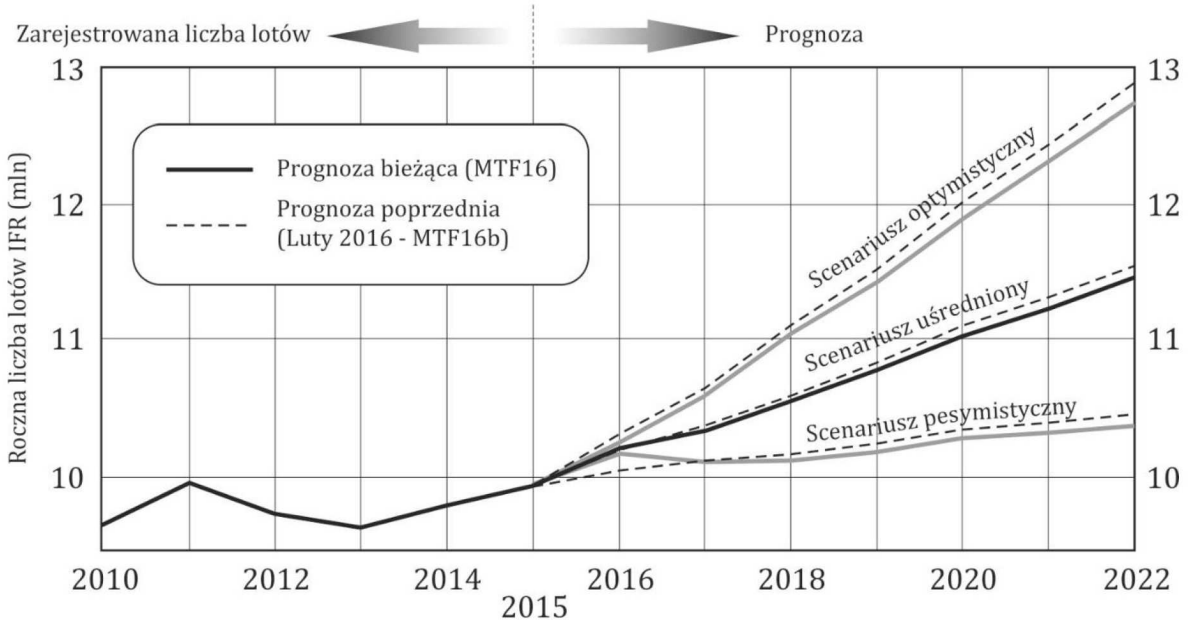
Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania

Odpowiedzią na rosnące problemy zarządzania ruchem lotniczym i zarządzania przestrzenią powietrzną w Europie są nowe rozwiązania opracowywane, testowane i wdrażane w ramach programu SESAR. Jednym z proponowanych rozwiązań jest zmiana koncepcji zarządzania ruchem lotniczym pozwalająca na planowanie i wykonywanie lotów pomiędzy punktem początkowym i końcowym trasy wzdłuż najkrótszej ścieżki, z pominięciem dróg lotniczych (Free Flight). Koncepcja ta będzie mogła być realizowana w odpowiednio przygotowanej przestrzeni powietrznej noszącej nazwę Free Route Airspace (FRA). Konieczność uwzględnienia bardzo wielu czynników na etapie przygotowywania planu lotu w przestrzeni FRA sprawia, że bez narzędzi wspomagających osobę przygotowującą taki plan lotu, zadanie może okazać się bardzo trudne. Również wykorzystanie wszystkich potencjalnych korzyści, jakie niesie nowy sposób wykonywania lotów, może okazać się niemożliwe. Dlatego konieczne będzie wykorzystywanie systemów wspomagających przygotowywanie planów lotu w przestrzeni FRA. Duże firmy lotnicze mogą zakupić odpowiednie systemy komercyjne, które już dzisiaj są oferowane na rynku. Jednaka dla mniejszych użytkowników są one zbyt drogie. Artykuł prezentuje koncepcję algorytmu planowania optymalnej trasy lotu w przestrzeni FRA, opierającego się na modelu przestrzeni powietrznej w postaci grafu. Algorytm taki może być wykorzystywany w zautomatyzowanych systemach planowania lotu dostępnych dla niekomercyjnych użytkowników (General Aviation) lub mniejszych firm lotniczych (Business Aviation, Remotely Piloted Aircraft Systems). Pozwoli on na uwzględnienie na etapie planowania lotu aktualnej prognozy pogody, struktury i stanu przestrzeni powietrznej, restrykcji oraz prognozowanego ruchu lotniczego na podstawie już złożonych planów oraz danych historycznych. Będzie on mógł być powszechnie dostępny, np. przez serwisy internetowe lub po uzyskaniu odpowiedniej licencji.

1. Wstęp

Europa, a w szczególności Unia Europejska jest jednym z najgęściej zaludnionych obszarów Ziemi. Już teraz co roku lotniska, których jest w Europie ponad 440, obsługują około 970 mln pasażerów. W europejskiej przestrzeni powietrznej codziennie odbywa się około 27 tys. lotów kontrolowanych. W 2015 r. w Europie zrealizowano ponad 9,9 miliona operacji IFR, a prognozy przewidują ich wzrost o 16% do 2022 r. (rys. 1). Połowa wszystkich lotów, mających swój początek lub koniec na lotniskach europejskich, odbywa się w obrębie Unii Europejskiej. Spośród wszystkich lotów pasażerskich w Europie 44% realizowane jest na 25 największych lotniskach, natomiast 70% całego ruchu pasażerskiego przepływa przez 15 największych portów lotniczych [2], [3], [15]. Efektem tego jest duże zagęszczenie ruchu lotniczego w niektórych obszarach Europy, jak również w okolicach największych lotnisk.

Historycznie Europa składała się z szeregu państw, które nie tworzyły jednolitych systemów politycznych, gospodarczych ani demograficznych. Miało to również wpływ na inną organizację



Rys. 1. Prognoza liczby przewozów lotniczych realizowanych w Europie [2]

ruchu lotniczego i przestrzeni powietrznej w każdym kraju. Zacieśnianie współpracy gospodarczej doprowadziło do powstania szeregu form kooperacji integrujących kraje Europy politycznie, gospodarczo oraz społecznie. Miało to również odzwierciedlenie w staraniach do ujednolicenia zasad ruchu lotniczego i zarządzania przestrzenią powietrzną dla całej Unii Europejskiej. Proces tworzenia jednolitej przestrzeni powietrznej (Single European Sky – SES) zainicjowany został przez Komisję Europejską w 2000 r. szeregiem działań legislacyjnych. Mimo podejmowanych działań w Europie system zarządzania ruchem lotniczym (ang. ATM – Air Traffic Management) jest cząstkowy, rozdrobniony i zdominowany przez krajowe podmioty posiadające monopol na świadczenie usług w zakresie ATM. Niska wydajności systemu wynika z funkcjonalnego podziału przestrzeni powietrznej według granic państwowych, który w pewnym zakresie nadal obowiązuje. Graniczny podział przestrzeni powietrznej spowodował, że europejski system ATM stanowi swoistą mozaikę krajowych systemów ATM. Nieodpowiednia organizacja oraz brak pełniej integracji systemu ATM skutkuje między innymi:

- mało efektywną strukturą europejskiej sieci dróg lotniczych, a w konsekwencji niepotrzebnym wydłużeniem tras i czasu lotu, dodatkowym zużyciem paliwa, zwiększoną emisją spalin, zawyżonymi kosztami itd.,
- opóźnieniami w ruchu lotniczym,
- zaniżonym poziomem wydajności,
- zróżnicowanymi wymaganiami w zakresie bezpieczeństwa, ekonomiki i przepustowości wynikającymi z możliwości krajowych Dostawców Usług Nawigacji Lotniczej (ang. ANSP – Air Navigation Service Provider),
- wysokimi kosztami spowodowanymi eksploatacją nadmiernej ilości przestarzałych urządzeń i systemów nawigacyjnych i innych elementów infrastruktury (ang. CNS – Communication, Navigation and Surveillance, ATM – Air Traffic Management),
- opóźnieniami w zakresie wdrażania nowych technologii.

Niewłaściwe funkcjonowanie systemu ATM oraz brak rozwiązań systemowych przyczyniają się do wzrostu nakładów finansowych na sektor transportu lotniczego. Najwyższe koszty generuje kontrola ruchu lotniczego (ang. ATC – Air Traffic Control), której prowadzenie jest utrudnione w związku z fragmentarycznością i rozdrobnieniem przestrzeni powietrznej.

Europa stoi przed kryzysem przepustowości przestrzeni powietrznej, ponieważ prognozuje się, że liczba lotów wzrośnie nawet o 50% w ciągu najbliższych 10-20 lat. Niska efektywność spowodowana rozdrobnieniem europejskiej przestrzeni powietrznej wywołuje co roku dodatkowe koszty w wysokości ok. 5 mld euro, które są ponoszone głównie przez przewoźników i pasażerów. Obwiązujące zasady planowania lotów sprawiają, że plany lotu rzadko są zgodne z ich operacyjną realizacją. Efektem tego jest niska przewidywalność ruchu lotniczego, wpływająca na duże obciążenie kontrolerów ruchu lotniczego w trakcie rozwiązywania sytuacji konfliktowych oraz na duże opóźnienia w ruchu lotniczym. Brak możliwości skutecznej optymalizacji trasy na etapie planowania lotu sprawia, że europejskie trasy lotu są wydłużone średnio o 42 km w stosunku do rozwiązań optymalnych, co w konsekwencji oznacza większe zużycie paliwa, wzrost emisji zanieczyszczeń, wyższe koszty dla użytkowników [13], [15].

Odpowiedzią na te problemy było zainicjowanie programu SESAR (Single European Sky ATM Research) stanowiącego technologiczny filar SES [14]. Celem tego programu jest opracowanie i wdrożenie nowoczesnego systemu ATM, pozwalającego zwiększyć przepustowość sieci ATM, aby sprostać stale rosnącej ilości operacji lotniczych przy jednoczesnej poprawie wskaźników ekonomicznych i bezpieczeństwa. Zastosowanie nowoczesnych technologii i procedur pozwoli również na zredukowanie negatywnego wpływu transportu lotniczego na środowisko naturalne. Skuteczna realizacja programu SESAR w znacznym stopniu przyczyni się do osiągnięcia w 2020 roku strategicznych celów SES:

- trzykrotnego zwiększenia przepustowości,
- poprawy wskaźników bezpieczeństwa,
- 10% redukcji negatywnego wpływu lotnictwa na środowisko naturalne,
- 50% redukcji kosztów ATM (do poziomu porównywalnego z kosztami w USA).

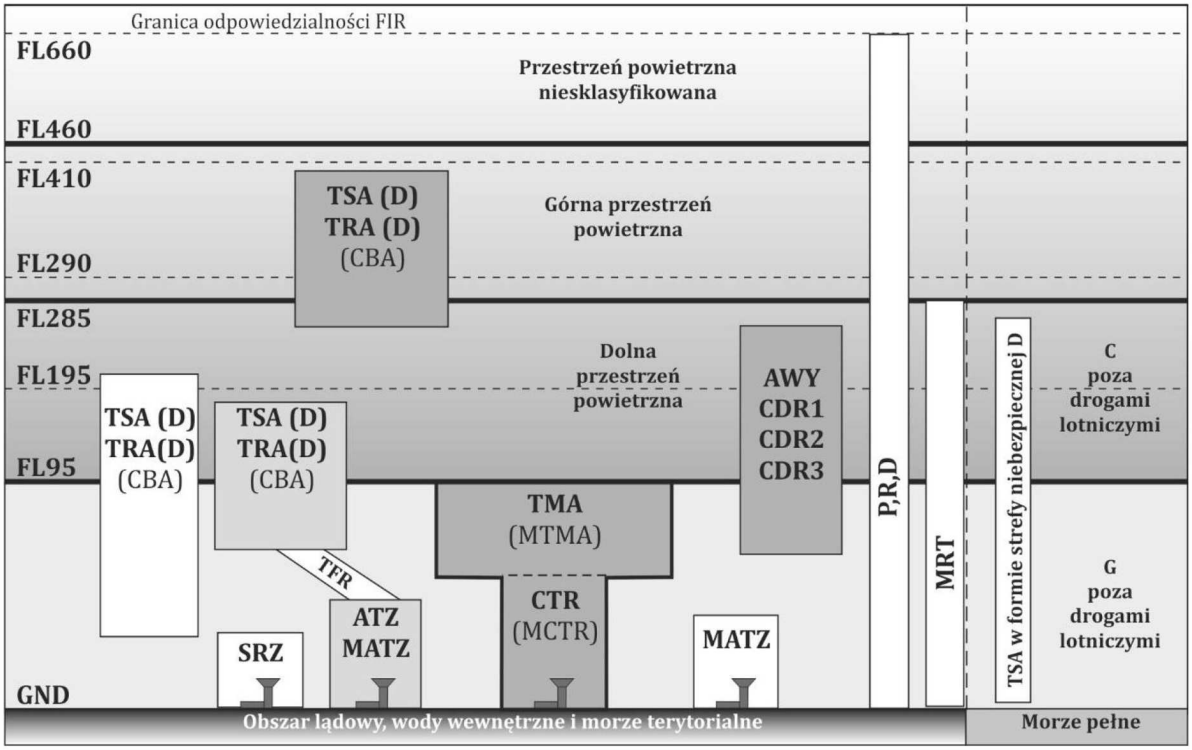
2. Charakterystyka systemu ATM

Przestrzeń powietrzna, w której odbywają się loty cywilne została podzielona na klasy, których definicje zawarte zostały w podpisanej w Chicago Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym. Poszczególnym klasom przypisano oznaczenia od A do G. Zasady wykonywania lotów i zapewniane usługi różnią się w zależności od klasy przestrzeni powietrznej. Ogólnie przestrzeń powietrzna może zostać podzielona na przestrzeń kontrolowaną i niekontrolowaną. W przestrzeni powietrznej kontrolowanej to kontroler odpowiedzialny jest za utrzymanie bezpiecznych separacji pomiędzy samolotami. W przestrzeni niekontrolowanej cała odpowiedzialność spoczywa na pilocie.

Ruch lotniczy kontrolowany jest z wyprzedzeniem planowany i koordynowany, lecz jego realizacja podlega wielu zakłóceniom o charakterze losowym. W europejskiej przestrzeni powietrznej funkcję Menedżera Sieci (ang. NM – Network Manager) pełni Europejska Organizacja ds. Bezpieczeństwa Żeglugi Powietrznej (ang. Eurocontrol – European Organisation for the Safety of Air Navigation). Obejmuje ona swoim obszarem działania 41 państwa członkowskich, wspierając je w zakresie bezpieczeństwa, wydajności i proekologiczności. Na szczeblu krajowym zadania planowania i koordynacji realizowane są przez krajowe ANSP.

Aktualnie przestrzeń powietrzna kontrolowana jest podzielona organizacyjnie i terytorialnie na następujące elementy (rys. 2):

- sieć dróg lotniczych, stałych i warunkowych,
- rejony i strefy kontrolowane lotnisk,
- strefy czasowo wydzielone lub rezerwowane, strefy niebezpieczne, zakazane oraz strefy o ograniczonym ruchu lotniczym.



Rys. 2. Podział pionowy przestrzeni powietrznej w ramach FIR [14]

Obecnie loty odbywające się w kontrolowanej przestrzeni powietrznej oraz loty IFR – niezależnie od rodzaju przestrzeni powietrznej, w której mają być wykonywane – muszą być poprzedzone złożeniem planu lotu, który jest jedną z depesz służb ruchu lotniczego. Plan lotu składany przez pilota zawiera wszystkie ważne informacje dotyczące zamierzonego lotu lub jego części, między innymi takie jak: typ statku powietrznego, trasa przelotu, prędkość przelotowa oraz poziom lotu, a także całkowity przewidywany czas lotu. Na tej podstawie można oszacować inne charakterystyki, takie jak potrzebna ilość paliwa czy emisja substancji będących efektem spalania paliwa.

Plan lotu trafia do ośrodka w Eurocontrol zajmującego się zarządzaniem przepływem ruchu lotniczego (ang. NMOC – Network Manager Operations Centre), gdzie system informatyczny IFPS (ang. Integrated Initial Flight Plan Processing Systems) wstępnie weryfikuje poprawność trasy lotu, uwzględniając plan użytkowania przestrzeni powietrznej (ang. AUP – Airspace Use Plan), a następnie rozsyła plany lotów do wszystkich ośrodków ATC na trasie przelotu [13].

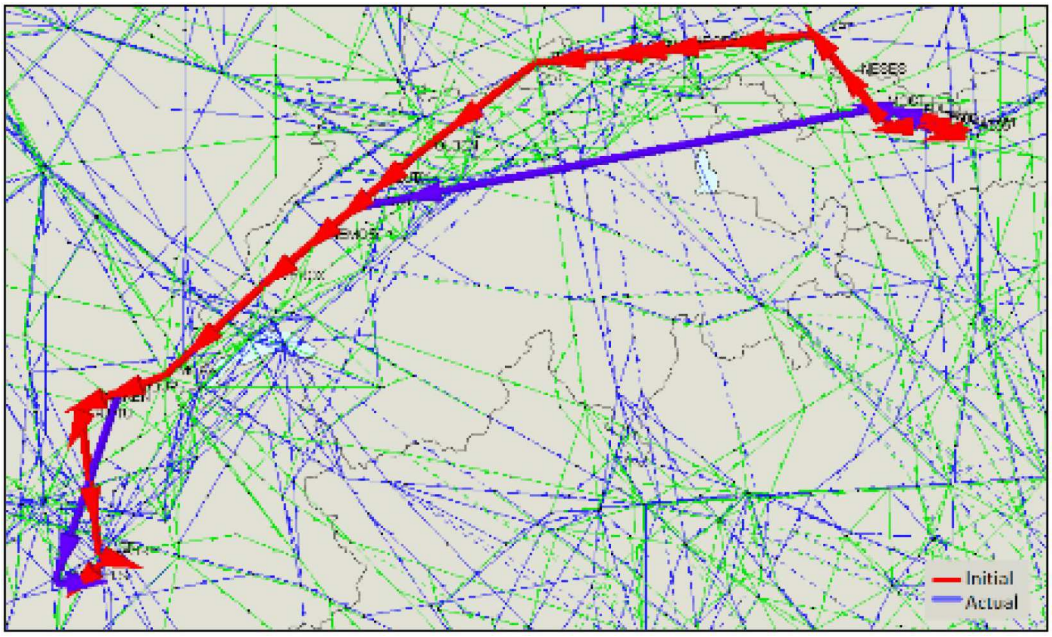
Zarządzanie ruchem lotniczym (ATM) zapewnia bezpieczny i efektywny ruch statków powietrznych podczas wszystkich etapów operacji, od startu do lądowania. Obejmuje takie elementy, jak: służby ruchu lotniczego (ang. ATS – Air Traffic Services), zarządzanie przestrzenią powietrzną (ang. ASM – airspace management) oraz zarządzanie przepływem ruchu lotniczego (ang. ATFM – Air Traffic Flow Management) [6], [8].

Obecnie podstawowym sposobem planowania lotów jest ich planowanie według stałych lub warunkowych dróg lotniczych. Ma to na celu porządkowanie ruchu lotniczego, zapewniając wymagany poziom bezpieczeństwa. Koncepcja ta została opracowana w latach 40. ubiegłego wieku, a położenie dróg lotniczych determinowane było wtedy rozmieszczeniem pomocy nawigacyjnych, takich jak NDB i VOR. Warunkowały one jednocześnie położenie punktów krzyżowania się dróg lotniczych. Kolejne ulepszenia wynikające z postępu technicznego, polegające np. na wprowadzaniu wirtualnych punktów nawigacyjnych, nawigacji obszarowej lub systemów nawigacji sate-

litarnej GNSS/GPS zapewniały wystarczającą przepustowość, elastyczność i efektywność ruchu lotniczego [13].

Obecnie w dalszym ciągu w większości krajów Europy, w dolnej przestrzeni powietrznej (poniżej poziomu FL305), loty planowane są według dróg lotniczych. Rodzi to wiele problemów, wśród których najważniejsze to:

- duża rozbieżność pomiędzy trasami planowanymi i faktycznie realizowanymi (rys. 3),
- stosunkowo niska przewidywalność ruchu lotniczego,
- nieoptymalne wykorzystanie przestrzeni powietrznej,
- wykonywanie lotów wzdłuż tras odbiegających od ich optymalnych profili wyznaczonych na etapie planowania,
- duże opóźnienia,
- duże obciążenie kontrolerów ruchu lotniczego (ang. Air Traffic Control Officers – ATCOs), wynikające z doraźnej konieczności rozwiązywania sytuacji konfliktowych.



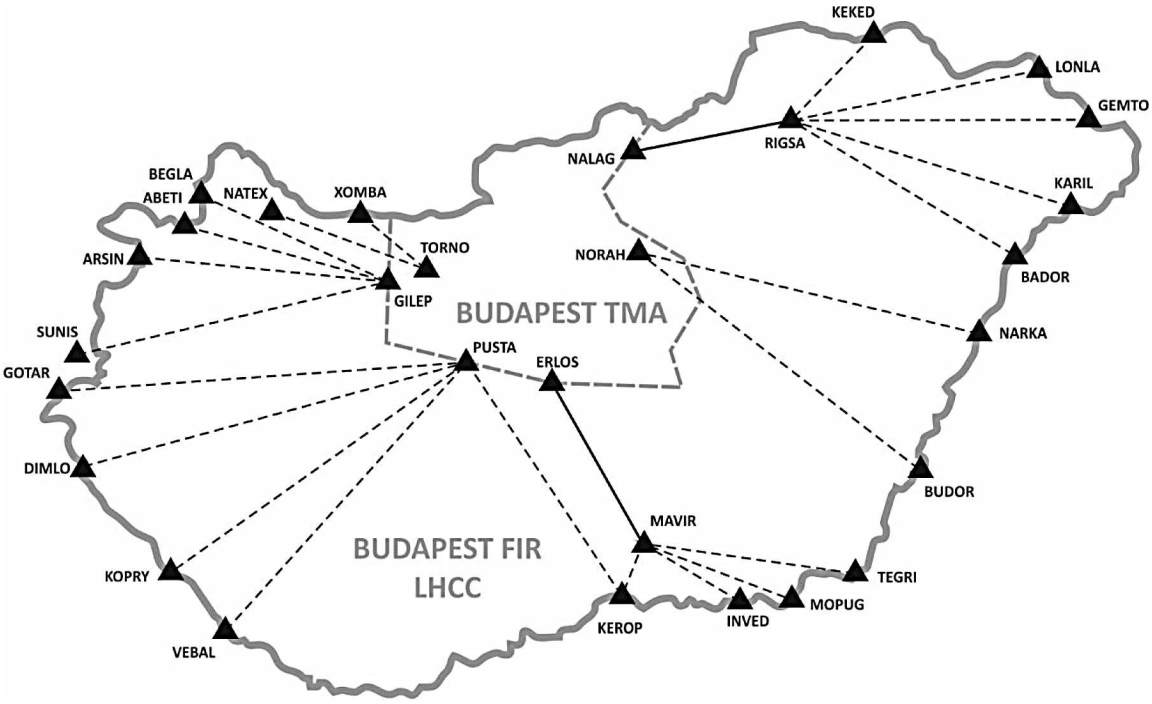
Rys. 3. Różnica pomiędzy trasą zaplanowaną a zrealizowaną [13]

Znaczący wzrost ruchu lotniczego w początkach XXI wieku sprawił, że dotychczas stosowane rozwiązania przestały wystarczać. Zapewnienie wymaganej przepustowości ruchu lotniczego, a także maksymalnej, możliwej do osiągnięcia efektywności, wymagały dokonania kompleksowych zmian w koncepcji zarządzania ruchem lotniczym. Obecny poziom rozwoju technicznego systemów zarządzania ruchem lotniczym stworzył możliwości wdrożenia nowego sposobu planowania lotów, wykorzystującego tylko punkty nawigacyjne (ang. waypoints – WP) do zdefiniowania trasy, bez ustalonych dróg lotniczych. Trasa w takim systemie będzie tworzyła łamaną, wierzchołkami której będą oficjalne punkty nawigacyjne (published waypoints) lub doraźnie definiowane przez użytkownika dodatkowe punkty nawigacyjne (unpublished, user defined waypoints). Przestrzeń powietrzna, w obszarze której możliwe będzie takie planowanie trasy nosi nazwę przestrzeni swobodnie planowanych tras przelotu (ang. FRA – Free Route Airspace) [3]-[5], [9]. Filozofia FRA daje możliwość planowania tras lepiej dopasowanych do właściwości samolotów i ograniczeń zewnętrznych, pozwalając w efekcie otrzymać trasy najbliższe rozwiązaniom idealnym (ang. perfect trajectory) lub najbardziej pożądane przez użytkowników (ang. business trajectory). Koncepcja FRA jest również odzwierciedleniem sposobu, w jaki ATCOs zarządzają obecnie ruchem lotniczym na poziomie operacyjnym. Zastosowanie więc koncepcji

FRA powinno zminimalizować różnice pomiędzy etapem planowania a etapem operacyjnej realizacji lotu. Spowoduje to większą przewidywalność ruchu lotniczego, minimalizację opóźnień, maksymalizację przepustowości przestrzeni powietrznej oraz poprawę wskaźników efektywności ruchu lotniczego.

FRA jest systematycznie rozwijane przez Eurocontrol od 2008 roku [3] i już w wielu miejscach ruch lotniczy odbywa się zgodnie z tymi regułami. Stosunkowo łatwo implementowany jest ten sposób planowania lotów w górnej przestrzeni powietrznej, powyżej poziomu FL305 (ok. 9300 m). W tym obszarze przestrzenni powietrznej samoloty w większości poruszają się ze stałymi prędkościami przelotowymi, na stałych wysokościach. Zróżnicowanie osiągowe samolotów również nie jest zbyt duże. Zdecydowanie większe problemy mogą pojawiać się z implementacją FRA w dolnej przestrzeni powietrznej, poniżej FL305. Wynika to z charakteru ruchu lotniczego (przecinanie się trajektorii w poziomie i pionie) oraz dużej różnorodności użytkowników przestrzeni powietrznej. Wśród nich należy uwzględnić duży udział GA (General Aviation) oraz BA (Business Aviation), a także planowany w przyszłości ruch RPAS (Remotely Piloted Aircraft Systems) [12].

W 2013 r. 13 spośród 64 europejskich ośrodków kontroli obszaru ACC (ang. Area Control Centre) znajdowało się na rożnych poziomach wprowadzania koncepcji FRA. Stanowiło to ponad 25% powierzchni objętej zarządzaniem i usługami Eurocontrol [3]. Odejście od koncepcji tras lotniczych na rzecz swobodnego planowania lotów (FRA) niesie duży potencjał możliwych oszczędności dla użytkowników przestrzeni powietrznej oraz duży potencjał obniżenia niekorzystnego oddziaływania transportu lotniczego na środowisko naturalne. Wprowadzenie FRA ma docelowo doprowadzić do dziennego skrócenia tras pokonywanych przez samoloty na terenie Europy o około 25 000 NM (mil morskich) i odległości pokonywanych przez samoloty w skali roku o około 7,5 mln NM, co przełoży się na zmniejszenie zużycia paliwa o ok. 45 000 ton i redukcję emisji substancji szkodliwych na poziomie 150 000 ton. Obciążenia ekonomiczne użytkowników przestrzeni powietrznej powinny zmniejszyć się o ok. 37 mln euro rocznie [3].



Rys. 4. Przestrzeń lotów swobodnych na obszarze Węgier [3], [13]

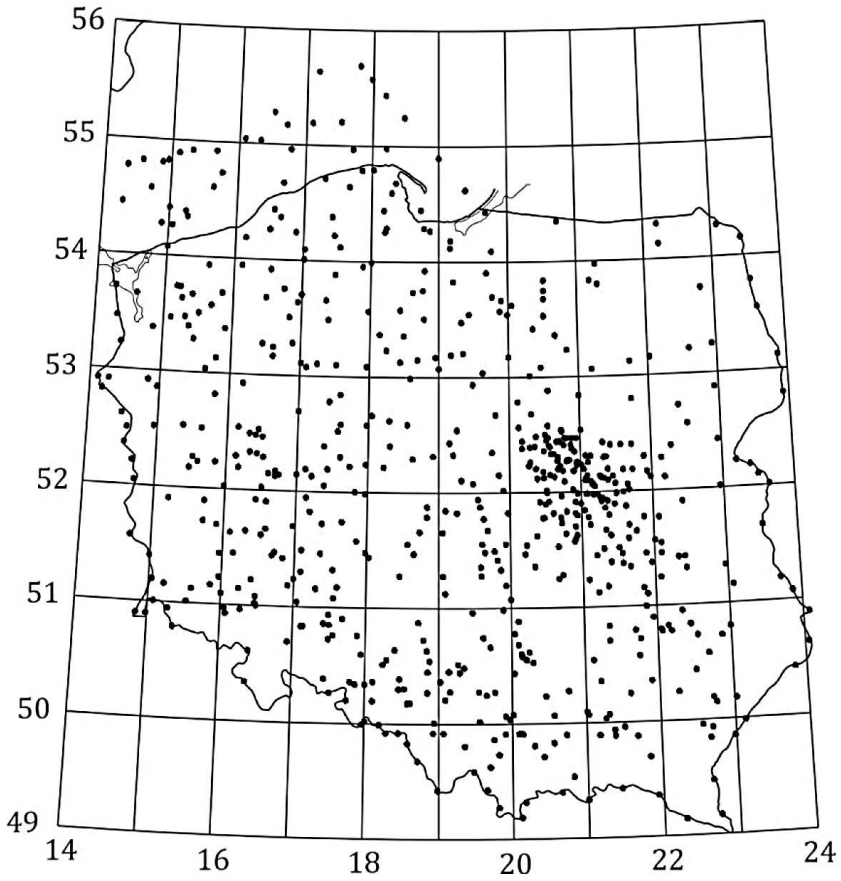
Od 5 lutego 2015 r. HungaroControl stało się pierwszą w Europie agencją ANSP, która wprowadziła FRA w węgierskiej przestrzeni powietrznej (Budapest FIR), zgodnie z koncepcją

HUFRA (ang. Hungarian Free Route Airspace). Planowanie i wykonywanie lotów odbywa się po liniach prostych, pomiędzy zdefiniowanymi punktami nawigacyjnymi (rys. 4). Przestrzeń ta jest dostępna 24 godziny na dobę, na wysokościach od GND do poziomu FL660.

W tym czasie w węgierskiej przestrzeni powietrznej HungaroControl kontrolowało loty ok. 700 000 samolotów rocznie (2015). Dzięki wprowadzeniu FRA udało się uzyskać skrócenie tras pokonywanych przez wszystkie samoloty o 1,5 mln kilometrów rocznie. W rezultacie linie lotnicze zaoszczędziły prawie 3 mln dolarów w skali roku tylko na samych kosztach paliwa, a emisja $C0_2$ w tym samym okresie zmniejszyła się o ponad 16 000 ton.

Polska Agencja Żeglugi Powietrznej w biuletynie AIC 03/18 poinformowała o wprowadzeniu w FIR Warszawa przestrzeni FRA o nazwie POLFRA. Jest to kolejny krok do optymalizacji operacji lotniczych w FIR Warszawa w celu zapewnienia korzyści operacyjnych, środowiskowych i kosztowych, przy jednoczesnym utrzymaniu obecnego poziomu bezpieczeństwa i przepustowości. Przestrzeń FRA w FIR Warszawa (POLFRA) rozciągać się będzie od poziomu FL095 do FL660, z wyłączeniem przestrzeni TMA/MTMA oraz CTR/MCTR i będzie dostępna 24 godziny na dobę. Wdrożenie POLFRA planowane jest na dzień 28 lutego 2019 r.

Początkowo planowanie tras w przestrzeni POLFRA, podobnie jak w większości obszarów FRA w Europie, będzie możliwe tylko w oparciu o tzw. predefiniowane punkty nawigacyjne (ang. pre-defined way points), bez możliwości definiowania nowych, tzw. user-defined way points. W przypadku przestrzeni POLFRA będzie więc do dyspozycji ok. 635 znaczących punktów nawigacyjnych (rys. 5), na podstawie których będą wyznaczane trasy zgodnie z zasadami FRA [14].



Rys. 5. Rozmieszczenie na terenie Polski wszystkich znaczących punktów nawigacyjnych (WP) [14]

3. Komputerowo wspomagane planowanie lotów

Odpowiednie zaplanowanie lotu jest zadaniem trudnym i wymagającym, ze względu na złożoność przestrzeni powietrznej oraz konieczność uwzględnienia uwarunkowań i ograniczeń zewnętrznych, a także potrzebę optymalizacji trasy lotu. Pełne wykorzystanie możliwości nowego sposobu planowania lotów (FRA) będzie możliwe tylko przy wykorzystaniu metod optymalizacji, pozwalających na zaplanowanie trasy 4D z uwzględnieniem czynników zewnętrznych oraz ograniczeń systemu ATM dla optymalnych wartości kryteriów [4], [5], [9].

Istnieją firmy, które od lat zajmują się tworzeniem komputerowych systemów planowania lotu (ang. CFSP – Computational Flight System Planning) na potrzeby linii lotniczych i innych użytkowników komercyjnych. Wśród największych liderów w branży CFSP należy wymienić: Sabre, Lufthansa Systems, Jeppensen. Firmy te już dziś przygotowują wersje swoich produktów uwzględniających koncepcję swobodnego planowania tras (FRA). Systemy tworzone przez firmy CFSP nie tylko pozwalają na przygotowywaniu planów lotu z optymalnymi trasami, ale również wspomagają linie lotnicze w zarządzaniu przedsiębiorstwem, posiadając mechanizmy pozwalające na optymalizację wykorzystania zasobów (flota, załogi, zaplecze techniczne, itp.). Dzięki uwzględnieniu zarówno bieżących informacji ATM, jak również danych historycznych, plany lotu przygotowane przez systemy CFSP spełniają wszystkie wymagania Eurocontrol, dając duże prawdopodobieństwo akceptowania tak przygotowanych planów lotu, przy maksymalizacji korzyści dla użytkowników.

Duże linie lotnicze oraz część pozostałych użytkowników komercyjnych (np. BA) wykorzystują systemy przygotowywanego przez firmy CFSP. Jednak większość użytkowników niekomercyjnych (np. GA) oraz mniejsze firmy komercyjne planują loty metodami tradycyjnymi. W efekcie tak zaplanowane trasy nie przebiegają według trajektorii optymalnych, a składane plany lotu często są odrzucane, ze względu na np. brak bieżących informacji o aktualnej dostępności przestrzeni powietrznej. Drogą do poprawy sytuacji jest opracowanie powszechnie dostępnego systemu, uwzględniającego aktualne informacje pogodowe, ruchowe (dotyczące ruchu planowanego, uzupełnionego bieżącymi informacjami o lotach już realizowanych) i dotyczące struktury przestrzeni powietrznej oraz obowiązujących ograniczeń. System taki pozwoli na optymalne zaplanowanie trasy lotu z dużym prawdopodobieństwie akceptacji planu lotu przez organy nadzoru (Eurocontrol). Wprowadzenie takiego systemu pozwoli na uzyskanie następujących korzyści:

- wzrośnie przewidywalność ruchu lotniczego, co wpłynie na minimalizację opóźnień, lepsze wykorzystanie przestrzeni powietrznej, wzrost efektywności ekonomicznej transportu lotniczego, a także wzrost przepustowości lotnisk,
- loty będą wykonywane po trasach zbliżonych do optymalnych, co przełoży się na minimalizację obciążenia środowiskowego ruchu lotniczego oraz obniżenie kosztów użytkowników,
- zmniejszeniu powinno również ulec obciążenie pracą służb kontroli ruchu lotniczego, ponieważ część problemów może być rozwiązywana już na etapie planowania lotu.

Opracowany system nie będzie stanowił konkurencji dla istniejących rozwiązań komercyjnych, ponieważ będzie on pozwalał tylko na wyznaczenie optymalnej trasy i złożenie w zautomatyzowany sposób planu lotu. Nie będzie on zaś posiadał innych funkcjonalności typowych dla komercyjnych CFSP. Będzie raczej stanowił uzupełnienie rynku CFSP skierowane w stronę użytkowników mniejszych (GA, BA, RPAS).

4. Sformułowanie problemu

System planujący lot musi dysponować odpowiednimi modelami obliczeniowymi: samolotu, przestrzeni powietrznej, trasy lotu oraz ruchu lotniczego. Dodatkowo musi mieć dostęp do aktualnych warunków pogodowych oraz informacji na temat bieżącego i planowanego ruchu lotniczego oraz stanu przestrzeni powietrznej. Wszystkie te elementy będą wykorzystywane przez

odpowiedni algorytm obliczeniowy, który będzie wyznaczał optymalny profil przeloty dla zadanego kryterium (koszt, zużycie paliwa itp.) przy uwzględnieniu aktualnych warunków wykonania lotu i obowiązujących ograniczeniach (restrykcje, strefy zakazane itd.) [11], [12].

4.1. Model samolotu

Obliczeniowy model samolotu jest niezbędny do wyznaczenia charakterystyk zużycia paliwa dla zadanych parametrów technicznych samolotu i warunków operacyjnych wykonywania lotu. W zależności od fazy lotu obliczeniowy model samolotu pozwala na wyznaczenie najważniejszych charakterystyk osiągowych, które następnie mogą być wykorzystane do oszacowania kosztów lub innych wskaźników pełniących rolę kryteriów. Model ten będzie pozwalał na wyznaczenie charakterystyk dla różnych typów samolotów, dlatego będzie posiadał charakter bazy danych. Z tego powodu parametry wynikowe będą wyznaczane na podstawie szeregu danych wejściowych podawanych do systemu obliczeniowego. Dane wejściowe to między innymi parametry definiujące warunki lotu, np. wysokość, prędkość, chwilowa masa samolotu, warunki atmosferyczne oraz pogodowe (np. prędkość i kierunek wiatru). Na rysunku 6 przedstawiono schemat modelu samolotu z typowym zestawem danych niezbędnych do oszacowania zużycia paliwa w warunkach przelotowych na stałej wysokości. Ponieważ mogą pojawiać się trudności w dokładnym oszacowaniu aktualnej masy samolotu lub prędkości wiatru, a także innych parametrów podawanych w postaci wartości dyskretnych, dlatego w modelu często wykorzystywana będzie technika interpolacji.

Rys. 6. Schemat modelu obliczeniowego charakterystyk osiągowych samolotu w warunkach przelotowych

W fazie przelotowej, zużycie paliwa lub koszt wyznaczane będą w podobny sposób. Zużycie paliwa szacowane będzie na podstawie zależności:

$$\text{Masa paliwa [kg]} = \text{Godzinowe zużycie paliwa [kg/h]} \cdot \text{czas lotu [h]} \tag{4.1}$$

W przypadku samolotów komunikacyjnych szacowanie kosztów odbywa się na podstawie wskaźnika nazywanego indeksem kosztowym (ang. Cost Index – CI). Wskaźnik ten, poza kosztem paliwa, uwzględnia wiele dodatkowych składników kosztu, takich jak pensje załogi, koszty obsługi samolotu, ubezpieczenia itd. Wszystkie te składniki odnoszone są do jednostki zużytego paliwa na jednostkę czasu lotu i pozwalają na obliczenie kosztów etapu lotu w jednostkach masy (ceny paliwa):

$$\text{Koszt etapu [kg]} = \text{Masa paliwa [kg]} + \text{Cost Index [kg/h]} \cdot \text{Czas lotu [h]} \tag{4.2}$$

W warunkach lotu ze zmianą wysokości (wznoszenie lub opadanie) do wyznaczenia ilości zużytego paliwa oraz odległości pokonanej przez samolot wymagana jest większa liczba parametrów wejściowych. Schemat modelu obliczeniowego do analizy lotu ze zmianą wysokości przedstawiono na rys. 7.

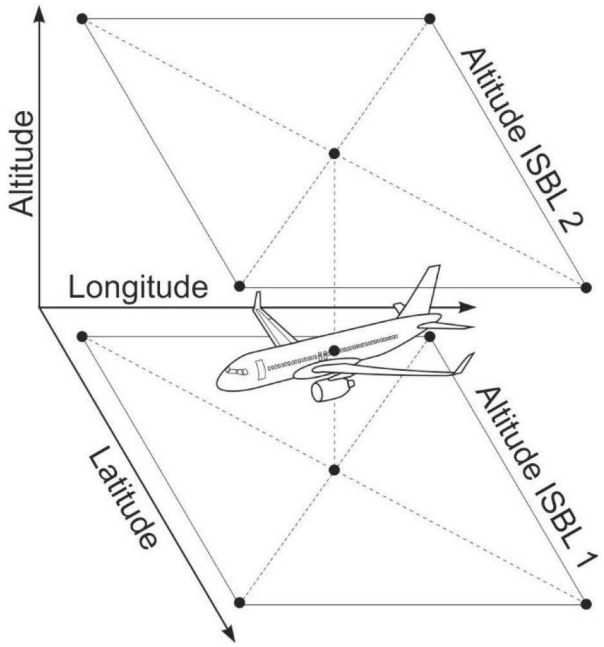
4.2. Wpływ warunków atmosferycznych

Jednym z najważniejszych czynników wpływających na ilość zużytego paliwa, czas i koszt przelotu samolotu jest pogoda. Algorytm obliczeniowy wyznaczający na etapie planowania lotu:

Rys. 7. Schemat modelu obliczeniowego charakterystyk osiągowych samolotu w warunkach lotu ze zmianą wysokości

masę, paliwo, czas lotu i ostatecznie jego koszt, powinien wykorzystywać najlepsze prognozy pogody, do jakich jest dostęp. Pozwoli to na minimalizację błędu oszacowania parametrów oraz optymalizację trasy lotu uwzględniającą najbardziej korzystne warunki jego wykonania. Oprócz typowych parametrów, takich jak ciśnienie i gęstość powietrza, szczególną uwagę należy przywiązać do prawidłowego wyznaczenia temperatury oraz prędkości i kierunku wiatru. Od temperatury zależy prędkość dźwięku, która pozwala na prawidłowe wyznaczenie liczby Macha dla samolotu lecącego z daną prędkością rzeczywistą. Prędkość i kierunek wiatru ma zaś wpływ na prędkość samolotu względem ziemi.

Prognoza pogodowa zazwyczaj podawana jest w postaci dyskretnych wartości w określonych punktach przestrzeni, tworząc siatkę z określonym rozstawem węzłów. Wartości prognozowane zmieniają się oczywiście również w funkcji czasu. Zakładają, że znane będą prognozowane wartości parametrów atmosferycznych w ośmiu najbliższych punktach otaczających samolot, to algorytm obliczeniowy dokona interpolacji pozwalającej na wyznaczenie parametrów atmosferycznych w miejscu, w którym znajduje się samolot (rys. 8).



Rys. 8. Interpolacja warunków meteorologicznych [7]

4.3. Wyznaczenie prędkości samolotu

Dla samolotów odrzutowych prędkość rzeczywista (ang. True Air Speed – TAS) wyznaczana będzie na podstawie prędkości Macha, r-nie (4.3). W przypadku samolotów wolniejszych (śmigłowych) prędkość rzeczywista znana jest od razu na podstawie wskazań prędkościomierza, r-nie (4.4):

$$\text{TAS} = \text{liczba Macha} \cdot \text{prędkość dźwięku} \tag{4.3}$$

lub

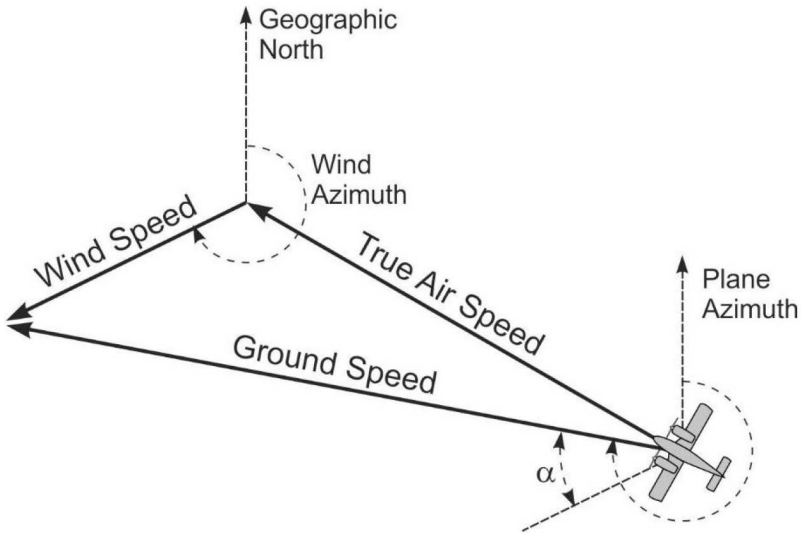
$$\text{TAS} = \text{prędkość wskazywana} \tag{4.4}$$

Znając prędkość rzeczywistą oraz prędkość i kierunek wiatru, można wyznaczyć prędkość samolotu względem ziemi (ang. Ground Speed – GS), która jest niezbędna do określenia dystansu, który pokonał samolot względem ziemi, r-nie (4.5) oraz rys. 9:

$$\text{GS} = \text{WS}\cos\alpha + \text{TAS} \cdot \cos\Big(\arcsin\frac{\text{WS}}{\text{TAS}}\Big) \cdot \sin\alpha \tag{4.5}$$

gdzie α jest definiowane w następujący sposób:

$$\alpha = \text{Plane Azimuth} - \text{Wind Azimuth} \tag{4.6}$$



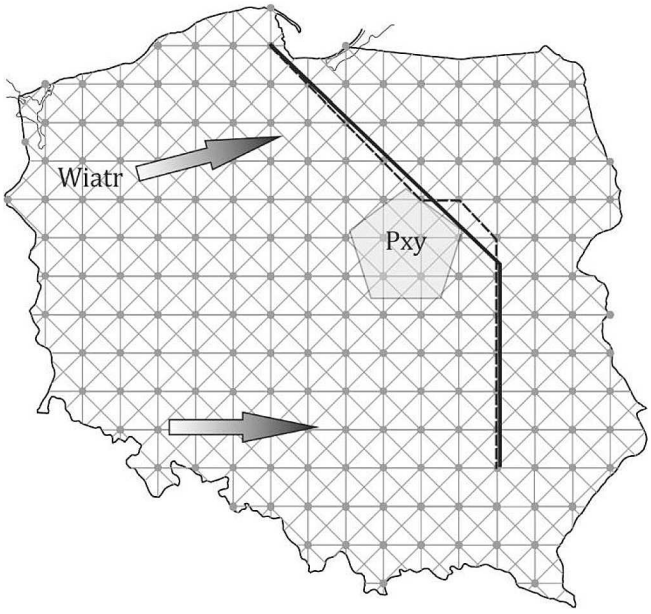
Rys. 9. Zasada wyznaczania prędkości samolotu względem ziemi (Ground Speed)

4.4. Model przestrzeni powietrznej

Proponuje się, żeby modelem przestrzeni powietrznej był graf (rys. 10) o strukturze odwzorowującej najważniejsze cechy, ograniczenia i restrykcje obowiązujące w danym momencie, składający się z węzłów i krawędzie, którym będą mogły być przypisywane odpowiednie wagi [1], [10]. Trajektoria samolotu w przyjętym modelu przestrzeni powietrznej reprezentowana będzie przez zbiór wierzchołków grafu oraz krawędzi, wzdłuż których poruszał się będzie samolot. Wierzchołki grafu opisane będą współrzędnymi geograficznymi, zaś położenie samolotu określane będzie wysokością i czasem w punktach węzłowych grafu.

Trajektoria w grafie opisana będzie więc w postaci łamanej opartej na wielu węzłach i łączących je krawędziach. Węzły te jednak nie będą traktowane jako punkty nawigacyjne (WP), lecz będą tylko definiowały wstępny kształt trasy lotu. Trasa ta zostanie w kolejnych etapach poddana obróbce mającej na celu „wyprostowanie" trasy początkowej z warunkiem minimalizacji punktów zwrotnych, ale bez istotnego pogarszania jakości wyniku. Dopiero wersja końcowa trasy („wyprostowana") będzie wykorzystywana do złożenia planu lotu.

Problem, który może zostać opisany modelem w postaci grafu definiowanego węzłami (wierzchołkami), krawędziami i wagami przypisanymi do krawędzi, może być rozwiązywany klasycznymi metodami poszukiwania ścieżki ekstremalnej. Może tu być wykorzystany algorytm Dijkstry,



Rys. 10. Model przestrzeni powietrznej z wyznaczoną najkrótszą drogą (linia przerywana) oraz wyznaczoną na jej podstawie trasą lotu (linia ciągła)

opracowany przez holenderskiego informatyka Edsgera Dijkstrę [1], [10], służący do znajdowania najkrótszej ścieżki z pojedynczego źródła w grafie o nieujemnych wagach krawędzi. Ponieważ wagi przypisane krawędziom będą oznaczały odległość pomiędzy węzłami, koszt pokonania tej odległości lub inne podobne wielkości, to wagi zawsze będę spełniały warunek nieujemności.

Przykład trasy wyznaczonej w grafowym modelu przestrzeni powietrznej pokazany został na rys. 10 (linia przerywana). Trasa ta następnie została poddana dalszej obróbce mającej na celu otrzymanie trasy możliwej do realizacji w warunkach operacyjnych (linia ciągła). W obliczeniach pokazano również przykładowe położenia strefy zakazanej (rys. 10, Pxy), którą wyznaczana trasa musi ominąć. W rozważanym przykładzie trasa wyznaczona została dla minimalnej odległości powietrznej pokonywanej przez samolot. Rozwiązanie bardzo mocno zależy od warunków pogodowych i dla innej prędkości i innego kierunku wiatru otrzymuje się różne trasy. Dokładność obliczeń zależy również od rozłożenia punktów węzłowych grafu modelującego przestrzeń powietrzną i dobór tych odległości będzie stanowił przedmiot osobnych badań w przyszłości.

5. Uwagi końcowe

Wzrost liczby połączeń lotniczych wiąże się ze wzrostem liczby eksploatowanych statków powietrznych i eksploatowanych przez operatorów systemów wspomagających planowanie lotów w ograniczonej przestrzeni powietrznej. Aktualnie obowiązujące zasady zarzadzania ruchem lotniczym sprawiają, że:

- w przestrzeni kontrolowanej loty planowane są według tras lotniczych łączących punkty zwrotne,
- w przestrzeni powietrznej zdefiniowane są strefy zakazane oraz restrykcje, które muszą być uwzględniane przy planowaniu lotu,
- w trakcie lotu pojawiają się przypadki konieczności zmiany zaplanowanej trasy lotu ze względu na brak możliwości uwzględnienia niektórych czynników na etapie planowania lotu,
- 25% planów lotu wymaga manualnej koordynacji,

- użytkownicy przestrzeni powietrznej planują loty bez dostępu do informacji na temat spodziewanego ruchu lotniczego,
- jakość planu lotu zależy od zasobów, jakie posiada użytkownik (AIRAC, RAD, prognoza meteorologiczna itd.),
- zarządzający przestrzenią powietrzną (Eurocontrol) nie uczestniczy w procesie planowaniu lotu, poza jego oceną formalną,
- plany lotu tworzone przez pilota rzadko są wykonywane w ich pierwotnej formie,
- plany lotu, w szczególności dla samolotów lekkich (GA/BA), nie są dopasowane do ich możliwości osiągowych, co czasami wymaga planowania lotów z międzylądowaniami, których można by uniknąć, wykonując lot po najkrótszej trasie.

Lepsze dopasowanie planowanej trasy do struktury przestrzeni powietrznej oraz możliwości osiągowych samolotu daje koncepcja FreeRoute Airspace (FRA). Zastosowanie tej koncepcji pozwoli na:

- uproszczenie struktury przestrzeni powietrznej,
- zwiększenie przewidywalności ruchu lotniczego,
- zwiększenie przepustowości przestrzeni powietrznej,
- wzrost wydajności ruchu lotniczego dla szerokiego grona użytkowników przestrzeni powietrznej, w tym General Aviation, Business Aviation, śmigłowców oraz samolotów bezzałogowych,
- zmniejszenie zużycia paliwa samolotów we wszystkich fazach lotu, wpływając na wzrost efektywności kosztowej lotów,
- obniżenie kosztów operacyjnych w transporcie lotniczym,
- poprawę charakterystyk ekologicznych samolotów transportowych.

Proces planowania lotu w przestrzeni FRA może zostać ulepszony poprzez wykorzystanie zautomatyzowanego systemu wyznaczającego optymalną trasę lotu na podstawie wszelkiej, dostępnej informacji. Można przewidzieć następujące korzyści wynikające z zastosowania zautomatyzowanego systemu planowania lotu:

- zmniejszenie obciążenia pilota w fazie przygotowywania planu lotu,
- minimalizację liczby planów lotu odrzucanych przez Eurocontrol,
- zmniejszenie obciążenia kontrolerów ruchu lotniczego, dzięki rozwiązaniu części problemów w fazie planowania lotu (omijanie prognozowanych zagrożeń, omijanie obszarów o dużym, prognozowanym zagęszczeniu ruchu itp.),
- lepsze dopasowanie tras lotu do charakterystyk osiągowych samolotów transportowych i warunków wykonywania lotu (optymalizacja tras),
- dalsze obniżenie złożoności przestrzeni powietrznej, skutkujące wzrostem jej pojemności,
- poprawę bezpieczeństwa ruchu lotniczego.

Prezentowane podejście do systemu planowania lotu w przestrzeni FRA wymaga przyjęcia odpowiednich założeń oraz opracowania niezbędnych modeli oraz algorytmów obliczeniowych, takich jak:

- model samolotu, model przestrzeni powietrznej, model trasy lotu, model ruchu lotniczego, model środowiska zewnętrznego, itp., oraz
- algorytm optymalizujący automatycznie wygenerowaną trasę przelotu dla zadanej funkcji kryterialnej.

Proponowanym modelem przestrzeni powietrznej jest graf o strukturze odwzorowującej najważniejsze cechy oraz ograniczenia i restrykcje wniej obowiązujące poprzez odpowiedni dobór wag na krawędziach grafu. Koncepcja nowego modelu przestrzeni powietrznej jest bardzo elastyczna i pozwala na planowanie trasy lotu z uwzględnieniem stałych punktów nawigacyjnych

(ang. fixed waypoints) lub z uwzględnieniem punktów definiowanych doraźnie przez użytkownika (ang. user defined waypoints). W obu przypadkach użytkownik statku powietrznego będzie tylko zobowiązany do zgłoszenie jedynie punktu wlotowego i wylotowego z danego sektora powietrznego oraz wyboru sposobu planowania trasy. Trasa planowana będzie automatycznie z ominięciem:

- stref zakazanych,
- zagrożeń pogodowych,
- obszarów o wysokim prawdopodobieństwie wystąpienia konfliktów,

z uwzględnieniem wszystkich typów restrykcji występujących na danym terenie. Planowanie trasy odbywać się będzie według sekwencyjnego algorytmu w oparciu o parametry modelu grafowego.

Bibliografia

1. Deo N., *Teoria grafów i jej zastosowania w technice i informatyce*, Biblioteka Naukowa Inżyniera, PWN, Warszawa, 1980
2. Eurocontrol, Flight Movements and Service Units 2016-2022, Eurocontrol Seven-Year Forecast February 2016, European Organisation for the Safety of Air Navigation
3. Eurocontrol, Free Route Airspace developments. For a route-free European network. Eurocontrol Edition, 2016
4. Kopecki G., Pęczkowski M., Rogalski T., Przykładowy algorytm wyznaczania trasy przelotu w przestrzeni lotów swobodnych, *Autobusy*, 2017, **6**
5. Krzyżanowski M., Conflict free and efficient flight rutes planning in free route airspace, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Transport*, 2013, **95**
6. Malarski M., *Inżynieria ruchu lotniczego*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2006
7. Murrieta-Mendoza A., Mugnier P., Botez R.M., Vertical and horizontal flight reference trajectory optimization for a commercial aircraft, *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA SciTech Forum*, 2017, AIAA 2017-1241
8. Skorupski J., *Współczesne Problemy Inżynierii Ruchu Lotniczego. Modele i Metody*, Praca zbiorowa, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2014
9. Tomczyk A., Rogalski T., Bakunowicz J., Koncepcja przygotowania i koordynacji planów lotów IFR w
10. Włoch A., Włoch I., *Matematyka dyskretna*, Oficyna Wydawnicza PRz, Rzeszów, 2008
11. Wytyczne Nr 3 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 16 kwietnia 2014 r. w sprawie ogłoszenia wymagań ustanowionych przez Organizację Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (ICAO) – Doc. 4444, „Dziennik Urzędowy Urzędu Lotnictwa Cywilnego" Warszawa, 16 kwietnia 2014 r.
12. http://www.ulc.gov.pl/pl/prawo/projekty/krajowe/w-konsultacjach/3607-art-33-ust-2-i-4, Projekt rozporządzenia Ministra Infrastruktury i Rozwoju zmieniającego rozporządzenie w sprawie wyłączenia zastosowania niektórych przepisów ustawy – Prawo lotnicze do niektórych rodzajów statków powietrznych oraz określenia warunków iwymagań dotyczących używania tych statków, Urząd Lotnictwa Cywilnego (dostęp od 26.05.2015)
13. https://www.eurocontrol.int, Eurocontrol (dostęp od czerwica 2018)
14. http://www.pansa.pl/, Polska Agencja Żeglugi Powietrznej, PAŻP (dostęp od czerwca 2018)
15. https://www.sesarju.eu, SESAR JU (dostęp od czerwca 2018)

Projekt otrzymał finansowanie z europejskiego programu badawczo-innowacyjnego „Horyzont 2020" w ramach umowy grantowej nr 734129.

Automated algorithm of aircraft flight planning in the FRA airspace

As a response to the growing problems of Air Traffic Control (ATC) and Air Traffic Management (ATM) in Europe, there are solutions which are being developed, tested and implemented within the frames of the SESAR program. One of the proposed solutions is to change the concept of ATM and ATC, allowing the planning and performing flights between a defined entry point and a defined exit point, with the possibility of routeing via intermediate (published or unpublished) waypoints, without a reference to the air traffic services (ATS) route network, subject of course to availability. This concept can be implemented in the properly prepared airspace called Free Route Airspace (FRA). The necessity to take into account many factors at the stage of preparing a flight plan in the FRA means that without tools supporting the person preparing such a flight plan, the task can be very difficult. Also, the use of all potential benefits of the new method of planning and executing flights may not be possible. Therefore, it will be necessary to use systems supporting the preparation of flight plans in the FRA space. Big airlines can purchase commercial systems that are already available on the market today. But for smaller operators they are too expensive. The paper presents the concept of an algorithm for planning the optimal route of flight in the FRA, based on the airspace model in the form of a graph. Such an algorithm can be used in automated flight planning systems, available for non-commercial users (General Aviation) or smaller aviation companies (e.g. Business Aviation, Remotely Piloted Aircraft Systems). The use of such a system allows one to take into account the current weather forecast, airspace structure and status, restrictions and forecasted air traffic based on already submitted plans and historical data. It will be widely available, e.g. through websites or after obtaining the appropriate license.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

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

Aleksander Olejnik, Łukasz Kiszkowiak

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

e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; lukasz.kiszkowiak@wat.edu.pl

Adam Dziubiński

Instytut Lotnictwa, Zakład Aerodynamiki, Warszawa

e-mail:adziubinski@ilot.edu.pl

Piotr Witakowski

Podkomisja do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego, Warszawa

e-mail: witakowski_p@poczta.onet.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.

1. Wstęp

Mając na uwadze potrzebę zwiększenia poziomu bezpieczeństwa operacji lotniczych realizowanych przez statki powietrzne będące na wyposażeniu Sił Powietrznych Rzeczypospolitej Polskiej, wskazane jest opracowanie technologii badań odporności na zderzenia dużych samolotów z wykorzystaniem metod numerycznych. Wspomniana technologia będzie pozwalać na przeprowadzenie analizy przeżywalności pasażerów i członków załogi dużego samolotu w sytuacjach krytycznych, w tym w zderzeniu z ziemią. Zapewni ponadto możliwość oceny stosowanych w obecnie eksploatowanych samolotach transportowych rozwiązań zwiększających bezpieczeństwo pasażerów w trakcie zderzenia, w tym siedzeń lotniczych i pasów bezpieczeństwa. Co więcej, przedmiotowa technologia może zostać wykorzystana na etapie analizy przyczyn i skutków wypadków lotniczych. Do tej pory nie prowadzono w Polsce takich badań dla dużych samolotów. Badania dotyczyły dużo mniejszych wojskowych i cywilnych samolotów. Mając na uwadze uczestnictwo Sił Zbrojnych RP w misjach poza granicami kraju wykonywanych w rejonach niebezpiecznych, wiedza związana z podejmowaniem ryzyka lotów w takich rejonach musi ulec rozszerzeniu i być pełniejsza.

2. Opis obiektu badawczego

Obiektem badawczym, na przykładzie którego przeprowadzono opisane w artykule badania, jest samolot Tu-154M. Samolot został zaprojektowany w konwencjonalnym układzie aerodynamicznym. Pierwszy oblot samolotu miał miejsce w 1968 r. Samolot jest dolnopłatem ze skrzydłami skośnymi wyposażonymi w ruchome powierzchnie sterowe i mechanizację (sloty, klapy, przerywacze i lotki). Skrzydła składają się z części centralnej (centropłata) i skrzydła doczepnego. Konstrukcja skrzydeł półskorupowa. Układ sterowania klasyczny. Usterzenia skośne zbudowane w układzie T, usterzenie poziome mocowane do konsoli usterzenia pionowego. Obydwa usterzenia klasyczne (statecznik plus ster), konstrukcja dźwigarowa. Podwozie trójpodporowe, wciągane, z przednim punktem podparcia. Główne podwozie zabudowane w skrzydłach, przednie – w nosowej części kadłuba. W celu umożliwienia operowania z lotnisk gruntowych zdecydowano się na zamontowanie podwozia głównego posiadającego sześć kół oraz zespołu napędowego złożonego z trzech silników turbowentylatorowych umieszczonych w tylnej części kadłuba, dwa symetrycznie po jego bokach, trzeci – centralnie położony na kadłubie i integralnie związany z konstrukcją usterzenia (statecznika) pionowego. Nad wylotem środkowego silnika zamontowano pomocniczy zespół napędowy. Wersję samolotu oznaczoną jako Tu-154M wyposażono w silniki Sołowiow D-30KU-154-II o ciągu 104 kN, charakteryzujące się dłuższym resursem i wyższą niezawodnością. Tu-154M posiadał także zmodernizowane układy nawigacyjne, przekonstruowane sloty i przerywacze.

Rys. 1. Samolot pasażerski Tu-154M o numerze bocznym 102

W Siłach Powietrznych RP eksploatowana była wersja samolotu Tu-154M Lux, która była przeznaczona do transportu najważniejszych osób w państwie. Posiadane samoloty były sukcesywnie wyposażane w najnowsze urządzenia awioniczne, otrzymały m.in. system zapobiegania kolizjom w powietrzu TCAS, nowy radiolokator meteorologiczny, system zarządzania lotem FMS, system łączności satelitarnej dostosowany do lotów w przestrzeni RVSM.

3. Pomiar geometrii i opracowanie modelu powierzchniowego samolotu Tu-154M

W celu opracowania modelu numerycznego samolotu niezbędne jest posiadanie szczegółowej dokumentacji konstrukcyjnej. Natomiast w przypadku braku danych geometrycznych elementów statku powietrznego należy przeprowadzić jego digitalizację. Polega ona na przeniesieniu geometrii samolotu do rzeczywistości wirtualnej z wykorzystaniem metod inżynierii odwrotnej (ang. *reverse engineering*). Wynikiem tego procesu jest najczęściej zbiór punktów (tzw. chmura punktów) definiujących obrys zewnętrzny. Punkty te następnie podlegają obróbce cyfrowej w celu uzyskania finalnych krzywych, powierzchni oraz brył lub są wykorzystywane do budowy modeli obliczeniowych statku powietrznego. Posiadanie modelu geometrycznego konstrukcji

Tabela 1. Podstawowe dane techniczne samolotu Tu-154M [1]

Lp.	Nazwa	Wartość
1	Długość [m]	47,9
2	Wysokość [m]	11,4
3	Rozpiętość [m]	37,55
4	Powierzchnia nośna [m^2]	201,5
5	Masa własna [kg]	55300
6	Maksymalna masa startowa [kg]	102000
7	Prędkość minimalna [km/h]	235
8	Prędkość maksymalna [km/h]	950
9	Pułap maksymalny [m]	11000

lotniczej jest punktem wyjściowym do budowy serii modeli służących do numerycznej i doświadczalnej analizy różnych zjawisk. Mogą to być modele masowo-sztywnościowe do rozwiązywania zagadnień statyki lub dynamiki konstrukcji (aerosprężystość), modele do numerycznej analizy problemów mechaniki płynów (aerodynamika) czy też przeznaczone do budowy rzeczywistych modeli konstrukcji lotniczych za pomocą obrabiarek klasy CNC (budowa modeli do np. badań tunelowych).

Digitalizację powierzchni zewnętrznej samolotu Tu-154M przeprowadzono z użyciem optycznego systemu pomiarowego ATOS II Triple Scan działającego w oparciu o metodę triangulacji optycznej. Poprzez rozwiązanie równań transformacji optycznej system z określoną dokładnością oblicza współrzędne dla pojedynczego piksela kamery. Rezultatem poszczególnych pomiarów jest chmura punktów.

Rys. 2. Systemy pomiarowe ATOS II Triple Scan oraz ATOS Compact Scan

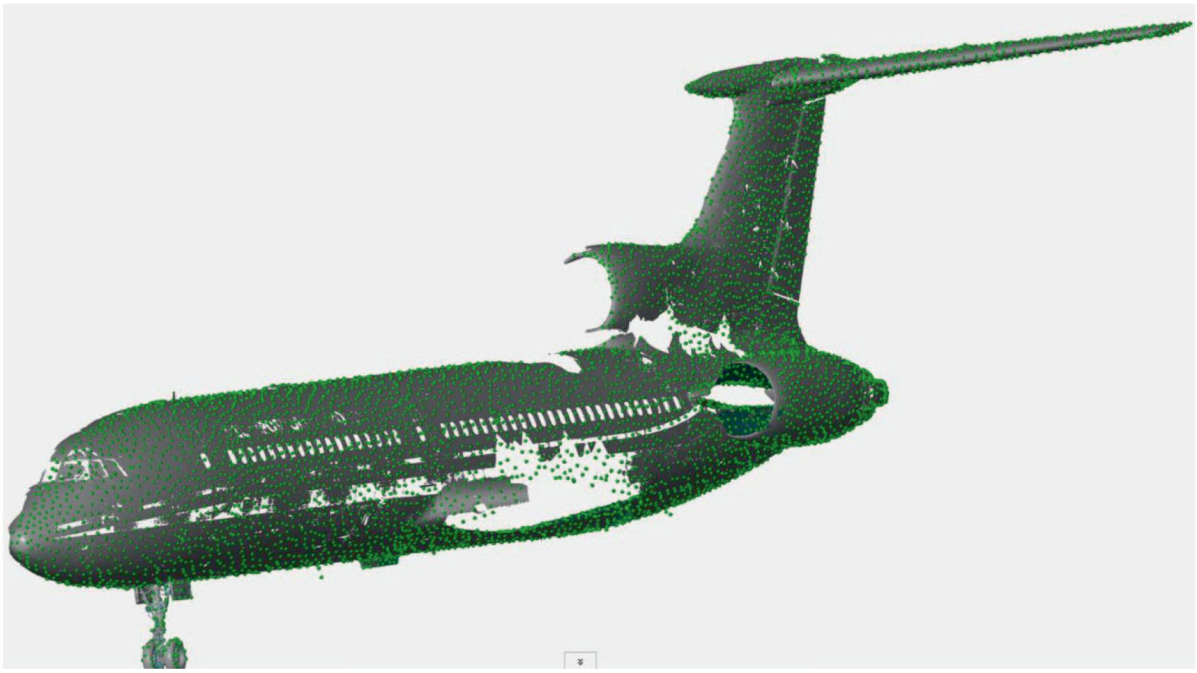
Ze względu na rozmiary mierzonego obiektu w pierwszym etapie pomiarów wykonano pomiar fotogrametryczny samolotu przy użyciu systemu pomiarowego TRITOP. Dla poprawienia dokładności pomiarów wykonanych przy użyciu układów fotogrametrycznych stosuje się punkty

referencyjne, które nanosi się na powierzchnię mierzonych obiektów. Gęstość pokrycia punktami referencyjnymi mierzonej powierzchni zależy od jej kształtu oraz dostępności dla głowicy pomiarowej podczas wykonywania pomiarów. W trakcie prowadzonych pomiarów na powierzchnię samolotu Tu-154M naniesiono około 9000 niekodowanych punktów referencyjnych.

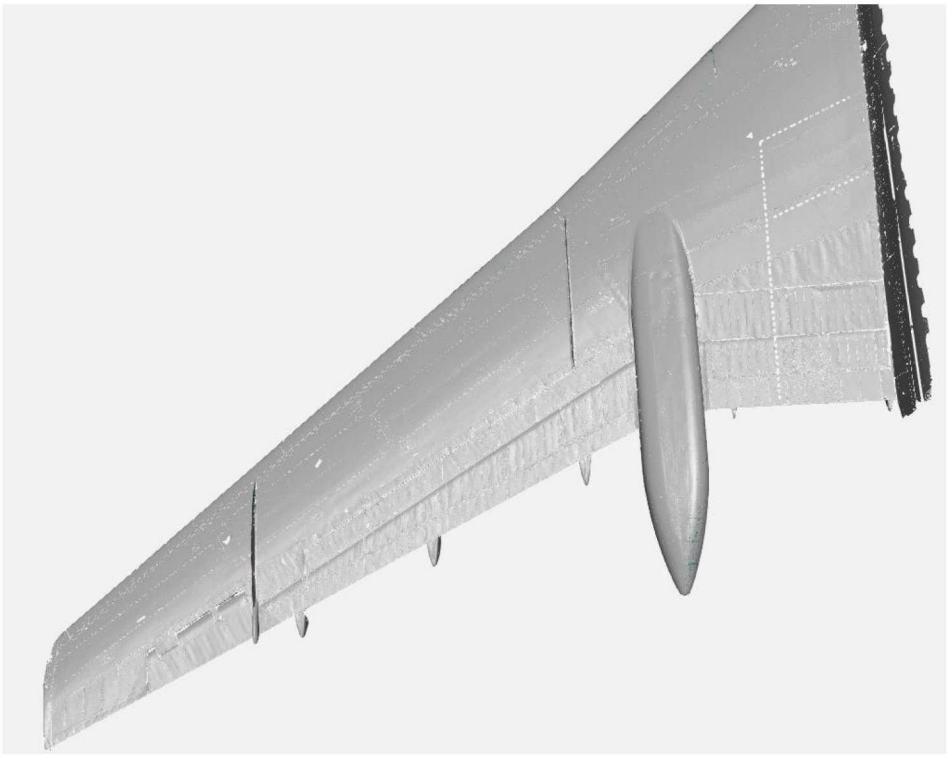
Rys. 3. Nanoszenie punktów referencyjnych na dolną powierzchnię statecznika poziomego samolotu Tu-154M

Mając na uwadze rozmiar mierzonego obiektu, powierzchnię zewnętrzną samolotu podzielono na 5 stref pomiarowych. W trakcie prowadzonych prac wydzielono dodatkowe strefy pomiarowe zawierające geometrię wysuniętych slotów i klap. W wyniku przeprowadzenia pomiarów fotogrametrycznych uzyskano położenie wcześniej naniesionych na powierzchnię niekodowanych punktów referencyjnych. W kolejnym etapie badań skorzystano z optycznego systemu pomiarowego ATOS II Triple Scan. Geometria samolotu otrzymana w czasie pomiaru tym systemem odwzorowana jest za pomocą chmury punktów. Chmury punktów odwzorowujące badaną powierzchnię umieszczane były w odpowiednim miejscu przestrzeni wirtualnej dzięki wcześniej wyznaczonemu położeniu niekodowanych punktów referencyjnych. Na rysunku 4 przedstawiono uzyskaną chmurę punktów odwzorowującą kadłub, usterzenia i gondole silnikowe samolotu Tu-154M. Na zielono zaznaczono położenie niekodowanych punktów referencyjnych.

W następnym etapie prac przy użyciu specjalistycznego oprogramowania dokonano poligonizacji chmury punktów, przekształcając ją w siatkę trójkątów. W tym kompleksowym procesie zeskanowane płaty powierzchni są dodatkowo dopasowywane do pozostałych z wykorzystaniem metody najmniejszych kwadratów. Przekrywające się powierzchnie, pochodzące z różnych skanów fragmenty leżące w tym samym miejscu w przestrzeni, są usuwane. Likwidowane są punkty, które w znaczny sposób odbiegają od skanowanej powierzchni. Wynikiem opisanego procesu jest model geometrii zewnętrznej w postaci siatki trójkątów. Na rysunku 5 przedstawiono model skrzydła samolotu Tu-154M otrzymany w wyniku przeprowadzenia poligonizacji chmury punktów. Na zakończenie procesu poligonizacji oraz uzupełnienia brakujących elementów zeskanowanych powierzchni przeprowadzono weryfikację poprawności wykonania modelu samolotu.



Rys. 4. Chmura punktów odwzorowującą kadłub, usterzenia i gondole silnikowe samolotu Tu-154M

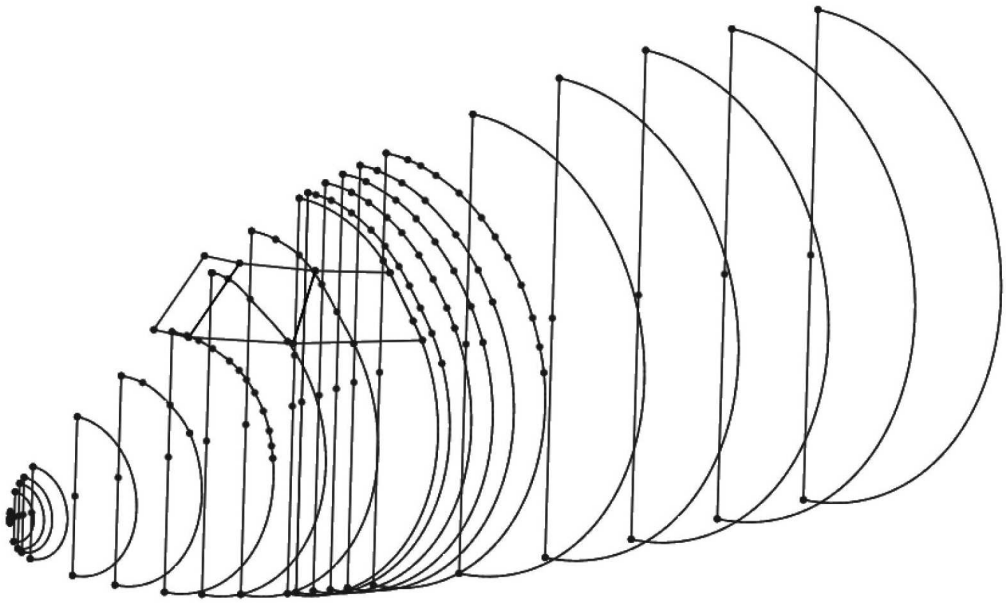


Rys. 5. Model skrzydła samolotu Tu-154M otrzymany w wyniku przeprowadzenia procesu poligonizacji chmury punktów

Wyznaczono charakterystyczne wymiary opracowanego modelu samolotu oraz porównano je z danymi literaturowymi [1]-[4].

Otrzymany w wyniku skanowania model w postaci siatki trójkątów lub chmury punktów nie stanowi ciągłego modelu powierzchniowego. W celu utworzenia zamkniętego, ciągłego i gładkiego modelu powierzchniowego należy na podstawie posiadanej chmury punktów wygenerować

krzywe definicyjne, które posłużą do budowy powierzchni. Dużym udogodnieniem w czasie odwzorowania konstrukcji jest posługiwanie się dokumentacją (o ile istnieje) rzeczywistego obiektu. Głównie chodzi tutaj o poprawną weryfikację krzywych wykonanych na bazie precyzyjnych pomiarów współrzędnościowych. Po przeprowadzeniu weryfikacji wszystkich krzywych tworzy się krzywe definicyjne poszczególnych zespołów składowych odtwarzanego obiektu. Informacje o obiekcie zapisane w postaci zbioru punktów są mało czytelne, dlatego wymaga się opracowania metody selekcji niezbędnej informacji z pomiarowej bazy danych tak, aby uzyskane punkty metodą filtracji mogłyby być wykorzystane do tworzenia krzywych definicyjnych odtwarzanych obiektów. Na rysunku 6 przedstawiono krzywe definicyjne utworzone w trakcie modelowania przedniej części modelu powierzchniowego kadłuba samolotu Tu-154M.



Rys. 6. Krzywe definicyjne utworzone na przedniej części modelu kadłuba samolotu Tu-154M

Tego typu proces odtwarzania struktury samolotu jest bardzo skomplikowany i żmudny. W przypadku dużych konstrukcji musimy ograniczać się do uwzględnienia naturalnych podziałów samolotu na zespoły składowe, takie jak: kadłub, skrzydło, usterzenie. W zespołach tych wykonuje sie odtwarzanie struktury z uchwyceniem odpowiednich odległosci pomiędzy elementami siłowymi konstrukcji. Postępując według takiego schematu, otrzymane moduły składowe konstrukcji łączymy w całość. Uzyskanie modelu cyfrowego statku powietrznego o złożonym układzie aerodynamicznym wymaga znajomości dodatkowych danych dotyczących krzywych tworzących geometrię zespołów składowych nośnej struktury (np. napływ-skrzydło) odtwarzanego obiektu.

Należy zdać sobie sprawę, że otrzymany model cyfrowy w wyniku przedstawionego postępowania zawiera tylko zewnętrzny obrys. Strukture wewnętrzną konstrukcji modelujemy wykorzystując teoretyczne przecięcia powierzchni (obrysu) z płaszczyznami wręg, dźwigarów, podłużniczek. Odwzorowane powierzchnie umożliwiają wyznaczenie dowolnych siatek geometrycznych niezbędnych do budowy modeli obliczeniowych służących do analizy statycznej i dynamicznej konstrukcji.

Metoda interaktywnej optymalizacji jest stosowana w wielu obszarach działalności naukowej. Uzyskanie niezbędnego zbioru punktów z przestrzeni pomiarowej oparte jest o kryterium odchylenia standardowego krzywej pomiarowej od krzywej teoretycznej uzyskanej dostępnymi metodami stosowanymi w systemach CAD. Krzywe pomiarowe mogą być krzywymi gładkimi z punktu widzenia matematycznych zależności, ale do celów inżynierii odwrotnej są mało przy-

datne. Decyzja o wyborze punktów do odwzorowania obiektów musi być oparta o kryterium estymacji parametrów doboru krzywej lub powierzchni dla odtwarzanego obiektu [5]:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} d(i)} \tag{3.1}$$

σ – odchylenie standardowe; $n = n_g + n_d$ oraz

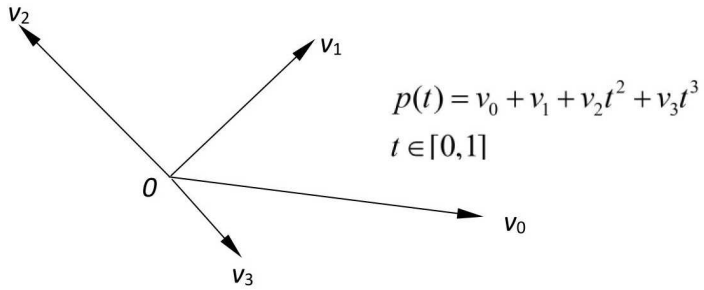
$$e_g = \frac{1}{n_g}\sum_{i=1}^{n_g}[+d(i)] \qquad e_d = \frac{1}{n_d}\sum_{i=1}^{n_d}[-d(i)]$$

gdzie: e_g, e_d – średnie górne i dolne odchylenie, $+d(i)$ – odchylenie górne od krzywej teoretycznej, $-d(i)$ – odchylenie dolne od krzywej teoretycznej, n_g, n_d – liczba punktów pomiarowych.

Tworzenie modelu CAD na bazie punktów pomiarowych jest pewnym kompromisem pomiędzy dokładnym pomiarem a generowaną krzywą w zadanej tolerancji. Generowanie wirtualnego obiektu wymaga połączenia wiedzy z zakresu modelowania krzywych dla uzyskania wirtualnej geometrii w systemach CAD/CAE.

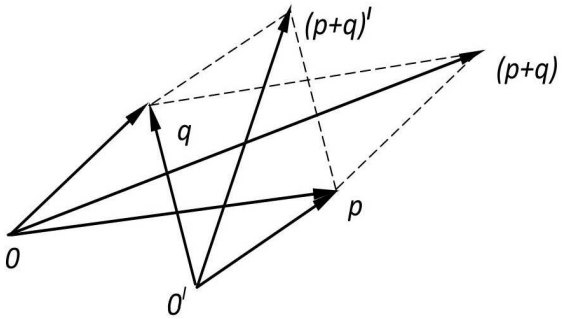
Krzywe niezbędne do tworzenia geometrii obiektu są przedstawiane w postaci następującej sumy:

$$p(t) = v_0 f_0(t) + \ldots + v_k f_k(t) \tag{3.2}$$



Rys. 7. Reprezentacja krzywej wielomianowej

Wykorzystując powyższe równanie do opisu geometrii obiektu, okazuje się, że otrzymany wynik kombinacji liniowej wektorów v_i zależny jest od początku przyjętego układu współrzędnych.



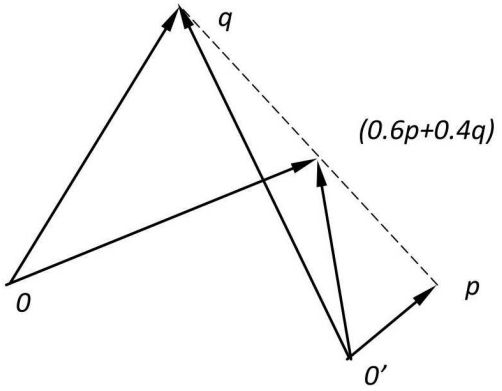
Rys. 8. Reprezentacja punktu w zależności od zaczepienia układu współrzędnych

Niejednoznaczność punktu względem roboczego układu współrzędnych możemy zlikwidować poprzez wprowadzenie równania:

$$p(t) = p_0 f_0(t) + \ldots + p_k f_k(t) \tag{3.3}$$

gdzie: $p_0, \ldots, p_k$ – punkty z bazy pomiarowej, $f_0, \ldots, f_k$ – funkcje wielomianowe, których $\sum_{i=0}^{k} f_i = 1$.

Stosując powyższe założenie, otrzymujemy wynik pokazany na rysunku 9.



Rys. 9. Reprezentacja punktów niezależnych od układu współrzędnych

Ogólna postać reprezentacji krzywych (3.3) nie jest w praktyce wystarczająca do odtworzenia geometrii statków powietrznych. Aby tę niedogodność usunąć, korzysta się z ogólnego równania reprezentacji krzywych, które można przedstawić za pomocą wzoru:

$$p(t) = p_0 f_0(t) + \ldots + p_k f_k(t) + v_0 g_0(t) + \ldots + v_l g_l(t) \tag{3.4}$$

gdzie: $p_0, \ldots, p_k$ – punkty bazowe, $v_0, \ldots, v_l$ – wektory swobodne, $\sum_{i=1}^{k} f_i = 1$, $g_0, \ldots, g_l$ – dowolne funkcje odpowiadające za kształt odwzorowywanej krzywej.

Funkcje f_i i g_i określają własności odwzorowywanych krzywych na bazie zdefiniowanych punktów (chmura punktów). Ideę geometrycznych konstrukcji krzywych na zbiorze punktów możemy prześledzić na zadaniu interpolacyjnym. Dany jest zbiór punktów (chmura punktów) $u_0, \ldots, u_n$ i odpowiadające im wartości $u_0, \ldots, u_n$. Na tak określonym zbiorze możemy odwzorować krzywą $p(t)$ stopnia nie większego niż n i spełniającą warunek $p(u_i) = p_i$. Zadanie to ma dokładnie jedno rozwiązanie:

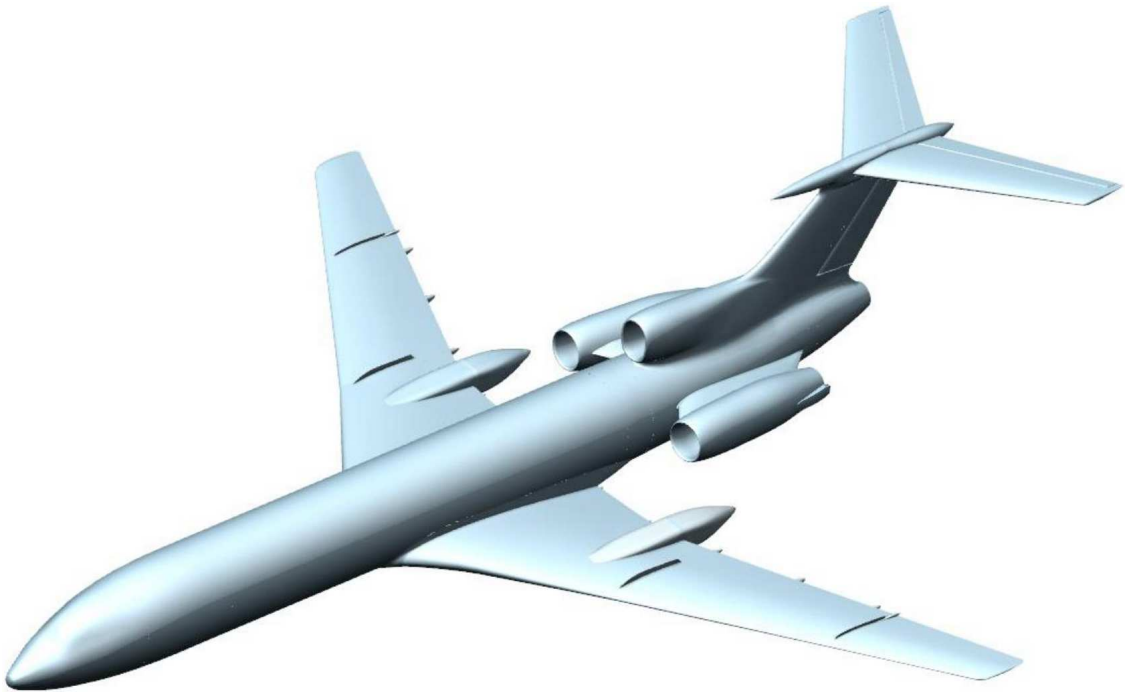
$$p(t) = \sum_{i=0}^{n} p_i \left(\prod_{j-0}^{n} \frac{t - u_j}{u_i - u_j} \right) \tag{3.5}$$

Dla tak postawionego zadania możemy zawsze dobrać takie krzywe, które będą z zadawalającą dokładnością odwzorowywać kształt odtwarzanego obiektu. Dla dowolnego ciągu $n+1$ punktów pomiarowych $p_0, \ldots, p_n$ rozważamy łamaną, której kolejnymi wierzchołkami są wybrane punkty z przestrzeni pomiarowej. Dokonujemy podziału wszystkich n odcinków tej łamanej w pewien ustalony sposób w proporcji $t : (1 - t)$. W wyniku tak przyjętego podziału odcinków w bazie pomiarowej otrzymujemy n punktów, które uznajemy za wierzchołki kolejnej łamanej złożonej z $n - 1$ odcinków. Proces ten powtarzamy, aż otrzymamy jeden punkt $p(t)$. Proces tworzenia krzywej przez punkty pomiarowe odbywa się w kolejnych zmianach parametru t.

Opis geometrii obiektu o zróżnicowanym stopniu trudności odwzorowywanego obiektu wymaga uzupełnienia algorytmu opisu obiektu o procedurę łączenia segmentów krzywych opartych na punktach z pomiarów w wymaganą krzywą ciągłą przekroju definicyjnego [5]. Dla wybranych punktów $p_0, \ldots, p_n$ z pomiarów można utworzyć krzywą p stopnia n. Wykorzystując algorytm de Casteljau, dokonujemy podziału krzywej na łuki $q(t)$ i $r(t)$. Edycja punktów krzywej $q(t)$, czyli punkty $q_0, \ldots, q_{n-k-1}$ oraz punkty krzywej $r(t)$, czyli punkty $r_{k+1}, \ldots, r_n$ nie powoduje zmiany pochodnych w punkcie łączenia. Jeżeli dwie krzywe $q(t)$ i $r(t)$ są połączone z warunkiem ciągłości C^k, to punkty pośrednie w algorytmie stanowiące dane dla ostatnich $k + 1$ iteracji

doboru krzywej do rozwiązań teoretycznych, powinny być identyczne niezależnie od tego, czy odtwarzamy je na podstawie krzywej $q(t)$ czy $r(t)$. Proces ten prowadzi do powstania krzywej B-spline stanowiącej rozwinięcie krzywej Beziera.

Proces budowy modelu powierzchniowego samolotu z wykorzystaniem krzywych definicyjnych jest niezwykle czasochłonny. Z uwagi na rozmiary opracowywanego modelu zespoły konstrukcyjne samolotu przygotowywano w osobnych zadaniach. Tworzone powierzchnie były wielokrotnie poprawiane w celu uzyskania zadowalającej gładkości oraz eliminacji pofalowań i skokowych przejść pomiędzy poszczególnymi płatami tworzonych powierzchni. Na każdym etapie gotowe powierzchnie były porównywane z przygotowaną wcześniej chmurą punktów odwzorowującą rzeczywistą powierzchnię samolotu. Na rysunku 10 zaprezentowano gotowy powierzchniowy model samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej.



Rys. 10. Gotowy model powierzchniowy samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej

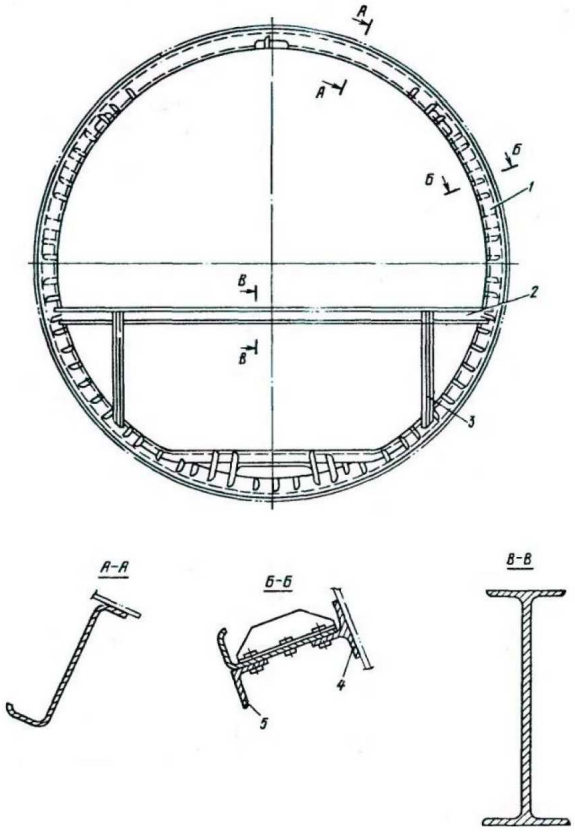
4. Pomiar geometrii i opracowanie modelu struktury wewnętrznej samolotu Tu-154M

Konstrukcja lotnicza charakteryzuje się ogromną komplikacją wewnętrznej struktury siłowej, zarówno kadłubowej jak i skrzydłowej. Komplikacja ta spowodowana jest koniecznością spełnienia szeregu rygorystycznych warunków odnoszących się do wytrzymałości i stateczności konstrukcji. Kluczowe wymaganie konstrukcyjne realizowane jest w oparciu o kryterium minimalizacji masy przy wymaganej sztywności i oczekiwanym poziomie naprężeń. Kryterium to realizowane jest poprzez dobór odpowiedniej liczby i dopasowanie kształtu wewnętrznych elementów konstrukcyjnych, takich jak: dźwigary, ścianki, żebra, podłużnice, wręgi, rozpórki, poprzeczki i inne. Wewnętrzna struktura samolotu Tu-154M nie jest zbyt łatwo dostępna w kontekście możliwości przeprowadzenia pomiarów elementów siłowych za pomocą urządzeń mierniczych. Znaczna liczba elementów zlokalizowana jest w miejscach eksploatacyjnie niedostępnych. W odniesieniu do skrzydła część wewnętrzną jego konstrukcji można zidentyfikować poprzez wysunięcie klap (wewnętrznych i zewnętrznych), a także otwarcie pokryw eksploatacyjnych. Odwzo-

rowując strukturę wewnętrzną samolotu, w przestrzeni trójwymiarowej oprogramowania CAD dokonuje się pewnych uproszczeń, uwzględniając jednakże cienkościenny typ konstrukcji i jej wytężenie. Model strukturalny budowany jest w oparciu o elementy belkowe i płytowe. W celu odwzorowania elementów belkowych należy dokonać pomiarów długości i przekrojów charakterystycznych elementów podłużnych (podłużnic, prętów rozporowych, pasów dźwigarowych, półek profilowych) w miejscach ich występowania. Wymiarowanie elementów płytowych dokonywane jest poprzez określenie ich długości, szerokości i grubości. Ważnym procesem modelowania jest również określenie położenia względem siebie modelowanych elementów, czyli zachowanie uwarunkowań zapewniających połączenie (kontakt) i współzależność przemieszczeń. Odwzorowanie mas skupionych struktury samolotu również przebiega w ten sam sposób. Wymiarowanie elementów znajdujących się w trudno dostępnych miejscach lub miejscach całkowicie niedostępnych wykonywane jest na podstawie dostępnej dokumentacji. W przypadku elementów konstrukcji, na których temat literatura nie podaje wystarczających informacji, konieczne jest oszacowanie wielkości na podstawie innych elementów o podobnym charakterze pracy.

Modelowanie struktury obejmuje również określenie typu i charakterystyk stosowanych materiałów konstrukcyjnych. Wiadomości na ten temat uzyskano z literatury, a w przypadku niewystarczających informacji dokonywano pomiarów na rzeczywistym obiekcie. Jednostki miar zachowano zgodne z dokumentacją w celu zmniejszenia błędów pomiaru. Bazując na dostępnej literaturze technicznej oraz instrukcjach eksploatacyjnych samolotu Tu-154M, można w krótkim zarysie scharakteryzować konstrukcję kadłuba i skrzydła. Cylindryczny kadłub zbudowany jest z blach pokryciowych nałożonych na ruszt wewnętrzny zestawiony ze ścianek podłogowych, 83 wręg oraz podłużnic. Natomiast struktura skrzydła jest trójdźwigarowa, zasadnicza część nośna funkcjonuje w układzie tzw. kesonu trójobwodowego. Użebrowanie poprzeczne każdego skrzydła to 44 żebra rozmieszczone równomiernie wzdłuż rozpiętości, ustawione prostopadle do płaszczyzny środkowego dźwigara. O półskorupowym typie układu nośnego decydują podłużnice rozmieszczone wzdłuż pokrycia dolnego i górnego. Na strukturę wewnętrzną skrzydła obiektu rzeczywistego składają się 3 dźwigary i łącznie aż 76 podłużnic, których liczba zmniejsza się wraz ze wzrostem odległości od kadłuba. Największa zmiana liczby podłużnic widoczna jest przy przejściu z obszaru centropłata do części doczepnej skrzydła. Znaczna liczba elementów siłowych powoduje wzrost skomplikowania geometrii modelu CAD struktury skrzydła i w kolejnych etapach prac powoduje znaczne utrudnienia w budowie modelu obliczeniowego MES, przejawiające się koniecznością szczególnej dbałości o odpowiednie przygotowanie siatki elementów skończonych [2], [6]-[10].

Prace w zakresie modelowania elementów wewnętrznych konstrukcji kadłuba samolotu objęły identyfikację tychże elementów, pomiary ich grubości, wprowadzenie płaszczyzn lokalizacji względem modelu geometrii zewnętrznej oraz generację elementów jedno- i dwuwymiarowych aproksymujących postać geometryczną detali i podzespołów. Określono krzywe definiujące kontury obrysowe komponentów płaskich (wręg i ścianek) oraz linie śladowe podłużnic. Tym samym uzupełniono model bazowy geometrii liniami definiującymi rozmieszczenie poprzecznych i podłużnych elementów siłowych. Celem określenia kształtów wręg kadłubowych dokonano przeskalowania ich widoków płaskich zeskanowanych z rysunków dokumentacyjnych. Rysunki płaskie uwzględniały także punkty lokalizacji podłużnic. Przeskalowane obrazy ulokowano następnie w odpowiednich przekrojach poprzecznych i dopasowano do obrysu zewnętrznego kadłuba. Referencyjne linie obrysowe otrzymano wcześniej w wyniku przecięcia modelu bryły kadłuba odpowiednio rozmieszczonymi płaszczyznami. Wszystkie wręgi kadłuba położone między tzw. grodziami ciśnieniowymi znajdują się w płaszczyznach równoległych do siebie i prostopadłych do osi podłużnej samolotu. Oś ta jest nazwana osią budowy kadłuba i przechodzi przez środek okręgu o średnicy 3800 mm odwzorowującego obrys przekrojowy jego centralnej części. W efekcie przeprowadzonych prac otrzymano geometryczny model kadłuba z rozmieszczonymi wręgami i podłużnicami.

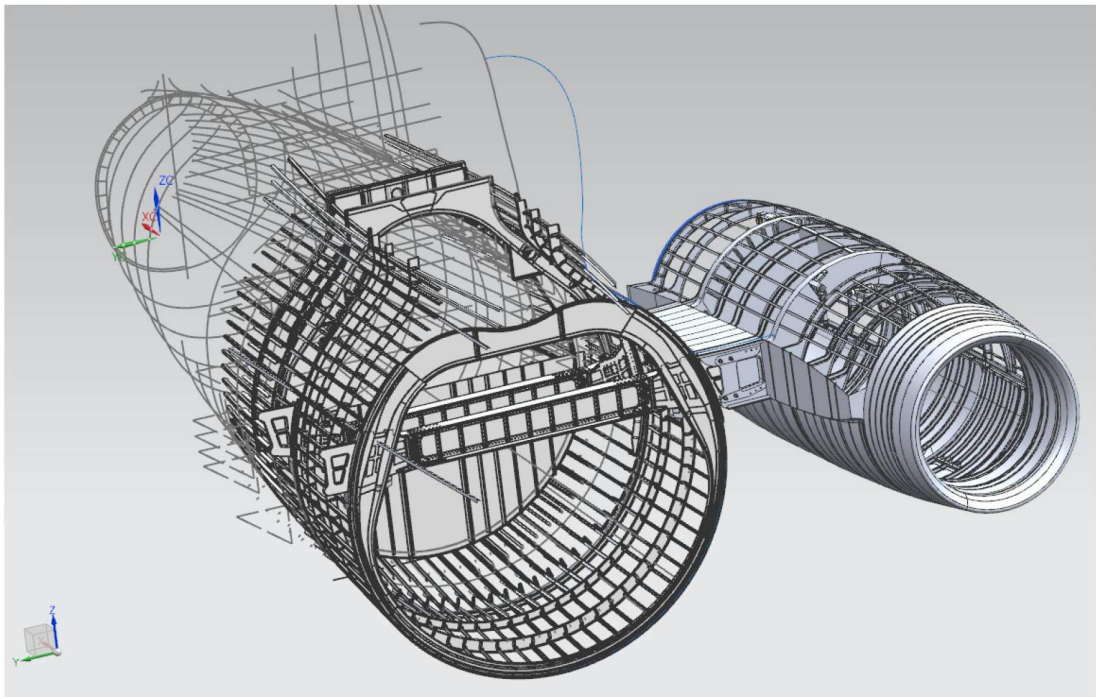


Rys. 11. Schemat konstrukcyjny typowej wręgi, powtarzalny na odcinkach pomiędzy wręgami nr 19 a 41 i 49 a 67 oraz geometria charakterystycznych przekrojów poprzecznych [7]

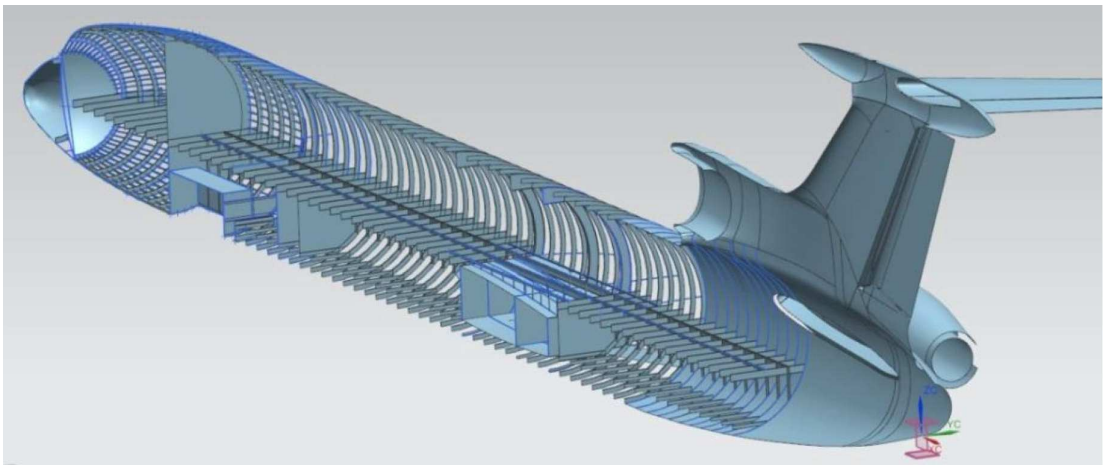
Lokalizacje płaszczyzn wręg względem osi budowy kadłuba określono dzięki przeprowadzeniu pomiarów odległości pomiędzy rzeczywistymi wręgami rozmieszczonymi na samolocie Tu-154M o numerze bocznym 102. Następnie uzyskane dane zweryfikowano w oparciu o posiadaną dokumentację. Rysunek 11 przedstawia schemat typowej wręgi kadłuba, powtarzalnej na jego długości, której kształt i wymiary sprawdzono doświadczalnie.

Na podstawie pomiarów określono najbardziej charakterystyczne wymiary przekrojów poprzecznych, które są jednakowe dla większości belek podpodłogowych w części pasażerskiej i kabinie pilotów (od wręgi nr 6 do 64). Nie dotyczy to wręg siłowych oraz obszaru nad centropłatem (wręgi o nr od 41 do 49). W odcinku kadłuba między wręgami nr 41 a 49 podłoga pasażerów nie opiera się na belkach poprzecznych, jak to ma miejsce w pozostałej części kadłuba, ale na podłużnicach, które oparte są na górnym pokryciu kesonu centropłata. Pokrycie kadłuba składa się z arkuszy o różnej grubości. Zmienia się w zakresie od 1,5 do 3,5 mm. Podziały arkuszy pokrycia pokrywają się z wręgami i podłużnicami.

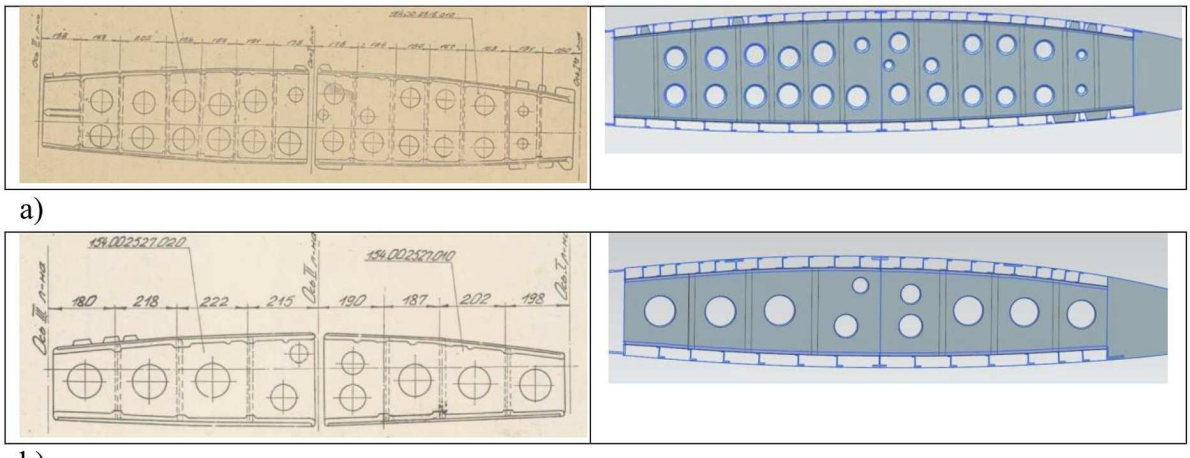
Przy budowie modelu struktury wewnętrznej skrzydła samolotu również wspomagano się pomiarami rzeczywistej struktury oraz danymi odczytanymi z posiadanej dokumentacji samolotu. W pierwszym etapie prac rysunki z dokumentacji skalowano w oprogramowaniu CAD, uzyskując ich rzeczywiste wymiary, a następnie nakładano je na powierzchnie modelu, dzięki czemu możliwe było przybliżone wyznaczenie położenia podłużnic, dźwigarów i żeber. Zewnętrzna geometria powierzchniowa skrzydła została uzupełniona o krzywe definiujące płaszczyzny żeber. W oprogramowaniu CAD wykonano również wstępne dopasowanie przekrojów podłużnic i pasów dźwigarów do odpowiednich krzywych definiujących podłużne elementy siłowe. Tym sposobem (poprzez nakładanie rysunków z dokumentacji na model całościowy) zostało wykonanych kilka żeber tworzących strukturę części doczepnej skrzydła.



Rys. 12. Model geometryczny struktury gondoli silnikowej wraz z elementami tylnej części kadłuba



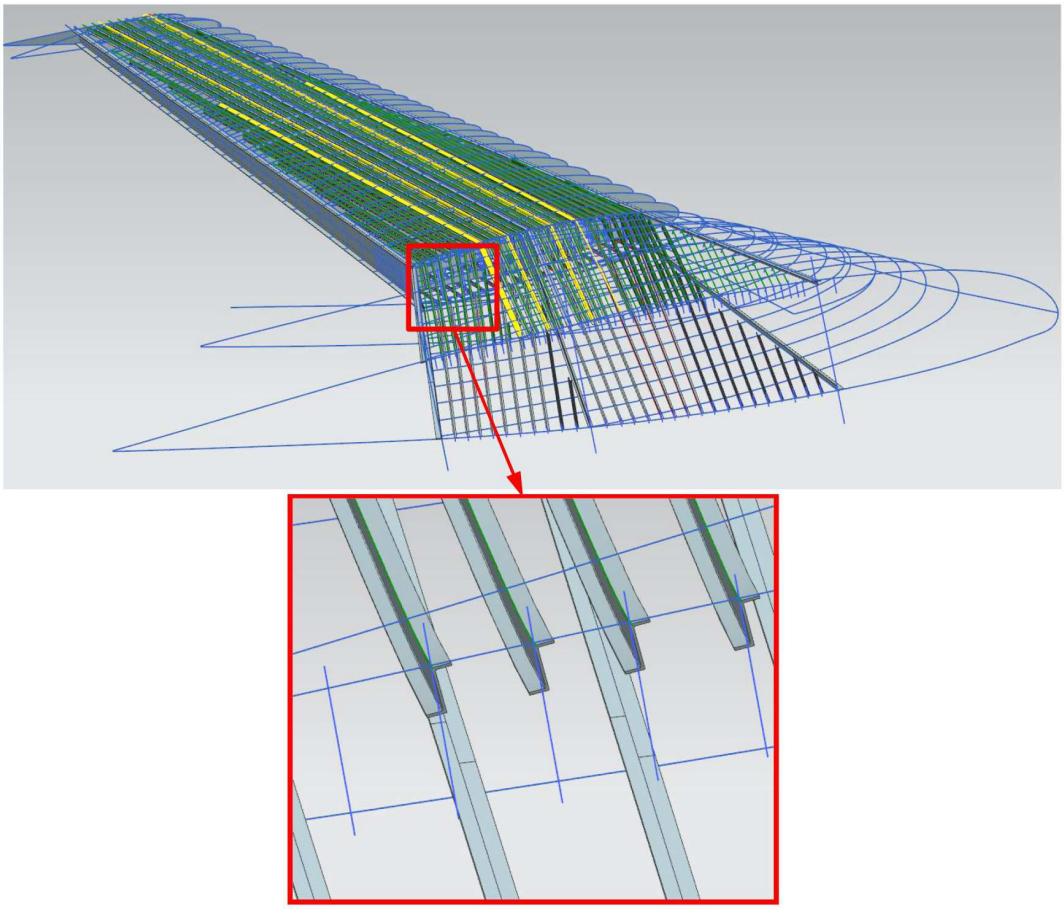
Rys. 13. Model geometryczny struktury kadłuba w trakcie opracowywania



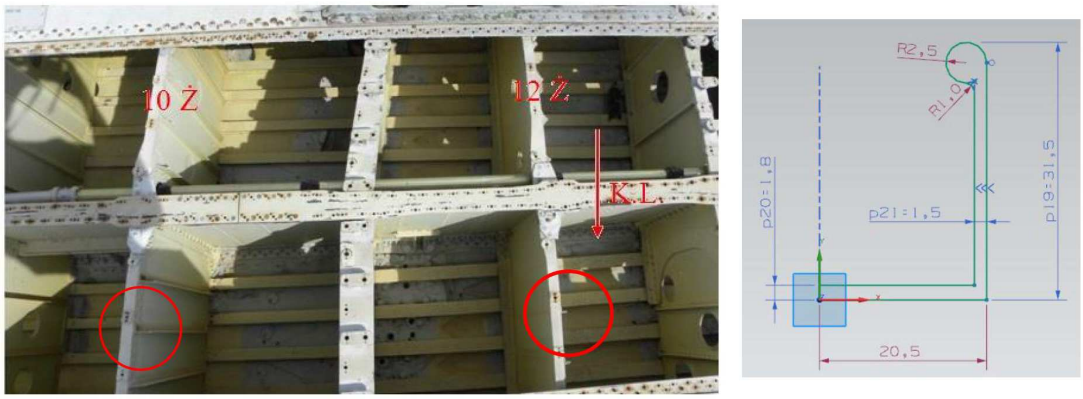
Rys. 14. Przykładowe modele żeber – rysunki z dokumentacji i modele CAD: a) żebro nr 15, b) żebro nr 27

W następnym etapie prac przeprowadzono pomiary na rzeczywistym obiekcie. Wykonano miedzy innymi pomiary:

- grubości pokrycia skrzydła;
- grubości ścianek dźwigarów;
- grubości ścianek żeber;
- pasów dźwigarów;
- podłużnic;
- poprzeczek usztywniających ścianki dźwigarów i żeber;
- połączenia obwodowego części centralnej i doczepnej skrzydła.

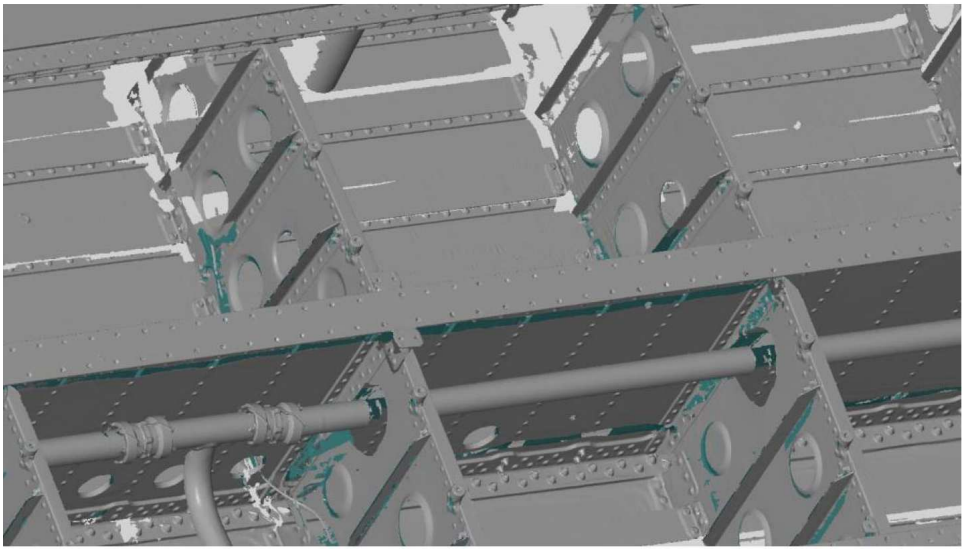


Rys. 15. Rozkład podłużnic w strukturze wewnętrznej skrzydła



Rys. 16. Wymiary przekroju poprzecznego poprzeczek usztywniających ścianki żeber 5-10 i 12 wraz z umiejscowieniem na rzeczywistym obiekcie

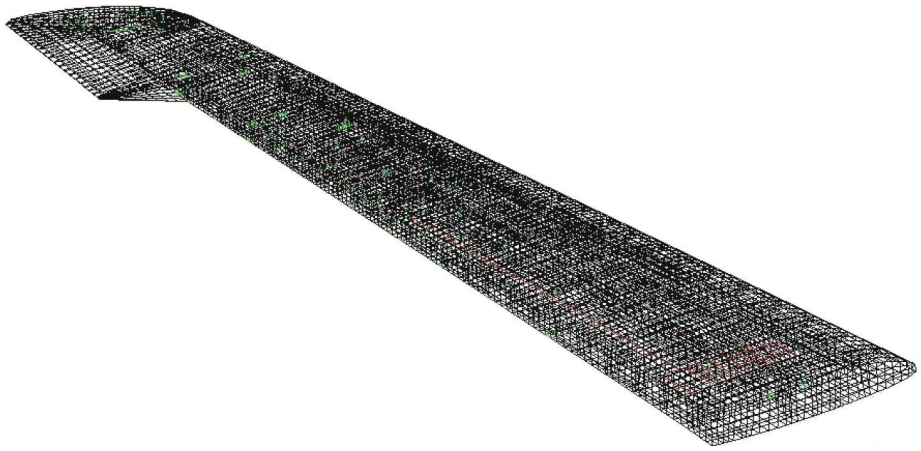
Ponadto w celu wyznaczenia położenia i geometrii elementów struktury wewnętrznej skrzydła samolotu przeprowadzono pomiary z wykorzystaniem optycznego systemu pomiarowego ATOS II Triple Scan i systemu fotogrametrycznego TRITOP. Przykładowe wyniki digitalizacji struktury wewnętrznej zaprezentowano na rysunku 17.



Rys. 17. Przykład digitalizacji struktury wewnętrznej skrzydła samolotu Tu-154M

5. Opracowanie modelu obliczeniowego samolotu na potrzeby numerycznych analiz wytrzymałościowych

Dyskretyzacja realnych układów ciągłych zbiorem połączonych i uwarunkowanych elementów skończonych umożliwia aproksymację konstrukcji rzeczywistej. W skład modelu dyskretnego wchodzą elementy o uproszczonych charakterystykach geometrycznych i fizycznych połączone ze sobą w węzłach. Zastępcza struktura elementowa symuluje własności sztywnościowe i masowe konstrukcji rzeczywistej. W metodzie elementów skończonych ważna jest znajomość mechanizmów, które rządzą analizą. Samolot to układ ciągły o nieregularnym kształcie i niemożliwe jest opisanie go jednym równaniem statycznej sprężystości czy też dynamicznych oscylacji. Z tego powodu konstrukcję należy podzielić na skończoną liczbę elementów.



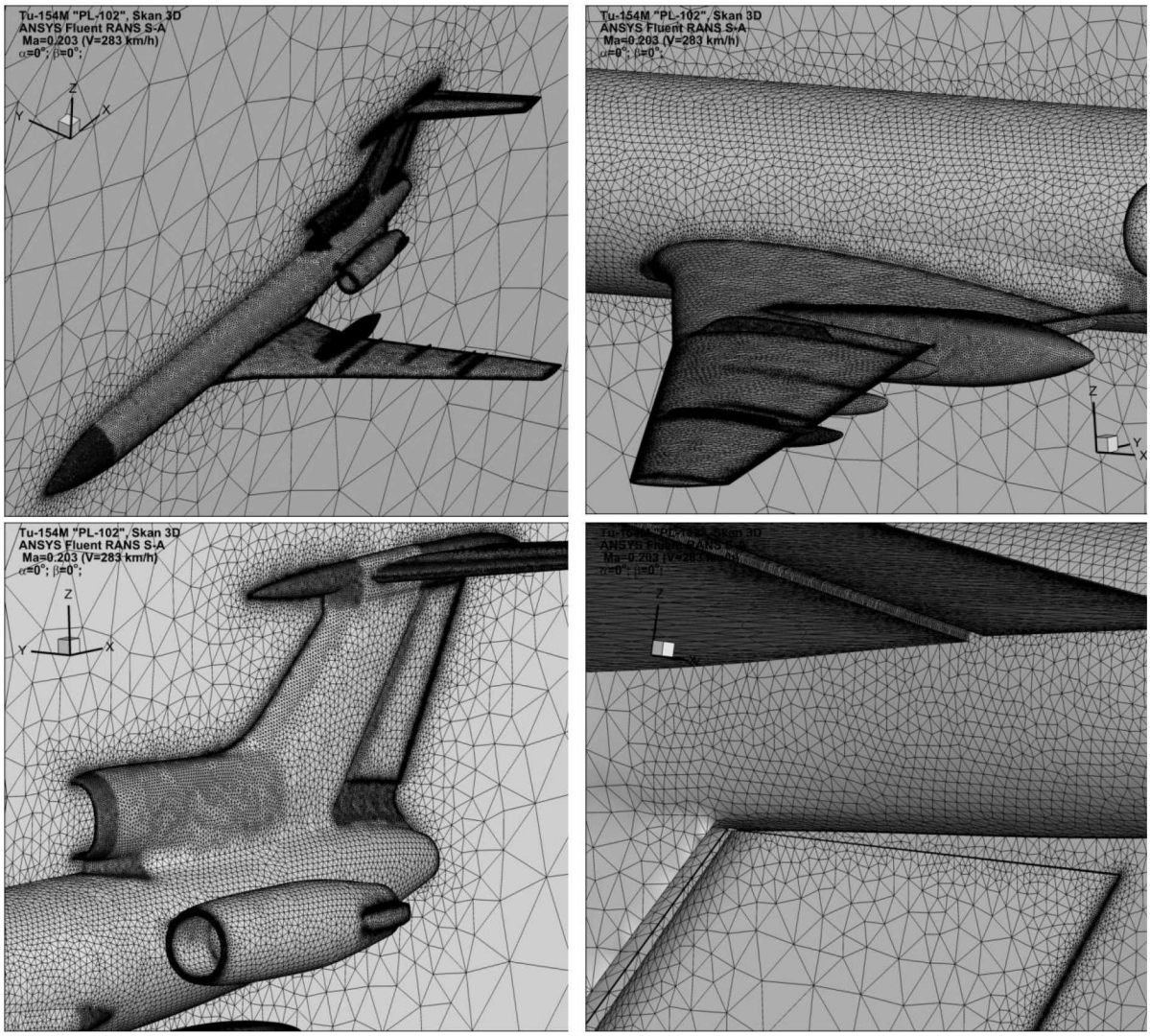
Rys. 18. Wstępny model obliczeniowy części doczepnej skrzydła samolotu

Dyskretyzacja polega na zdefiniowaniu siatki elementów skończonych pokrywających się z najbliżej położonym fragmentem opracowywanej powierzchni. Od stopnia zagęszczenia siatki zależy dokładność uzyskanych wyników, nie mniej jednak zbyt duża liczba elementów może znacząco wydłużyć czas procesu obliczeniowego. Stosowanie bardzo szczegółowych siatek jest uzasadnione w przypadku osobnej analizy poszczególnych elementów. Wtedy to dla małego modelu proces obliczeń przebiega sprawnie. W przypadku badania modeli globalnych obejmujących całość konstrukcji zalecane jest użycie siatki mniej szczegółowej. Siatkę elementów skończonych tworzono, dzieląc wybrane krzywe konturowe na elementy jednolite generujące w dalszej kolejności odpowiednią siatkę elementową o typie adekwatnym dla bazowej geometrii (krzywa, powierzchnia, bryła). Poszczególnym elementom opracowywanego modelu nadano odpowiednie własności materiałowe. Na rysunku 18 zaprezentowano wstępny model obliczeniowy części doczepnej skrzydła samolotu Tu-154M.

6. Wyznaczenie obciążeń aerodynamicznych działających na samolot przy użyciu metod obliczeniowej mechaniki płynów

Numeryczną analizę aerodynamiczną samolotu wykonano przy wykorzystaniu oprogramowania ANSYS Fluent [11] bazującego na metodzie objętości skończonych (Finite Volumes Method). Wskazane oprogramowanie umożliwia analizę przepływów nieściśliwych i ściśliwych, z opcjonalnym uwzględnieniem lepkości przepływu. W przedmiotowym oprogramowaniu zaimplementowano wiele modeli turbulencji. Równania ruchu rozwiązywane są na siatkach niestrukturalnych (tetrahedralnych), strukturalnych i hybrydowych. Natomiast do generacji siatek obliczeniowych użyto programu ICEM CFD [12]. Oprogramowanie to jest zaawansowanym narzędziem do preprocesoringu, umożliwiającym pełne przygotowanie modelu geometrycznego, czyli budowę lub import geometrii z programu CAD, jej naprawę oraz upraszczanie. ICEM CFD umożliwia tworzenie siatek strukturalnych oraz niestrukturalnych, o elementach tetrahedralnych, pryzmatycznych, heksagonalnych, ostrosłupowych, a także siatek hybrydowych składających się z wielu typów elementów. Jest ono również wyposażone w liczne narzędzia do sprawdzania i poprawy jakości siatki. Do poprawy jakości elementów siatki służą automatyczne i manualne narzędzia, posiadające możliwość m.in. wygładzenia, zagęszczenia, rozrzedzenia siatki, a także w razie potrzeby przesuwania poszczególnych węzłów wewnątrz domeny.

W ramach prowadzonych badań aerodynamicznych przygotowano szereg modeli numerycznych samolotu Tu-154M w różnych konfiguracjach. W obszarze otaczającym płatowiec wygenerowano siatkę niestrukturalną. Wielkość siatki obliczeniowej dla samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej wynosiła ok. 9,3 mln komórek, a dla samolotu w konfiguracji do lądowania ok. 18 mln komórek. Wokół ścian bryły samolotu wygenerowano 5 warstw komórek pryzmatycznych symulujących warstwę przyścienną. Grubość pierwszego elementu siatki (0,6 mm) odpowiadała parametrowi turbulencji y+ z zakresu $\langle 30, 200\rangle$, co jest zalecane dla zastosowanego modelu turbulencji Spalart-Allmaras. Model ten przyjęty jest za standard w analizach opływów zewnętrznych, szczególnie w zakresie liczb Reynoldsa używanym w lotnictwie [12]. Na rysunku 19 przedstawiono gęstość siatki obliczeniowej wygenerowanej na podstawie posiadanego modelu geometrycznego samolotu w konfiguracji przelotowej. Uwagę zwraca większa gęstość siatki w obszarach spodziewanej wysokiej zmienności wyznaczanych parametrów przepływu. Do takich obszarów zalicza się między innymi: krawędź natarcia i krawędź spływu skrzydła i usterzenia, okolice wlotów i wylotów z silników, nosek kadłuba, gondole podwozia głównego, prowadnice klap, kierownice aerodynamiczne, obszar połączenia skrzydła z kadłubem oraz obszary znacznej zmiany krzywizny powierzchni.



Rys. 19. Gęstość siatki obliczeniowej na płatowcu samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej

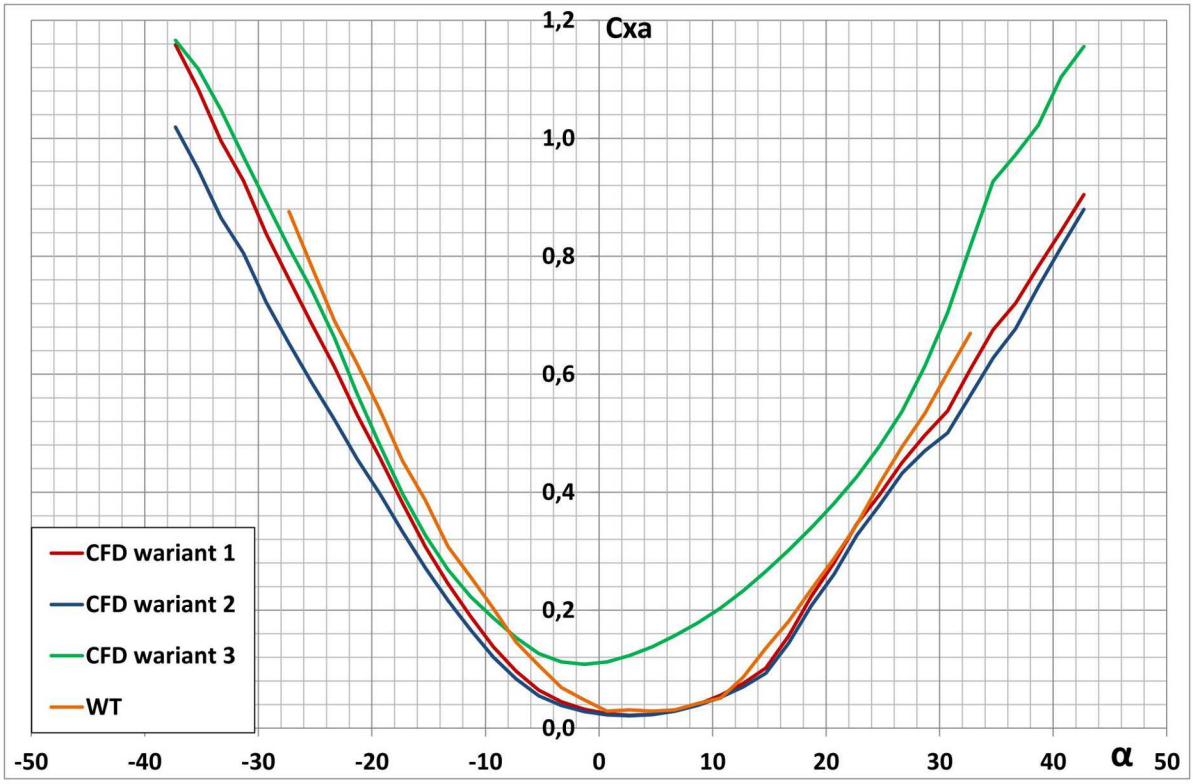
Podczas wykonywania numerycznych analiz aerodynamicznych przyjęto następujące założenia:

- przepływ jest stacjonarny i ustabilizowany, czyli za płatowcem nie pojawia się ścieżka wirów Karmana ani żadna inna niestacjonarna struktura w przepływie;
- warunki lotu odpowiadają zerowej wysokości (na poziomie morza) według atmosfery wzorcowej: ciśnienie $p = 101325\,\mathrm{Pa}$, temperatura $T = 288.15\,\mathrm{K}$, oraz gęstość powietrza $\rho = 1{,}225\,\mathrm{kg/m^3}$;
- prędkość lotu wynosi: $V = 283\,\mathrm{km/h}$, co odpowiada liczbie Macha $\mathrm{Ma} = 0{,}23$.

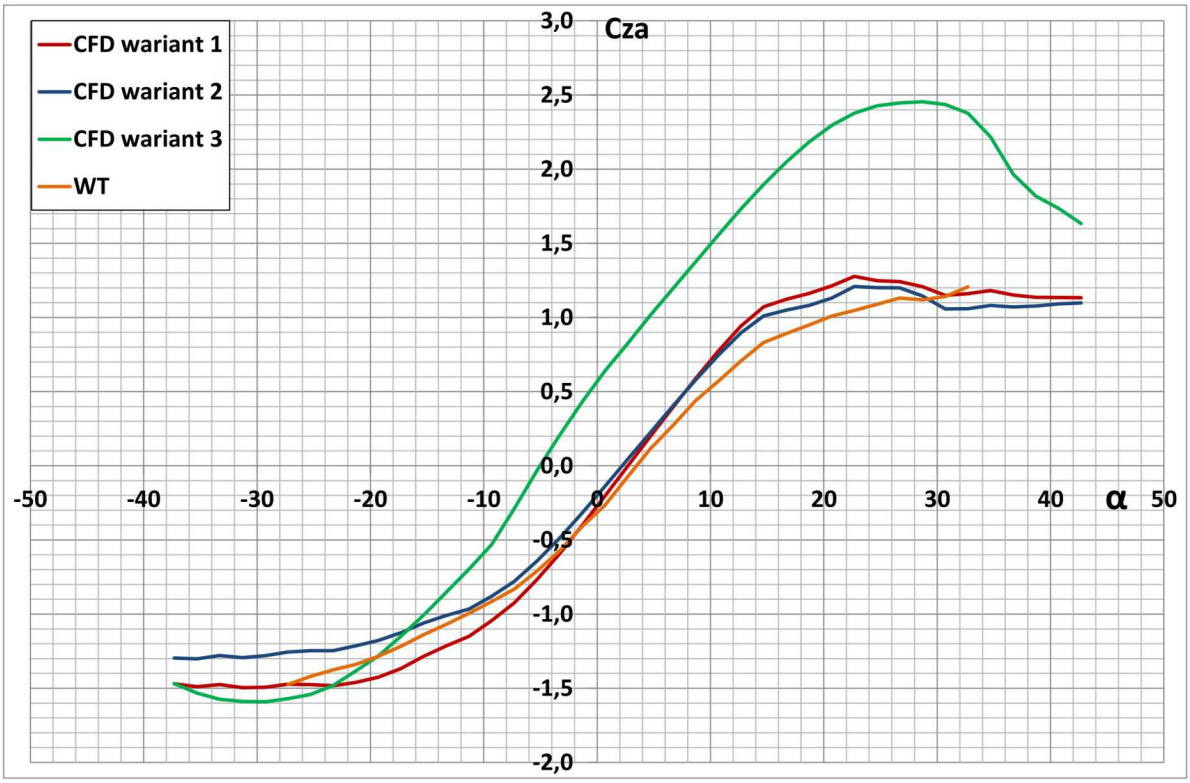
Na rysunkach 20-22 przedstawiono porównanie wybranych charakterystyk aerodynamicznych uzyskanych dla następujących konfiguracji samolotu Tu-154M [14], [15]:

- CFD wariant 1 – samolot w konfiguracji przelotowej;
- CFD wariant 2 – samolot w konfiguracji przelotowej bez usterzenia poziomego;
- CFD wariant 3 – samolot w konfiguracji do lądowania.

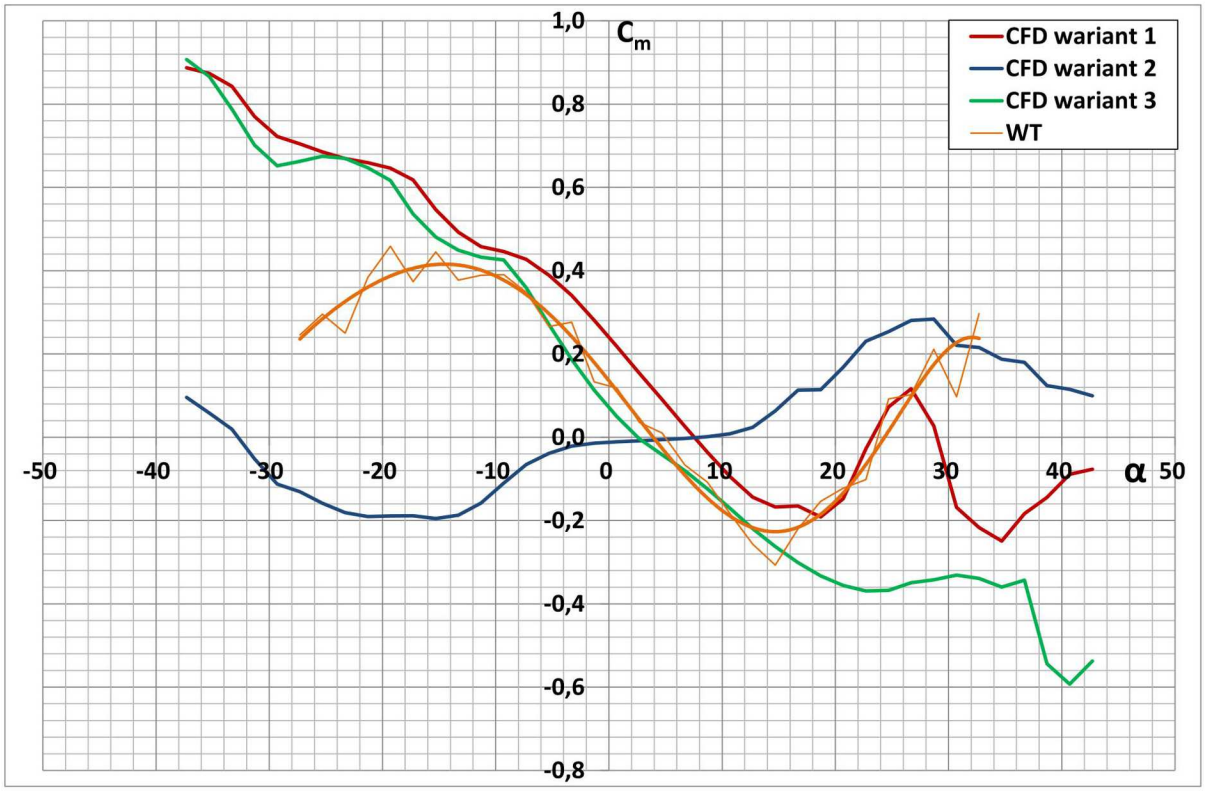
W celu weryfikacji poprawności wyników analiz numerycznych porównano je z wynikami otrzymanymi w trakcie badań doświadczalnych w tunelu powietrznym małych prędkości Wojskowej Akademii Technicznej. Badania przeprowadzono dla modelu w skali 1:50 dla ciśnienia



Rys. 20. Porównanie wartości współczynnika siły oporu Cxa w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; Ma = 0,23



Rys. 21. Porównanie wartości współczynnika siły nośnej Cza w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; Ma = 0,23



Rys. 22. Porównanie wartości współczynnika momentu pochylającego Cm w funkcji kąta natarcia α dla samolotu Tu-154M; Ma = 0,23

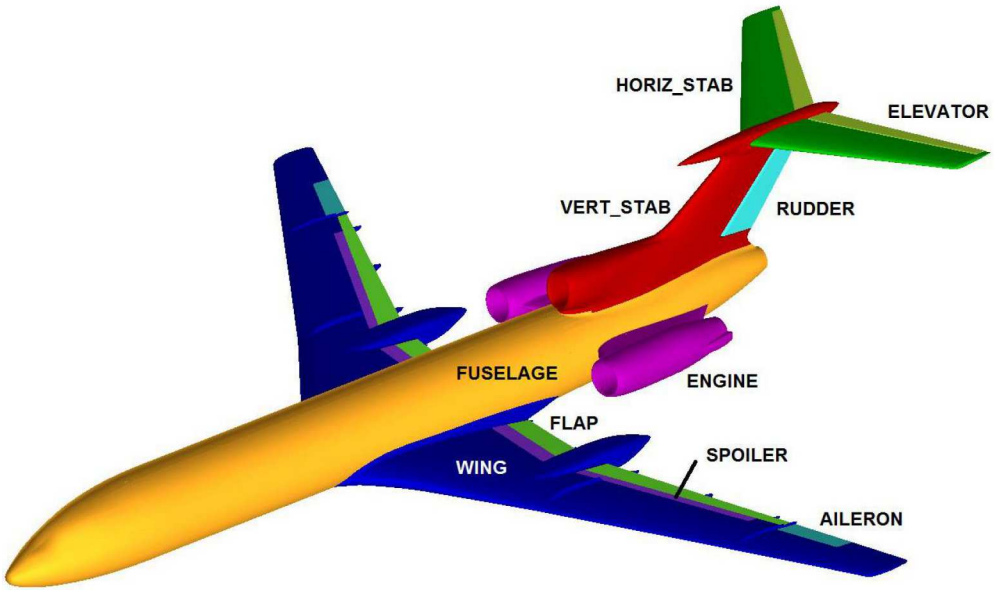
dynamicznego $q = 250\,\text{Pa}$, prędkości przepływu $v = 20{,}2\,\text{m/s}$, co odpowiadało Re ≈ 138000 [13]. Na charakterystykach przedstawiono wyniki uzyskane dla modelu samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej, które zostały oznaczone literami WT.

Na charakterystyce współczynnika siły oporu przedstawionej na rysunku 20 największe różnice można zauważyć pomiędzy wartościami uzyskanymi dla wariantu 1 i 3. Dla samolotu w konfiguracji do lądowania uzyskiwane wartości oporu są zdecydowanie większe. Ponadto przesunięciu w stronę niższych wartości kąta natarcia α uległa wartość Cxa_{min}.

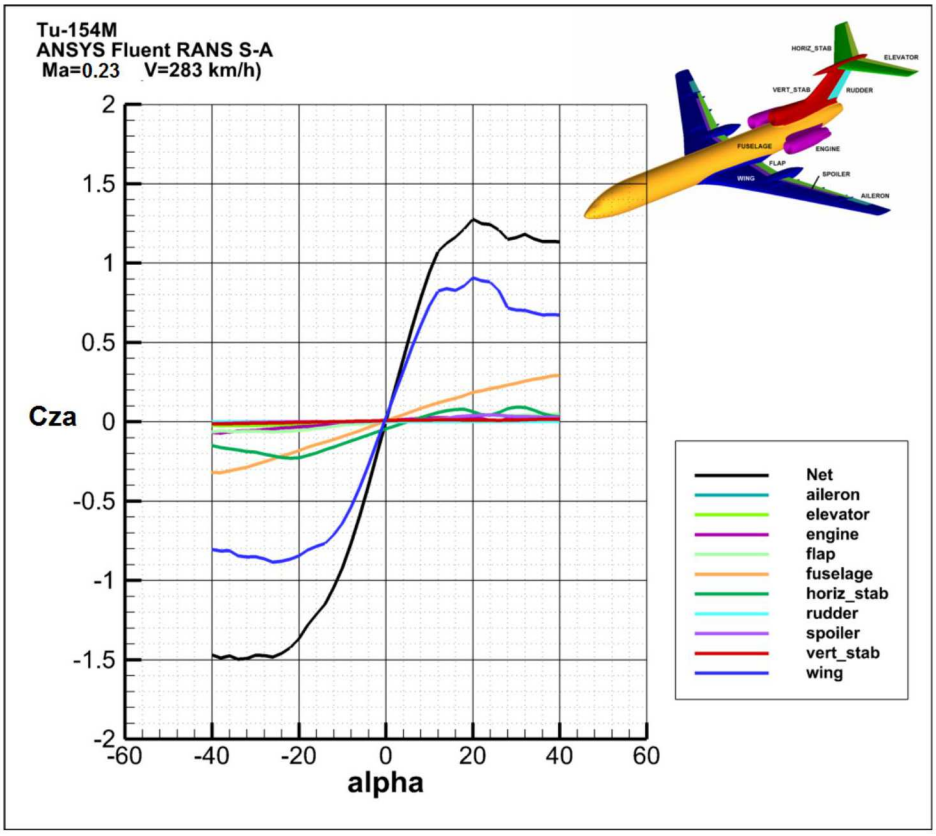
Na charakterystyce współczynnika siły nośnej (rys. 21) największe różnice również występują pomiędzy wartościami uzyskanymi dla wariantu nr 1 i 3. Dla samolotu w konfiguracji do lądowania z wychylonymi klapami i wysuniętymi slotami oraz podwoziem uzyskano znaczący przyrost uzyskiwanych wartości współczynnika siły nośnej w prawie całym zakresie analizowanych kątów natarcia. Wzrosła wartość Cza_{max} oraz krytycznego kąta natarcia α_{kr}. Porównując charakterystyki współczynnika momentu pochylającego w funkcji kąta natarcia (rys. 22), można zauważyć, że dla wariantów nr 1 i 3 nachylenie otrzymanych krzywych jest bardzo zbliżone. Dla analizowanego bieguna momentu aerodynamicznego (25% SCA) samolot jest stateczny statycznie w prawie całym zakresie analizowanych kątów natarcia. Dla wariantu samolotu w konfiguracji przelotowej w zakresie kątów natarcia $\alpha = 18^\circ \div 26^\circ$ i $\alpha = 34^\circ \div 42{,}7^\circ$ samolot staje się niestateczny statycznie. Natomiast dla wariantu nr 2 zanotowano największą różnice w nachyleniu krzywej. Jest to spowodowane brakiem usterzenia poziomego w tym wariancie obliczeniowym samolotu.

W celu umożliwienia analizy wpływu poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na uzyskiwane charakterystyki aerodynamiczne, opracowane modele obliczeniowe samolotu Tu-154M podzielono na odpowiednie strefy, które zostały zaprezentowane na rysunku 23. W skład stref obliczeniowych wchodzą:

- zespoły konstrukcyjne samolotu: kadłub, skrzydło, statecznik pionowy, statecznik poziomy, silniki, podwozie;
- powierzchnie sterowe oraz elementy mechanizacji skrzydła: stery wysokości, ster kierunku, lotki, sloty, klapy, przerywacze, spoilery.

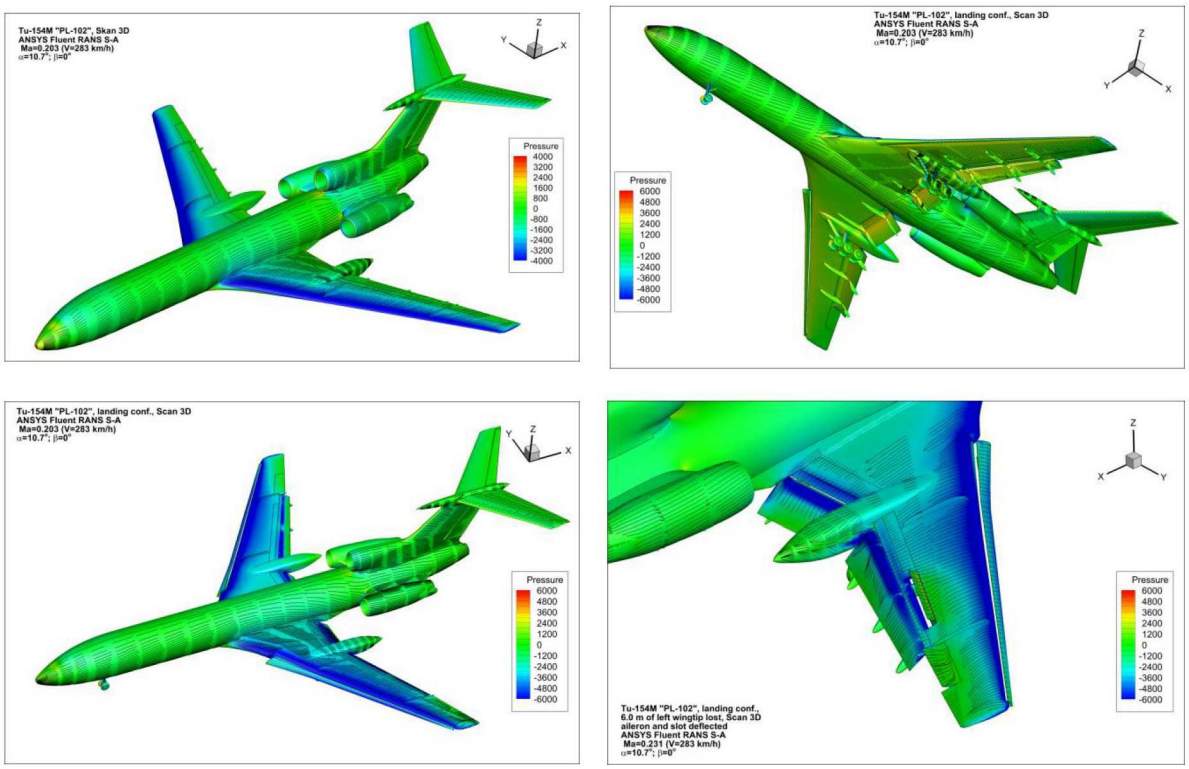


Rys. 23. Podział powierzchni samolotu Tu-154M w konfiguracji przelotowej na odpowiednie strefy obliczeniowe



Rys. 24. Składowe współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia od poszczególnych stref podziału geometrii płatowca samolotu Tu-154M

Na rysunku 24 przedstawiono wpływ podzespołów płatowca na wartość współczynnika siły nośnej. Udział płata nośnego w wartości współczynnika siły nośnej jest duży i dla dodatnich kątów natarcia do $\alpha = 20°$ przekracza 70%. Natomiast udział kadłuba w tym przedziale kątów natarcia dochodzi do ok. 15% całkowitej wartości współczynnika siły nośnej. Proporcje te zmieniają się wraz ze zmianą kąta natarcia.



Rys. 25. Przykładowe zobrazowanie zmian rozkładu ciśnienia oraz przebiegu linii prądu na powierzchni płatowca samolotu Tu-154M uzyskanych dla kąta natarcia $\alpha = 10.7°$

Przyjęta metodyka prowadzonych obliczeń pozwala również na wykonanie jakościowego porównania otrzymanych wyników. W związku z tym na rysunku 25 zaprezentowano porównanie wyników w postaci mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatowca. Ze względu na dość szeroki zakres kątów natarcia przyjęty w obliczeniach zdecydowano się na krótki czas całkowania linii prądu tylko w kierunku przepływu. W związku z tym są one krótkie, a ich długość odpowiada proporcjonalnie średniej prędkości na całkowanym obszarze. Linie prądu nabrały cech upodabniających je do nitek używanych w wizualizacji nitkowej w aerodynamice eksperymentalnej. Dzięki temu można obraz pola przepływu interpretować podobnie do obrazów we wspomnianej wyżej metodzie. Zaprezentowana metoda wizualizacji ma tę zaletę, że łączy informację o ciśnieniu w danym obszarze płatowca (lub rozkładem dowolnej innej skalarnej wielkości fizycznej) z prędkością i kierunkiem przepływu w tym obszarze.

7. Wnioski i uwagi końcowe

Proces odtwarzania geometrii zewnętrznej samolotów wraz z budową ich modeli numerycznych jest niezwykle złożonym zadaniem z zakresu inżynierii odwrotnej. Proces eliminacji błędów pomiarowych oparty o algorytm cyklicznej optymalizacji wyboru punktu powoduje skrócenie czasu uzyskania wirtualnego modelu. Podstawowe korzyści z algorytmu doboru krzywych i powierzchni do odtwarzania obiektów z pomiarów współrzędnościowych to:

- eliminacja zbędnych pomiarów geometrii, które nie mają wpływu na opis modelu geometrycznego CAD;
- zmniejszenie liczby zmiennych w procesie ustalania gabarytów samolotu;
- możliwość określenia reguł wnioskowania o zachowaniu pośrednich parametrów.

Ustalenie reguł odtwarzania i modyfikacji pozwala na zmianę geometrii z zachowaniem parametrów niezmiennych narzuconych przez konstruktora. Elementy składowe modelu CAD stanowią podstawę struktury dla obiektu wyjściowego do dalszych analiz geometrycznych, wytrzymałościowych oraz technologicznych.

Ponadto dzięki przeprowadzeniu numerycznych analiz aerodynamicznych samolotu uzyskano wyniki zarówno o charakterze ilościowym, jak i jakościowym. Określono wartości siły i momentu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia dla analizowanych wariantów samolotu Tu-154M. Dla wybranych warunków lotu samolotu wyznaczono mapy ciśnień z naniesionymi liniami prądu na powierzchni płatowca. Dodatkowo określono wpływ poszczególnych zespołów konstrukcyjnych samolotu na wartość uzyskiwanej siły i momentu aerodynamicznego. Duża zgodność uzyskanych wyników analiz numerycznych z wynikami badań doświadczalnych świadczy o poprawności przyjętej metodologii badawczej.

Jednocześnie należy zaznaczyć, że wykorzystanie metod numerycznych opartych o metodę elementów skończonych pozwoli na znaczące skrócenie czasu i kosztów badań odporności na zderzenia dużych samolotów, w porównaniu z realizacją doświadczalnych badań zderzeniowych. Jednakże opracowanie przedmiotowej technologii wymaga posiadania specjalistycznego oprogramowania oraz kadry naukowej posiadającej znaczące doświadczenie i specjalistyczną wiedzę w zakresie budowy modeli numerycznych samolotów oraz wytrzymałościowych analiz numerycznych elementów konstrukcyjnych. Opracowanie przedmiotowej technologii znacząco przyczyni się do rozwoju systemów bezpieczeństwa mających na celu zwiększenie prawdopodobieństwa przeżycia pasażerów samolotu w trakcie wypadku lotniczego. Ponadto zdobyta wiedza będzie mogła zostać wykorzystana w procesie kształcenia inżynierów o wysokich kwalifikacjach w zakresie do tej pory niespotykanym na polskich uczelniach.

Bibliografia

1. Bechtir W.P., Rżewskij W.M., Cipenko W.G., *Prakticzeskaja aerodinamika samoleta Tu-154M*, Wozdusznyj Transport, Moskwa, 1997
2. Soszin W.M., Medwedew W.I., *Ekspluatacija letatel'nych apparatow Camolet Tu-154, Kniga 1 – Uczebnoe posobie*, Samarskij Gosudarstwennyj Aerokosmiczeskij Uniwersitet Imeni Akademika S.P. Korolewa, Samara, 2005
3. Soszin W.M., Waluew A.A., Medwedew W.I., Gumerow, Marinkow E.E., *Ekspluatacija letatel'nych apparatow Camolet Tu-154, Kniga 2 – Uczebnoe posobie*, Samarskij Gosudarstwennyj Aerokosmiczeskij Uniwersitet Imeni Akademika S.P. Korolewa, Samara, 2005
4. Bechtir W.P., Kopysow W.Ch., *Aerodinamika samoleta Tu-154M i Tu-154B*, Ul'janowsk, 2008
5. Ziętarski S., *AI-based optimization method for the analysis of coordinate measurements within integrated CAD/CAM/CAE systems*, ImechE, 2003
6. *Tu-154M. Katalog detalej i sborocznych bdiic*, 1989
7. *Tu-154M. Rukowodstwo po techniczeskoj ekspluatacii. Razdel: 000, 006, 051-057*, XII 2005
8. *Tu-154M. Techniczeskaja ekspluatacija wozdusznych sudow*, 1989
9. Chodorowski J., Ciszewski A., Radomski T., *Materiałoznawstwo lotnicze*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2003

10. Godzimirski J., *Lotnicze materiały konstrukcyjne*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2008

11. *ANSYS Fluent Theory Guide*, Release 15.0, Ansys Inc., November, 2013

12. *ANSYS ICEM CFD Tutorial Manual*, Ansys ICEM CFD 15, November, 2013

13. Olejnik A., Kachel S., Frant M., Majcher M., *Charakterystyki aerodynamiczne modelu samolotu TU-154M w opływie symetrycznym i niesymetrycznym*, Sprawozdanie wewnętrzne WAT, Warszawa, 2016

14. *Dynamika lotu: pojęcia, wielkości i symbole. Część 1: Ruch statku powietrznego względem powietrza*, PN-ISO 1151-1:2004; Warszawa; Polski Komitet Normalizacyjny, 2004

15. Sobieraj W., *Aerodynamika*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 2014

Aircraft crashworthiness analysis using reverse engineering methods and computational fluid dynamics

In the following paper, a complex process of external geometry and internal structure geometry digitizing process using reverse engineering methods is shown. This process is used at the aircraft crashworthiness numerical analysis stage. In addition, the process of determining aerodynamic loads acting on the aircraft structure based on the Finite Volume Method has been presented. The process of reproducing the external geometry of an airplane along with the development of their numerical models is an extremely complex task in the field of reverse engineering. Using the obtained measurement data, numerical models of an aircraft as well as scaled ones were developed to perform aerodynamic test and analyzes. The applied procedure allows, among others, to analyze the influence of particular aircraft structural parts on aerodynamic characteristics. Moreover, the aircraft internal structure modelling process takes into account the aircraft external geometry as well as shape of cross-sections of its internal structure strength elements.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

STANOWISKO DO MONITOROWANIA STANU TECHNICZNEGO MINIATUROWYCH TURBINOWYCH SILNIKÓW

Łukasz Omen, Ryszard Chachurski, Piotr Zalewski, Andrzej J. Panas
Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa
e-mail: lukasz.omen@wat.edu.pl; ryszard.chachurski@wat.edu.pl; piotr.zalewski@wat.edu.pl; andrzej.panas@wat.edu.pl

W pracy zaprezentowano opis funkcjonowania i konstrukcji naziemnego stanowiska do monitorowania stanu technicznego miniaturowych turbinowych silników odrzutowych o ciągu nieprzekraczającym 200 N wykorzystywanych, m.in. do napędu zdalnie sterowanych modeli latających i wojskowych bezzałogowych statków powietrznych. Przyczyną podjęcia prac był brak ujednoliconych procedur pozwalających na dokonanie jednoznacznej oceny dotyczącej przydatności eksploatacyjnej badanych silników klasy mini, a także istotne ograniczenia użytkowe istniejących platform badawczych. W celu uzupełnienia zidentyfikowanych braków w tym zakresie, zaproponowano budowę autorskiego systemu pomiarowego. Zasadniczym elementem całego systemu było naziemne stanowisko pomiarowe. Oprócz wymagań funkcjonalnych wynikających z przyjętych procedur pomiarowych konstrukcja stanowiska była obwarowana szeregiem dodatkowych wymogów dotyczących bezpieczeństwa użytkowania, ograniczeń masowo-geometrycznych itp. Ich spełnienie otworzyło możliwość eksperymentalnego sprawdzenia poprawności funkcjonowania stanowiska podczas pracy w różnych warunkach otoczenia: laboratoryjnych i pozalaboratoryjnych. Pozytywny rezultat sprawdzeń pozwolił na zakwalifikowanie zbudowanego stanowiska jako części składowej sytemu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu.

Słowa kluczowe: monitorowanie stanu technicznego, miniaturowe turbinowe silniki odrzutowe, procedury diagnozowania

1. Wprowadzenie

Wykorzystanie miniaturowych turbinowych silników odrzutowych (MTSO) do napędu bezzałogowych statków powietrznych w naturalny sposób wymusza konieczność monitorowania ich stanu technicznego, co stanowiło zasadniczą motywację podjęcia prac. Ważną kwestią w eksploatacji MTSO (podobnie zresztą jak w eksploatacji każdego innego urządzenia technicznego) jest to, aby odbywała się ona w sposób bezpieczny dla obsługi i osób postronnych, przy jednoczesnym zagwarantowaniu wszelkich niezbędnych cech umożliwiających efektywną realizację stawianych im zadań. W tym celu przed dopuszczeniem silnika do eksploatacji oraz w jej trakcie wykonywane są rozmaite sprawdzenia w postaci eksperymentalnych pomiarów badawczych oraz analizy uzyskanych rezultatów [14]. Tak rozumiany dozór stanu technicznego silników możliwy jest dzięki wykorzystaniu specjalizowanych środków realizacji pomiarów badawczych, tj. platform pomiarowych, hamowani silnikowych czy laboratoryjnych układów badawczych, spełniających apriorycznie przyjęte założenia użytkowania [2], [3], [11]. Istotnym jednak problemem w prowadzeniu nadzorowanej eksperymentalnie eksploatacji MTSO jest brak krajowych rozwiązań konstrukcyjnych umożliwiających pozyskanie zestawu komplementarnych danych diagnostycznych. Z kolei istniejące zagraniczne platformy badawcze cechuje szereg rygorystycznych ograniczeń. Są to m.in. możliwość badania tylko wybranego rodzaju silnika, dedykowanego dla konkretnego stanowiska, bez możliwości jego adaptacji na potrzeby wykonywania badań innych MTSO, arbitralnie narzucony program badawczy obejmujący pomiary z góry narzuconych parametrów oraz możliwość prowadzenia badań jedynie w warunkach laboratoryjnych. W dodatku

koszty zakupu tych stanowisk niejednokrotnie są dziesiątki razy większe niż koszty badanych napędów. Wobec ujawnionych problemów jedyną możliwością monitorowania stanu technicznego MTSO na drodze pomiarów badawczych okazało się zaprojektowanie i budowa nowego stanowiska przygotowania i obsługi silników (w skrócie SPOS) tego rodzaju.

Potwierdzeniem zasadności budowy nowego SPOS jest także fakt powiązany ściśle z tym, że dotychczasowe zastosowania MTSO są w znacznej mierze ograniczone. Taki stan rzeczy spowodowany jest brakiem dostępu do charakterystyk eksploatacyjnych oraz innych istotnych z punktu widzenia poprawnej pracy konstrukcji informacji. Są to w zasadzie tylko dane udostępniane przez producentów podawane jedynie dla całej rodziny silników, w ogólnym tylko zarysie dostarczające informacji eksploatacyjnych dotyczących przede wszystkim nieprzekraczalnych „granicznych" wartości wybranych parametrów pracy [9]. Najistotniejsze z nich to maksymalne wartości prędkości obrotowej wirnika silnika oraz maksymalna wartość temperatury w przekroju na wyjściu z turbiny, wynikające z warunku koniecznej nienaruszalności strukturalnej głównych zespołów konstrukcyjnych silnika [1], [2] (zabezpieczenie przed przepaleniem/nadtopieniem powłok wewnętrznych i zewnętrznych, utratą stateczności elementów konstrukcyjnych czy wystąpieniem nadmiernych wartości naprężeń mechanicznych części konstrukcyjnych itp.). Braki w tym zakresie przekładają się na bezpieczeństwo eksploatacji omawianych napędów, a tym samym na ograniczenie ich stosowalności. Odwrócenie tej tendencji, a tym samym rozszerzanie możliwości aplikacyjnych MTSO związane jest z prowadzeniem badań mających na celu ciągłe uzupełnianie stanu wiedzy dotyczących MTSO możliwe dzięki wykorzystaniu SPOS.

Całość prac związanych z budową SPOS została podzielona na 3 części. Pierwszą z nich było określanie zakresu i procedur prowadzenia i opracowania danych pomiarowych. Po opracowaniu teoretycznej części projektu przystąpiono do realizacji prac projektowych i konstrukcyjnych SPOS. Ostatnim zaś elementem było wykonanie testów prototypu nowo powstałego SPOS oraz określenie jego przydatności w eksploatacji ze wskazaniem ewentualnych kierunków jego rozwoju i modyfikacji.

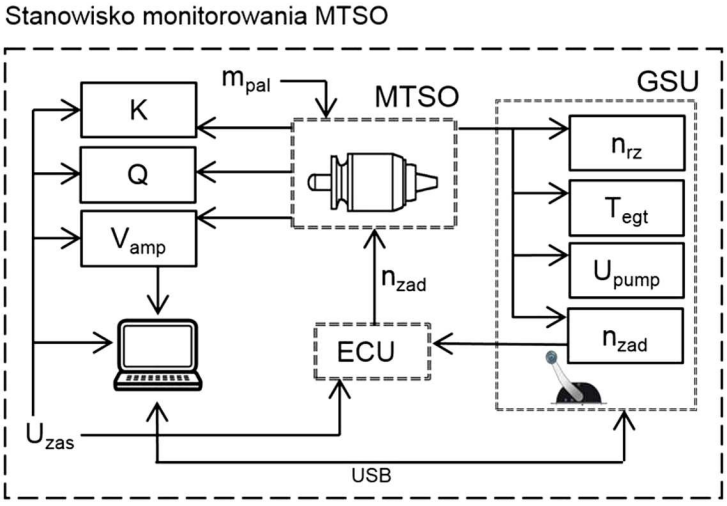
2. Zakres oraz procedury badań

2.1. Zakres badań

Wzorując się na istniejących procedurach diagnostycznych dedykowanych pełnowymiarowym turbinowym silnikom lotniczym [2], [3], [10], [11], zaproponowano własną koncepcję prowadzenia pomiarów badawczych na potrzeby monitorowania stanu technicznego MTSO. W myśl przyjętych założeń prace rozpoczęto od zdefiniowania zakresu wykonywanych badań. Zadanie to polegało na określaniu zbioru dozorowanych parametrów pracy MTSO. Naturalną współcześnie tendencją w tego typu przedsięwzięciu jest pozyskiwanie dużej liczby mierzalnych parametrów pracy silnika. Ich duża liczba jest istotna z punktu widzenia uzyskania możliwie szerokiego spektrum informacji na temat silników dających precyzyjny obraz stanu technicznego badanego obiektu technicznego. Pamiętać jednak należy, że nadmierne rozszerzenie liczby mierzonych parametrów wiąże się ze wzrostem kosztów, jakie trzeba pokryć budując SPOS, a ponadto przy założeniu, że stanowisko ma być obsługiwane przez personel techniczny o określonym poziomie wiedzy, należało maksymalnie ograniczyć liczbę mierzonych, a następnie analizowanych parametrów. Wobec powyższego ustalenie odpowiedniego zbioru parametrów było zadaniem typu optymalizacyjnego. Należało bowiem dla z góry ustalonych kryteriów ekonomicznych oraz oczekiwanego stopnia uproszczenia procesu diagnostycznego określić konieczny i wystarczający liczebnie zbiór parametrów, których analiza jednoznacznie pozwalałaby na dokonanie wiarygodnej oceny stanu technicznego MTSO. Poza ww. ograniczeniami, nie mniej ważnym czynnikiem w wyborze dozorowanych parametrów były kryteria doboru urządzeń pomiarowych zabudowanych na SPOS. Urządzenia te musiały cechować się wysoką odpornością na oddziaływanie

czynników zewnętrznych takich, jak: oddziaływania atmosferyczne, zapylenie czy dużą wilgotność, aby umożliwić prowadzenie pomiarów badawczych w warunkach pozalaboratoryjnych. Nie bez znaczenia w tym zakresie było także uwzględnienie oddziaływań związanych ze wstrząsami podczas transportu SPOS. Dodatkowym wymaganiem była konieczność zagwarantowania wysokiej mobilności urządzenia z uwzględnieniem nie tylko odpowiednio przystosowanego układu jezdnego, ale także wykorzystania autonomicznego wyposażenia energetycznego [14]. Spełnienie tych wymagań było niebywale istotne z punktu widzenia rozszerzenia możliwości użytkowych SPOS na tle istniejących rozwiązań zagranicznych. Ostatnim kryterium doboru była konieczność takiego zaprojektowania SPOS, aby istniała możliwość adaptacji do pracy na SPOS urządzeń kontrolno-sterujących (typu GSU; z ang. Ground Support Unit) pracą MTSO wchodzących w skład ich standardowego wyposażenia[1]).

Uwzględniając wszystkie wskazane kryteria, opracowano projekt koncepcyjny pomiarów badawczych, których schemat zaprezentowano na rysunku 1.



Rys. 1. Schemat ideowy prowadzenia badań z wykorzystaniem SPOS

Zdefiniowany zakres badań obejmował równoległe pomiary zmian 6 parametrów pracy MTSO. Trzy parametry: prędkość rzeczywista wirnika n_{rz}, temperatura gazów wylotowych w przekroju za turbiną T_{egt} oraz napięcie zasilania miniaturowej zębatej pompy paliwowej U_{pump} mierzone były z wykorzystaniem GSU, który dodatkowo wykorzystywano do zobrazowania wartości wskazanych parametrów oraz jako manipulator zmian zakresów pracy (zmiana n_{zad} za pomocą dźwigni sterowania silnikiem na skutek zmiany ilości paliwa m_{pal} dostarczanego do komory spalania silnika), włączania oraz wyłączania MTSO. Opcjonalnie sterowanie pracą silnika umożliwia aparatura radiowa.

Pozostałymi rejestrowanymi parametrami były: ciąg K, strumień objętości paliwa Q oraz dane wibrodiagnostyczne V_x (częstotliwość i poziom amplitudy wibroprzeciążenia [ms^{-2}/ms^{-2}]), gdzie x – wartość częstotliwości, dla jakiej mierzona jest amplituda drgań. Zakresy zmian wartości dozorowanych parametrów podano w tabeli 1.

2.2. Procedury badań

Procedury badań zostały ujęte w programie badań diagnostycznych, który podzielono na trzy etapy. W pierwszym etapie określono bazę podstawowych wartości granicznych typowych dla całej rodziny badanych silników. Wartości graniczne określane są przez producenta (maksymalne

[1]Prototyp SPOS w części wykorzystywał aparaturę kontrolno-pomiarową (GSU) MTSO rodziny JetCat.

Tabela 1. Zakresy pomiarowe dozorowanych parametrów pracy MTSO

Dozorowane parametry	Jednostka	Zakresy pomiarowe	
		Min. wartość	Max. wartość
Ciąg	N	0	200
Strumień objętości	cm^3/min	200	600
Amplituda wibroprzeciążenia*	ms^{-2}/ms^{-2}	0	50
Częstotliwość*	Hz	~ 0.5	$\sim 10\,000$
Prędkość obrotowa	obr/min	0	130 000
Temperatura za turbiną**	°C	250	1200
Napięcie zasilania pompy paliwowej	V	0	4,5

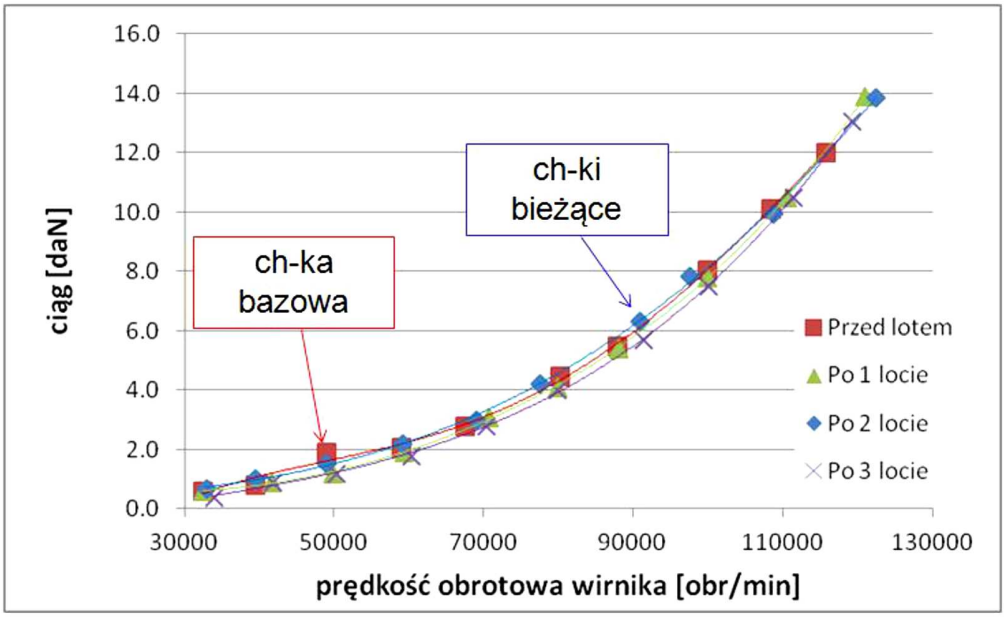
* – Wartości amplitudy i częstotliwości wynikając z zastosowanego czujnika PCB 352C33

** – Zakresy zmian temperatury podawane są dla konkretnego rodzaju badanego MTSO. Tu podano informację dla przykładowej termopary płaszczowej typu K „TP-206" wg specyfikacji Czaki Thermo-Product

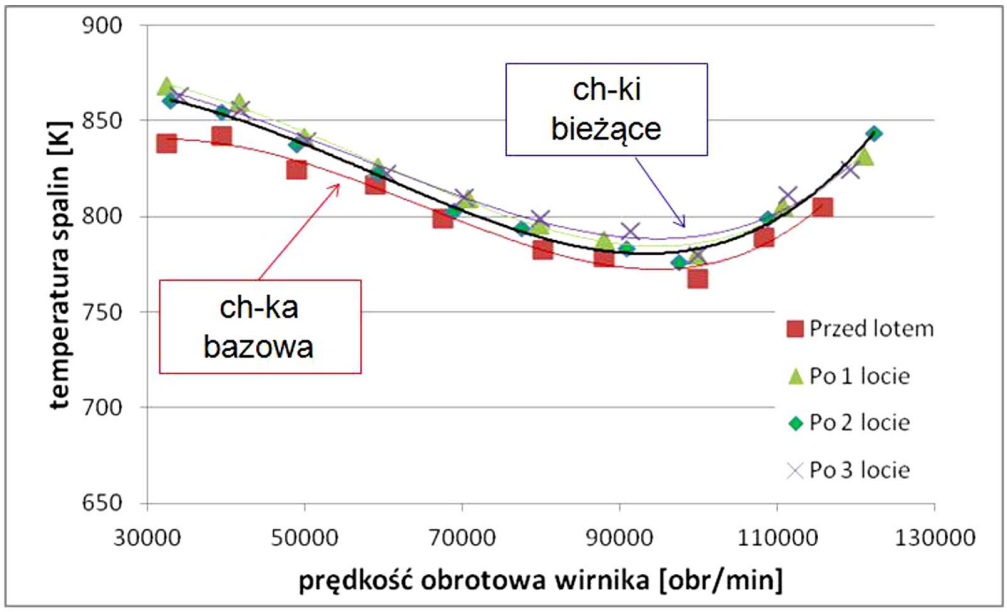
prędkości obrotowe, objętościowe zużycie paliwa, napięcie na pompie i temperatura za turbiną) [9] oraz użytkownika MTSO (zmiany zakresu mierzonego ciągu rozporządzalnego w kontekście wymaganej wartości ciągu niezbędnego dla danego zastosowania MTSO). Przekroczenie lub nieosiągnięcie któregokolwiek z tych parametrów skutkuje wycofaniem MTSO z dalszej eksploatacji, niezależnie od chwili, w której przekroczenie to ujawniono. Następnie badaniu poddawany jest fabrycznie nowy silnik, w celu określania jego charakterystyk bazowych. Te w sprzężeniu zwrotnym uzupełniają bazę podstawowych wartości granicznych już dla konkretnego, badanego egzemplarza silnika. Ostatnim etapem procedury jest powtórzenie badań stanowiskowych dla silnika po wykonaniu przez niego kolejnego cyklu pracy, podczas których buduje się jego charakterystyki bieżące. Oceny możliwości dalszej eksploatacji dokonuje się na podstawie porównania charakterystyk bazowych i bieżących oraz sprawdzenia warunku nieprzekraczalności wartości granicznych.

Podstawowymi rejestrowanymi charakterystykami bazowymi i bieżącymi są przebiegi wartości ciągu oraz temperatury w przekroju za turbiną w funkcji prędkości obrotowej wirnika. Charakterystyki te budowane są na podstawie 10 pomiarów realizowanych dla tych samych, zadanych (przez dźwignię sterowania MTSO) wartości prędkości obrotowych wirnika silnika (33 000, od 40 000 do 110 000 co 10 000 oraz 125 000 obr/min). Otrzymane charakterystyki bazowe i bieżące przeliczane są następnie do warunków atmosfery wzorcowej w celu wyeliminowanie wszelkich zmian ich przebiegu wynikających ze zmian warunków zewnętrznych podczas wykonywania kolejnych badań [2], [6]. Przykłady tak otrzymanych charakterystyk bieżących zarejestrowanych dla Odrzutowego Celu Powietrznego z Programowaną Trasą Lotu (OCP-JET2) zaprezentowano na rysunkach 2 i 3. Pokazano na nich porównanie przebiegu charakterystyk bazowych MTSO przed jego pierwszym wykorzystaniem (przed lotem OCP-JET2) z bieżącymi trzema przebiegami „polotowymi". Warto zaznaczyć, że ich analiza oprócz sprawdzeń zgodności ilościowej polega także na sprawdzeniu kształtu otrzymanych przebiegów. Odstępstwo w charakterze przebiegów charakterystyk bazowych i bieżących (np. występowanie anomalnego ekstremum w danym zakresie prędkości obrotowych) jest przyczynkiem do wycofania MTSO z eksploatacji ze wskazaniem wykonania dokładnej inspekcji konstrukcji.

Ostatnią analizowaną charakterystyką jest przebieg prezentujący zmianę wartości amplitudy wibroprzeciążnia w funkcji liczby kolejnych 10 pomiarów standardowo wykonywanych przy minimalnej prędkości obrotowej wirnika silnika równej 33 000 obr/min. Wartość amplitudy rejestrowana jest dla częstotliwości odpowiadającej pierwszej harmonicznej częstości związanej z minimalną prędkością obrotową wirnika. Wykorzystując wyniki pomiarów bazowych ampli-



Rys. 2. Zależność zmiany ciągu sprowadzonego do warunków atmosfery wzorcowej w funkcji rzeczywistej prędkości obrotowej



Rys. 3. Zależność zmiany temperatury za turbiną sprowadzonej do warunków atmosfery wzorcowej w funkcji rzeczywistej prędkości obrotowej

tudy wibroprzeciążania, określane są następnie 3 graniczne jej wartości [5]-[8]. Określenie tych wartości wymaga obliczenia wartości oczekiwanej amplitudy drgań wg zależności

$$m = \frac{1}{n}\sum_i V_i n_i \tag{2.1}$$

oraz wartości odchylenia średniego od wartości oczekiwanej

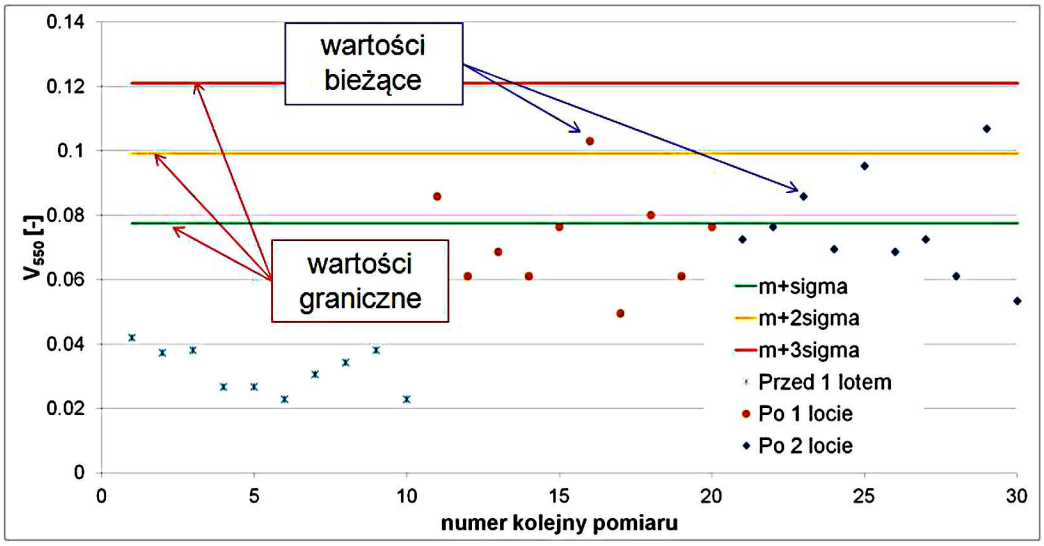
$$\sigma^2 = \frac{1}{n}\left[\sum_i V_i^2 n_i - \frac{1}{n}\Big(\sum_i V_i n_i\Big)^2\right] \tag{2.2}$$

gdzie: n – liczba pomiarów, V_i – wartość wibracji, n_i – liczba jednakowych wartości wibracji.

Ostatecznie określenie wartości granicznych amplitudy wibroprzeciążania polega na wyznaczeniu wartości trzech następujących związków

$$m + 1\sigma \qquad m + 2\sigma \qquad m + 3\sigma \tag{2.3}$$

Wartości te są stałe w całym okresie międzyremontowym badanego silnika. Następne rejestrowane wartości amplitudy wibroprzeciążenia są porównywane z wyznaczonymi wcześniej wartościami granicznymi amplitudy (rys. 4).



Rys. 4. Porównanie wartości bieżących i granicznych amplitud wibroprzeciążenia

Jeśli w okresie między kolejnymi remontami wszystkie zmierzone wartości wibroprzeciążenia spełniają warunek, że

$$V < m + 1\sigma \tag{2.4}$$

wówczas stan techniczny silnika uznaje się za bardzo dobry i silnik nadaje się do dalszej eksploatacji. Jeśli wartości amplitudy wibroprzeciążenia wykraczają poza granice określone wzorem (2.4), ale wszystkie mieszczą się w przedziale

$$m + 1\sigma < V < m + 2\sigma \tag{2.5}$$

wówczas stan techniczny silnika uznaje się za dobry. Taka sytuacja również pozwala na dalsze bezpieczne wykorzystanie MTSO. W przypadku, gdy mierzona wartość amplitudy mieści się w przedziale

$$m + 2\sigma < V < m + 3\sigma \tag{2.6}$$

to stan techniczny silnika uznaje się za dostateczny i silnik można dopuścić do dalszej eksploatacji, jednak należy liczyć się z możliwością przyspieszonego zużycia się jego podzespołów. Jeśli amplituda przekroczy wartość $m + 3\sigma$, wówczas stan techniczny silnika nie pozwala na dalszą jego eksploatację [12], [13].

3. Konstrukcja stanowiska monitorowania stanu technicznego

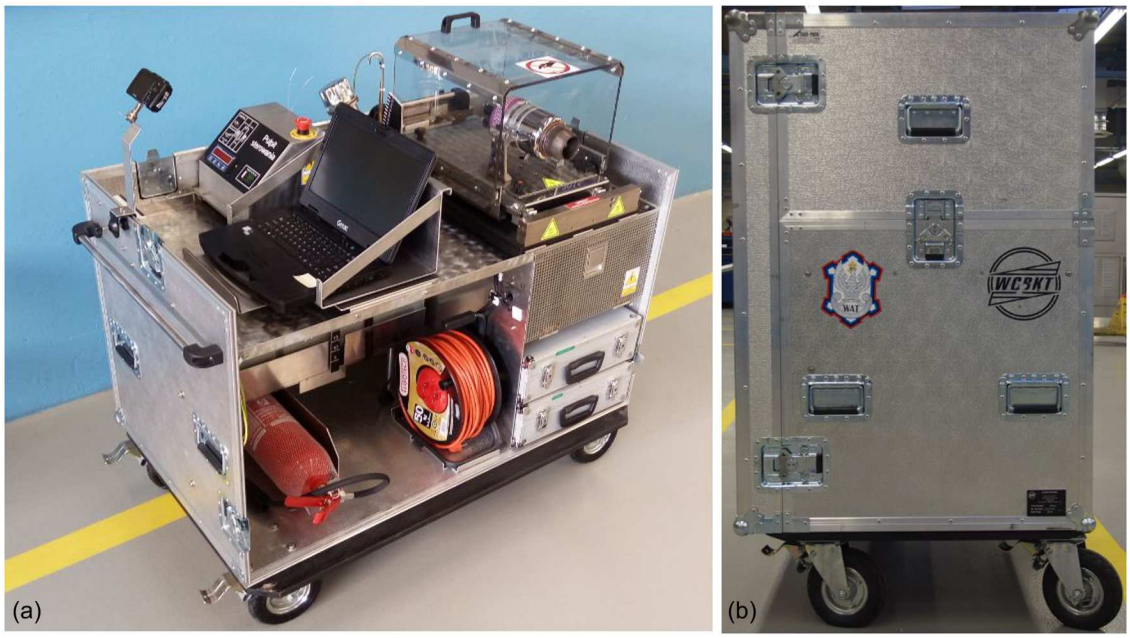
Po ustaleniu zakresu prowadzonych pomiarów badawczych oraz procedur pomiarowych, określających podstawowe funkcjonalności pomiarowe nowo projektowanego stanowiska, przystąpiono do realizacji wstępnych prac konstrukcyjnych. Polegały one na zdefiniowaniu ogólnych

i szczegółowych cech konstrukcji stanowiska. Wśród wymagań ogólnych najważniejszymi były ograniczenia masowo-geometryczne, które należało dobrać w ten sposób, aby zapewnić łatwość transportowania urządzenia. Z kolei sformułowane wymagania szczegółowe miały na celu rozszerzenie funkcjonalności użytkowych SPOS (mobilność stanowiska, możliwość pracy w różnorodnych warunkach zewnętrznych) oraz zagwarantowanie bezpieczeństwa podczas jego eksploatacji (tabela 2). Uwzględniając wszelkie wymagania, opracowano dokumentację techniczną, według której przystąpiono do realizacji zasadniczych konstrukcji.

Tabela 2. Ogólne i szczegółowe wymagania SPOS

Wymagania ogólne		Wymagania szczegółowe
długość [mm]	1200 ± 10	• zabezpieczenie przeciwpożarowe i przeciwporażeniowe • możliwość pracy w przypadku awarii zewnętrznego źródła zasilania w energię elektryczną; napięcie na wejściu 220 V; napięcia wyjściowe w zależności od potrzeb odbiornika • możliwość awaryjnego odłączenia zasilania w energię elektryczną w przypadku zaistnienia sytuacji niebezpiecznych, • wysoka mobilność stanowiska • możliwość pracy w różnych warunkach zewnętrznych
szerokość [mm]	805 ± 10	
wysokość [mm]	1360 ± 10	
masa [kg]	$\leqslant 220$	
pojemność zbiornika paliwa [dm^3]	52	
temperaturowy zakres pracy [°C]	$-10 \div 40$	

Zbudowany prototyp SPOS pokazano na rysunku 5.

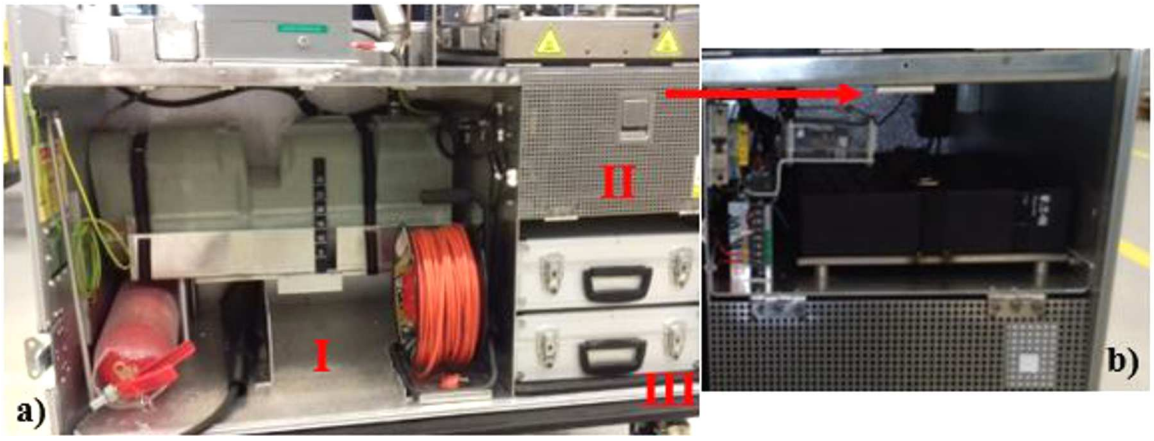


Rys. 5. SPOS w konfiguracji roboczej (a) i transportowej (b)

Bazą SPOS jest drewniana platforma nośna z zainstalowanym czteropunktowym układem jezdnym zaprojektowanym w ten sposób, aby zapewnić wysoką manewrowość stanowiska. Każde z czterech kół układu ma skrętną oś obrotu oraz układ hamulcowy, który podczas realizacji badań pełni rolę blokady przed niekontrolowanym przemieszczeniem konstrukcji. Na platformie

umieszczono skrzynię transportową zamykaną dwoma pokrywami: górną i boczną. Skrzynia stanowi główny element konstrukcji stanowiska, umożliwiający rozmieszczenie wszystkich urządzeń wyposażenia tworzących funkcjonalną całość. Skrzynia wraz z osłonami gwarantuje szczelność oraz ochronę przed mechanicznymi oraz atmosferycznymi oddziaływaniami z zewnątrz. Podzielona ona została na trzy przedziały: paliwowy, elektryczny oraz wyposażenia dodatkowego.

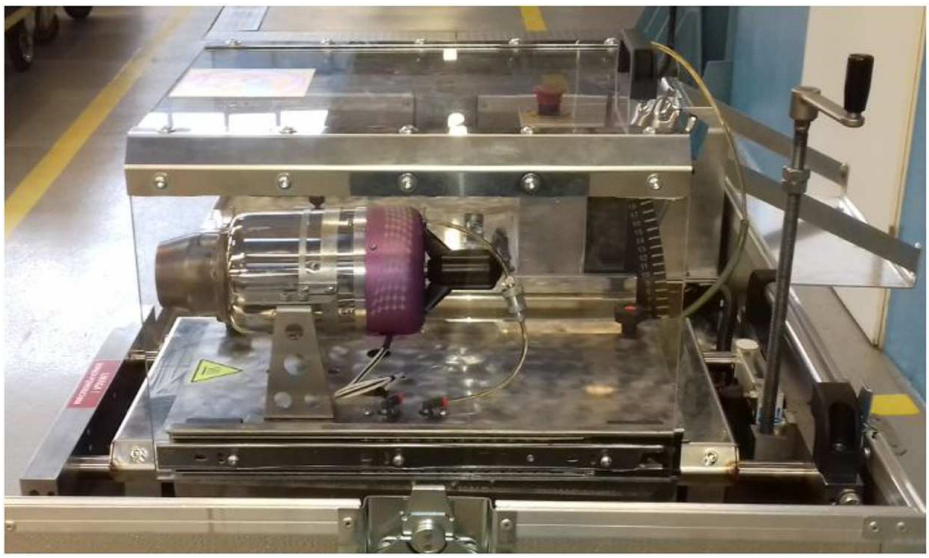
Widok przedziałów zaprezentowano na rysunku 6. Głównym wyposażeniem przedziału paliwowego (rys. 6aI) jest wspornik wraz z zainstalowanym 52-litrowym, kompozytowym zbiornikiem paliwa. Zbiornik wyposażono w filtr oraz elektryczną pompę pozwalającą na wytworzenie nadciśnienia w całej instalacji paliwowej. W wolnej przestrzeni przedziału dodatkowo zainstalowano przedłużacz elektryczny służący do podłączenia SPOS do zewnętrznej sieci elektrycznej, gaśnicę proszkową oraz przewód uziemniający wraz z prętem gruntującym. Te ostatnie, wraz z układem różnicowo-prądowych bezpieczników elektrycznych 5 A, zainstalowanych w przedziale elektrycznym (rys. 6aII oraz rys. 6b), tworzą zabezpieczenie przeciwporażeniowe na wypadek wystąpienia przepięć lub przebić prądowych. Głównymi elementami tego przedziału są: zasilacz główny o napięciu wyjściowym 7,5 V, rozprowadzający energię elektryczną do wszystkich odbiorników zabudowanych na SPOS, oraz zasilacz awaryjny stanowiący alternatywne źródło zasilania. Ponadto w przedziale umieszczono listwę zasilającą z 2 gniazdami 230 V oraz rejestrator wibroprzeciążenia. Przedział wyposażenia dodatkowego (rys 6aIII) zawiera zestaw narzędzi i części zamiennych oraz wyposażenie ochronne załogi eksploatującej SPOS. W przedziale tym dodatkowo na czas transportu przechowywane są elementy aparatury zdalnego sterowania pracą MTSO badanego na SPOS oraz część wyposażenia pomiarowego GSU wraz z komputerem stanowiącym kontroler całego systemu diagnostycznego.



Rys. 6. Przedziały: paliwowy (aI), elektryczny (aII), (b) oraz wyposażenia dodatkowego (aIII)

Wyżej wymienione elementy aparatury kontrolno-pomiarowej podczas normalnej pracy SPOS znajdują się na jego płycie głównej – rys. 5. Opcjonalnie, wykorzystując specjalistyczny wspornik, komputer może być montowany na jednej z krawędzi skrzyni transportowej. Ponadto na płycie głównej znajduje się pulpit sterowania pracą wybranych podzespołów SPOS. Pulpit sterowania wyposażono w wyświetlacze cyfrowe, z których odczytywane są wybrane parametry pracy MTSO oraz przycisk awaryjnego odłączenia zasilania w energię elektryczną na wypadek zaistnienia sytuacji niebezpiecznej. Płyta główna stanowi także podstawę montażową dla układu wlewu paliwa do zbiornika. Ostatnim elementem zainstalowanym na płycie głównej jest hamowania MTSO JetPol – rys. 7.

Głównym zadaniem hamowni jest zapewnienie prostego i bezpiecznego montażu MTSO na SPOS. Dodatkową funkcjonalnością hamowni jest możliwość zmiany kąta nachylenia osi podłużnej MTSO względem poziomu dzięki zastosowaniu – widocznego na rysunku 7 – układu



Rys. 7. Hamownia MTSO JetPol z zainstalowanym silnikiem JetCat

kątowej zmiany położenia podstawy hamowni. W celu zabezpieczenia operatora SPOS przed poparzeniem o gorące powierzchnie MTSO oraz przed ewentualnymi skutkami uszkodzenia MTSO podczas wykonywania badań stanowiskowych, hamowania wyposażona została w demontowalną osłonę z PMMA umieszczoną na łożyskach liniowych.

Ostatnim elementem związanym z pracami konstrukcyjnymi był wybór i montaż na hamowni JetPol czujników wykorzystywanych podczas realizacji pomiarów. Czujniki dobrano w taki sposób, aby ich zakresy pomiarowe pokrywały zdefiniowane wcześniej przedziały zmienności dozorowanych parametrów pracy MTSO (tabela 1). Warto podkreślić, iż wśród wielu wykorzystywanych czujników, czujnik drgań PCB 352C33 współpracuje z rejestratorem drgań własnej konstrukcji, który w całości został zaprojektowany i wykonany w Wojskowej Akademii Technicznej. Rejestrator składa się z dwu podsystemów. Pierwszym z nich jest analogowo-cyfrowy podsystem odpowiedzialny za poprawne działanie układu dopasowania sygnałów pomiarowych. Zadaniem tego podsystemu jest wyznaczenie odpowiedniego wzmocnienia sygnałów oraz pasma przenoszenia filtru antyaliasingowego dla przetwornika A/C. Dodatkowo podsystem wyposażony jest w układ dopasowania sygnałów pomiarowych wraz z przetwornikiem A/C 12b oraz modułem analizy FFT (ang. Fast Fourier Transformate). Drugi z podsystemów (cyfrowy) zawiera: bufor danych FFT służący do odbierania zespolonych wartości FFT z podsystemu analogowo-cyfrowego, moduł wyznaczania widma amplitudowego, moduł diagnostyki i symulacji służący do programowo-sprzętowej weryfikacji poprawności pracy urządzenia oraz moduł komunikacyjny z oprogramowaniem zobrazowania i akwizycji danych wibroprzeciążenia.

Dopełnieniem całości prac konstrukcyjnych było wykonanie pełnej dokumentacji eksploatacyjnej zawierającej m.in. instrukcje obsługiwania i użytkowania SPOS. W celu określenia przydatności SPOS do eksploatacji przeprowadzono kilkanaście prób laboratoryjnych oraz pozalaboratoryjnych wykonywanych w przygodnym terenie oraz w warunkach poligonowych. W trakcie badań kilkukrotnie przeprowadzono serię sprawdzeń każdej instalacji SPOS. Sprawdzenie wykonywano podczas badań dwu rodzajów MTSO: niemieckich firmy JetCat (przykładowe wyniki zaprezentowano na rysunkach 2, 3 i 4) oraz polskich produkowanych przez firmę JetPol.

Pozytywne wyniki sprawdzeń pozwoliły na wykorzystanie SPOS do monitorowania stanu MTSO stanowiących zespół napędowy OCP-JET2. Potwierdzeniem pełnej funkcjonalności SPOS oraz poprawności przyjętych procedur badawczych była pozytywna ocena komisji sprawującej nadzór nad wykonywanymi badaniami OCP-JET2.

4. Podsumowanie

Budowa stanowiska do monitorowania stanu technicznego wynikała z konieczności dostarczania danych diagnostycznych na potrzeby oceny możliwości bezpiecznej eksploatacji wykorzystywanych silników oraz podniesienia stanu wiedzy na ich temat. Zasadność podjętych przedsięwzięć znalazła potwierdzenie w zastosowaniu praktycznym. Stwierdzono bowiem możliwość jednoznacznej i wiarygodnej oceny stanu technicznego badanych MTSO na podstawie przeprowadzonych badań laboratoryjnych i pozalaboratoryjnych.

Na szczególne podkreślenie zasługuje ponadto fakt, iż zaprezentowane stanowisko jest pomysłem autorskim pod względem wdrożonych procedur pomiarowych oraz rozwiązań konstrukcyjnych. Zastosowane rozwiązania pozwoliły na wydatne zmniejszenie kosztów produkcji stanowiska w stosunku do rozwiązań zagranicznych. Jednocześnie uzyskano wzrost jego funkcjonalności użytkowych poprzez urzeczywistnienie założeń dotyczących mobilności stanowiska, odporności na oddziaływanie czynników zewnętrznych oraz możliwości badania różnych rodzajów silników.

W etapie eksploatacji stanowiska wysnuto szereg wniosków dotyczących metodyki badań oraz rozwiązań konstrukcyjnych pozwalających na ich doskonalenie w przyszłości.

Stanowisko zostało zbudowane w ramach realizacji projektu badawczo-rozwojowego DOBR 0065/R/ID1/2012/03 pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu".

Bibliografia

1. Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Godzimirski J., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Rowiński A., Szczeciński J., Szczeciński S., *Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja – Eksploatacja – Diagnostyka. Część I*, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2010
2. Balicki W., Chachurski R., Głowacki P., Godzimirski J., Kawalec K., Kozakiewicz A., Pągowski Z., Rowiński A., Szczeciński J., Szczeciński S., *Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja – Eksploatacja – Diagnostyka. Część II*, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 2012
3. Balicki W., Potrzeby i sposoby diagnozowania lotniczych silników turbinowych, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **4/2009**, 199, 2009
4. Bolek B., Monitorowanie silników CF6-80C2 w PLL LOT S.A., *Seminarium Eksploatacja silników CF6-80C2 w PLL „LOT" S.A. lata 1989-1994*, PLL LOT S.A., Warszawa, 1994
5. Bolek B., Głowacki P., Zajączkowski J., EVM-219 Vibration Monitoring System with Soviet Made D-30KU Engines Airline Experience, *Vibration Monitoring and Analysis*, Zurich, 1990
6. Boliński B., Stelmaszczyk Z., *Napędy lotnicze. Eksploatacja silników turbinowych*, WKiŁ, Warszawa, 1981
7. Doroszko S.M., *Kontrol i diagnostirowanie techniczeskogo sostojanija gazoturbinnychdwigatelej po wibracjonnym parametram*, Transport, Moskwa, 1984
8. Głowacki P., Łagosz M., Szczeciński S., Drgania silnika jako wskaźnik diagnostyczny, *Wojskowy Przegląd Techniczny*, **6/90**, Wydawnictwo MON, Warszawa, 1990
9. JetCat RX Turbines with V10 ECU, Ingenieur-Bro CAT, M. Zipperer GmbH
10. Keba I.W., Diagnostika awiacionnych gazoturbinnych dwigatelej, Transport, Moskwa, 1980
11. Lindstedt P., Borowczyk H., Łukomski B., Diagnostyka lotniczych silników turbinowych, *Problemy Badań i Eksploatacji Techniki Lotniczej*, ITWL, Warszawa 1993
12. *Normy eksploatacyjne silników rodziny D-30KU eksploatowanych w Polskich Liniach Lotniczych LOT*, PLL LOT, Warszawa 1991
13. *Szczegółowe zasady przeprowadzania kontroli stanu silnika samolotu Il-62M i Tu-154M na podstawie ich bieżącej wibracji oraz zasad postępowania w przypadku stwierdzenia nieprawidłowości*, PLL LOT, Warszawa

14. *Założenia taktyczno-techniczne na zestaw odrzutowych celów powietrznych z programowalną trasą lotu*, ITWL, Warszawa, 2016

Test stand for monitoring the technical state of miniature turbine jet engines

The work presents a description and operation of a mobile engine test stand designed for miniature turbine jet engines with a maximum trust below 200N. The engine test bed allows one to monitor the condition of the engine used to drive remotely-controlled flying aerial targets or military unmanned aircraft. Due to military (Department of Defense) requirements, the designed engine test stand is mobile, it can be used in military battle field conditions and meets safety precautions as well as military transport requirements. The reason for engine investigations was the shortage and lack of information on the engine capability and suitability to work in the field conditions, and first of all its limitations. The designed engine test stand successfully completed tests in laboratory as well as military field conditions and, nowadays, is an integrated part of the Aerial Flying Target System, designated as OCP-JE2, for engine monitoring and check-in before the flight.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

BADANIA WŁAŚCIWOŚCI CIEPLNOFIZYCZNYCH I CIEPLNOMECHANICZNYCH LOTNICZEGO KOMPOZYTU EPOKSYDOWO-SZKLANEGO

Andrzej J. Panas, Maciej Białecki, Andrzej Dudziński, Krzysztof Figur, Anna Krupińska, Mirosław Nowakowski

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

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

Łukasz Omen

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa; e-mail: lukasz.omen@wat.edu.pl

W pracy przedstawiono metodykę oraz wyniki badań właściwości cieplnomechanicznych lotniczego kompozytu epoksydowo-szklanego. Badania miały charakter badań kompleksowych i objęły swoim zakresem badania wagowe, termograwimetryczne, mikrokalorymetryczne, dylatometryczne, badania właściwości lepkosprężystych oraz pomiary dyfuzyjności cieplnej. Do wykonania badań wykorzystano zestaw specjalizowanych przyrządów badawczych oraz stanowiska pomiarowe własnej konstrukcji. Pomiary przeprowadzono w zakresach temperatury obejmujących przedział wspólny od $-30°$C do $130°$C. Uzyskane wyniki stanowią podstawę opisu właściwości badanego materiału i umożliwiają określenie ograniczeń jego użytkowania związanych z oddziaływaniami termicznymi. Charakterystyka badanego materiału obejmuje również obliczeniowe wartości przewodności cieplnej. Przedstawione w pracy procedury badań mają charakter uniwersalny i stanowią przykład procedur opracowywanych specjalnie do badań nowych materiałów/struktur konstrukcji lotniczych.

Słowa kluczowe: właściwości cieplnofizyczne, analiza termiczna, analiza termomechaniczna, kompozyt epoksydowo-szklany, anizotropia właściwa

1. Wprowadzenie

Pomimo powszechnego stosowania struktur, czyli tzw. materiałów kompozytowych w technice, a w szczególności w technice lotniczej [1], kwestia możliwości dokładnego projektowania właściwości pozostaje nadal otwarta [2], [3]. Przyczyn tego stanu rzeczy należy upatrywać nie tylko w niejednorodności struktury wewnętrznej oraz wpływie konfiguracji osnowy i wypełnienia na właściwości wynikowe: zastępcze lub pozorne [4]. Bardzo dużą rolę odgrywa trudność określenia wpływu cząstkowych zjawisk fizycznych kształtujących właściwości struktury, takich jak przenoszenia obciążeń mechanicznych i cieplnych w obszarze kontaktu adhezyjnego, oraz różnice w zależności właściwości poszczególnych faz kompozytu od temperatury. Z tego powodu szczególnego znaczenia, nie tylko ze względów praktycznych, ale również i poznawczych, nabierają badania doświadczalne materiałów kompozytowych. Jednak z podobnych do wyżej wymienionych przyczyn zagadnienia wiarygodnego określenia konkretnej właściwości struktury kompozytowej nie można ograniczyć tylko i wyłącznie do wykonania pomiaru. W większości przypadków konieczne jest opracowanie metodyki oraz przygotowanie procedur uwzględniających zarówno materiałową specyfikę badanego obiektu, jak i obszar zastosowań.

W niniejszej pracy przedstawiono metodykę oraz wyniki badań właściwości cieplnofizycznych struktury kompozytowej kompozytu epoksydowo-szklanego. Osnowę kompozytu stanowi żywica

MGS 285 z utwardzaczem H 286, natomiast jako wypełnienie zastosowano tkaninę włókna szklanego w splocie płóciennym w 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 lepkosprężystych oraz pomiary dyfuzyjności cieplnej. Można zatem uznać, że wyczerpują one cały program rozszerzonej analizy termicznej [5]-[8]. Celem badań było zarówno wyznaczenie wartości i zależności od temperatury poszczególnych parametrów, jak również sprawdzenie skuteczności opracowanych wcześniej i zastosowanych do wykonania badań metod oraz procedur pomiarowych [9]-[12]. 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 specjalizowanych 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.

2. Badana struktura kompozytowa, procedury i aparatura badawcza

2.1. Sposób wytworzenia materiału kompozytowego

Badany 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. Przy laminowaniu poszczególne warstwy struktury układano na matrycy z nałożonymi trzema warstwami wosku. Przesycanie odbywało się od „dołu" do „góry" z kontrolowaniem odpowiedniego nasączenia tkaniny płynną kompozycją żywicy i utwardzacza. Po uzyskaniu żądanej liczby warstw na kompozyt została nałożona druga część matrycy, a następnie całość zamknięto w worku próżniowym. Podczas utwardzania wstępnego temperatura worka utrzymywała się na poziomie 25°C, po 24 godzinach utwardzania w temperaturze 25°C przeprowadzono proces cieplny według schematu opisanego w karcie technicznej żywicy: 24 godziny w temperaturze 25°C oraz 15 godzin w temperaturze 55°C z szybkością narastania temperatury prędkość narostu temperatury 1°C/min przy zmianie temperatury.

W sposób tożsamy z wyżej opisanym przygotowano również i inne struktury kompozytowe, różniące się wypełnieniem bądź strukturą. Po zakończeniu procesu wytwarzania z uzyskanych płyt materiałów kompozytowych wycięte zostały próbki do badań. Ze względu na obszerny zakres całości programu badań wykonanie pomiarów w bardzo krótkim czasie po wykonaniu płyt kompozytu nie jest możliwe. Badania właściwości były i są wykonywane sukcesywnie, a próbki przechowuje się w warunkach fizycznych pomieszczenia laboratoryjnego. Mając na uwadze efekty starzeniowe, do opisu wyników pomiarów dodawana jest informacja o czasie, jaki upłynął od wytworzenia badanej struktury.

2.2. Charakterystyka wykonanych badań doświadczalnych

W ramach badań kompozytu epoksydowo-szklanego przeprowadzono analizę mikroskopową jego struktury oraz wykonano badania właściwości cieplnofizycznych i cieplnomechanicznych. Zaznaczyć należy, że badania swoim zakresem wykraczają zarówno poza program typowej analizy termicznej, jak i typowe programy badań właściwości cieplnofizycznych. Obejmują one badania wagowe, pomiary termograwimetryczne, mikrokalorymetryczne, dylatometryczne, wyznaczanie dyfuzyjności cieplnej, właściwości cieplnomechanicznych, badania dodatkowe i przeliczeniowe wyznaczenie przewodności cieplnej. Przy wykonywaniu badań powinna być zachowana określona kolejność ich realizacji, należy również przestrzegać określonych procedur badań. Problem stopniowego dopracowywania procedur badań cieplnofizycznych przedstawiono w pracach [10]-[12]. Dokładny schemat współzależności i opis zastosowanych w niniejszym przypadku procedur zawarto w opracowaniach [10] i [1]. Aby uniknąć powielania informacji, poniżej przedstawione zostaną jedynie dane dotyczące zastosowanej aparatury.

Do wyznaczania masy badanych próbek oraz do określenia gęstości badanego materiału metodą wypornościową zastosowano wagę analityczną Mettler Toledo AT 262 z zestawem grawimetrycznym. Rozdzielczość wagi wynosi 0,01 mg, a deklarowana dokładność to 0,02 mg. Wymiar grubości (ok. 2 mm) wyznaczano za pomocą mikromierza o rozdzielczości 0,01 mm, a długości i szerokości z wykorzystaniem suwmiarki o rozdzielczości 0,02 mm.

Prawie wszystkie pomiary właściwości cieplnofizycznych [5]-[7] i pomiary dynamicznej analizy termomechanicznej (Dynamic (thermo)Mechanical Analysis – DMA; [8]) wykonano w zakresach temperatury obejmujących wspólny przedział od -20°C do 110°C z zadawanymi szybkościami zmian temperatury od $\pm 2^\circ$C/min do $\pm 5^\circ$C/min i ewentualnymi przystankami izotermicznymi. Wyjątek stanowią badania dyfuzyjności cieplnej – w tym przypadku maksymalna temperatura badań wyniosła 85°C dla kierunku wzdłuż włókien tkaniny szklanej i 90°C dla kierunku prostopadłego do powierzchni płyty kompozytu.

Do przeprowadzenia badań termograwimetrycznych (TG) wykorzystano termowagę Netzsch TG 209 F3 Tarsus. Zakres pomiarowy termowagi pokrywa przedział temperatury od temperatury pokojowej (TP) do 1000°C, rozdzielczość wynosi 0,1 μg, maksymalny zakres wagowy to 2000 mg, szybkości zmian temperatury od $0{,}001^\circ$C/min do 100°C/min, a pojemność standardowej kapsułki to 85 μl.

Badania mikrokalorymetryczne DSC (Dynamic Scanning Calorimetry) wykonano za pomocą mikrokalorymetru skaningowego z kompensacją mocy Pyris 1 firmy Perkin-Elmer o zakresie temperaturowym od -30°C do 600°C oraz od TP do 710°C, deklarowanej dokładności wyznaczenia entalpii oraz ciepła właściwego $\pm 2\%$ i pojemności typowego naczynka DSC 25 μl. Przed badaniami zasadniczymi wykonano również wstępne pomiary niskotemperaturowe za pomocą mikrokalorymetru różnicowego DSC 404 F1 Pegasus firmy Netzsch o zakresach pomiaru od -120°C do 1000°C oraz od temperatury pokojowej do 1650°C (pomiar ciepła właściwego do 1400°C), deklarowanej dokładności wyznaczenia entalpii oraz ciepła właściwego $\pm 3\%$ i pojemności typowego naczynka DSC 85 μl. Do wyznaczenia ciepła właściwego wykorzystana została metoda trzech krzywych [5], [13] z zastosowaniem autorskiego programu zmian temperatury [14].

Do wykonania pomiarów dylatometrycznych wykorzystano dylatometr Netzsch Dil 402 C 242 D. Zakresy temperaturowy badań dla zastosowanego w niniejszym przypadku pieca niskotemperaturowego wynosi od -150°C do 500°C. Zakres zmian długości badanej próbki to $\pm 2{,}5$ mm, a maksymalna długość próbki wynosi 25 mm dla pieca wysokotemperaturowego i 50 mm dla pieca niskotemperaturowego.

Dopełnienie badań właściwości cieplnofizycznych stanowiły pomiary dyfuzyjności cieplnej, do określenia której zastosowano zmodyfikowaną metodę wymuszeń okresowych [15]-[17]. Opis stanowiska badawczego wraz z przedstawieniem procedur badania właściwości kierunkowych zostały omówione w publikacjach [12] i [17]. Układ pomiarowy umożliwia wykonanie pomiaru

dyfuzyjności cieplnej w zakresie od −30°C do 60°C oraz od −5°C do 110°C w zależności od zastosowanego czynnika chłodzącego i konfiguracji głowicy pomiarowej. Badania dyfuzyjności cieplnej przeprowadzane są przy zachowaniu dużej rozdzielczości temperaturowej (termicznej).

Wyznaczone doświadczalnie zależności temperaturowe dyfuzyjności cieplnej, rozszerzalności cieplnej i ciepła właściwego, wraz z wynikiem pomiaru gęstości służą do obliczeniowego wyznaczenia charakterystyki przewodności cieplnej z zależności [6], [7], [18]:

$$\lambda_i(t) = \rho(t) a_i(t) c_p(t) \tag{2.1}$$

gdzie t jest temperaturą, λ – przewodnością cieplną, c_p – ciepłem właściwym przy stałym ciśnieniu, ρ – gęstością, indeks i przebiega wszystkie trzy charakterystyczne kierunki ortrotropowej struktury kompozytu, indeks „0" oznacza warunki temperatury pokojowej. Rozszerzalność cieplna, a w zasadzie wydłużenie względne $\varepsilon(t)$, jest wykorzystane w formułach wyznaczania wartości chwilowej gęstości i przeliczaniu wyniku pomiaru dyfuzyjności cieplnej odniesionej do długości początkowej próbki (przy temperaturze pokojowej $a_{m,i}$) do wartości chwilowej a_i:

$$\rho(t) = \frac{\rho_0}{\prod\limits_{i=1}^{3} [1 + \varepsilon_i(t)]} \qquad \rho_0 = \rho(t_0) \qquad a_i(t) = a_{m,i}(t)[1 + \varepsilon_i(t)]^2 \tag{2.2}$$

Dopełnieniem klasycznych badań właściwości cieplnych jest analiza właściwości lepkosprężystych DMA [8]. Podstawowymi parametrami określanymi w badaniach DMA są: moduł sprężystości (moduł zachowawczy, składowa rzeczywista modułu) E', moduł stratności (składowa urojona modułu) E'' oraz stosunek tych wielkości przywoływany jako tangens kąta δ

$$\operatorname{tg}\delta = \frac{E''}{E'} \tag{2.3}$$

Parametry te są wyznaczane w funkcji temperatury t oraz w funkcji częstotliwości wymuszenia f. Badania dynamicznej analizy termomechanicznej wykonano za pomocą analizatora DMA 242 D firmy Netzsch. Zakres temperatury badań dla tego przyrządu obejmuje przedział od −170°C do 600°C przy częstotliwościach wymuszenia od 0,01 Hz do 100 Hz.

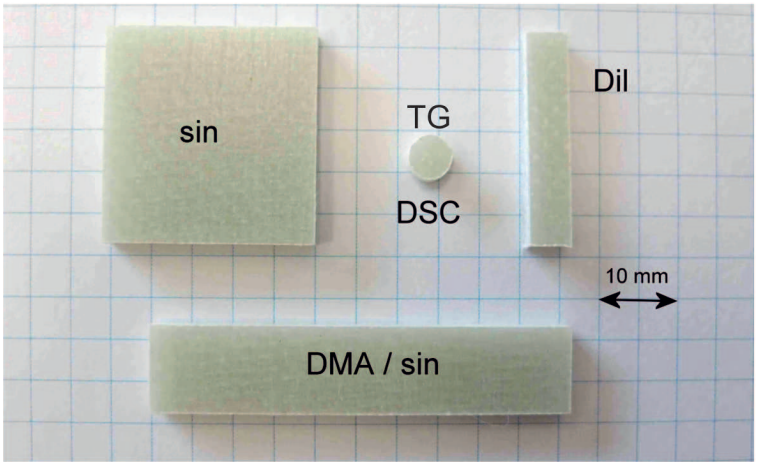
3. Badania doświadczalne i ich wyniki

3.1. Przygotowanie próbek do badań

Zróżnicowanie charakteru wykonywanych badań właściwości cieplnofizycznych wymaga przygotowania zindywidualizowanych próbek różniących się kształtem i wymiarami charakterystycznymi. W niniejszym przypadku próbki zostały wycięte z płyty laminatu kompozytowego o grubości około 2 mm. Do wycięcia próbek wykorzystano programowaną maszynę CNC. Widok typowego zestawu badanych próbek przedstawiono na rys. 1. Ze względu na konieczność sprawdzania ewentualnych efektów pamięci stanu cieplnego (np. efektów pierwszego wygrzewania) do badań wykorzystywano z reguły więcej niż po jednej próbce. Ponadto wykonanie pomiarów dyfuzyjności cieplnej wymagało zastosowania próbek podwójnych. W przypadku badań składowej poprzecznej do powierzchni zadecydowały o tym względy symetryzacji układu, a przy badaniach składowej wzdłużnej chodziło głównie o wyeliminowanie wpływu strat ciepła z termoelementów pomiarowych (por. [12] i [17]).

Tabela 1. Orientacyjne[1] dane wymiarowe badanych próbek

Badanie	Kształt	Wymiary/Masa
TG	dysk	średnica 5 mm, ok. 70 mg
DSC		
Dil	prostopadłościan	25 mm×5 mm×2 mm
sin_poprzecznie	wycinek kwadratowy ×4	20 mm×20 mm×2 mm
DMA	prostopadłościan	55 mm×10 mm×2 mm
sin_wzdłużnie		

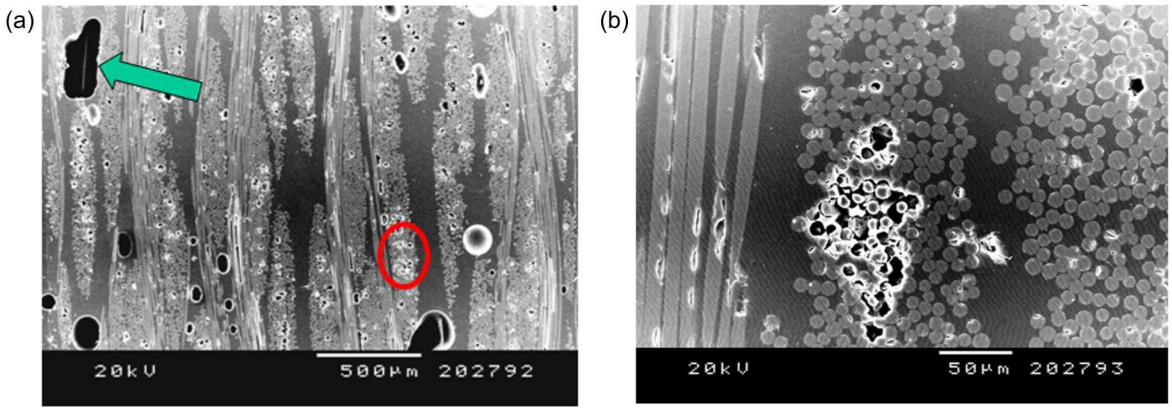


Rys. 1. Widok przygotowanych próbek kompozytu epoksydowo-szklanego z zaznaczeniem rodzaju wykonywanego pomiaru: TG – termograwimetryczny, DSC – mikrokalorymetryczny, Dil – dylatometryczny, DMA – analizy termomechanicznej, sin – pomiaru dyfuzyjności cieplnej metodą wymuszeń oscylacyjnych (górny lewy róg – próbka do pomiaru dyfuzyjności cieplnej w kierunku prostopadłym do powierzchni, dolny fragment fotografii – próbka do pomiaru składowej wzdłużnej, w kierunku największego wymiaru zobrazowanego pryzmatu)

3.2. Badanie mikrostruktury

Badania mikrostruktury wykonane zostały za pomocą mikroskopu elektronowego (SEM). Badaniom poddano przekrój porzeczny płyty odpowiadający powierzchni bocznej próbki do badań dylatometrycznych (por. rys. 1). W badaniach strukturalnych przekroju laminatu stwierdzono nieregularność struktury uwarunkowaną ręcznym wytwarzaniem kompozytu (rys. 2). Poszczególne warstwy tkaniny szklanej są trudne do zidentyfikowania, co świadczy o braku zachowania warunku równoległości kolejno nakładanych warstw tkaniny. Ponadto widoczne są liczne defekty w postaci obecności pęcherzy gazowych (rys. 2a) oraz rejonów niepełnego przesycenia pasm tkaniny (rys. 2b). Obecność zamkniętych porów można uznać za typową cechę struktur kompozytowych wytwarzanych ręcznie. Udział pozostałości gazowych nie jest duży i nie przekracza 5% udziału objętościowego. Ze względu na różnice gęstości faz: gazowej i stałych, dysproporcja udziału masowego gazu jest o co najmniej dwa rzędy wielkości większa. Obecność porów nie powinna mieć zatem istotnego wpływu na wyniki pomiaru ciepła właściwego. Również i wpływ na rozszerzalność cieplną całej struktury nie powinien być znaczący. Inaczej się rzecz przedstawia w przypadku kształtowania pozornej gęstości oraz zastępczej dyfuzyjności cieplnej i zastępczych właściwości cieplno mechanicznych wyznaczanych w doświadczeniu: modułu sprężystości E' i stratności E''.

[1]Dokładne dane wymiarowe były określane indywidualnie i deklarowane do przeliczania sygnałów pomiarowych zgodnie z wymaganiami poszczególnych metod badań.



Rys. 2. Widok mikrostruktury badanego kompozytu przy dwóch różnych powiększeniach ze zobrazowaniem wad w postaci pęcherzy gazowych i niecałkowitego przesycenia pasm włókien przeplotu tkaniny szklanej (a) (wady odpowiednio wskazane strzałką oraz zakreślone elipsą) oraz zbliżenie fragmentu z niecałkowitym przesyceniem (b)

3.3. Pomiary wagowe

Pomiary wagowe wykonywane były w temperaturze pokojowej. W przypadku badań TG oraz DSC dane ważeń wykorzystano bezpośrednio jako parametry wejściowe odpowiednich pomiarów termograwimetrycznych i mikrokalorymetrycznych. Dla każdego z pomiarów przeprowadzano również ważenie kontrolne próbki po zakończeniu pomiaru lub cyklu pomiarów. Ważenia kontrolne wykonywano również przy pomiarach dylatometrycznych, termomechanicznych DMA oraz pomiarów dyfuzyjności cieplnej. Wyniki ważeń służyły jako dane pomocnicze oraz dane do kontrolnego obliczeniowego wyznaczenia gęstości.

Zasadnicze pomiary gęstości badanej struktury kompozytowej wykonane zostały metodą wypornościową dla próbek przygotowanych do pomiarów dyfuzyjności cieplnej w kierunku poprzecznym zmodyfikowaną metodą Ångströma (rys. 1). Przy tych pomiarach uwzględniono poprawkę na rozszerzalność cieplną wody. Średnia arytmetyczna uzyskanych wyników dla temperatury pokojowej to

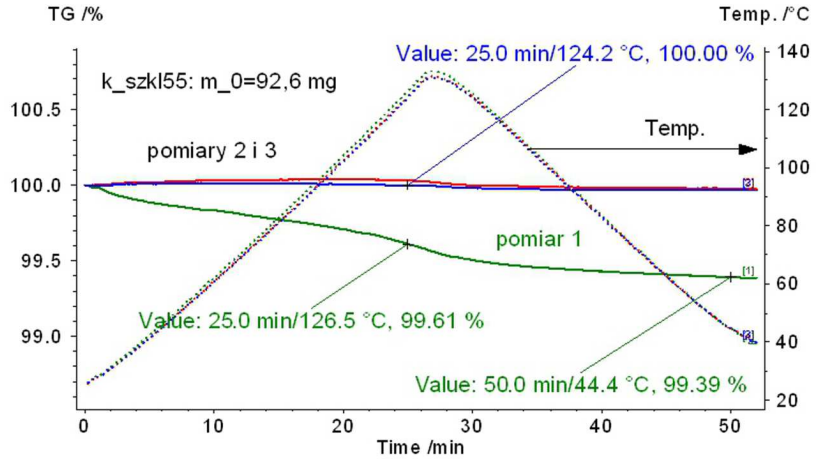
$$\rho_0 = 1769 \pm 38\,\mathrm{kg/m^3} \tag{3.1}$$

3.4. Badania termograwimetryczne – TG

Badania termograwimetryczne przeprowadzone zostały w zakresie od temperatury pokojowej (TP) do 130°C. Program temperaturowy badań obejmował ogrzewanie do 130°C z szybkością 5°C/min oraz następujące po nim chłodzenie od −5°C/min do 40°C. Pomiar pierwszy, wykonany dla próbki w stanie dostawy, powtórzony został dwukrotnie w celu zidentyfikowania ewentualnych efektów historii cieplnej. Wyniki badań przedstawiono na rys. 3. Spadek masy badanej próbki na poziomie ok. 0,6% jej początkowej wartości najprawdopodobniej można przypisać uwalnianiu zabsorbowanej z powietrza pary wodnej i ewentualnym efektom uwalniania fazy gazowej podczas polimeryzacji resztkowej. Wyniki dwóch pozostałych pomiarów potwierdzają stabilność termiczną badanego kompozytu w zakresie temperatury tych badań, czyli do 130°C. Różnice pomiędzy sygnałami TG powtarzanych badań nie wykraczają poza granice wyznaczone dokładnością pomiaru.

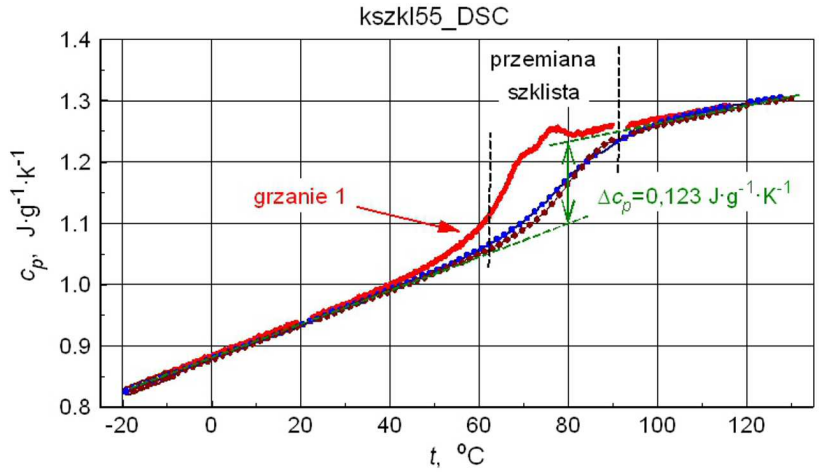
3.5. Badania mikrokalorymetryczne – DSC

Pomiary mikrokalorymetryczne zostały wykonane przy wykorzystaniu mikrokalorymetru Pyris 1. Próbka została poddana badaniom w zakresie temperatury od −30°C do 130°C. W badaniach zastosowano sprawdzone uprzednio procedury postępowania z podziałem zakresu



Rys. 3. Wyniki badań termograwimetrycznych w postaci krzywych TG (linie ciągłe) oraz zależności temperatury (linie kropkowane) od czasu pomiaru

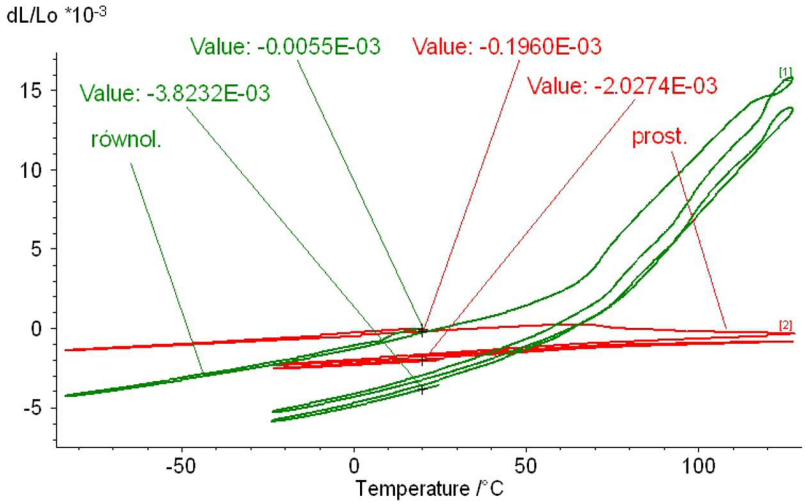
temperaturowego na segmenty [14]. Szybkości zmian temperatury segmentów liniowych wynosiły ±5°C/min. Również i w tym przypadku w badaniach stosowano cykliczne powtarzanie obciążenia cieplnego. Bezpośrednie wyniki pomiaru DSC przeliczone zostały następnie do wartości ciepła właściwego. Porównanie zależności wyznaczonego w pomiarach ciepła właściwego od temperatury dla pierwszego grzania oraz następujących po nim chłodzenia i powtórnego grzania przedstawiono na rys. 4. Analiza przedstawionych tam danych dowodzi, że oprócz odwracalnej przemiany szklistej (zeszklenia), w badanym materiale występują przemiany nieodwracalne przy pierwszym grzaniu. Za różnice charakterystyk pierwszego grzania w stosunku do kolejnych cykli odpowiadać mogą efekty desorpcji wilgoci i ewentualnej polimeryzacji resztkowej. Przemiana szklista zachodzi w przedziale od 62°C do 90°C. Skokowy wzrost ciepła właściwego przy zeszkleniu wynosi $\Delta c_p \cong 25\%$. Przeprowadzone badanie wskazuje na niebezpieczeństwo związane z przejściem materiału osnowy ze stanu wysokosprężystego w stan niskosprężyty (por. [11]). Sama zależność ciepła właściwego od temperatury, jak i uzyskane jego wartości można uznać za typowe dla układu dwufazowego szkła (wypełnienia) i tworzywa wielkocząsteczkowego (żywica osnowy).



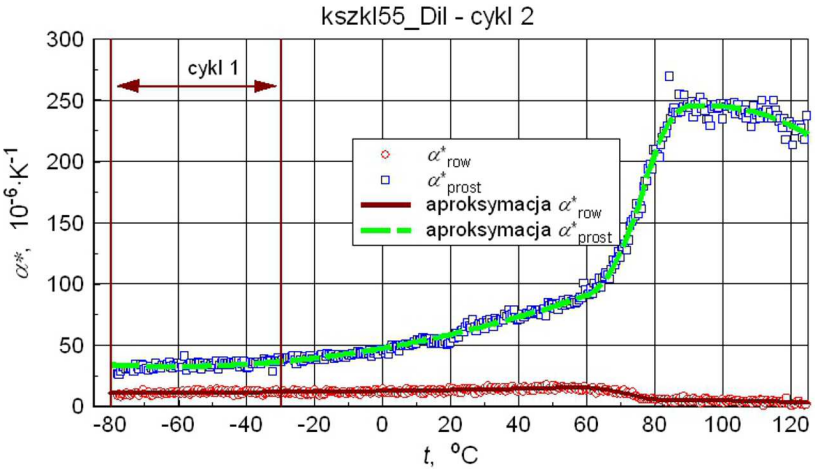
Rys. 4. Porównanie wyników mikrokalorymetrycznego pomiaru ciepła właściwego z wyróżnieniem charakterystyki pierwszego grzania (wskazanym strzałką)

3.6. Badania dylatometryczne

Badania dylatometryczne przeprowadzono w dwóch kierunkach: równoległym – wzdłuż włókien przeplotu tkaniny, oraz prostopadłym do powierzchni próbki. Próbkę do badań rozszerzalności poprzecznej uzyskano poprzez cięcie i klejenie próbki Dil (rys. 1). W każdym z kierunków badanie przeprowadzono dwukrotnie według tego samego programu zmian temperatury, który obejmował chłodzenie $-4°C/min$ próbki od temperatury pokojowej do $-70°C$, ogrzewanie do $125°C$ z szybkością $4°C/min$ oraz powtarzane chłodzenie/grzanie w zakresie od $-40°C$ do $125°C$ z tymi samymi szybkościami zmian temperatury. Zastosowano nacisk pręta dylatometrycznego wynoszący 50 cN. Wyniki badań w postaci zmian wydłużenia względnego w funkcji temperatury $\varepsilon(t) = l(t)/l_0$ oraz charakterystyk temperaturowych rozszerzalności cieplnej liniowej $\alpha(t)$ dla stanu stabilnego cieplnie (po pierwszym grzaniu) przedstawione zostały na rys. 5 i 6.



Rys. 5. Porównanie wyników pomiaru wydłużenia względnego w kierunku równoległym do włókien przeplotu tkaniny szklanej i prostopadłym do powierzchni płyty kompozytu z zaznaczeniem charakterystycznych wartości wydłużenia

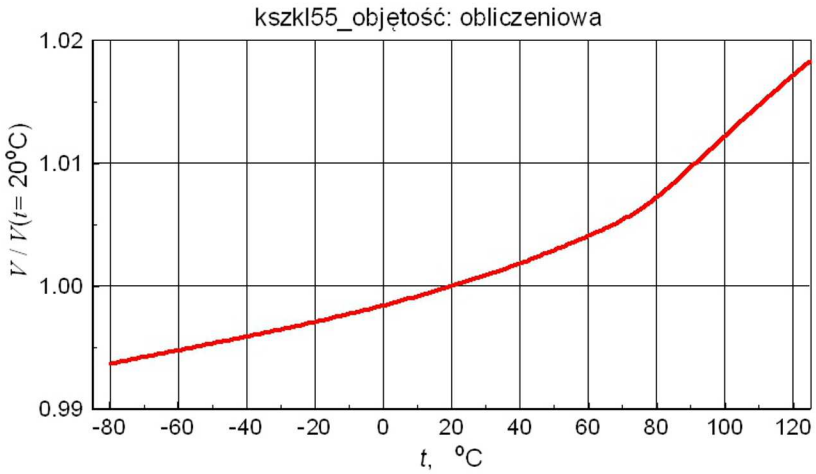


Rys. 6. Zależności temperaturowe rozszerzalności cieplnej linowej wzdłużnej (row) i poprzecznej (prost) dla stanu stabilnego termicznie (powtórzone cykle pomiarowe): punktami przedstawiono bezpośrednie wyniki pomiaru, liniami zaznaczono charakterystyki aproksymacyjne

Analiza danych z rys. 5 pozwala na stwierdzenie występowania w badanym kompozycie efektów skurczu polimeryzacyjnego przy pierwszym ogrzewaniu. O ile skurcz jest słabo zauważalny

dla kierunku wzdłużnego, to w przypadku kierunku prostopadłego do powierzchni wyjściowej płyty sięga on około 0,35% wymiaru wstępnego. W badaniach obu próbek stwierdzono również występowanie odwracalnej przemiany szklistej w materiale osnowy (por. [11]). Ze względu na złożoną strukturę kompozytu odwracalna przemiana szklista objawia się wzrostem rozszerzalności w kierunku prostopadłym i zmniejszeniem rozszerzalności w kierunku wzdłuż włókien tkaniny szklanej. Obliczeniowa wartość temperatury początku przemiany wyznaczona z charakterystyk wydłużenia względnego (ONSET) wynosi około 66°C. Wartość ta jest zasadniczo zgodna z wynikiem uzyskanym w badaniach mikrokalorymetrycznych. Sama przemiana objawia się wzrostem rozszerzalności cieplnej z wartości około $60 \cdot 10^{-6}\mathrm{K}^{-1}$ do około $250 \cdot 10^{-6}\mathrm{K}^{-1}$ dla kierunku prostopadłego oraz spadkiem rozszerzalności z $15 \cdot 10^{-6}\mathrm{K}^{-1}$ do około $5 \cdot 10^{-6}\mathrm{K}^{-1}$ dla kierunku równoległego. Wszystkie uzyskane wartości można uznać za typowe (por. [9], [11]). Zgodnie z oczekiwaniami rozszerzalność wzdłużna jest kilkakrotnie mniejsza od rozszerzalności poprzecznej za sprawą wypełnienia: włókna tkaniny o stosunkowo małej rozszerzalności blokują rozszerzanie się struktury kompozytowej wzdłuż swoje długości.

Wyniki badań dylatometrycznych wykorzystano również do określenia zmian gęstości/objętości badanego materiału ze wzrostem temperatury (rys. 7).



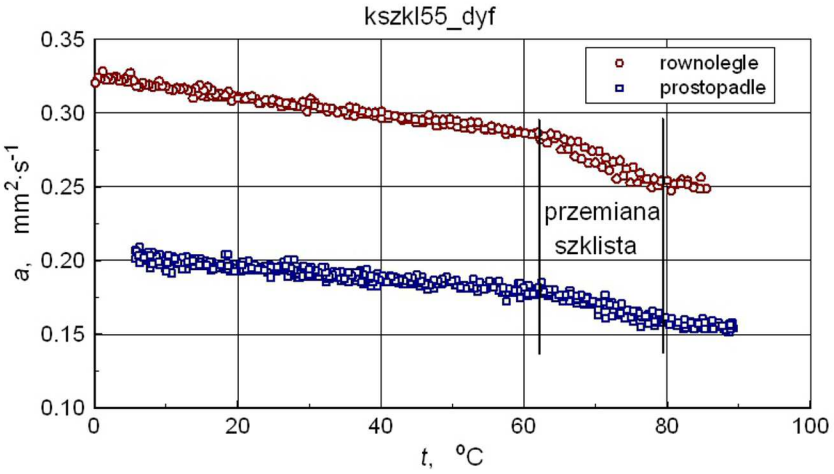
Rys. 7. Względne zmiany objętości badanej struktury kompozytowej w funkcji temperatury dla stanu stabilnego termicznie

3.7. Badania dyfuzyjności cieplnej (współczynnika wyrównywania temperatury [18])

Badania zależności temperaturowej dyfuzyjności cieplnej wykonano metodą oscylacji temperatury. Do pomiaru zmodyfikowaną metodą Ångströma przygotowano po dwie próbki do pomiarów odpowiednio składowej poprzecznej oraz wzdłużnej (por. rys. 1). W badaniach składowej poprzecznej zastosowano układ wymuszania dwustronnego, symetrycznego, z wymuszeniem o okresie 30 s lub 60 s zadawanym na kwadratowych powierzchniach zewnętrznych i pomiarem sygnału odniesienia w płaszczyźnie symetrii [11], [12], [17]. Zakres temperaturowy pomiaru objął przedział od −10°C do 90°C. Do badań składowej wzdłużnej, wzdłuż najdłuższego boku próbki pryzmatycznej, zastosowano wymuszenie jednostronne [11], [16], [17] o okresie 60 s lub 120 s. Zmiany temperatury były rejestrowane za pomocą termoelementów zamontowanych pomiędzy złożonymi do siebie próbkami. Badania dyfuzyjności wykonano w zakresie od 5°C do 85°C. W obu przypadkach starano się nie przekraczać amplitudy wymuszenia 1°C, co spełnia postulat zachowania dużej rozdzielczości temperaturowej [20].

Przykładowe wyniki pomiaru w postaci średniej geometrycznej wartości amplitudowej i fazowej dyfuzyjności (por. [15], [17]) przedstawiono na rys. 8. Charakter zależności temperaturowej w obydwu analizowanych przypadkach odzwierciedla efekty przemiany szklistej. Zakres zmian

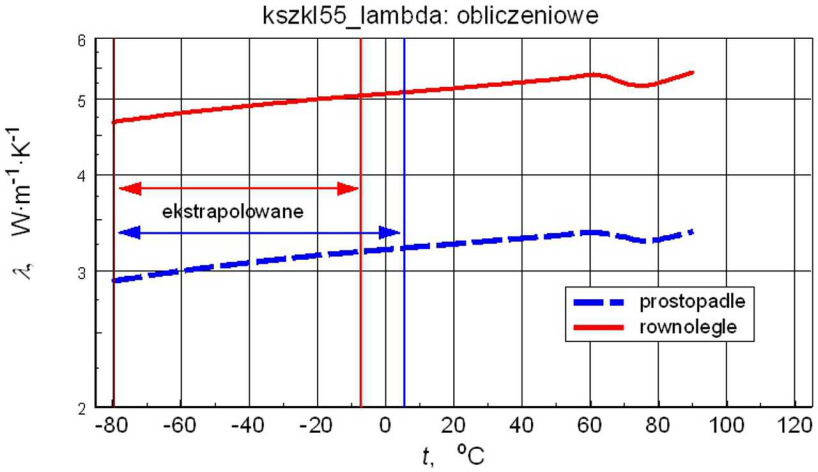
pokrywa się z przedziałem przemiany określonym w badaniach DSC. Na rysunku nie pokazano charakterystyk pierwszego grzania, ale w komentarzu słownym można dodać, że charakteryzują się one zauważalnymi różnicami: spadek dyfuzyjności cieplnej zachodzi przy niższej temperaturze. Zgodnie z oczekiwaniem składowa wzdłużna (równolegle do włókien) okazała się prawie dwukrotnie większa od składowej poprzecznej (prostopadle do powierzchni wyjściowej płyty). Uzyskane wartości również można uznać za typowe dla tego rodzaju struktur (por. [9], [20]).



Rys. 8. Przykładowe wyniki pomiaru składowych: wzdłużnej (równolegle) i poprzecznej (prostopadłej) dyfuzyjności cieplnej zmodyfikowaną metodą Ångströma – badania wykonane dla stanu ustabilizowanego cieplnie

3.8. Obliczeniowe wyznaczenie przewodności cieplnej

Określone w badaniach doświadczalnych zależności temperaturowe dyfuzyjności cieplnej, ciepła właściwego oraz gęstości posłużyły do obliczenia odpowiednich wartości przewodności cieplnej zgodnie z zależnością (2.1). Przy obliczeniach uwzględniono skorygowane rozszerzalnościowo wartości dyfuzyjności cieplnej. Wyniki obliczeń dla stanu materiału po pierwszym wygrzaniu w badaniach cieplnofizycznych przedstawiono na rys. 9. W zwięzłym komentarzu uzyskanych



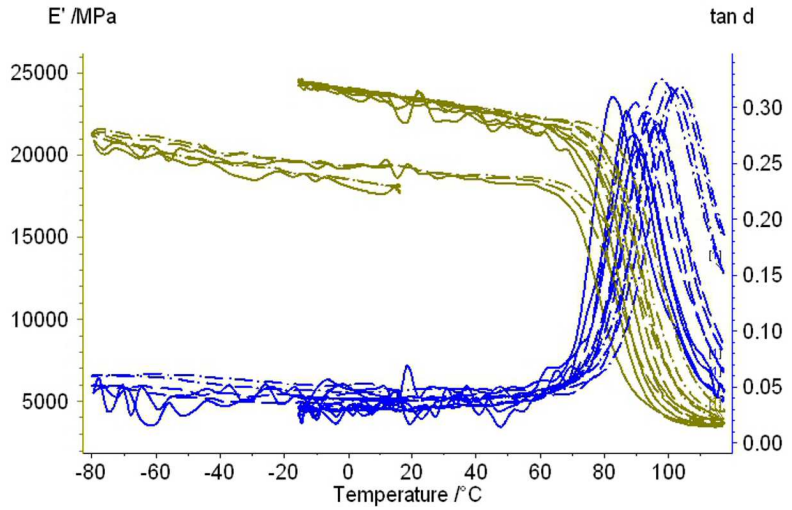
Rys. 9. Wyznaczone obliczeniowo charakterystyki temperaturowe składowych kierunkowych przewodności cieplnej w dwóch charakterystycznych kierunkach

rezultatów można stwierdzić, że dodatnie nachylenie charakterystyk w obszarach wysokosprężystym i niskosprężystym jest typowe dla tworzyw wielkocząsteczkowych. To samo dotyczy spadku

przewodności cieplnej w obszarze przemiany szklistej. Co do wartości, to w obydwu przypadkach można je uznać za typowe dla izolatorów, pomimo obecności wypełnienia włóknami szklanymi charakteryzującymi się znacznie większą przewodnością cieplną od żywicy (por. [20]). Wpływ obecności tkaniny nawet dla kierunku równoległego nie jest znaczący, gdyż tylko połowa włókien „pracuje" na rzecz zwiększenia przewodzenia ciepła.

3.9. Badania dynamicznej analizy cieplno-mechanicznej – DMA

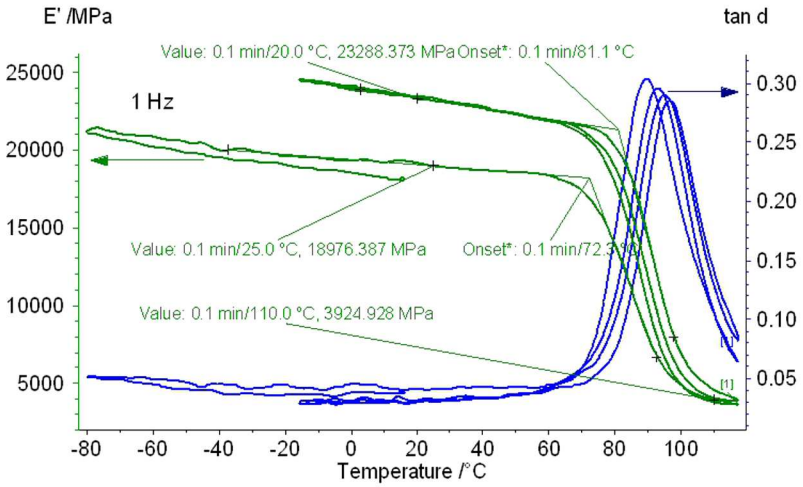
Badania DMA zostały wykonane według podobnego programu zmian temperatury z powtarzanymi sekwencjami grzania i chłodzenia, jak to odbywało się w przypadku pomiarów dylatometrycznych. W badaniach zastosowana została metoda trójpunktowego swobodnego podparcia (por. [8], [11]). Umożliwia ona badanie tylko płaskich próbek pryzmatycznych, co oznacza, że właściwości lepkosprężyste (wartości pozorne – por. [4]) zostały wyznaczone tylko dla kierunku wzdłużnego. Przykładowe wyniki badań przedstawiono na rys. 10 i 11. Są to wyniki pierwszej sekwencji powtarzanych kilkakrotnie badań tej samej próbki z zamianą kierunku wymuszenia oscylacyjnego (odwróceniem próbki). Ze względu na specyfikę pomiaru DMA omówienie rezultatów badań zostanie ograniczone głównie do analizy jakościowej. Samo uzasadnienie rekomendowanej wartości modułu sprężystości przy temperaturze pokojowej, która wynosi około 24 GPa, wymagałoby dodatkowych badań wszystkich możliwych zjawisk towarzyszących. Pozorne usztywnienie materiału badanej próbki (zwiększenie wartości E' z 19 GPa zanotowanej w pierwszych dwóch sekwencjach zmian temperatury do rzeczonych 24 GPa) jest prawdopodobnie związane z „układaniem" się próbki w uchwycie wzbudnika aparatu DMA po przekroczeniu temperatury zeszklenia. Porównanie wyników wszystkich wykonanych badań wskazuje na to, że samej polimeryzacji resztkowej towarzyszy wzrost modułu sprężystości o około 2 GPa.



Rys. 10. Wyniki badań DMA: porównanie zmian modułu srężystości E' i tg δ dla wymuszeń 0,1 Hz (linie przerywane-kropkowane), 1 Hz (linie przerywane) i 10 Hz, 5 Hz (linie ciągłe)

Opracowanie zarejestrowanych termogramów daje w wyniku nieco wyższe wartości temperatury początku przemiany szklistej (rys. 11). Przemiana szklista odzwierciedla bez wątpliwości właściwości żywicy epoksydowej – materiału osnowy. Obecność tkaniny szklanej podnosi wartość modułu sprężystości około ośmiokrotnie (por. [11]). Otrzymane w badaniach wartości modułu sprężystości można uznać za typowe[2]. Przemiana zeszklenia skutkuje drastycznym zmniejszeniem modułu sztywności do około 4 GPa przy wzroście temperatury. Dopełniając komentarza

[2]W badaniach innych struktur kompozytowych z wypełnieniem amidowym, szklanym, węglowym, grafitowym bądź borowym uzyskiwano wartości od 10 do 70 GPa (inf. własna).



Rys. 11. Wyniki badań DMA: wyznaczenie charakterystycznych wartości mierzonych parametrów i temperatury dla wymuszenia 1 Hz

właściwości lepkosprężystych, należy podkreślić, że przy zwiększeniu częstotliwości wymuszenia oscylacyjnego temperatura początku przemiany szklistej nieznacznie się zwiększa. Wpływ zwiększenia częstotliwości na zwiększenie modułu sprężystości jest ledwo zauważalny, co należy przypisać obecności wypełnienia tkaniną szklaną.

3.10. Analiza zbiorcza wyników badań kompozytu epoksydowo-szklanego

Nie jest zaskoczeniem, że na ukształtowanie specyficznych właściwości badanej struktury kompozytowej mają wpływ zarówno właściwości poszczególnych faz: osnowy i wypełnienia, jak i mikrostruktura materiału. Z badanych właściwości jedynie gęstość oraz ciepło właściwe poddają się prawu superpozycji z wagami w postaci udziałów objętościowego oraz masowego. W pozostałych przypadkach decydujące znaczenie zaczyna odgrywać ukształtowanie mikrostruktury. Wynikowa anizotropia dyfuzyjności/przewodności cieplnej, rozszerzalności cieplnej i najprawdopodobniej właściwości cieplnomechanicznych są uwarunkowane geometrią wypełnienia. W danym przypadku jest to odpowiednio układana w kolejnych warstwach tkanina włókien szklanych.

Poniżej temperatury przemiany szklistej materiał osnowy, którą jest żywica epoksydowa, odgrywa mniejszą rolę w kształtowaniu właściwości kierunkowych w kierunku równoległym do włókien, natomiast dominuje w przypadku kierunku prostopadłego do powierzchni warstw tkaniny. Sytuacja się znacznie komplikuje po przekroczeniu temperatury przemiany szklistej. Temperaturę początku przemiany szklistej należy uznać za górną graniczną temperaturę eksploatacji badanego materiału kompozytowego ze względu na drastyczne zmniejszenie sztywności po jej przekroczeniu. Przemiana zeszklenia jest uwarunkowana właściwościami materiału osnowy (por. [9], [11]).

We wszystkich indywidualnych przypadkach w pomiarach zaobserwowano wyraźne efekty różnic wyników pierwszego grzania. Zjawisko to jest niewątpliwie uwarunkowane polimeryzacją resztkową żywicy epoksydowej, ale nie można również wykluczyć dodatkowego wpływu zjawisk absorpcji i uwalniania wilgoci. Omawiane różnice zmniejszają się w miarę upływu czasu, co szczególnie wyraźnie stwierdzono w powtórzonych po upływie trzech lat badaniach mikrokalorymetrycznych. Dotychczas uzyskane wyniki są jednak niewystarczające jako podstawa formułowania wniosków ilościowych. Za celowe należy uznać wszczęcie odpowiedniego programu badań starzeniowych, gdyż problem dotyczy praktycznie wszystkich tego typu struktur kompozytowych, nie tylko tych stosowanych w lotnictwie.

Ze względu na brak odpowiedniego materiału do analizy porównawczej występuje trudność w określeniu wpływu defektów struktury badanego materiału (por. pkt. 3.2) na kształtowanie jego właściwości fizycznych. Również i w tym przypadku celowym byłoby wdrożenie stosownego programu badań zarówno doświadczalnych, jak i teoretycznych.

4. Podsumowanie

Bezpośrednią przyczyną podjęcia badań opisanych w niniejszej pracy była zarówno konieczność uzyskania danych badanego materiału, jak i potrzeba stopniowego dopracowywania metodyki kompleksowych badań właściwości struktur kompozytowych. Cel pierwszy został osiągnięty, otrzymane wyniki poddano szczegółowej analizie, a stosowne wnioski przedstawiono w poprzednim punkcie opracowania. Ponieważ badany materiał stanowi reprezentatywny przykład szerokiego asortymentu lotniczych struktur kompozytowych, to 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.

Uniwersalny charakter ma również opracowana i wdrożona metodyka wykonywanych badań. Zastosowane procedury pomiarowe uwzględniają nie tylko konieczność dostarczenia wzajemnie uzupełniających się danych materiałowych, ale również potrzebę starannego rozróżniania zjawisk cząstkowych. W niniejszym przypadku rozpoznane zostały efekty polimeryzacji resztkowej oraz ewentualnych zmian starzeniowych i chłonności wilgoci.

W zakresie metodologicznym niniejsza praca domyka pewien etap działań związanych z kompleksowym badaniem właściwości materiałów techniki lotniczej. Szczególne znaczenie ma wieloaspektowy charakter proponowanych procedur badawczych obejmujący zagadnienia komplementarności badań poszczególnych parametrów fizycznych. W odróżnieniu od większości podobnych prac (por. np. [21], [22][3]) badania są prowadzone z uwzględnieniem cykliczności obciążenia cieplnego i z zachowaniem możliwie dużej rozdzielczości temperaturowej. Wyniki analizy szczegółowej właściwości badanego materiału będą natomiast wykorzystane w pracach konstrukcyjnych i w praktyce eksploatacyjnej. Mogą one stanowić również punkt wyjścia prac teoretycznych.

Praca została wykonana w ramach projektu NCBiR DOB-1-3/1/PS/2014 z wykorzystaniem aparatury zakupionej w ramach grantu inwestycyjnego 558/FNiTP/691/2010.

Bibliografia

1. Barker A., Dutton S., Kelly D., *Composite Materials for Aircraft Structures*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, VA, 2004
2. Choo V.K.S., *Fundametals of Composite Materials*, Konven Acad. Press, Inc., Doven, Delavare USA, 1990
3. *Polymer Matrix Composites, Volume 3: Materials Usage, Design and Analysis*, Department of Defence Handbook, January 23, USA, 1997
4. Ostoja-Starzewski M., *Mechanics of Random Media – wykłady Katerdry Ad-Hoc*, 26-30 czerwca 2017 r., WAT, Warszawa 2017
5. Wendlandt W.W., *Thermal Analysis*, 3rd Ed., John Willey & Sons, New York, 1986

[3]Jakkolwiek cytowane prace nie są najnowsze, to zaznaczyć należy, że w omawianym aspekcie sytuacja ogólna uległa poprawie w niewielkim tylko stopniu.

6. Maglić K.D., Cezairliyan A., Peletsky V.E. (Eds.), *Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods. Volume 1: Survey of Measurement Techniques*, Plenum Press, New York, 1984

7. Maglić K.D., Cezairliyan A., Peletsky V.E. (Eds.), *Compendium of Thermophysical Property Measurement Methods. Volume 2: Recommended measurement Techniques and Practices*, Plenum Press, ISBN 0-306-43854-2, New York, 1992

8. Menard K.P., *Dynamical Mechanical Analysis. A Practical Introduction*, CRC Press, Boca Raton, 1999

9. Panas A.J., Mazur T., Badania właściwości cieplnych materiałów klejowych stosowanych do napraw sprzętu lotniczego, *Biuletyn WAT*, 2003, **LII**, 10, 99-118

10. Panas A.J., Białecki M., Dudziński A., Foltyńska A., Krupińska A., Mordzonek M., Badania właściwości cieplno-fizycznych materiału dielektrycznego stosowanego do uszczelniania zasobników lotniczych, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2014, tom II, 275-294, ISBN 978-83-932107-3-2

11. Panas A.J., Błaszczyk J., Dudziński A., Figur K., Foltyńska A., Krupińska A., Nowakowski M. Badania wpływu temperatury na zmiany właściwości cieplnych i mechanicznych osnowy lotniczego konstrukcyjnego materiału kompozytowego, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2016, tom II, 147-158, ISBN 978-83-932107-8-7

12. Panas A.J., Talkowki M., Investigation of directional thermal diffusivity for graphite composite, *Journal of KONES*, 2016, **23**, 4, 715-720

13. McNaughton J.L., Mortimer C.T., *Differential Scanning Calorimetry. IRS; Physical Chemistry Series 2, Volume 10*, London: Butterworths; Norwalk: reprinted by Perkin-Elmer Corp., 1975

14. Panas A.J., Panas D., DSC investigation of binary iron-nickel alloys, *High Temp. – High Press*, 2009, **38**, 1, 63-78

15. Ångström A.J., Neue Methode, das Warmeleitungsvermogen der Korper zu Bestimmen, *Annalen der Physic und Chemie*, 1861, **114**, 513-530

16. Belling J.M., Unsworth J., Modified Ångström's method for measurement of thermal diffusivity of materials with low conductivity, *Review of Scientific Instruments*, 1987, **58**, 6, 997-1002

17. Panas A.J., IR support of thermophysical property investigation. medical and advanced technology materials study, [W:] *Infrared Thermography*, Prakash R.V. (Edit.), InTech, Rijeka, 65-90, 2012

18. Wiśniewski S., Wiśniewski T., *Wymiana ciepła*, WNT, Warszawa, 2000

19. Panas A.J., Comparative-complementary investigations of thermophysical properties – high thermal resolution procedures in practice, *Proceedings of Thermophysics 2010*, 218-235, ISBN 978-80-214-4166-8, Valtice, November 2-5, 2010

20. Terpiłowski J., Piotrowska-Woroniak J., Romanowska J., A study of thermal diffusivity of carbon-epoxy and glass-epoxy composite using the modified pulse method, *Archives of Thermodynamics*, 2014, **35**, 3, 117-128

21. Ishida H., Rimdusit S., Very high conductivity obtained by boron nitride-filled polybenzoxazine, *Thermochimica Acta*, 1998, **320**, 177-186

22. Sobczak R., Nitkiewicz Z., Koszkul J., Badanie dynamicznych właściwości mechanicznych kompozytów na osnowie polipropylenu wzmocnionych włóknem szklanym, *Kompozyty (Composites)*, 2002, **2**, 78-80

Investigation of termophysical and thermomechanical properties of an aviation epoxy-glass composite

The paper presents the methodology and results of investigations of thermophysical and thermomechanical properties of an aviation epoxy-glass composite. The studies were of a complex character and included weighting measurements, thermogravimetric, microcalorimetric, dilatometric, viscoelastic property and thermal diffusivity studies. A set of specialized research instruments and measuring stands of own design were used for the tests. The measurements were carried out in temperature ranges including a common interval from 30°C to 130°C. The obtained results characterize properties of the tested material and define limitations of its use related to temperature changes and thermal interactions. The investigated composite material characteristics include data on directional thermal conductivity that was calculated from thermal diffusivity and other thermophysical measurement data. The test procedures presented in the study are of universal nature and are an example of procedures developed specifically for testing new materials/structures of aircraft structures.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

MODELOWANIE SEPARACJI W RUCHU LOTNICZYM PRZY UŻYCIU ROZKŁADU GAMMA

Adrian Pawełek

Politechnika Warszawska, 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 rozkładów separacji czasowych przylatujących samolotów w danym punkcie nawigacyjnym w rejonie kontrolowanym lotniska przy użyciu rozkładu prawdopodobieństwa gamma. Modelowanie dyskretnych rozkładów separacji czasowych samolotów przy użyciu ciągłego rozkładu prawdopodobieństwa pozwala między innymi na analizę porównawczą poprzez badanie parametrów rozkładów. Ponadto umożliwia analizę wybranych aspektów rozkładów separacji czasowych przylatujących samolotów poprzez zastosowanie różnych narzędzi matematycznych stosowanych do analizy funkcji ciągłych. Przedstawiono założenia oraz budowę modelu matematycznego, wykorzystanie modelu w przykładowym scenariuszu z lotniskiem dla dni o małym i 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.

Słowa kluczowe: organizacja ruchu lotniczego, separacje w lotnictwie, rozkład gamma

1. Motywacja

Wzrastający ruch lotniczy ma niekorzystny wpływ między innymi na: środowisko, bezpieczeństwo, nakład pracy. W związku z tym należy poszukiwać nowych metod pozwalających na lepszą analizę oraz organizację ruchu lotniczego. Rozwiązaniem tych problemów może być między innymi zastosowanie nowych metod sekwencjonowania ruchu lotniczego, które będą organizowały ruch lotniczy w sposób optymalny i automatyczny, dzięki czemu zmniejszyłyby nakład pracy ludzkiej poprzez odciążenie kontrolerów ruchu lotniczego oraz pilotów, zwłaszcza w fazach startu i wznoszenia oraz zniżania i podejścia do lądowania. Wstępne analizy wykazały, że jednym z rozwiązań dla fazy zniżania może być zastosowanie połączenia operacji ciągłego zniżania Continuous Descend Operations (CDO) oraz wymagane czasu przylotu Required Time of Arrival (RTA) przypisanych do każdego lotu. Zastosowanie CDO umożliwia między innymi wyeliminowanie segmentów lotu poziomego, co pozwala na mniejsze zużycie paliwa w fazie zniżania, a co za tym idzie – zmniejszenie emisji spalin oraz kosztu lotu. RTA pozwala zaś na kontrolę trajektorii samolotu w czwartym wymiarze – czasie, dzięki czemu lepiej można oszacować między innymi wartości separacji pomiędzy samolotami, co skutkuje zmniejszeniem prawdopodobieństwa potrzeby użycia wektorowania samolotu lub go-around spowodowanego zbyt małą separacją.

Wdrożenie takiego rozwiązania wymaga szczegółowej analizy przeszłego ruchu lotniczego oraz przestudiowania szerokiej gamy możliwych scenariuszy ruchu lotniczego, a zwłaszcza separacji pomiędzy samolotami. Zastosowanie koncepcji trajektorii czterowymiarowych wymaga ponadto podejścia bazującego na separacjach czasowych, tzw. Time-Based Separation (TBS) [1]. Zamodelowanie rozkładu separacji czasowych przylatujących samolotów w danych punktach nawigacyjnych w rejonie kontrolowanym lotniska Terminal Maneuvering Area (TMA) przeszłego ruchu lotniczego przy użyciu jednego ze znanych rozkładów prawdopodobieństwa umożliwia

zastosowanie szerokiej gamy narzędzi matematycznych do analizy, a dzięki uzyskaniu parametrów rozkładu dla różnych scenariuszy można automatycznie generować nowe przypadki testowe poprzez próbkowanie danych z rozkładu prawdopodobieństwa o obliczonych parametrach.

Obecnie istniejące prace dotyczące metod analizy ruchu lotniczego skupiają się głównie na ocenie złożoności aktualnej sytuacji powietrznej i możliwości wystąpienia przeciążenia sektorów powietrznych. Klasyfikują one także sposoby oceny złożoności sytuacji powietrznej oraz używane do tych celów metody, takie jak teoria grafów, teoria systemów dynamicznych, podejścia geometryczne i inne. Dokładny przegląd tych metod można znaleźć w [2] oraz [3]. Prace te ponadto przedstawiają modele pozwalające oszacować obciążenie pracą służb kontroli ruchu lotniczego. W [4] autorzy przedstawiają złożoną metrykę pozwalające na ocenę aktualnej sytuacji powietrznej przy uwzględnieniu niepewności pomiarowej. Oceny wartości separacji lotniczych dokonano zaś w [5]. Autorzy użyli prostej klasyfikacji, w której separacja poniżej wymaganej wartości jest uznawana za konflikt, a w przeciwnym przypadku za brak konfliktu. Scenariusz testowy obejmował francuską przestrzeń powietrzną. Warto zauważyć, że w żadnej z tych prac nie jest wykorzystywana koncepcja trajektorii czterowymiarowych [1], a wszystkie te prace skupiają się głównie na ogólnej ocenie stanu przestrzeni powietrznej, często biorąc pod uwagę hipotetyczne przypadki, rozwiązywane przy pomocy wyszukanych metod matematycznych. Niniejsza praca przestawia zaś metodę, która pozwala w prosty sposób dokonać oceny sytuacji powietrznej w końcowej fazie zniżania, w TMA, gdzie zwykle występuje największe natężenie ruchu lotniczego.

2. Separacje w lotnictwie

Separacje w lotnictwie są ustandaryzowane przez ICAO Doc 4444 [6], w którym zawarte są procedury zarządzania ruchem lotniczym. Można wyróżnić separacje pionowe, boczne oraz podłużne. W fazie zniżania, po wejściu w TMA, samolot podąża ściśle określoną trajektorią, zatem separacje boczne oraz pionowe są zachowane, jednak istnieje możliwość wystąpienia niezachowania wymaganej minimalnej wymaganej separacji podłużnej, co jest nazywane konfliktem. Konflikt występuje, gdy separacja pomiędzy dwoma podchodzącymi jeden po drugim samolotami jest mniejsza niż wymagane minimum, które jest określane na podstawie porównywania pozycji raportowanej przez samoloty lub na podstawie porównywania czasu raportowania przelotu przez dany punkt nawigacyjny. Jeżeli używane są systemy śledzenia ruchu lotniczego typu radary, ADS-B i inne, minimalna separacja powinna wynosić 5 nm. Wielkość ta może być nieznacznie zmniejszona po spełnieniu szeregu warunków opisanych w ICAO Doc 4444. Dodatkowym wymaganiem jest separacja wynikająca z turbulencji powstałej w wyniku wiru zaskrzydłowego, przy czym w ramach tego wymagania samoloty są sklasyfikowane według ich maksymalnej masy startowej. Coraz częściej jako separacje podłużne stosuje się separacje bazujące na czasie, nie zaś na odległości, są to tzw. TBS (Time-Based Separations), ich zalety to m.in.:

- pozwolenie na lepszą synchronizację ruchu lotniczego – co wynika m.in. z faktu, że samoloty posiadają różne wartości prędkości, co nie jest odzwierciedlone przy separacjach bazujących na odległości,
- pozwolenie na bardziej efektywne zarządzanie ruchem lotniczym w warunkach atmosferycznych, gdy prędkość wiatru jest duża, przy zachowaniu wymaganych poziomów bezpieczeństwa – wynika to z faktu, że w warunkach tych wiry zaskrzydłowe ulegają szybszemu rozproszeniu, które to jest zjawiskiem bazującym na czasie,
- wykorzystanie koncepcji trajektorii czterowymiarowych: trzy wymiary oraz czas – dzięki temu można wykorzystywać całą gamę możliwości oferowanych przez tę koncepcję, m.in. zoptymalizowane trajektorie, a zatem krótsze czasy lotów.

3. Dopasowanie rozkładu prawdopodobieństwa

Wartości separacji pomiędzy parami lecących za sobą samolotów są uzyskiwane w wyniku procesu losowego, który może zostać opisany przy użyciu jednego ze standardowych rozkładów prawdopodobieństwa. Do wyznaczenia prawdopodobieństwa powtórzenia zdarzenia losowego po danym czasie używa się często rozkładu gamma, jednak często procesy takie są opisywane przez rozkład Weibulla oraz lognormalny, które – podobnie jak rozkład gamma – są rozkładami dwuparametrowymi z parametrami skali i kształtu. Ponieważ dane zwykle są pomiarem o ograniczonej liczbie próbek, uzyskiwane wyniki są często niejednoznaczne, a decyzja o wyborze rozkładu podejmowana jest na podstawie wiedzy o procesie [7].

Aby sprawdzić, czy nasz zestaw obserwacji $(x_1, x_2, \ldots, x_n)$ należy do populacji danego rozkładu prawdopodobieństwa $f(x, \boldsymbol{\theta})$, gdzie $\boldsymbol{\theta}$ jest wektorem parametrów do oszacowania przy użyciu dostępnych danych, można posłużyć się grafem Cullena i Freya. Prezentuje on kurtozę (kurtosis) w funkcji kwadratu skośności (square of skewness) dla próbki danych. Kurtoza i skośność to momenty statystyczne, dające informację m.in. o kształcie rozkładu prawdopodobieństwa. Położenie punktu w danym miejscu grafu oznacza, że kształt rozkładu prawdopodobieństwa dla próbki jest zbliżony do danego rozkładu prawdopodobieństwa. Wstępne analizy wykazały, że analizowane próbki są zbliżone do rozkładu gamma, dlatego tylko ten rozkład będzie analizowany w dalszej części pracy.

Rozkład prawdopodobieństwa gamma [8] definiowany jest następująco:

$$f(x, \alpha, \lambda) = \frac{\lambda^{\alpha}}{\Gamma(\alpha)} x^{\alpha-1} \mathrm{e}^{-\lambda x} \qquad x \in R^{+} \tag{3.1}$$

gdzie x to zmienna losowa, α, λ to parametry rozkładu, odpowiednio współczynnik kształtu i współczynnik skali, Γ to funkcja gamma definiowana jako:

$$\Gamma(z) = \int_0^{\infty} x^{z-1} \mathrm{e}^{-x}\, dx \tag{3.2}$$

Dopasowanie rozkładu prawdopodobieństwa polega na znalezieniu takiej funkcji matematycznej, która w dobry sposób odzwierciedla zmienną losową.

Dla zmiennej losowej o znanym rozkładzie prawdopodobieństwa $f(x, \boldsymbol{\theta})$ oraz próbek $(x_1, x_2, \ldots, x_n)$ należy oszacować nieznany wektor parametrów $\boldsymbol{\theta}$.

Do oszacowania nieznanych parametrów kształtu $\boldsymbol{\theta} = [\alpha, \boldsymbol{\lambda}]$ rozkładu gamma wykorzystano metodę maksymalnej wiarygodności [9]. Metoda ta wymaga zdefiniowana funkcji wiarygodności L dla posiadanej próbki danych:

$$L(x_1, x_2, \ldots, x_n, \theta) = \prod_{i=1}^{n} f(x_i, \boldsymbol{\theta}) \tag{3.3}$$

Wartość funkcji wiarygodności L pozwala na uzyskanie informacji o prawdopodobieństwie otrzymania tej samej próbki danych, biorąc pod uwagę, że próbkowanie odbędzie się z wybranego rozkładu prawdopodobieństwa. Dla rozkładu gamma funkcja wiarygodności przyjmuje następująca postać:

$$L(x_1, x_2, \ldots, x_n, \alpha, \lambda) = \prod_{i=1}^{n} f(x_i, \alpha, \lambda) = \prod_{i=1}^{n} \frac{\lambda^{\alpha}}{\Gamma(\alpha)} x_i^{\alpha-1} \mathrm{e}^{-\lambda x_i} \tag{3.4}$$

Co po przekształceniach daje:

$$L(x_1, x_2, \ldots, x_n, \alpha, \lambda) = \Big(\frac{\lambda^{\alpha}}{\Gamma(\alpha)}\Big)^{n} \Big(\prod_{i=1}^{n} x_i\Big)^{\alpha-1} \exp\Big(-\lambda \sum_{i=1}^{n} x_i\Big) \tag{3.5}$$

Oszacowanie wartości nieznanych parametrów $\boldsymbol{\theta}$ odbywa się poprzez znalezienie takiego $\widehat{\boldsymbol{\theta}}$, które maksymalizuje funkcję wiarygodności:

$$\widehat{\boldsymbol{\theta}} = \arg\max\left(L(x_1, x_2, \ldots, x_n, \theta)\right) \tag{3.6}$$

W praktyce poszukuje się minimum z ujemnej wartości funkcji wiarygodności:

$$\widehat{\boldsymbol{\theta}} = \arg\min\left(-L(x_1, x_2, \ldots, x_n, \theta)\right) \tag{3.7}$$

Do rozwiązania równania (3.7) można użyć metod analitycznych, takich jak przyrównywanie pochodnych cząstkowych, jednak dla bardziej skomplikowanych postaci funkcji wiarygodności stosuje się metody iteracyjne.

Wstępne oszacowanie parametrów oraz jednocześnie punkt startowy do metody maksymalnej wiarygodności można uzyskać metodą momentów, na podstawie której zależności na współczynniki kształtu oraz skali przyjmują następującą postać:

$$\widehat{\alpha} = \frac{\overline{x^2}}{\sigma^2} \qquad \widehat{\lambda} = \frac{\overline{x}}{\sigma^2} \tag{3.8}$$

gdzie $\overline{x}$ to wartość średnia z próbek, zaś σ^2 to ich wariancja.

4. Scenariusz testowy

Dane o przeszłym ruchu lotniczym zostały uzyskane z bazy danych Eurocontrol Data Demand Repository 2 (DDR2) [10]. Baza ta zawiera między innymi planowany oraz archiwalny ruch lotniczy dla obszaru Europy. Dane przechowywane są w postaci plików AIRAC (Aeronautical Information Regulation And Control) [11], które zawierają archiwalny ruch lotniczy dla 28 kolejnych dni. Do pozyskania danych z bazy DDR2 użyto oprogramowania oferowanego przez Eurocontrol, NEST (Network Strategic Tool). Następnie przy jego pomocy wyeksportowano dane dotyczące ruchu przychodzącego. W ten sposób dla każdego dnia uzyskano zestaw dwóch trajektorii:

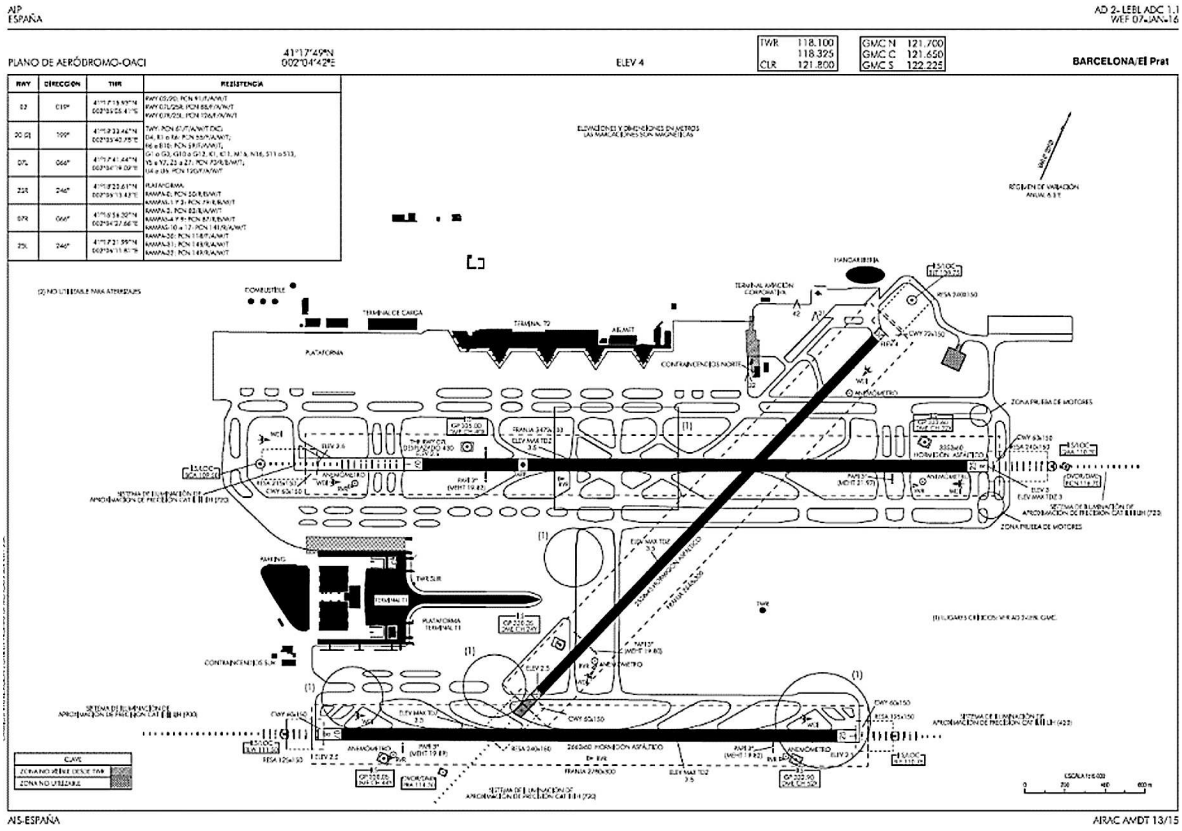
- m1 – jest to trajektoria odzwierciedlająca ostatni wypełniony plan lotu,
- m3 – jest to trajektoria uzyskana na podstawie pomiarów z radaru wyznaczana po wykonaniu lotu.

Porównując trajektorie zniżania dla m1 i m3, podjęto decyzję, że do dalszej analizy wykorzystywane będą dane typu m3, z racji na fakt, że są to rzeczywiste trajektorie, które mogą się wyraźnie różnić od planowanych, zwłaszcza w fazie zniżania. Ponadto pozwalają one obliczyć rzeczywisty rozkład wartości separacji lotów.

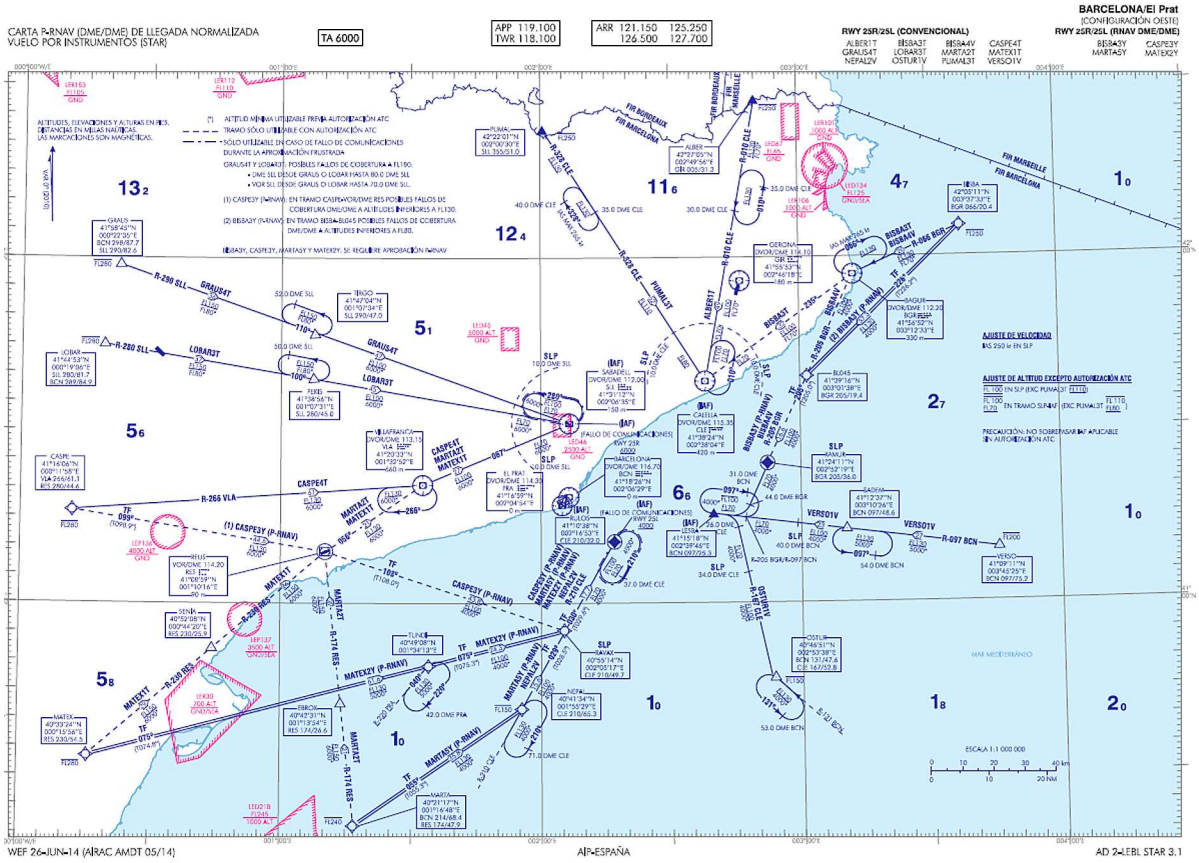
Scenariusz testowy został przygotowany dla lotniska Barcelona El-Prat (Hiszpania), kod ICAO: LEBL. Jest to lotnisko o jednym z najwyższych poziomów natężenia ruchu lotniczego w Europie. Lotnisko to posiada 3 pasy oraz 5 kierunków podejścia. Schemat lotniska [12] został przedstawiony na rysunku 1.

To, z jakiego kierunku samolot podejdzie do lądowania, zależy od bieżącej konfiguracji lotniska, na którą wpływają między innymi kierunek wiatru i pora dnia. Dla lotniska Barcelona El-Prat możliwe są trzy konfiguracje pracy lotniska, definiowane w Standard Arrival Chart (STAR), konfiguracje te przedstawione są w tabeli 1.

Najczęściej wykorzystywaną konfiguracją jest Conventional/West Configuration, której odpowiada procedura zniżania STAR 3 [13] przedstawiona na rysunku 2.



Rys. 1. Schemat lotniska Barcelona El-Prat (LEBL) [12]

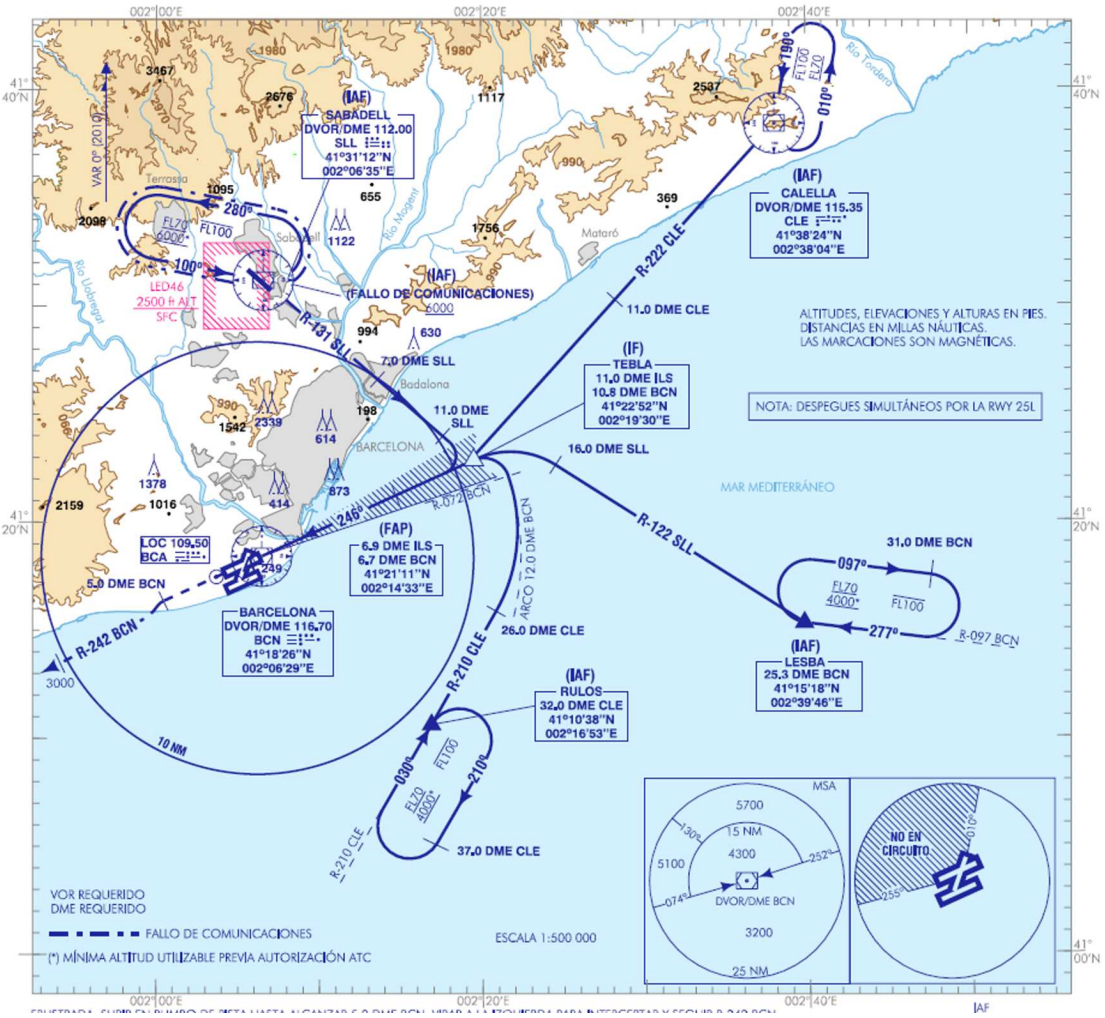


Rys. 2. Schemat zniżania dla konfiguracji Conventional/West Configuration (STAR 3) [13]

Tabela 1. STAR dla każdego kierunku

STAR No.	Directions	Configuration name
STAR 1	RWY 02	North configuration
STAR 2	RWY 07R/07L	East configuration
STAR 3	RWY 25R/25L	Conventional/West configuration

Procedurę zniżania można rozpocząć z jedenastu kierunków, które następnie są grupowane w czterech punktach IAF (Initial Approach Fix), w których rozpoczyna się zniżanie według przyrządów. Następnie z czterech punktów IAF ruch lotniczy w całości kierowany jest do punktu IF, co przedstawione jest na schemacie podejścia według przyrządów Instrument Approach Chart (IAC) [14] dla tej konfiguracji (rys. 3). Dla tej konfiguracji wykorzystywany jest kierunek RWY 25R, dla którego IF to TEBLA. Z uwagi na fakt, że w punkcie tym grupowany jest cały ruch lotniczy przychodzący na lotnisko Barcelona El-Prat, punkt ten został wybrany do analizy wartości separacji.



Rys. 3. Schemat podejścia według przyrządów IAC dla RWY25R [14]

Każdy kierunek podejścia ma przypisany Intermediate Fix (IF), jest to punkt nawigacyjny, w którym samolot zakończył zniżanie i rozpoczyna podejście ILS do lądowania. Kierunki podejścia wraz z IF zostały przedstawione w tabeli 2.

Tabela 2. Kierunki podejścia i przypisane do nich Intermediate Fix

Directions	Intermediate Fix
RWY 02	SANIS
RWY 25R	TEBLA
RWY 25L	SOTIL
RWY 07R	PERUK
RWY 07L	ASTEK

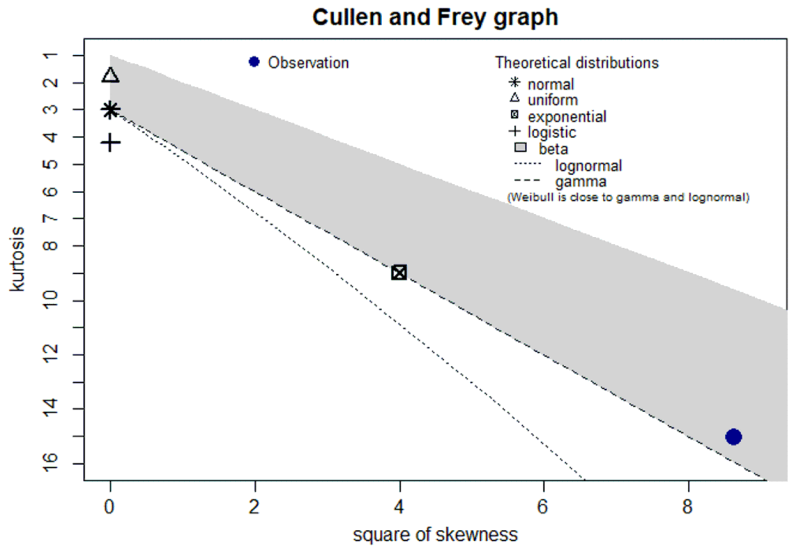
Jako przykładowy scenariusz wybrano dwa dni, dla których wszystkie samoloty dokonały podejścia zgodnie z procedurą STAR 3 na kierunek RWY 25R. Dni te to:

- 3 kwietnia 2016, dzień o dużym natężeniu ruchu lotniczego, w dniu tym miało miejsce 379 operacji lądowania,
- 27 stycznia 2016, dzień o małym natężeniu ruchu lotniczego, w dniu tym miało miejsce 228 operacji lądowania.

Dla każdej pary lecących za sobą samolotów w punkcie TEBLA wyznaczono wartości separacji czasowych. Separacje czasowe o wartościach powyżej 400 sekund zostały pominięte w analizie z uwagi na fakt, że jest to na tyle duża wartość separacji, że szansa wystąpienia konfliktu jest bardzo mała, a z punktu widzenia statystyki próbki te można potraktować jako szum procesu.

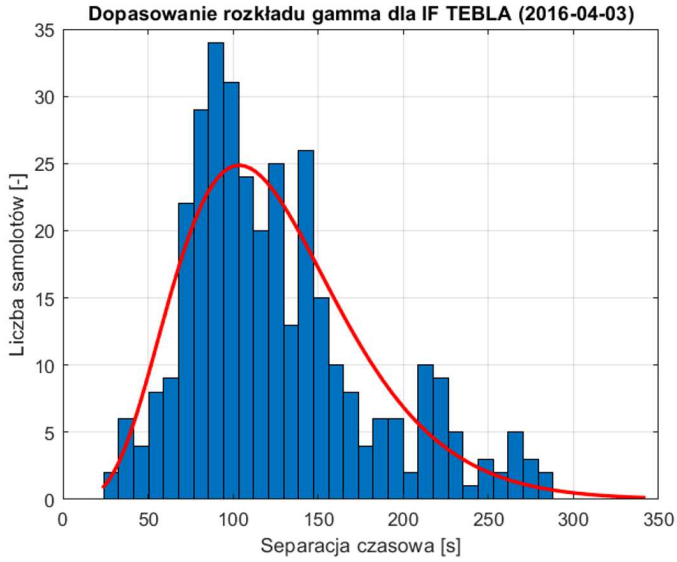
Po obliczeniu wartości separacji czasowych w obu przypadkach testowych dokonano kolejno wstępnego sprawdzenia, czy ich rozkład prawdopodobieństwa jest zbliżony do rozkładu gamma, a następnie dokonano dopasowania rozkładu, wykorzystując metodę maksymalnej wiarygodności. Wyniki przedstawione są na rysunkach 4-7.

Na rysunku 4 przedstawiono graf Cullena i Freya dla rozkładu separacji czasowych w dniu 3 kwietnia 2016 r. Oś pozioma przedstawia kwadrat skośności, oś pionowa kurtozę. Próbka danych oznaczona jest niebieskim punktem. Można zauważyć, że obserwacja znajduje się najbliżej przerywanej linii prostej, która definiuje wartości parametrów kształtu dla rozkładu gamma. W związku z tym można podjąć próbę dopasowania rozkładu gamma do danych.



Rys. 4. „Cullen and Frey graph" dla rozkładu separacji lotniczych w dniu 3.04.2016 (LEBL, IF=TEBLA)

Wyniki dopasowania przedstawione są na rysunku 5. Oś pozioma przedstawia wartości separacji czasowych w sekundach, oś pionowa liczbę samolotów znajdujących się w danym słupku histogramu. Czerwona krzywa przestawia dopasowany rozkład gamma.

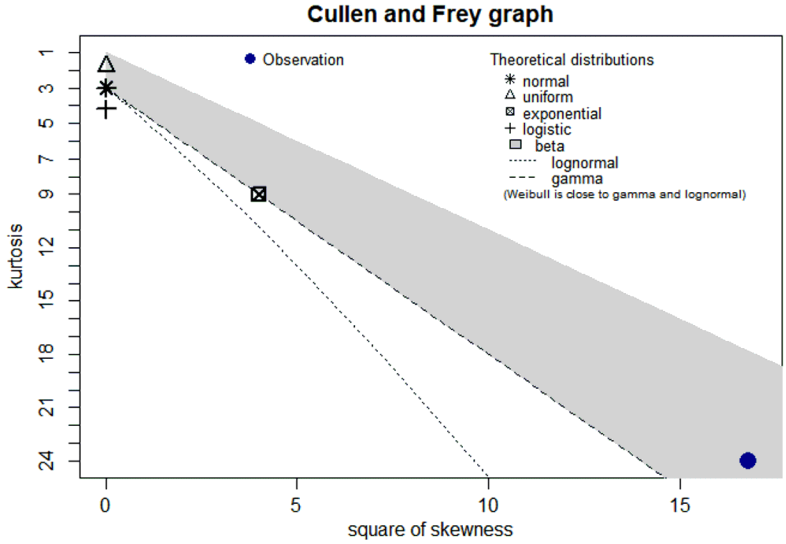


Rys. 5. Dopasowanie rozkładu gamma do rozkładu separacji czasowych w dniu 3.04.2016 (LEBL, IF=TEBLA)

Wartości parametrów oszacowane przy pomocy metody momentów $\widehat{\boldsymbol{\theta}}_0$, a następnie przy pomocy metody maksymalnej wiarygodności $\widehat{\boldsymbol{\theta}}$ są następujące:

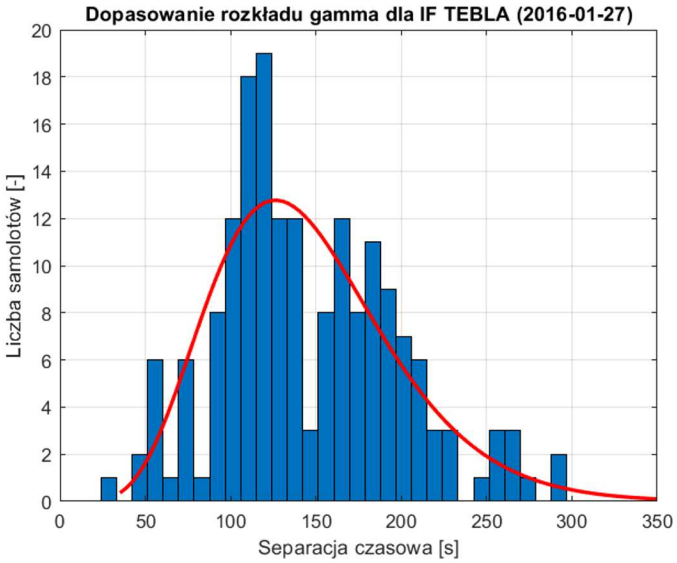
$$\widehat{\boldsymbol{\theta}}_0 = [\widehat{\alpha}_0; \widehat{\lambda}_0] = [5{,}4125; 0{,}0431]$$
$$\widehat{\boldsymbol{\theta}} = [\widehat{\alpha}; \widehat{\lambda}] = [5{,}7128; 0{,}0455]$$

Na rysunku 6 przedstawiono graf Cullena i Freya dla rozkładu separacji czasowych w dniu 27 stycznia 2016 r. Oznaczenia są analogiczne jak na rys. 4. W tym przypadku próbka znajduje się w większej odległości od linii dla rozkładu gamma, jednak nie jest to zbyt duża odległość w porównaniu do innych rozkładów.



Rys. 6. „Cullen and Frey graph" dla rozkładu separacji lotniczych w dniu 27.01.2016 r. (LEBL, IF=TEBLA)

Wyniki dopasowania przedstawione są na rysunku 7. Oznaczenia są analogiczne jak dla rysunku 5.



Rys. 7. Dopasowanie rozkładu gamma do rozkładu separacji czasowych w dniu 27.01.2016 r. (LEBL, IF=TEBLA)

Wartości parametrów oszacowane przy pomocy metody momentów $\widehat{\boldsymbol{\theta}}_0$, a następnie przy pomocy metody maksymalnej wiarygodności $\widehat{\boldsymbol{\theta}}$ są następujące:

$$\widehat{\boldsymbol{\theta}}_0 = [\widehat{\alpha}_0; \widehat{\lambda}_0] = [7{,}7527; 0{,}0531]$$

$$\widehat{\boldsymbol{\theta}} = [\widehat{\alpha}; \widehat{\lambda}] = [7{,}3937; 0{,}0506]$$

Porównując wyniki uzyskane dla dnia o małym natężeniu ruchu lotniczego z dniem o dużym natężeniu ruchu lotniczego, można zauważyć wyraźnie większą wartość współczynnika α oraz nieznacznie większą wartość współczynnika λ. Jest to spowodowane faktem, że dla mniejszego natężenia ruchu lotniczego rozkład jest nieco bardziej spłaszczony, a maksimum funkcji jest przesunięte w prawą stroną.

Można także zauważyć że metoda momentów może być skutecznym narzędziem do wstępnego oszacowania wartości parametrów rozkładu, zwłaszcza dla parametru λ.

5. Podsumowanie

W pracy przedstawiono metodę pozwalającą na zamodelowanie rozkładu separacji czasowych dla wybranego punktu nawigacyjnego przy pomocy ciągłego rozkładu prawdopodobieństwa. Przygotowano realistyczny scenariusz testowy, dla którego przeprowadzono obliczenia przy uwzględnieniu opisanych założeń. Wyniki pokazują, że przedstawiona metoda może być z powodzeniem stosowana do modelowania rozkładu separacji.

Jako że przedstawiona metoda była wstępnym studium wykonalności, w przyszłości można rozważyć zastosowanie bardziej zaawansowanych metod matematycznych i statystycznych w celu uzyskania jeszcze dokładniejszych modeli, a także w celu stworzenia ogólnego modelu regresji pozwalającego na oszacowanie wartości parametrów rozkładu dla dowolnego dnia w zależności od zmiennych decyzyjnych takich jak: liczba lotów, konfiguracja lotniska, prędkość wiatru i inne.

Bibliografia

1. Stridsman L., *SESAR Concept of Operations Step 1., SESAR Joint Undertaking*, Bruksela, Belgia, 2012

2. Gianazza, Delahaye D., Puechmorel S., *Modelling and Optimization of Air Traffic*, Londyn, Wiley-ISTE, lipiec 2013
3. Prandini M., Piroddi L., Puechmorel S., Brázdilová S.L., Toward air traffic complexity assessment in new generation air traffic management systems, *IEEE Transactions On Intelligent Transportation Systems*, 2011, **12**, 3, 809-818
4. Prandini M., Putta V., Hu J., A probabilistic measure of air traffic complexity in three-dimensional airspace, *International Journal of Adaptive Control And Signal Processing*, 2010, 00, 1-16
5. Gianazza D., Durand N., Assessment of the 3D-separation of Air Traffic Flows, ATM 2005, 6th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar, czerwiec 2005, Baltimore, United States
6. ICAO, Doc 4444, *Procedures for air navigation services, Air Traffic Management*, Sixteenth Ed., Montréal, QC, Kanada, 2016
7. Siswadi, Quesenberry C.P., Selecting among Weibull, lognormal and gamma distributions using complete and censored samples, *Naval Research Logistics*, 1982, **29**, 557-569
8. Hogg R.V., Craig A.T., *Introduction to Mathematical Statistics*, 4th ed., New York: Macmillan, 1978
9. Ricci V., *Fitting distributions with R, Release 0.4-21*, luty 2005, https://cran.r-project.org/doc/contrib/Ricci-distributions-en.pdf (dostęp od: 13.06.2018)
10. *Eurocontrol, DDR2 Reference Manual For Generic Users 2.1.2*, Bruksela, Belgia, czerwiec 2015
11. *Eurocontrol, Eurocontrol specification for the Electronic Aeronautical Information Publication (eAIP)*, Brussels, Belgium, październik 2015
12. *AIP España, Barcelona/El Prat plano de aerodrómo-oaci*, styczeń 2016
13. *AIP España, Barcelona/El Prat AD Standard Instrument Arrivals (STAR) Runway 25R/25L (West Configuration)*, październik 2013
14. *AIP España, Carta de aproximacion por instrumentos-oaci Barcelona/El Prat ILS Z RWY 25R*, marzec 2016

Modelling of separations in arrival traffic by using Gamma probability distribution

This article presents a method which allows one to analyse selected aspects of past arrival traffic by modelling distributions of time separations of arriving aircraft in chosen navigation points of the terminal manoeuvring area with the use of Gamma probability distribution. Modelling the arriving aircraft time separations distribution with continuous probability distribution allows one to apply various mathematical tools to perform analysis of separations distributions. Moreover, by comparing distribution parameters, comparative analysis of separations for days with various arrival traffic intensity can be performed. Assumptions, mathematical model, application in exemplary experimental scenarios with the airport and days with low and high traffic as well as results of the analysis are presented in this article. Real air traffic data were used for the experimental scenario. The results show that the method can be used in air traffic post-analysis.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

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

Jacek Pieniążek, Piotr Cieciński
Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania
e-mail: jp@prz.edu.pl; pciecins@prz.edu.pl

1. Wstęp

Fazy startu i lądowania samolotu zasadniczo różnią się od lotu. Kontakt samolotu z powierzchnią pasa startowego zmienia zachowanie samolotu w porównaniu z zachowaniem podczas przelotu. Szczególnie podczas lądowania, w fazie przyziemienia oddziaływanie kół podwozia może powodować znaczne zaburzenia orientacji samolotu, a w konsekwencji zachowania się bryły samolotu. Z tego powodu przyziemienie musi być poprzedzone wyrównaniem, poprzez które pilot lub automat doprowadza orientację samolotu do takiego stanu, aby zminimalizować możliwość niebezpiecznego oddziaływania w fazie przyziemienia. Gdy natomiast samolot ma kontakt z podłożem, następuje zmiana efektywności sterów. W procesie sterowania, w locie i w ruchu na ziemi, inaczej wykorzystuje się ster kierunku i lotki.

Ta jakościowa analiza procesu sterowania pokazuje zwiększenie skomplikowania procesu sterowania podczas lądowania, kiedy konieczna jest zmiana sposobu sterowania, precyzja w fazie naprowadzania i gotowość tłumienia zakłóceń występujących przy przyziemieniu. Prawidłowość realizacji automatycznej procedury lądowania należy sprawdzić przed realizacją rzeczywistego lotu. W tym celu stosuje się badania symulacyjne. Badania symulacyjne weryfikacji działania algorytmów sterowania mogą dać odpowiedź na pytania o dokładność sterowania, odporność zastosowanych algorytmów na zakłócenia oraz pozwalają ocenić bezpieczeństwo realizacji procesu sterowania. W odróżnieniu od badań rzeczywistego obiektu, badania symulacyjne umożliwiają sprawdzenie działania algorytmów sterowania w sytuacjach, które stwarzają zagrożenie, a nawet z dużym prawdopodobieństwem doprowadzają do katastrofy w locie rzeczywistym.

Warunkiem poprawności uzyskiwanych wyników jest odpowiednio wierne odwzorowanie zachowania samolotu przez model symulacyjny. Nie znaczy to wcale, że zachowanie modelu ma być identyczne jak samolotu. Ważne jest, aby zachowanie modelu odzwierciedlało te cechy obiektu sterowanego, które są istotne dla prawidłowego sterowania w określonym zakresie. Analiza wymagań stawianych modelom symulacyjnym w zależności od rodzaju układu sterowania została przedstawiona w rozdziale 4. Model konieczny do badania i syntezy algorytmów sterowania podczas lądowania zawiera dodatkowe elementy w porównaniu z modelem wystarczającym do badania i syntezy algorytmów sterowania podczas przelotu.

W rozdziale 3 zostanie omówiona ogólna struktura modelu samolotu, natomiast w rozdziale 5 zaprezentowane zostaną zagadnienia i rozwiązania dotyczące modelowania kontaktu podwozia samolotu z powierzchnią pasa. Dla zobrazowania wykorzystania modelu zostały wykonane badania symulacyjne, podczas których wykonane zostały lądowania, zarówno poprawne jak i niepoprawne, oraz sprawdzono wpływ zakłóceń spowodowanych wiatrem bocznym.

Zaprezentowane w rozdziale 6 wyniki, z których najważniejsze jest odwzorowanie sił w goleniach i zachowanie samolotu bezpośrednio po przyziemieniu, niosą informację o jakości realizacji procesu sterowania.

2. Analiza istniejących metod modelowania

Modelowanie samolotu w większości opracowań sprowadza się do opisu zachowania tegoż w locie. Wiele modeli stosowanych w badaniach prezentowanych w literaturze to modele cechujące się znacznymi uproszczeniami. Często są to modele liniowe, które opisują zachowanie samolotu w ograniczonej przestrzeni stanów wokół pewnego stanu ustalonego, czyli punktu pracy [1]-[3].

Wyprowadzenie tego rodzaju zależności odbywa się poprzez linearyzację nieliniowych (w rzeczywistości) zależności [2]-[4]. Możliwe jest także wykonanie badań eksperymentalnych, które dają bezpośrednio parametry takich modeli [5]. Analizując modele ruchu samolotu, wyprowadzone na podstawie podstawowych praw fizyki, można wyróżnić dwa rodzaje nieliniowości.

Nieliniowości wynikają z zależności geometrycznych i kinematycznych. Ponieważ te zależności są znane i ponieważ dają się łatwo wyprowadzić, można znaleźć modele, w których ta część nieliniowości jest uwzględniana, natomiast charakterystyki aerodynamiczne są w przybliżane przez zależności liniowe [6].

Nieliniowości charakterystyk aerodynamicznych oraz charakterystyk zespołu napędowego stanowią duże wyzwanie dla modelowania. Dodatkowym utrudnieniem są wzajemne zależności występujące pomiędzy parametrami opisującymi model.

Modelowanie charakterystyk aerodynamicznych może być realizowane przez modelowanie opływu bryły samolotu. Takie modele wykorzystujące MES umożliwiają uzyskanie dużej dokładności opisu. Jednak poważnym ograniczeniem w rozważanym zadaniu jest długi czas obliczeń, który może być znacznie dłuższy niż czas modelowanego lotu [7]. Z tego powodu często metody te są wykorzystywane do wyznaczenia charakterystyk współczynników aerodynamicznych.

Zagadnienie modelowania podwozia samolotu jest słabo reprezentowane w literaturze i sprowadza się bardziej do opisu pewnych zjawisk [8], [9] niż kompletnego modelu reakcji podwozia i jego wykorzystania do opisu ruchu samolotu podczas kontaktu kół z powierzchnią drogi startowej. Znaczne zaawansowanie badań i opisu podwozia jest natomiast widoczne w literaturze związanej z pojazdami lądowymi. Podwozie można podzielić na część łączącą koła z konstrukcją samolotu oraz element będący w bezpośrednim kontakcie z nawierzchnią pasa startowego. W pierwszym przypadku jest to zestaw elementów modelowanych często jako sprężyna z tłumikiem, zaś w drugim przypadku są to opony. Dla ogumienia opracowanych zostało kilka modeli, od uproszczonych wykorzystujących charakterystyki kontaktu punktowego do modeli MES opisujących odkształcenia lokalne opony i zjawiska w różnych punktach strefy kontaktu z podłożem [8]. Elementami wpływającymi na zachowanie się pojazdu są nie tylko opony, ale także charakterystyki układu zawieszenia, które kształtują w znacznym stopniu oddziaływania wzajemne bryły pojazdu i opony. Istnieje wiele modeli zawieszenia pojazdów różniących się szczegółowością opisu zależności kinematycznych i dynamicznych [9].

Rozważając zagadnienia modelowania podwozia samolotu, należy jednak zwrócić uwagę na różnicę w zachowaniu. W pojazdach lądowych koło jedynie w szczególnych sytuacjach traci kontakt z powierzchnią ziemi. W związku z tym model zachowania się w takim stanie nie jest zagadnieniem istotnym. W modelu podczas startu musi być uwzględnione zmniejszanie się reakcji podwozia w miarę rozpędzania samolotu. Podczas lądowania faza przyziemienia jest szczególnie kłopotliwa do modelowania ze względu na zmienny (w czasie oraz dla poszczególnych kół) kontakt podwozia z powierzchnią pasa. Chcąc dodatkowo modelować i interpretować modelowane zjawiska w kontekście badania układu sterowania, okaże się, że założenia przyjęte dla modeli stosowanych w pojazdach lądowych ograniczają charakterystyki poza wspomnianymi stanami.

3. Ogólna struktura modelu samolotu

Model ruchu samolotu składa się z części ogólnej niezależnej od rodzaju samolotu (przy założeniu określonej klasy samolotów), są to zależności kinematyczne i dynamiczne wynikające z równań bilansowych, oraz części zawierającej parametry i charakterystyki konkretnego typu czy egzemplarza samolotu. Istotna przy implementacji charakterystyk jest forma, w jakiej zostaną one wprowadzone do symulatora. Możliwe jest wykorzystanie zarówno równań, formy tabeli, jak i elementów wykorzystujących metody sztucznej inteligencji.

Zapis w postaci równań przy uwzględnieniu zależności współczynników aerodynamicznych od wielu zmiennych stanu x, zmiennych sterujących u i parametrów π jest niezbyt wygodnym rozwiązaniem. Forma tabelaryczna pozwala na łatwe wprowadzenie i łączenie informacji uzyskanych różnymi metodami (analizy teoretyczne, badania tunelowe i badania w locie). Taką formę łatwo wykorzystać w programach własnych i dedykowanych. Stąd funkcje f i g w postać ogólnej poniższego równania należy traktować jako symbole operacji realizowanych w symulatorze

$$\dot{x} = f(x, \pi) + g(x, u, \pi)$$
$$x = (x_1, x_2, \ldots, x_n) \qquad u = (u_1, u_2, \ldots, u_p)$$

W realizowanych projektach [12]-[14] modelowanie ruchu samolotu realizuje dedykowany komputer. Poza modelem ruchu na tym komputerze uruchamiane są symulatory urządzeń pomiarowych oraz mogą być realizowane symulowane sterowniki, które poprzez odpowiednie interfejsy komunikują się z pozostałymi elementami stoiska. Komputer ten pracuje pod kontrolą systemu czasu rzeczywistego dostarczanego w środowisku Matlab/Simulink [11] lub po automatycznym wygenerowaniu kodu w języku C [10] pod kontrolą systemu Linux lub Windows [12]. Jest to istotna cecha, gdyż osiągnięcie odpowiednio krótkiego okresu repetycji bez nadmiernych zakłóceń, w postaci opóźnień czy pominięcia części obliczeń w niektórych chwilach czasowych, jest istotne dla wiarygodnego odzwierciedlenia cech modelu, a także dla interpretacji zarejestrowanych danych.

Ogólna struktura modelu została zaprojektowana w taki sposób, aby możliwa była zmiana symulowanego samolotu. Wykorzystano tu fakt, że modele samolotów różnią się parametrami i charakterystykami, natomiast ogólna struktura jest podobna (pewne różnice mogą wiązać się z rodzajem napędu, czyli typem i liczbą zespołów napędowych, lecz wiele elementów można opisać w sposób uniwersalny, np. samolot ze śmigłem stałym można w modelu uznać za szczególny przypadek samolotu ze śmigłem przestawialnym, a samolot ze stałym podwoziem za szczególny przypadek samolotu z podwoziem chowanym). Zbiór danych opisujących aktualną konfigurację jest przekazywany do modelu przed uruchomieniem procesu symulacji. Również możliwa jest zmiana parametrów, jak np. masy i położenia środka masy samolotu czy parametrów urządzeń, w trakcie symulacji.

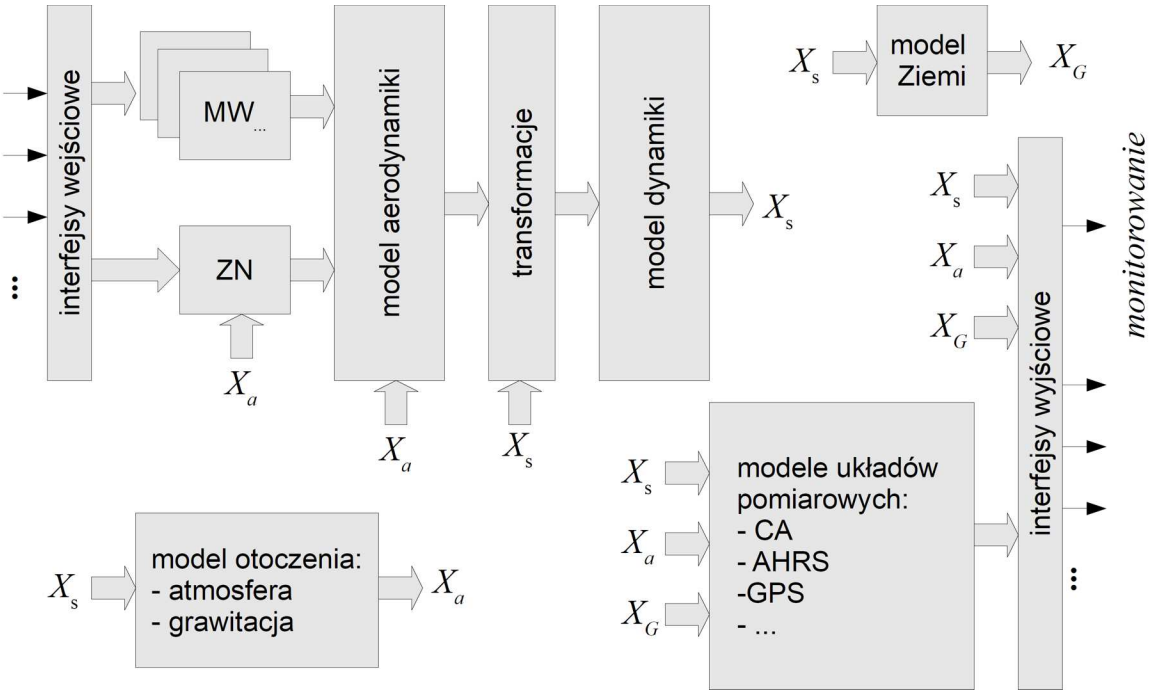
Charakterystyki samolotów są zapisane w postaci struktury danych i zawierają tabele charakterystyk aerodynamicznych uzależnionych od warunków, jak np. liczba Macha, wysokość lotu. Charakterystyki są tworzone według metodyki Datcom [15], [16] z wprowadzonymi poprawkami wynikającymi z istnienia niemodelowanych przez ten program efektów.

Charakterystyki zespołu napędowego są także wprowadzane w formie tabeli współczynników ciągu i momentu śmigła oraz charakterystyk silnika napędowego.

Ogólna struktura modelu przedstawiona na rys. 1. zawiera:

- model aerodynamiki – opisujący charakterystyki płatowca,
- transformacje – elementy obliczeniowe wykorzystywane do przeliczania pomiędzy różnymi układami współrzędnych,
- model dynamiki – element obliczeniowy, w którym rozwiązywane są równania ruchu,
- MW – bloki modelujące charakterystyki mechanizmów wykonawczych lub charakterystyki statyczne przeniesienia przemieszczeń organów sterowych na powierzchnie sterowe,

- ZN – model zespołu napędowego,
- model otoczenia – zawiera modele atmosfery standardowej, model grawitacji oraz modeluje ruchy powietrza w atmosferze (wiatr, turbulencja),
- model Ziemi – wybrane odwzorowanie geodezyjne,
- modele układów pomiarowych – elementy odwzorowujące charakterystyki statyczne i dynamiczne układów pomiarowych,
- interfejsy wejściowe i wyjściowe – elementy zapewniające komunikację z innymi elementami stanowiska, w tym z komputerem rejestrującym przebieg eksperymentu.



Rys. 1. Struktura modelu symulacyjnego samolotu

4. Układy sterowania i modele obiektów

Sterowanie automatyczne ruchem samolotu obejmuje wiele różniących się zagadnień. Zaczynając od tego, że układy starowania automatycznego są elementami wspomagającymi sterowanie ręczne, poprzez automatyczną realizację wybranej przez pilota czynności, do systemów autonomicznych realizujących misje [17].

Można wyróżnić następujące typy układów sterowania samolotem:

1) układy SAS i CAS (Stability Augmentation System, Control Augmentation System),
2) autopilot,
3) FMS, zarządzanie lotem,
4) sterowanie zgodnie z zadaną trajektorią,
5) sterowanie podczas startu,
6) sterowanie podczas lądowania,
7) sterowanie podczas kołowania.

W zależności od zadania sterowania różne są kryteria dla modelu do syntezy i analizy algorytmów sterujących.

W zadaniach 1 i 2 można założyć, że działanie układu sterowania odbywa się w niewielkim zakresie zmian stanu względem punktu pracy. Stąd dostateczna dokładność modeli liniowych. Oczywiście modele dla układów pracujących w wewnętrznych pętlach (SAS, CAS) struktury ogólnej systemu sterowania [14] są znacznie prostsze niż te dla autopilota. Także zadanie 3 zarządzania lotem nie wymaga skomplikowanych modeli. Dla tego zadania jest istotna niskoczęstotliwościowa część modelu, co pozwala na uproszczenie modelu ruchu do zależności geometrycznych pomiędzy wektorami prędkości i położenia – z prostą dynamiką zmian prędkości. Zadanie 4 związane ze sterowaniem lotem na trajektorii zadanej przestrzennie bądź jako plan lotu, bądź poprzez zadane manewry powoduje, że stan samolotu może się zmieniać w szerokim zakresie. Stąd symulacyjne sprawdzenie całego procesu sterowania wymaga dostatecznie dobrego modelowania ruchu samolotu w odniesieniu do wymaganej dynamiki manewrów.

Mimo podobieństwa zadań 5-7 można zauważyć, że różnice wynikające z rozbieżności w zakresie możliwych stanów lotu powodują, iż zadanie lądowania wymaga najdokładniejszego modelu. Uwzględniając poza prawidłowym lądowaniem możliwe scenariusze, takie jak przerwanie procedury podejścia, podejście z bocznym wiatrem oraz w warunkach turbulencji, zakres stanów, w jakich może znaleźć się samolot jest szeroki. Omówiony już na wstępie problem zmiennego kontaktu z podłożem oraz szerszy zakres prędkości stwarza większe wymaganie niż dla kołowania (to można uznać za podobne do ruchu pojazdów lądowych, jednak z uwzględnieniem różnicy wynikającej ze sposobu przekazywania napędu i z zastrzeżeniem, że samolot inaczej zachowuje się przy większych prędkościach opływającego powietrza) oraz startu (kiedy występuje zjawisko zmniejszającego się wraz ze wzrostem prędkości oddziaływania z podłożem, łatwiejsze do modelowania niż pełny opis).

Wobec istnienia wielu różnych modeli stosowanych w symulatorach lotu, należy zwrócić uwagę, że model dla symulatora do szkolenia pilotów różni się od modelu dla sterowania. Inne są kryteria jakości modelu. Przy sterowaniu kryterium to odnosi się do podobieństwa zachowania samolotu w całym zakresie częstotliwości i dla wszystkich zmiennych wykorzystywanych w procesie sterowania. Model dla symulatora lotu, z którego korzystają piloci, powinien zachowywać się podobnie w odczuciu pilota, co nie zawsze musi być zgodne z rzeczywistym zachowaniem samolotu, a wynika z różnic w odbiorze informacji poprzez zmysły człowieka w symulatorze i w kokpicie samolotu. Dla pilota nie ma znaczenia dynamika w zakresie wyższych częstotliwości, o ile nie powoduje niestabilności.

5. Modelowanie kontaktu z powierzchnią pasa

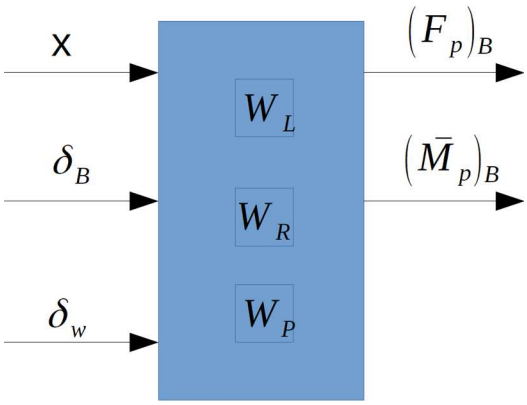
Model oddziaływania podwozia na bryłę samolotu powinien mieć strukturę dostosowaną do ogólnego modelu zaprezentowanego w rozdziale 3. Modelując podwozie, założono, że masa elementów podwozia jest znacznie mniejsza niż masa samolotu, co pozwoli uniknąć opisu wzajemnego oddziaływania tych elementów. Z tego wynika, że ogólnie może być przedstawiony jako blok (rys. 2), gdzie X jest stanem samolotu,

Reakcja każdego z kół zależy od orientacji samolotu względem powierzchni ziemi. Ze względów praktycznych poprawne działanie modeli jest ograniczone do zakresu kątów, przy których nie następuje kontakt kadłuba bądź skrzydeł z powierzchnią ziemi. Na rys. 3. przedstawiono schematycznie wpływ kąta przechylenia na geometrię kontaktu kół z powierzchnią ziemi. Z geometrii podwozia i aktualnej orientacji samolotu wynika ugięcie amortyzatorów, a więc siła reakcji – normalna (N_Z).

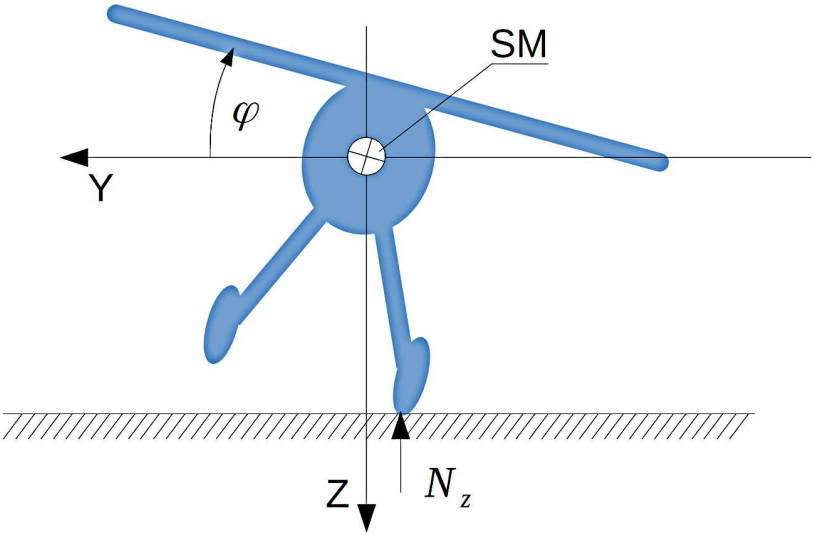
Model amortyzacji goleni podwozia można opisać równaniem

$$kd_\alpha + c\dot{d}_\alpha = N_\alpha$$

w którym k oznacza sprężystość goleni, c – współczynnik tłumienia. W zależności od konstrukcji współczynniki k i c mogą nie być stałe, lecz zależeć od ugięcia oraz kierunku ruchu. Wartości



Rys. 2. Ogólny schemat modelu podwozia, X – stan samolotu, δB – sygnał sterujący hamulcem, δW – sygnał sterujący kołem sterowanym, $(F_p)_B$ – wektor sił reakcji podwozia, $(M_p)_B$ – wektor momentów reakcji podwozia, W_L, W_R, W_P – modele poszczególnych kół



Rys. 3. Kontakt kół podwozia z powierzchnią pasa startowego

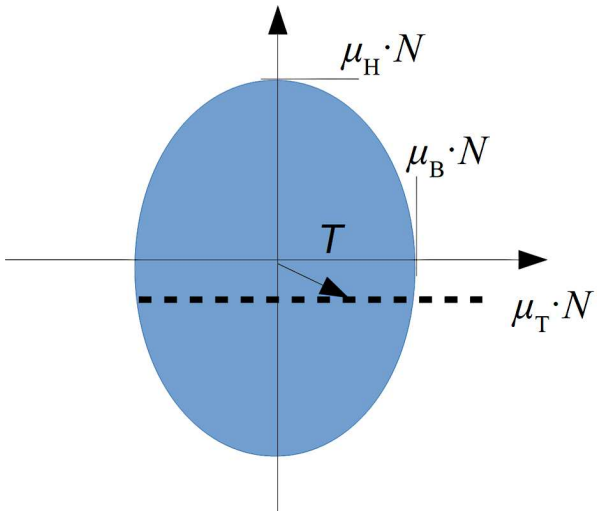
ugięcia poszczególnych amortyzatorów goleni wynikają z orientacji i położenia samolotu oraz geometrii goleni.

Poza siłą reakcji na ruch samolotu wpływają siły tarcia wzdłużnego i poprzecznego do płaszczyzny obrotu opony. Wektory tych sił dla sterowanego koła (może to być koło przednie lub tylne – w dalszych rozważaniach przyjęto za takie traktować koło przednie) są skierowane zależnie od ustawienia tego koła. Siła tarcia wzdłużnego koła z hamulcem (tylko koła główne) zależy od intensywności hamowania.

Modelowanie tarcia jest zadaniem złożonym. Na podstawie znanych modeli reakcja kół [8], [9] jest złożonym zjawiskiem, w którym współczynnik tarcia jest zależny nie tylko od rodzaju współpracujących materiałów, ale także od warunków obciążenia i ruchu opony względem podłoża. Istotne znaczenie przy modelowaniu samolotu ma zjawisko poślizgu, które podczas przyziemienia jest powodowane początkowo niewielkim obciążeniem podwozia.

Na rys. 4 przedstawiono elipsę siły tarcia. Współczynniki tarcia: μ_N – maksymalny współczynnik tarcia wzdłużnego oraz μ_p – maksymalny współczynnik tarcia poprzecznego określają graniczne wartości siły tarcia, natomiast współczynnik tarcia tocznego kół μ_T – silę oporu bez hamowania.

Problem z modelowaniem sił tarcia wiąże się z faktem, że siły te przeciwdziałają ruchowi oraz innym siłom.



Rys. 4. Elipsa tarcia

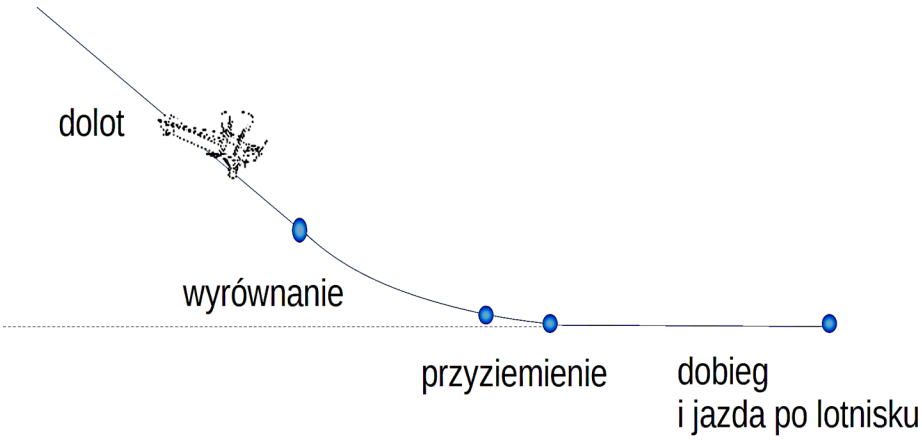
6. Przykład symulacji modelu

Dla ilustracji zagadnienia modelowania ruchu samolotu podczas realizacji lądowania zostaną zaprezentowane wyniki symulacji z wykorzystaniem modelu ruchu samolotu MP-02A przygotowanego w KAiS.

Modelowanie w zakresie lotu zostało zaprezentowane we wcześniejszych publikacjach autorów [18].

Dla prezentowanego zadania model ruchu samolotu został rozbudowany o matematyczny opis zachowania się podwozia. Analizując właściwości elementów modelu, stwierdzono zwiększenie wymagań odnośnie procesu całkowania. Dla samego samolotu częstotliwości charakterystyczne są rzędu 1 rad/s (oscylacje krótkookresowe). Po wykonaniu pomiarów sztywności goleni podwozia $k \approx 5000\,\mathrm{N/m}$ oszacowano częstotliwość własną 10 rad/s. Ponad dziesięciokrotne zwiększenie pasma będzie skutkować koniecznością skrócenia okresu całkowania, co przy zwiększeniu złożoności modelu wydłuży całkowity czas symulacji.

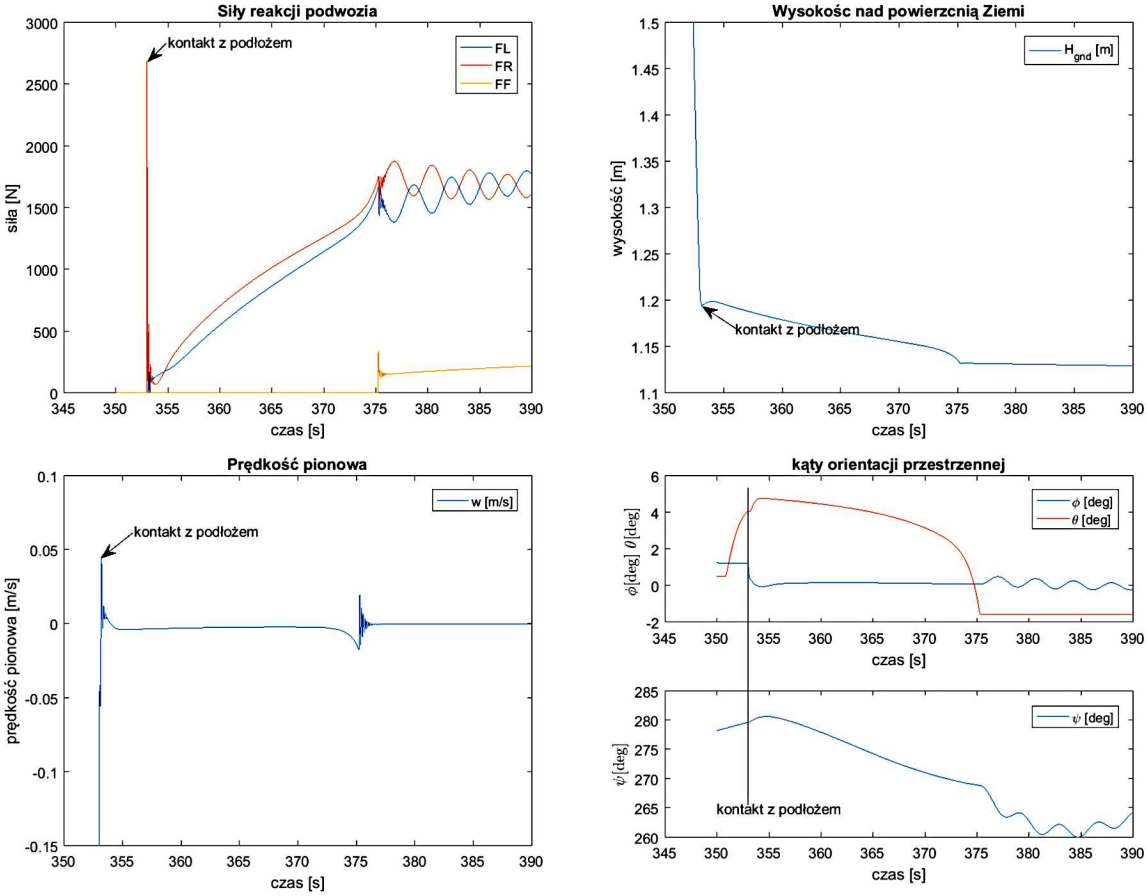
Na rys. 5 pokazano trajektorię prawidłowego lądowania samolotu lekkiego, gdzie zostały wyróżnione kolejne fazy, takie jak: dolot, wyrównanie i przyziemienie, będące w swojej istocie kontrolowanym przeciągnięciem.



Rys. 5. Trajektoria prawidłowego lądowania samolotu lekkiego

6.1. Symulacja prezentująca wyniki wykonania prawidłowego lądowania bez wpływu wiatru

Na wykresach na rys. 6 pokazano wyniki symulacji lądowania modelu samolotu MP-02A. Lądowanie zostało wykonane z zachowaniem zasad prawidłowego lądowania dla samolotów sportowych i turystycznych, czyli przed momentem przyziemienia układy sterowania doprowadziły do kąta przechylenia bliskiego 0° oraz po zwiększeniu kąta pochylenia ruch samolotu został wyhamowany, a prędkość opadania zmniejszona. Siły reakcji wynikające z ruchu samolotu w kierunku ziemi obserwowane na wykresie są nieco większe niż wynikające z obciążenia statycznego. W chwili $t = 375\,\mathrm{s}$ widoczny jest efekt opuszczenia kółka przedniego. Od tego moment sposób sterowania musi ulec zmianie (znacznie większy wpływ na kontrolę kierunku ruchu ma kółko przednie niż płaszczyzna aerodynamiczna steru kierunku). Widoczne oscylacje sił reakcji podwozia i towarzyszące im zmiany przechylenia i kursu pokazują efekt działania układu regulacji, którego wzmocnienie jest zbyt duże.

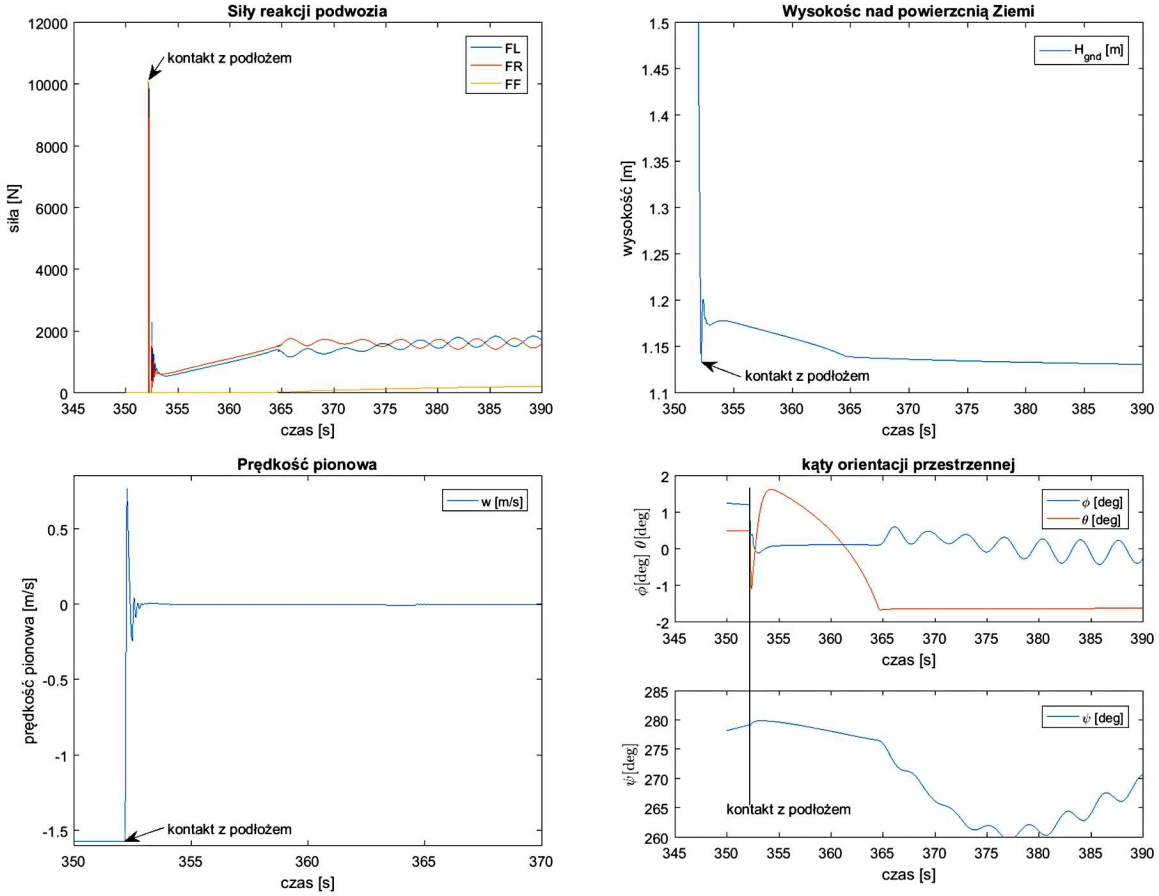


Rys. 6. Symulacja prawidłowego lądowania

6.2. Symulacja prezentująca lądowanie z dużą prędkością pionową – przyziemienie bez fazy wyrównania

Na rys. 7 pokazano wyniki lądowania samolotu z dużą prędkością pionową, co spowodowało bardzo duże obciążenie podwozia – czterokrotnie większe niż pochodzące od masy. W modelu nie jest symulowane uszkodzenie podwozia spowodowane nadmiernym obciążeniem. Uwzględnienie awarii podwozia byłoby niekorzystne w odniesieniu do testów układów sterowania, ponieważ

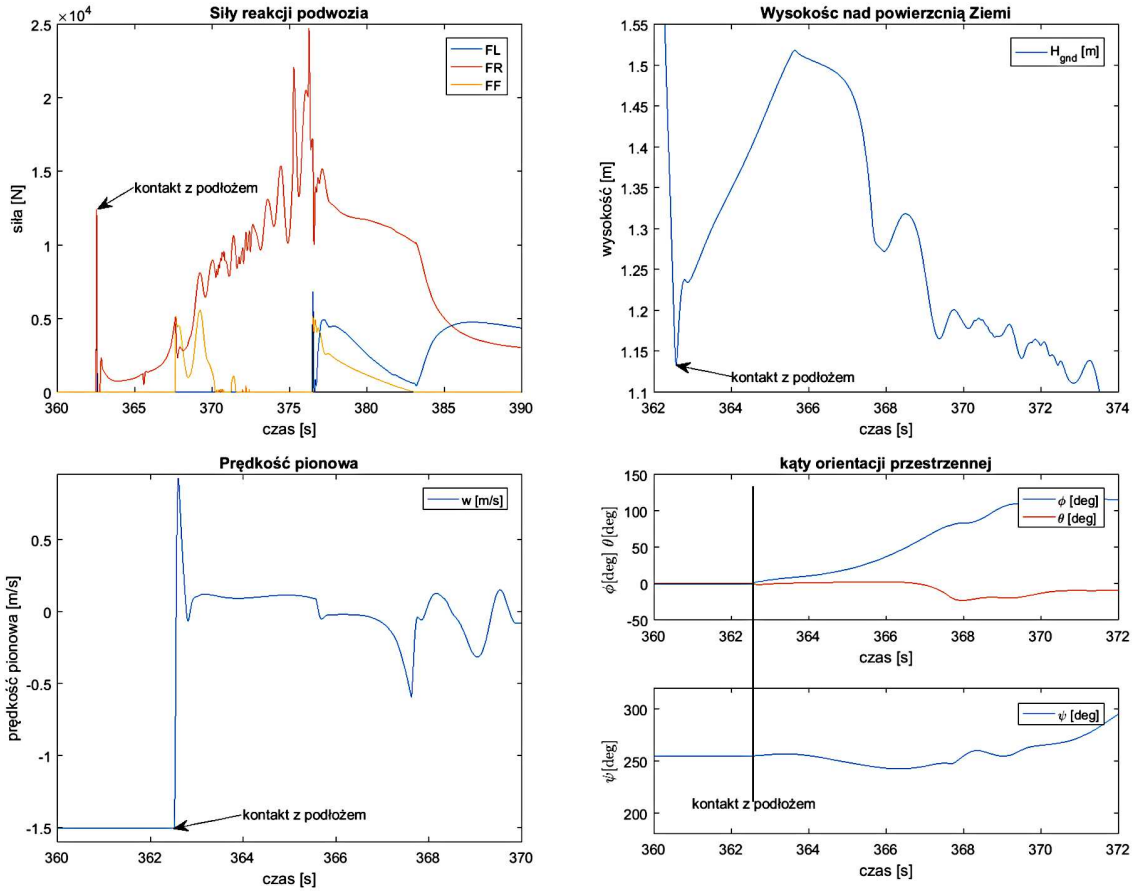
celem badania układów sterowania i syntezy z wykorzystaniem modelu jest uzyskanie takiego sposobu sterowania, który pozwoli uniknąć sytuacji krytycznych. Dodatkowo istotne też jest zbadanie zachowania się układu sterowania w przypadku przekroczenia krytycznych parametrów. Uwzględnienie krytycznej awarii nie pozwoliłoby na gruntowne zbadanie reakcji układów sterowania w trudnych sytuacjach. Dodatkową trudnością podczas modelowania uszkodzenia elementów konstrukcyjnych jest losowość zjawiska, co nie pozwala jednoznacznie wskazać momentu awarii oraz skutków, które należałoby zamodelować.



Rys. 7. Symulacja lądowania z dużą prędkością pionową

6.3. Symulacja prezentująca lądowanie z bocznym wiatrem

Trzeci test to nieprawidłowe lądowanie w warunkach bocznego wiatru (rys. 8). Duże, niesymetryczne siły reakcji podwozia powodują znaczne przechylenie samolotu. W opisywanej symulacji samolot został przewrócony, o czym świadczy duża wartość kąta przechylenia. Należy również zwrócić uwagę, że po 370 sekundzie parametry modelu nie są adekwatne do rzeczywistego zachowania się samolotu. Spowodowane jest to założeniem, zgodnie z którym samolot jest punktem materialnym, co oznacza, że nie jest znane położenie skrzydeł w przestrzeni i nie może być w prawidłowy sposób modelowany obrót samolotu po dotknięciu skrzydłem powierzchni ziemi. Nie jest to istotne dla celu modelowania, ponieważ model ma służyć do testowania rozwiązań układów sterowania, które mają chronić przed katastrofą.



Rys. 8. Symulacja lądowania z bocznym wiatrem – przewrócenie samolotu

7. Podsumowanie

Modelowanie ruchu samolotu dla modeli wykorzystywanych do badania układów sterowania podczas lądowania obejmuje dodatkowe elementy, które znacznie komplikują model. Konieczne uproszczenia modelu kontaktu opony z podłożem, podobnie jak uproszczony model aerodynamiki, stanowi kompromis pomiędzy precyzją odwzorowania a wymaganą mocą obliczeniową, a więc czasem symulacji. W zadaniu syntezy układu sterowania z modelowaniem czas realizacji eksperymentu musi być znacznie krótszy od czasu rzeczywistego. Zastosowane w modelu uproszczenia nie powinny skutkować ułatwieniem sterowania, aby w warunkach rzeczywistych układ zbudowany z zastosowaniem modelu nie doprowadził do katastrofy. Dzięki modelowaniu kontaktu z podłożem możliwa jest ocena jakości doprowadzenia samolotu do powierzchni pasa oraz opracowanie algorytmów sterowania ruchem na pasie. Silnie nieliniowe zależności modelu powodują, że trudno jest opracować i zweryfikować poprawność algorytmów sterowania metodami analitycznymi.

Bibliografia

1. Vepa R., *Fight Dynamics, Simulation, and Control for Rigid and Flexible Aircraft*, CRC Press Taylor & Francis Group, Boca, Raton, London, New York, 2014
2. Yechout T.R., Morris S., Bossert D., Hallgren W., *Introduction to Aircraft Flight Mechanics: Performance, Static Stability, Dunamic Stability, and Classical Feedback Control*, AIAA, Reston VA, 2003

3. Bociek S., Gruszecki J., *Układy sterowania automatycznego samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999

4. Zipfel P.H., *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, AIAA, Reston VA, 2007

5. Jategaonkar R.V., *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*, AIAA, Reston VA, 2006

6. Perkins C.D., Hage R.E., *Airplane Performance Stability and Control*, John Wiley & Sons, Prnceton N.J., 1949

7. Olejnik A., Kiszkowiak Ł., Problemy analizy aerodynamicznej samolotów klasy general awiation, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2016

8. Pacejka H., *Tire and Vehicle Dynamics*, Butterworth-Heinemann, 2012

9. Schramm D., Hiller M., Bardini R., *Vehicle Dynamics Modeling and Simulation*, Springer-Verlag GmbH, Deutschland, 2018

10. *Simulink Coder Users Guide*, The MathWorks, Inc., Natick MA, 2017

11. *Simulink Real-Time User Guide*, The MathWorks, Inc., Natick MA, 2017

12. Pieniążek J., Cieciński P., *MP-02 A/C and FCC Simulation Models Manual, EDA Ad Hoc Category B Projects and Programmes*, No. A-1426-GP-RPAS, Rzeszów, 2018 – raport niepublikowany

13. *Latający Obserwator Terenu*, projekt rozwojowy RO 00011611 (2010-2012) – raport niepublikowany

14. Pieniążek J., *Kształtowanie współpracy człowieka z lotniczymi systemami sterowania*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 2014

15. Fink R., *USAF Stability and Control Datcom*, 1978

16. *The USAF Stability and Control Datcom*, Vol. I, Users Manual, 1976

17. Gundlach J., *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*, AIAA, Reston VA, 2012

18. Cieciński P., Pieniążek J., *Model samolotu MP-02 dla sterowania w locie automatycznym*, Zeszyty Naukowe Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, 2015

Airplane motion model for approach and take-off controller synthesis

The most demanding model of aircraft motion is that for landing and take-off phases of flight. Most of works presenting aircraft control systems concern the flight only when during landing and take-off, additional forces and moments appears. The problem of modeling of the wheel and surface cooperation is the domain of land vehicles, however, in the case of designing a complete aircraft control system that takes into account all phases of motion, it is impossible to omit the model of ground contact. In the presented model, besides aerodynamic phenomena, for general dynamics of the rigid body and airplane engine model it is necessary to prepare mathematical description and numerical solution of the suspension and wheel-ground reactions. However, the ground contact is short in time comparing to the whole flight. However, now the airplane touches the ground and its behaviour after that is critical for landing safety. An approach controller which guides the airplane to the runway should be designed to be robust and immune to environmental conditions. As the motion model changes near the ground, the control manner should be changed and, finally, on the ground, the controllers must be entirely different than in the air. Reliable models make it possible to test controller operation before tests in the real airplane. Inclusion of safe crashes enable one to specify controller safe operation conditions.

In the presented article, the authors describe problems resulting from the inclusion in the mathematical equations the model of contact between the airplane wheels and the surface of the runway as well as model of suspension. Interfaces of this model are compatible with a general structure of simulation model. Due to the purpose of the model, i.e. synthesis and examination of the control system, this model should not be excessively complex as some existing models are. Regardless of the possibility of simplification, the introduction of the suspension model increases requirements for numerical solvers comparing to the simulation of pure motion in the air. In the presentation different touchdown conditions show responses of various control algorithms obtained using the designed model. Simple analysis of such responses enable evaluation of quality of the control and controller immunity to disturbances.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

INTERAKCJA Z PILOTEM ZAUTOMATYZOWANYCH KLAP DLA SAMOLOTÓW LEKKICH I ULTRALEKKICH

Tomasz Rogalski, Jacek Pieniążek
Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa, Katedra Awioniki i Sterowania
e-mail: orakl@prz.edu.pl; jp@prz.edu.pl

1. Wstęp

Sterowanie samolotem przez pilota obejmuje wiele czynności, które dotyczą bezpośrednio oddziaływania na ruch samolotu, obsługi aparatury znajdującej się na pokładzie, kontroli stanu samolotu i jego otoczenia oraz czynności dodatkowych wynikających z interakcji z innymi uczestnikami ruchu i służbami kontroli ruchu lotniczego. Zwiększenie obciążenia zadaniowego, będące skutkiem zwiększenia zarówno liczby czynności, jak i podniesieniem wymagań stawianych pilotowi, występuje podczas realizacji procesu lądowania. Metodą zmniejszenia obciążenia zadaniowego pilota jest automatyzacja realizacji części czynności. Rozpatrując możliwości automatyzacji, należy pamiętać o wielu możliwych negatywnych efektach związanych z automatycznym sterowaniem, generowaniem alarmów oraz proponowaniem rozwiązań na podstawie automatycznej oceny sytuacji [1].

Istotnym zagadnieniem jest świadomość sytuacyjna [3], która warunkuje poprawność decyzji podejmowanych przez pilota. Stąd układy automatyki muszą działać w sposób przewidywalny oraz konieczne jest sygnalizowanie stanu, w jakim się znajdują. Sygnalizacja ta powinna być dla pilota intuicyjna, aby nie zwiększać obciążenia zadaniowego. Obciążenie zadaniowe jest jednak bardziej ogólnym wskaźnikiem opisującym to, jak realizacja zadania angażuje zasoby człowieka [1],[2].

Mimo że zwykle motywem wprowadzenia automatyzacji jest zmniejszenie obciążenia zadaniowego to niepoprawne rozwiązania, redukując jedną formę obciążenia, zwiększają inną (zwykle skomplikowanie działania automatyki zwiększa obciążenie mentalne, redukując jakąś formę obciążania fizycznego [1]).

Zaprezentowane rozważania stanowią teoretyczną podbudowę do wymagań dla automatyzacji klap w samolotach lekkich i ultralekkich. Propozycja automatyzacji sterowania klapami wynika z obserwacji dotychczasowych rozwiązań, którymi są mechaniczna dźwignia bądź sterowany pozycyjnie silnik wychylający klapy służące pilotowi do ręcznego ustawienia pozycji klap. W rozwiązaniu mechanicznym obsługa klap angażuje zasoby fizyczne (ręka), wymaga pewnego wysiłku (siła potrzebna do przestawienia dźwigni) i uwagi przy wyborze i blokadzie pozycji. W rozwiązaniu elektrycznym główne obciążenie wynika z konieczności kontroli stanu klap przy przestawianiu.

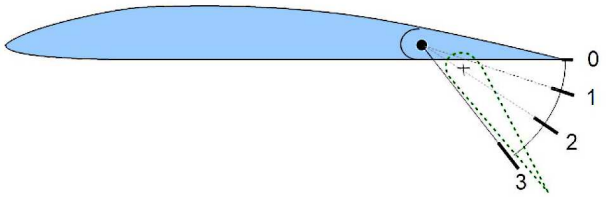
Zrealizowane w samolocie MP-02A (samolot w kategorii specjalnej zbudowany na bazie samolotu ultralekkiego) rozwiązanie, umożliwia przeprowadzenie badań i oceny działania automatycznego sterowania klap.

W niniejszej pracy, wykorzystując model symulacyjny samolotu (rozdz. Modelowanie ruchu samolotu do syntezy systemów sterowania w fazach startu i lądowania, str. 181) zostały przeprowadzone badania wpływu wychylania klap na zachowanie się samolotu. Badania w locie

pozwoliły na ocenę zachowania samolotu, natomiast eksploatacja samolotu z opisywanym sterownikiem umożliwia wykonanie oceny rozwiązania przez pilotów.

W istniejących samolotach z dźwignią mechaniczną istnieje możliwość zablokowania klap w kilku pozycjach, które zostaną oznaczone następująco (rys. 1):

0 – klapy schowane,
1 – klapy do startu,
2 – małe klapy do lądowania,
3 – duże klapy do lądowania.



Rys. 1. Zobrazowanie pozycji charakterystycznych wychyleń klap; linią przerywaną zaznaczono rzeczywiste położenie klapy w pozycji 3, wynikające ze złożenia obrotu i wysuwu

W samolotach z klapami przestawianymi elektrycznie pozycje charakterystyczne są zaznaczone za wskaźnikiem wychylenia. Pilot steruje wysuwem klap zwykle za pomocą przełącznika trójpozycyjnego (pozycje: wysuwanie, stop, chowanie) uruchamiającego silnik napędzający mechanizm wysuwu.

2. Wykorzystanie klap w locie samolotu

Klapy będące mechanizacją skrzydła samolotu są wykorzystywane w kilku sytuacjach. Typowe zastosowania to:

1) start samolotu,
2) lądowanie w fazie podejścia.

Nietypowym zastosowaniem jest natomiast:

3) aktywne sterowanie siłą nośną.

Ad. 1) Wychylenie klap (zwykle około 10°) podczas startu zwiększa siłę nośną nieco zwiększając opór, a w efekcie zmniejsza prędkość, przy której następuje zrównoważenie siły ciężkości przez siłę nośną, umożliwiając oderwanie samolotu od powierzchni pasa startowego. Stąd samolot nie musi się poruszać z dużą prędkością po ziemi oraz skraca się droga startu.

Ad. 2) Podczas podejścia do lądowania konieczne jest precyzyjne prowadzenie po ścieżce podejścia przy utrzymywaniu stosunkowo małej prędkości lotu. Utrzymanie takiego stanu wzmaga nie tylko zwiększenia siły nośnej, ale także konieczne jest wyhamowanie poruszającego się po trajektorii nachylonej do powierzchni ziemi samolotu poprzez zwiększenie siły oporu. W zależności od warunków atmosferycznych stosuje się wychylenie większe (poz. 3) lub mniejsze (poz. 2). Większe wychylenie umożliwiające bardziej strome podejście jest dopuszczalne w spojonej atmosferze. Występowanie turbulencji powoduje konieczność zwiększenia prędkości lotu. Podobnie w warunkach bocznego wiatru. Wtedy podejście realizuje się z klapami w pozycji 2.

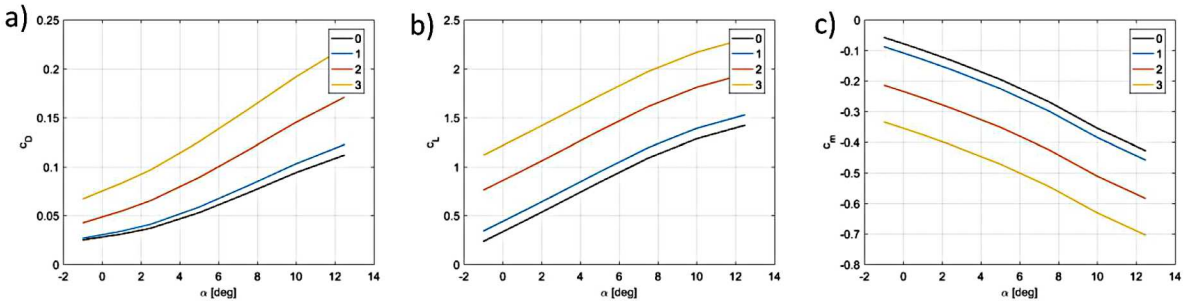
Podczas poprawnego lądowania i startu działania pilota sprowadzają się do jednorazowego ustawienia odpowiedniej pozycji. Jednak uwzględniając możliwość wystąpienia sytuacji nietypowych, jak np. przerwanie podejścia, pilot może być zmuszony wykonać wiele czynności, w tym w odpowiednim momencie zmniejszyć wychylenie klap. Jak wynika z analizy zdarzeń związanych

z niepoprawną obsługą klap [4], w takiej sytuacji występuje największe zagrożenie bezpieczeństwa. Przyczyny wypadków to głównie błędy w ustawieniu pozycji klap i utrata siły nośnej. Przy rozwiązaniu polegającym na ręcznym przestawianiu dźwigni przyczyną niepoprawnej pozycji klap może być niezamierzone wypuszczenie przez pilota dźwigni, która pod wpływem sił aerodynamicznych zmieni swoją pozycję. Ze względu na kierunek działania sił aerodynamicznych, powodujących przy braku przeciwdziałania chowanie klap, niebezpieczeństwo występuje podczas lotu z wychylonymi klapami i małą prędkością lotu. Na podstawie oceny możliwości wystąpienia wypadku w efekcie błędu człowieka [5] ograniczenie możliwości doprowadzenia do sytuacji stwarzającej zagrożenie oraz umożliwienie pilotowi dokonania poprawnej oceny sytuacji i przeciwdziałania zmniejszają ryzyko. Stąd automatyzacja klap, zmniejszając wymagania odnośnie dokładności realizacji czynności, wymaganej uwagi i czasu zaangażowania w czynność operowania klapami, zmniejsza bezpośrednio zagrożenie błędem oraz zwiększa dostępność zasobów mentalnych pilota do oceny poprawności realizacji innych czynności.

Ad. 3) Aktywne sterowanie siłą nośną to skoordynowanie wychylenia klap i steru wysokości [6]. W efekcie takiego sterowania możliwe jest uzyskanie szybkiej zmiany prędkości pionowej bez typowej dla klasycznego sterowania zmiany kąta pochylenia. W odróżnieniu od typowych zastosowań ten sposób sterowania wymaga ciągłego sterowania oboma sterami oraz konieczna jest duża szybkość zmiany położenia klap. Stosowane bywa w systemach automatycznego sterowania, rzadko taki sposób sterowania stosują piloci i tylko doświadczeni piloci mają odpowiednie umiejętności, aby poprawnie i bezpiecznie zrealizować tego rodzaju manewrowanie.

3. Reakcja samolotu na wychylenie klap

Wychylenie klap powoduje zmianę charakterystyk współczynników siły oporu c_D, nośnej c_L oraz momentu pochylającego c_m. Na rys. 2 zostały zaprezentowane zależności wymienionych współczynników od kąta natarcia dla czterech wartości wychylenia klap oznaczonych zgodnie z wcześniejszym opisem.



Rys. 2. Charakterystyki współczynników aerodynamicznych modelu samolotu MP02 i wpływ wychylenia klap na te charakterystyki

Spodziewanym efektem wychylenia klap jest więc zmniejszenie prędkości lotu w wyniku zwiększenia współczynnika siły oporu. Wpływ pozostałych współczynników nie jest jednoznaczny, gdyż zwiększenie współczynnika siły nośnej może zostać skompensowane przez zmniejszanie się prędkości lotu. Zmiana momentu pochylającego dla zastosowanego modelu będzie powodować zmniejszenie kata pochylenia i w efekcie zmniejszenie kąta toru lotu. Przy chowaniu klap wystąpią efekty przeciwne.

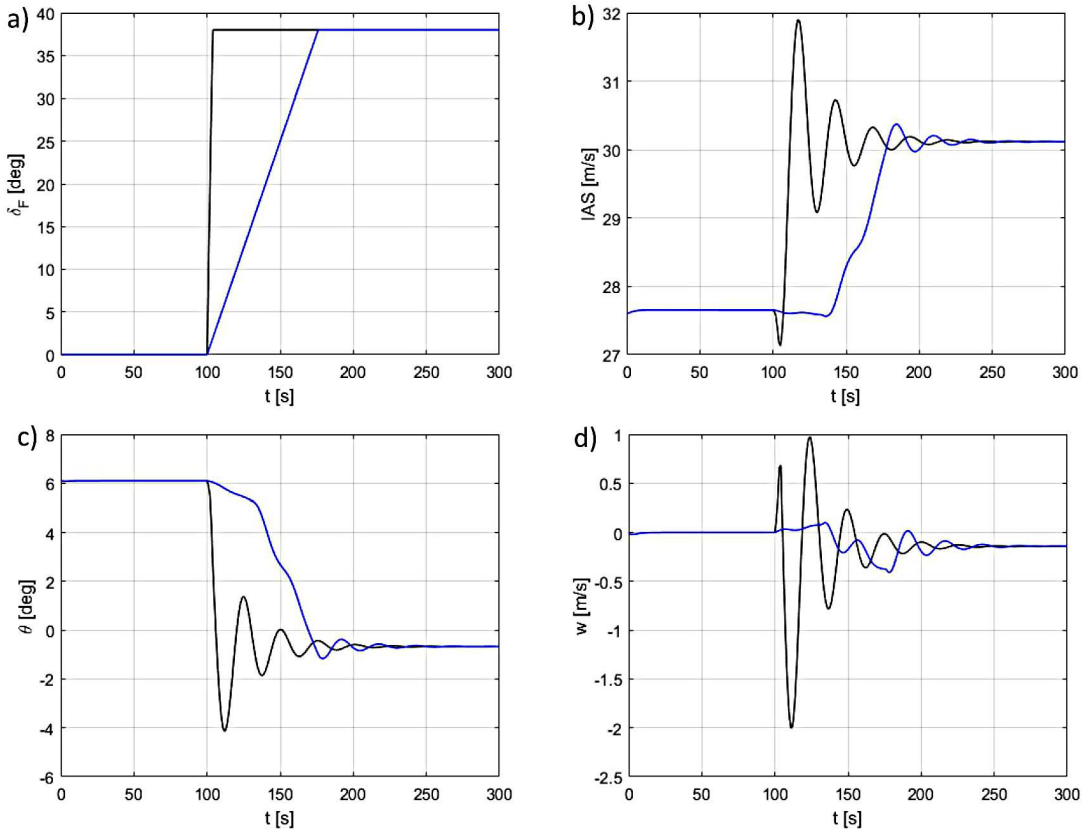
Niezależnie od tego na ile wymienione efekty wpłyną na ruch samolotu, podstawowym problemem jest zaburzenie stanu ustalonego lotu samolotu, które muszą zostać wytłumione. Po wychyleniu klap należy doprowadzić do nowego stanu ustalonego. Zarówno tłumienie zaburze-

nia, jak i doprowadzenie do nowego stanu ustalonego realizowane jest poprzez sterowanie sterem wysokości oraz zespołem napędowym.

Dla oceny poziomu zaburzenia, jakie powstaje w efekcie wychylenia klap, zostały wykonane testy symulacyjne. W pierwszym teście zrealizowano wychylenie klap z pozycji 0° do 38°. Pozycja końcowa w teście dla badanego samolotu (MP-02A) to małe klapy do lądowania. Podczas realizacji tego testu ster wysokości był unieruchomiony.

Na rys. 3 zostały zaprezentowane przebiegi zmian następujących zmiennych:

a) wychylenie klap,
b) prędkość lotu IAS,
c) prędkość pionowa,
d) kąt pochylenia.

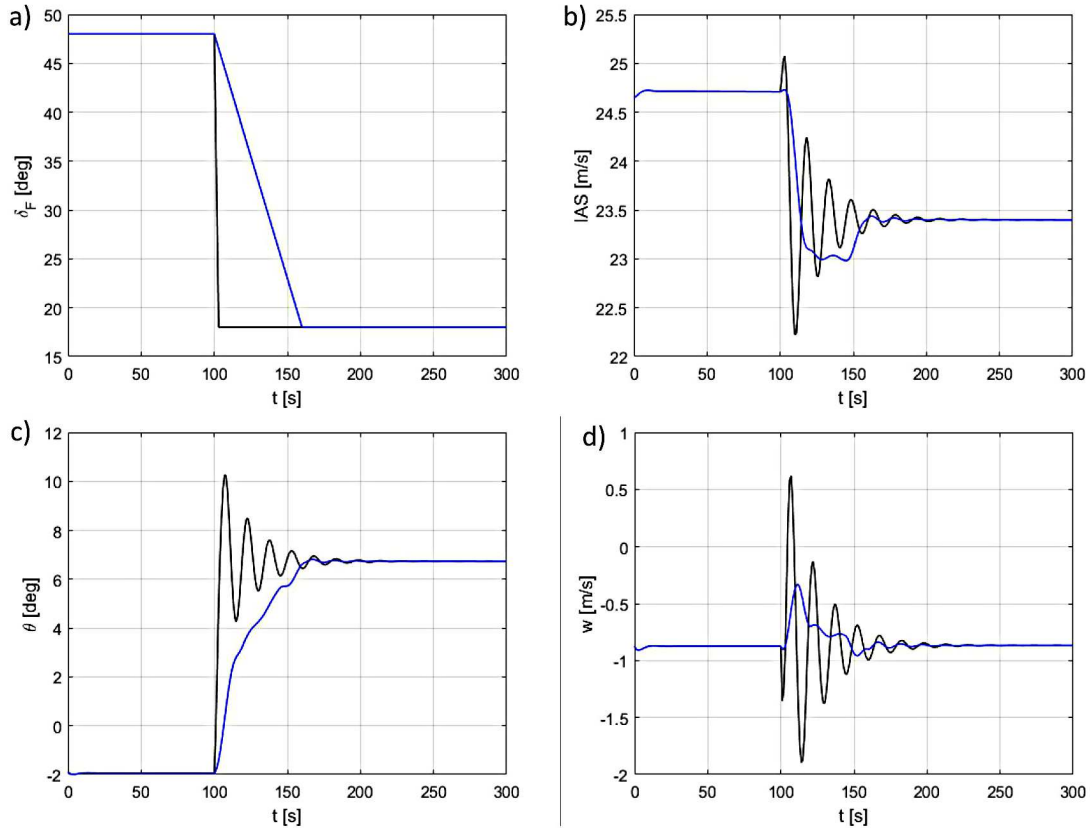


Rys. 3. Wpływ wychylenia klap na zachowanie się samolotu z trzymanymi sterami (linia niebieska – szybkość wychylania klap 0,5°/s, linia czarna – 10°/s)

Dla porównania wykonano dwie symulacje różniące się szybkością wychylenia (mała szybkość 0,5°/s – linia niebieska i duża szybkość 10°/s – linia czarna). W teście pozostałe sygnały sterujące były stałe, co odpowiada sytuacji trzymanych sterów. Przy dużej szybkości wychylania następuje wzbudzenie oscylacji fugoidy. W odróżnieniu od prawie monotonicznej zmiany stanu przy małej szybkości. Początkowe zaburzenie jest duże, a w szczególności chwilowe opadanie osiąga 2 m/s.

Druga próba dotyczyła sytuacji chowania klap. Wartość początkowa to pełne wychylenie klap do lądowania a końcowa to pozycja klap do startu. Na rys. 4 widoczne są przebiegi dla dwóch szybkości, tak jak w pierwszym teście.

Te wyniki pokazują szczególnie niebezpieczną sytuację wynikającą z szybkiego schowania klap. Samolot traci prędkość i kąt natarcia osiąga duże wartości. W pewnych sytuacjach, zależnie od prędkości początkowej oraz przy wystąpieniu niekorzystnego podmuchu, możliwe jest



Rys. 4. Wpływ chowania klap na zachowanie samolotu z trzymanymi sterami

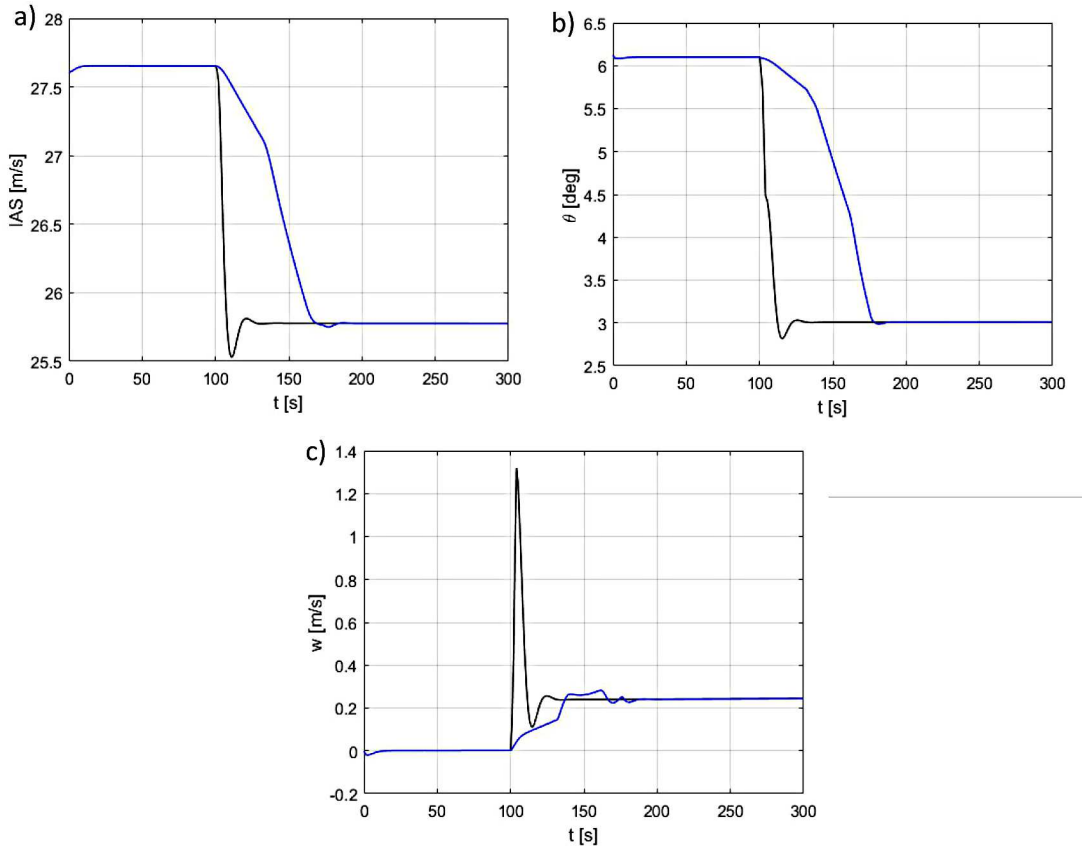
doprowadzenie do przeciągnięcia. Jeśli taka sytuacja nastąpi podczas przerwania podejścia (np. w skutek błędu pilota polegającego na puszczeniu odblokowanej dźwigni, kiedy moment sił aerodynamicznych klap spowoduje ich schowanie), samolot może opadać zamiast zamierzonego wznoszenia. Jeśli ze względu na mała prędkość lotu dojdzie do przeciągnięcia, prędkość opadania będzie większa niż widoczna na rys. 4d.

Trzeci test został wykonany w warunkach pracy regulatora pochylenia. Wychylenie klap było takie jak na rys. 3a. Wyniki widoczne są na rysunku 5. Zastosowany został regulator P, co powoduje, że nie jest spełniony warunek astatyzmu [6] i mimo działania regulatora kąt pochylenia zmniejszył się po zaburzeniu spowodowanym wychyleniem klap.

Należy zwrócić uwagę, że ponieważ kąt pochylenia w nowym stanie jest większy niż początkowy, a położenie dźwigni sterującej zespołem napędowym nie zmienia się, prędkość lotu zmniejszyła się.

Porównanie testów z regulatorem pochylenia i bez regulatora pokazuje, że reakcja samolotu na wychylenie może znacznie się różnić w zależności od sposobu sterowania. Szczególnie duże różnice w charakterze procesów przejściowych występują, gdy wychylanie odbywa się z dużą szybkością.

Zaprezentowane wyniki z zastosowanym regulatorem są jedynie jednym z wielu możliwych sposobów sterowania. Przykładowo mniejsze wzmocnienie uchybu w regulatorze powinno skutkować gorszym tłumieniem oscylacji. Regulator astatyczny natomiast utrzymałby wartość ustalonego kąta pochylenia na wyższym poziomie, co spowodowałoby dodatkowe zmniejszenie prędkości lotu. Po ustaniu zaburzenia w stanie ustalonym może więc nastąpić zarówno zmniejszenie prędkości lotu przy ograniczeniu zmian kąta θ, jak i zwiększenie prędkości lotu przy braku reakcji. Stabilizacja kąta pochylenia, nawet gdy nie zapewnia dokładności statycznej, powoduje zmniejszenie oscylacji przy szybkie zmianie pozycji klap. Przy sterowaniu ręcznym pilot musi



Rys. 5. Wpływ wychylenia klap na zachowanie samolotu z układem stabilizacji pochylenia

więc przy wychylaniu klap zrealizować złożony sposób sterowania samolotem, w którym nie można podać prostego kryterium opartego na wartości jednej zmiennej. Będzie to więc pewna typowa wyuczona sekwencja wychyleń, wymagająca doświadczenia pilotażowego z danym typem samolotu.

Duża szybkość zaburzenia wymaga od pilota szybkiej (pojedyncze sekundy) korekty, gdy ograniczenie szybkości wychylenia klap daje możliwość oceny zmieniającego się stanu lotu (kilkadziesiąt sekund) i dobrania na bieżąco wychyleń steru wysokości i sterowania zespołem napędowym.

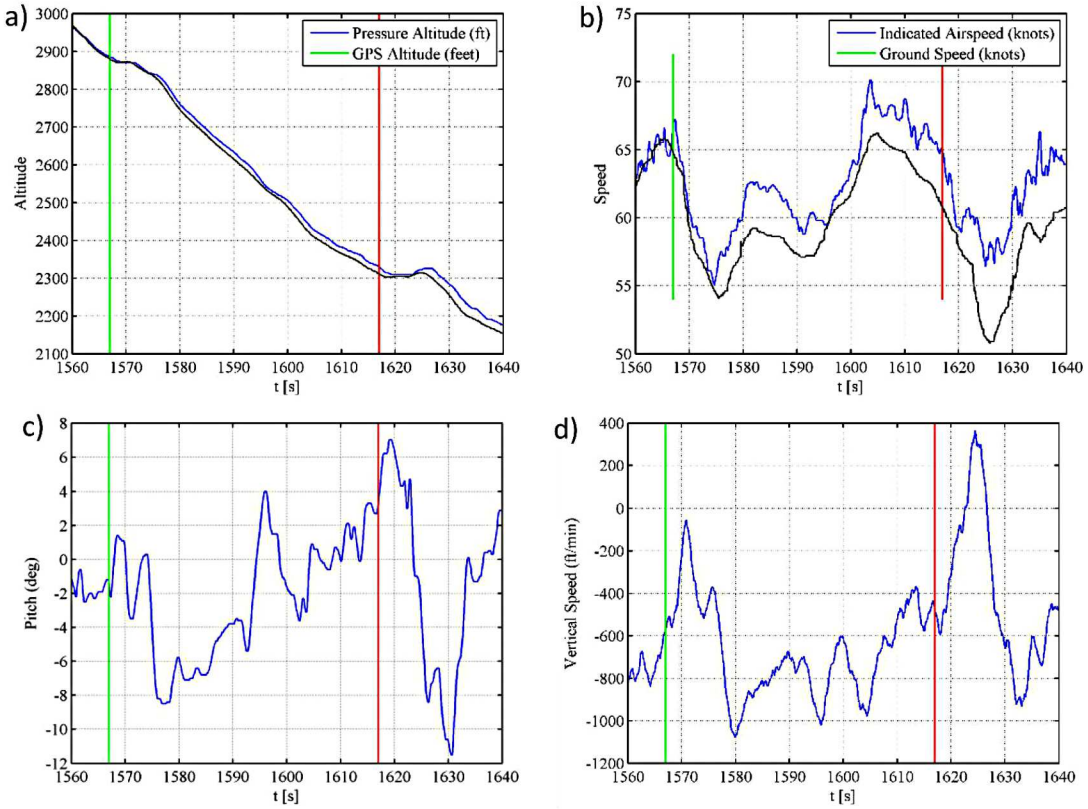
Kolejny wniosek z porównania wysuwania i chowania to większe zagrożenie przy chowaniu wynikające ze spadku prędkości lotu (także dla wolniejszego ruchu).

Dla porównania wyników symulacyjnych z rzeczywistą reakcją samolotu wykonano loty testowe. Podczas lotów samolotem (SportStar) z mechanicznymi klapami pilot zrealizował szybkie i wolne wysuwanie i chowanie klap. Na rys. 6 zaprezentowane zostały przebiegi w czasie wartości wybranych zmiennych stanu zarejestrowane podczas realizacji rzeczywistego lotu. W czasie tego lotu piloci zrealizowali dwa eksperymenty:

- ok. 1565 s klapy zostały wychylone z małą szybkością (linia zielona),
- ok. 1615 s klapy zostały wychylone z dużą szybkością (linia czerwona).

Pozostałe stery piloci starali się utrzymywać w stałej pozycji.

W odróżnieniu od warunków symulacji w rzeczywistym locie na samolot oddziałują zakłócenia zewnętrzne, co utrudnia analizę przebiegów. Jednak mimo zakłóceń efekty związane z wychylaniem klap są widoczne jako zmniejszenie prędkości, początkowe zwiększenie prędkości pionowej, a następnie jej spadek oraz początkowo zwiększenie, a następnie zmniejszenie kąta pochylenia. Zakres zmian parametrów lotu jest zależny od dynamiki procesu wypuszczania klap, w szczegól-



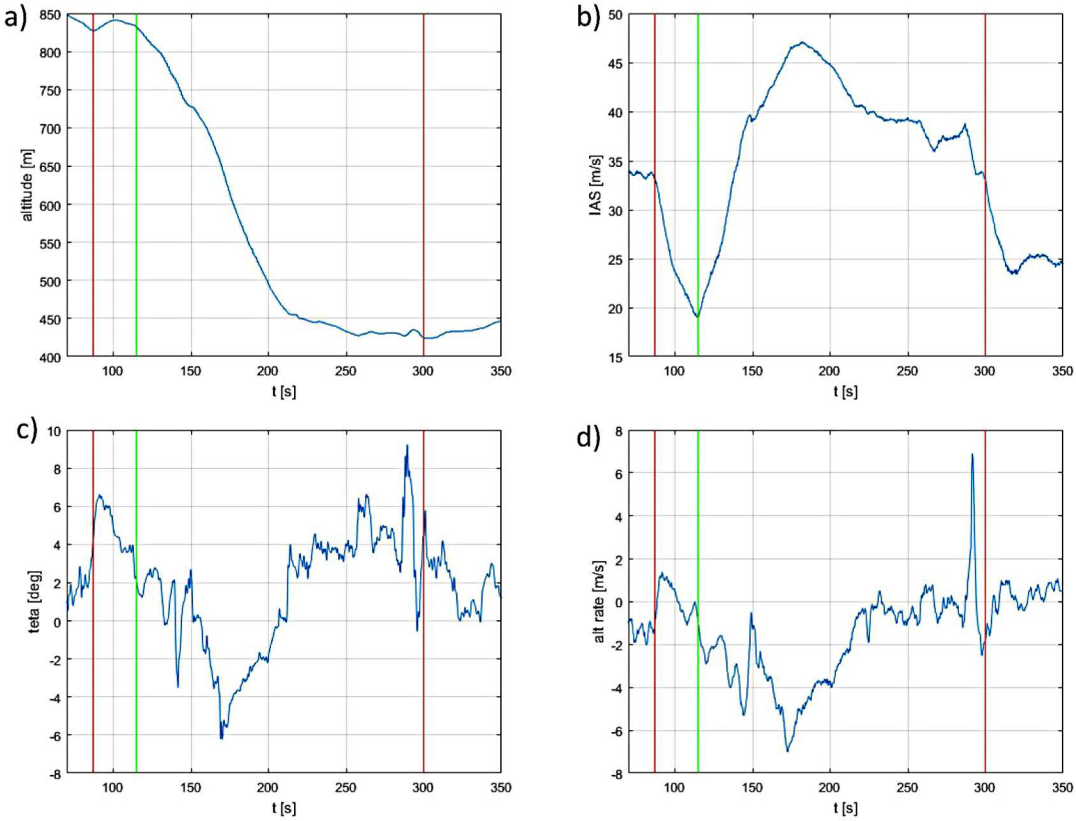
Rys. 6. Wyniki uzyskane podczas eksperymentów w locie: a) wysokość lotu, b) prędkość lotu, c) kąt pochylenia, d) prędkość pionowa

ności dotyczy to zmiany wysokości lotu. W porównaniu z wynikami symulacji przebiegi, które są związane z modem oscylacji długookresowych, mają charakter chaotyczny.

Kolejne testy w locie zostały wykonane dla pokazania działania zautomatyzowanych klap. Na rys. 7 zaprezentowano przebiegi wartości zmiennych stanu samolotu MP-02A po wychyleniu testowym klap, kiedy pozostałe stery były utrzymywane nieruchomo (klapy maksimum, rozpoczęcie ok. 90 s), w wyniku chowania (rozpoczęcie od 115 s) i w wyniku procedury sterowania stosowanej przez pilota (ok. 300 s rozpoczyna się wychylanie klap).

Zaobserwowane zmiany stanu wywołane wychylaniem klap przejawiają się głównie zmniejszeniem prędkości lotu i zwiększeniem pochylenia. Zwiększenie pochylenia w testach przedstawionych na rys. 6 jest uzasadnione faktem, że jest to samolot z nisko umieszczonym sterem wysokości. Różnice pomiędzy modelem a zachowaniem rzeczywistego samolotu MP-02A świadczą o konieczności poprawienia modelu, w szczególności wpływu odkształcenia strumienia powietrza na statecznik pionowy. Niezależnie jednak od stwierdzonej niedoskonałości modelu, analizując zachowanie się samolotu, widzimy, że początkowe szybkie zmiany kąta pochylenia i prędkości pionowej stanowią sygnał informujący o zaburzeniu stanu, natomiast zmiana prędkości lotu jest na tyle wolna, że daje pilotowi czas na reakcję.

Dla porównania można prześledzić proces wychylania klap jako fragment procedury podejścia do lądowania. Ze względu na dużą doskonałość aerodynamiczną samolotu pilot przed wysunięciem klap zwiększa kat pochylenia (ok. 10 s przed rozpoczęciem wysuwania klap), aby obniżyć prędkość. Podczas wysuwania klap następuje dalsze zmniejszenie prędkości lotu. Sterowanie pilota nie odbiega w tej fazie od poprzednich faz lotu i porównując z sytuacją testu, widoczne jest wytłumienie zakłóceń powodowanych przez zmianę pozycji klap.



Rys. 7. Wpływ wychylania zautomatyzowanych klap na stan samolotu; linie czerwone – wychylanie, linia zielona – chowanie; a) wysokość lotu, b) prędkość lotu, c) kąt pochylenia, d) prędkość pionowa

4. Opis zautomatyzowanych klap

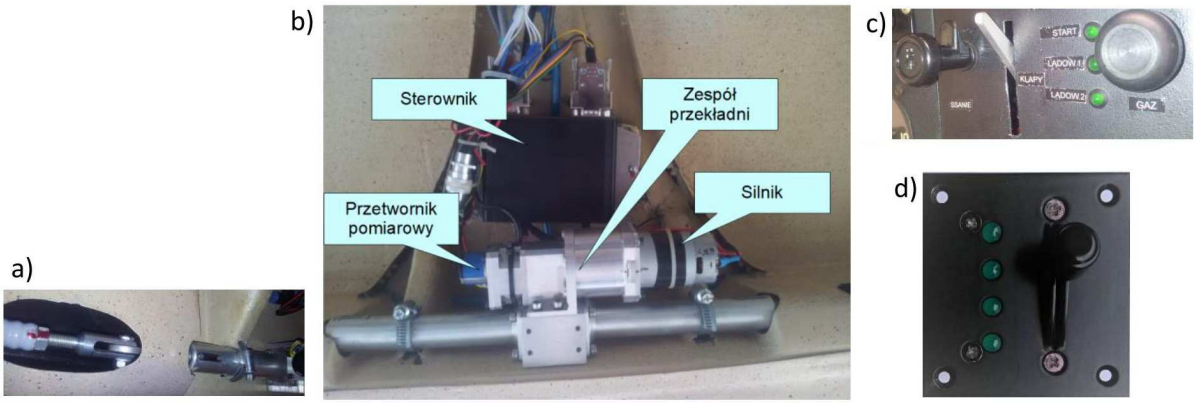
Zautomatyzowane klapy dla samolotu MP02A zostały wykonane w taki sposób, aby pilot po wybraniu pozycji nie musiał uczestniczyć w procesie sterowania nimi. Sterownik działa więc na zasadzie realizacji rozkazów. Celem utrzymania poprawnej świadomości sytuacyjnej pilota, sterownik sygnalizuje stan, w jakim się znajduje.

Układ sterowania składa się z pulpitu sterującego (rys. 8c) zawierającego dźwignię ustanawiającą zadane położenie klap oraz kontrolek (LED), właściwego sterownika (rys. 8b) oraz zespołu napędu składającego się z silnika, przekładni i potencjometrycznego przetwornika położenia (rys. 8a i 8b).

Zasada działania jest następująca:

1) pilot ustawiając dźwignię w położeniu od 0 do 3 wybiera zadane wychylenie klap,
2) sterownik po stwierdzeniu zmiany zadanego położenia określa, jaki jest zadany kąt i porównuje z kątem aktualnym,
3) zależnie od znaku różnicy uruchamiany jest silnik i kontynuowany jest pomiar różnicy pomiędzy wartością zadaną i aktualną; równocześnie na pulpicie sterownik migającą diodą sygnalizuje realizację procesu sterowania,
4) po osiągnięciu stanu zadanego odpowiednia dioda zaświeca się światłem ciągłym, a silnik jest wyłączany.

Taki sposób działania, po dobraniu odpowiedniej szybkości wychylania, nie angażuje pilota w realizację procesu sterowania. W zakresie sterowania klapami pilot pełni więc rolę nadrzędną (wybór pozycji) i kontrolną. Świadomość sytuacyjna jest zachowana dzięki zastosowanej sygnalizacji. Odnośnie świadomości sytuacyjnej okazało się, że początkowo przyjęte rozwiązanie (rys. 8c),



Rys. 8. Układ sterowania klapami dla samolotu MP02A: a) przeniesienie napędu na popychacze klap, b) widok elementów sterownika, c) pulpit (wersja aktualna) (fot. A. Trela), d) nowy pulpit (fot. J. Pieniążek)

w którym nie ma sygnalizacji położenia 0, zostało przez pilota zakwestionowane. Poprawiony pulpit sterowania klapami z pełną sygnalizacją widoczny jest na rys. 8d.

Istotną funkcją sterownika jest procedura kalibracji. Podczas kalibracji ustalane są kąty wychyleń dla pozycji charakterystycznych. Ta funkcjonalność umożliwia dostosowanie jej do określonego typu samolotu. Także dzięki tej funkcji możliwe jest wykonanie eksperymentów z różnymi położeniami i wybraniu pozycji najlepiej dostosowanych do samolotu. W odróżnieniu od układów mechanicznych, gdzie pozycje charakterystyczne są określone poprzez trwale wykonane elementy blokady, zastosowanie układu programowalnego pozwala na dobranie wychyleń w fazie eksploatacji. Ponieważ jednak wartości kątów wychyleń wpływają na to, jaki powinien być stan samolotu podczas podejścia (przede wszystkim prędkość IAS), zmiany w ustawieniach są zabezpieczane i dostępne jedynie dla obsługi serwisowej sterownika, a nie jest możliwa zmiana przez użytkownika.

5. Wnioski

Ograniczenie liczby pozycji i odpowiednie wyróżnienie charakterystycznych pozycji ułatwia nabycie nawyków przy wykonywaniu standardowych czynności podczas startu i lądowania (dla pilota doświadczonego, który ma umiejętność dobrania wychylenia klap do warunków, w jakich wykonuje lądowanie bądź ma umiejętności pozwalające na nietypowe wykorzystanie klap – może to być ograniczenie).

Możliwość kalibracji bez konieczności zmian mechanicznych w układzie napędu klap pozwala na ustawienie wyróżnionych pozycji dla określonego typu samolotu.

W warunkach obciążenia innymi zadaniami automatyzacja sterowania z odpowiednim ograniczeniem szybkości wychylania klap ułatwia sterowanie samolotem. Ten czynnik jest szczególnie istotny dla bezpieczeństwa lotów samolotów ultralekkich, którymi często latają osoby o małym doświadczeniu.

Bibliografia

1. Pieniążek J., *Kształtowanie współpracy człowieka z lotniczymi systemami sterowania*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 2014
2. Wickens C.D., Multiple resources and mental workload, *Human Factors*, 2008, **50**, 3, 449-455

3. Endsley M.R., Bolte B., Jones D.G., *Designing for situation awareness, an approach to User-Centered Design*, Taylor-Francis, 2003

4. Kluga N.R., A study of flap management, an anlysis of the consequences of flap management, and a search for possible causes, *Journal of Aviation/Aeronautical Education and Research*, 1991, **1**, 3

5. Strauch B., *Investigating Human Error: Incidents, Accidents, and Complex Systems*, Ashgate, 2002

6. Bociek S., Gruszecki J., *Układy sterowania automatycznego samolotem*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 1999

Pilot-automated flaps interactions in light and ultralight airplanes

The aircraft take-off and landing are two phases with highest pilot workload caused by a large number of activities that she/he performs in the control process and through the need to control values of an increased number of aircraft status variables. Automation supporting the work of the pilot by substituting in the implementation of tedious tasks and automatic execution of the sequence of operations on the pilot's command, and thus replacing the pilot in a certain range, can reduce this workload. The automated flaps free pilot's attention and removes the necessity to perform manual actions. Presented simulation tests and analysis of the results from flights show that a change in the flaps position causes an undesirable change in the plane condition, especially in the case of fast changes which may appear when the flaps are controlled by mechanical levers.

Automated flaps designed at the Department of Avionics and Control of Rzeszow University of Technology for light and ultralight airplanes have been tested on the MP-02A airplane. The tests show that besides that the pilot's resources (attention, perception and analysis of information and effectors) are released from the flaps control task, the limitation of the flaps motion rate decreases the airplane state disruption to the level similar to other disturbances. Another solution which makes operation of this device intuitive and predictable is a limited number of positions. The airplane behaviour during approach is always the same when the flaps are set in one specified position. The indication system presents states: steady light indicates the current position and a blinking light indicates the motion. This simple solution preserves awareness of the flaps mode.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

BADANIA PRZYCZYN WYBRANYCH NIESPRAWNOŚCI ZAISTNIAŁYCH NA SPRZĘCIE LOTNICZYM

Honorata Romańska, Stanisław Rymaszewski,
Jarosław Krzonkalla, Franciszek Zgrzywa
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: honorata.romanska@itwl.pl; stanislaw.rymaszewski@itwl.pl;
jaroslaw.krzonkalla@itwl.pl; franciszek.zgrzywa@itwl.pl

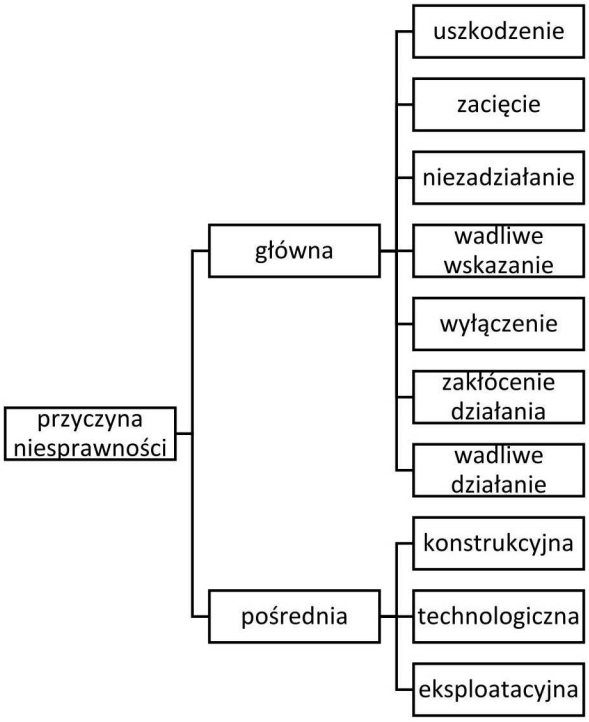
1. Wprowadzenie

Konstrukcja statku powietrznego musi cechować się odpowiednimi własnościami i właściwościami nie tylko pod kątem osiągów i parametrów lotnych, ale również eksploatacyjnych. Istotnym czynnikiem w skutecznym wykorzystywaniu statku powietrznego jest wieloletnia eksploatacja, która jest złożonym procesem i działaniem mającym na celu zapewnienie zakładanej gotowości, niezawodności, bezpieczeństwa. Ważnym elementem zwiększania zdatności statków powietrznych jest monitorowanie i badanie przyczyn niesprawności konstrukcji, zespołu napędowego oraz pozostałych podzespołów. Przeprowadzenie rzetelnych badań przyczyn niesprawności statków powietrznych, przebiegających według ustalonych sformalizowanych zasad, jest w stanie przeciwdziałać ich występowaniu oraz zapewnić powtarzalność i stabilność wykonywanych obsług i napraw.

Celem artykułu jest scharakteryzowanie przyczyn powstawania niesprawności i uszkodzeń oraz sposobu prowadzenia badań tych zjawisk. Przedstawiono również możliwości i podstawę realizowania badań przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oraz dokonano podsumowania prowadzonych badań przyczyn niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym od 2015 r. do pierwszego kwartału 2018 r.

2. Przyczyny powstawania niesprawności i uszkodzeń

Niesprawność statku powietrznego jest zdarzeniem uniemożliwiającym realizacje powierzonego zadania lotniczego. Może pojawić się w systemie technicznym statku powietrznego, w strukturze powiązanej między statkiem powietrznym a człowiekiem lub zbiorem ludzi zaangażowanych w jego eksploatację [1], [2]. Niesprawność jest utratą funkcjonalnej właściwości elementu konstrukcyjnego lub struktury technicznej zawierającej ten element. W procesie eksploatacji statku powietrznego niesprawności mogą pojawić się w momentach takich jak: lot, transport, czas naprawy czy czas utrzymywania zdatności. Niesprawności mogą powstawać stopniowo lub nagle – od czynników zewnętrznych czy też wewnętrznych. Wystąpienie niesprawności może powodować poważne skutki (wypadek lotniczy, przerwanie zadania lotniczego) lub przechodzić bez następstw [3]. Pojawiające się niesprawności dotyczące zespołu lub całego statku powietrznego można podzielić względem różnych kryteriów, takich jak: rodzaje, typy, przyczyny powstawania (rys. 1), skutki wystąpienia, sposoby usunięcia czy też momenty wystąpienia w procesie eksploatacji [2]. Na rys. 1 przedstawiono schemat podziału niesprawności względem przyczyny ich powstawania.



Rys. 1. Podział niesprawności ze względu na przyczynę ich powstawania (źródło: opracowanie własne na podstawie [2])

Pierwotną przyczyną niesprawności jest uszkodzenie elementu lub równoczesne uszkodzenie kilku elementów zespołu, urządzenia, agregatu, struktury lub części konstrukcyjnych. Uszkodzenie elementu może w konsekwencji doprowadzić do uszkodzenia zespołu, którego jest częścią, a w następstwie całego statku powietrznego, wobec czego powoduje częściową lub pełną niezdatność SP do wykonywania zadań. Jest również utratą fizycznych własności i (lub) właściwości elementu konstrukcyjnego. Uszkodzenie pociąga za sobą odstąpienie od wykonania zadania lotniczego lub jego przerwanie, czego skutkiem jest brak realizacji zaplanowanego lotu lub jego opóźnienie, zaniechanie lotu po starcie, wykonanie procedur awaryjnych i w ostateczności wypadek lub incydent [1]-[3]. Wystąpienie uszkodzenia może wynikać ze świadomego przekroczenia przez załogę lub obsługę dopuszczalnych obciążeń SP oraz oddziaływań zewnętrznych (np. fizycznych, chemicznych) czy też czasu.

Można dokonać klasyfikacji uszkodzeń względem następujących kryteriów: typ urządzenia, fizyczny charakter uszkodzenia, przyczyny powstawania oraz sposoby odnowy zdatności. Najczęściej wykorzystuje się podział uszkodzeń ze względu na domniemaną przyczynę uszkodzenia, tj.: złamanie, ścięcie, zgięcie, skręcenie, pęknięcie, zerwanie, zniekształcenie przestrzenne, zużycie, zatarcie, rozregulowanie, poluzowanie, korozję, spalenie, wyłączenie, zwarcie, rozwarstwienie, nieszczelność i inne [2], [3]. Powodem wystąpienia uszkodzenia może być proces starzenia się i zużycia materiału, jego zmęczenie lub korozja. Innym powodem może być przekroczenie dopuszczalnych parametrów pracy, niewłaściwe użytkowanie przez załogę lub personel obsługujący. Ukryte wady konstrukcyjne, technologiczne i materiałowe mogą być przyczyną uszkodzenia. Zjawiska, jakie doprowadzają do wystąpienia niesprawności i uszkodzenia, mogą wynikać z czynności wykonywanych przez obiekt (tzw. wewnętrzne) czy też z pracy w określonym otoczeniu (zewnętrzne). Degradacja struktury konstrukcyjnej i materiału elementów może mieć podłoże [2]:

- eksploatacyjne – przeciążenia, obciążenia udarowe, drgania, obciążenia aerodynamiczne, obciążenia akustyczne, oddziaływanie termiczne, oddziaływanie uzbrojenia, oddziaływanie

ciśnień, zaburzenia od innych statków powietrznych, jakość użytkowania obsług i odnów, jakość i czystość lotnisk;
- klimatyczne – temperatura, ciśnienie, wilgotność, zasolenie, zapylenie, oblodzenie, ozon, burzliwość atmosfery, promieniowanie słoneczne, promieniowanie elektromagnetyczne, elektryczność statyczna i dynamiczna;
- starzeniowe – utlenianie, rozkład substancji, korozja, erozja;
- biologiczne – pleśnie, owady, ptaki.

Nieraz nie można określić jednolitej przyczyny uszkodzenia, ponieważ może ją stanowić kilka czynników.

Zmniejszenie destrukcyjnych czynników eksploatacyjnych, klimatycznych, starzeniowych i biologicznych (lub fizycznych, chemicznych i atmosferycznych) działających na elementy SP jest możliwe we wszystkich fazach istnienia statku powietrznego. Na etapie konstrukcyjnym należy adekwatnie dobierać materiały do przewidywanych obciążeń, sposoby ich obróbki, kształty, wymiary, tolerancje i gładkości powierzchni. Podczas projektowania należy zwrócić szczególną uwagę na zmniejszenie możliwości wywołania uszkodzeń przez personel naziemny i załogę SP, jak również na wprowadzenie normalizacji elementów, zespołów i ergonomii SP.

W okresie eksploatacyjnym do działań zapobiegających niesprawnościom i uszkodzeniom należy zaliczyć kontrolę stanu technicznego i prowadzenie diagnostyki rozwijających się uszkodzeń SP oraz przestrzeganie technologii prac określonych w dokumentacji techniczno-eksploatacyjnej w zakresie czynności obsługowych i utrzymujących zdatność techniczną.

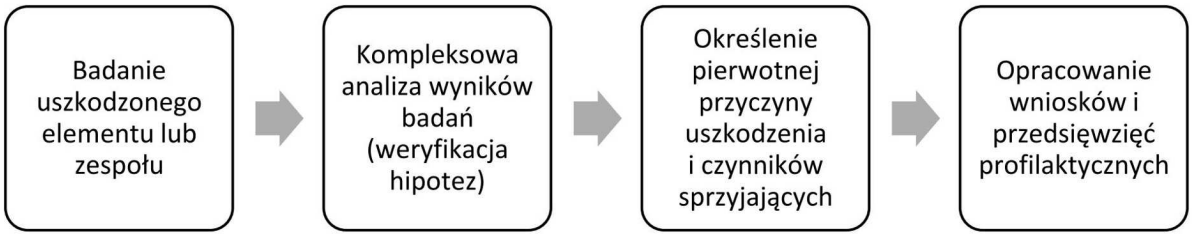
3. Prowadzenie badań

W organizacjach wojskowych kontrolowanie stanu technicznego obiektu w procesie eksploatacji odbywa się w wyspecjalizowanych komórkach (klucze eksploatacji), oddziałach (Eskadry Techniczne, Grupy Obsługi Technicznej) lub w przypadku realizacji obsług na zasadach outsourcingu przez Wojskowe Zakłady Lotnicze lub inne podmioty uprawnione do świadczenia tego rodzaju usług. Taki system eksploatacji stanowi zbiór obiektów eksploatacji (statki powietrzne, silniki, agregaty, osprzęt, przyrządy), personelu latającego i inżynieryjno-technicznego, środków eksploatacji lotniczo-technicznej, zarządzeń i norm określających wybór i utrzymanie procesów eksploatacyjnych – w celu utrzymania i odtworzenia sprawności lub zdolności do pracy [5].

Każda niesprawność, każde uszkodzenie musi być zbadane i usunięte po szczegółowym poznaniu przyczyny. Badania przyczyn powstawania niesprawności i uszkodzeń wykonuje się poprzez stosowne analizy. Dokonuje się badań przebiegu procesów zmiany stanu technicznego elementów i podzespołów statku powietrznego, zjawisk fizycznych i chemicznych, jakie powodują uszkodzenie, symptomów uszkodzeń, jak również stanów przedawaryjnych. Poddaje się analizie związki przyczynowo-skutkowe między zmianą stanu technicznego elementów statku powietrznego a stanem zdatności oraz wskaźniki ryzyka uszkodzeń, zakłóceń przypadkowych lub innych zdarzeń.

Wykrycie niesprawnego elementu lub zespołu SP jest trudne i czasochłonne nawet przez doświadczonych specjalistów wykorzystujących aparaturę kontrolno-pomiarową. Wobec czego wymaga się od personelu inżynieryjno-technicznego doskonałej wiedzy konstrukcyjnej i eksploatacyjnej badanych urządzeń i zespołów SP oraz znajomości działających na nie obciążeń. Sprawną i efektywną pracę specjalistów zapewni przestrzeganie określonych zasad postępowania i kolejności działań badawczych. Brak zachowania odpowiedniej sekwencji działań podczas ustalenia przyczyny uszkodzenia może utrudnić i uniemożliwić realizację zadań badawczych, a niekiedy doprowadzić do powstania nowych niesprawności i uszkodzeń. Dokonując analizy przyczyn uszkodzeń elementów konstrukcji statku powietrznego, należy przestrzegać schematu badawczego (rys. 2). Aby proces badania przebiegł poprawnie, w pierwszej kolejności należy dokonać analizy historii uszkodzonego elementu. Kolejnym krokiem będzie wykonanie badań

czynników: eksploatacyjnych, konstrukcyjnych, produkcyjnych i remontowych oraz przeprowadzenie badań materiałowych, defektoskopowych, fraktograficznych lub innych pozwalających na określenie przyczyn wystąpienia uszkodzenia. Wykonanie obliczeń wytrzymałościowych i symulacji umożliwi kompleksową analizę wyników badań, a zarazem pozwoli zweryfikować przyjęte hipotezy powstania uszkodzenia. Działania te stanowią podstawę do określenia pierwotniej przyczyny uszkodzenia i czynników sprzyjających. Ostatnim etapem jest opracowanie wniosków i przedsięwzięć profilaktycznych. Działania profilaktyczne mogą wystąpić w postaci wdrożenia zmian konstrukcyjnych, w obsługach sprzętu lotniczego czy też w procedurach postępowania pilota w szczególnych przypadkach w locie [2].



Rys. 2. Proces badania uszkodzonego elementu lub zespołu (źródło: opracowanie własne na podstawie [2])

Dokładne poznanie przyczyn powstawania uszkodzeń pozwala na skuteczniejsze zapobieganie niesprawnościom i uszkodzeniom.

4. Możliwości i podstawy prawne do prowadzenia badań przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Ze względu na bardzo wysokie wymagania dotyczące bezpieczeństwa wyrobu całość procesów eksploatacyjnych statku powietrznego musi spełniać szereg wymogów formalnych zapewniających rzetelność, dokładność i jakość zrealizowanych prac. Ważnym elementem, który wpływa na jakość w eksploatacji jest konieczność monitorowania procesów produkcji, użytkowania i obsługiwania statków powietrznych. Wobec powyższego wymaga się przestrzegania przyjętych systemów projektowania, produkcji i użytkowania. Opracowanie warunków konstrukcyjnych, przygotowanie instrukcji użytkowania, instrukcji obsługi i remontu pozwala określić bezpieczne użytkowanie SP i możliwość uzyskania zdatności do lotu w przypadku jej utracenia. Produkt musi być również zgodny z warunkami konstrukcyjnymi, a jego produkcja powinna przebiegać zgodnie z certyfikowaną technologią. Wymagania normalizacyjne umożliwiają ujednolicenie działań poszczególnych systemów z wykorzystaniem reguł, zasad, metod i standardów [4].

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych od szeregu lat istnieje system badań i certyfikacji o zasadach postępowania i zarządzania wypracowanych na podstawie własnych procedur, norm i wymagań wojskowych dotyczących przeprowadzania badań na zgodność w zakresie wojskowych statków powietrznych, nawierzchni lotniskowych oraz sprzętu lotniczego. W ramach dostosowania trybu prowadzenia prac badawczo-rozwojowych do międzynarodowych wymagań jakościowych ITWL wdrożył w 2001 roku system zarządzania jakością. Zakres certyfikacji obejmuje badania naukowe, prace rozwojowe, wdrożenia oraz produkcje w dziedzinie lotnictwa i innych dziedzinach techniki, w których występują zagadnienia pokrewne, realizację szkoleń w ww. zakresie, co potwierdza spełnienie wymagań ISO 9001:2015. Procedury powinny dotyczyć elementów w postaci nadzoru nad dokumentacją, nad zapisami związanymi z ogólnie pojętą jakością oraz nad niezgodnościami, jak również na przeprowadzeniu audytów wewnętrznych oraz działań korygujących i zapobiegawczych.

Wszystkie wyroby i usługi przeznaczone na cele obronności w krajach NATO powinny spełniać określone wymagania w obszarze jakości, techniki i eksploatacji, jak również niezawodności. Dostawcy wyrobów obronnych oprócz normy ISO 9001 muszą spełnić Standardy Zapewnienia Jakości NATO-AQAP dotyczące zapewnienia jakości w przemyśle zbrojeniowym. Standard AQAP zawiera standardowe wymagania normy ISO 9001, a ponadto wymagania dotyczące zarządzania ryzykiem, wspomagania nadzorowania jakości u dostawcy przez rządowego przedstawiciela, zapewnienia jakości GQAR, zarządzania konfiguracją, planowania jakości, zarządzania nieuszkadzalnością i obsługiwalnością oraz nadzorowania wyposażenia pomiarowego i procesów pomiarowych według norm ISO 10012. ITWL posiada wdrożony i ciągle doskonalony system zarządzania jakością, spełniający wymagania AQAP 2110:2016, oraz posiada zdolność do zapewnienia jakości z możliwością wykorzystania AQAP 2070 w procesach operacyjnych związanych z badaniami naukowymi, pracami rozwojowymi, wdrożeniami oraz produkcją w dziedzinie lotnictwa i innymi dziedzinami techniki, w których występują zagadnienia pokrewne, realizacją szkoleń w wyżej wymienionym zakresie. Posiada również certyfikacje AQAP 2210:2015 w zakresie tworzenia, powielania, dostawy i utrzymywania oprogramowania.

Sprawność dotycząca prowadzenia obsług i napraw SP w dużej mierze zależy od skutecznej diagnozy uszkodzeń i usterek. Nadzorowanie procesów pomiarowych jest kluczowym wymogiem dla zapewnienia jakości pracy. Wobec czego funkcjonowanie laboratoriów pomiarowych i/lub badawczych generuje konieczność spełnienia wymagań normy PN-EN ISO/IEC 17025:2005. Laboratoria posiadające wymagania powyższej normy posiadają funkcjonujący i sprawny system jakości, niezbędne kompetencje techniczne, zdolność do uzyskania wiarygodnych wyników oraz podstawy do przyznania akredytacji. Uzyskane certyfikaty akredytacji laboratoriów badawczych, spełniające wymogi wymagań normy PN-EN ISO/IEC 17025:2005 obejmują następujące laboratoria:

- AB 098 Laboratorium Zakładu Materiałów Pędnych i Smarów,
- AB 133 Laboratorium Narażeń Mechanicznych i Klimatycznych,
- AB 134 Laboratorium Pomiarów Ciśnienia,
- AP 004 Laboratorium Pomiarów Ciśnienia,
- AB 137 Laboratorium Badania Stanu Technicznego Wirnikowych Maszyn Przepływowych,
- AB 138 Laboratorium Diagnostyki Systemów Tribologicznych,
- AB 430 Laboratorium Badań Wytrzymałościowych Materiałów,
- AB 431 Laboratorium Materiałowych Badań Konstrukcji Lotniczych.

Do prowadzenia oceny zgodności wyrobów przeznaczonych na potrzeby obronności i bezpieczeństwa państwa przez jednostki badawcze i certyfikujące niezbędne jest posiadanie akredytacji OiB, do czego zobowiązuje ustawa z dnia 17 listopada 2006 r. o systemie oceny zgodności wyrobów przeznaczonych na potrzeby obronności i bezpieczeństwa państwa oraz rozporządzenia wykonawcze do ustawy, które ponadto precyzują przebieg wymaganych procesów [6]. Akredytacji OiB udzielił Instytutowi Minister Obrony Narodowej na następujące laboratoria:

- 41/MON/2017 Laboratorium Badań Bezzałogowych Systemów Powietrznych,
- 8/MON/2017 Laboratorium Badań Stanu Technicznego Wirnikowych Maszyn Przepływowych,
- 24/MON/2014 Laboratorium Badania Statków Powietrznych,
- 40/MON/2016 Laboratorium Badań Urządzeń Radarowych i Techniki Lotniczej,
- 9/MON/2017 Laboratorium Diagnostyki Systemów Tribologicznych,
- 39/MON/2015 Laboratorium Implementacji i Interoperacyjności Systemów LINK,
- 11/MON/2017 Laboratorium Materiałów Pędnych i Smarów,
- 38/MON/2015 Laboratorium Materiałowych Badań Konstrukcji Lotniczych,
- 10/MON/2017 Laboratorium Narażeń Mechanicznych i Klimatycznych,
- 7/MON/2017 Laboratorium Pomiarów Ciśnienia,

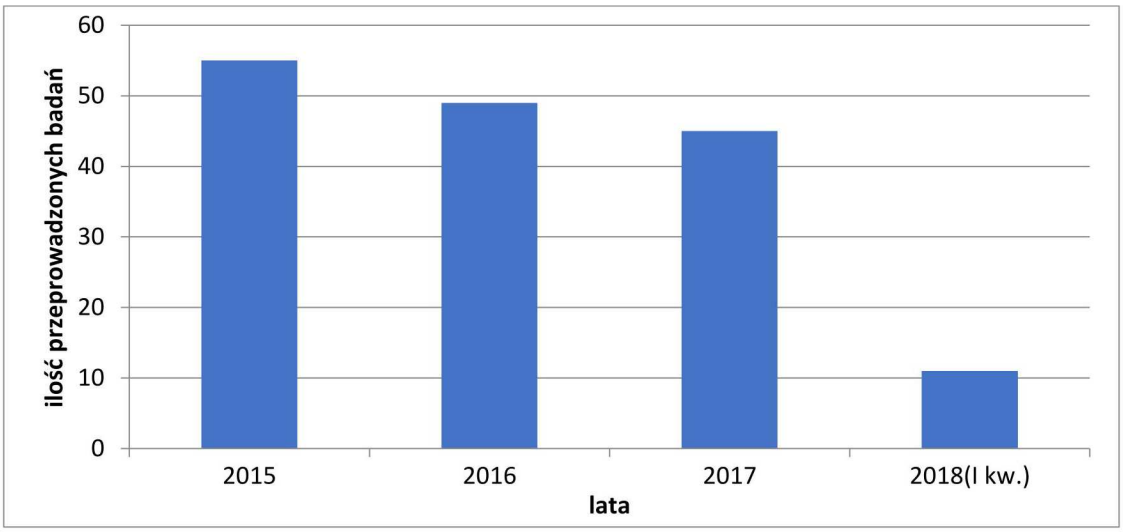
- 3/MON/2016 Laboratorium SAR i CSAR,
- 2/MON/2016 Laboratorium Uzbrojenia i Sprzętu Wojskowego.

Określenie wymagań norm, standardów, procedur i przepisów tworzy skuteczny system zarządzania jakością w obszarze organizacyjnym i technicznym. Działania przebiegające według ustalonych sformalizowanych zasad są w stanie zapewnić powtarzalność i stabilność wykonywanych obsług i napraw, umożliwiają minimalizowanie błędów oraz pozwalają na przeprowadzenie rzetelnych badań przyczyn niesprawności i uszkodzeń statków powietrznych.

5. Badania przyczyn niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym w okresie 2015-2018 I kw. prowadzone przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zajmuje się naukowo-badawczym wspomaganiem techniki lotniczej, w szczególności tematyką związaną z niezawodnością sprzętu lotniczego, nadzorem i prowadzeniem badań dotyczących niesprawności, uszkodzeń elementów statków powietrznych oraz zdarzeń lotniczych, jak również szeroko pojętym zagadnieniem bezpieczeństwa lotów. ITWL uczestniczy we wszystkich fazach życia produktu, wspierając procesy eksploatacyjne i zapewniając wysoką sprawność sprzętu lotniczego.

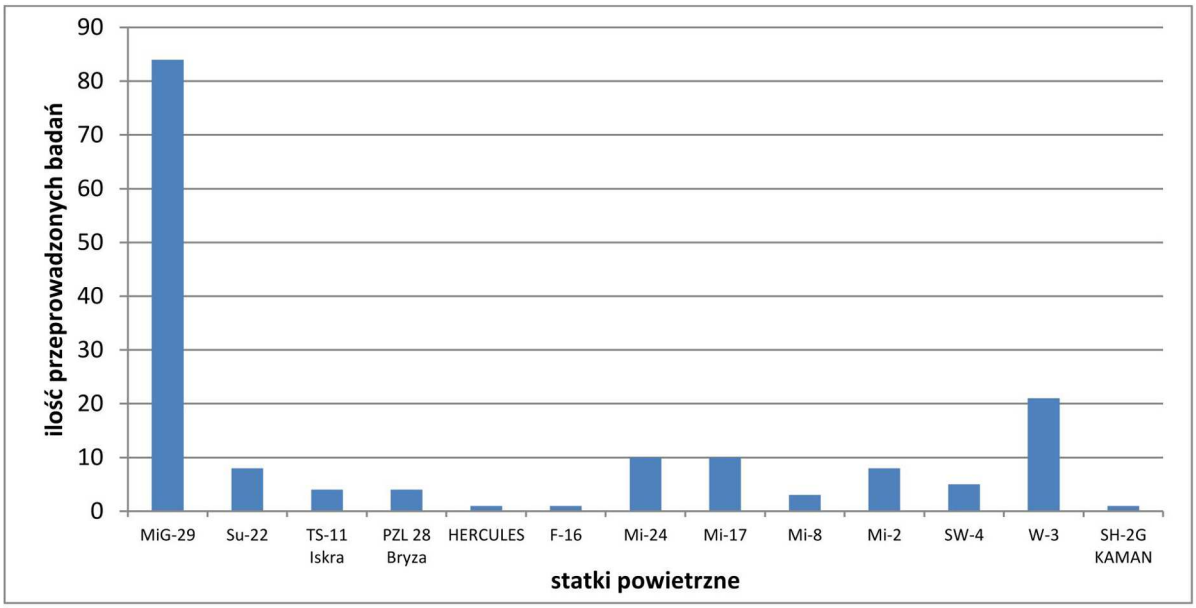
Wykonywane badania przyczyn niesprawności, uszkodzeń i zdarzeń lotniczych zaistniałych na sprzęcie lotniczym oraz analiza ich niezawodności mają za zadanie dokładne poznanie przyczyn ich powstania. Niesprawności i uszkodzenia muszą być wyjaśnione, zbadane i skutecznie usunięte, aby statek powietrzny odzyskał zdatność techniczną i zdatność do lotu. Wnioski z tego typu badań mogą być powodem do zmian konstrukcyjnych zespołów SP, zmian procesów technologicznych, technologii wykonywanych obsług.



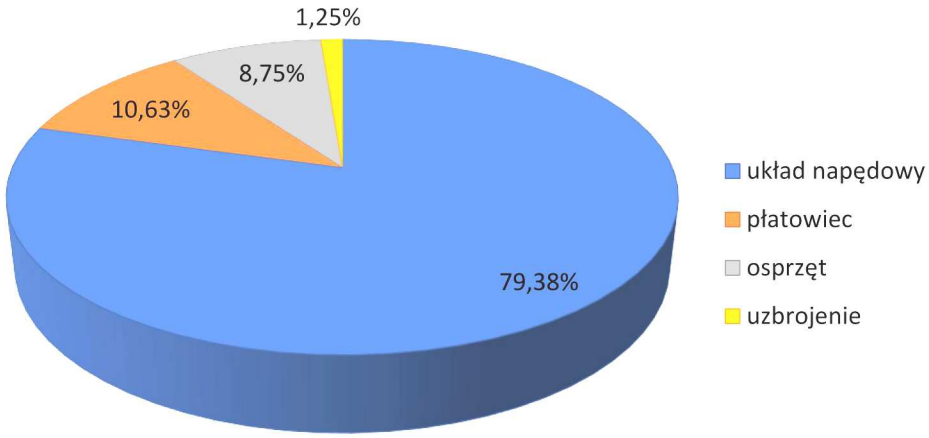
Rys. 3. Liczba przeprowadzonych badań przyczyn niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym w latach 2015-2018 I kw. (źródło: opracowanie własne)

W latach 2015-2018 I kw. przeprowadzone zostały badania niesprawności statków powietrznych obejmujące samoloty i śmigłowce Sił Zbrojnych RP. W badanej grupie SP znalazły się takie samoloty jak: MiG-29, Su-22, C-130E Hercules, TS-11 Iskra i M28B- Bryza, jak również śmigłowce: Mi-24, Mi-17, Mi-8, SH-2 KAMAN, SW-4 Puszczyk i W-3 Sokół. Do ITWL skierowano na badania przyczyn niesprawności łącznie ok. 160 przypadków (rys. 3). Największą liczbę przeprowadzonych badań (rys. 4) przypada na samolot Mig-29 (84) oraz śmigłowiec W-3 (21). Biorąc pod uwagę wszystkie egzemplarze statków powietrznych, które zostały przebadane

w latach 2015-2018 I kw. ponad 3/4 badań niesprawności było wykonywanych na układach napędowych, natomiast po ok. 10% było wykonywanych na płatowcu i osprzęcie. Niewielką liczbę badań niesprawności i uszkodzeń wykonano na uzbrojeniu (1,25%) (rys. 5.). W wymienionym okresie wykonano najwięcej badań dotyczących oceny stanu technicznego układu napędowego samolotu MiG-29 (71 skierowań) i śmigłowca W-3 (15 skierowań).



Rys. 4. Liczba przeprowadzonych badań przyczyn niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym na poszczególnych typach statków powietrznych w latach 2015-2018 I kw. (źródło: opracowanie własne)



Rys. 5. Udział procentowy przeprowadzonych badań przyczyn niesprawności zaistniałych na sprzęcie lotniczym w podziale na specjalności w latach 2015-2018 I kw. (źródło: opracowanie własne)

W ramach badań przyczyn niesprawności zaistniałych w układach napędowych statków powietrznych wykonano m.in.:

- badania stanu technicznego elementów przestrzeni wewnętrznej silnika RD-33,
- badania klapek wlotu powietrza do silnika RD-33,
- badania agregatów instalacji silnikowych samolotu MiG-29,
- badania stanu technicznego elementów przestrzeni wewnętrznej silnika typu AŁ-21F3 z płatowca typu Su-22M4,
- badania silnika po zderzeniu z ptakiem,

- badania silnika PZL-10W śmigłowca W-3W,
- badania kolektora gazów wylotowych silnika PZL-10W,
- badania przekładni WR-3 śmigłowca W-3W,
- badania chłodnic olejowych instalacji olejowej przekładni głównej śmigłowca W-3W,
- badania silnika TW3-117W śmigłowca Mi-24,
- badania łopat wirnika nośnego śmigłowca Mi-24,
- badania przekładni głównej WR-24 na śmigłowcu Mi-24,
- badania materiałowe elementów sprężarki silnika T700-GE-401 ze śmigłowca SH-2G Kaman,
- badania silnika GTD-350 śmigłowca Mi-2,
- badania materiałowe elementów przekładni WR-2 ze śmigłowca Mi-2,
- badania stanu technicznego silników TW3-117WM na śmigłowcu Mi-17,
- badania silnika TW2-117AG śmigłowca Mi-8,
- badania silnika SO-3W samolotu TS-11 Iskra,
- badania silnika TWD-10B/PZL-10S PZL M28 Bryza,
- badania materiałowe elementów silnika T56-A15B samolotu Hercules.

W ramach badań przyczyn niesprawności zaistniałych na płatowcu wykonano m.in.:

- badania nieniszczące statecznika pionowego samolotu MiG-29,
- badania bezpieczników spadochronów hamujących w samolocie typu MiG-29,
- badania nieniszczące pokrycia z wypełniaczem ulowym klapy zaskrzydłowej,
- badania stanu technicznego kadłuba samolotu MiG-29,
- badania materiałowe goleni samolotu MiG-29,
- badania stanu technicznego poszycia samolotu Su-22M4,
- badania wytrzymałościowe konstrukcji śmigłowców Mi-24,
- badania materiałowe sprężyny i cięgła z podwozia głównego śmigłowca Mi-24W,
- badania materiałowe półosi goleni głównej śmigłowca Mi-8,
- badania instalacji wypuszczania klap zaskrzydłowych na samolocie TS-11 Iskra.

W ramach badań przyczyn niesprawności zaistniałych na osprzęcie i uzbrojeniu wykonano m.in.:

- badania bloku komend graficznych BPK-88,
- badania bloku 2E systemu EKRAN Su-22,
- badania stanu technicznego bloku akwizycji S3-1a-2 i kasety eksploatacyjnej śmigłowca W-3PL,
- badania instalacji przeciwpożarowej SSP-FK śmigłowca Mi-8,
- badania i ocena stanu technicznego linek łączących NS-9220-260 z zasobnika awaryjnego NAZ-7M do KOMAR-2M,
- badania przyczyn wystąpienia samozapłonów amunicji i przypadków uwięźnięcia pocisków w lufach karabinów 7,62 mm WPKM M134G „MiniGun”,
- badania przyczyn nadmiernego zużywania się luf działek M61a1 VULKAN na samolotach F-16.

Na badanie przyczyn niesprawności w latach 2015-2018 I kw. przeznaczono ponad 23 mln zł. Analizowane zdarzenia zostały przekazane do specjalistycznych laboratoriów w celu określenia przyczyn powstawania niesprawności i uszkodzeń. Gromadzenie i analiza danych dotyczących niezawodności i efektywności umożliwi opracowanie decyzji o podjęciu działań profilaktycznych dotyczących całego statku powietrznego lub wybranych elementów. Na podstawie wyników licznych analiz można opracować rozwiązania mające na celu usunięcie przyczyn powstających

niesprawności oraz opracować technologie badań uszkodzonych agregatów, właściwości produkcyjnych oraz metod obsługi technicznej w jednostkach eksploatujących określony typ statku powietrznego.

6. Wnioski

Monitorowanie uszkodzeń konstrukcji, zespołu napędowego oraz pozostałych podzespołów może doprowadzić do zmniejszenia częstości ich występowania oraz do zwiększenia zdatności statków powietrznych do realizacji zadań.

Statki powietrzne należy eksploatować w zakładanych warunkach i użytkować je zgodnie z założonym przeznaczeniem. Prowadzenie badań statystycznych niesprawności i uszkodzeń powstających w procesie eksploatacji umożliwi lepszą gospodarkę częściami zamiennymi i organizację polityki remontowej. Brak właściwej eksploatacji powoduje intensywniejsze oddziaływanie procesów destrukcyjnych, będących przyczyną zwiększonej liczby niesprawności i uszkodzeń.

Dobrym rozwiązaniem zabezpieczającym przed negatywnym działaniem występowania uszkodzeń jest korzystanie z nadmiarowości w postaci zwielokrotnienia zespołów, obwodów instalacji lub też przewymiarowania elementów konstrukcyjnych.

Badania przyczyn niesprawności i uszkodzeń mają szczególne znaczenie dla doskonalenia konstrukcji lotniczych, ulepszania procedur obejmujących zdatność SP oraz do stosowania w profilaktyce lotniczej. Rozwiązywanie problemów związanych z występowaniem uszkodzeń zwiększa gotowość SP do działań bojowych.

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. Uzasadnione jest wobec tego prowadzenie działań zmniejszających skutki ich występowania oraz prowadzenie badań sprzętu przed i po zaistnieniu zdarzenia.

Bibliografia

1. Lewitowicz J., Kustroń K., *Podstawy eksploatacji statków powietrznych – własności i właściwości eksploatacyjne statku powietrznego*, t. 2, Wyd. ITWL, Warszawa, 2007
2. Lewitowicz J. i inni, *Podstawy eksploatacji statków powietrznych – badania eksploatacyjne statków powietrznych*, t. 4, Wyd. ITWL, Warszawa, 2003
3. Lewitowicz J., Problems of failures of aeroplanes ond helicopters, *Journal of KONES Powertrain and Transport*, 2007, **14**, 3
4. Woźny P., Błachnio J., Wymagania jakościowe w procesach obsług oraz napraw statków powietrznych, *Prace Naukowe ITWL*, 2014, **35**, 39-52
5. Żak J., Kowalski M., System obsługi technicznej statków powietrznych w WSOSP, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej*, z. 118, *Transport*, 2017, 403-412.
6. http://wcnjk.wp.mil.pl/pl/20.html

Research of selected failure causes on aircraft equipment

Exploitation of aviation equipment should be long-term and safe. Accidents and aviation incidents are unwanted and lead to human losses, loss of materials and economics. The article presents causes of failures, damage and the conducted research on the reliability of aircraft equipment. The quantitative analysis of failures which appeared in military aviation equipment presents results of research made at the Air Force Institute of Technology on the causes of failures and damage occurring from 2015 to Q1 2018.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

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

Dariusz Rykaczewski

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: dariusz.rykaczewski@itwl.pl

W artykule zaprezentowano metodologię realizacji badań wstępnych i państwowych (kwalifikacyjnych) projektu pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasa lotu" prowadzonych przez Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych. Doświadczenia w dziedzinie manewrujących celów powietrznych zebrane w ITWL od roku 1996 roku 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.

1. Wstęp

Obiektem badań był prototyp zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu (ZOCP) JET2 przeznaczonych do treningu i wykonywania strzelań rakietowych i artyleryjsko-rakietowych z zestawów przeciwlotniczych wykorzystujących do naprowadzania rakiet (pocisków) wiązki radarowe lub detektory promieniowania podczerwonego. W skład prototypu ZOCP JET2 podlegającego badaniom kwalifikacyjnym wchodziły (rys. 1):

1) odrzutowe cele powietrzne (OCP-JET2) – 5 kpl.,
2) naziemna stacja kontroli lotu (NSKL) – 1 kpl.,
3) wyrzutnia startowa (WS) – 2 kpl.,
4) stanowisko koordynatora lotów (SKL) – 1 kpl.,
5) system radiolinii (SR) – 1 kpl.,
6) stanowisko przygotowania i obsługi (SPO) – 1 kpl.,
7) stanowisko przygotowania silników (SPS) – 1 kpl.,
8) system transportu lotniskowego (STL) – 1 kpl.,
9) dokumentacja techniczna wyrobu (DTW) obejmująca:
   - dokumentację konstrukcyjną (DK),
   - instrukcje użytkowania (IU),
   - instrukcje obsługiwania technicznego (IOT),
   - książki urządzeń (KU),
   - warunki techniczne (WT),
   - oprogramowanie (OPR),
   - program szkolenia personelu użytkującego i naprawiającego (PSP),
   - kryteria wyszkolenia obsług i zespołów naprawczych (KW),
   - warunki utylizacji (WU).

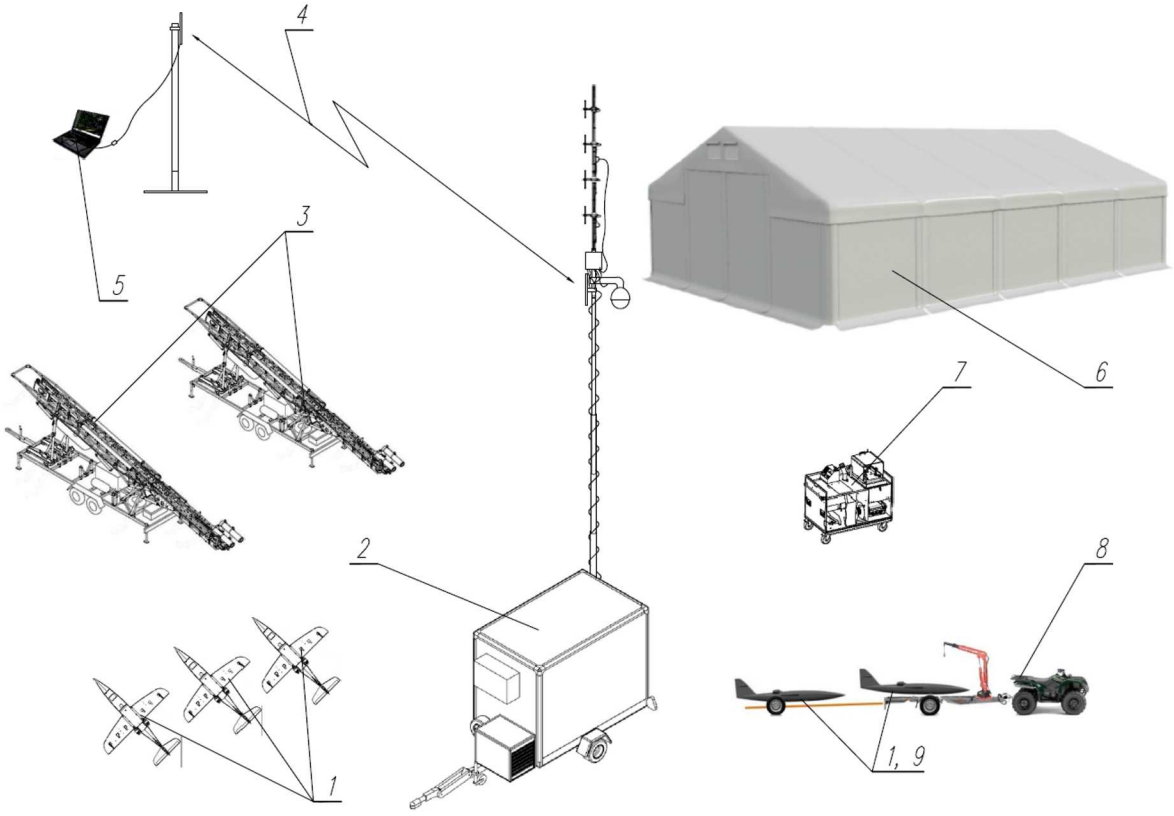
Odrzutowe cele powietrzne (OCP) sterowane są zdalnie poprzez naziemny system sterowania i kontroli lotu (NSS) w dwóch trybach: pierwszym – sterowania wewnętrznego (przyrządowego), bez widzialności obiektu, z wykorzystaniem pokładowego układu sterowania i kontroli lotu oraz układu transmisji danych i komend sterowania (tryb sterowania automatyczny) lub drugim (w fazach startu i lądowania) – sterowania „ręcznego" (zewnętrznego) z widzialnością obiektu (tryb sterowania RC). Start, lot i lądowanie OCP wykonywane jest w automatycznym trybie sterowania – start z wykorzystaniem WS, a lądowanie z wykorzystaniem układu spadochronowego (US). W sytuacjach szczególnych istnieje możliwość wykonywania startu, lotu w zasięgu widzialności i lądowania w trybie sterowania RC. Lądowanie w trybie sterowania RC wykonywane jest z wykorzystaniem US. Wybór trybu sterowania dokonywany jest przez operatora trybu sterowania RC (operatora RC) z wykorzystaniem manipulatora z nadajnikiem do zdalnego sterowania.

Naziemna stacja kontroli lotu (NSKL) jest miejscem pracy operatorów i koordynatora podczas przygotowania przedstartowego OCP oraz wykonywania zadań powietrznych.

SKL przeznaczone jest do wizualizacji zadań powietrznych wykonywanych przez OCP na stanowisku dowodzenia strzelaniami na podstawie danych przesyłanych z NSKL za pośrednictwem SR.

Wyposażenie SPO przeznaczone jest do wykonywania obsług bieżących oraz drobnych napraw OCP. W skład SPO wchodzi stanowisko przygotowania i obsługi silników (SPOS). SPOS przeznaczony jest do wyznaczania i archiwizacji charakterystyk początkowych silników zespołów napędowych OCP oraz weryfikacji zdatności silników po wykonanym locie.

STL przeznaczony jest do transportowania OCP z SPO do WS przed lotem, umiejscawiania OCP na wózku WS i transportowania OCP do SPO po lądowaniu.



Rys. 1. Zestaw odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu ZOCP-JET2

Rys. 2. Odrzutowy cel powietrzny OCP-JET2

2. Realizacja badań państwowych

Prototyp zestawu odrzutowych celów powietrznych poddawany był badaniom państwowym (kwalifikacyjnym – nazwa tożsama) zgodnie z procedurami zawartymi w odpowiednich normach. Prototyp został przebadany w rzeczywistym środowisku operacyjnym podczas działania wojsk obrony przeciwlotniczej. Badania państwowe prototypu zostały przeprowadzone w celu sprawdzenia jego zasadniczych charakterystyk ujętych w założeniach taktyczno-technicznych (ZTT) zgodnie z programem badań. Prototypy przedstawione do badań państwowych charakteryzowały się pozytywnymi wynikami z badań wstępnych i zostały sprawdzone przez właściwe instytucje na zgodność z DTW wyrobu. Badania państwowe (kwalifikacyjne) przeprowadzono pod nadzorem Komisji Badań Kwalifikacyjnych (KBK). Celem badań było sprawdzenie układu sterowania i kontroli lotu platform OCP oraz określenie własności lotnych, osiągów i przydatności platformy jako imitatora sterowanych celów powietrznych z programowaną trasą lotu podczas strzelań rakietowych zestawów OSA AK i KUB, w szczególności:

- sprawdzenie zgodności charakterystyk taktyczno-technicznych prototypu wyrobu z wymaganiami zawartymi w „Założeniach Taktyczno-Technicznych na Zestaw Odrzutowych Celów Powietrznych z Programowaną Trasą Lotu”,
- sprawdzenie poprawności wykonania projektu dokumentacji technicznej prototypu wyrobu przedstawionej do badań kwalifikacyjnych,
- sprawdzenie zgodności wykonania prototypu wyrobu z projektem dokumentacji technicznej,
- ocena parametrów lotnych na podstawie realnych lotów platform przeprowadzonych na CPSP USTKA,
- sprawdzenie niezawodności i bezpieczeństwa użytkowania wyrobu,
- ocena poprawności zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych oraz opracowanie ewentualnych zaleceń w zakresie poprawy konstrukcji i wyposażenia oraz eksploatacji wyrobu,
- określenie możliwości uruchomienia produkcji seryjnej wyrobu.

Badania państwowe podzielone zostały na dwie podgrupy, są to badania naziemne i badania w locie. Zakres badań przedstawiono poniżej.

2.1. Zakres badań naziemnych

1. Badania OCP-JET2:
   – sprawdzenie geometrii płatowca, rozstawu węzłów mocowania OCP na wózku WS oraz wychyleń powierzchni sterowych przy neutralnym i skrajnych położeniach drążka sterowego,

- określenie maksymalnej masy startowej i położenia środka masy w funkcji ilości paliwa,
- sprawdzenie funkcjonowania układu wyzwalania spadochronów,
- sprawdzenie i ocena ciągu maksymalnego zespołu napędowego,
- sprawdzenie funkcjonowania układu paliwowego zespołu napędowego podczas ustalonego wznoszenia i opadania,
- ocena maksymalnego czasu pracy układu zasilania energetycznego,
- sprawdzenie i ocena układu oświetlenia pokładowego,
- sprawdzenie funkcjonowania układu źródeł promieniowania podczerwonego,
- sprawdzenie skutecznej powierzchni odbicia reflektora radarowego,
- określenie oczekiwanego czasu odtworzenia gotowości do kolejnego wylotu na stanowisku obsługowym,
- określenie oczekiwanych czasów wymiany podstawowych podzespołów i układów,
- sprawdzenie i ocena zamienności technicznej podstawowych układów i podzespołów,
- badania odporności zestawu na oddziaływania czynników środowiskowych.

2. Badania NSKL:
   - sprawdzenie zakresu i ocena zobrazowań parametrów na komputerach NSS,
   - ocena możliwości planowania zadań powietrznych OCP,
   - sprawdzenie funkcjonowania NSS podczas przygotowania przedlotowego i startowego OCP,
   - ocena procedur startu, podejścia do lądowania i lądowania na spadochronie w trybie sterowania automatycznego,
   - sprawdzenie funkcjonowania podzespołów OCP podczas próby stanowiskowej w trybie sterowania RC i sterowania automatycznego,
   - sprawdzenie możliwości zapewnienia temperatury wewnętrznej NSKL przy obniżonych i podwyższonych temperaturach otoczenia,
   - ocena funkcjonalności stanowisk operatorów i koordynatora.
3. Badania SR i SKL:
   - sprawdzenie zasięgu transmisji danych SR oraz jakości i kompletności zobrazowania danych pokładowych w SKL.
4. Badania WS:
   - określenie kąta wzniosu bieżni wózka startowego i kąta natarcia OCP w położeniu startowym,
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania WS podczas wyrzutu mas skupionych,
   - określenie maksymalnej prędkości wyrzutu masy skupionej równoważnej maksymalnej masie startowej OCP oraz czasu odtworzenia zdolności do ponownego użycia WS,
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania separatorów gazów wylotowych.
5. Badania SPO:
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania systemu tankowania,
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania systemu oświetlenia,
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania systemu ogrzewania,
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania stanowiska przygotowania i obsługi silników odrzutowych.
6. Badania STL:
   - sprawdzenie i ocena funkcjonowania wózków transportowych,
   - sprawdzenie i ocena możliwości holowania wózków transportowych i wyrzutni pojazdem Quad,
   - określenie oczekiwanego czasu transportowania OCP w warunkach dziennych i nocnych.

7. Sprawdzenie kompletności i ocena dokumentacji technicznej (DT). Sprawdzenie kompletności i zgodności elementów ZOCP-JET2 z DT.
8. Ocena konstrukcji, technologiczności i ergonomii elementów ZOCP-JET2.
9. Ocena podatności eksploatacyjnej, zabezpieczenia metrologicznego i bezpieczeństwa użytkowania elementów ZOCP-JET2.
10. Ocena sposobu konserwacji, pakowania, przechowywania i znakowania elementów ZOCP--JET2.
11. Sprawdzenie i ocena funkcjonowania układu symulacyjnego do szkolenia operatorów NSKL.

2.2. Zakres badań w locie

1. Badania funkcjonowania układów sterowania i kontroli lotu:
   - sprawdzenie funkcjonowania płatowca oraz układów sterowania i kontroli lotu,
   - sprawdzenie procedur automatycznego powrotu,
   - sprawdzenie wymaganego maksymalnego zasięgu operowania,
   - sprawdzenie funkcjonowania układów sterowania i kontroli lotu w warunkach pracy urządzeń radiolokacyjnych środków OPL,
   - sprawdzenie funkcjonowania układu spadochronowego lądowania w automatycznym trybie sterowania,
   - sprawdzenie możliwości równoczesnego wykonywania zadań powietrznych dwoma OCP,
   - sprawdzenie możliwości wykonywania zadań w warunkach nocnych,
   - sprawdzenie funkcjonowania wyposażenia do lotów nocnych.
2. Badania własności lotnych i osiągów:
   - sprawdzenie i ocena stateczności i sterowności,
   - sprawdzenie wymaganego maksymalnego czasu lotu,
   - sprawdzenie wymaganej prędkości wznoszenia,
   - sprawdzenie wymaganego pułapu maksymalnego,
   - sprawdzenie wymaganej maksymalnej prędkości lotu,
   - określenie prędkości wznoszenia i maksymalnej prędkości lotu z zabudowanym układem źródeł promieniowania podczerwonego,
   - określenie prędkości wznoszenia i maksymalnej prędkości lotu z zabudowanym wyposażeniem do lotów nocnych.
3. Analiza średniego czasu pomiędzy uszkodzeniami.

3. Wyniki badań

W ramach badań przeprowadzono szereg testów i sprawdzeń całego systemu odrzutowych celów powietrznych. Rozwinięte systemy dowodzenia (ŁOWCZA-REGA 1-wyrzutnie z REGA 2) i system rozpoznania (stacje radiolokacyjne oraz środki rozpoznania znajdujące się na zestawach rakietowych) podczas sprawdzenia platform JET w czasie realnego lotu z różnych azymutów i na różnych wysokościach pozwoliły na określenie zadań ogniowych, aby możliwie najlepiej wykorzystać możliwości rażenia zestawów oraz sprawdzić wyszkolenie obsług podczas rakietowych strzelań bojowych. Poniżej przedstawiono zestawienie lotów wykonanych w ramach badań.

3.1. Badania na terenie CP SP USTKA w okresie 9-27.06.2014 r.

a) Podstawa: Zarządzenie Dyrektora ITWL.
b) Nazwa badań: przeprowadzenie badań układu sterowania i kontroli lotu platformy „JET" oraz określenia własności lotnych, osiągów i przydatności platformy jako imitatora sterowanych celów powietrznych z programowalną trasą lotu podczas strzelań rakietowych zestawów OSA AK i KUB, testy wstępne prototypowej platformy JET-2A.
c) Opis testów: badanie podstawowych osiągów JET2:
   - osiągnięto prędkość lotu 140 m/s (506 km/h) na wysokości lotu 2 000 m,
   - docelowy OCP w obecnej konfiguracji przekroczy prędkość 150 m/s (540 km/h),
   - OCP okazał się poprawnym imitatorem celu dla zestawu rakietowego KUB (jedno z wymagań projektu), OCP był rozpoznawalny przez system kierowanych rakiet ziemia-powietrze KUB, zapalniki zbliżeniowe wszystkich trzech wystrzelonych rakiet odpaliły,
   - napęd dwusilnikowy pozwolił na kontynuację zadania przez OCP oraz jego bezpieczny powrót i lądowanie pomimo dwukrotnego nagłego wyłączenia jednego z silników podczas lotu (nieznana przyczyna),
   - przetestowano nową konfigurację autopilota (wraz z nowymi algorytmami) zapewniającą precyzyjne utrzymanie zadanych parametrów lotu, autopilot jest gotów do integracji z docelowym płatowcem OCP,
   - przetestowano nową koncepcje układu paliwowego, system zapewnia poprawne zasilanie silników we wszystkich fazach lotu z pełnym wykorzystaniem pojemności zbiornika, system został przyjęty dla docelowego płatowca OCP.

Tabela 1. Wykaz lotów – przeprowadzono 6 lotów, badając różne parametry

Lp.	Czas lotu [min]	H max [m]	V max [km/h]	Zasięg max [km]	Dystans sumaryczny [km]	Uwagi
1	5	465	322	1,9	15,8	Lot testowy, regulacja autopilota
2	16	604	344	2,7	79,4	Regulacja autopilota, lot z jednym pracującym silnikiem
3	18	1462	403	25,8	94,5	Lot po zadanej trasie
4	14	1897	363	25,4	68,4	Trasa, powrót z jednym pracującym silnikiem
5	16	2048	505	30,4	93,8	Lot po zadanej trasie
6	9	1847	506	26	55,3	Lot zadaniowy, cel zestrzelony

Uwaga: zestrzelony JET w ramach planowego lotu bojowego

3.2. Badania na terenie CP SP USTKA w okresie 20-31.10.2014 r.

a) Nazwa badań: badania układu sterowania i kontroli lotu platformy JET-2 oraz określenia jej własności lotnych i osiągów.
b) Opis testów: przeprowadzono lot testowy, testując w głównej mierze start automatyczny.
c) Wykaz lotów: lot nr 1 – JET-2A przedprototyp.

3.3. Badania na terenie CP SP USTKA w okresie 25.05.2015r. do 26.06.2015 r.

a) Nazwa badań: przeprowadzenie 7 badań w locie zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu w zakresie badań wstępnych,
b) Opis testów: badano różne parametry.

Tabela 2. Wykaz lotów – przeprowadzono 7 lotów, badając różne parametry

Lp.	Czas lotu [min]	H max [m]	V max [km/h]	Dystans sumaryczny [km]	Uwagi
1	36	1440	476	191,2	Lot poprawny. Kontrola autopilota i zużycia paliwa
2	24	3107	528	146,3	Lot poprawny. Pomiar prędkości wznoszenia, kontrola autopilota i zużycia paliwa
3	17	3413	535	75,7	JET nr 2. Przeciągnięcie w zakręcie nawrotowym wywołane przez zgaśnięcie silnika. Spadochron. Lądowanie w morzu
4	6	868	390	29,6	Zgaśnięcie obu silników. Lądowanie awaryjne udane
5	16	870	434	93	Lot poprawny. Kontrola algorytmów nawigacyjnych
6	30	3675	442	178,8	JET nr 6. Zgaśnięcie silnika na pełnej wysokości (wyłączenie przy „overspeed" (134 tys)). Uszkodzenie płatowca przy lądowaniu (brak możliwości odejścia „na drugi krąg")
7	1	300	240	6,8	JET nr 4. Bardzo słabe wznoszenie (mały ciąg). Po przełączeniu do Auto autopilot nie był w stanie zrealizować wznoszenia. Podczas wykonywania prawego zakrętu na wysokości lotu około 180 m nastąpiło nagłe wyłączenie silników. Włączono awaryjny system spadochronowego lądowania i samolot opadając na spadochronie, wpadł do morza

3.4. Badania na terenie LOTNISKA SOCHACZEW w terminie 29.04.2016 r.

a) Podstawa: testy zakładowe.
b) Nazwa badań: przeprowadzenie badań w locie systemu spadochronowego.
c) Wykaz lotów: Lot 1 – JET nr 1.

Uwaga: niepowodzenie wypuszczenia układu spadochronowego, uszkodzenie OCP oraz układu spadochronowego.

3.5. Badania na terenie CP SP USTKA w okresie od 20.06.2016r. do 30.06.2016 r.

a) Podstawa: Zarządzenie Dyrektora ITWL.
b) Nazwa badań: przeprowadzenie badań wstępnych zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu.

3.6. Badania na terenie CP SP USTKA w okresie od 26.09.2016r. do 30.09.2016 r.

a) Podstawa: Zarządzenie Dyrektora ITWL.
b) Nazwa badań: przeprowadzenie badań wstępnych zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu.
c) Wykaz lotów: przeprowadzono 2 loty, badając różne parametry.

Lot 1 i 2: lot w parze (JET-2 nr 3 i nr 8), Lot 3: lot nocny (JET-2 nr 3).

Tabela 3. Wykaz lotów – przeprowadzono 7 lotów, badając różne parametry oraz jedną próbę startu JET2B-PW

Parametr	Lot 1	Lot 2	Lot 3	Lot 4	Lot 5	Lot 6	Lot 7
	Zadanie						
	Test systemu spadochronowego	Kontrola systemów sterowania	Kontrola maks. zasięgu sterowania	Kontrola długotrwałości lotu	Kontrola maks. prędkości i wysok. lotu	Automat. start i lądowanie*	Test z silnikami o ciągu po 180 N
Czas lotu [min]	13.7	18	21,7	63,5	32,5	30,3	37
Dystans [km]	63,1	82,9	120,6	289,8	184,9	177,1	214,7
V średnia [km/h]	277	275,6	333	274	342	351	347,9
V max [km/h]	385	324	476	356	590	511	522
H max [m]	600	1650	3250	600	6300	3150	3150
Paliwo zużyte [L]	16	12	19	38,4	21,1	23	31
Czas max. teoret. [min]	45	77	57,5	84	79,5	67,9	61,5
Masa startowa [kg]	60	65	74	85	80	81	80

* Wyposażenie do lotów nocnych

Uwaga: przedprototyp JET-2B-PW zniszczony i spalony po starcie

3.7. Badania na terenie CP SP USTKA w okresie od 05.06.2017r. do 14.06.2017 r.

a) Podstawa: Zarządzenie Dyrektora ITWL.

b) Nazwa badań: przeprowadzenie badań kwalifikacyjnych zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu.

4. Podsumowanie

W ramach badań wykonano 30 lotów platformą JET-2. W oparciu o wyniki przeprowadzonych badań oraz na podstawie dokonanych ocen i analiz Komisji Badań Kwalifikacyjnych stwierdzono, że:

- badania państwowe prototypu zestawu odrzutowych celów powietrznych przeprowadzono zgodnie z zatwierdzonym „Programem badań kwalifikacyjnych ZOCP-JET2" i zrealizowano cały zakres badań przewidziany w programie,
- metodologia prowadzonych badań była właściwa, pozwalając na zbadanie wszystkich własności lotnych i osiągów odrzutowego celu powietrznego wraz z jego systemem,
- przedstawiony do badań prototyp zestawu odrzutowych celów powietrznych został wykonany zgodnie z opracowaną dokumentacją konstrukcyjną,
- prototyp zestawu odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu spełnił wszystkie wymagania ujęte w „Założeniach Taktyczno-Technicznych",
- zastosowane rozwiązania konstrukcyjne sprawiają, że zestaw jest bezpieczny w obsłudze i użytkowaniu w zakresie określonym w ZTT oraz na zasadach określonych w instrukcjach użytkowania,

Tabela 4. Wykaz lotów – przeprowadzono 4 loty, badając różne parametry

Data	Urządzenie	Czas rozpoczęcia badania	Czas zakończenia badania	Rodzaj czynności/badań
6.06.2017	Odrzutowy cel powietrzny JET2 nr 9	11:56	13:05	Wykonano lot 68,5 min, zasięg 35848 m. Uzyskano dane do badań wg metodyki nr 6/BK/N/OCP oraz nr 2/BK/L/JET2. Reflektor radarowy 100%. Do wymiany: nosek, usterzenie pionowe.
7.06.2017	Odrzutowy cel powietrzny JET2 nr 11	12:16	12:49	Wykonano lot 33 min, pułap 5623 m, 635,2 km/h. Uzyskano dane do badań wg metodyki nr 3/BK/L/JET2. Reflektor radarowy 75%. Do wymiany: nosek, usterzenie pionowe.
7.06.2017	Odrzutowy cel powietrzny JET2 nr 8	18:42	19:35	Wykonano lot 53 min. Uzyskano dane do badań wg metodyki nr 1/BK/L/JET2 w zakresie sprawdzenia funkcjonowania płatowca oraz układów sterowania i kontroli lotu oraz 4/BK/L/JET2 w zakresie określenia prędkości wznoszenia i maksymalnej prędkości lotu z zabudowanym układem źródeł promieniowania podczerwonego typu 9CH44. Odpalono dwie flary. Reflektor radarowy 100%. Do wymiany: nosek, usterzenie pionowe.
8.06.2017	Odrzutowy cel powietrzny JET2 nr 8	13:14	13:57	Przygotowano urządzenia. Wykonano lot 43 min. Uzyskano dane do badań wg metodyki nr 1/BK/L/JET2 w zakresie sprawdzenia funkcjonowania płatowca oraz 4/BK/L/JET2 w zakresie określenia prędkości wznoszenia i maksymalnej prędkości lotu z zabudowanym układem źródeł promieniowania podczerwonego typu ICP kaliber 50 mm (szkolne bez odpalania). Reflektor radarowy 100%. Do wymiany: nosek, usterzenie pionowe, usterzenie poziome.

- zestaw odrzutowych celów powietrznych spełnia oczekiwania gestora sprzętu wojskowego i może być wprowadzony do użytkowania w Siłach Zbrojnych RP,
- dokumentacja techniczna do zestawu spełnia wymagania Decyzji nr 349/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 20 września 2011 r. i ocenia się ją jako wystarczającą dla przyszłego użytkownika,
- uznaje się, że zestaw odrzutowych celów powietrznych z programowaną trasą lotu w procesie badań państwowych uzyskał ocenę pozytywną.

Bibliografia

1. Czechowicz B., Galiński C., Hajduk J., Wybrane problemy badań w locie małych samolotów bezzałogowych, *Materiały Konferencyjne z IV Konferencji „Metody i technika badań statków powietrznych w locie"*, Mrągowo, 2000
2. Czechowicz B., Hajduk J., Nowakowski M., Rykaczewski D., Warchulski J., *Analizy i badania modelowe dla określenia możliwości wdrożenia do eksploatacji lekkiego bezzałogowego samolotu obserwacyjnego*, ITWL, Warszawa, 2004
3. Manerowski J., Rykaczewski D., Modelowanie dynamiki lotu bezpilotowego statku latającego z zastosowaniem sztucznych sieci neuronowych, *Prace Naukowe ITWL*, 2003, **17**, Warszawa
4. Manerowski J., *Identyfikacja modeli dynamiki ruchu sterowanych obiektów latających*, Wydawnictwo Naukowe ASKON, Warszawa, 1999
5. Rykaczewski D., Unmanned aerial targets innovations and opportunities, *7th EASN International Conference on Innovation in European Aeronautics Research*, ISSN 2523-5052, Warszawa, 2017
6. Decyzja Nr 72/MON Ministra Obrony Narodowej z dnia 25 marca 2013 r. w sprawie pozyskiwania sprzętu wojskowego i usług dla Sił Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej.

Artykuł pt. Realizacja badań państwowych na przykładzie zestawu odrzutowych celów powietrznych ZOCP-JET2 został opracowany w ramach projektu Narodowego Centrum Badań i Rozwoju DOBR/0065/R/ID1/2012/03 realizowanego na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa pt. „Odrzutowe cele powietrzne z programowaną trasą lotu".

Implementation of national tests on the example of the aerial JET-2 target system

The article presents a methodology for the implementation of preliminary and state (qualifying) tests for the project entitled "Jet air targets with a programmable flight route" run by the Air Force Institute of Technology. The experience in the field of maneuvering air targets collected at ITWL since 1996 has enabled refining and implementation of the ZOCP-JET2 jet air target set. The next stages of research necessary to implement the set for exploitation have been presented. Investigations of jet air targets were carried out based on the current regulations in force in the Polish Armed Forces. One such a provision was the decision of the Minister of National Defense No. 72 of 25/03/2013. The decision was aimed at improving the effectiveness of the process of obtaining military equipment.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

MASKOWANIE ŻOŁNIERZA PRZED WYKRYCIEM KAMERĄ TERMOWIZYJNĄ Z BEZZAŁOGOWEGO STATKU POWIETRZNEGO

Andrzej Rypulak, Oliwia Ziółkowska
Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych, Wydział Lotnictwa, Dęblin
e-mail: a.rypulak@wsosp.deblin.pl; zet.oliwia@gmail.com

W artykule przedstawiono sposoby kamuflowania się żołnierza w warunkach nocnych przed wykryciem przez kamerę termowizyjną umieszczoną na wielowirnikowym bezzałogowym statku powietrznym. Dokonano również oceny, które z dostępnych środków maskowania są najskuteczniejsze.

1. Wstęp

Termin termowizja obejmuje metody badawcze polegające na zdalnej i bezdotykowej ocenie rozkładu temperatury na powierzchni badanego ciała. Metoda ta opiera się na obserwacji i zapisie rozkładu promieniowania podczerwonego wysyłanego przez każde ciało, którego temperatura jest wyższa od zera bezwzględnego i przekształceniu tego promieniowania na światło widzialne [2], [5], [6]. 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.

Dla zapewnienia maskowania pojedynczego żołnierza opracowano metody ukrywania się [1], [11], a także specjalne okrycia [3], [4], [10], [12], pozwalające na niemalże całkowite zamaskowanie się przed wykryciem kamerą termowizyjną. Prowadzone są dalsze prace nad przygotowaniem doskonalszych materiałów, pozwalających na zmniejszenie emisyjności ludzi i sprzętu wojskowego [7]. Nie zawsze jednak żołnierz posiada specjalną odzież i nie zawsze znajduje się w terenie umożliwiającym ukrycie się.

W artykule przedstawiono wyniki badań możliwości ukrycia się żołnierza przed wykryciem kamerą termowizyjną zainstalowaną na bezzałogowym statku powietrznym (BSP) w warunkach, gdy żołnierz znajduje się w terenie otwartym i ma jedynie możliwość wykorzystania środków łatwo dostępnych na polu walki. W wyniku przeprowadzonych badań oceniono, które z zastosowanych środków są najskuteczniejsze.

2. Metodyka prowadzenia badań

Podczas wykonywania badań w termowizji została wykorzystana kamera termalna KTL 30 „Szczygieł" (rys. 1). Przeznaczona jest ona do obserwacji terenu w warunkach widoczności: dziennej, nocnej, zamglenia lub zadymienia. Wyposażona jest w niechłodzony detektor bolometryczny o rozdzielczości 640×480 pikseli i obiektyw o kącie pola widzenia 30° (horyzontalnie), który umożliwia sprawną lokalizację źródeł ciepła w terenie. Obraz z kamery może być transmitowany w formie analogowej lub cyfrowej. Kamera może być wykorzystana w monitoringu lub podczas akcji poszukiwawczo-ratunkowych. Kamera posiada szerokie zastosowanie, gdy wymagana jest wysoka jakość obrazu i niewielka masa oraz gabaryty. Wszystkie powyższe zalety oraz

możliwość instalacji kamery na bezzałogowym statku powietrznym przyczyniły się do wyboru tego konkretnego modelu (rys. 1).

Rys. 1. Kamera termalna KTL-30 „Szczygieł" [9]

Tabela 1. Podstawowe parametry techniczne kamery KTL-30 „Szczygieł" [9]

Detektor	Niechłodzona matryca bolometryczna
Rozdzielczość matrycy	640×480
Zakres spektralny	8÷14 mm
Czułość	NEDT – 50 mK
Kąt pola widzenia	30° (40° diagonalnie)
Zasilanie	5 VDC
Pobór mocy	1,5 W
Zakres temperatur pracy	30° ÷ 30°
Wymiary	40×40×70 mm
Masa	120 g

3. Platforma

Wykonywanie zdjęć w podczerwieni z powietrza było możliwe dzięki zastosowaniu bezzałogowego statku powietrznego DJI Matrice 100 (rys. 2). Quadrocopter jest całkowicie konfigurowalną

Rys. 2. Platforma DJI Matrice 100 z zamontowaną kamerą termowizyjną KTL-30 „Szczygieł" [opr. wł.]

i programowalną platformą. Pozwala operatorowi na szybkie uruchomienie, dobrą stabilność oraz niezawodność lotu. Matrice został wykonany z wytrzymałego i lekkiego włókna węglowego.

Jego konstrukcja pozwala na montowanie dodatkowych akcesoriów, np. gimbala z kamerą. Lekka rama i potężny system napędowy oraz jednoczesne wykorzystanie dwóch baterii dają możliwość wykonania 40 min lotu. Sterowanie odbywa się przez nadajnik radiowy o zasięgu do 2 km. W tabeli 2 przedstawiono podstawowe parametry platformy DJI Matrice 100.

Tabela 2. Podstawowe parametry techniczne platformy DJI Matrice 100

Masa własna (z baterią TB48D)	2431 g
Masa startowa	3400 g
Prędkość maksymalna	5 m/s (18 km/h)
Max. odporność na wiatr	10 m/s (36 km/h)
Czas lotu (z baterią TB48D)	ok. 23 min

4. Przeprowadzanie badań z wykorzystaniem różnych środków maskujących

Badania zostały wykonane pod kątem maskowania żołnierza przed wykryciem przez kamerę termowizyjną z powietrza, który znalazł się na terytorium wroga. Może to być pilot, który katapultował się w wyniku awarii lub strącenia statku powietrznego, czy też żołnierz, który desantował się na obcym terytorium. Jako środki kamuflażu wykorzystano indywidualne wyposażenie żołnierza oraz materiały, które mogłyby posłużyć jako potencjalny ekwipunek maskujący. Do tych środków należą:

- umundurowanie polowe,
- pałatka wojskowa,
- ogólnowojskowy płaszcz ochronny OP-1,
- koc żołnierski,
- wojskowy spadochron treningowy L-2 Kadet,
- folia termiczna NRC,
- mata z włókna szklanego.

Podczas wykonywania zdjęć w podczerwieni z powietrza badano także wpływ odległości obiektu od kamery termowizyjnej oraz zależność wysokości lotu platformy na wykrywalność żołnierza.

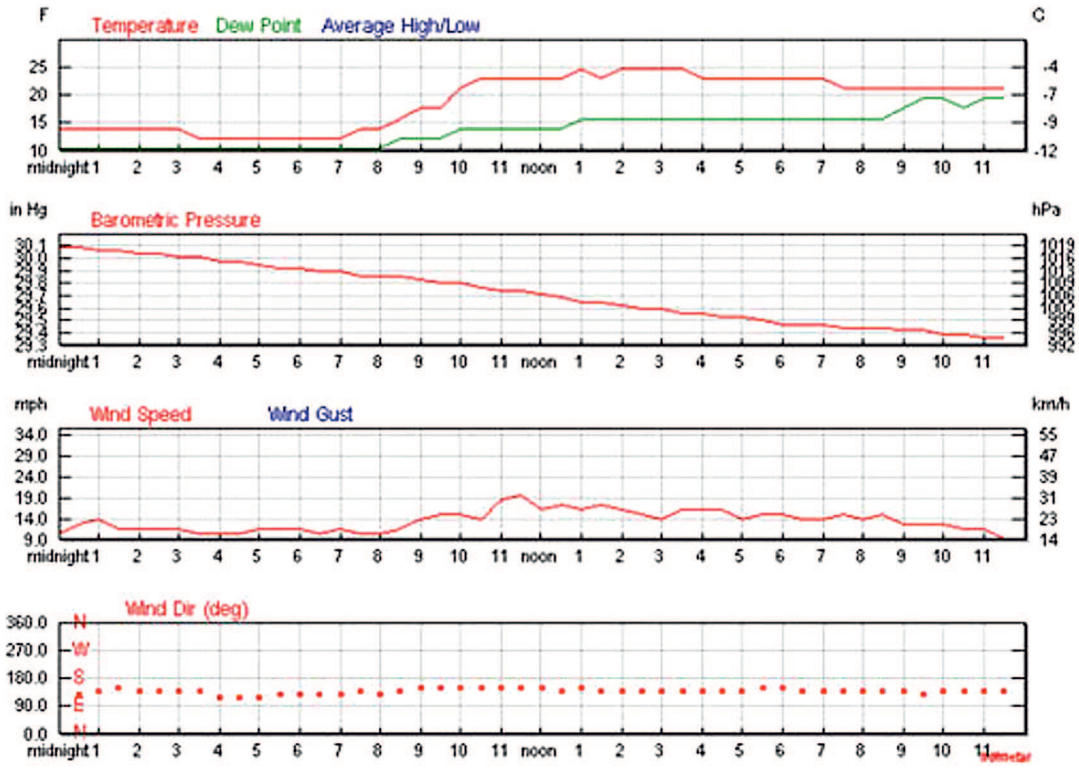
Badania zostały wykonane w dniu 16.01.2018 r. na otwartych terenach osiedla Masów w miejscowości Dęblin po zachodzie słońca w godzinach 15:30-19:30. Średnia temperatura wynosiła $-8°C$, zaś wilgotność powietrza około 25%. Dzięki niskiej temperaturze otoczenia kontrast temperaturowy między istotą żywą a tłem jest duży, co za tym idzie, kamuflaż przed wykryciem przez kamerę termowizyjną jest bardzo trudny. W czasie przeprowadzania badań warunki pogodowe dawały możliwość niemalże nieruchomego zawisu dla platformy.

Na rys. 3. przedstawione są parametry meteorologiczne w dniu przeprowadzania badań.

Przeprowadzanie badań wymagało obecności minimum trzech osób – operatora platformy, operatora oprogramowania kamery termowizyjnej oraz osoby maskującej się. Na poniższych zdjęciach przedstawiono przygotowanie do badań oraz środowisko pomiaru (rys. 4 i 5).

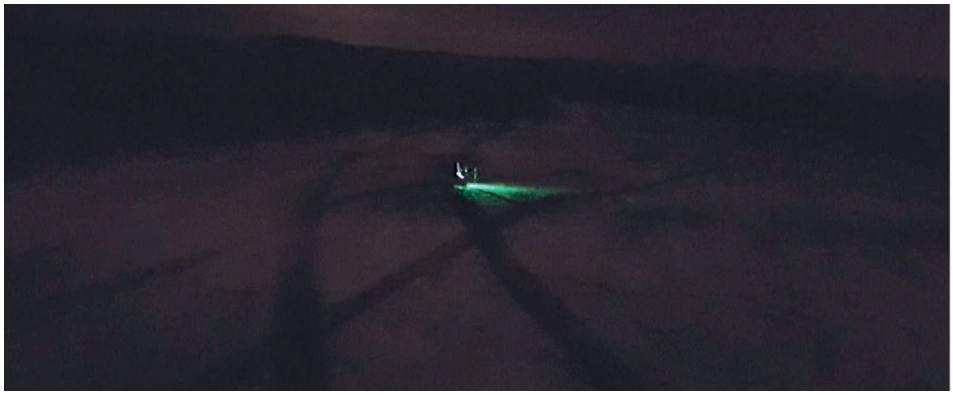
4.1. Umundurowanie polowe

Niezależnie od specjalności, funkcji oraz rodzaju sił zbrojnych każdy żołnierz jest wyposażony w mundur polowy. Służy on do codziennego działania na terenie jednostki czy też do treningów poligonowych i specjalistycznych ćwiczeń. Wykonany jest z tkaniny US-22/1 i składa się w 50%



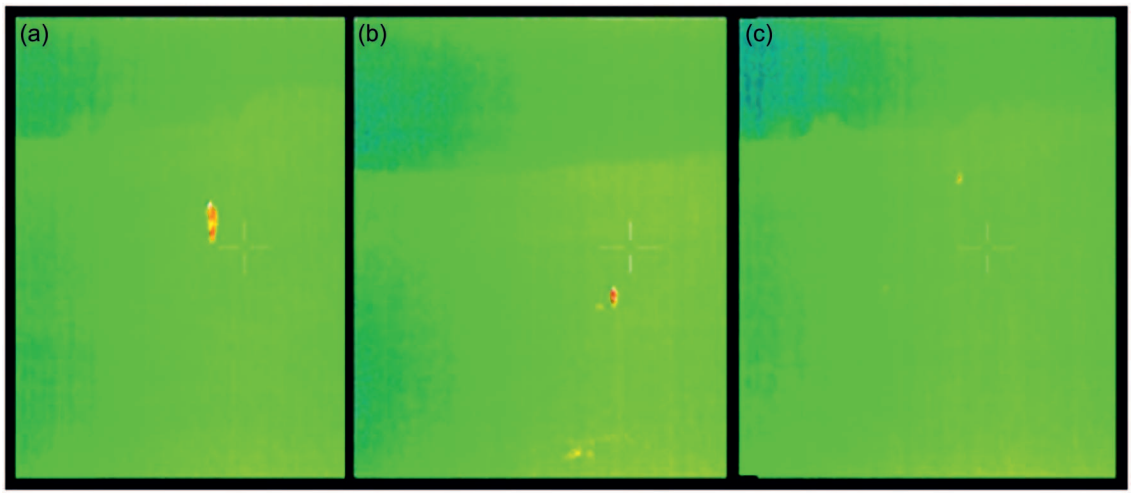
Rys. 3. Warunki pogodowe podczas przeprowadzania badań 16.01.2018 r. [8]

Rys. 4. Platforma DJI Matrice 100 w zawisie podczas próby przed wykonywaniem badań [opr. wł.]



Rys. 5. Widzialność podczas wykonywania zdjęć w podczerwieni – żołnierz nie jest wykrywalny w paśmie widzialnym (zielona poświata pochodzi od świateł pozycyjnych drona) [opr. wł.]

z bawełny, w 50% z poliestru w splocie rip-stop, występuje w kamuflażu „pantera". Na rys. 6 przedstawiono zobrazowanie termalne żołnierza w umundurowaniu polowym w odległości 10 m. Widać na nim, że sylwetka żołnierza jest znakomicie widoczna, zatem umundurowanie polowe nie maskuje żołnierza.



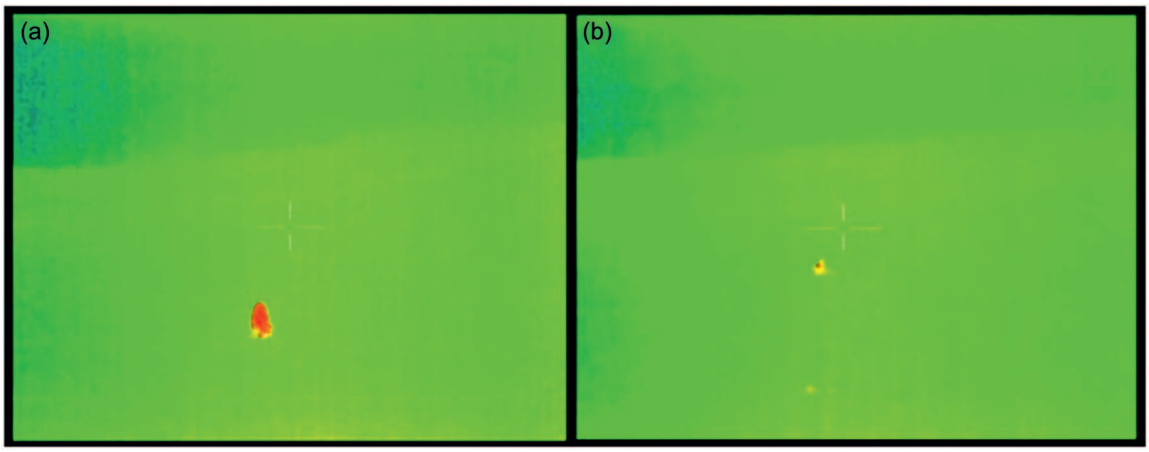
Rys. 6. Porównanie zobrazowań termalnych żołnierza bez osłony z odległości: (a) 50 m, (b) 100 m i (c) 200 m [opr. wł.]

4.2. Pałatka wojskowa

Pałatka (rys. 7) jest to długa i obszerna wojskowa peleryna, która daje okrycie całej postaci wraz z plecakiem i bronią osobistą. Wykonana jest z impregnowanej tkaniny płóciennej, po rozłożeniu przyjmuje kształt zbliżony do wycinka wielokąta prawidłowego.

Rys. 7. Pałatka wojskowa

Badania możliwości maskowania żołnierza z użyciem pałatki w odległościach 50 i 100 metrów od platformy, która wykonywała zawis na około 5 metrach wykazały (rys. 8), że żołnierz osłaniający się pałatką jest całkowicie wykrywalny przez kamerę termowizyjną, dlatego nie jest to środek maskujący.



Rys. 8. Żołnierz osłonięty pałatką w zobrazowaniu termalnym w odległości: (a) 50 m, (b) 100 m [opr. wł.]

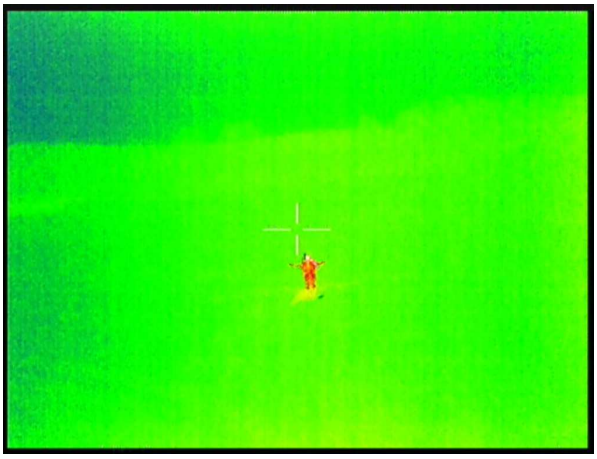
4.3. Ogólnowojskowy płaszcz ochronny OP-1

Ogólnowojskowy płaszcz ochronny OP-1 (rys. 9) to izolacyjny ubiór ochronny przed skażeniami chemicznymi, biologicznymi oraz substancjami promieniotwórczymi i promieniowaniem cieplnym. Wykonany jest z trudno palnej, dwustronnie gumowanej tkaniny w kolorze khaki. Do zestawu OP-1 należą: płaszcz z kapturem, pończochy ochronne, rękawice ochronne z bawełnianymi ocieplaczami, torba do przechowywania zestawu.

Rys. 9. Żołnierz WP w stroju OP-1 i masce MP-5

Zbadano możliwości wykrycia żołnierza z użyciem OP-1 wykonano w odległości 50 metrów od platformy, która wykonywała zawis na około 5 metrach (rys. 10).

Jak można zauważyć (rys. 10), odzież przeciwchemiczna zwiększa wykrywalność żołnierza przez kamerę termowizyjną. Gumowy materiał sprawia, że ciało nagrzewa się, przez co wzrasta jego emisyjność energii cieplnej. Płaszcz OP-1 zdecydowanie nie nadaje się do kamuflażu w podczerwieni.

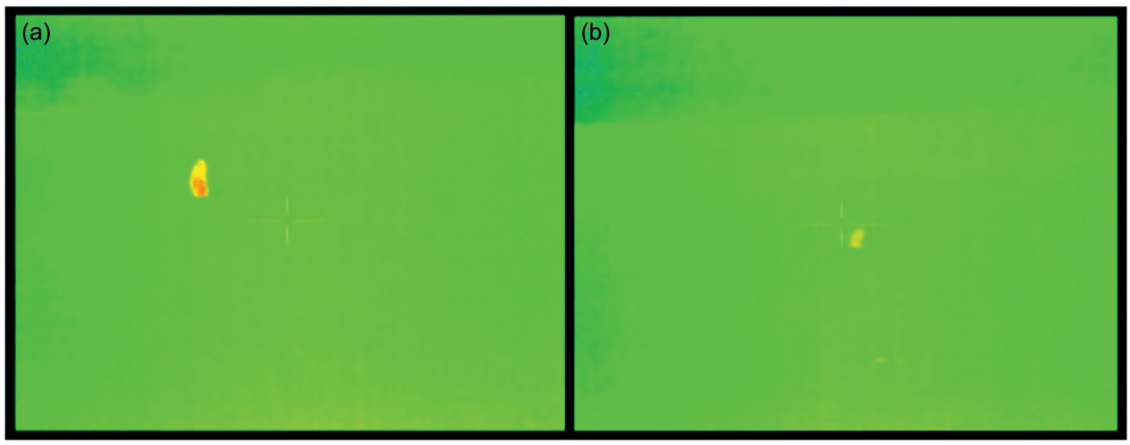


Rys. 10. Żołnierz w OP-1 w zobrazowaniu termalnym w odległości 50 m [opr. wł.]

4.4. Koc żołnierski

Koc o wymiarach 200 cm×140 cm oraz masie około 2,2 kg zapewnia ochronę przed wyziębieniem podczas ćwiczeń wojskowych oraz stanowi wierzchnie okrycie łóżek w koszarach (rys. 11). Składa się w 50% z wełny, w 46% z włókna celulozowego oraz w 4% z poliamidu.

Rys. 11. Koc żołnierski



Rys. 12. Żołnierz osłonięty kocem żołnierskim w zobrazowaniu termalnym w odległości: (a) 50 m, (b) 100 m [opr. wł.]

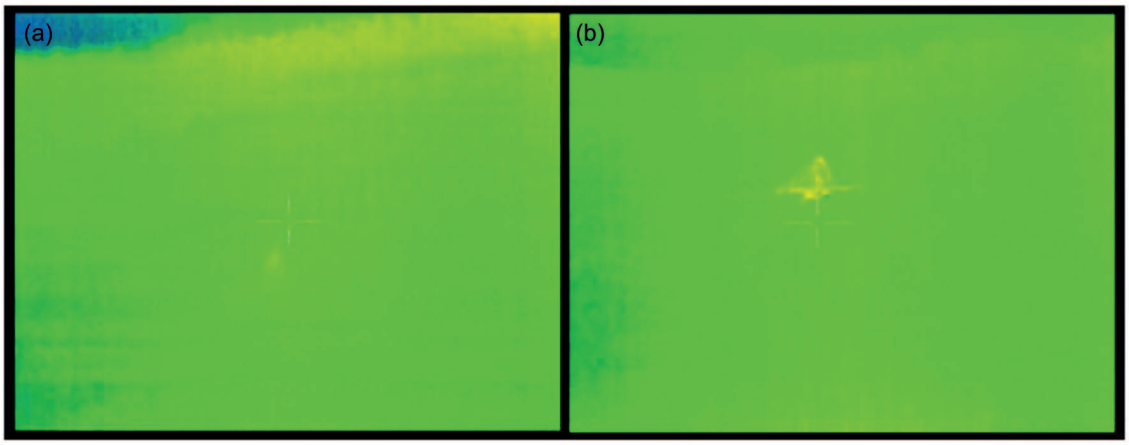
Na rys. 12 przedstawiono żołnierza okrytego kocem wojskowym. Niestety koc szybko się nagrzewa od ciała człowieka i nie stanowi skutecznej formy kamuflażu, zarówno w mniejszej jak i większej odległości.

4.5. Wojskowy spadochron treningowy L-2 „Kadet"

Spadochron L-2 „Kadet" (rys. 13) przeznaczony jest do szkolenia podstawowego i treningu skoczków. Jego masa wynosi 11 kg. Osłona czaszy wykonana jest z tkaniny torlenowej lub wiskozowej. Czasza spadochronu wykonana jest z tkaniny stylonowej. Całkowita powierzchnia czaszy ze statecznikami wynosi 73 m^2. W centralnej części czaszy znajduję się otwór o średnicy 40 cm.

Rys. 13. Wojskowy spadochron treningowy L-2 „Kadet" podczas badań [opr. wł.]

Można założyć hipotetyczną sytuację, kiedy żołnierz znalazł się na nieprzyjaznym terenie w wyniku opuszczenia statku powietrznego ze spadochronem. W celu ukrycia się przed wykryciem kamerą termowizyjną okrywa się spadochronem. Wyniki tego badania można zobaczyć na rysunku 14.



Rys. 14. Żołnierz osłonięty spadochronem w zobrazowaniu termalnym: (a)w odległości 50 m, (b) w odległości 50 m po upływie 5 min od rozpoczęcia ukrywania się [opr. wł.]

Jak wynika z powyższych badań, spadochron zdaje egzamin w termalnym maskowaniu żołnierza. Człowiek jest ledwo zauważalny w podczerwieni, co znacznie zwiększa szanse na przeżycie na polu walki. Sytuacja zmienia się jednak w miarę upływu czasu (rys. 14b.) Ciepło ludzkiego

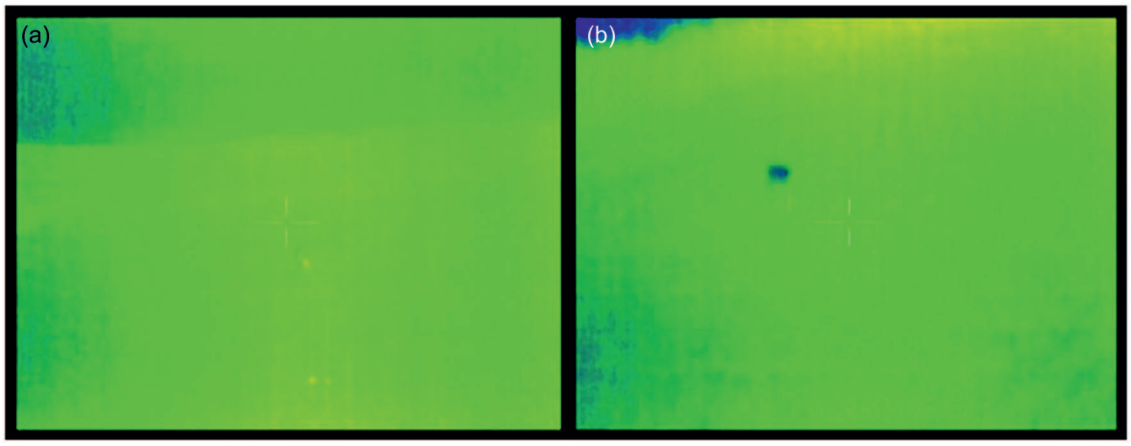
ciała absorbowane jest stopniowo przez spadochron, powodując jego nagrzewanie się, co w konsekwencji powoduje stopniowe demaskowanie żołnierza.

4.6. Folia NRC

Folia NRC (rys. 15.) jest to cienka metalizowana płachta z tworzywa sztucznego. Charakteryzuje się dobrymi właściwościami izolacyjnymi, małymi wymiarami oraz niewielką masą – ok. 50 g. Owinięcie się folią zmniejsza konwekcję cieplną, szczególnie wtedy, gdy zimny wiatr penetruje odzież i oziębia skórę, zmniejsza straty ciepła wywołane parowaniem potu lub wilgotnej odzieży, zmniejsza także wypromieniowywanie energii cieplnej.

Rys. 15. Folia NRC

Efekty badań termowizyjnych z udziałem koca termicznego przedstawione są na rysunku 16.



Rys. 16. Zobrazowanie termalne żołnierza w odległości 50 m: (a) zamaskowanego folią NRC skierowaną srebrną stroną w kierunku kamery, (b) zamaskowanego folią NRC skierowaną złotą stroną w kierunku kamery [opr. wł.]

Analizując powyższe zdjęcia, można dojść do wniosku, że folia NRC znakomicie maskuje człowieka przed wykryciem przez kamerę termowizyjną. Skutecznie blokuje ciepło emitowane przez człowieka, co sprawia, że jego sylwetka nie jest widoczna. Jednak należy mieć na uwadze dwie kwestie. Pierwszą z nich jest fakt, iż folia nadaje się do kamuflażu jedynie po zmierzchu, ponieważ jej odblask zwraca uwagę w zobrazowaniu rzeczywistym. Druga to kolor strony, która jest eksponowana w stronę kamery. Złota strona na zewnątrz (rys. 16b), powoduje wręcz jeszcze większe ochłodzenie na obrazie termalnym, co może zwrócić uwagę operatora platformy z kamerą termowizyjną.

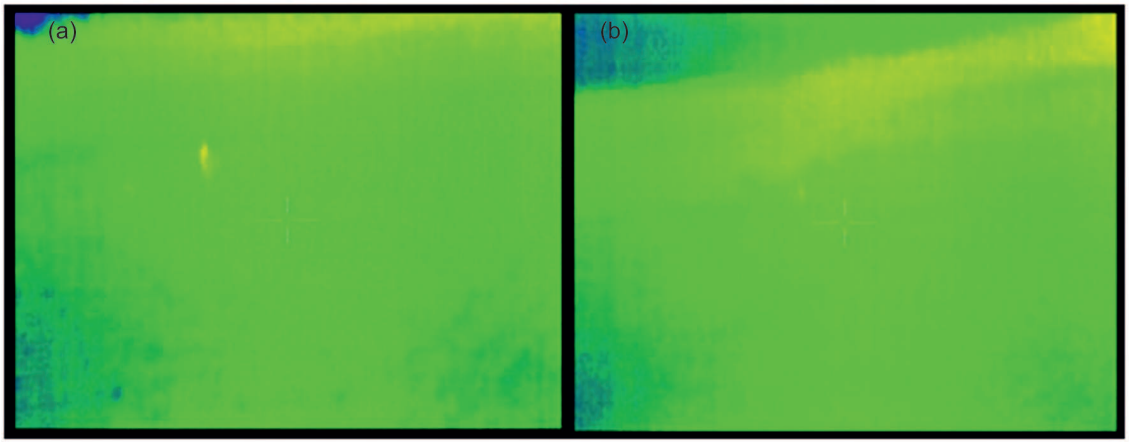
4.7. Mata z włókna szklanego

Wiele materiałów, takich jak np. szkło, które są przeźroczyste dla oka ludzkiego, nie jest przenikalnych dla fal promieniowania podczerwonego. Kamera termowizyjna dokonuje pomiaru tylko temperatury powierzchni szkła, a nie temperatury przedmiotów znajdujących się za nim. Na polu walki odnalezienie szyby i zamaskowanie się nią jest wręcz niemożliwe. Dlatego postanowiono zbadać właściwości kamuflujące w termowizji maty wykonanej z włókna szklanego (rys. 17).

Rys. 17. Mata z włókna szklanego

Włókna szklane charakteryzują się małym wydłużeniem i wysokimi wartościami modułu sprężystości, podwyższoną odpornością termiczną. Włókna te posiadają niskie wartości przenikalności elektrycznej względnej. Masa powierzchniowa maty o splocie „plain" wynosi 160 g/m^2.

Jak można zauważyć na zdjęciach (rys. 18), mata z włókna szklanego spełnia rolę dobrego materiału maskującego przed wykryciem przez kamerę termowizyjną.

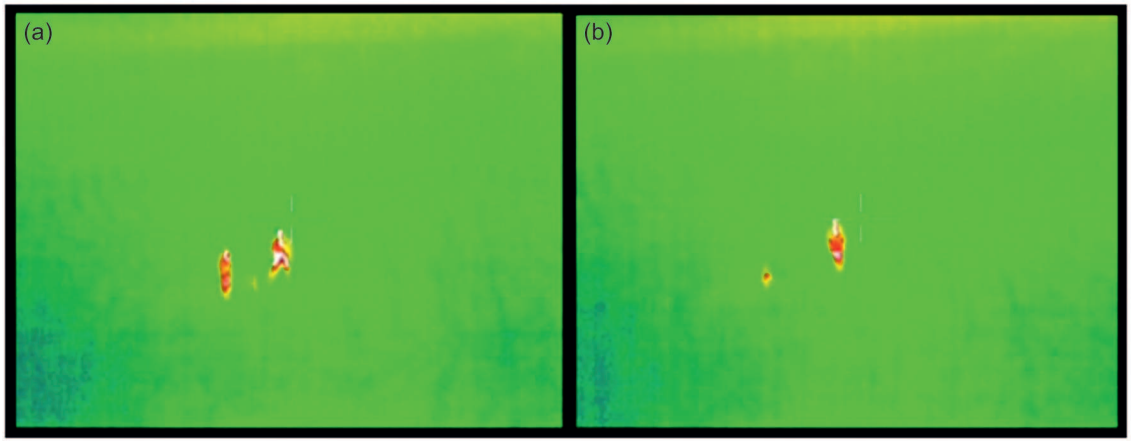


Rys. 18. Żołnierz osłonięty matą z włókna szklanego w zobrazowaniu termalnym w odległości: (a) 50 m, (b) 150 m [opr. wł.]

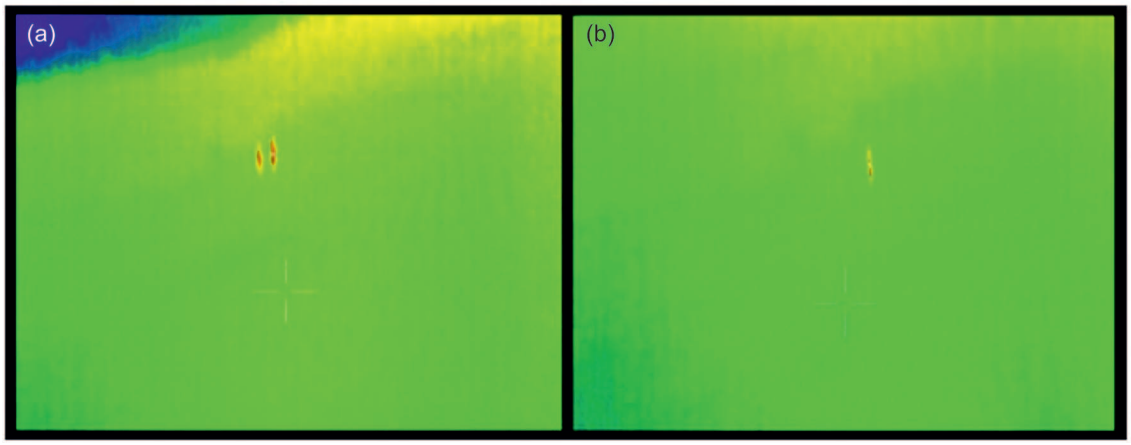
4.8. Porównanie obrazów termowizyjnych żołnierza zamaskowanego i niezamaskowanego

W celu zobrazowania skuteczności maskowania w podczerwieni wprowadzono drugiego żołnierza, który pozostał niezakamuflowany. Stanowi on punkt odniesienia, który pokazuje zdolność maskującą poszczególnych materiałów. Kolejne zobrazowania przedstawiają sytuacje, w których jeden żołnierz osłania się folią NRC oraz spadochronem (rys. 19 i 20).

Z powyższych zdjęć w podczerwieni wynika, że materiały użyte w doświadczeniu z dwoma żołnierzami spełniają rolę jako dobre środki kamuflażu. Widać znaczną różnicę między żołnie-



Rys. 19. Porównanie dwóch żołnierzy w zobrazowaniu termalnym z odległości 50 m od platformy: (a) obydwaj bez kamuflażu, (b) jeden jest okryty folią NRC srebrną stroną w kierunku kamery (zauważalny punkt o wyższej temperaturze wynika z rozerwania folii) [opr. wł.]



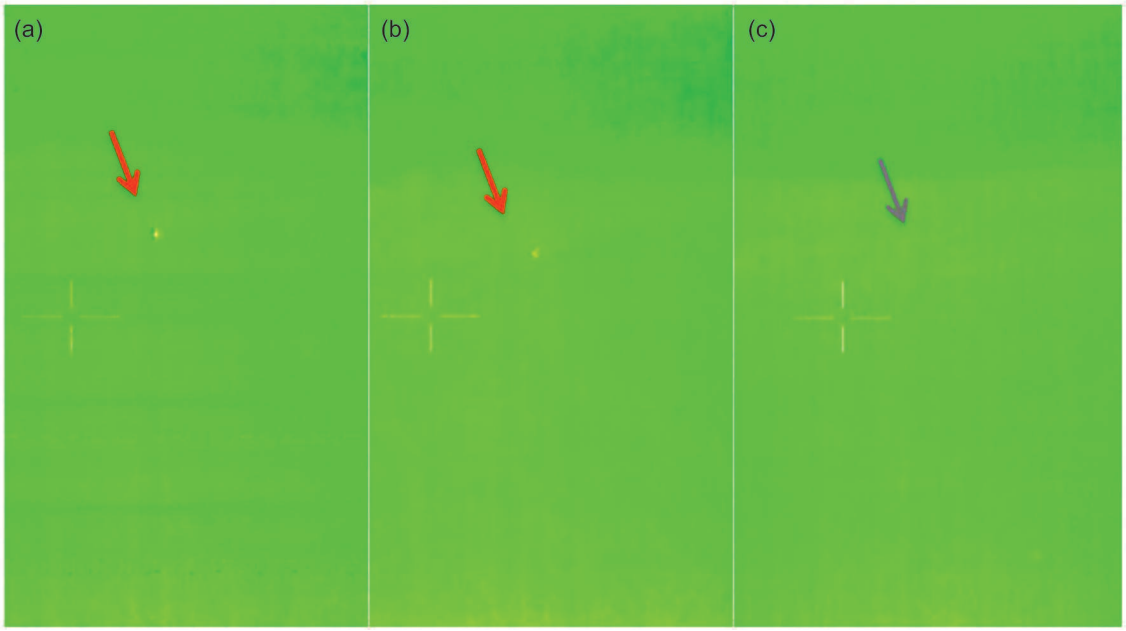
Rys. 20. Porównanie zobrazowania termalnego dwóch żołnierzy będących w odległość 150 m od platformy: (a) obydwaj żołnierze bez kamuflażu, (b) jeden żołnierz osłania się spadochronem, drugi jest bez kamuflażu [opr. wł.]

rzem niezamaskowanym a żołnierzem pod osłoną. Operator kamery nie spostrzegłby drugiego żołnierza, niezależnie, czy znajduje się on blisko, czy w oddali.

4.9. Wpływ wysokości lotu platformy na wykrywalność w podczerwieni

Kolejnym aspektem badań był wpływ wysokości lotu platformy z kamerą termowizyjną na wykrywalność żołnierza bez żadnej osłony. Efekty tych badań zostały przedstawione na rysunku 21.

Odległość od platformy wynosiła około 275 m. Dron wykonywał zawis początkowo na 15 metrach, gdzie żołnierz jest dobrze zauważalny na zobrazowaniu termalnym, następnie stopniowo obniżał lot. Na 8 metrach sylwetka jest ledwie zauważalna, natomiast na wysokości 1 m jest już praktycznie niewykrywalna. Dzięki temu badaniu można zauważyć przewagę bezzałogowego statku powietrznego z podwieszoną kamerą termowizyjną w wykrywaniu siły żywej nad naziemnymi środkami wykrywania. W tabeli 3 przedstawiono sposoby maskowania żołnierza oraz ich skuteczność dla różnych odległości od platformy.



Rys. 21. Zobrazowanie termalne żołnierza bez osłony w odległości 275 m od platformy wykonującej zawis na wysokościach: (a) 15 m, (b) 8 m, (c) 1 m [opr. wł.]

Tabela 3. Zestawienie tabelaryczne wyników badań [opr. wł.]

Metoda maskowania	Odległość [m]	Stopień jakości maskowania
Mundur polowy	50	żaden
	100	
	200	
Pałatka	50	żaden
	100	
OP-1	50	pogorszony
Koc żołnierski	50	żaden
	100	
Spadochron treningowy L-2 „Kadet”	50	częściowy
	150	całkowity
Folia NRC – srebrna strona do kamery termowizyjnej	50	całkowity
	100	
Folia NRC – srebrna strona do kamery termowizyjnej	50	częściowy
	100	częściowy
Mata z włókna szklanego	50	częściowy
	150	całkowity

5. Podsumowanie

Jednym z ważniejszych aspektów pola walki jest od zawsze pozostanie jak najdłużej niewykrytym. Stosowane do tego były specjalne kamuflaże (specjalne malowanie ciała czy pojazdów wojskowych), tak aby żołnierz w jak najmniejszym stopniu odróżniał się od otaczającego go tła. Na współczesnym polu walki dominują optoelektroniczne, w tym termowizyjne, systemy celownicze. Dlatego maskowanie siły żywej oraz pojazdów ma kluczowe znaczenie.

Analizując przeprowadzone badania, można stwierdzić, że zobrazowanie termalne zależy od wielu czynników zewnętrznych. W celu dokonania skutecznego pomiaru w podczerwieni konieczna jest zatem znajomość tych czynników i umiejętność ich uwzględnienia. Najlepiej maskującym środkiem okazała się folia NCR, której niewielkie gabaryty oraz masa są niewątpliwymi zaletami. Zasługuje ona na rekomendację, aby wyposażyć w nią pakiet ratunkowy przeznaczony dla pilotów oraz personelu lotniczego. Należy jednak pamiętać, że przez odblaskową powierzchnię znajdzie ona większe zastosowanie w porze nocnej. Dobrym materiałem kamuflującym jest również mata z włókna szklanego. Charakteryzuje się ona małą masą oraz dużą elastycznością.

W przypadku indywidualnego wyposażenia żołnierza większość okryć nie znalazło zastosowania w maskowaniu przed wykryciem przez kamerę podczerwoną z powietrza. Zwykły mundur nie ochroni żołnierza przed wykryciem w podczerwieni, a wyposażenie takie jak odzież przeciwchemiczna OP-1, pałatka czy koc wojskowy, wręcz wzmacniało wykrywalność w obrazie termalnym. Zadawalający efekt maskujący przed zidentyfikowaniem przez kamerę termowizyjną można uzyskać dzięki spadochronowi. Należy uświadamiać o tym fakcie pilotów, personel lotniczy oraz innych żołnierzy wykonujących skoki spadochronowe.

Badanie ukazujące wykrywalność człowieka w zależności od wysokości lotu platformy dowiodło, że bezzałogowe statki powietrzne mają niewątpliwą przewagę w wyszukiwaniu siły żywej w podczerwieni nad naziemnymi środkami. Z badań wynika również, że wysokość, z jakiej dokonywana jest obserwacja, ma duży wpływ na stopień możliwości zamaskowania się żołnierza i dlatego platforma Matrice 100 z kamerą termalną KTL-30 „Szczygieł", może mieć zastosowanie nie tylko w wykrywaniu przeciwnika, ale również w poszukiwaniach ratowniczych własnych żołnierzy, którzy zaginęli lub znajdują się w niebezpieczeństwie.

Warto nadmienić, że podczas wykonywania badań w podczerwieni temperatura otoczenia była bardzo niska. Przy takich warunkach wykrycie człowieka jest łatwiejsze, dlatego opracowanie metody skutecznego maskowania w takich warunkach ma bardzo duże znaczenie praktyczne.

Uzyskane wyniki mogą stanowić podstawę do dalszych badań w zakresie poszukiwania materiałów i środków maskujących oraz wykrywania żołnierzy przez kamerę termowizyjną.

Bibliografia

1. Jacobs P.A., *Thermal Infrared Characterization of Ground Targets and Backgrounds*, 2nd ed., SPIE Press, Washington, 2006

2. Jóźwicki R., *Technika podczerwieni*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 2014

3. Kastek M., Piątkowski T., Dulski R., Chamberland M., Lagueux P., Farley V., Multispectral and hyperspectral measurements of soldier's camouflage equipment, *Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering*, May 2012

4. Kastek M., Dulski R., P. Trzaskawka P, Bieszczad G., Measurement of sniper infrared signatures, *Proceedings of SPIE – The International Society for Optical Engineering*, September 2009

5. Ronald G.D., Melvin H.F., Jonathan M.N., *Introduction to Infrared and Electrooptical Systems*, 2nd ed., Artech Hous, 2012

6. Więcek B., De Mey G., *Termowizja w podczerwieni. Podstawy i zastosowania*, Wydawnictwo PAK, Warszawa, 2011

7. Zhao H.L., Guo D.B., Sheng T.I., Wen Y.L., Na L., Rui T., Infrared emissivity properties of infrared stealth coating prepared by water-based Technologies, *Optical Materials Express*, **6**, 12 | 1 Dec. 2012

8. www.wunderground.com/history/airport/EPLB/2018/1/11/DailyHistory.html?req_city=Deblin+Mil&req_state=LU&req_statename=Polska&reqdb.zip=00000&reqdb.magic=331&reqdb.wmo=12490 (dostępne od 10.12.2017)
9. *Opis kamery termowizyjnej KTL-30 „Szczygieł”*, http://etronika.pl/product.aspx?cat=7&id=43#1 (dostępne od 13.12.2017)
10. *Fibrotex Technologies Nightwalker Thermal Camouflage Suit*, http://www.fibrotex-tech.com/nightwalker. http://www.fibrotex-tech.com/nightwalker (dostępne od 10.03.2018)
11. *How to hide from drones?* http://tinhatranch.com/hide-dronesthermal-imaging/ (dostępne od 10.03.2018)
12. *Anti thermal, anti-drone camouflage*, http://www.globalfors.com/en/antithermal/ (dostępne od 10.03.2018)

Soldier's camouflage against detecting by infrared camera installed on an Unmanned Aerial Vehicle

The article presents methods of soldier's camouflage in night conditions, before being detected by a thermal imaging camera placed on a multi-rotor unmanned aerial vehicle. It has been also assessed which of the available masking measures are the most effective.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

REAKCJE DYNAMICZNE W URZĄDZENIU „LOOPING"

Karolina Sadownik

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

e-mail: karolina.sadownik@pw.edu.pl

W artykule przedstawiono sposób oszacowania reakcji dynamicznych w urządzeniu treningowym typu „looping". 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. Analizowano układ płaski i w rezultacie wyznaczono reakcje w przegubie urządzenia. Otrzymane wartości reakcji dynamicznych porównano z danymi literaturowymi.

1. Urządzenie treningowe „looping"

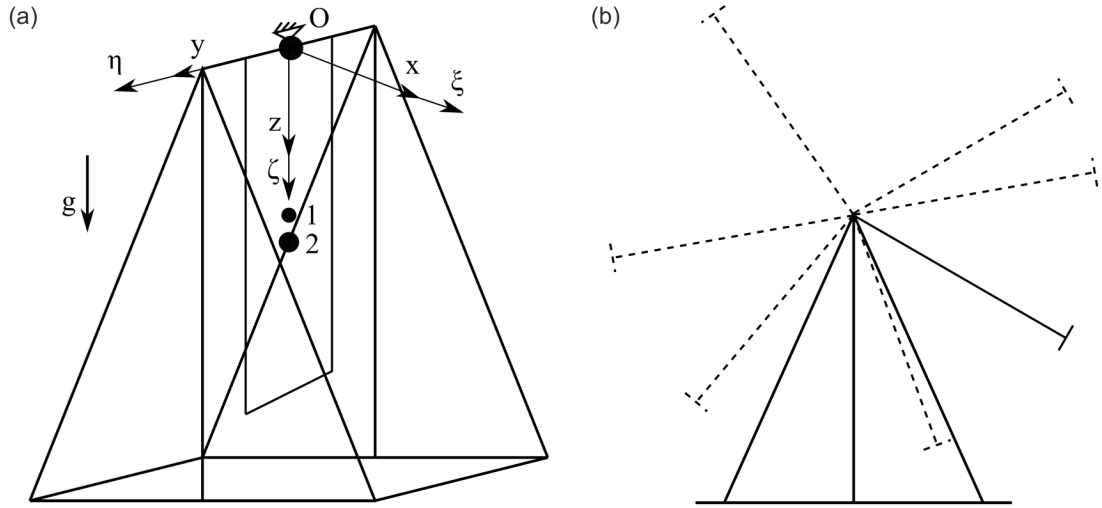
Urządzenie treningowe „looping" wchodzi w skład zestawu urządzeń treningowych określanych jako Lotnicze Przyrządy Gimnastyczne Specjalne (LPGS). „Looping" przeznaczony jest do szkolenia kandydatów na pilotów. Stanowi odmianę huśtawki, umożliwiając wykonywanie osobie ćwiczącej pełnych obrotów względem osi poziomej równoległej do podłoża oraz pełnych obrotów wokół podłużnej osi ciała. Obrót wokół podłużnej osi ciała może być w urządzeniu blokowany. W urządzeniu treningowym typu „looping" można wyróżnić następujące podzespoły: podstawa, rama osi poziomej – zwana w dalszej części trenażerem (jest to część nieruchoma), rama osi pionowej – zwana w dalszej części huśtawką (jest to część ruchoma). Największe obciążenia występują w połączeniu między huśtawką a trenażerem – poddano je analizie.

2. Model fizyczny i matematyczny

Model fizyczny urządzenia treningowego typu „looping" (rys. 1a) zbudowano, przyjmując następujące założenia:

- konstrukcja jest nieodkształcalna,
- rama trenażera i huśtawki jest idealnie sztywna,
- huśtawka do trenażera jest zampocowana za pomocą przegubu kulistego,
- ruch huśtawki to ruch kulisty,
- równania ruchu opisują ruch środka masy człowieka względem huśtawki,
- konfiguracja układu ruchomego względem układu nieruchomego jest opisana za pomocą kątów Bryanta,
- całkowita chwilowa prędkość kątowa układu poruszającego się człowieka i huśtawki to suma prędkości kątowej huśtawki względem trenażera i zmiany prędkości kątowej, która jest wynikiem ruchu człowieka względem huśtawki,
- prędkość kątowa huśtawki względem trenażera jest stała i znana.

W celu zbudowania modelu matematycznego analizowanego układu wprowadzono dwa prostokątne prawoskrętne układy odniesienia o początku w nieruchomym punkcie O:

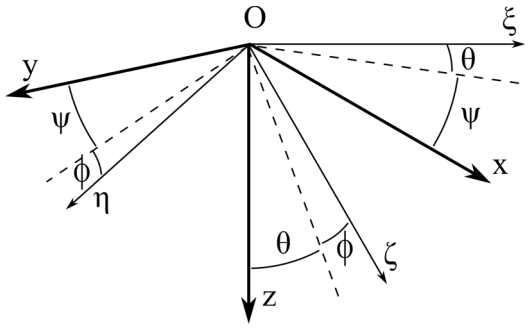


Rys. 1. (a) Model urządzenia treningowego, (b) przykładowa sekwencja ruchu; 1 – środek masy huśtawki, 2 – środek masy człowieka

$Oxyz$ – inercjalny nieruchomy układ odniesienia sztywno związany z trenażerem. Układ ten jest układem grawitacyjnym – oś Oz jest zawsze równoległa do wektora przyspieszenia ziemskiego. Względem układu $Oxyz$ jest opisany ruch huśtawki za pomocą kątów Bryanta. Jest to układ globalny.

$O\xi\eta\zeta$ – układ ruchomy sztywno związany z huśtawką. Względem układu $O\xi\eta\zeta$ jest opisany ruch środka masy człowieka. W fazie początkowej oś $O\zeta$ pokrywa się z osią Oz. Jest to układ lokalny.

Kąty orientacji przestrzennej wraz z układami $Oxyz$ i $O\xi\eta\zeta$ przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Kąty orientacji przestrzennej wraz z układami $Oxyz$ i $O\xi\eta\zeta$

Związki kinematyczne między współrzędnymi dowolnego wektora mierzonymi w układzie $O\xi\eta\zeta$ a współrzędnymi tego samego wektora w układzie $Oxyz$ można zapisać jako:

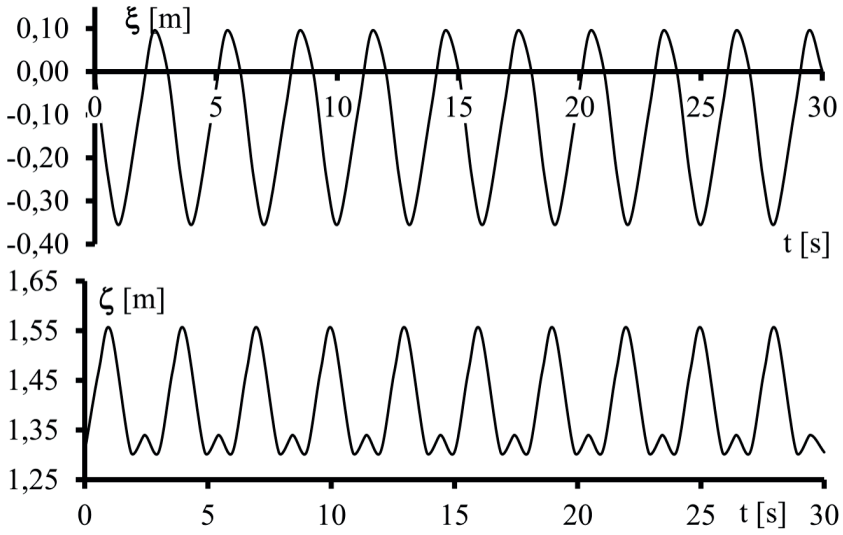
$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{\Lambda} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

Macierz transformacji $\mathbf{\Lambda}$ między układami dana jest w postaci

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

3. Położenia środka masy (człowieka, huśtawki)

Na podstawie zarejestrowanego przebiegu ćwiczenia uzyskano wykres wędrówki środka masy osoby ćwiczącej na płaszczyźnie $O\xi\zeta$ oraz wykres zmiany położenia środka masy człowieka w funkcji czasu (rys. 3).



Rys. 3. Położenie środka masy człowieka wzdłuż osi $O\xi$ oraz $O\zeta$ w funkcji czasu

Na podstawie otrzymanych wykresów i przy użyciu programu Advanced Grapher otrzymano wektor położenia środka masy człowieka $\boldsymbol{\rho}_{C_czl}$ w układzie $O\xi\eta\zeta$:

$$\boldsymbol{\rho}_{C_czl} = \begin{bmatrix} \xi_{C_czl} \\ \eta_{C_czl} \\ \zeta_{C_czl} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} -0{,}2255 \sin\left(\frac{2\pi}{3}t - 0{,}6\right) - 0{,}1255 \\ 0 \\ 0{,}11 \sin\left(\frac{2\pi}{3}t - 0{,}4\right) - 0{,}06 \cos\left(2\frac{2\pi}{3}t - 0{,}8\right) + 1{,}39 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{3.1}$$

Wektor położenia środka masy huśtawki $\boldsymbol{\rho}_{C_h}$ w układzie $O\xi\eta\zeta$ jest stały. Wymiary geometryczne przyjęto na podstawie dostępnej literatury:

$$\boldsymbol{\rho}_{C_h} = \begin{bmatrix} \xi_{C_h} \\ \eta_{C_h} \\ \zeta_{C_h} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} = \begin{bmatrix} 0\,\mathrm{m} \\ 0\,\mathrm{m} \\ 1{,}15\,\mathrm{m} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{3.2}$$

4. Metodyka

Do wyznaczenia dynamicznych równań ruchu zastosowano prawo zmienności pędu oraz prawo zmienności krętu. Zasady zmienności w układzie poruszającym się przedstawiono jako:

$$\frac{\delta \boldsymbol{\Pi}}{\delta t} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{\Pi} = \mathbf{F}_0 \qquad \frac{\delta \mathbf{K}_0}{\delta t} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{K}_0 + \mathbf{V}_0 \times \boldsymbol{\Pi} = \mathbf{M}_0 \tag{4.1}$$

gdzie: $\delta/\delta t$ – pochodna lokalna względem czasu, $\boldsymbol{\Pi}$ – wektor pędu, $\mathbf{V}_0$ – wektor prędkości liniowej, $\boldsymbol{\Omega}$ – wektor prędkości kątowej, $\mathbf{F}_0$ – wektor siły w przegubie, $\mathbf{K}_0$ – wektor krętu względem punktu O, $\mathbf{M}_0$ – wektor momentu względem punktu O.

Pęd układu człowiek-huśtawka można wyrazić jako:

$$\begin{aligned} &\boldsymbol{\Pi} = \boldsymbol{\Pi}_{czlowieka} + \boldsymbol{\Pi}_{hustawki} \\ &\boldsymbol{\Pi} = (\mathbf{V}_0 + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{\rho}_{C_czl} + \dot{\boldsymbol{\rho}}_{C_czl}) m_{czl} + (\boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{\rho}_{C_h}) m_h \end{aligned} \tag{4.2}$$

Na podstawie $(4.1)_1$ oraz (4.2) otrzymano:

$$\frac{\delta[(\mathbf{V}_0+\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{\rho}_{C_czl}+\dot{\boldsymbol{\rho}}_{C_czl})m_{czl}+(\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{\rho}_{C_h})m_h]}{\delta t}+ \\ +\boldsymbol{\Omega}\times[(\mathbf{V}_0+\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{\rho}_{C_czl}+\dot{\boldsymbol{\rho}}_{C_czl})m_{czl}+(\boldsymbol{\Omega}\times\boldsymbol{\rho}_{C_h})m_h]=\mathbf{F}_0 \tag{4.3}$$

gdzie: $\boldsymbol{\rho}_C$ – wektor położenia środka masy, $\dot{\boldsymbol{\rho}}_{C_czl}$ – prędkość względna człowieka.

Kręt układu człowiek-huśtawka można wyrazić jako:

$$\mathbf{K}_0=\mathbf{K}_{0_czlowieka}+\mathbf{K}_{0_hustawki} \qquad \mathbf{K}_0=\boldsymbol{\rho}_{C_czl}\times\boldsymbol{\Pi}_{czl}+J_{B_h}\boldsymbol{\Omega} \tag{4.4}$$

gdzie $\mathbf{J}_B$ – tensor momentu bezwładności

$$\mathbf{J}_B=\begin{bmatrix} J_\xi & -J_{\xi\eta} & -J_{\xi\zeta} \\ -J_{\xi\eta} & J_\eta & -J_{\eta\zeta} \\ -J_{\xi\zeta} & -J_{\eta\zeta} & J_\zeta \end{bmatrix}$$

Na podstawie $(4.1)_2$ i (4.4) otrzymano:

$$\frac{\delta(\boldsymbol{\rho}_{C_czl}\times\boldsymbol{\Pi}_{czl}+J_{B_h}\boldsymbol{\Omega}}{\delta t}+\boldsymbol{\Omega}\times(\boldsymbol{\rho}_{C_czl}\times\boldsymbol{\Pi}_{czl}+J_{B_h}\boldsymbol{\Omega})+\mathbf{V}_0\times\boldsymbol{\Pi}_{czl}=\mathbf{M}_0 \tag{4.5}$$

Wektor momentu pochodzącego od sił w przegubie względem punktu O można zapisać jako:

$$\mathbf{M}_O=\mathbf{M}_{R_0}+\mathbf{M}_{G_0} \tag{4.6}$$

gdzie $\mathbf{M}_{R_0}=\mathbf{0}$ jest momentem od sił reakcji w przegubie O, zaś wektor momentu pochodzącego od sił grawitacji można wyrazić jako:

$$\mathbf{M}_{G_0}=\mathbf{M}_{G_0_czlowieka}+\mathbf{M}_{G_0_hustawki}=\boldsymbol{\rho}_{C_czl}\times\mathbf{G}_{czl}+\boldsymbol{\rho}_{C_h}\times\mathbf{G}_h \tag{4.7}$$

gdzie $\mathbf{G}$ – wektor siły ciężkości.

Reakcje dynamiczne wyznaczono dla przypadku, gdy blokowana jest możliwość obrotu wokół osi pionowej urządzenia. Przykładowa sekwencja ruchu znajduje się na rys. 1b. Wówczas $\eta_{C_czl}=0$, $P=0$, $R=0$, $\phi=0$, $\psi=0$, gdzie P i R to odpowiednio prędkości kątowe przechylenia i odchylenia, zaś ϕ i ψ to kąty przechylenia i odchylenia.

W trakcie ćwiczenia jedyny napęd urządzenia stanowią ruchy ciała człowieka. Po osiągnięciu zadanej prędkości obrotowej człowiek wykonuje cykliczne ruchy względem huśtawki w celu utrzymania stałej prędkości obrotowej huśtawki ω_h. Urządzenie kontynuuje ruch bez zwiększania prędkości obrotowej. Dodatkowo człowiek wykonuje cały czas ruchy względem huśtawki powodujące dodatkową zmianę prędkości kątowej Q_{czl}. Całkowita chwilowa prędkość kątowa układu poruszającego się jest zatem dana jako $Q=\omega_h+Q_{czl}$.

Dla rozpatrywanego przypadku siła w przegubie w układzie poruszającym się przyjmuje postać:

$$\mathbf{F}_0=\begin{bmatrix} \frac{\delta}{\delta t}(Q\zeta_{C_czl}+\dot{\xi}_{C_czl})m_{czl}+\frac{\delta}{\delta t}(Q\zeta_{C_h})m_h+(-Q^2\xi_{C_czl}+Q\dot{\zeta}_{C_czl})m_{czl} \\ 0 \\ \frac{\delta}{\delta t}(-Q\xi_{C_czl}+\dot{\zeta}_{C_czl})m_{czl}+(-Q^2\zeta_{C_czl}-Q\dot{\xi}_{C_czl})m_{czl}+(-Q^2\zeta_{C_h})m_h \end{bmatrix} \tag{4.8}$$

Całkowitą prędkość kątową Q występująca w zależności (4.8) wyznaczono, korzystając z zasady zmienności krętu oraz wykorzystując oprogramowanie Maple.

Po uwzględnieniu założeń $\eta_{C_czl} = 0$, $P = 0$, $R = 0$ oraz wiedząc, że $\xi_{C_h} = 0$, $\eta_{C_h} = 0$, otrzymano:

$$\mathbf{M}_0 = \frac{\delta}{\delta t}\begin{bmatrix} 0 \\ Q\xi_{C_czl}^2 + Q\zeta_{C_czl}^2 \\ 0 \end{bmatrix} m_{czl} + \frac{\delta}{\delta t}\begin{bmatrix} 0 \\ -\xi_{C_czl}\dot{\zeta}_{C_czl} + \zeta_{C_czl}\dot{\xi}_{C_czl} \\ 0 \end{bmatrix} m_{czl} \tag{4.9}$$

Moment pochodzący od sił grawitacji można przedstawić jako:

$$\mathbf{M}_0 = \mathbf{M}_{G_0} = \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_{C_czl}G_{\xi_czl} - \xi_{C_czl}G_{\zeta_czl} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_{C_h}G_{\xi_h} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{4.10}$$

Na podstawie (4.9) i (4.10) otrzymano:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \dfrac{\delta}{\delta t}(Q\xi_{C_czl}^2 + Q\zeta_{C_czl}^2) \\ 0 \end{bmatrix} m_{czl} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dfrac{\delta}{\delta t}(-\xi_{C_czl}\dot{\zeta}_{C_czl} + \zeta_{C_czl}\dot{\xi}_{C_czl}) \\ 0 \end{bmatrix} m_{czl} = \\ = \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_{C_czl}G_{\xi_czl} - \xi_{C_czl}G_{\zeta_czl} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \zeta_{C_h}G_{\xi_h} \\ 0 \end{bmatrix} \tag{4.11}$$

W rezultacie uzyskano wyrażenie na całkowitą prędkość kątową:

$$Q = \exp\Big[4\ln\Big(\mathrm{tg}\Big(\frac{\pi^2 t}{9}\Big) + 1\Big) - 0,\,021\,\mathrm{arctg}\,\Big(\mathrm{tg}\Big(\frac{\pi t}{3}\Big)\Big)\Big]\cdot \\ \cdot \Big[\ln\Big(\mathrm{tg}\Big(\frac{\pi t}{3}\Big)\Big)\Big(-395169 + 177724g\sin\theta + 95419g\cos\theta + 219633{,}9g\frac{m_h}{m_{czl}}\sin\theta\Big) + 1\Big] \tag{4.12}$$

Korzystając z zasady zmienności pędu oraz całkowitej prędkości kątowej Q, wyznaczono wektor sił w przegubie. Po transformacji między układami otrzymano wartości reakcji dynamicznych w urządzeniu „looping” w układzie $Oxyz$:

$$\mathbf{F}_0^{Oxyz} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = \mathbf{\Lambda F}_0 = \begin{bmatrix} \Xi_0 \\ H_0 \\ \Gamma_0 \end{bmatrix} \tag{4.13}$$

5. Wyniki

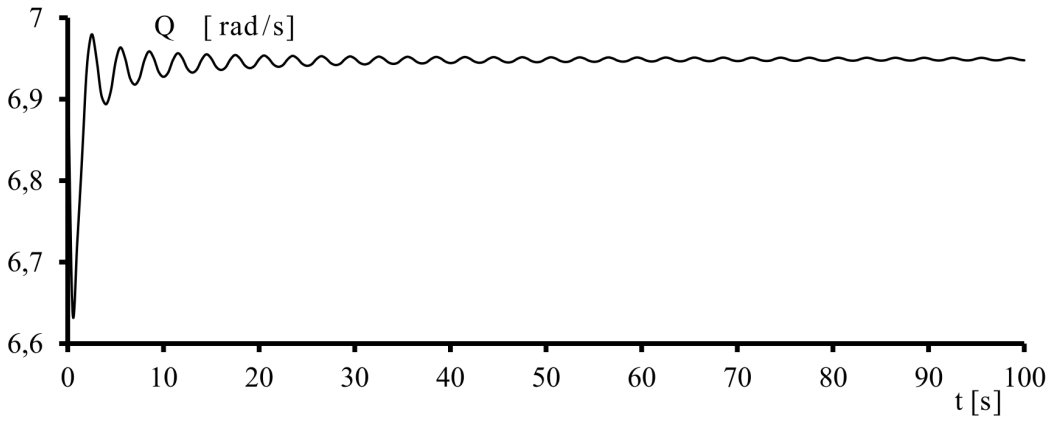
Obliczenia wykonano dla następujących danych: $m_{czl} = 120\,\mathrm{kg}$, $m_h = 20\,\mathrm{kg}$, $J_{\eta_h} = 27\,\mathrm{kg{\cdot}m^2}$, $\omega_h \approx 60\,\mathrm{obr/min} = 1\,\mathrm{obr/s}$, $g = 9{,}81\,\mathrm{m/s^2}$.

Przebieg prędkości obrotowej układu poruszającego się oraz obserwowane siły reakcji w przegubie kulistym pokazano na rysunkach 4 do 7.

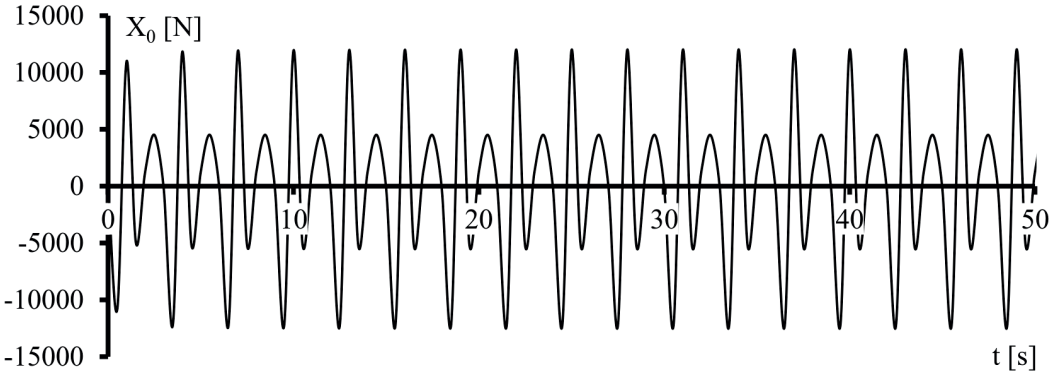
Otrzymane wyniki porównano z [1], gdzie analizowano analogiczny wariant. Zakres prędkości kątowej, który otrzymano wynosi $6{,}6 \div 7{,}0\,\mathrm{rad/s}$, natomiast w [1] $6{,}1 \div 7{,}5\,\mathrm{rad/s}$. Z kolei maksymalna wartość modułu sił reakcji, którą otrzymano to 15773 N, natomiast w [1] wyniosła 20383 N.

Wyniki porównano również z kryteriami oceny bezpieczeństwa użytkowania urządzenia typu „looping” [2]. W tym celu przeprowadzono obliczenia dla prędkości obrotowej huśtawki 30 obr/min. Dla analizowanego przypadku największe obciążenie konstrukcji wystąpiło, gdy huśtawka znajdowała się w najniższym położeniu, gdzie moduł tej siły wyniósł 8456 N. Wartość siły w najniższym położeniu huśtawki w [2] wynosi 9741 N.

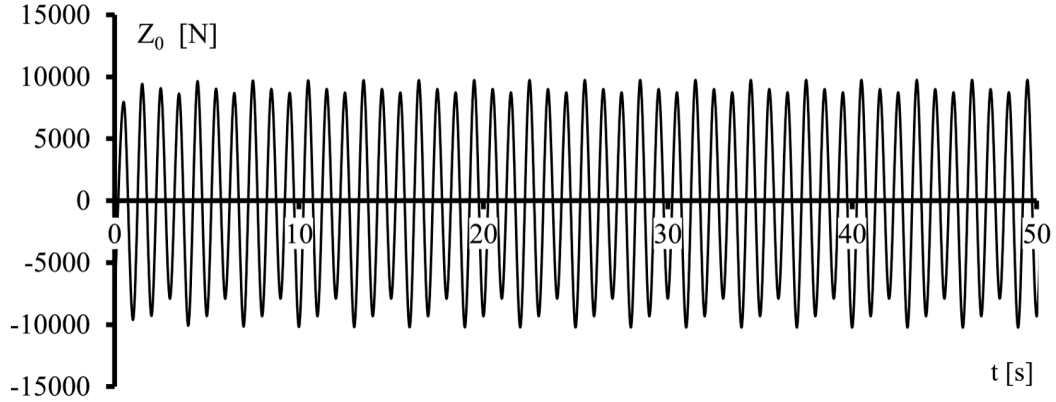
Otrzymane zakresy prędkości kątowej układu poruszającego się oraz maksymalne wartości modułów sił reakcji są zbliżone do danych występujących zarówno w [1], jak i w [2].



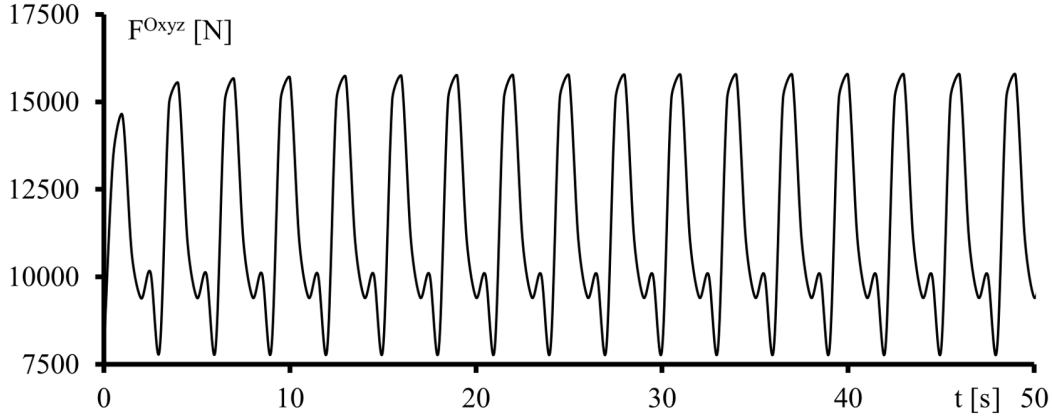
Rys. 4. Zmiana przebiegu prędkości obrotowej układu w funkcji czasu



Rys. 5. Składowa podłużna siły reakcji w przegubie



Rys. 6. Składowa pionowa siły reakcji w przegubie



Rys. 7. Wartość siły reakcji

Bibliografia

1. Frączek J., Surowiec M., Wojtyra M., Paturski Z., 2014, Analiza dynamiki ruchu urządzenia treningowego „looping”, *XIII Konferencja Naukowo-Techniczna Techniki Komputerowe w Inżynierii*, Licheń Stary
2. Krasowski A., Hanczewski A., Konachowicz Z., *Sprawozdanie z badań na zgodność z kryteriami oceny bezpieczeństwa użytkowania urządzenia treningowego typu „looping”*, S/1363/09/Uż, Przemysłowy Instytut Maszyn Budowlanych, Kobyłka, 2009
3. Krowiak A., *Wprowadzenie do pakietu obliczeń symbolicznych Maple*, Wydawnictwo Politechniki Krakowskiej, Kraków, 2009
4. Leyko J., *Mechanika Ogólna*, t.1 i t.2, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa, 2001
5. Ombach J., *Wykłady z równań różniczkowych wspomagane komputerowo – Maple*, Wydawnictwo Uniwersytetu Jagiellońskiego, Kraków, 1999
6. Osiński Z., *Mechanika Ogólna cz. I.*, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa, 1977
7. Palej R., *Metody obliczeniowe wspomagane programem Maple*, Politechnika Krakowska im. Tadeusza Kościuszki, Kraków, 2009
8. Szymczyk T., *Tablice matematyczne*, Wydanie wspólne PPU „PARK” i Świata Książki, Warszawa, 2003
9. Złocka M., *Dynamika Lotu. Skrypt do wykładów*, Politechnika Warszawska, Warszawa, 2008 (materiały niepublikowane)

Dynamical reactions in the looping training device

The paper presents estimation of dynamic reactions in the looping training device. In order to determine forces in the ball and socket joint, two clockwise reference systems were adopted: fixed and rigidly connected to the swing. Dynamic equations of motion were derived using the momentum and angular momentum change theorems for the rigid body. The plane system was analyzed and, as a result, the reactions in the device joint were determined. The obtained dynamic reactions values were compared with literature data.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

MODEL NUMERYCZNY RUCHÓW PODŁUŻNYCH WÓZKA STARTOWEGO WYRZUTNI MAGNETYCZNEJ

Anna Sibilska-Mroziewicz, Edyta Ładyżyńska-Kozdraś
Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki
e-mail: asibilsk@mchtr.pw.edu.pl; eladyzynska@mchtr.pw.edu.pl
Krzysztof Falkowski
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa
e-mail: kfalkowski@wat.edu.pl

Do krytycznych aspektów obsługi Bezzałogowych Statków Powietrznych (BSP) zaliczane są procedury startu i lądowania. Większość obecnych na rynku BSP nie posiada ani dostatecznego zapasu mocy, ani konstrukcji umożliwiającej samodzielny start, zwłaszcza w warunkach terenowych, cechujących się nierównym podłożem i niewystarczającą drogą startową. Start tychże samolotów umożliwiają wyrzutnie pneumatyczne, hydrauliczne, gumowe oraz wkraczające na rynek wyrzutnie magnetyczne. W artykule przedstawiono model numeryczny wózka startowego wyrzutni magnetycznej, wykorzystującej lewitację wysokotemperaturowych nadprzewodników. Program komputerowy do analizy dynamiki wózka startowego wyrzutni zaimplementowany został w środowisku MATLAB, przy wykorzystaniu bibliotek matematycznych. Model symulacyjny został sformułowany jako zagadnienie początkowe równań różniczkowych zwyczajnych. Wnioski wyciągnięte na podstawie zaprezentowanych w pracy wyników pomogły sprecyzować warunki pracy układu wyrzutni magnetycznej BSP wykorzystującej efekt Meissnera.

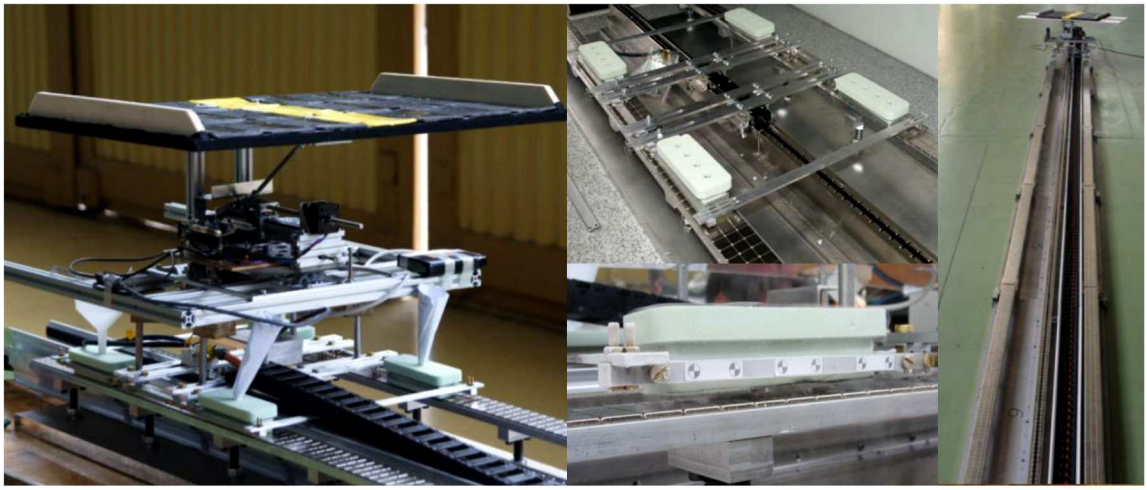
Słowa kluczowe: wyrzutnia samolotów bezzałogowych, lewitacja magnetyczna, efekt Meissnera, dynamika układów mechanicznych

1. Wstęp

Obserwując potrzeby współczesnego rynku, widać, iż zapotrzebowanie na komercyjne bezzałogowe statki powietrzne (BSP) intensywnie rośnie. Obecnie wykorzystywane są one nie tylko przez wojsko i policję, ale także przez filmowców, geologów, kartografów, energetyków czy leśników. Konstruktorzy współczesnych BSP 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 BSP nie posiada ani dostatecznego zapasu mocy, ani konstrukcji umożliwiającej samodzielny start, zatem do ich obsługi potrzebne są urządzenia nazywane katapultami [8].

Przedmiotem zaprezentowanych badań był innowacyjny prototyp wyrzutni wykorzystującej lewitację diamagnetyków w polu magnetycznym [14]. Wyrzutnie magnetyczne [15], które w porównaniu z klasycznymi rozwiązaniami katapult pozwalają na osiągnięcie znacznie większych prędkości, umożliwiając jednocześnie bezkontaktowe sterowanie procesem startu, są atrakcyjną alternatywą dla obecnie stosowanych wyrzutni gumowych [10] i pneumatycznych [4]. W konstrukcji prototypu wyrzutni wykorzystującej efekt Meissnera [7] wyróżnić można tory przymocowane do nieruchomej podstawy, lewitujący ponad torami wózek startowy oraz napęd liniowy (rys. 1). W trakcie startu samolot mocowany jest do platformy zintegrowanej z wózkiem, który

wykonany jest z duraluminiowej ramy oraz czterech podpór, w których umieszczone są po cztery wysokotemperaturowe nadprzewodniki YBCO [1]. Po schłodzeniu YBCO za pomocą ciekłego azotu wózek startowy unosi się – lewituje ponad źródłem pola magnetycznego.



Rys. 1. Prototyp wyrzutni magnetycznej BSP

Latem 2014 roku przeprowadzono próby startu i lądowania bezzałogowego samolotu na wózku wyrzutni. Próby te przebiegły pomyślnie, co dowiodło sprawności urządzenia oraz umożliwiło zakończenie projektu GABRIEL [2], [3], [5], [6], [9]. W trakcie badań zaobserwowano jednak szereg problemów technicznych, takich jak: utrata stabilnego położenia wózka względem pola magnetycznego po odłączeniu silnika liniowego; kalibracja siły napędu tak, aby samolot osiągnął prędkość unoszenia na zadanej długości torów oraz wyznaczenie siły koniecznej do wyhamowania wózka. Problemy te ujawniły konieczność stworzenia modelu i przeanalizowania dynamiki wózka startowego wyrzutni, co stanowiło motywację poniższych badań.

2. Model wózka startowego wyrzutni

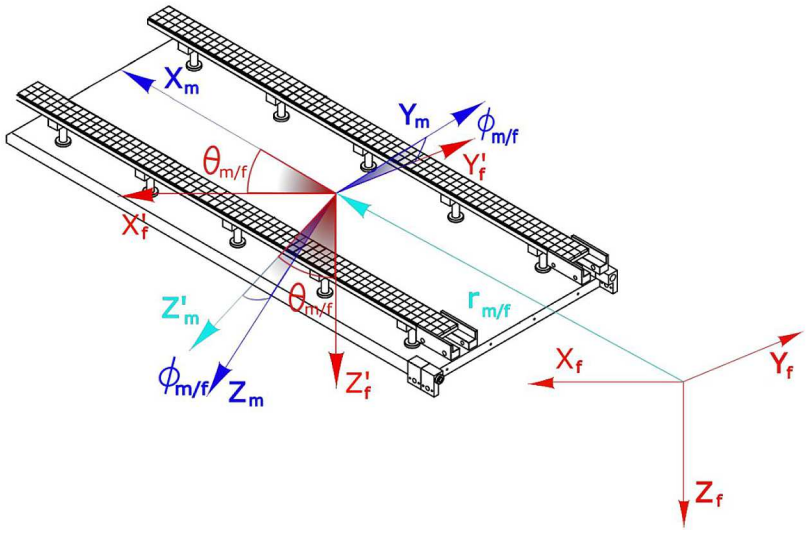
Stosując metody modelowania dynamiki ciała sztywnego i mechaniki lotu oraz podstawowe prawa elektromagnetyzmu i nadprzewodnictwa wyprowadzono model matematyczny dynamiki ruchu wózka startowego [11].

Różnorodność punktów przyłożenia sił oraz uzależnionych od konfiguracji tory-wózek-BSP kierunków działania sił i momentów sił wymusza dużą systematyczność i jednoznaczność procesu modelowania układu. W tym celu do każdego elementu układu należy przyporządkować odrębny układ współrzędnych. Widoczne na rys. 2 schematy pokazują położenie poszczególnych układów współrzędnych: inercyjnego, magnetycznego oraz bezpośrednio związanego z wózkiem startowym.

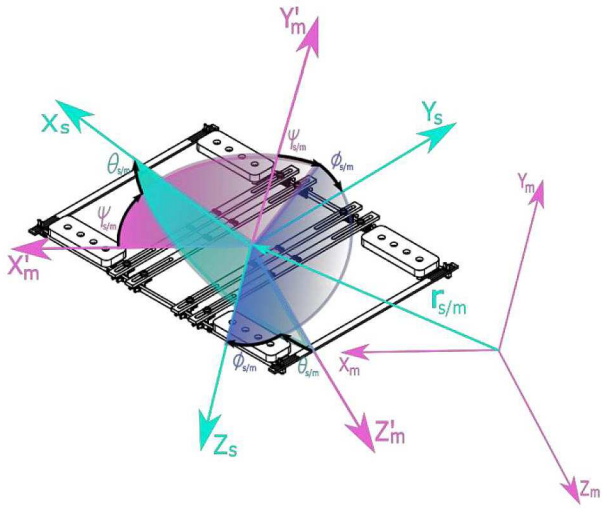
Układ $O_f x_f y_f z_f$ związany jest z nieruchomym obserwatorem. Układ $O_m x_m y_m z_m$ to układ magnetyczny, w którym opisywane są siły lewitacji. Ostatnim wyszczególnionym układem jest układ $O_s x_s y_s z_s$ związany ze środkiem geometrii wózka startowego wyrzutni. Dokładny opis położenia i orientacji poszczególnych układów współrzędnych znajduje się w pracy [12].

Model matematyczny wózka ma postać macierzowego równania ruchu opisanego w lokalnym, ruchomym układzie $O_s x_s y_s z_s$:

$$\begin{bmatrix} m_{(s)}\mathbf{I}_{3\times 3} & -m_{(s)}\mathbf{S}(\mathbf{r}^s_{g_s/s}) \\ m_{(s)}\mathbf{S}(\mathbf{r}^s_{g_s/s}) & \mathbf{B}^s_{(s)s} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{a}^{s(ff)}_{s/f} \\ \boldsymbol{\varepsilon}^{s(f)}_{s/f} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -m_{(s)}\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}^s_{s/f})\mathbf{S}(\mathbf{r}^s_{g_s/s})\boldsymbol{\omega}^s_{s/f} \\ \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}^s_{s/f})\mathbf{B}^s_{(s)s}\boldsymbol{\omega}^s_{s/f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}^s_{(s)} \\ \mathbf{M}^s_{(s)s} \end{bmatrix} \tag{2.1}$$



Rys. 2. Przyjęte układy odniesienia torów magnetycznych [12]



Rys. 3. Układy odniesienia wózka startowego wyrzutni [12]

gdzie: $\mathbf{I}_{3\times3}$ – macierz jednostkowa o wymiarze 3×3, $m_{(s)}$ – masa wózka startowego, $\mathbf{B}^{s}_{(s)s}$ – tensor bezwładności wózka, $\mathbf{S}(\mathbf{r}^{s}_{g_s/s})$ – tensor skośniesymetryczny wektora przesunięcia środka masy wózka, $\mathbf{a}^{s(ff)}_{s/f}$ – bezwzględne przyspieszenie liniowe wózka, $\boldsymbol{\varepsilon}^{s(f)}_{s/f}$ – bezwzględne przyspieszenie kątowe wózka, $\boldsymbol{\omega}^{s}_{s/f}$ – bezwzględna prędkość kątowa wózka, $\mathbf{F}^{s}_{(s)}$ – siły działające na wózek, $\mathbf{M}^{s}_{(s)s}$ – momenty sił działających na wózek.

W powyższym równaniu górne indeksy wektorów i tensorów oznaczają układ współrzędnych, w którym opisano dany wektor, natomiast dolne indeksy informują o początku układu, względem którego dany wektor jest opisywany. Operator $\mathbf{S}(x)$ zdefiniowany dla trójwymiarowego wektora tworzy tensor antysymetryczny, umożliwiający zapis iloczynu wektorowego za pomocą wygodnego w implementacji numerycznej iloczynu macierzy i wektora. Model matematyczny wózka należy dopełnić związkami:

— kinematycznymi

$$\boldsymbol{\omega}^{s}_{s/f} = \int \mathbf{R}^{s}_{f}\boldsymbol{\varepsilon}^{s(f)}_{s/f}\,dt \qquad \mathbf{v}^{s(f)}_{s/f} = \int \left(\mathbf{a}^{s(ff)}_{s/f} - \mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}^{s}_{s/f})\mathbf{v}^{s(f)}_{s/f}\right)\,dt \tag{2.2}$$

gdzie: $\mathbf{R}_f^s$ – macierz rotacji opisująca orientację układu inercyjnego, względem układu lokalnego wózka, $\mathbf{v}_{s/f}^{s(f)}$ – bezwzględna prędkość liniowa wózka, — geometrycznymi

$$\mathbf{r}_{s/f}^f = \int \mathbf{R}_s^f \mathbf{v}_{s/f}^{s(f)}\, dt$$
$$\begin{bmatrix} \dot{\phi}_{s/f} \\ \dot{\theta}_{s/f} \\ \dot{\psi}_{s/f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi_{s/f}\,\mathrm{tg}\,\theta_{s/f} & \cos\phi_{s/f}\,\mathrm{tg}\,\theta_{s/f} \\ 0 & \cos\phi_{s/f} & -\sin\phi_{s/f} \\ 0 & \sin\phi_{s/f}\cos\theta_{s/f} & \cos\phi_{s/f}/\cos\theta_{s/f} \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{s/f}^s \tag{2.3}$$

gdzie: $\mathbf{r}_{s/f}^f$ – wektor odległości pomiędzy układem lokalnym wózka, a układem inercyjnym, $\phi_{s/f}$, $\theta_{s/f}$, $\psi_{s/f}$ – kąty Eulera opisujące orientację wózka startowego względem układu inercyjnego (rys. 2b).

Ruch wózka startowego wyrzutni wynika z oddziaływań grawitacyjnych, napędu silnika liniowego oraz sił lewitacji magnetycznej, zgodnie z poniższymi zależnościami:

$$\mathbf{F}_{(s)}^s = \mathbf{F}_{(G_s)}^s + \mathbf{F}_{(L_s)}^s + \mathbf{F}_{(N_s)}^s \qquad \mathbf{M}_{(s)s}^s = \mathbf{M}_{(G_s)s}^s + \mathbf{M}_{(L_s)s}^s \tag{2.4}$$

gdzie: $\mathbf{F}_{(G_s)}^s$ – siła grawitacyjna działająca na wózek startowy, $\mathbf{F}_{(L_s)}^s$ – wypadkowa siła lewitacji działająca na wózek startowy, $\mathbf{F}_{(N_s)}^s$ – napęd liniowy wózka startowego, $\mathbf{F}_{(s)}^s$ – wypadkowa siła działająca na wózek startowy, $\mathbf{M}_{(G_s)}^s$ – moment od siły grawitacyjnej działającej na wózek startowy, $\mathbf{M}_{(L_s)}^s$ – wypadkowy moment od sił lewitacji działających na wózek startowy, $\mathbf{M}_{(s)}^s$ – wypadkowy moment sił działających na wózek startowy.

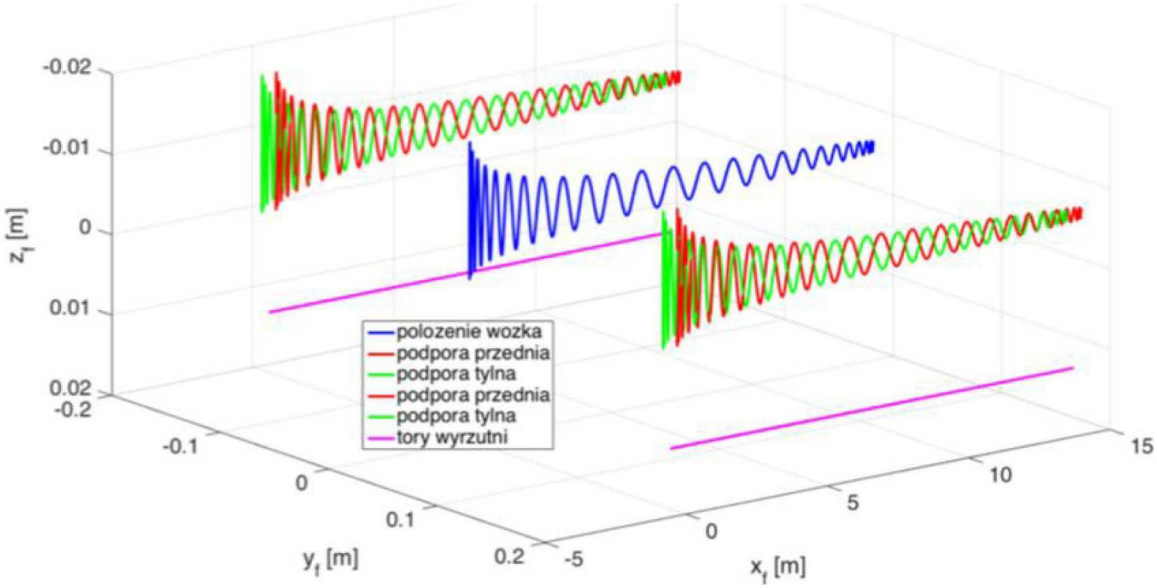
3. Program symulacyjny, wyniki

Program komputerowy przeznaczony do analizy dynamiki oraz wizualizacji trajektorii ruchu wózka startowego wyrzutni zaimplementowano w środowisku MATLAB. Model symulacyjny sformułowano jako zagadnienie początkowe równań różniczkowych zwyczajnych na podstawie modelu matematycznego omówionego powyżej. Do przeliczenia modelu wykorzystano algorytm całkowania numerycznego, bazujący na metodzie Rungego-Kutty 4 rzędu. Wartość siły lewitacji aproksymowana została na podstawie badań doświadczalnych opisanych w pracy [13] oraz analizy pola magnetycznego generowanego przez tory wyrzutni. Interfejs graficzny programu umożliwia parametryzację modelu, zmianę warunków brzegowych modelu oraz wizualizację poszczególnych charakterystyk ruchu obiektu.

Symulacje dynamiki wózka startowego podzielono na ruch podłużny, kiedy środek masy wózka porusza się w płaszczyźnie $x_m z_m$ oraz ruch poprzeczny, uwzględniający efekty zboczenia wózka ze środka torów w kierunku osi y_m. W pracy przedstawiono badania ruchu podłużnego wózka z uwypukleniem wpływu różnych warunków początkowych: wysokości wózka oraz przesunięcia środka jego masy. Czas symulacji wynosił 2 s. W trakcie pierwszej sekundy wózek startowy napędzany jest stałą siłą o wartości $N_s = 20\,\mathrm{N}$, natomiast podczas drugiej sekundy wózek jest hamowany i siła napędu zmienia zwrot.

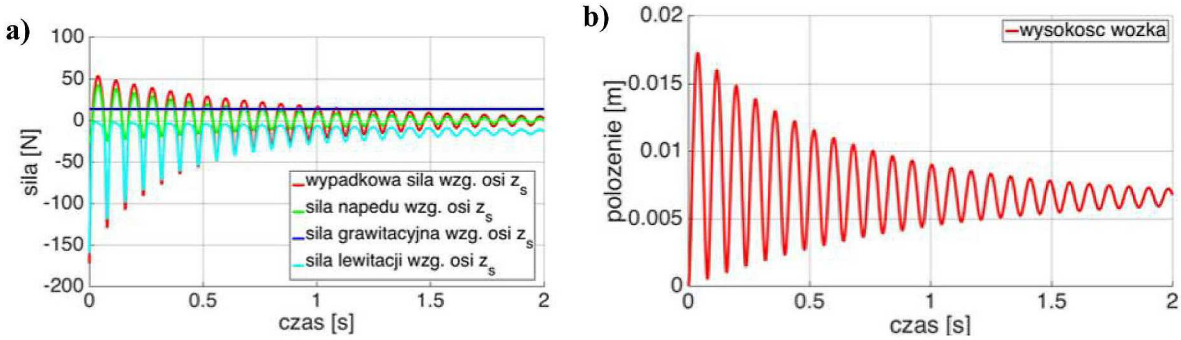
3.1. Symulacja 1 – tory w położeniu horyzontalnym

W pierwszej symulacji założono, iż tory wyrzutni są ustawione poziomo ($\theta_{m/f} = 0$), środek masy wózka pokrywa się z jego środkiem geometrycznym $\mathbf{r}_{g_s/s}^s = [0,0,0]^{\mathrm{T}}$, a w chwili $t = 0$ wózek znajduje się na wysokości torów$\{r_{s/m}\}_{z_m} = 0$. Na rys. 4 przedstawiono przestrzenną trajektorię ruchu wózka. Granatową linią zaznaczony został ruch środka wózka, fioletową zaznaczono położenie torów wyrzutni, natomiast widoczne po lewej i prawej stronie zielone i czerwone przebiegi odzwierciedlają położenie podpór wózka.



Rys. 4. Trajektoria ruchu podłużnego wózka – symulacja 1

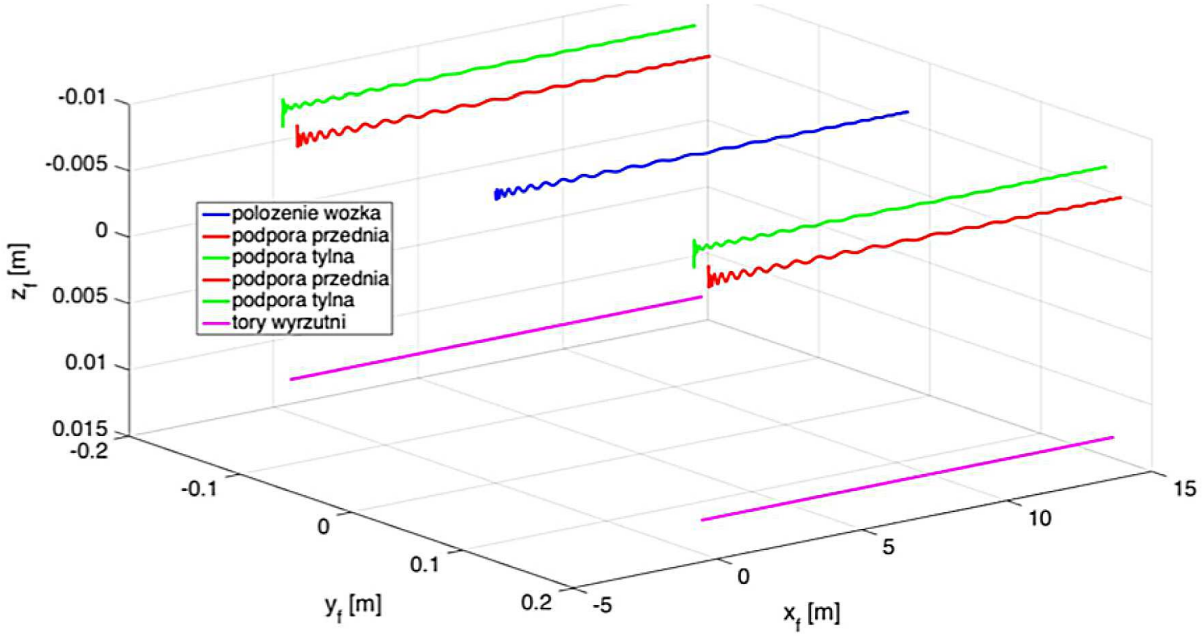
W czasie 2 sekund symulacji wózek startowy przebył drogę 14,2 m, a maksymalna prędkość wózka wynosiła 14,22 m/s. Napędzany silnikiem liniowym wózek porusza się ze stałym przyspieszeniem poziomym 14,2 m/s^2 w pierwszej sekundzie, a następnie zwalnia z tym samym opóźnieniem. W wyniku drgań wywołanych siłą lewitacji wózek poddany jest dużym przeciążeniom w kierunku pionowym. Początkowe drgania wózka maleją w wyniku tłumienia siły lewitacji (rys. 5a). Na wysokości $h_0 = 6{,}6$ mm znajduje się punkt równowagi układu, w którym siła lewitacji równoważy oddziaływania grawitacyjne (rys. 5b).



Rys. 5. Symulacja 1: (a) składowe sił działających na wózek względem osi z_s, (b) wysokość wózka nad torami

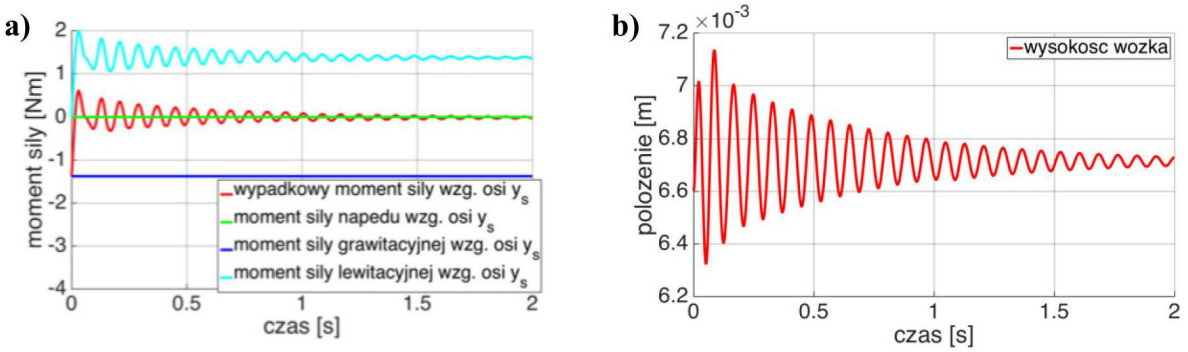
3.2. Symulacja 2 – przesunięcie środka masy wózka

W symulacji środek masy wózka został przesunięty wzdłuż osi x_s o $\{r_{g_s/s}\}_{x_s} = 0{,}1$ m. W chwili $t = 0$ wózek znajduje się na wysokości $\{r_{s/m}\}_{z_m} = 6{,}6$ mm. Na skutek przesunięcia środka masy na wózek działa moment siły ciężkości. Niezrównoważony moment powoduje przechylenie wózka wokół osi y_s. Różnica wysokości przednich i tylnych podpór wózka skutkuje różną wartością sił lewitacji wywieranych na poszczególne podpory. W efekcie powstaje moment siły równoważący moment sił grawitacyjnych i stabilizujący orientację wózka. Na rys. 6 widać, iż wózek przechylił się do tyłu i przednie podpory znajdują się wyżej niż tylne.



Rys. 6. Trajektoria ruchu podłużnego wózka – symulacja 2

Po upływie 2 s wózek przebył drogę 14,2 m. Napędzany silnikiem liniowym wózek porusza się w trakcie pierwszej sekundy ze stałym przyspieszeniem poziomym 14,2 m/s^2, a następnie zwalnia z tym samym co do wartości opóźnieniem. W wynikach symulacji zaobserwowano niewielkie drgania wózka wokół położenia równowagi.



Rys. 7. Symulacja 2: (a) składowe momentów sił działających na wózek względem osi y_s, (b) wysokość wózka nad torami

Cechą zawieszenia wyrzutni jest małe tłumienie drgań, co zostało potwierdzone w badaniach eksperymentalnych [11]. Moment sił grawitacyjnych o wartości 1,38 Nm jest równoważony momentem sił lewitacyjnych (rys. 7a).

4. Wnioski

Wyniki przeprowadzonych symulacji wskazują, że:

- punkt równowagi, w którym masa wózka jest równoważona przez siłę lewitacyjną wynosi 6,6 mm;

- maksymalna wysokość, na którą unosi się wózek w wyniku działania siły lewitacji wynosi 17,3 mm;
- przesunięcie środka masy wózka w kierunku osi x skutkuje niezerowym momentem sił pochylających, równoważonym przez moment sił wynikający z różnicy wartości siły lewitacji działającej na przednie i tylne podpory wózka;
- przesunięcie środka masy wózka o więcej niż 16 cm spowoduje destabilizację orientacji wózka.

Bibliografia

1. Bednorz J., Müller K., Possible high tc superconductivity in the Ba-La-Cu-O system, *Ten Years of Superconductivity: 1980-1990*, 267-271, Springer, 1986
2. Falkowski K., Sibilski K., Magnetic levitation system for take-off and landing airplane – project GABRIEL, *COMSOL Conference*, 2013.
3. Falkowski K., Sibilski K., Zawieszenia magnetyczne w systemie startu i lądowania – projekt GABRIEL, *Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej. Mechanika*, 2013, **85**, (288), 3, 249-258
4. Liu X., Xia C., Ma S., The modeling and simulation of uav pneumatic launch system, *Applied Mechanics and Materials*, 2013, **299**, 27-30
5. Majka A. The green trajectory of an aircraft aided during take-off by ground-based system using magnetic levitation technology, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*, 2016, **88**, 3, 432-440
6. Majka A., Lichoń D., Optymalizacja niekonwencjonalnego startu samolotu wspomaganego w fazie rozbiegu systemem maglev, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej – Transport*, 2014, **104**, 57-66
7. Meissner W., Ochsenfeld R., Ein neuer effekt bei eintritt der supraleitfähigkeit, *Naturwissenschaften*, 1933, 787-788
8. Patterson A., Arena A., A launch system design methodology for small unmanned aircraft applications, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2015, str. 2858
9. Rohacs D., Rohacs J., Magnetic levitation assisted aircraft take-off and landing (feasibility study – GABRIEL concept), *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, **85**, 33-50
10. Sanghi D., Sharma D., Raghava N., Design fabrication and testing of an unmanned aerial vehicle catapult launcher, *Proceedings of 2015 International Conference on Computing Techniques and Mechanical Engineering*, 2015, 47-53
11. Sibilska-Mroziewicz A., *Opracowanie modelu dynamiki wózka startowego wyrzutni samolotu bezzałogowego, z wykorzystaniem efektu Meissnera*, praca doktorska 2017 r.
12. Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E. Mathematical model of levitating cart of magnetic UAV catapult, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics* 2018, **56**, 3, 793-802
13. Sibilska-Mroziewicz A., et al., Experimental measurements of levitation force generated by high-temperature superconductors in magnetic field, *Advanced Mechatronics Solutions*, Springer, Cham, 2016, 255-260
14. Szewczyk A., Wiśniewski A., Puźniak R., Szymczak H., *Magnetyzm i nadprzewodnictwo*, Warszawa, PWN, 2012
15. Vos R., et al., Conceptual design of a magnetic-assisted take-off system for mid-range transport aircraft, *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2013

The numerical model of longitudinal motion of the starting trolley of a magnetic launcher

Critical aspects of the Unmanned Aerial Vehicles (UAV) service include landing and take-off procedures. Most of presented on the market UAVs do not have sufficient power reserves or constructions that would allow independent start-up, especially in terrain conditions, characterized by an uneven ground and insufficient runway. The launch of these aircraft is enabled by pneumatic, hydraulic, rubber catapults and, entering into the market, magnetic launchers. The article presents a numerical model of the starting trolley of a magnetic launcher using levitation of high-temperature superconductors. The computer program used for the analysis of the launcher staring trolley dynamics was implemented in the MATLAB environment and its mathematical toolboxes. The simulation model was formulated as the initial value problem of ordinary differential equations. The conclusions drawn on the basis of the results presented in the paper helped one to clarify the working conditions of the UAV's magnetic launcher using the Meissner effect.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

PROJEKT ZDALNIE STEROWANEGO MODELU SAMOLOTU WYSOKOMANEWROWEGO

Rafał Świerkot, Kamil Smędra, Krzysztof Kubryński
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: rafal.swierkot@itwl.pl; kamil.smedra@itwl.pl; krzysztof.kubrynski@itwl.pl

W referacie omówiono etapy projektowania oraz wykonania zdalnie sterowanego modelu skalowalnego samolotu wysokomanewrowego. Głównym celem projektu jest weryfikacja własności lotnych samolotu, zwłaszcza na dużych kątach natarcia, przeprowadzonych z użyciem modelu swobodnie latającego. Geometria zewnętrzna samolotu została opracowana na podstawie wcześniejszych etapów projektowania oraz badań tunelowych. Najbardziej istotne elementy modelu zostały poddane analizie wytrzymałościowej. Model został wykonany w technologii kompozytowej, zaś w niektórych przypadkach posłużono się techniką FDM druku 3D.

1. Wprowadzenie

Prezentowany referat stanowi kontynuację pracy przedstawionej na Konferencji Mechanika w Lotnictwie w 2016 roku [1], dotyczącej badań tunelowych samolotu o dużej manewrowości. Zaprezentowane w tej pracy wyniki badań tunelowych wskazywały na poprawne własności aerodynamiczne finalnej wersji modelu w całym badanym zakresie kątów natarcia. Dostępne wyposażenie uniemożliwia jednak uzyskanie pochodnych dynamicznych samolotu, koniecznych do finalnej oceny uzyskanej geometrii. Istnieją pewne metody umożliwiające predykcję prawidłowego zachowania samolotu na podstawie pochodnych statycznych: $C_{n\beta dyn}$ (parametru odpowiedzialnego za kierunkową reakcję samolotu na ślizg) oraz parametru LCDP (ang. *Lateral Control Departure Parameter*) opisującego odpowiedź samolotu na sterowanie lotkami. Obie wielkości powinny być większe od zera, co zapewnia brak tendencji do zbaczania samolotu na skutek ślizgu lub prawidłowej reakcji pilota lotkami na ślizg.

Parametr $C_{n\beta dyn}$ opisany jest zależnością:

$$C_{n\beta dyn} = C_{n\beta}\cos\alpha - \frac{I_z}{I_x}C_{l\beta}\sin\alpha \tag{1.1}$$

i – jak widać – parametr ten silnie zależy od stosunku momentów bezwładności samolotu.

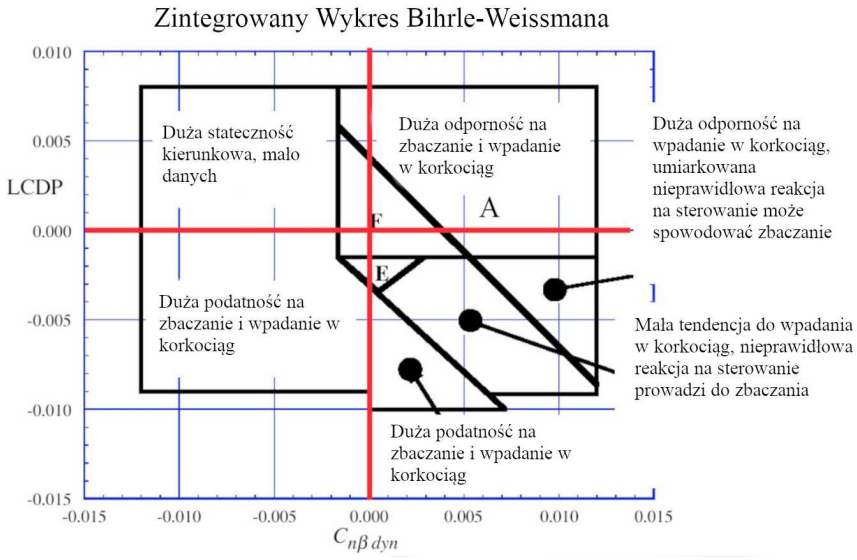
Wyrażenie na LCDP wygląda następująco:

$$\text{LCDP} = C_{n\beta} - C_{l\beta}\frac{C_{n\delta a} + G_{ARI}C_{n\delta r}}{C_{l\delta a} + G_{ARI}C_{l\delta r}} \tag{1.2}$$

Współczynnik G_{ARI} opisuje sprzężenie wychylenia steru kierunku z wychyleniem lotek.

Na podstawie badań w locie oraz symulacji komputerowych określone zostały obszary wykresu $C_{n\beta dyn}$ i LCDP (tzw. zintegrowany wykres Bihrle-Weissmana – rysunek 1), który tworzy mapę obszarów opisujących zachowanie się samolotów dla różnych wartości opisanych parametrów.

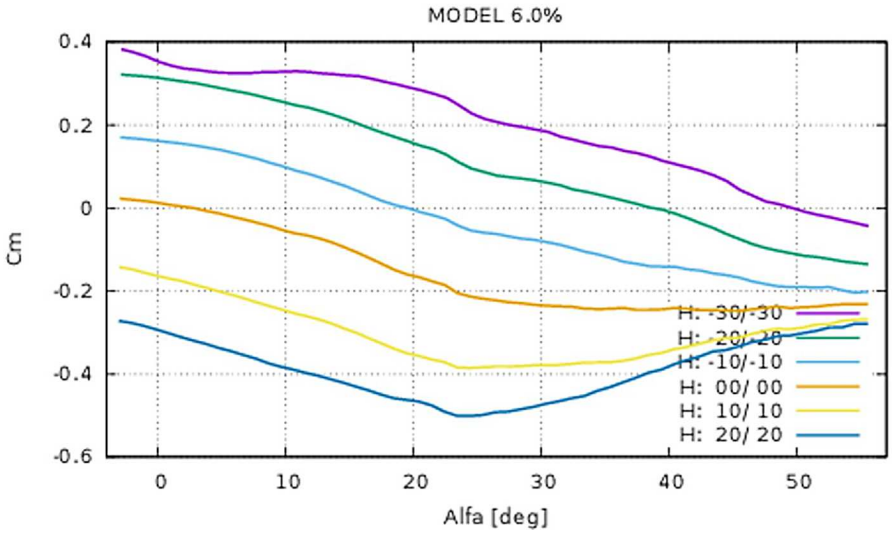
Najbardziej pożądanym obszarem jest obszar A, w którym samolot wykazuje pełną poprawność własności dynamicznych, brak tendencji do odchodzenia od kierunku lotu i wpadania w korkociąg oraz poprawną reakcję na sterowanie lotkami.



Rys. 1. Zintegrowany wykres Bihrle-Weissmana

Na podstawie badań tunelowych modelu w skali 6% oraz 4,5% wyznaczono wartości $C_{n\beta dyn}$, i LCDP. Oczekuje się, że samolot będzie zachowywał się poprawnie w zakresie do kąta natarcia 50°.

Następnym bardzo ważnym parametrem opisującym własności samolotu jest możliwość wytworzenia ujemnego momentu podłużnego na wysokich kątach natarcia, dzięki któremu możliwe będzie odpowiednio szybkie zmniejszenie kąta natarcia i zakończenie manewru oraz zapewnienie odpowiednio dużej skuteczności sterowania w całym zakresie kątów natarcia. Poniżej przedstawiono charakterystykę momentu podłużnego w funkcji kąta natarcia oraz wychylenia sterolotek dla aktualnej geometrii samolotu dla jednego z położeń środka ciężkości.



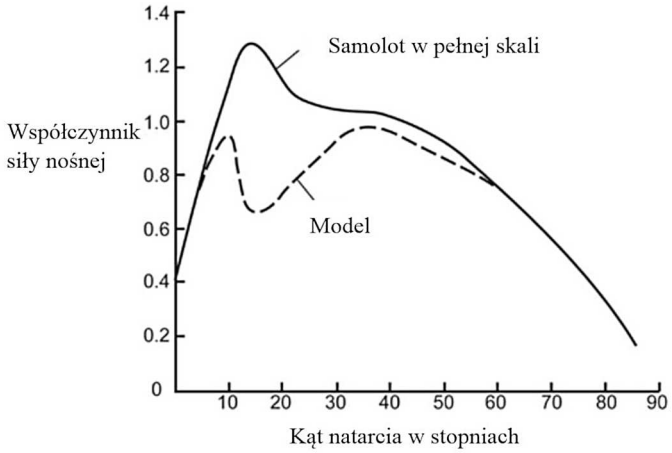
Rys. 2. Charakterystyka momentu podłużnego samolotu w funkcji kąta natarcia oraz wychylenia sterolotek

Wobec braku innej możliwości wyznaczenia pochodnych dynamicznych, zdecydowano się na przeprowadzenie badań w locie swobodnym z użyciem zdalnie sterowanego modelu skalowalnego.

Badania w locie swobodnym nie są nowym zagadnieniem. Są z powodzeniem stosowane wszędzie tam, gdzie zawodzą modele obliczeniowe bądź brak jest istniejących już konstrukcji, na

podstawie których można by wyciągnąć pewne wnioski. W ramach przykładu można przytoczyć tutaj prace opublikowane w opracowaniu *Modeling Flight* [2]. W tych projektach badano statki powietrzne o nietypowych konfiguracjach aerodynamicznych np. X-29 [2, str. 3] w układzie kaczki z ujemnym skosem skrzydeł, X-48B [2, str. 5] o układzie latającego skrzydła w formie „blended body" oraz samoloty ze skrzydłem pasmowym, operujące na pozakrytycznych kątach natarcia np. F-15 [2, str. 4] i F/A-18E [2, str. 37].

Zastosowanie modeli skalowalnych do badań w locie swobodnym oraz otrzymanie z tych badań wiarygodnych wyników w zakresie wysokich kątów natarcia jest możliwe, ponieważ okazuje się, że wpływ liczby Reynoldsa na charakterystyki aerodynamiczne samolotu po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia maleje, a przy ok. 30° może być zupełnie pominięty (rys. 3). Dzieje się tak, ponieważ w sytuacji pełnego oderwania strug powietrza zjawiska związane z lepkością nie mają prawie żadnego wpływu na przepływ.



Rys. 3. Współczynnik siły nośnej dla samolotu w pełnej skali oraz dla jego modelu [2]

2. Wyposażenie

Badania w locie swobodnym warunkują użycie odpowiedniego wyposażenia, dzięki któremu możliwy będzie pomiar i rejestracja parametrów lotu oraz późniejsza obróbka danych. W skład wyposażenia modelu wchodzą:

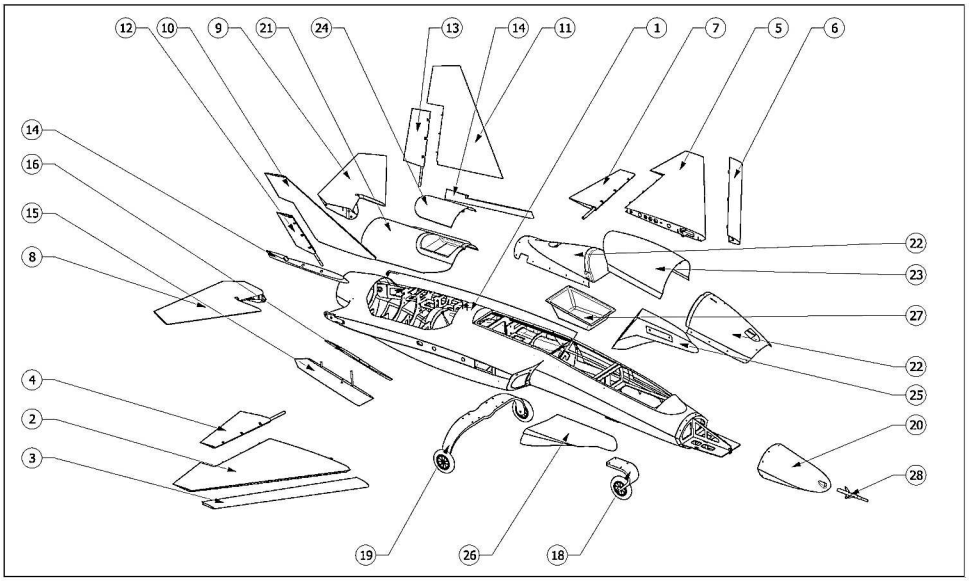
- czujnik prędkości (rurka spiętrzeniowa i statyczna),
- czujnik kąta natarcia i ślizgu (skrzydełka nastawne),
- rejestratory wideo oraz transmisja FPV,
- czujnik przyspieszeń liniowych i kątowych,
- moduł GPS.

3. Projekt struktury

Rozpoczynając projektowanie struktury modelu, koniecznie jest zdefiniowanie wymagań stawianych przed konstrukcją. Na obecnym etapie projektu może się okazać, iż konieczne będą zmiany geometrii pewnych elementów płatowca, zwłaszcza tych, które mają największy wpływ na poprawne zachowywanie się samolotu na dużych kątach natarcia. Struktura modelu musi taką zmianę umożliwić w jak najłatwiejszy sposób. To wymaganie warunkuje zaprojektowanie podziału technologicznego w taki sposób, aby obszary samolotu, w których spodziewane są zmiany, były oddzielone od reszty struktury. Największy wpływ na zachowanie się samolotu na

wysokich kątach natarcia mają pasma, dziobowy generator wirów oraz symetryzatory wirów. Symetryzatory wirów są elementem zewnętrznym struktury, dzięki czemu ich wymienialność może zostać w prosty sposób osiągnięta poprzez odpowiednio zaprojektowane mocowanie. Dziobowe generatory wirów są już zintegrowane ze strukturą, co powoduje konieczność wymiany całej części dziobowej w przypadku implementacji zmian. Pasma posiadają dość skomplikowaną geometrię, a ponadto są zintegrowane z wlotami powietrza, dlatego zdecydowano się dokonać podziału w taki sposób, aby modyfikowalny był zespół pasmo-wlot. Powoduje to jeszcze większą komplikację geometrii ze względu na małe promienie krzywizny wlotu oraz separator warstwy przyściennej, dlatego zdecydowano się na wykonanie tych elementów w technologii FDM druku 3D.

Podział technologiczny z uwzględnieniem opisywanych problemów przedstawiono na rysunku 4.



Rys. 4. Podział technologiczny modelu

Kolejnym etapem prac nad projektem było wyznaczenie wymiarującego stanu lotu, co wiąże się nierozerwalnie z obwiednią obciążeń. Obwiednię wyznaczono zgodnie z przepisami JAR 23 dla samolotów akrobacyjnych. Wartości początkowe do wyznaczenia obwiedni przedstawiono w tabeli 1. Prędkości obliczeniowe przedstawiono w tabeli 2.

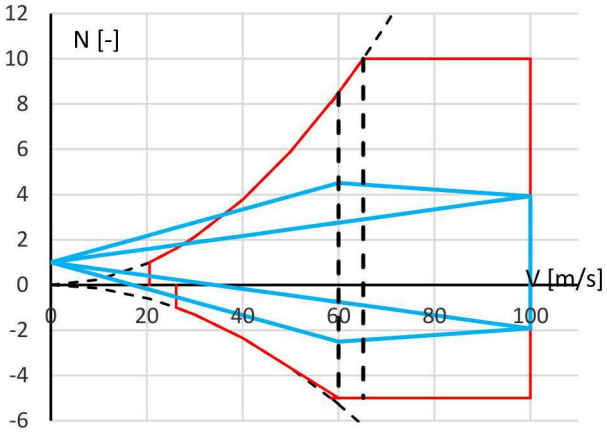
Tabela 1. Wartości początkowe obwiedni obciążeń

Powierzchnia nośna (odniesienia)	S	[m^2]	0,65
Ciężar samolotu	Q	[N]	245,25
Obciążenie powierzchni	W/S	[N/m^2]	376,56
Maksymalny współczynnik obciążeń	n_{max}	[–]	10
Maksymalny współczynnik obciążeń ujemnych	n_{min}	[–]	-5
Maksymalny współczynnik siły nośnej	$C_{z\,max}$	[–]	1,448
Minimalny współczynnik siły nośnej	$C_{z\,min}$	[–]	$-0{,}9$

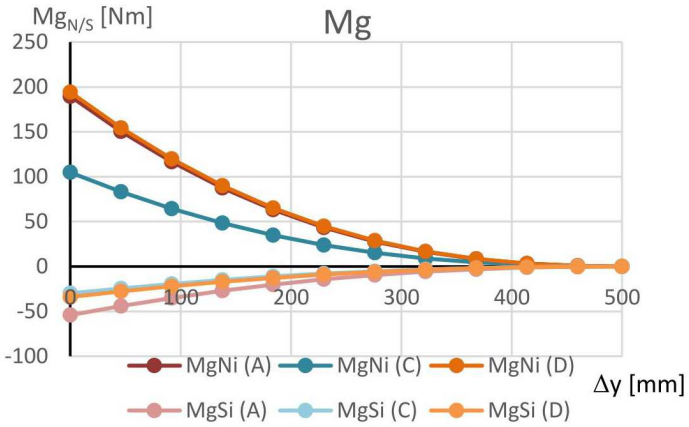
Wyznaczoną obwiednię przedstawiono na rysunku 5. Następnie dla trzech stanów lotu zrzutowano siłę nośną i siłę oporu z układu związanego z prędkością samolotu i otrzymano siłę normalną i styczną w układzie samolotu, na podstawie których wyznaczono momenty gnące w płaszczyźnie normalnej i stycznej. Wyniki przedstawiono na rysunku 6.

Tabela 2. Prędkości obliczeniowe modelu samolotu

Opis	Prędkość	Ograniczenia minimalne [m/s]	Wartość		
			[m/s]	[km/h]	[kt]
Prędkość minimalna	$V_{SCz\,max}$	–	20,60	74,16	40,05
Prędkość minimalna lotu odwróconego	$V_{SCz\,min}$	–	26,13	94,07	50,79
Prędkość manewrowa	V_A	65,15	65,15	234,53	126,64
Prędkość przelotowa	V_C	51,94	60,00	216,00	116,63
Prędkość nurkowania	V_D	80,50	100,00	360,00	194,38



Rys. 5. Obwiednia obciążeń

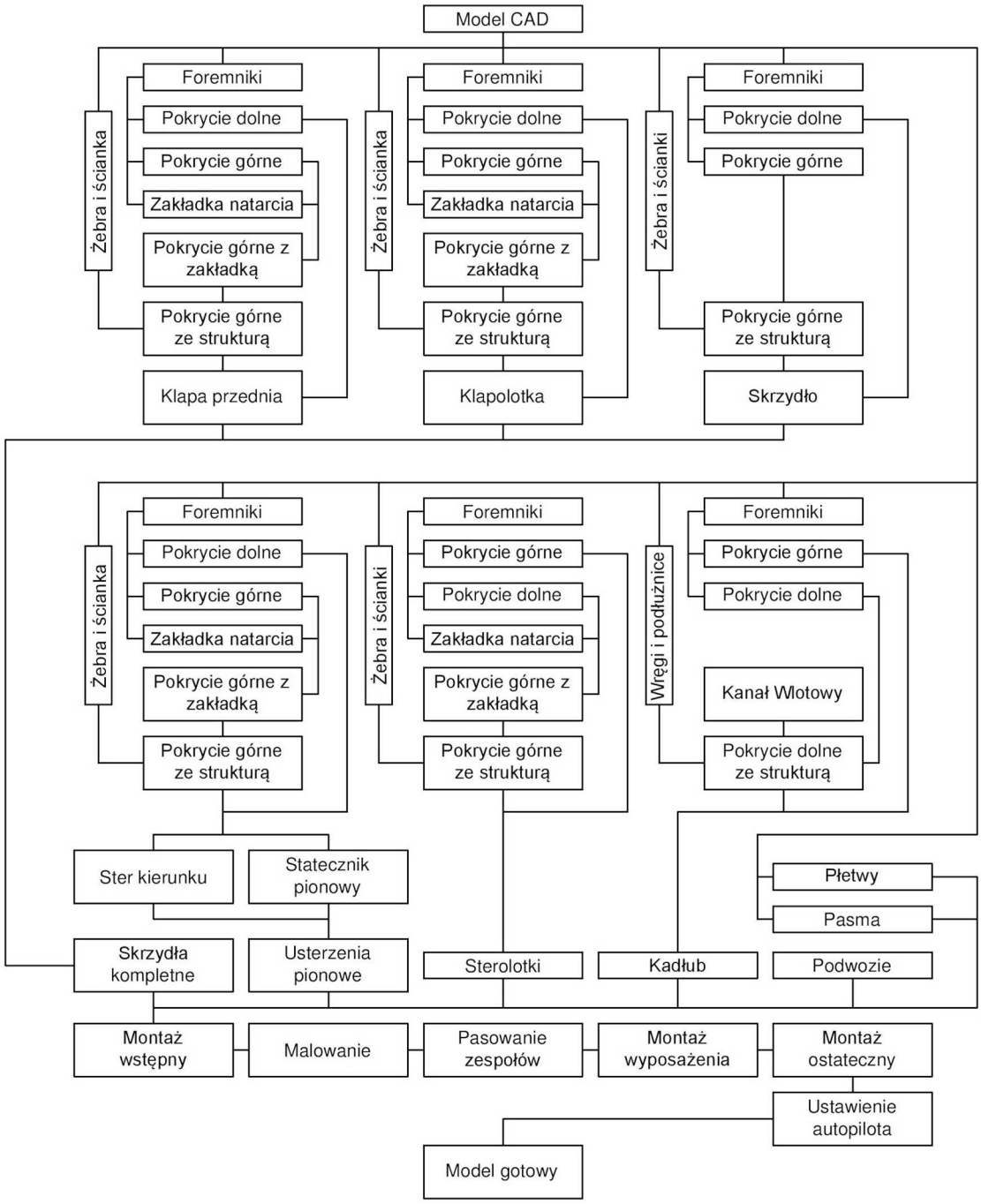


Rys. 6. Prędkości obliczeniowe modelu samolotu

Na podstawie rysunku 6 przyjęto punkt D na obwiedni obciążeń jako punkt wymiarujący stan lotu.

Analizie obliczeniowej poddano najważniejsze elementy konstrukcyjne, tzn. dźwigary skrzydła, sterolotki i statecznika pionowego, węzły mocujące skrzydła i sterolotki oraz układ sterowania, w celu dopasowania odpowiednich mechanizmów wykonawczych i zabezpieczeniu popychaczy przed utratą stateczności (wyboczeniem). Obliczeniom wytrzymałościowym poddano również elementy podwozia i kratownicę spadochronu przeciwkorkociągowego. Pozostałe elementy struktury zostały opracowane na podstawie konsultacji, istniejących konstrukcji oraz własnego doświadczenia w zakresie budowy modeli.

Aktualizując model CAD, na podstawie obliczeń można było przystąpić do opracowania procesu wykonawczego płatowca.



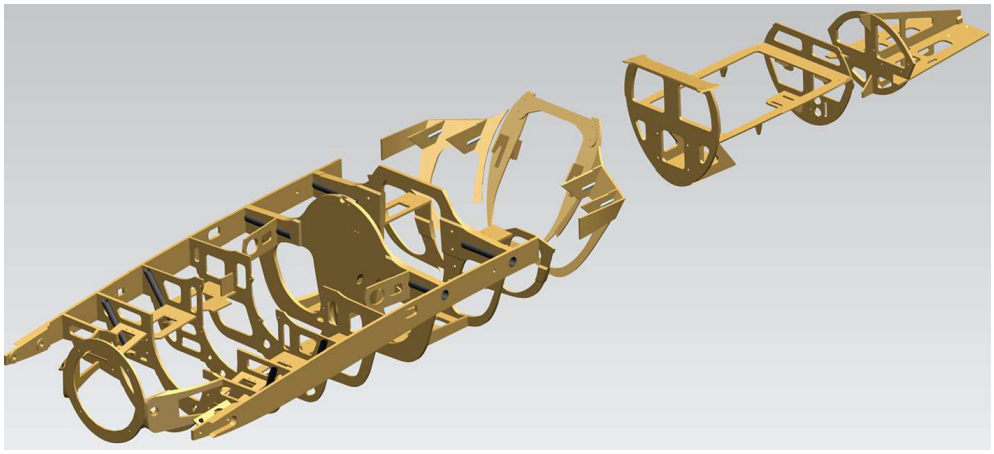
Rys. 7. Uproszczony proces wykonawczy modelu

Proces wykonawczy można pokrótce opisać następująco: w pierwszej kolejności na podstawie modelu CAD opracowano i wytworzono foremniki do wytworzenia powłok oraz elementy struktury wewnętrznej, tzn. ścianki dźwigarów, wręgi, żeberka i podłużnice. Następnie w przygotowanych foremnikach wykonano powłoki, w które wklejono przygotowane elementy struktury. Finalnym etapem każdego podzespołu była integracja powłok zewnętrznych oraz ewentualne dopasowanie elementów mechanizacji, np. klap przednich i tylnych w skrzydłach i sterów kierunku w statecznikach pionowych. Następnie dokonano montażu wstępnego w celu odpowiedniego

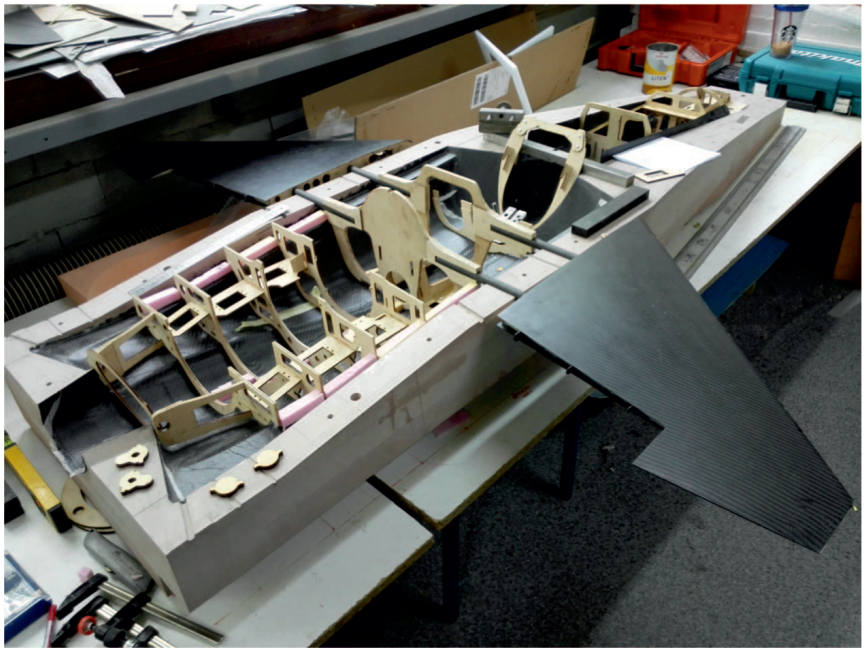
dopasowania wykonanych podzespołów. Po pomalowaniu płatowca rozpoczęto montaż i pasowanie wyposażenia wewnętrznego oraz podjęto pierwsze próby na płatowcu (układu sterowania). Dalsze prace przewidują montaż pozostałych układów i sprawdzenie poprawności w ich funkcjonowaniu.

4. Wykonanie

Proces wykonawczy poszczególnych komponentów jest dość podobny. Różnice występują w strukturze wewnętrznej. Na rysunku 8 przedstawiono projekt struktury kadłuba, zaś na rysunku 9 przygotowanie tej struktury do integracji z dolną powłoką w foremniku.



Rys. 8. Struktura wewnętrzna kadłuba zaprojektowana w systemie CAD



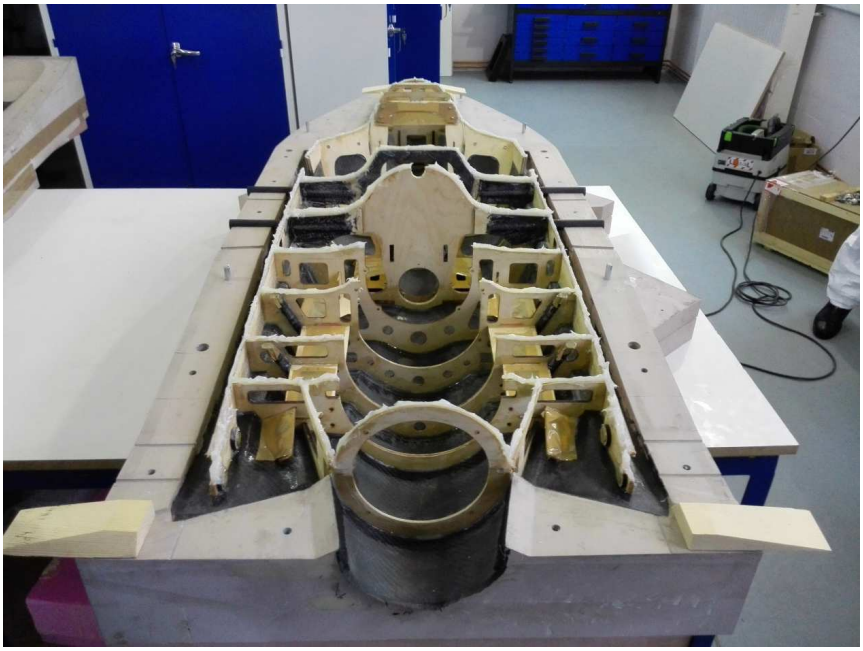
Rys. 9. Przygotowanie elementów struktury do integracji z powłoką

Stopień skomplikowania konstrukcji spowodował, iż konieczne było podzielenie wklejania na kilka etapów. W pierwszej kolejności wklejono przednią wręgę z mocowaniami akumulatorów, wręgę podwozia przedniego oraz wręgę pomocniczą. Następnie wklejono wręgi mocujące skrzydła. Ostatnim etapem było wklejenie wręg tylnych pełniących funkcję: mocowań stateczników

pionowych, mocowań półek mechanizmów wykonawczych i mocowań sterolotek. Do spozycjonowania tych elementów oraz rozstawu i kąta rozchylenia stateczników pionowych posłużono się specjalnie stworzonym w tym celu ustalaczem (rys. 10).

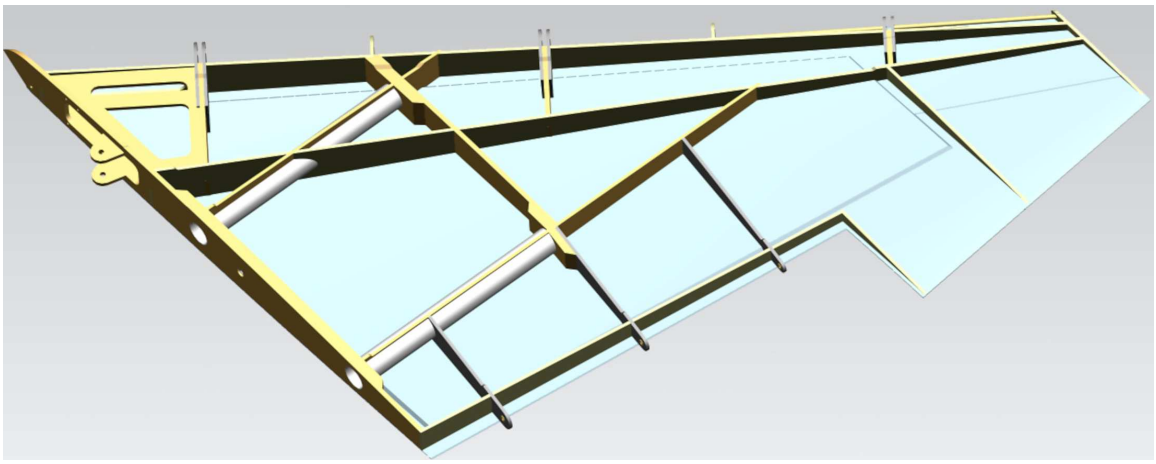
Rys. 10. Wklejanie tylnych wręg z użyciem ustalacza

Kolejnym krokiem było przygotowanie kadłuba do sklejenia z górną powłoką, tzn. oczyszczono górną powierzchnię wręg, dopasowano dwie połowy pokrycia bez klejenia, a następnie przystąpiono do przygotowania mieszanki klejącej o długim czasie wiązania i rozprowadzono w miejscach klejenia (rys. 11). Po związaniu i rozformowaniu kadłuba wycięto wszelkie otwory dostępowe.



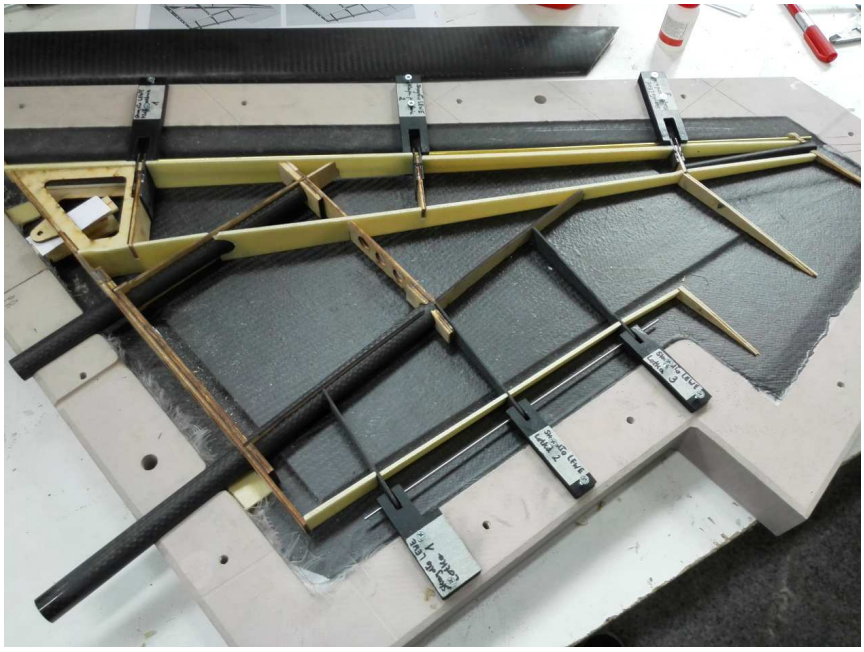
Rys. 11. Przygotowanie do integracji powłok kadłuba

Pozostałe elementy płatowca, takie jak skrzydła, stateczniki pionowe oraz sterolotki, nie posiadały aż tak skomplikowanej struktury wewnętrznej, dlatego ich wytwarzanie przebiegało o wiele sprawniej i nie wymagało podziału procesu wklejania ścianek dźwigarów i żeberek na kilka etapów. Poniżej przedstawiono proces wykonawczy skrzydła. Na rysunku 12 przedstawiono projekt struktury wewnętrznej w programie CAD.

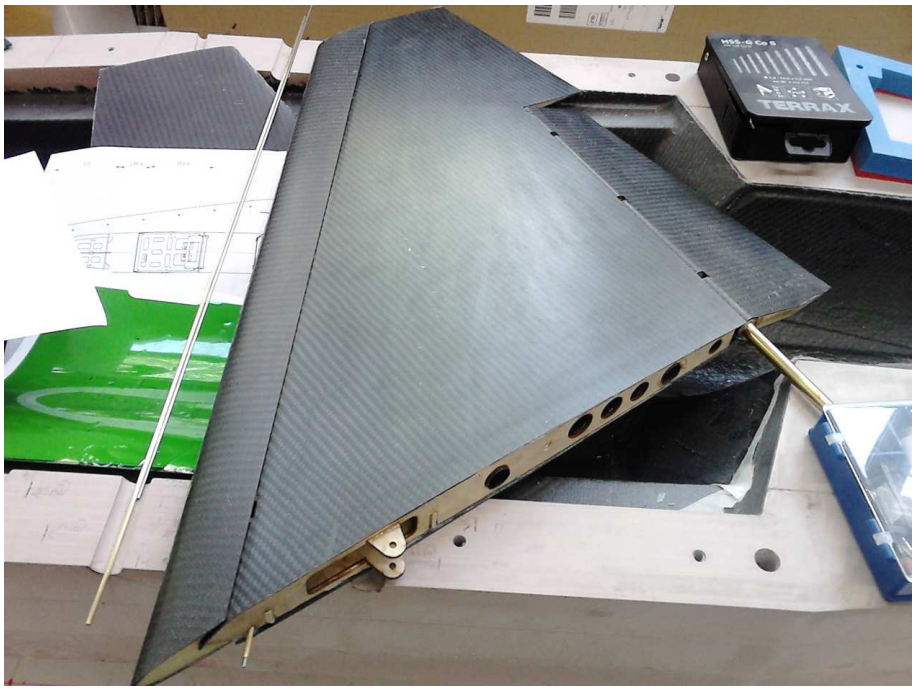


Rys. 12. Projekt struktury skrzydła

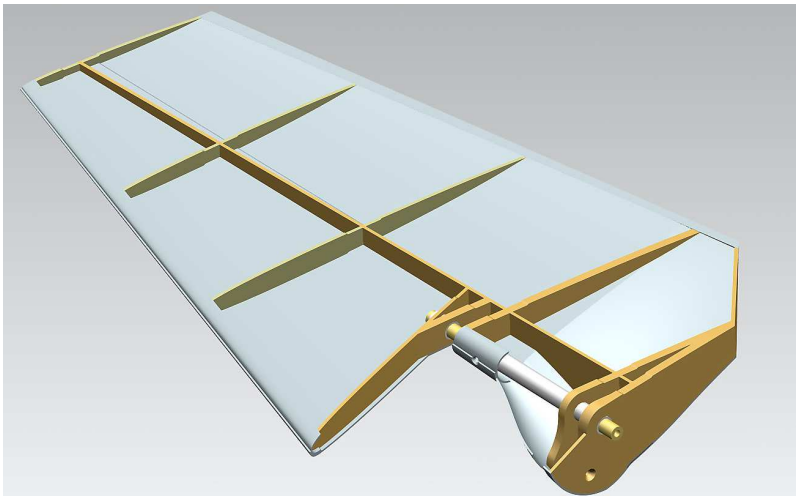
Po wykonaniu powłok w formach dopasowywano elementy struktury wewnętrznej, poczynając od żeberek z okuciami zawiasów klapy przedniej i tylnej. Pozycje tych elementów zostały ustalone za pomocą specjalnych ustalaczy oraz przygotowanych otworów pozycjonujących w foremniku (rys. 13). Do ustalonych w ten sposób żeber dopasowano mocowania bagnetów, ścianki dźwigara i pozostałe żeberka (rys. 13). Spasowano dwie połowy skrzydeł oraz sklejono. Po rozformowaniu skrzydeł, klap przednich i tylnych dokonano odpowiedniej obróbki, tzn. odcięcia naddatków, doszlifowania do finalnych wymiarów oraz spasowania elementów mechanizacji do skrzydła (rys. 14).



Rys. 13. Pasowanie struktury wewnętrznej do górnej powłoki



Rys. 14. Skrzydło po sklejeniu i dopasowaniu klapy przedniej i tylnej



Rys. 15. Projekt struktury sterolotki

Proces wykonawczy stateczników pionowych pominięto w niniejszym opracowaniu, ponieważ zarówno struktura jak i sam proces jest bardzo zbliżony do omówionego wcześniej procesu wykonawczego skrzydła, z tą różnicą, że stateczniki są wyposażone tylko w stery kierunku.

Sterolotka jako najmniej skomplikowany z elementów wymagała najmniejszych nakładów czasu i pracy. Jej proces wykonawczy można porównać do wykonania skrzydła, wprowadzając jeszcze większe uproszczenia ze względu na brak jakiejkolwiek mechanizacji. Największej dokładności wymagało spozycjonowanie mocowania osi obrotu, do czego przygotowano specjalny ustalacz w foremniku. Projekt struktury pokazano na rysunku 15. Na rysunku 16 widać wklejanie ścianki dźwigara, żeberek oraz tulei osi obrotu, zaś na rysunku 17 pokazano sterolotkę zaraz po wyjęciu z form po klejeniu powłok, jeszcze przed odcięciem naddatków.

Rys. 16. Wklejone elementy struktury wewnętrznej

Rys. 17. Lewa sterolotka po rozformowaniu

Pracę nad malowaniem samolotu rozpoczęto po dokonaniu montażu wstępnego, w którym dopasowano do siebie wszystkie elementy płatowca. Malowanie samolotu ma zapewnić jego dobrą widoczność oraz prawidłową ocenę orientacji modelu w przestrzeni. Pomalowany model przedstawiono na rysunkach 18 i 19.

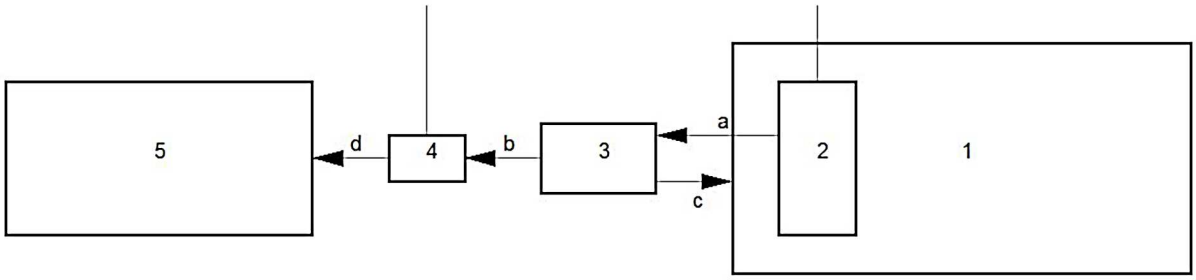
Rys. 18. Pomalowany model przed złożeniem

Rys. 19. Złożony i pomalowany model

5. Układ napędowy

Model wyposażono w odrzutową jednostkę napędową GTM 160 firmy JETPOL o nominalnym ciągu równym 160 N w warunkach normalnych. Silniki tego rodzaju są bardzo wrażliwe na przerwę w dostawie paliwa, która może skutkować zgaśnięciem silnika, zaś procedura rozruchu wymaga zupełnego zatrzymania wału, co uniemożliwia przeprowadzenie jej w powietrzu. Aby zabezpieczyć silnik przed wspomnianym problemem, zdecydowano się na pewną komplikację

układu w postaci dodatkowego zbiornika oraz pompy. Schemat działania układu przedstawiono na rysunku 20.

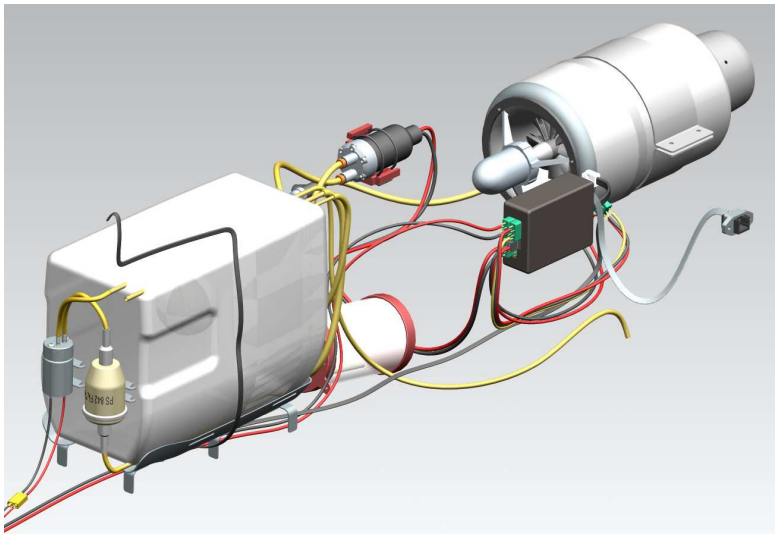


Rys. 20. Schemat działania układu paliwowego

Działanie układu paliwowego można opisać następująco: paliwo jest przepompowywane dodatkową pompą (2) ze zbiornika zasadniczego (1) o pojemności 4 l do zbiornika przelewowego (3) o pojemności 250 ml przewodem „a". Następnie ze zbiornika przelewowego jest przepompowywane pompą zasadniczą (4) do silnika (5) przewodami „b" i „d". Pompa przelewowa (2) posiada większy wydatek masowy niż pompa zasadnicza (4), co generuje nadciśnienie w zbiorniku przelewowym (4), a nadmiar paliwa wraca przewodem „c" do zbiornika zasadniczego. Ponadto nadciśnienie w zbiorniku przelewowym zabezpiecza układ przed wystąpieniem kawitacji w przewodzie „b", która również może być przyczyną przerwy w dostawie paliwa do silnika.

Układ został tak zaprojektowany, aby w przypadku awarii pompy przelewowej (2), co skutkuje zablokowaniem przewodu „a", paliwo mogło zostać przepompowane pompą zasadniczą (4) przewodem „c".

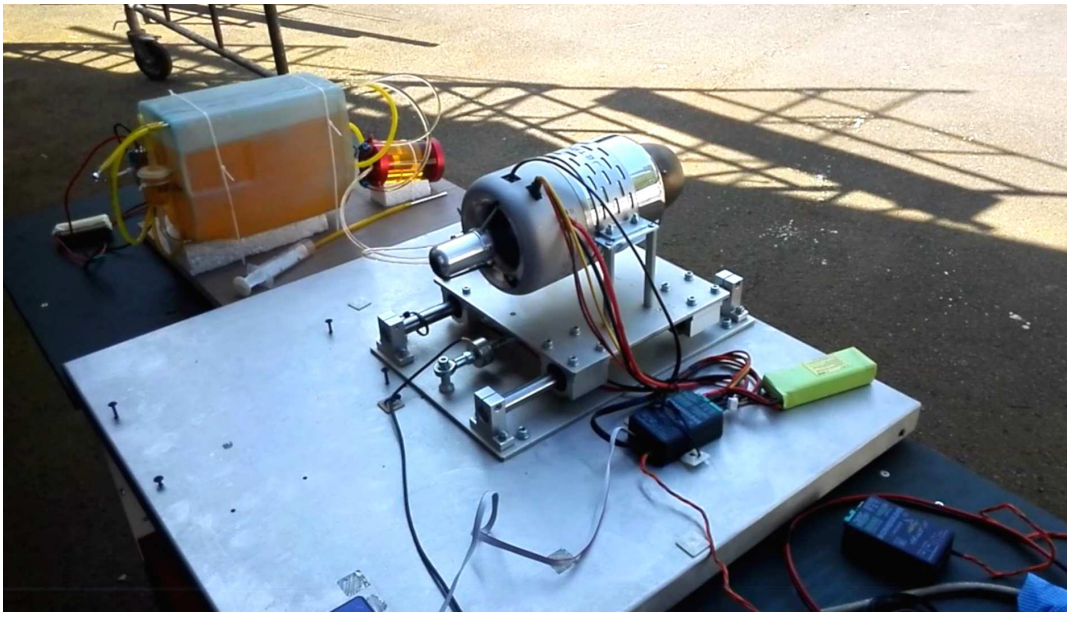
Projekt układu zaprezentowano na rysunku 21.



Rys. 21. Projekt układu napędowego w systemie CAD

Układ napędowy poddano szeregowi prób w celu sprawdzenia ciągu i zużycia paliwa w różnych temperaturach oraz prawidłowej pracy układu paliwowego. Podczas badania opróżniono zbiornik zasadniczy do 30% zawartości, a następnie przeprowadzono symulację manewrów samolotu poprzez wprowadzenie zespołu zbiorników w gwałtowne zmiany orientacji przestrzennej, w celu doprowadzenia do przerwy w dostawie paliwa. Opróżniono w ten sposób zbiornik przelewowy do 40% pojemności, a następnie przywrócono prawidłową orientację przestrzenną. Okazało się, że po ponownym zasileniu paliwem zbiornik przelewowy napełnił się w zadowalająco krót-

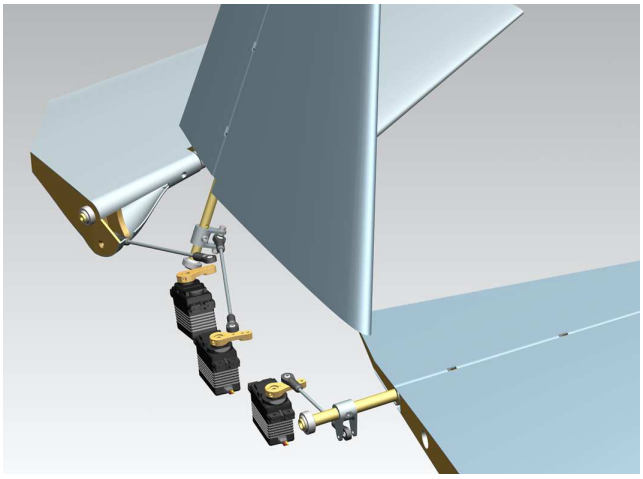
kim czasie. Przez cały czas trwania próby nie zarejestrowano przerwy, ani zmian w pracy silnika. Stanowisko badawcze przedstawiono na rysunku 22.



Rys. 22. Stanowisko do badań zespołu napędowego

6. Układ sterowania

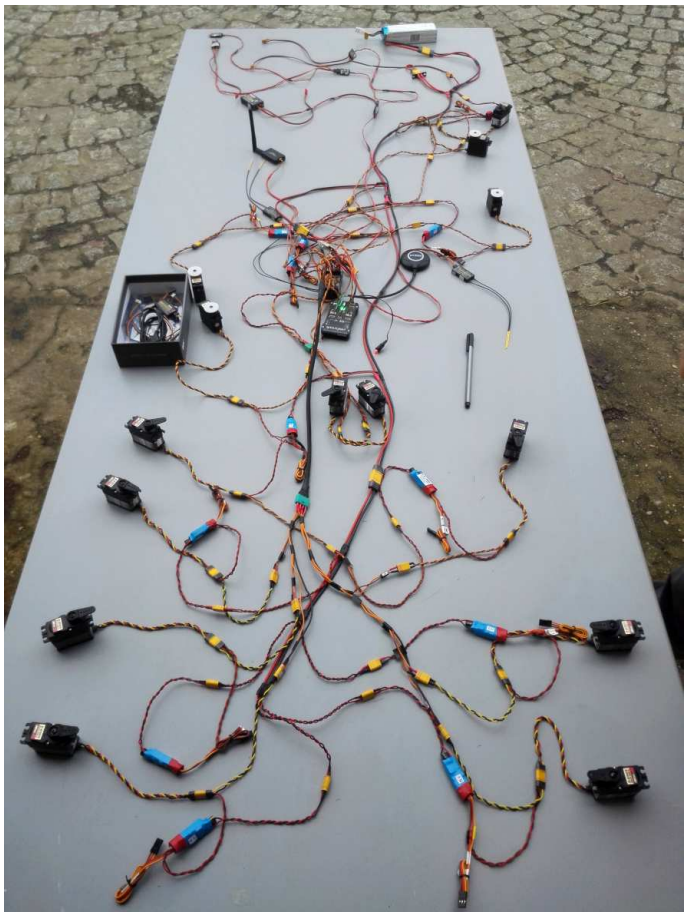
Układ sterowania można podzielić na dwa podukłady: jeden – związany z przekazaniem momentów sił z mechanizmów wykonawczych na powierzchnie sterowe, drugi – związany z dostarczeniem energii elektrycznej oraz sygnałów sterujących do mechanizmów wykonawczych.



Rys. 23. Projekt układu sterowania

Układ mechaniczny wymagał oszacowania momentów zawiasowych występujących na sterach w różnych stanach lotu, aby dobrać odpowiednie mechanizmy wykonawcze. Dobrane mechanizmy poddano próbom sprawdzającym parametry podane przez producenta, aby ustalić bezpieczny zakres pracy. Popychacze łączące dźwignie mechanizmów wykonawczych z powierzchniami sterującymi poddano obliczeniom wytrzymałościowym oraz analizie utraty stateczności (zabezpieczenie przed wyboczeniem). Projekt układu przedstawiono na rysunku 23, a na rysunku 24 zamontowane w modelu serwomechanizmy.

Rys. 24. Podłączone serwomechanizmy prawej klapolotki (z lewej) i prawego steru kierunku (z prawej)



Rys. 25. Zmontowany układ sterujący

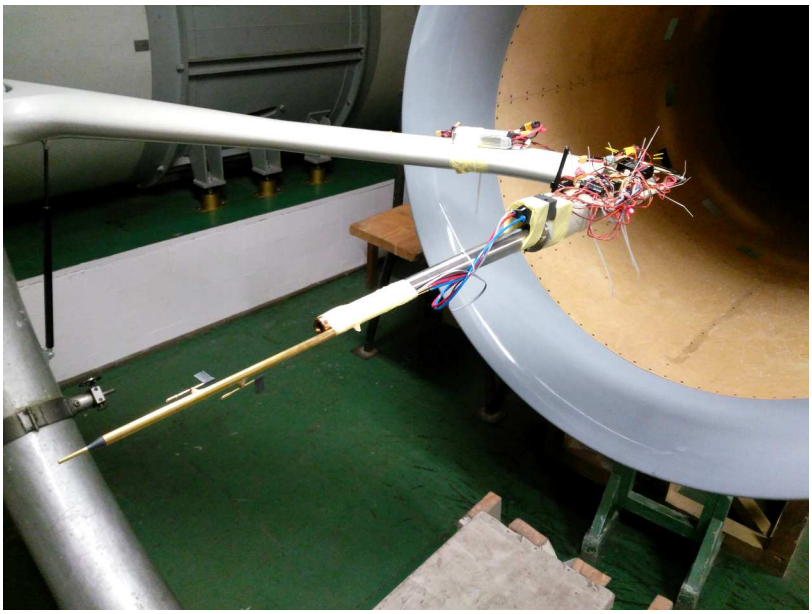
Każdy z mechanizmów wykonawczych został wyposażony w osobny regulator napięcia. Takie rozwiązanie umożliwia precyzyjne sterowanie napięciem zasilającym osobno na każdym z mechanizmów, zapewnia stałe napięcie zasilania w trakcie lotu, niezależnie od stopnia rozładowania akumulatora oraz zabezpiecza przed utratą wszystkich powierzchni sterowych w przypadku awarii jednego z regulatorów kosztem bardzo niedużego przyrostu masy (zastosowane regulatory są bardzo lekkie – ważą 15 g). Zasilanie serwomechanizmów poprowadzono poza odbiornikiem RC, dzięki czemu nie jest on obciążony wysokimi prądami potrzebnymi serwomechanizmom oraz

ograniczono wpływ zakłóceń dużych prądów zasilających na sygnały sterujące. Zmontowany układ w trakcie prób poprawności działania i dystrybucji sygnałów pokazano na rysunku 25.

7. Przyrządy pomiarowe

Jak wspomniano wcześniej, model będzie musiał być wyposażony w czujnik prędkości oraz czujniki kąta natarcia i kąta ślizgu. Zaprojektowano i wykonano dedykowaną do modelu rurkę spiętrzeniową zintegrowaną z nastawnymi skrzydełkami pełniącymi rolę czujników kąta natarcia i ślizgu. Wykonanie takiego czujnika w skali modelu stanowiło niebanalne zagadnienie, gdyż cały osprzęt musiał zmieścić się w rurce o średnicy zewnętrznej 10 mm.

Czujniki poddano badaniom tunelowym, aby zbadać ich charakterystykę. Wartości rzeczywiste prędkości i kątów były zadane w tunelu (a więc były znane), zaś dokonując pomiaru otrzymywano wartości mierzone. Rurkę umieszczoną w tunelu pokazano na rysunku 26.



Rys. 26. Badania tunelowe czujników prędkości, kąta natarcia i kąta ślizgu

Porównując wartości mierzone z wartościami zadanymi, otrzymano – zgodnie z oczekiwaniami – błąd pomiaru wprowadzany przez użyte przyrządy pomiarowe. Następnie wyprowadzono funkcję poprawiającą otrzymywane wartości i zaimplementowano ją do aplikacji używanej do obsługi czujników przyspieszeń, aby wartości odczytywane były wartościami rzeczywistymi.

Do ostatecznych prób w locie swobodnym wymagane są jeszcze próby układu hamulcowego, próby kołowania oraz integracja i próby układu spadochronu przeciwkorkociągowego.

Bibliografia

1. Smędra K., Świerkot R., Kubryński K., Badania tunelowe modelu samolotu w zakresie dużych kątów natarcia, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2016, tom II, str. 225-233, ISBN 978-83-932107-8-7

2. Chambers J., Modeling flight: the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs, *NASA SP 2009-575*

Project of a remotely controlled high-maneuverable aircraft model

The paper describes design and manufacturing of a remotely controlled scaled, high-maneuverable aircraft model. The main project objective is verification of flight properties during free flight tests, especially at high angles of attack. External airplane geometry was developed in earlier design stages and wind tunnel tests. The most important structural parts were examined using stress analysis methods. Most of structural components were prepared using composite materials. Some elements were prepared using the FDM 3D-printing technology.

Polskie Towarzystwo Mechaniki
Teoretycznej i Stosowanej
MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XVIII 2018

URZĄDZENIE DO RATOWNICTWA POWIETRZNEGO Z OBIEKTÓW WODNYCH

Marlena Trafas, Andrzej Gronczewski
Politechnika Wrocławska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej
e-mail: m_trafas@o2.pl; andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl

1. Wprowadzenie

Współczesny świat niesie ze sobą wiele zagrożeń dla bezpieczeństwa ludzi. Wśród różnych przyczyn niekorzystnych zdarzeń można wyróżnić te, które są ściśle związane z działaniem systemów transportu pasażerskiego. Występowanie niepożądanych zdarzeń w ruchu komunikacyjnym powoduje szereg zagrożeń dla bezpieczeństwa i niekiedy prowadzi do zaistnienia wypadków. Projektanci systemów transportowych wkładają wiele 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 ma celu zminimalizowanie skutków wypadku po jego zaistnieniu. Analiza wielu dramatycznych zdarzeń związanych z katastrofami komunikacyjnymi wskazuje, że liczba ofiar i rannych jest nie tylko pochodną samego zdarzenia, ale niebagatelny wpływ na możliwość uratowania ludzi i zminimalizowanie skutków zdarzenia, ma skuteczność i tempo akcji ratunkowej. Doświadczenia wskazują, 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. W tym kontekście ogromnego znaczenia nabiera tempo ewakuacji ludzi, którzy znaleźli się w szczególnie nieprzyjaznym środowisku. Wśród wielu możliwych do identyfikacji niekorzystnych dla ludzi warunków związanych z otoczeniem, w którym się znaleźli, można wyróżnić środowisko wodne. Występują tu liczne zagrożenia, a główne z nich to ryzyko utonięcia i wychłodzenie organizmu (hipotermia). W niektórych przypadkach tempo ewakuacji jest czynnikiem decydującym o przeżyciu rozbitków. Wziąwszy pod uwagę fakt, iż znaczna część dróg transportu lotniczego przebiega nad obszarami wodnymi oraz że transport morski jest szczególnie rozwiniętą dziedziną gospodarki można się spodziewać, iż w przyszłości niejednokrotnie zdarzą się wypadki, które spowodują konieczność ewakuacji ludzi z wody.

Uwzględniając konieczność jak najszybszego podjęcia akcji ratowniczej jako czynnika determinującego ograniczenie negatywnych skutków wypadku, wydaje się, że jednym z najefektywniejszych sposobów jest wykorzystanie do akcji ratowniczej śmigłowców. Analiza procedur ratowniczych przy wykorzystaniu śmigłowców i środków ratownictwa wodnego wskazuje, że użycie statku powietrznego znacznie skraca (w porównaniu z wykorzystaniem statków i okrętów) czas udzielenia pomocy poszkodowanym. Głównym problemem, jaki dotychczas nie został skutecznie rozwiązany, jest stosunkowo długi czas podejmowania „rozbitków" i ich transport na pokład śmigłowca. Ratownik opuszczany 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 i utrzymywać odpowiednią pozycję nad rozbitkiem.

Aby zmniejszyć ograniczenia liczby ludzi podejmowanych jednocześnie z wody podczas ewakuacji, proponuje się opracowanie urządzenia podwieszanego pod śmigłowcem, które po zwodowaniu będzie zdolne do podjęcia na pokład kilku lub kilkunastu osób jednocześnie.

2. Analiza potrzeb oraz założenia projektowe

Zagrożenia związane z ryzykiem zaistnienia wypadku i w jego konsekwencji wpadnięcia ludzi do wody związane są z:

a) transportem lotniczym nad obszarami wodnymi

Wiele lotów długodystansowych odbywa się nad akwenami, ale także znaczna liczba tras średnio- i krótkodystansowych, w mniejszej lub większej części, przebiega nad wodą (morza, oceany). Wprawdzie ryzyko wypadku lotniczego jest szczególnie małe, co powoduje, że statek powietrzny jest jednym z najbezpieczniejszych środków transportu, a wypadki zdarzają się głównie w czasie startu lub podczas lądowania (95% wszystkich wypadków), jednak w przeszłości zdarzały się wypadki nad morzem lub oceanem. Przykładem może być katastrofa samolotu Boeing 767 (Ethiopian Airlines 961, 23 listopada 1996). Samolot został porwany i załoga z powodu barku paliwa zmuszona była wodować. Część z pasażerów i członków załogi przeżyła wypadek i zachodziła konieczność podjęcia ich z wody. W historii lotnictwa zapisało się kilkanaście innych wypadków lotniczych, gdzie zachodziła potrzeba ewakuacji poszkodowanych z wody.

b) transportem jednostkami pływającymi

Światowy handel towarowy w głównej mierze oparty jest na transporcie morskim. Ponadto, jedną z najdynamiczniej rozwijających się gałęzi turystyki jest podróżowanie statkami wycieczkowymi. Mimo znacznego postępu w dziedzinie bezpieczeństwa czynnego, wciąż zdarzają się wypadki, a szybko rosnąca liczba statków powoduje, że ryzyko katastrofy morskiej staje się coraz bardziej prawdopodobne. Przykładem katastrofy morskiej może być przewrócenie się włoskiego statku wycieczkowego Costa Concordia (13.01.2012 r.). W akcji ratowniczej brało udział 5 śmigłowców, ale dopiero po 45 minutach udało się spuścić łodzie ratunkowe z pokładu statku. Mimo że do wypadku doszło zaledwie 100 m od brzegu wyspy Isola del Giglio, to przy próbie dopłynięcia do brzegu utonęło (według szacunków) 6 osób. Kolejnym przykładem może być katastrofa polskiego promu Jan Heweliusz (14.01.1993 r.), która wydarzyła się podczas rejsu ze Świnoujścia do Ystad w Szwecji. W tym przypadku większość pasażerów i członków załogi przeżyła katastrofę, jednak warunki, w jakich się znaleźli poszkodowani (bardzo zimna woda i wysokie na 6 metrów fale) spowodowały śmierć łącznie 55 osób (przeżyło zaledwie 9 członków załogi). Akcja ratownicza, głównie z powodu skrajnie niekorzystnych warunków atmosferycznych, ale także z powodu braku odpowiedniego sprzętu, była w znikomym stopniu skuteczna, czego przykładem jest to, że jedna z lin ratowniczych spuszczona ze śmigłowca wywróciła tratwę z rozbitkami. Następny przykład to katastrofa promu „Estonia", która wydarzyła się 29 września 1994 roku na Bałtyku. W wyniku wady konstrukcyjnej promu napór fal morskich podczas sztormowej pogody spowodował wyrywanie furty dziobowej, w skutek czego woda wdarła się na pokład promu i spowodowała jego zatonięcie. Spośród 989 osób obecnych na pokładzie uratowano zaledwie 138 osób. Główną przyczyną śmierci 851 osób było hipotermia i utonięcie.

c) działaniami marynarki wojennej

Manewry wojskowe, i codzienne szkolenie z użyciem okrętów także niosą ze sobą zagrożenia zaistnienia wypadku. Szczególnie prawdopodobnymi stają się zatonięcia okrętów na sutek działań bojowych w czasie wojny czy też lokalnych konfliktów zbrojnych.

d) eksploatowaniem zasobów naturalnych z dna morskiego

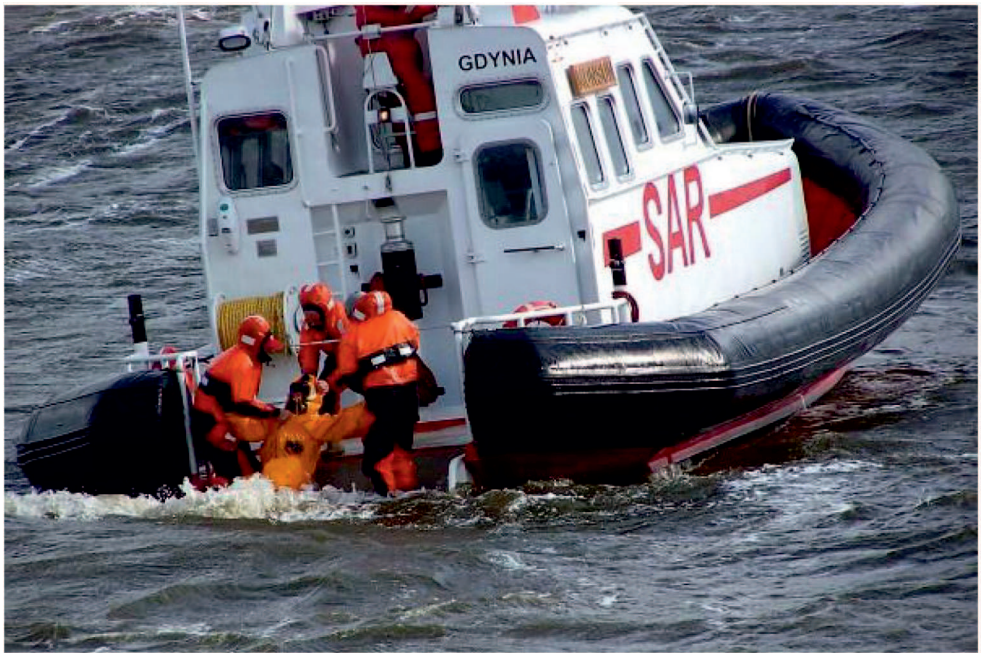
Wydobycie ropy naftowej z dna morskiego pociąga za sobą konieczność budowy platform wiertniczych znacznie oddalonych od stałego lądu. Przykładem może być katastrofa na platformie wiertniczej Deepwater Horizon 20 w Zatoce Meksykańskiej.

e) inną działalnością związaną z przemieszczaniem się po wodzie

Do form działalności, które niosą zagrożenia związane z niezamierzonym znalezieniem się ludzi w wodzie w wyniku wypadku, można zaliczyć m.in. uprawianie sportów wodnych, żeglowanie jachtami, rybołówstwo, badania hydrologiczne, obserwacje przyrodnicze itd.

Powyższa analiza pozwala na sformułowanie ogólnego wniosku, iż ryzyko związane z zagrożeniem życia i zdrowia osób, które znalazły się w wodzie jest nadal realne.

Praktyka eksploatacyjna wskazuje, że akacja ratownicza zmierzająca do podjęcia ludzi z wody, może odbywać się przy wykorzystaniu łodzi ratunkowych, będących na wyposażeniu statków i okrętów. Wadą takiego rozwiązania jest to, że mają one stosunkowo małą prędkość, co znacznie wydłuża czas dotarcia na miejsce akcji. Na przykład, statek ratowniczy będący na wyposażeniu „Morskiej Służby Poszukiwania i Ratownictwa", SAR-1500 (rys. 1), ma prędkość maksymalną równą 30 węzłów (około 56 km/h).



Rys. 1. Statek ratowniczy SAR-1500 [1]

W przypadku wykorzystania śmigłowca prędkość zwiększa się nawet 4-krotnie. Jeśli założymy, że miejsce wypadku oddalone jest od jednostek ratowniczych o 100 km, to czas dotarcia jednostki pływającej wyniesie prawie dwie godziny, zaś śmigłowiec doleci na miejsce po około 40 minutach. Wydaje się, że jako zasadę należy przyjąć prowadzenie akcji ratowniczych na akwenach z wykorzystaniem śmigłowców, o ile są one dostępne.

Przykłady dotychczas przeprowadzonych akcji ratowniczych wskazują na znaczny deficyt wyposażenia służb ratowniczych w sprzęt pozwalający na skuteczną, ale i co nie mniej istotne,

szybką ewakuację ludzi. Zasadniczym sposobem podejmowania rozbitków z wody jest wykorzystanie wciągarki zabudowanej na śmigłowcu, dzięki której ratownik opuszczany jest na linie i podejmuje osobę poszkodowaną (rys. 2). Taki sposób działania jest zazwyczaj skuteczny, jednak przy większej liczbie osób oczekujących na ewakuację czas zakończenia akcji znacznie się wydłuża. Wynika to z faktu, iż ratownik może podjąć jednocześnie jedną osobę, a ponadto śmigłowiec musi precyzyjnie przyjąć i utrzymać właściwą pozycję nad rozbitkiem. Jako metodę działania ratowniczego stosuje się także „zrzucenie" ratownika do wody i ponownie wciągnięcie go na pokład śmigłowca wraz z osobą ratowaną.

Rys. 2. Podejmowanie rozbitka z wody [2]

W ratownictwie wodnym wykorzystuje się także kosze ratownicze wyposażone w pływaki (rys. 3). Zastosowanie takiego sprzętu pozwala na podjęcie z wody maksymalnie dwóch osób jednocześnie.

Rys. 3. Kosz ratowniczy [3]

Niektóre śmigłowce ratownicze wyposażane są także w samonapełniające się tratwy ratownicze, które pozwalają na stosunkowo bezpieczne oczekiwanie na pomoc (rys. 4).

Z przeprowadzonej analizy sposobów podejmowania ludzi z wody wynika, że:

Rys. 4. Tratwa ratownicza [4]

- najszybciej w rejon akcji ratowniczej mogą dotrzeć i skutecznie udzielić pomocy ratownicy wykorzystujący śmigłowce;
- dotychczasowe procedury oraz wyposażenie w sprzęt ratowniczy nie zapewniają szybkiej ewakuacji ludzi z wody w przypadkach konieczności udzielenia pomocy większej liczbie osób.

Aby wyeliminować główne niedostatki w zakresie ratownictwa z obiektów wodnych, proponuje się zastosowanie w akcjach ratowniczych „Urządzenia do Ratownictwa Powietrznego z Obiektów Wodnych" (URPOW). Urządzanie to będzie transportowane przez śmigłowiec i jego zadaniem będzie podjęcie jednocześnie 10 ludzi znajdujących się w wodzie. Główną zaletą URPOW będzie znaczne skrócenie czasu akcji ratowniczej. Niewielki czas ewakuacji będzie możliwy dzięki temu, że urządzenie będzie odłączane od śmigłowca w pobliżu akcji ratowniczej. Zminimalizuje to stratę czasu na precyzyjne ustalenie i utrzymanie pozycji śmigłowca. Operator (ratownik) urządzenia, po odłączaniu go od śmigłowca, będzie miał możliwość dopłynięcia do poszczególnych osób i wyciągnięcia ich z wody. W międzyczasie śmigłowiec będzie mógł zabrać z lądu lub pokładu statku, kolejne urządzenie tego typu i dostarczyć je w rejon katastrofy. Po wyciągnięciu ludzi z wody urządzenie będzie ponownie podłączane do śmigłowca i transportowane drogą powietrzną w bezpieczne miejsce (np. na ląd lub statek biorący udział w akcji ratowniczej). Przewiduje się także, w przypadku niekorzystnych warunków atmosferycznych, ewakuację ludzi z pokładu urządzenia na pokład śmigłowca.

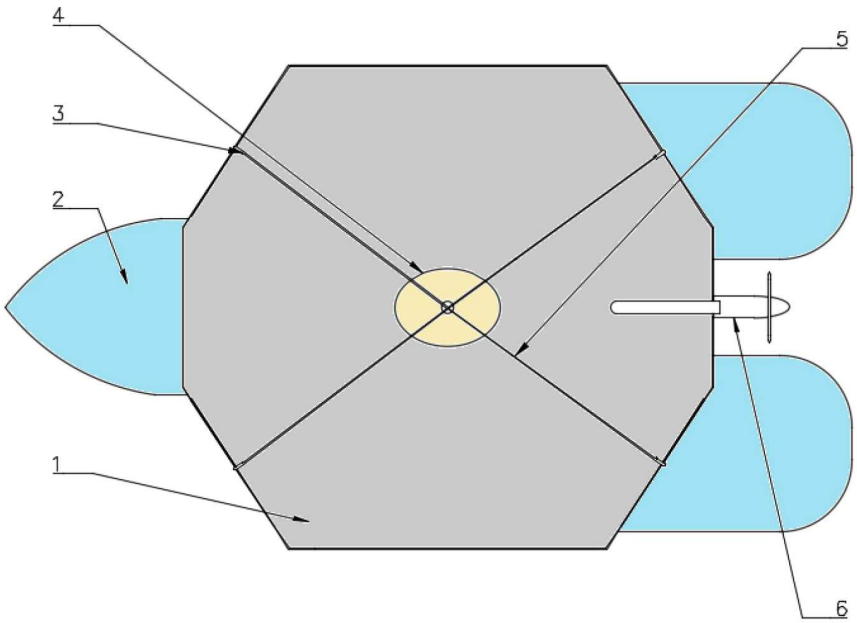
Przyjęto, że projektowane urządzenie musi spełniać następujące wymagania:

- powinno być przystosowane do transportu powietrznego jako obiekt podwieszony pod śmigłowcem;
- musi posiadać skuteczny układ odłączania i szybkiego, ponownego dołączania do śmigłowca;
- powinno zabierać na pokład 10 osób (dodatkowo 2 osoby – operator i ratownik);
- musi pływać po dowolnym akwenie (z uwzględnieniem stanu zbiornika wodnego) i być w pełni sterowalne;
- powinno zapewniać możliwość podejmowania ludzi z URPOW na pokład śmigłowca w czasie wykonywania lotu.

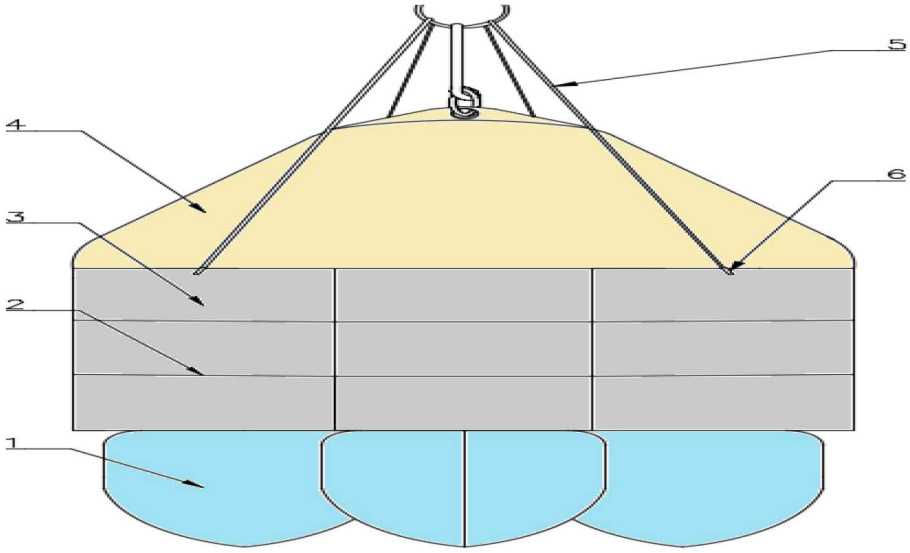
3. Rozwiązanie konstrukcyjne URPOW

„Urządzenia do Ratownictwa Powietrznego z Obiektów Wodnych" (rys. 5 i 6) będzie w istocie tratwą z własnym napędem przystosowaną do transportu przez śmigłowiec jako podwieszenie zewnętrzne. Główny układ wytrzymałościowy stanowi konstrukcja karatowa oparta na lekkim

stelażu z prętów kompozytowych na bazie włókiem borowych ze spoiwem w postaci żywicy epoksydowej. Materiał ten charakteryzuje, porównywalna ze stalami stopowymi, wytrzymałość doraźna na rozciąganie ($R_m = 1300\,\mathrm{MPa}$), duża sztywność (moduł sprężystości podłużnej $E = 220\,\mathrm{GPa}$), przy jednocześnie stosunkowo niewielkiej gęstości ($\rho = 1{,}9\,\mathrm{g/cm^3}$) [5]. Utrzymywanie się na wodzie zapewnią trzy pływaki, przy czym zakłada się, że w czasie transportu przez śmigłowiec pływaki nie będą napełnione powietrzem. Takie rozwiązanie, dzięki mniejszym gabarytom urządzenia, pozwoli na zapewnienie większej stabilności oraz zmniejszanie siły oporu czołowego. Napełnianie pływaków zostanie zrealizowane z własnego źródła sprężonego powietrza (butli) bezpośrednio przed wodowaniem. Mobilność tratwy ratowniczej zapewni silnik spalinowy wraz ze śrubą napędową, przy czym silnik ze względu na możliwość zmian jego położenia będzie zapewniał także sterowność urządzenia.

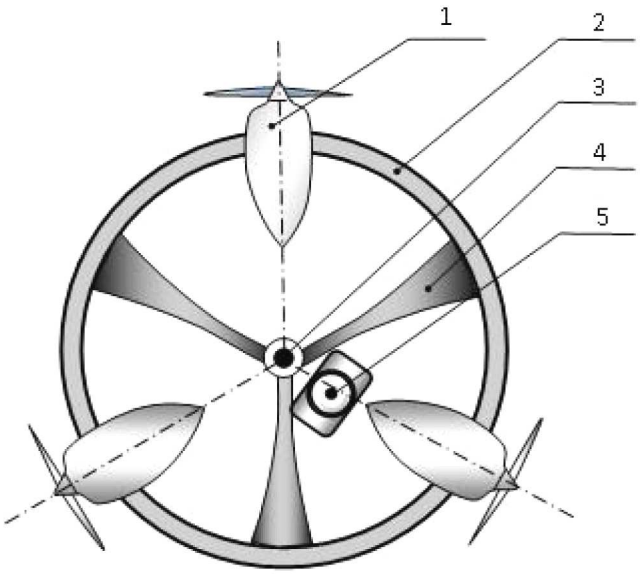


Rys. 5. Schemat konstrukcyjny URPOW (widok z góry) [opr. wł.]: 1 – osłona; 2 – pływak; 3 – mocowanie liny nośnej do konstrukcji; 4 – zawiesie; 5 – lina nośna; 6 – zespół napędowy



Rys. 6. Schemat konstrukcyjny URPOW (widok z przodu) [opr. wł.]: 1 – pływak; 2 – szkielet kompozytowy; 3 – osłona przed wodą; 4 – pokrycie dachowe; 5 – lina zawiesia; 6 – mocowanie liny nośnej do konstrukcji

Odrębnym zagadnieniem jest zapewnienie skuteczności działania układu rozłączenia i ponownego połączenia URPOW ze śmigłowcem. Jakkolwiek rozwiązanie konstrukcyjne układu odłączania liny śmigłowca od pontonu ratowniczego nie nastręcza większych trudności, to jednak ponowne, szybkie podłączenie liny do jednostki ratowniczej wymaga zastosowania niestandardowego rozwiązania. Proponuje się, aby na końcówce liny zaczepionej do wyciągarki śmigłowca zabudować pierścień, do którego zamocowane zostaną trzy silniczki elektryczne wraz ze śmigłami (rys. 7). Silniczki będą zasilane prądem elektrycznym dostarczanym ze śmigłowca. Operator w śmigłowcu będzie mógł sterować liną w celu połączenia jej z URPOW, wykorzystując możliwość zmiany położenia końcówki liny. Precyzję starowania zapewni operatorowi obraz z kamery zamieszczonej wewnątrz korpusu głowicy naprowadzającej.



Rys. 7. Urządzenie do naprowadzania liny podwieszenia zewnętrznego [opr. wł.]: 1 – silnik elektryczny ze śmigłem, 2 – korpus, 3 – mocowanie liny nośnej, 4 – wspornik, 5 – kamera do naprowadzania

Kolejnym zagadaniem do rozwiązania było zapewnienie możliwości ewakuacji ludzi z URPOW w trakcie zawisu lub lotu śmigłowca. W tym celu przewiduje się wyposażenie śmigłowca w dodatkową wciągarkę i transport ludzi z wykorzystaniem uprzęży ratunkowej (rys. 8). Należy nadmienić, iż zasadniczym sposobem ewakuacji ludzi będzie ich transport na pokładzie tratwy ratowniczej na ląd lub pokład statku. Możliwość opuszczenia urządzenia w trakcie przelotu śmigłowca ma na celu zwiększenie bezpieczeństwa i będzie wykorzystywana jedynie w sytuacji zagrożenia zdrowia lub życia ewakuowanych ludzi.

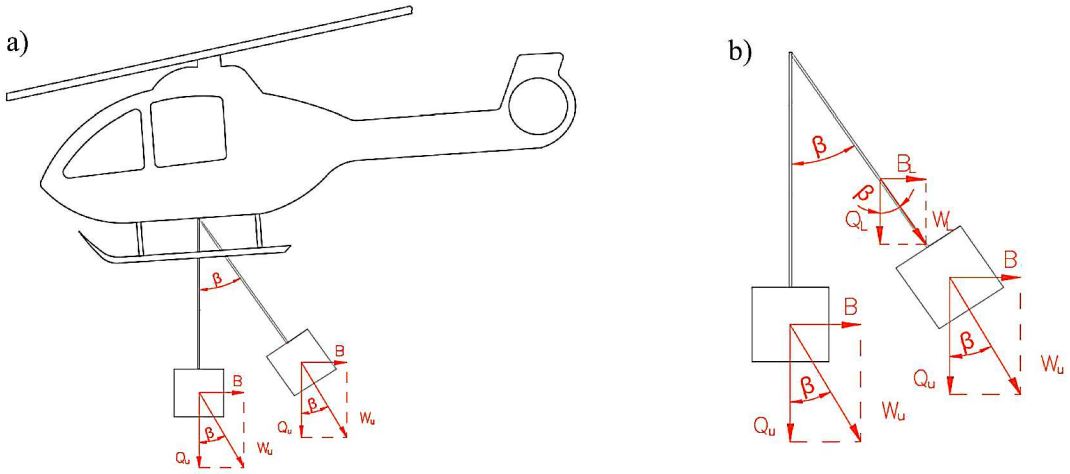
Analiza konstrukcyjna oraz wstępne obliczenia wytrzymałościowe pozwoliły na oszacowanie masy całego urządzenia. Dzięki zastosowaniu nowoczesnych materiałów konstrukcyjnych, w szczególności kompozytów, przewiduje się, że masa własna URPOW nie przekroczy 120 kg.

Przeprowadzono wstępną analizę wpływu przyspieszeń śmigłowca na położenia urządzenia i jego odziaływanie na śmigłowiec (rys. 9). W obliczeniach uwzględniono także siły bezwładności liny, pomięto natomiast siłę oporu czołowego.

Wstępne obliczenie wykazały, że kąt β odchylenia liny łączącej śmigłowiec z urządzeniem (tabela 1) jest zależny od następujących parametrów:

- masy urządzenia oraz masy liny;
- długości liny;
- przyspieszenia śmigłowca;
- warunków atmosferycznych (wiatr).

Rys. 8. Uprząż ratunkowa [6]



Rys. 9. Rozkład sił działających na URPOW [opr. wł.]: a) rozkład sił bez uwzględnienia liny, b) rozkład sił z uwzględnieniem liny

Tabela 1. Wartość kątowa odchylenia liny podczas przyspieszania śmigłowca (obliczenia wykonano dla prędkości początkowej $V_0 = 0\,\mathrm{m/s}$ i czasu przyspieszania $t = 30\,\mathrm{s}$)

Parametr	Sym.	Jed.	Wartość				
Prędkość końcowa śmigłowca	V_k	m/s	56	61	70	73	79
Przyspieszenie śmigłowca	a	$\mathrm{m/s^2}$	1,85	2,04	2,31	2,43	2,66
Kąt odchylenia liny	β	deg	10,7	11,7	13,3	13,9	15,2

4. Podsumowanie

Doświadczenie eksploatacyjne dowodzi, że nadal nieuchronne są wypadki, których jedną z konsekwencji będzie znalezienie się ludzi w środowisku wodnym. W takich przypadkach czas ewakuacji ludzi często decyduje o przeżyciu poszkodowanych. Zaproponowane urządzanie pozwoli na znacznie szybszą niż dotychczas ewakuację ludzi z wody. Pojedynczy śmigłowiec będzie mógł dostarczać kilka tratw ratowniczych, a dopiero po udzielaniu pomocy wszystkim oczekującym na ratunek podejmować URPOW i transportować w bezpieczne miejsce.

W ramach dalszych prac przewiduje się:

- konsultacje z załogami śmigłowców oraz ze specjalistami ratownictwa morskiego w celu precyzyjnego określenia wymagań stawianych przed urządzeniem oraz wyselekcjonowania ograniczeń użytkowych;
- obliczenia dynamiki lotu układu śmigłowiec – tratwa ratownicza;
- opracowanie układu szybkiego łączenia liny podwieszenia śmigłowcowego z URPOW;
- opracowanie konstrukcji tratwy ratowniczej wraz z doborem wyposażenia eksploatacyjnego;
- opracowanie procedur eksploatacji urządzenia.

Bibliografia

1. http://www.sar.gov.pl/pl/equipment/sar1500/ (dostęp 17.06.2018 r.)
2. https://www.trojmiasto.pl/wiadomosci/Jaki-smiglowiec-SAR-dla-Marynarki-Wojennej-110023.html?id_zdjecia=291756#fb_id:p0:291756, pozycja:4 (dostęp 18.06.2018 r.)
3. www.lifesupportintl.com (dostęp 20.04.2017 r.)
4. www.defender.com (dostęp 20.04.2017 r.)
5. Ciszewski B., Przetakiewicz W., *Nowoczesne materiały stosowane w technice*, WAT, Warszawa, 1989
6. www.cmcrescue.com odwiedzono (dostęp 20.04.2017 r.)

Water area air rescue device

Prevalence of unfavourable occurrences in traffic generates a number of dangers for safety and, in some cases, leads to accidents. The experience shows in how many cases it would be possible to limit losses in people (or completely avoid such) if in an appropriate timely manner an effective rescue action would be held. Among many possible to name and dangerous for people conditions, water areas must be mentioned. The water dangers for humans are for example drowning or body's exposal to low temperature (hypothermia). In this context, tempo of evacuation is often a factor which determines survival. To minimise limitations in evacuating persons from water areas, it is proposed to devise a waterborne construction to be underslung under a helicopter. The device will be able to take on board a few or even a dozen or so persons at once. Shortening the time needed for evacuation will be possible thank to the optional function of detatching the whole construction from the helicopter, so the aircraft could take an appropriate position nearby the rescue action. The paper shows the analysis of up-to-date procedures of rescuing people from water areas, the concept of the construction of the air rescue device and the solution for its mobility. What is more, the idea of its equipment and the use is described.

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96
tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl

Prowadzimy działalność innowacyjną w zakresie:

- Badania naziemne i w locie
- Systemy diagnostyczne dla techniki lotniczej
- Wspomaganie sterowania eksploatacją
- Symulacja i modelowanie
- Awionika
- Uzbrojenie lotnicze
- Systemy rozpoznania, dowodzenia i szkolenia
- Integracja systemów C4ISR
- Bezzałogowe statki powietrzne
- Diagnostyka powierzchni roboczych lotnisk
- Badania paliw i cieczy roboczych
- Testy i certyfikacja wyrobów

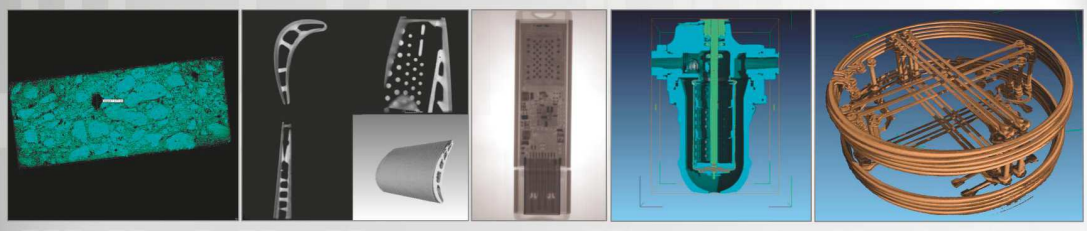
Posiadamy:

- Natowski Kod Podmiotu Gospodarki Narodowej (NCAGE) 0481H
- Wewnętrzny System Kontroli Nr W-45/8/2015 w zakresie naukowo-badawczego wspomagania eksploatacji lotniczej techniki wojskowej
- Uprawnienia do nadawania tytułu naukowego doktora habilitowanego

ULEPSZYMY KAŻDĄ TECHNOLOGIĘ

Tomograf komputerowy (CT) – badanie nieniszczące NDT

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oferuje usługi z zakresu badań tomografem komputerowym. Badania prowadzone są na tomografie typu v/tome/x m 300 firmy GE o max. mocy lampy 300kV/500W. Urządzenie posiada również lampę do nanotomografii o mocy 80kV/15W.



Prowadzimy prace badawcze obejmujące swym zakresem materiały takie jak:

- stopy tytanu
- stale
- materiały kompozytowe
- beton
- guma

Urządzenie umożliwia prowadzenie badań z zakresu:

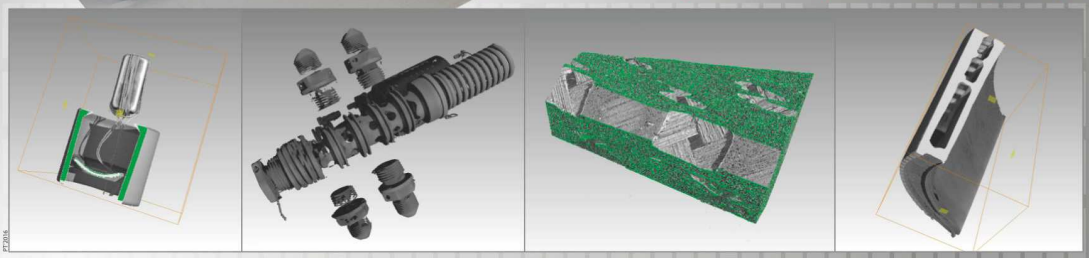
- wykrywania defektów o rozmiarach powyżej 0,5 µm z wykorzystaniem lampy 180 kV
- materiałów o bardzo dużej gęstości (np. łopatki turbin silników lotniczych) z wykorzystaniem lampy o mocy 300 kV
- układy elektroniczne (scalone)
- materiały pirotechniczne
- złożone agregaty lotnicze

Masa badanych elementów do 50 kg.
Wymiary orientacyjne 50×50×60 cm.

Posiadamy wysoko wykwalifikowany, certyfikowany personel.

Kontakt bezpośredni:
Zakład Silników Lotniczych
tel.: +48 261 851 334; fax: +48 261 851 338
e-mail: jaroslaw.spychala@itwl.pl

Zapraszamy do współpracy!



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96
tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl

WAT Wojskowa Akademia Techniczna

Jest uczelnią państwową kształcącą studentów cywilnych i wojskowych.
Podstawową formą kształcenia są studia stacjonarne. Obok studiów stacjonarnych istnieje możliwość studiowania w systemie studiów niestacjonarnych.
Studia stacjonarne są bezpłatne.
Studia niestacjonarne są studiami odpłatnymi.

Wydział oferuje interdyscyplinarne wykształcenie techniczne z naciskiem na umiejętności absolwentów w zakresie wszechstronnego wykorzystania metod komputerowych w działalności inżynierskiej.

Wydział posiada wysoko wykwalifikowaną kadrę naukową i uprawnienia do nadawania stopni naukowych doktora i doktora habilitowanego w dziedzinie nauk technicznych w zakresie dyscyplin: budowa i eksploatacja maszyn, mechanika oraz wnioskowania o nadanie tytułu profesora.
Zakres badań naukowych wydziału ukierunkowany jest głównie na potrzeby obronności i obejmuje problemy, które są obiektem zainteresowania zarówno Sił Zbrojnych RP, jak i terenowych organów samorządowych oraz podmiotów gospodarczych.

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA

WYDZIAŁ MECHATRONIKI I LOTNICTWA
tel.: +48 261 837 601, 261 837 856, 261 839 555
fax: +48 261 837 581

- Instytut Techniki Lotniczej,
tel.: 261 839 046

- Instytut Techniki Uzbrojenia,
tel.: 261 839 956

- Katedra Mechatroniki,
tel.: 261 839 069

Wojskowa Akademia Techniczna

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

Prowadzimy STACJONARNE i NIESTACJONARNE studia wyższe na trzech kierunkach kształcenia

1 **I stopień** - inżynierskie (czas trwania 7 semestrów);
dla osób posiadających świadectwo dojrzałości.

2 **II stopień** - magisterskie (czas trwania 3 semestry);
dla osób posiadających tytuł zawodowy inż., licencjata, mgr.

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

REKRUTACJA od 1 marca

dziekanat.wml@wat.edu.pl
www.wml.wat.edu.pl

MECHATRONIKA

INSTYTUT TECHNIKI UZBROJENIA
KATEDRA MECHATRONIKI

Absolwenci kierunku posiadają głęboką wiedzę z zakresu mechatroniki. Potrafią wykorzystać narzędzia komputerowego wspomagania do projektowania, konstruowania, wytwarzania i eksploatacji specjalistycznych urządzeń technicznych. Po ukończeniu studiów są specjalistami w zakresie projektowania i eksploatacji urządzeń mechatronicznych występujących w: maszynach i pojazdach, urządzeniach i systemach wytwórczych, urządzeniach biomedycznych i aparaturze diagnostycznej.

Studia na kierunku mechatronika zapewniają wykształcenie specjalistów odpowiadających potrzebom zmieniającego się rynku pracy i wszechstronnie przygotowanych do roli projektanta, wytwórcy, jak i eksploatatora złożonych urządzeń technicznych.
Wykształcenie jest oparte na bazie gruntownej wiedzy z obszaru mechaniki, elektronicznych układów sterowania, wybranych działów informatyki stosowanej oraz opanowaniu umiejętności posługiwania się narzędziami komputerowego wspomagania w projektowaniu wyrobów i procesów wytwarzania oraz ich eksploatacji. Studia umożliwiają uzyskanie wykształcenia odpowiadającego międzynarodowym standardom i wymaganiom oraz aktualnej wiedzy inżynierskiej w zakresie projektowania, wytwarzania i eksploatacji urządzeń i systemów technicznych, charakteryzujących się strukturą realizowaną za pomocą zespołów mechanicznych, pneumatycznych, hydraulicznych, mikromechanicznych, elektromechanicznych, elektrycznych i optycznych, wraz z układem sterowania opartym o technikę mikroprocesorową. Zajęcia są podporządkowane głównemu celowi, jakim jest wyposażenie inżyniera mechatronika w wiedzę praktyczną, która pozwoli mu na realizowanie projektu konkretnego urządzenia i jego zespołowe wykonywanie.

SPECJALNOŚCI KSZTAŁCENIA:

- ROBOTYKA I AUTOMATYKA PRZEMYSŁOWA - (C)
- TECHNIKI KOMPUTEROWE W MECHATRONICE - (C)
- INŻYNIERIA SYSTEMÓW MECHATRONICZNYCH - (C)
- KONSTRUKCJA BRONI I AMUNICJI - (C)
- EKSPLOATACJA PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH - (W)
- RADIOELEKTRONIKA PRZECIWLOTNICZYCH ZESTAWÓW RAKIETOWYCH - (W)
- UZBROJENIE I ELEKTRONIKA - (W)
- ARTYLERIA RAKIETOWA - (W)

(C-cywilne, W-wojskowe)

Kierunek posiada akredytację Polskiej Komisji Akredytacyjnej (PKA) oraz Komisji Akredytacyjnej Uczelni Technicznych (KAUT)

LOTNICTWO i KOSMONAUTYKA

INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ

Absolwenci kierunku są przygotowani do wykonywania zadań w nowoczesnych zakładach przemysłu lotniczego oraz w przedsiębiorstwach eksploatujących statki powietrzne. Posiadają również umiejętności przenoszenia nowoczesnej technologii lotniczej do innych gałęzi przemysłu, a w szczególności do tych zakładów, które realizują zadania dla lotnictwa i kosmonautyki. Wiedza ta, w odniesieniu do wszystkich prowadzonych specjalności, obejmuje zarówno nowoczesne technologie oraz środki informacyjne, jak również wymagania międzynarodowych instytucji lotniczych (przepisy EASA PART-66) określających kwalifikacje i zasady przyznawania licencji personelu zatrudnionego w krajowych i zagranicznych lotniczych jednostkach obsługowych.

Kierunek lotnictwo i kosmonautyka oferuje kształcenie w obszarze techniki lotniczej i kosmicznej. Studia ukierunkowane są na uzyskanie wiedzy i praktycznych umiejętności w zakresie konstruowania, wytwarzania i eksploatacji statków powietrznych oraz obiektów kosmicznych.
Dają możliwość poznania zaawansowanych technologicznie układów konstrukcyjnych, wykorzystujących nowatorskie technologie i rozwiązania techniczne oparte o najnowocześniejsze materiały i techniki komputerowe, najnowszą „elektronikę" oraz rozbudowane systemy diagnostyczne zapewniające bezpieczeństwo i niezawodność obiektów latających. Otrzymane wykształcenie oparte jest na gruntownej wiedzy z obszaru mechaniki, materiałów i technologii lotniczych, podstaw elektroniki, techniki mikroprocesorowej, automatyki, elektrotechniki, informatyki stosowanej i zaawansowanych technik komputerowych (w tym systemów CAD/CAM/CAE – UNIGAPHICS, CFD – FLUENT, ANSYS, NASTRAN, COSMOS, MATLAB itp.).

Perspektywy zatrudnienia:
- krajowy i europejski przemysł lotniczy (konstrukcja, technologia produkcji, kontrola jakości i diagnostyka);
- bazy techniczne linii lotniczych i przedsiębiorstw transportowych (planowanie i organizacja obsług technicznych);
- ośrodki badawcze i naukowe związane z budową oraz eksploatacją statków powietrznych i obiektów kosmicznych;
- inne gałęzie przemysłu o wysokim nasyceniu nowoczesną technologią, w tym również zakłady zbrojeniowe.

(C-cywilne, W-wojskowe)

SPECJALNOŚCI KSZTAŁCENIA:

- AWIONIKA - (C + W)
- SAMOLOTY I ŚMIGŁOWCE - (C + W)
- NAPĘDY LOTNICZE - (C)
- UZBROJENIE LOTNICZE - (W)

Kierunek posiada akredytację Polskiej Komisji Akredytacyjnej (PKA) oraz Komisji Akredytacyjnej Uczelni Technicznych (KAUT)

INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA

INSTYTUT TECHNIKI LOTNICZEJ

Absolwenci kierunku są przygotowani do uczestnictwa w interdyscyplinarnych zespołach rozwiązujących problemy z zakresu: bezpieczeństwa i zagrożenia technicznego, identyfikacji i prognozowania zagrożeń oraz przeciwdziałania wystąpieniu zagrożeń. Studia przygotowują do pracy m.in. w jednostkach administracji terenowej, jednostkach dokonujących oceny stanu technicznego urządzeń, w zespołach badających przyczyny wypadków, w firmach wdrażających i eksploatujących układy bezpieczeństwa, w jednostkach atestujących urządzenia techniczne w zakresie ich bezpieczeństwa, w jednostkach organizujących, wdrażających i eksploatujących technicznie systemy monitorowania bezpieczeństwa.

Inżynieria bezpieczeństwa wyrosła z problemów związanych z koniecznością przeciwdziałania zagrożeniu powstania strat, niszczenia środowiska naturalnego przez katastrofy obiektów technicznych ze wszystkich obszarów techniki (energetyki jądrowej, przemysłu chemicznego, transportu, przemysłu wydobywczego, budownictwa, przemysłu zbrojeniowego itd.), zjawiska naturalne oraz umyślne destrukcyjne działanie ludzi (działania terrorystyczne i akty sabotażu).
Celem inżynierii bezpieczeństwa jest racjonalna maksymalizacja ochrony ludzi, środowiska naturalnego i dóbr cywilizacji. Cel ten jest urzeczywistniany przez kombinację zadań dwóch zasadniczych dziedzin, z których składa się inżynieria bezpieczeństwa: inżynierii bezpieczeństwa technicznego oraz inżynierii bezpieczeństwa cywilnego. Inżynieria bezpieczeństwa technicznego zajmuje się takim zaprojektowaniem, zbudowaniem, eksploatacją oraz likwidacją obiektów technicznych, by zminimalizować możliwość i rozmiar ich negatywnego oddziaływania na otoczenie. Inżynieria bezpieczeństwa cywilnego zajmuje się ograniczaniem i usuwaniem negatywnych skutków (szkód) wywołanych bezpośrednio przez zjawiska naturalne, katastrofy obiektów technicznych i umyślne destrukcyjne działanie ludzi, co zawiera w sobie obszar działania inżynierii bezpieczeństwa publicznego. Studia na tym kierunku dają absolwentowi wiedzę w zakresie zagrożeń bezpieczeństwa (naturalnych, cywilizacyjnych i terrorystycznych), problemów bezpieczeństwa maszyn, konstrukcji urządzeń i instalacji technicznych, projektowania układów bezpieczeństwa, systemów ratownictwa oraz funkcjonowania bezpieczeństwa cywilnego kraju.

(C-cywilne, W-wojskowe)

SPECJALNOŚCI KSZTAŁCENIA:

- INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA TECHNICZNEGO - (C)
- INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA PUBLICZNEGO - (C)
- INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA - (W)

! Studia na tym kierunku dają absolwentowi, odpowiedni zakres wiedzy technicznej oraz wiedzę w zakresie zagrożeń bezpieczeństwa (naturalnych, cywilizacyjnych i terrorystycznych) !

Na studiach niestacjonarnych zajęcia i sesje egzaminacyjne odbywają się w formie zjazdów (Sobota i Niedziela).

Szczegółowe terminy zjazdów i zajęć podawane są do wiadomości na stronie internetowej, www.wat.edu.pl miesiąc przed rozpoczęciem zajęć.

Studenci mają możliwość korzystania z odpłatnego zakwaterowania (domy studenckie - liczba miejsc ograniczona) oraz wyżywienia w stołówkach.