INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XX 2022

Warszawa 2023

ISBN 978-83-61021-65-0
ISBN 978-83-61021-66-7 (PDF)

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

MECHANIKA W LOTNICTWIE

ML-XX 2022

pod redakcją: *Krzysztofa Sibilskiego*
i Piotra Lichoty

Organizator konferencji i współwydawca
POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

Warszawa, marzec 2023

WYDAWNICTWO INSTYTUTU TECHNICZNEGO
WOJSK LOTNICZYCH

01-494 Warszawa 46, skr. poczt. 96, ul. Księcia Bolesława 6

Współwydawca

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ
01-317 Warszawa, Al. Armii Ludowej 16, p. 650

© Copyright by INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH
Warszawa, marzec 2023

ISBN 978-83-61021-66-7 (oprawa miękka)

ISBN 978-83-61021-15-5 (PDF)

Redakcja techniczna, skład i łamanie

Ewa Koisar

Druk

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Wersja elektroniczna

https://itwl.pl/o-itwl/wydawnictwo-itwl/wydawnictwa-ksiazkowe.html
http://ptmts.org.pl/wydawnictwa/

Spis treści

Sibilski K., Lichota P. – *Do Czytelników* 5

Banach A., Malinowski L., Wróblewski W., Malecha Z. – *Badania autonomicznego aerostatu* 7

Dul F. – *Sztuczna inteligencja w modelowaniu obiektów latających, czyli modelowanie zwinne* 15

Falkowski K., Ważny M., Henzel M. – *Ocena parametrów ruchu bezzałogowych platform latających* 31

Fąfara J.-M., Cholewiński M. – *Assessment of the purposefulness of applying flexible solar modules for large commercial aircraft* 47

Felisiak P.A. – *Algorytm sterowania ustawiający satelitę w kierunku słońca* 57

Florczak D., Głębocki R., Kopyt A. – *System wsparcia nawigacji wirującego pocisku rakietowego* 65

Gerigk M.K. – *Analiza cech hydro-aerodynamicznych bezzałogowego pojazdu nawodno-powietrznego z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego* 77

Głębocki R., Ożóg R., Jacewicz M., Hanke J. – *Strategie wykonywania lotów jako potencjalne źródła energii dla bezzałogowych statków powietrznych* 89

Gronczewski A., Strzelecka K. – *Projekt koncepcyjny urządzenia do ratownictwa powietrznego z trudnodostępnych obiektów* 103

Gugała-Szczerbicka A., Jóźko M. – *Aspekty prawne lotów bezzałogowych statków powietrznych w polskiej przestrzeni powietrznej* 121

Henzel M., Falkowski K., Ważny M. – *Koncepcja bezłożyskowych maszyn elektrycznych w napędach lotniczych* 135

Jacewicz M., Głębocki R., Miedziński D. – *Opracowanie i walidacja modelu symulacyjnego quadrotora na potrzeby analizy wykorzystania energii podczas lotu* . . . 145

Kalinowski P., Szczepaniak P., Ułanowicz L., Sibilski K. – *Zastosowanie aerofotogrametrii w podczerwieni do śledzenia dzików w ich naturalnym środowisku oraz identyfikacji osobników zarażonych Afrykańskim pomorem świń. Cz. I – Architektura systemu i metodyka identyfikacji* 165

Kołodziejska A., Kozakiewicz A., Sibilski K. – *Jądrowy napęd statków powietrznych – idea, której czas nigdy nie powróci?* 185

Kozakiewicz A., Adamczyk M., Majcher M. – *Wpływ parametrów układu wlotowego na stabilność pracy lotniczego silnika turbinowego* 203

Krzymień W. – *Ocena stanu konstrukcji kompozytowych poprzez uproszczone badania rezonansowe* 213

Krzysiak A., Placek R., Olejnik A., Kiszkowiak Ł. – *Eksperymentalne badania trajektorii lotu oderwanej końcówki skrzydła samolotu Tu-154 M w pobliżu ziemi* . . . 223

Kubryński K., Więcko K. – *Projektowanie aerodynamiczne i optymalizacja samolotu w układzie latającego skrzydła* 237

Lewkowicz R. – *Algorytm optymalnego bodźcowania ruchowego z LQR do generowania złudzenia przechylenia w symulatorze lotu z platformą Stewarta-Gougha* 251

Lichota P. – *Zastosowanie transformaty falkowej do estymacji pochodnych stabilności i sterowania* 277

Malicki Ł. – *Badania numeryczne aerodynamiki autorskiego samolotu myśliwskiego* . . . 287

Marciniuk M., Strzelecka K. – *Analiza porównawcza profilu skrzydła wyposażonego w klapę jednoszczelinową oraz w klapę zmiennokształtną* 309

Miedziński D., Głębocki R., Jacewicz M. – *Wykorzystanie metod optymalizacyjnych do sterowania pociskiem rakietowym wyposażonym w zestaw silników korekcyjnych na stały materiał pędny* 323

Olejnik A., Kachel S., Milczarczyk J., Rogólski R. – *Techniki projektowania i wytwarzania konstrukcji w zastosowaniu do budowy dynamicznie skalowanych modeli samolotów* 337

Olejnik A., Kachel S., Rogólski R., Szcześniak M. – *Kontaktowe i bezkontaktowe metody pomiaru drgań w zastosowaniach do konstrukcji lotniczych* 349

Rogowski K., Michna J. – *Problemy modelowania opływu profilu NACA 0018 pzy wykorzystaniu klasycznego modelu turbulencji SST k-ω oraz modelu korelacyjnego γ-Re_θ* 369

Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., Sibilski K. – *Symulacja numeryczna układu wózek-BSP w trakcie startu z wyrzutni magnetycznej* 381

Szczepaniak P., Kalinowski P., Ułanowicz L., Sibilski K. – *Zastosowanie aerofotogrametrii w podczerwieni do śledzenia dzików w ich naturalnym środowisku oraz identyfikacji osobników zarażonych Afrykańskim pomorem świń. Cz. II – Badania systemu* ASFochrona 391

Szanowni Czytelnicy!

Z przyjemnością oddajemy do Państwa rąk dwudziestą monografię z serii „Mechanika w Lotnictwie". Tradycyjnie publikacje tego cyklu wydawniczego zawierają rozszerzone wersje referatów wygłoszonych podczas kolejnych konferencji „Mechanika w Lotnictwie". Konferencje te odbywają się w dwuletnim cyklu nieprzerwanie od 1984 roku. W dniach 14-17 listopada w Kazimierzu Dolnym odbyła się XX Konferencja „Mechanika w Lotnictwie (ML-XX)". Uczestniczyło w niej 51 osób reprezentujących praktycznie wszystkie ośrodki naukowe zajmujące się Inżynierią Lotniczą. Wygłoszono 39 referatów. Komitet Naukowy zakwalifikował do publikacji 28 artykułów przedstawiających rozszerzone wersje wygłoszonych na konferencji referatów. Wszystkie artykuły zostały zakwalifikowane do druku po recenzjach. Podobnie jak w roku 2020 monografia „Mechanika w Lotnictwie ML-XX" została wydana przez Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Dziękujemy dyrektorowi Instytutu za wyrażenie zgody na wydanie tego tomu oraz za sfinansowanie jego wydania. Współwydawcą monografii jest organizator konferencji – Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej. Monografia będzie dostępna on-line na stronie Polskiego Towarzystwa Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej pod adresem: http://ptmts.org.pl/mechanika-w-lotnictwie/ oraz na stronie Wydawnictwa Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych pod adresem: https://www.itwl.pl/o-itwl/wydawnictwo-itwl/wydawnictwa-ksiazkowe.html.

Organizowane od 1984 roku Konferencje „Mechanika w Lotnictwie" niezmiennie przyciągają liczne grono lotników, uzbrojeniowców oraz przedstawicieli pokrewnych dziedzin nauk inżynieryjno-technicznych. Kolejne konferencje ożywiały i integrowały środowiska lotnicze instytutów naukowo-badawczych, wyższych uczelni cywilnych i wojskowych oraz przemysłu. Są one zawsze okazją do wymiany informacji o najnowszych osiągnięciach naukowych w zakresie konstrukcji, badań doświadczalnych, symulacji numerycznej dynamiki lotu samolotów, rakiet i pocisków, ich eksploatacji, jak również bezpieczeństwa w locie. Wyrażamy nadzieję, że i tym razem publikacja spotka się z dużym zainteresowaniem i przyczyni się do rozwoju polskiej myśli naukowo-technicznej oraz zwiększy bezpieczeństwo lotów.

Krzysztof Sibilski

Piotr Lichota

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/7-13

BADANIA AUTONOMICZNEGO AEROSTATU

Andrzej Banach, Leszek Malinowski, Wiesław Wróblewski, Ziemowit Malecha
Politechnika Wrocławska
e-mail: andrzejbanach9@gmail.com; wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl

Artykuł przedstawia koncepcję zastosowania siły wyporności w autonomicznym aerostacie. W tym celu przeanalizowano historię aerostatów, ich konstrukcję oraz ograniczenia, warunki otoczenia, a następnie przeprowadzono symulację końcowej konstrukcji w tunelu aerodynamicznym za pomocą programu ANSYS Fluid. Autonomiczny bezzałogowy aerostat został zaprojektowany jako platforma do wykonywania misji obserwacyjnych, militarnych, naukowych oraz ratunkowych. Zintegrowany system bezzałogowych obiektów mógłby dawać możliwość dokładnego i długotrwałego okresu obserwacji, pomiaru czy re-transmisji danych w dowolnym miejscu na ziemi. Podczas badań obiekt został przebadany poprzez przeprowadzenie symulacji w wirtualnym tunelu aerodynamicznym pod kątem sprawdzenia siły nośnej oraz siły oporu.

1. Wprowadzenie

W klasyfikacji statków powietrznych rozróżniamy dwa podstawowe rodzaje: aerostaty oraz aerodyny. Aerostatami będą statki powietrzne, które mogę się poruszać i utrzymywać w atmosferze na skutek różnicy statycznej ciężarów właściwych gazów nośnych i powietrza. W tej grupie znajdują się balony i sterowce, a więc statki lżejsze od powietrza unoszące się w wyniku zastosowanych gazów nośnych lżejszych od powietrza (wodór, hel). Balony, są to statki powietrzne należące do grupy aerostatów, czyli urządzenia bez własnego napędu silnikowego i bez możliwości sterowania, w przeciwieństwie do sterowców, które dysponują takim napędem i mogą się poruszać w dowolnym kierunku. Balony dzielą się na następujące klasy: balony wolne oraz balony uwięzione. Sterowce to aerostaty jednakże znacząco się różnią od balonów. Kształt czaszy najczęściej jest w kształcie „cygara", kadłub to zamknięta konstrukcja, do sterowania lotem posiadają napęd oraz stery wysokości. Można je podzielić na trzy rodzaje: szkieletowe, pół-szkieletowe i ciśnieniowe. Warto zwrócić uwagę, że w latach 90. XX wieku rozpoczynają się prace nad sterowcami hybrydowymi. Są to maszyny posiadające cechy aerostatów, ale również aerodyn, czyli statków cięższych od powietrza. Taką konstrukcją jest między innymi Airlander 10.

Po przeanalizowaniu historii i konstrukcji można zauważyć, że głównym ograniczeniem tej grupy statków jest niekorzystny kształt czaszy powodujący znaczne boczne opory powietrza oraz uniemożliwiające lub znacząco utrudniające sterowanie obiektem. W tym celu został opracowany kształt pozwalający zachować główną zaletę aerostatów, jednocześnie maksymalnie ograniczając niekorzystny wpływ oporu kształtu.

Głównym celem urządzenia jest możliwość zawisu w powietrzu przez nieograniczony czas. Napęd aerostatu ma służyć jedynie do zmiany położenia geograficznego na skutek utraty współrzędnych położenia poprzez zniesienie z toru zawisu lub zmianę położenia zadaną przez operatora. W trakcie zawisu, statek może służyć do re-transmisji danych GSM, LTE, GPS, WiFi, ale również do zbierania danych o stanie atmosfery, natężeniu ruchu, prowadzić obserwację terenu (np. terenu objętego konfliktem) bez potrzeby używania innych urządzeń. Tworzenie roju urządzeń nad miejscami dotkniętymi klęską żywiołową (powódź, pożar, trzęsienie ziemi) pozwoli zapewnić obraz i łączność na terenach pozbawionych komunikacji. Dzięki podwieszonej wszechstronnej gondoli, spektrum możliwości jest bardzo szerokie.

2. Materiały i dowody

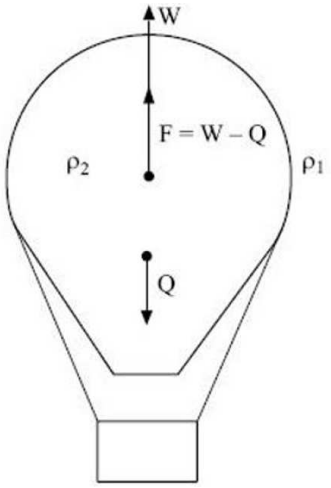
Po przeanalizowaniu składu oraz warstw atmosfery ziemi założono, że w tym badaniu miejscem pracy obiektu będzie troposfera, w której aerostat będzie się unosić na wysokości 3000 m.n.p.m.. Warunki atmosferyczne zostały określone dla obszaru Środkowo-Wschodniej Europy, wiatr do 30 m/s, temperatura −20°C, ciśnienie do 720 hPa, opady deszczu do 20 mm, opady śniegu do 1 cm. Dane zaczerpnięte ze strony https://www.ventusky.com/ są danymi stworzonymi według modelu pogodowego ICON. Model ten jest numerycznym sposobem prognozowania zjawisk w atmosferze przy zastosowaniu wzorów matematycznych do odwzorowania procesów w niej zachodzących.

Następnie przeanalizowano rodzaje historycznych konstrukcji balonów oraz sterowców. Skupiono się jednak na współczesnej konstrukcji sterowca Airlander 10, którego budowa składa się z trójwarstwowej, laminowanej kombinacji różnych kompozytów.

Kolejnym etapem było wyznaczenie siły wyporu na podstawie prawa Archimedesa

$$P_g = (\rho_p - \rho_{He})gV$$

gdzie: ρ_p – gęstość powietrza, ρ_{He} – gestość Helu, g – przyspieszenie ziemskie, V – objętość gazu nośnego.



Rys. 1. Siły działające na aerostat

Masę własną wyznaczamy na podstawie wszystkich mas składowych poszczególnych elementów balonu. Natomiast siła oporu czołowego P_X składa się z oporu ciśnieniowego oraz oporu tarcia

$$P_X = \frac{\rho_p v^2}{2} A C_X$$

gdzie: v – prędkość powietrza, ρ – – gęstość powietrza, A – pole powierzchni rzutu ciała na płaszczyznę prostopadłą do v, C_x – współczynnik oporu czołowego

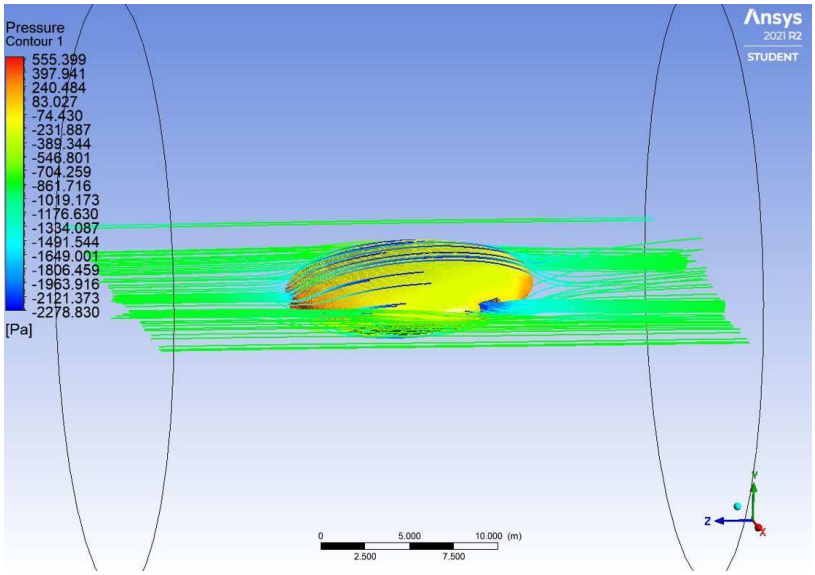
$$C_x = C_{xp} + C_{xt}$$

gfzie: C_{xp} – współczynnik oporu ciśnieniowego, C_{xt} – współczynnik oporu tarcia.

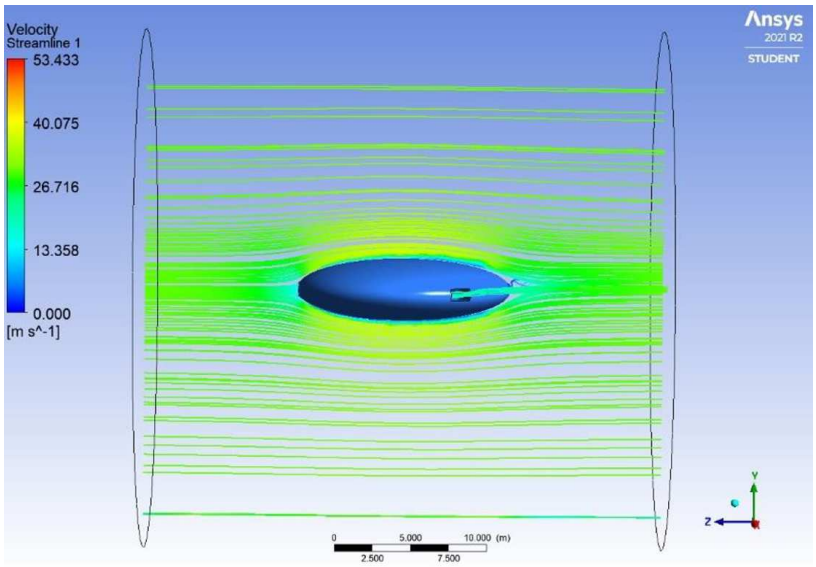
Po wykonaniu obliczeń, przeprowadzaniu analizy termicznej i zjawisk zachodzących wewnątrz czaszy, oszacowaniu mas oraz dobraniu wymiarów został zaprojektowany model 3D, który następnie został wykorzystany do przeprowadzenia symulacji w programie ANSYS Fluid.

3. Rezultaty

Symulacja została przeprowadzona w wirtualnym tunelu w kształcie cylindra dla przepływu laminarnego w zakresie liczb Reynoldsa $526{,}8 < \mathrm{Re} < 946{,}35$ przy kątach natarcia od $-5°$ do $30°$. Warunki fizyczne dla wlotu powietrza do tunelu wynoszą kolejno $v = 30\,\mathrm{m/s}$, $P = 720\,\mathrm{hPa}$, $T = 253\,\mathrm{K}$. Obliczenia zostały wykonane dla 100 iteracji.

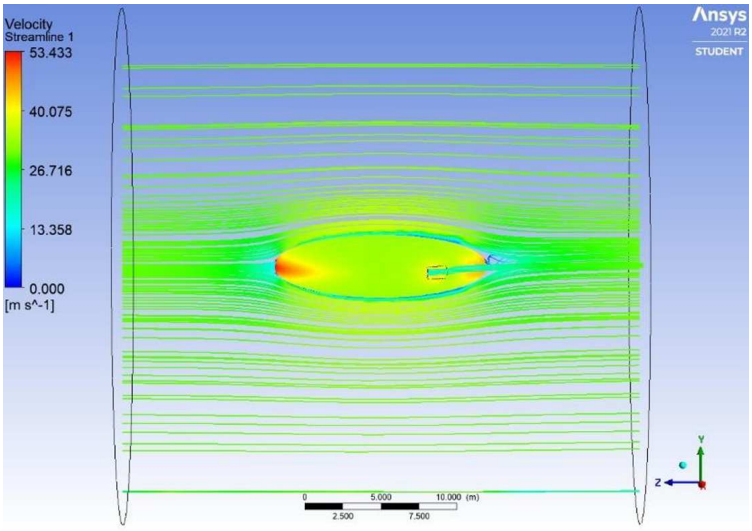


Rys. 2. Rozkład ciśnienia i tor strug powietrza przy kącie natarcia $-5°$

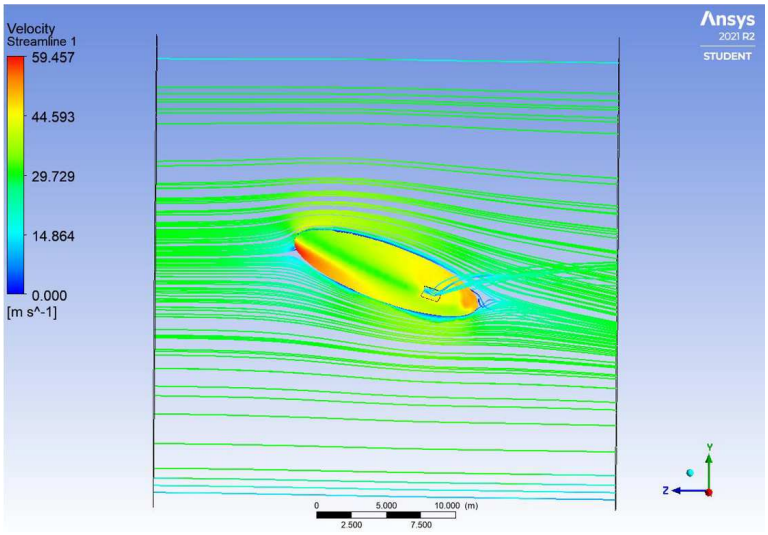


Rys. 3. Przepływ strugi powietrza przy kącie natarcia $0°$

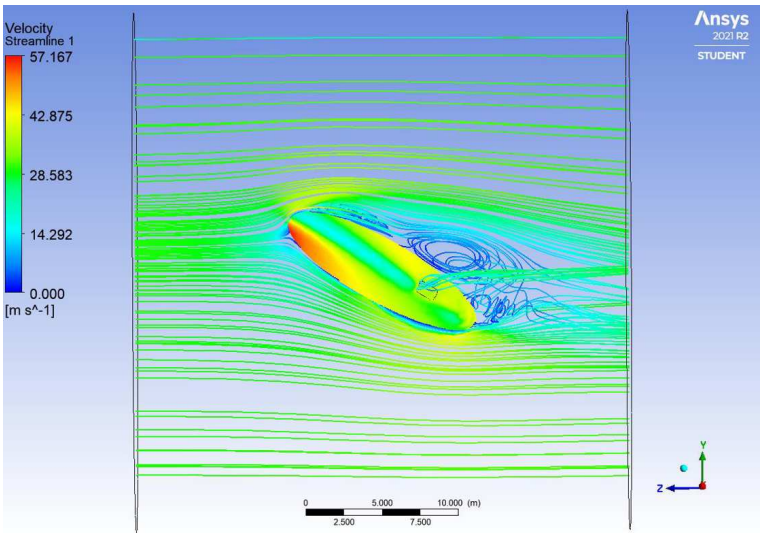
Końcowe wykresy zostały opracowane na podstawie wyników siły nośnej oraz siły oporu dla lotu poziomego pozyskanych z programu ANSYS Workbench dla kątów natarcia w przedziale od $\alpha = -5°$ do $\alpha = 30°$ rosnąco co $5°$.



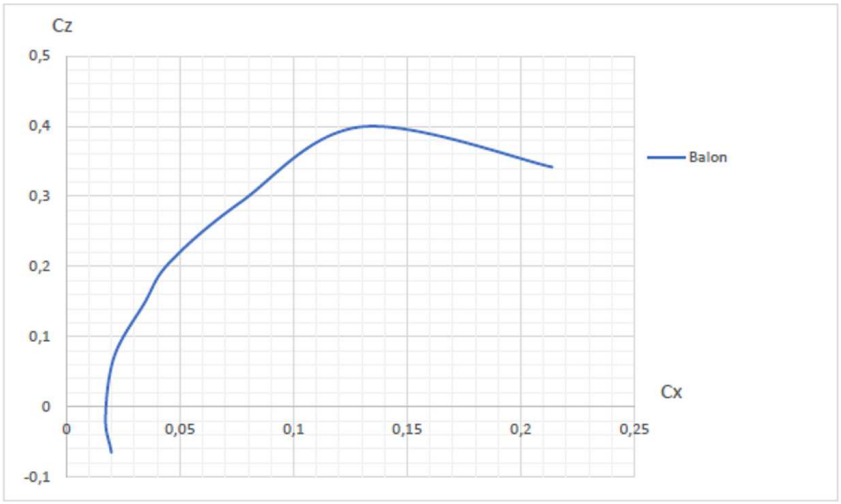
Rys. 4. Rozkład ciśnienia na aerostacie oraz prędkość strug powietrza przy kącie natarcia 0°



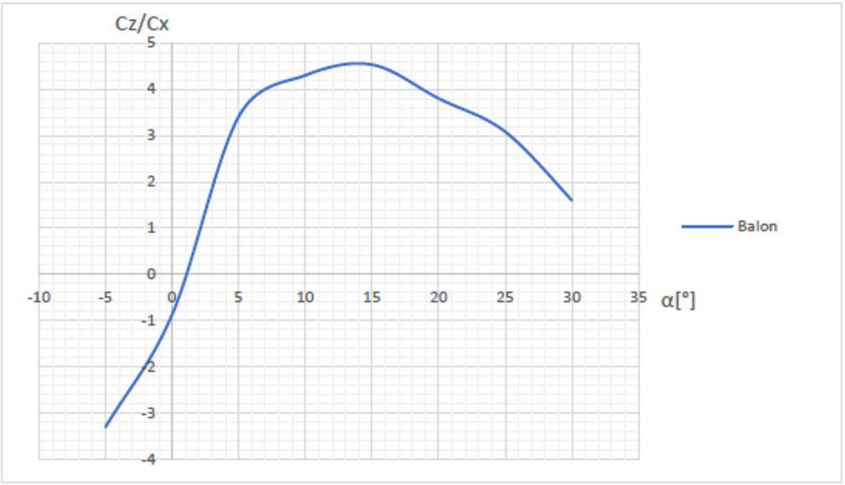
Rys. 5. Prędkość strug powietrza, rozkład ciśnienia na powierzchni aerostatu przy kącie natarcia 20°



Rys. 6. Rozkład ciśnienia oraz prędkość opływających strug powietrza przy kącie natarcia 30°



Rys. 7. Zależność współczynnika siły oporu czołowego od współczynnika siły nośnej



Rys. 8. Biegunowa profilu

4. Podsumowanie

Znaczącą wadą aerostatów jest ich podatność na wiatr boczny powodujący zbaczanie z obranego kursu podczas wykonywanej misji. Z powodów bezpieczeństwa balony napełniane są helem, dość drogim gazem, który zwykle tracimy bezpowrotnie.

Po dokładnym przeanalizowaniu historii, problemów historycznych konstrukcji balonów oraz sterowców, dokładnym zbadaniu warunków fizycznych środowiska pracy, obliczeniu wyporności urządzenia wraz z udźwigiem, zostały dobrane jego wymiary oraz zamodelowany główny kształt czasy. Problem napędu został rozwiązany w sposób najmniej ingerujący w docelowy kształt czaszy, jakim jest osiowosymetryczna soczewka. Zaprojektowanie trzech tuneli pod kątem 120° z jednakowymi wlotami, pozwoli zachować urządzeniu osiowo symetryczny kształt bez konieczności wyznaczania jego przodu i tyłu. Obiekt został przebadany w cylindrycznym tunelu aerodynamicznym, w którym zadano warunki fizyczne odpowiadające warunkom panującym na wysokości 3000 m. Model bryły 3D został przebadany w przedziale kątów natarcia od $-5°$ do $30°$ rosnąco co $5°$.

Wyniki rozkładu ciśnienia na powierzchni pokazują bardzo dokładnie tworzenie się siły nośnej dla każdego kąta natarcia. Przy kącie natarcia $0°$ widzimy tworzące się nadciśnienie na krawędzi

natarcia i równo rozłożone podciśnienie na dolnej i górnej powierzchni aerostatu. Z wykonanych symulacji można również zauważyć niewielkie różnice ciśnienia dla małych kątów natarcia. Rozkład ciśnienia dla kąta -5° i dla kąta natarcia 5° jest taki sam, co jest spowodowane osiowo symetrycznym kształtem. Przy małych kątach natarcia podciśnienie równomiernie rozkłada się na całej powierzchni balonu. Jedynie przy krawędzi spływu można zauważyć delikatne tworzenie się nadciśnienia.

Symulacje przeprowadzone dla kątów większych niż 10° obrazują wywieranie się nadciśnienia na dolnej powierzchni, co może być dość niebezpiecznym zjawiskiem i powodować zdolność do zwiększania kąta natarcia. Warto zwrócić uwagę w przyszłości, by rozwiązać ten problem przez ustatecznienie urządzenia. Zauważalne jest również zjawisko rosnącego podciśnienia na górnej powierzchni balonu. Można stwierdzić, że im większy kąt natarcia, tym coraz wyższe podciśnienie jest wytwarzane na górnej powierzchni i coraz mniejsze nadciśnienie tworzy się przy krawędzi natarcia. Widoczny jest jeszcze laminarny przepływ. Kąt natarcia równy 25° to kąt, po którym w tylnej części następuje oderwanie się strug powietrza od powierzchni aerostatu.

Ostatnia symulacja zostaje przeprowadzona dla kąta 30°. Mocno zauważalne jest już oderwanie strug powietrza. Widać już również znaczące zawirowania strugi za obiektem.

Zaznaczyć należy, że obiektem badanym był aerostat, którego główną siłą nośną jest siła wyporności, a nie dynamiczna siła nośna. Celem przeprowadzonych badań było uzyskanie charakterystyk aerodynamicznych manewrowego aerostatu. Urządzenie ma za zadanie stwarzać jak najmniejszy opór czołowy i być odporne w jak największym stopniu na boczny wiatr. Powstająca dynamiczna siła nośna na powierzchni balonu w momencie przemieszczania się jest jego dodatkowym atutem, natomiast głównym celem jest jego zawis w pozycji stacjonarnej na wszystkich jego współrzędnych. Aerostat ten ma na celu unoszenie się w jednym miejscu w celu retransmisji danych lub zbierania zadanych danych.

Bibliografia

1. Jankiewicz Z., *Aerostaty*, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1982
2. *Loty falowe, Szkolenie szybowcowe*, Aeroklub PRL, Wydawnictwo Komunikacji Łączności, Warszawa 1976
3. Łanecka-Makaruk W., *Mechanika Lotu Szybowców*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1979
4. Łazarczyk J., *Budowa i użytkowanie spadochronów*, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1978
5. Pazio A., Zasady pilotażu i nawigacji, Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1977
6. http://www.kubicekballoons.eu/
7. http://www.samolotypolskie.pl
8. Sobierajski W., Praca dyplomowa stopnia magisterskiego „Projekt sterowca obserwacyjnego", Wrocław 2008
9. https://www.imgw.pl/
10. https://wiadomosci.onet.pl/kraj/1936-katastrofa-polskiego-balonu-w-rosji-antoni-janusz-i-stanislaw-brenk/z7t80s0
11. https://www.airships.net/
12. https://www.ventusky.com/
13. Banach A., Praca dyplomowa stopnia inżynierskiego „Opracowanie charakterystyk aerodynamicznych balonu soczewkowego", Wrocław 2017

Research of an autonomous aerostat

"The article presents the concept of applying the buoyancy force in an autonomous aerostat. For this purpose, the history of aerostats, their design and limitations, environmental conditions have been analyzed, and then the final structure has been simulated in a wind tunnel using the ANSYS Fluid program. The autonomous unmanned aerostat has been designed as a platform for observatory, military, scientific and rescue missions. An integrated system of unmanned objects can enable accurate and long-term observation, measurement or re-transmission of data anywhere on earth. During the tests, the object was examined by carrying out simulations in a virtual wind tunnel in terms of checking the lift and drag forces.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/15-30

SZTUCZNA INTELIGENCJA W MODELOWANIU OBIEKTÓW LATAJĄCYCH, CZYLI MODELOWANIE ZWINNE

Franciszek Dul

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

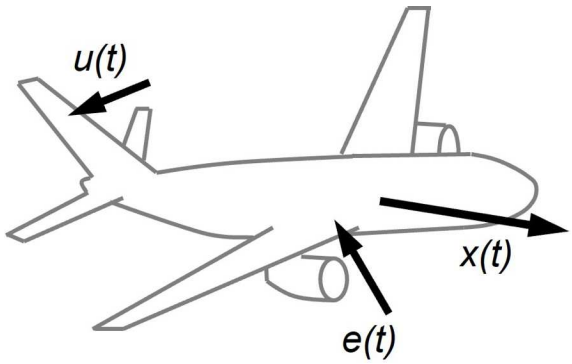
Modelowanie obiektów latających jest niezbędne przy budowie symulatorów wszelkich rodzajów. Celem modelowania jest symulowanie ruchu obiektów w taki sposób, aby odwzorowane zachowania samolotu były akceptowalne przez pilotów. Modelowanie klasyczne, polegające na użyciu równań mechaniki klasycznej (newtonowskich praw mechaniki: twierdzeń o zmianie pędu i krętu, i innych) oraz wykorzystaniu podstawowych danych samolotu jak również wyników prób w locie okazuje się jednak niewystarczające. Tak zbudowane symulatory piloci oceniają najczęściej jako nie spełniające wymogów szkoleniowych. Dotyczy to zwłaszcza symulatorów samolotów wysokomanewrowych oraz śmigłowców.
W pracy przedstawiono nowe podejście do modelowania obiektów latających polegające na budowie modelu hybrydowego, łączącego model klasyczny z modelami formalnymi, opartymi na sieciach neuronowych. Do budowy i dostrajania takiego modelu zastosowano pochodzącą ze sztucznej inteligencji koncepcję uczenia ze wzmocnieniem. Nowością jest oparcie uczenia na ocenach formułowanych przez pilotów, które są jakościowe, często nieprecyzyjne i zależą od pilota oraz jego aktualnego stanu psychofizycznego. Funkcje użyteczności uczenia są zatem definiowane w formie rozmytej. Wymagało to opracowania specjalnych, dedykowanych metod numerycznych, możliwych do zastosowania w wersjach interaktywnych, gdyż warunki realizacji takich projektów (działania na budowanym obiekcie, z ograniczoną dostępnością pilotów testujących, przy krótkich terminach realizacji) wykluczają możliwość użycia standardowych procedur realizowanych w trybie off-line.
Realia budowy modeli hybrydowych wpisują się w zasadnicze tezy programowania zwinnego (*agile programming*), zatem dla takiego modelowania zaproponowano przez analogię nazwę modelowania zwinnego.
Przedstawiono wyniki zastosowania modelowania zwinnego w praktyce do budowy zaawansowanego symulatora samolotu wysokomanewrowego. Pokazano, że zastosowanie modelowania zwinnego umożliwiło uzyskanie bardzo dobrego odwzorowania własności lotnych samolotu, znacznie lepszego niż to jest możliwe przy pomocy identyfikacji modelu samolotu na podstawie prób w locie.

1. Wstęp

Modelowanie obiektów latających jest niezbędne przy budowie symulatorów wszelkich rodzajów [1]. Celem modelowania jest symulowanie ruchu obiektów w taki sposób, aby odwzorowane zachowania samolotu były akceptowalne przez pilotów, czyli odwzorowanie właściwych zachowań samolotu $x(t)$ poruszającego się w określonym środowisku $e(t)$ pod wpływem sterowania $u(t)$ realizowanego przez pilota (rys. 1).

Kryterium „dobroci" modelu: model powinien odwzorować zachowania samolotu w sposób akceptowalny przez pilotów.

Modelowanie klasyczne, polegające na użyciu równań mechaniki klasycznej (newtonowskich praw mechaniki: twierdzeń o zmianie pędu i krętu, i innych) oraz wykorzystaniu podstawowych danych samolotu jak również wyników prób w locie, okazuje się jednak niewystarczające. Tak



Rys. 1. Model obiektu latającego

zbudowane symulatory piloci oceniają najczęściej jako nie spełniające podstawowych wymogów szkoleniowych. Dotyczy to zwłaszcza symulatorów samolotów wysokomanewrowych oraz śmigłowców.

Struktura pracy jest następująca. W kolejnych rozdziałach przedstawiono modelowanie klasyczne oraz omówiono jego wady i zalety. Następnie opisano koncepcję modelu hybrydowego. W dalszej części przedstawiono koncepcję uczenia ze wzmocnieniem modelu hybrydowego oraz omówiono jego implementację z wykorzystaniem ocen ilościowych i jakościowych formułowanych przez pilotów. Skuteczność modelowania hybrydowego przedstawiono na przykładzie budowy modelu samolotu wysokomanewrowego.

2. Modelowanie klasyczne

Model matematyczny samolotu jest bardzo złożony, gdyż musi opisać wiele elementów rzeczywistego samolotu. Złożony jest z modeli płatowca, aerodynamiki, napędu, podwozia, instalacji, układu sterowania, układów nawigacyjnych i innych.

Model obiektu latającego ma postać ogólną

$$\dot{x} = f(x, u, e; \theta) \tag{2.1}$$

gdzie $x(t)$ jest wektorem stanu obiektu, $u(t)$ – wektorem sterowania, $e(t)$ – wektorem zmiennych środowiska, zaś θ jest zbiorem parametrów modelu. Operator $f(\cdot)$ jest ogólna nieliniową funkcją zawierającą modele szczegółowe: ruchu samolotu, aerodynamiki, napędu, podwozia,...

$$f = f(f_s, f_a, f_n, f_g, \ldots) \tag{2.2}$$

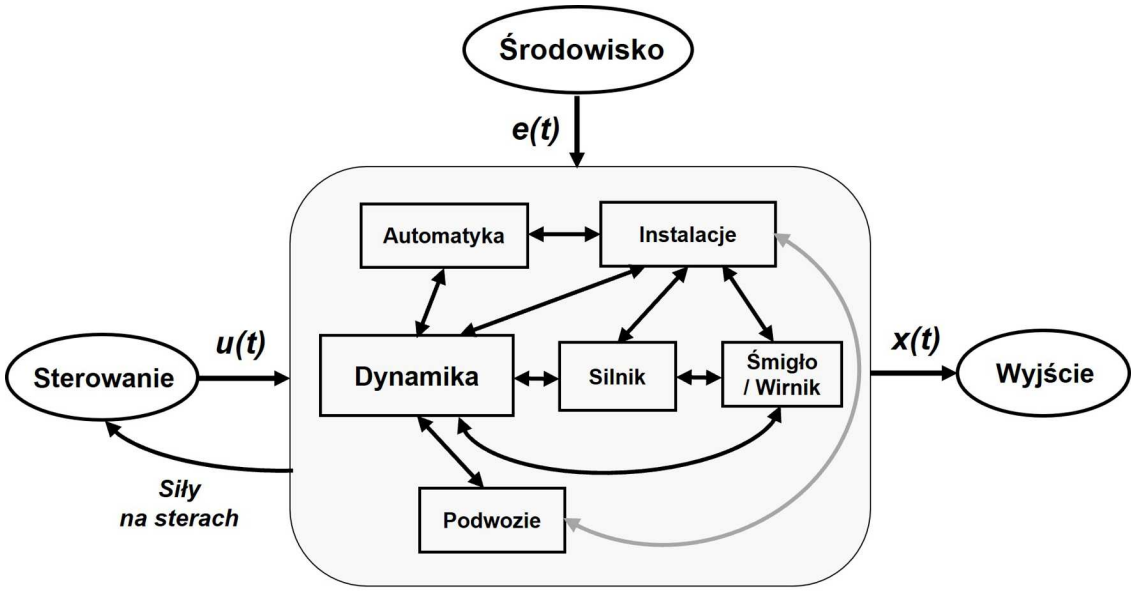
Modele podsystemów są ze sobą powiązane w sposób ogólny, na ogół nie addytywnie (rys. 2).

Każdy z modeli szczegółowych zależy od stanu x, sterowania u, środowiska e, lecz ma odrębny zbiór parametrów θ_k (są to np. pochodne aerodynamiczne)

$$f_k = f_k(x, u, e; \theta_k) \tag{2.3}$$

Model samolotu musi być na ogół dostrojony. Polega to na dobraniu wartości parametrów w taki sposób, aby zachowania samolotu były poprawne. Poprawność oznacza zgodność stanów generowanych przez model samolotu ze stanami lotu samolotu rzeczywistego. Zgodność taką weryfikuje się, porównując stany generowane przez model ze stanami zarejestrowanymi w trakcie prób samolotu w locie lub też kierując się uwagami pilotów testujących symulator.

Model klasyczny samolotu zapewnia na ogół dość dobre odwzorowanie własności samolotu rzeczywistego, co wyraża się pozytywnymi ocenami pilotów. Dzieje się tak jednak tylko wtedy, gdy samolot posiada specyficzne cechy:



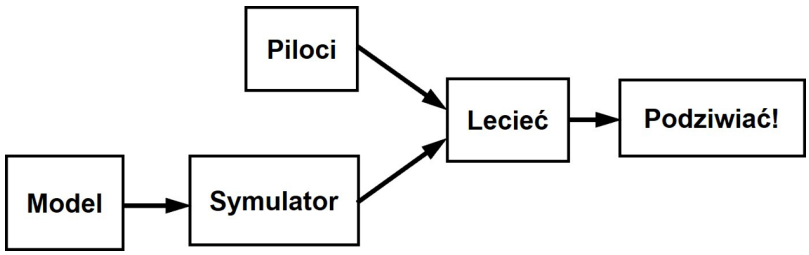
Rys. 2. Model klasyczny obiektu latającego

- jest „latającą taksówką": wykonuje gładkie loty, niewielkie manewry,
- posiada napęd odrzutowy (a nie śmigłowy),
- posiada systemy AFCS (Automatic Flight Control System) poprawiające własności lotne samolotu,

a ponadto

- piloci nie są zbyt drobiazgowi w swoich ocenach.

W takich przypadkach dostrojenie modelu samolotu jest stosunkowo proste (rys. 3). Można tego dokonać nawet bez wykorzystania danych z prób w locie.



Rys. 3. Modelowanie klasyczne obiektu latającego dla symulatora

Modelowanie tego typu można nazwać modelowaniem w przód, przez analogię do sterowania w przód, gdyż sprzężenie zwrotne w trakcie takiego modelowania jest słabe:

- nie zmienia się struktury modelu f,
- dostraja się parametry modelu θ.

Modelowanie klasyczne może być oparte na ogólnych uwagach pilotów: zmienia się wybrane parametry fizyczne (np. pochodne aerodynamiczne) tak, aby w ich ocenie samolot latał „lepiej". Nie są do tego potrzebne bardziej szczegółowe dane, np. z prób w locie.

Modele opracowane w taki sposób są akceptowane przez pilotów, jednakże tylko wtedy, gdy ich oceny nie są zbyt drobiazgowe.

3. Modelowanie na bazie identyfikacji parametrycznej

Bardziej dokładne modele mogą być opracowane na podstawie danych z prób w locie. Model w dalszym ciągu jest klasyczny, zaś dane z prób w locie są wykorzystywane do dostrajania modelu. Ponieważ dane takie są dużo bardziej precyzyjne niż subiektywne oceny pilotów, więc można spodziewać się znacznie lepszych własności tak poprawionego modelu samolotu.

Wykorzystanie danych z prób w locie w sposób systematyczny dokonuje się w procesie identyfikacji modelu [2]. Identyfikacja prowadzi do wyznaczenia parametrów modelu zapewniających optymalizację (minimalizację) błędów stanu i sterowania względem danych z prób w locie

$$\theta_{opt} = \arg\min_{\theta\in\Theta} J(\theta) \tag{3.1}$$

gdzie $J(\Theta)$ jest wskaźnikiem jakości

$$J(\theta) = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{n}[z(t_k) - y(t_k)]^{\mathrm{T}} R^{-1}[z(t_k) - y(t_k)] \tag{3.2}$$

zaś $z(t_k)$, $y(t_k)$ są, odpowiednio, wartościami pomiarów oraz wyjść w chwilach t_k, R jest macierzą kowariancji błędów pomiarów, a n jest liczbą pomiarów.

Identyfikacja modeli samolotów jest dziedziną bardzo dobrze rozwiniętą [2], [3], [4]. Przeprowadzona poprawnie i oparta na odpowiedniej ilości danych z prób w locie pozwala uzyskać wysoką zgodność wyjść modelu samolotu z zarejestrowanymi danymi. W przypadku danych niezaszumionych uzyskuje się bardzo dobre estymacje parametrów modelu [2].

Z identyfikacją jako narzędziem modelowania wiążą się jednak dwa problemy:

- dostępność i jakość danych,
- wrażliwość modelu na zmiany danych.

Jakość identyfikacji zależy istotnie od ilości i jakości danych. W przypadkach gdy dane z prób w locie są wysokiej jakości: są mało zaszumione oraz jest ich dużo, identyfikacja daje bardzo dobre wyniki. Niestety, w praktyce są to rzadkie przypadki. Należy mieć na uwadze, że:

- próby w locie są drogie, więc zwykle jest ich (za) mało,
- ze względów finansowo-organizacyjnych nie można na ogół uzupełniać prób „na żądanie",
- próby w locie nie pokrywają na ogół całego zakresu stanów lotu samolotu, więc nie da się z nich „wyłuskać" niektórych istotnych informacji,
- dane z prób w locie są bardzo często (na ogół) mocno zaszumione, zwłaszcza wtedy, gdy zostały przeprowadzone latem, w burzliwej atmosferze.

Mała ilość danych oraz ich słaba jakość znacznie pogarszają jakość dostrojonego modelu.

Drugim problemem związanym z identyfikacją jest to, że model może być wrażliwy na małe zmiany wielkości wejściowych: środowiskowych $e(t)$ lub sterowań $u(t)$. Oznacza to, że małe zmiany sterowania mogą powodować dużo większe zmiany stanu $x(t)$, a więc także wyjść modelu $y(t)$. Ponieważ identyfikacja parametryczna, będąca w istocie optymalizacją, cechuje się dużą wrażliwością na zmiany danych, to niewielkim różnicom wartości funkcji optymalizowanej $J(\theta)$ mogą odpowiadać bardzo odległe wartości identyfikowanych parametrów θ. Jednak ta cecha nie jest dużą wadą identyfikacji traktowanej jako narzędzie modelowania, gdyż wartości parametrów nie stanowią kryterium oceny modelu przez pilotów. Problemem jest to, że identyfikacja została przeprowadzona dla zarejestrowanych warunków środowiska $e_r(t)$ oraz sterowań $u_r(t)$, lecz piloci testujący symulator sterują zawsze trochę inaczej niż miało to miejsce w locie testowym

$$\|u(t) - u_r(t)\| < \varepsilon \tag{3.3}$$

Wrażliwość modelu sprawia, że tak niewielka zmiana sterowań może powodować dość znaczne zmiany w zachowaniu się modelu samolotu i odchylenia jego stanu od stanu zarejestrowanego mogą być dużo większe

$$\|x(t) - x_r(t)\| \gg \varepsilon \tag{3.4}$$

co zostanie zauważone przez pilotów i ocenione negatywnie. Piloci oceniają takie zachowanie samolotu w symulatorze jako zupełnie nieakceptowalne. W rezultacie odidentyfikowany model musi być „doidentyfikowany" według procedury opartej na ocenach pilotów. Nie jest to wprawdzie wada identyfikacji, lecz modelu, ale oznacza to, że identyfikacja nie jest najlepszym sposobem modelowania.

Spektakularny przykład: problemy wielkiej firmy produkującej symulatory z symulatorem samolotu komunikacyjnego [5]. Samolot-taksówka (łatwy do modelowania), próby w locie dostarczone przez wielkiego producenta samolotu, jednakże mimo spełnienia wymagań QTG (Qualification Test Guide), dopiero udział pilota w strojeniu modelu doprowadził (po długich pracach) do zaakceptowania symulatora.

4. Modelowanie neuronowe z uczeniem

Alternatywą dla modelowania klasycznego oraz identyfikacji jest modelowanie oparte na nauczanych sieciach neuronowych [6], [7]. Zamiast modelu newtonowskiego można użyć odpowiednio złożoną sieć neuronową i nauczyć ją latania. Takie podejście sprawdza się z powodzeniem w praktyce w wielu zagadnieniach sterowania w lotnictwie i nie tylko. Przykładem jest np. modelowanie dynamiki śmigłowca [8]. Do reprezentacji strategii sterowania śmigłowcem w manewrach użyto sieci neuronowej. Nauczona sieć sterowała śmigłowcem dużo bardziej precyzyjnie niż pilot. Uczenie pozwoliło wyznaczyć strategię sterowania śmigłowcem dla manewrów cechujących się najwyższym poziomem trudności.

Należy jednak zwrócić uwagę, że we wszystkich przypadkach modele neuronowe były uczone właściwego odwzorowania pojedynczych manewrów, prostych do opisania w sposób analityczny. Nauczenie sieci neuronowej (nawet głębokiej) wszystkich zachowań samolotu wydaje się jednak problematyczne. Podejście takie wymaga przykładów uczących, którymi mogą być jedynie dane z prób w locie. Z powodów omówionych wcześniej dane takie są zazwyczaj niewystarczające. Brak dostatecznej ilości danych uczących jest powszechnym problemem uczenia maszynowego [9].

Drugim problemem podejścia opartego na uczeniu maszynowym jest wybór struktury sieci:

- zbyt prosta nie będzie w stanie nauczyć się wszystkiego,
- odpowiednio złożona, np. wielowarstwowa sieć głęboka, wymaga długiego uczenia i ogromnej ilości danych uczących.

Problemem następnym jest „niefizyczność" sieci. Sieci są strukturami formalnymi. W przeciwieństwie do modeli newtonowskich nie mają struktury jawnie wyrażającej informacje fizyczne. Własności fizyczne są zawarte niejawnie w parametrach sieci – są „rozsmarowane" po całej sieci. Uczenie zmienia zaś wszystkie parametry sieci, nie można więc dostrajać poszczególnych własności fizycznych niezależnie [10].

Uczenie ogólnej formalnej sieci neuronowej

- wymaga wielkich ilości danych,
- jest niezwykle drogie,

i dlatego niezbyt nadaje się do modelowania w warunkach rzeczywistych, w których:

- nie ma czasu na prowadzenie długotrwałych obliczeń,
- nie ma wystarczającej ilości dobrych danych uczących.

5. Modele hybrydowe obiektów latających

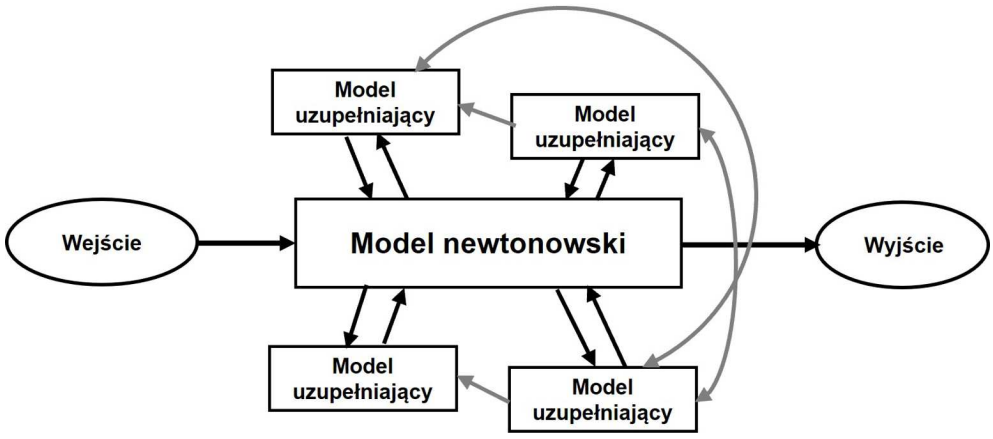
Ograniczenia modelowania klasycznego doprowadziły do sformułowania nowego paradygmatu modelowania.

> *Celem modelowania jest budowa modelu najbardziej zgodnego z odczuciami pilotów, nie zaś nie najlepszego modelu matematycznego samolotu.*

Najważniejsze cechy takiego modelowania:

- model powinien być nauczony właściwych zachowań w różnych sytuacjach,
- model nie musi być oparty na newtonowskich modelach fizycznych,
- ale model klasyczny „załatwia" 50-70% modelowania ruchu, więc na pewno warto go użyć,
- model powinien być „minimalny" – nie ma sensu uwzględnianie efektów nie obserwowanych przez pilotów.

Takie podejście doprowadziło do sformułowania koncepcji *modelu hybrydowego.*
Model hybrydowy złożony jest z modelu newtonowskiego oraz modeli formalnych (rys. 4).



Rys. 4. Model hybrydowy

Osnowę stanowi model newtonowski, fizyczny. Modele uzupełniające mają postać „łat" „doszytych" do modelu podstawowego. Modele uzupełniające mogą być formalne lub fizyczne, mogą być dowolnie powiązane ze sobą. Model hybrydowy ma postać

$$\dot{x} = f(f_N(\theta_N), f_1(\theta_1), \ldots, f_n(\theta_n); x, e, u) \tag{5.1}$$

gdzie: f_N – model newtonowski, $f_1, \ldots, f_n$ – modele uzupełniające.

Wszystkie modele zależą od zmiennych stanu $x(t)$, środowiska $e(t)$ oraz sterowań $u(t)$. Każdy model ma odrębny zbiór parametrów θ_k.

Istotną kwestią są powiązania modeli dodatkowych z modelem newtonowskim i między sobą. Modele dodatkowe mogą być powiązane w dowolny sposób, ale najbardziej pożądane są powiązania addytywne

$$\dot{x} = f_N(x, e, u; \theta_N) + f_1(x, e, u; \theta_1) + \cdots + f_n(x, e, u; \theta_n) \tag{5.2}$$

gdyż pozwalają na dostrajanie wyselekcjonowanych własności lotnych samolotu.

Własność lotna W samolotu jest to zdefiniowany przez pilotów stan lotu, manewr, przebieg sił na sterach, itp. Własności lotnej W odpowiadają:

- podzbiór stanów $X(W)$,

- podzbiór sterowań $U(W)$,
- warunki środowiska $E(W)$.

Przykład: W – wznoszenie ustalone:

- podzbiór stanów $X(W)$: $\varphi, \psi, \theta = \text{const}$, $V = \text{const}$,...
- podzbiór sterowań $U(W)$: ustalone wartości wychyleń sterów δ_e, δ_a, δ_r,
- warunki środowiska $E(W)$: $\rho(h)$, bezwietrzna atmosfera.

Nowatorską koncepcją w modelu hybrydowym jest *separowalność modeli składowych.*

W trakcie budowy modelu hybrydowego istotne jest, aby modele uzupełniające można było dostrajać niezależnie od siebie. Jest to możliwe, gdy modele są rozseparowane, gdyż wówczas nie wpływają na siebie wzajemnie. Separowalność modeli zapewnia, że strojenie jednej własności lotnej nie wpływa znacząco na inne. Znaczenie praktyczne koncepcji separowalności modeli składowych (uzupełniających) polega na tym, że umożliwia ona radykalne obniżenie kosztu budowy i strojenia modelu pełnego.

Idea separacji modeli uzupełniających może być sformalizowana w postaci warunku ortogonalności modeli względem własności lotnych.

Ortogonalność modeli względem własności lotnych

Dla wybranej własności lotnej W_k i odpowiadającego jej podzbioru stanów $X(W_k)$ oraz sterowań $U(W_k)$, przy ustalonych warunkach środowiska $E(W_k)$, model własności lotnej W_k jest ortogonalny względem modeli innych własności lotnych W_j, jeżeli strojenie modelu dla własności W_k nie zmienia w istotny sposób pozostałych własności W_j, $j \neq k$.

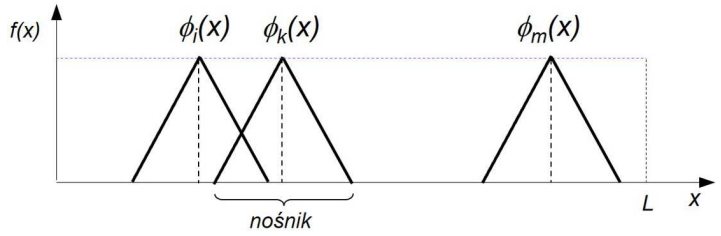
Ortogonalność względem własności lotnych można wyrazić poprzez żądanie, aby własność lotna nie zmieniała się przy zmianach parametrów innych własności lotnych

$$\frac{\partial W_j(x, e, u; \theta_j)}{\partial \theta_k} = 0 \qquad j \neq k \tag{5.3}$$

Ścisła ortogonalność modeli nie jest jednak na ogół możliwa. Dlatego w praktyce sensowniejsze jest określenie koncepcji prawie-ortogonalności poprzez żądanie, aby własność lotna zmieniała się w niewielkim stopniu przy zmianach parametrów innych własności lotnych, podczas gdy zmiany parametrów tej własności lotnej powinny wywołać znaczne jej zmiany, co umożliwi jej strojenie

$$\begin{aligned} &\frac{\partial W_j(x, e, u; \theta_j)}{\partial \theta_k} < \varepsilon \qquad j \neq k \\ &\frac{\partial W_k(x, e, u; \theta_k)}{\partial \theta_k} \gg \varepsilon \end{aligned} \tag{5.4}$$

Ortogonalność modeli względem własności lotnych jest wzorowana na pojęciu nośników funkcji bazowych w Metodzie Elementów Skończonych [11].



Rys. 5. Funkcje bazy MES – ortogonalność i prawie ortogonalność

Funkcje bazy MES są określone na podzbiorach zwartych – nośnikach. W dziedzinie $D = [0, L]$ są prawie ortogonalne: nie zależą od siebie na dużych odległościach (np. $\phi_k(x)$ i $\phi_m(x)$), ale na bliskich „zazębiają się" ($\phi_k(x)$ i $\phi_i(x)$). Jest to ortogonalność oparta na dziedzinie funkcji, nie zaś na jej wartościach jak to ma miejsce w przypadku ortogonalności, np. funkcji harmonicznych $\sin(k\pi x/L)$ na przedziale $[0, L]$.

Analogicznie, modele, które także są funkcjami, mogą być prawie ortogonalne w wielowymiarowej dziedzinie określonej jako produkt zmiennych stanu x, sterowania u oraz środowiska e, $D = X \times U \times E$.

Przykład

Modelowanie korkociągu rozwiniętego na dużych kątach natarcia nie wpływa na modelowanie lotu samolotu na podkrytycznych kątach natarcia. Występuje pełna ortogonalność korkociągu do pozostałych własności lotnych względem kąta natarcia (a więc składowych prędkości u i w)

$$D_{kork} = X_{nadkr} \times U \times E \qquad X_{nadkr}: \quad \operatorname{arctg}(w/u) > \alpha_{kr}$$

Modelowanie przeciągnięcia jest tylko częściowo ortogonalne, gdyż obejmuje zarówno pod- jak i nadkrytyczne kąty natarcia, więc „zahacza" ono o inne własności lotne, np. wznoszenie, podejście do lądowania

$$D_{przec} = X_{przec} \times U \times E \qquad X_{przec}: \quad \operatorname{arctg}(w/u) > \alpha_{kr} - 5^\circ$$

Prawie-ortogonalność modeli jest zatem abstrakcyjnym uogólnieniem koncepcji nośników zwartych bazy w MES.

Ortogonalność modeli względem własności lotnych nie jest własnością konstruktywną – nie mówi, jaka powinna być struktura modelu konkretnej własności lotnej. Daje jednak wskazówki dotyczące podzbioru dziedziny na której własność lotna jest określona.

Pożądane jest, aby ortogonalność lub prawie ortogonalność modeli dotyczyła wszystkich modelowanych własności lotnych. Jest to na ogół nieosiągalne, jednakże rozseparowanie nawet kilku własności lotnych radykalnie obniża koszt opracowania i strojenia modelu.

Wykorzystanie prawie ortogonalności modeli sprawia, że koszt opracowania i strojenia modelu hybrydowego jest nieporównanie mniejszy niż koszt uczenia ogólnej sieci neuronowej, zwłaszcza uczenia głębokiego.

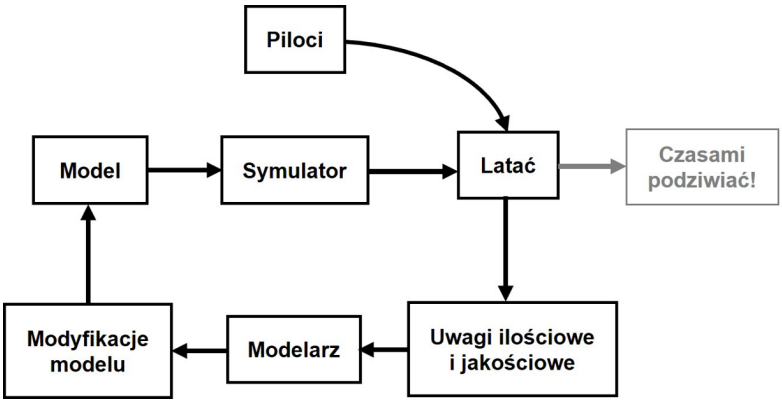
6. Uczenie ze wzmocnieniem modelu hybrydowego

Modelowanie hybrydowe jest modelowaniem iteracyjnym z głębokim sprzężeniem zwrotnym (feedback) (rys. 6).

Sprzężenie zwrotne jest realizowane poprzez uczenie modelu. Ze względu na charakter danych (uwagi ilościowe i jakościowe formułowane przez pilotów) najlepiej do tego celu nadaje się uczenie ze wzmocnieniem (uczenie z krytykiem), Reinforcement Learning [11], [12]. Uczenie ze wzmocnieniem, w przeciwieństwie do uczenia z nauczycielem (Supervised Learning), nie wymaga danych uczących w postaci ciągu par uczących, a jednocześnie umożliwia wykorzystanie danych ilościowych, jakościowych (rozmytych), a także informacji syntetycznych (ogólnych) [11].

W uczeniu ze wzmocnieniem parametry modelu θ wyznaczane są w oparciu o funkcję użyteczności $Q(x, u, e; \theta)$. Funkcja ta jest określana indywidualnie dla każdej modelowanej własności lotnej W. Uczenie modelu polega na maksymalizacji funkcji użyteczności $Q(\theta)$ względem parametrów θ

$$\theta_{opt} = \arg\max_{\theta \in \Theta} Q(x, u, e; \theta) \tag{6.1}$$



Rys. 6. Uczenie ze wzmocnieniem modelu hybrydowego

Zależność funkcji użyteczności Q od parametrów θ określona jest niejawnie poprzez model

$$Q(x, u, e; \theta) = Q(f(x, u, e; \theta)) \tag{6.2}$$

Dziedziną D funkcji użyteczności Q jest produkt zmiennych stanu x, sterowania u i środowiska e

$$D = X \times U \times E \tag{6.3}$$

zaś obrazem (przeciwdziedziną) S mogą być różne obiekty: liczbowe (numeryczne), leksykalne, rozmyte.

Wartości funkcji użyteczności mogą mieć różne formy i poziomy precyzyjności:
— forma leksykalna, rozmyta, nieprecyzyjna

$$Q(x, u; \theta) = \{\text{za słaba siła na drążku}\} \tag{6.4}$$

— forma leksykalna, rozmyta, ilościowa

$$Q(x, u; \theta) = \{\text{zacieśnianie spirali o 10\% za szybkie}\} \tag{6.5}$$

— forma numeryczna, ilościowa

$$Q(x, u; \theta) = \{\text{prędkość wznoszenia } w = 10\,\text{m/s}\} \tag{6.6}$$

Funkcja użyteczności Q jest zatem odwzorowaniem postaci

$$Q: \quad D \to S \tag{6.7}$$

Niestandardowość tak zdefiniowanej funkcji użyteczności polega na tym, że przekształca ona dziedzinę liczbową w zbiór wartości bardzo różnych typów.

W uczeniu ze wzmocnieniem modelu hybrydowego kluczowe jest to, że wartości funkcji użyteczności są określane subiektywnie przez pilota.

W modelowaniu hybrydowym funkcja użyteczności wykorzystywana jest w inny sposób niż to ma miejsce w klasycznym uczeniu sieci neuronowych. Uczenie oparte jest bowiem na rozwiązaniu równania nieliniowego, a nie na optymalizacji (6.1). Uczenie ze wzmocnieniem nie polega na wyznaczeniu argumentu θ_{opt} maksymalizującego funkcję użyteczności, lecz na wyznaczeniu właściwych wartości parametrów θ_{req} poprzez rozwiązanie równania nieliniowego

$$Q(\theta_{req}) - Q_{req} = 0 \tag{6.8}$$

w którym Q_{req} jest zadaną (żądaną) wartością funkcji użyteczności.

Wartości żądane funkcji użyteczności są określane przez pilota, a rozwiązanie ma charakter interaktywny. W kolejnych krokach:

- wykonywany jest lot testowy (w symulatorze), w którym realizuje się własność lotną,
- pilot określa wartość funkcji użyteczności Q i przekazuje ją modelarzowi,
- modelarz wprowadza ją do programu modelującego,
- program wyznacza korekcje parametrów modelu $\Delta 0$,
- korekcje parametrów są wprowadzane do oprogramowania modelu w symulatorze.

Oszacowania funkcji użyteczności

Wartości funkcji użyteczności można interpretować na dwa sposoby:
- jako zmienną lingwistyczną,
- jako zmienną losową.

Obie interpretacje są użyteczne w modelowaniu hybrydowym.

Funkcja użyteczności jako zmienna lingwistyczna

Oszacowania funkcji użyteczności mają charakter werbalny: pilot mówi jaką – jego zdaniem – ma ona wartość, przy czym oceny są także (najczęściej) jakościowe. Dlatego funkcję użyteczności można uznać za zmienną lingwistyczną definiowaną w teorii zbiorów rozmytych [10]. Oszacowanie wartości funkcji użyteczności można zatem interpretować jako proces wyostrzania (defuzyfikacji) zmiennej lingwistycznej. W wyniku tej operacji otrzymuje się wartość liczbową, którą można wykorzystać w algorytmie rozwiązania równania identyfikacji (6.8).

Funkcja użyteczności jakościowa, dyskretna, trójwartościowa

Funkcja użyteczności przyjmuje najczęściej wartości nienumeryczne, jakościowe. Istotna jest przy tym monotoniczność zmian funkcji użyteczności względem zmian parametrów. W praktyce najczęstszym przypadkiem jest trójwartościowa funkcja użyteczności

$$Q = \{\text{za mało}, \text{dobrze}, \text{za dużo}\} \rightarrow \{-1, 0, 1\} \tag{6.9}$$

W tej formie można jej użyć w uogólnionym algorytmie bisekcji, idealnie nadającym się do strojenia modelu opartego na rozwiązaniu równania identyfikacji (6.8).

Algorytm bisekcji z trójwartościową funkcją użyteczności

$\theta_1, Q_1 = Q(\theta_1) = -1$
$\theta_2, Q_2 = Q(\theta_2) = 1$
Dopóki $\theta_2 - \theta_1 > \varepsilon$ oraz $Q_b \neq 0$:
    $\theta_b = (\theta_1 + \theta_2)/2$
    $Q_b = Q(\theta_b)$ (**oszacowanie werbalne przez pilota**)
    jeżeli $Q_b = -1$
        $\theta_1 = \theta_b$, $Q_1 = Q_b$
    jeżeli $Q_b = 1$
        $\theta_2 = \theta_b$, $Q_2 = Q_b$

W praktyce zbieżność uzyskuje się w powtarzalny sposób. Stopień zawężenia ε zależy od „pływania" oszacowań funkcji użyteczności $Q(\theta)$. Jeżeli jednak długość przedziału $[\theta_1, \theta_2]$ staje się niewielka, a kolejne oszacowania funkcji użyteczności nie przyjmują wartości „dobrze" (0), to oznacza to, że model cechuje się nieciągłością względem parametrów, co jest nieakceptowalne i model musi być zmodyfikowany.

Funkcja użyteczności interpretowana jako zmienna losowa daje możliwość jakościowego oszacowania precyzji i powtarzalności ocen pilotów. Zakłada się, że gęstość prawdopodobieństwa funkcji użyteczności $Q(\theta)$ opisuje rozkład normalny z wartością średnią $m_{Q(\theta)}$ i wariancją $\sigma_{Q(\theta)}$.

Istotne jest przy tym, aby:

- wartość średnia $m_{Q(\theta)}$ była stabilna,
- wariancja oszacowań $\sigma_{Q(\theta)}$. była mała.

Wartość średnia i wariancja zależą od pilotów, czasu prowadzenia prób, charakteru prób. Oszacowania pilotów są, wbrew pozorom, dość stabilne. Nawet po całodziennych nużących testach oszacowania funkcji użyteczności nie różnią się znacząco od oszacowań wcześniejszych. Różni piloci, nie zasugerowani ocenami kolegów, mają na ogół bardzo podobne odczucia. Dlatego:

- wartości średnie $m_{Q(\theta)}$ są na ogół stabilne,
- w trakcie długotrwałych prób zmieniają się jednak wariancje oszacowań $\sigma_{Q(\theta)}$.

Obserwuje się jednak zjawisko rozmycia oszacowań, polegające na zmianach ocen formułowanych przez tych samych pilotów w dłuższych okresach czasu (miesięcy lub lat). Dzieje się tak często dlatego, że piloci latają na różnych egzemplarzach prawdziwego samolotu (tego samego typu).

Rozmycie oszacowań zależy istotnie od dostrajanej własności lotnej:

- oszacowania zmiennych stanu: prędkości liniowych i kątowych, kątów orientacji są stosunkowo stabilne w czasie,
- dość stabilne są także oszacowania pochodnych zmian stanu (gradientów),
- oszacowania przyspieszeń liniowych i kątowych, sił na organach sterowania mogą się jednak zmieniać w dłuższych okresach czasu znacząco.

Rozmycie oszacowań pilotów można częściowo zweryfikować poprzez przeprowadzenie „ślepego testu". Pilot informowany jest o tym, że sprawdzane są jego odczucia.

Sposoby testowania:

- zmienianie niemonotoniczne parametrów,
- wycofanie się ze zmiany,
- nie zmienianie niczego.

Nie należy jednak z tym przesadzać. Cierpliwość pilotów, nawet nastawionych pozytywnie, ma swoje granice.

Oprogramowanie modelowania hybrydowego

Opisany sposób modelowania wykorzystujący interaktywne rozwiązywanie równania użyteczności (6.8) sprawia, że nie ma możliwości stosowania metod numerycznych w postaci standardowych algorytmów bibliotecznych. Dlatego opracowano metody numeryczne w wersji interaktywnej („ludzkiej"):

- bisekcja interaktywna,
- interaktywna metoda gradientowa.

Algorytm bisekcji interaktywnej ma postać

$\theta_1, Q_1 = Q(\theta_1) < Q_{req}$
$\theta_2, Q_2 = Q(\theta_2) > Q_{req}$,
dopóki $Q_2 - Q_1 > \varepsilon$:
    $\theta_b = (\theta_1 + \theta_2)/2$
    $Q_b = Q(\theta_b)$ (**ilościowe oszacowanie werbalne przez pilota**)
    jeżeli $Q_b < Q_{req}$
        $\theta_1 = \theta_b$, $Q_1 = Q_b$
    w przeciwnym razie
        $\theta_2 = \theta_b$, $Q_2 = Q_b$

Stopień zawężenia ε zależy od „pływania" oszacowań funkcji wartości $Q(\theta)$. Dziesięciokrotne zawężenie przedziału $[Q_1, Q_2]$ wymaga na ogół przeprowadzenia trzech do pięciu prób. Należy pamiętać, że każde oszacowanie funkcji $Q(\theta)$ to wykonanie (być może dłuższego) lotu testowego.

Gradient interaktywny werbalny umożliwia zmniejszenie liczby koniecznych testów.

Krok algorytmu gradientowego ma postać

$\theta_1, Q_1 = Q(\theta_1)$
$\theta_2, Q_2 = Q(\theta_2)$
$\theta_0 = \theta_1 + (\theta_2 - \theta_1)(Q_{req} - Q_1)/(Q_2 - Q_1)$
$Q_0 = Q(\theta_{req})$ (**ilościowe oszacowanie werbalne przez pilota**)
$\varepsilon = Q_{req} - Q_0$

Krok gradientu wymaga przeprowadzenia tylko trzech prób. Błąd jest na ogół mały i akceptowalny często po wykonaniu tylko jednego kroku algorytmu gradientowego.

Wykorzystanie bisekcji i gradientu znacznie zmniejsza liczbę koniecznych prób. Mniejsza liczba prób zwiększa precyzję oceny pilota – jest on po prostu mniej zmęczony. Najwygodniejsza i najskuteczniejsza jest bisekcja. Użycie gradientu jest uzasadnione, gdy próba trwa długo.

Wybór struktury modeli uczonych ze wzmocnieniem

Kwestią kluczową modelowania hybrydowego jest wybór struktury modeli uzupełniających.

Jak wiadomo, wybór struktury sieci jest piętą achillesową ogólnych metod uczenia [9], [10]. Jest to, ogólnie biorąc, sztuka modelowania. Nie można podać ścisłych zasad takiego doboru. Struktura powinna być minimalna (jak najprostsza, ale nie bardziej – A. Einstein). Jeżeli to możliwe, należy kierować się fizyką modelowanej własności lotnej: np. budując uproszczone modele opływu samolotu czy lokalnego opływu elementów samolotu w określonych warunkach lotu, budując scenariusze fizyczne awarii lub katastrof, itp.

Jeżeli podstawy fizyczne własności nie są oczywiste lub gdy model zbudowany na podstawie założeń fizycznych nie daje zadowalających rezultatów (a to się zdarza!), to pozostaje użycie sieci formalnej. W takich przypadkach należy definiować sieć jak najprostszą, z niewielką liczbą parametrów, a następnie rozbudowywać ją, jeśli zajdzie taka potrzeba.

W każdym przypadku kluczowe znaczenie ma właściwe określenie podzbiorów dziedziny (stanu, sterowań i środowiska) istotnych dla modelowanej własności lotnej, gdyż ich właściwe określenie zwiększa ortogonalność modelu do innych modeli, co znacznie ułatwia modelowanie i strojenie modelowanej własności lotnej.

Własności uczenia ze wzmocnieniem w modelowaniu hybrydowym

W modelowaniu hybrydowym bardzo duża rolę odgrywa czynnik ludzki. Uczenie modeli wymaga na ogół zaangażowania kilku pilotów, aby uzyskać uśrednienie ich ocen oraz zapewnić powtarzalność zachowań symulatora w późniejszej eksploatacji. Koszt modelowania hybrydowego jest bardzo wysoki, ale dzięki wykorzystaniu ortogonalności modeli jest nieporównanie niższy niż koszt uczenia ogólnej sieci neuronowej.

Proces uczenia modelu hybrydowego jest trudny do automatyzacji. Nie ma sensu opracowania algorytmów, które robiłyby to automatycznie, gdyż po prostu nie ma na to czasu, a koszt tworzenia takiego oprogramowania byłby zupełnie nieakceptowalny. Z pomocą procedur interaktywnych opisanych powyżej strojenie można przeprowadzić bardzo efektywnie.

Zalety modelowania hybrydowego:

1. Skuteczność – to działa!
2. Elastyczność – tak można modelować wszystko.
3. Niski (relatywnie) koszt procesu budowy i dostrajania modelu.

4. Pełna kontrola nad strukturą tworzonego modelu.
5. Wykorzystanie wiedzy o zjawiskach i procesach (model newtonowski).
6. Uwzględnienie informacji ilościowych i jakościowych.
7. Modelowanie w wysoce niekomfortowych warunkach rzeczywistych.

Wady modelowania hybrydowego:

1. Jest to rękodzieło szyte na miarę.
2. Proces jest trudny do sformalizowania i automatyzacji.
3. Wymagane jest bardzo intensywne zaangażowanie pilotów.
4. Kluczowe znaczenie mają przy tym intuicja i doświadczenie modelarza.

Wydaje się jednak, że zalety zdecydowanie przeważają nad wadami, czego najlepszym dowodem są sukcesy osiągnięte przy pomocy modelowania hybrydowego.

7. Modelowanie zwinne

Modelowanie klasyczne wraz z identyfikacją modelu na podstawie danych z prób w locie może być, przynajmniej w teorii, przeprowadzone bez udziału pilotów testujących, niejako „off-line". Zdarza się też czasami, że symulatory z tak opracowanymi modelami zostaną akceptowane przez użytkownika. Jednakże są to sytuację raczej wyjątkowe. Regułą bowiem jest, że piloci testujący symulator mają bardzo wiele zastrzeżeń do jego działania, w szczególności do zachowania się samolotu, czyli do jego modelu. Oznacza to, że budowanie symulatora bez ich udziału aż do końca realizacji projektu jest niezwykle ryzykowne, gdyż prawie na pewno spowoduje niezaakceptowanie symulatora w trakcie odbiorów końcowych, co skutkuje bardzo poważnymi konsekwencjami organizacyjnymi i finansowymi. Dlatego budowa symulatora, wraz z modelowaniem, muszą być prowadzone z udziałem pilotów testujących od samego początku realizacji projektu.

Powyższe uwagi dotyczą nie tyko symulatorów, lecz ogólnie realizacji projektów informatycznych. Zostało to zaobserwowane w latach 90. XX wieku, gdy liczba projektów informatycznych zaczęła wzrastać lawinowo. Opierając się na zebranych doświadczeniach, na początku XXI wieku opracowano zasady programowania zwinnego „Agile Programming" [14]. Jest to usankcjonowanie praktyki tworzenia oprogramowania w warunkach rzeczywistych, w trakcie realizacji projektu informatycznego.

Cztery podstawowe założenia programowania zwinnego zawarte w Manifeście (Agile Manifesto):

1. Ludzie i ich interakcje zamiast procedur i narzędzi.
2. Działające oprogramowanie zamiast obszernej dokumentacji.
3. Współpraca z użytkownikiem przy negocjowaniu umowy.
4. Reagowanie na potrzeby zamiast przestrzegania planu.

Podstawowe zasady programowania zwinnego można streścić następująco [14]. Najwyższy priorytet ma zadowolenie klienta, co osiąga się przede wszystkim dzięki ciągłemu wdrażaniu poprawnie działającego oprogramowania. Działające poprawnie oprogramowanie jest podstawową miarą postępu projektu. Oprogramowanie powinno być weryfikowane przez klienta jak najczęściej, najlepiej na bieżąco. Kluczową rolę pełni w tym procesie ciągła wymiana informacji poprzez bezpośrednie rozmowy wykonawcy z odbiorcą. Należy także być przygotowanym na zmiany wymagań przez klienta nawet na późnym etapie realizacji projektu. Kluczową cechą opracowywanego oprogramowania powinna być prostota, gdyż minimalizuje ona ilości koniecznej pracy oraz zmniejsza ryzyko powstawania czasami trudnych do wykrycia błędów.

Opisanie wyżej cechy programowania zwinnego mają bezpośrednie przełożenie na modelowanie realizowane w warunkach rzeczywistych. Kluczowym elementem modelowania hybrydowego

z uczeniem ze wzmocnieniem jest bowiem bardzo intensywny udział pilotów, nie tylko w sprawdzaniu poprawności działania symulatora, ale także w samym procesie modelowania.

Modelowanie hybrydowe z uczeniem ze wzmocnieniem może być więc uważane za szczególny przypadek programowania zwinnego. Dlatego można je określić jako modelowanie zwinne – Agile Modelling.

Podstawowe, szczególne cechy modelowania zwinnego można ująć następująco:

1. Oceny pilotów jako podstawa modelowania.
2. Werbalna jakościowa ewaluacja funkcji użyteczności uczenia.
3. Połączenie modeli fizycznych i formalnych.
4. Ortogonalność modeli uzupełniających.

Modelowanie zwinne wykorzystujące modelowanie hybrydowe z uczeniem ze wzmocnieniem pozwoliło na udane realizacje licznych projektów budowy symulatorów dla wielu użytkowników cywilnych i wojskowych na całym świecie.

8. Zastosowanie modelowania zwinnego do budowy modelu samolotu wysokomanewrowego

Modelowanie hybrydowe zostało zastosowane z powodzeniem do budowy wielu symulatorów, w tym zaawansowanego modelu samolotu wysokomanewrowego. Samolot taki, z punktu widzenia modelowania, cechuje się bardzo niekorzystnymi cechami:

- jest to wyjątkowo „narowisty rumak", wykonujący pełną akrobację,
- posiada napęd śmigłowy o dużym nadmiarze mocy,
- nie ma zainstalowanych systemów AFCS korygujących dynamikę.

Ponadto:

- brak jest adekwatnych modeli niektórych stanów lotu i kołowania samolotu,
- liczba danych z prób w locie była duża, ale były one bardzo zaszumione,
- piloci formułowali bardzo drobiazgowe uwagi, niezwykle trudne do uwzględnienia.

Stosując modelowanie zwinne, opracowano bardzo złożony model hybrydowy tego samolotu. Modelowano kilkadziesiąt własności lotnych obejmujących pełny zakres stanów lotu i kołowania: starty, lądowania, kołowanie, precyzyjne odwzorowanie sił na sterach, loty zespołowe, pełną akrobację, precyzyjny, wielofazowy korkociąg, ślizg na ogon, a także liczne awarie, a nawet lżejsze katastrofy. Osiągnięto niezwykle dokładne (często z błędem $< 1\%$) odwzorowanie zachowań samolotu we wszystkich stanach lotu. W opiniach pilotów, także nie latających na tym typie samolotu, uzyskano „bardzo dobre odwzorowanie trudnych zachowań samolotu treningowego z napędem turbinowym".

9. Wnioski

Modelowanie zwinne okazało się skutecznym narzędziem tworzenia modeli w warunkach praktycznych. Najważniejszą zaletą uczenia ze wzmocnieniem modelu hybrydowego jest jego niezwykła wprost skuteczność. Podczas gdy modelowanie tradycyjne oraz modelowanie wykorzystujące identyfikację bardzo często zawodziły, modelowanie hybrydowe z uczeniem ze wzmocnieniem zawsze kończyło się sukcesem, to znaczy akceptacją symulatora przez pilotów.

Opisana metodologia modelowania udowodniła praktycznie swoją skuteczność, dając możliwość osiągnięcia wysokiej precyzji dostrojenia modeli – nawet ułamka procenta! – nieosiągalnej w inny sposób.

Kluczowym elementem modelowania hybrydowego ze wzmocnieniem jest koncepcja prawie ortogonalności modeli składowych, gdyż jej użycie pozwala radykalnie obniżyć koszt uczenia modelu.

Nowatorską koncepcją w uczeniu ze wzmocnieniem zastosowanym w modelowaniu hybrydowym stanowi interaktywne, jakościowe oszacowanie funkcji użyteczności przez pilota.

Kwestia automatyzacji procesu modelowania pozostaje na razie otwarta.

Bibliografia

1. Allerton D., *Principles of Flight Simulators*, Wiley, 2009
2. Jategaonkar R.V., Flight vehicle system identification. A time domain methodology, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, **216**. AIAA, Reston, VA, 2006
3. Lichota P., Wavelet transform-based aircraft system identification, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2023, article in press
4. Lichota P., Szulczyk J., Tischler M.B., Berger T., Frequency responses identification from multi-axis maneuver with simultaneous multisine inputs, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, **42**, 11, 2550-2556, 2019
5. Paturski Z., Informacje prywatne, 2021
6. Hassoun M., *Fundamentals of Artificial Neural Networks*, The MIT Press, 1995
7. Dul F.A., Active suppression of freeplay aeroelastic vibrations of ailerons by robust control methods with incomplete measurements, *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, **90**, 4, 981-993, 2018
8. Ng A.Y., Jordan M.I., 2000, PEGASUS: A policy search method for large MDPs and POMDPs, *Proceesings of 16th Conf. Uncertainty in Artificial Intelligence*, 2000
9. Goodfellow I., Bengio Y., Courville A., *Deep Learning*, The MIT Press, Cambridge, 2016
10. Flasiński M., *Wstęp do sztucznej inteligencji*, PWN, Warszawa, 2011
11. Bathe K.J., *Finite Element Procedures*, K.J.Bathe, 2014
12. Stutton R.S., Barto G., *Reinforcement Learning*, 2nd Ed., The MIT Press, Cambridge, Massachusetts, 2016
13. Busoniu L., Babuska R., De Schutter B., Ernst D., *Reinforcement Learning and Dynamic Programming Using Function Approximators*, CRC Press, Taylor & Francis, Boca Raton FL, 2010
14. *Manifest programowania zwinnego*, agilemanifesto.org [dostęp 2022-12-03]

Artificial intelligence in modelling of aerospace objects or agile modelling

Modeling of flying objects is essential in the design and construction of all kinds of simulators. The aim of modeling is to simulate the behavior of objects in such a way that it is acceptable to pilots. Classical modelling, based on the use of equations of classical mechanics (Newton's principles of mechanics: theorems on the change of momenta and others) and the use of basic aircraft data as well as the results of flight tests turns out to be insufficient. Simulators built in this way are usually assessed by pilots as not meeting training requirements. This is especially true for high maneuvering aircraft and helicopter simulators.

The paper presents a new approach to the modeling of flying objects consisting in construction of a hybrid model that combines the classical model with formal models based on neural networks. The AI-derived concept of reinforcement learning was used to build and tune such models. The novelty is that the learning is based on pilots' assessments which are qualitative, often imprecise and very dependent on the pilot and his current psychophysical state. Learning utility functions is therefore defined in a fuzzy form. This required development of dedicated numerical methods that could be used in an interactive

mode because conditions of realization of projects (operations on the facility under construction with limited availability of test pilots and with short deadlines) exclude the possibility of using standard off-line procedures.

The realities of developing hybrid models are in line with the basic theses of agile programming, so the name agile modeling was proposed for such a modeling by analogy. The results of the application of agile modeling in practice for construction of an advanced high-maneuver aircraft simulator are presented. It is shown that the use of agile modeling results in very good flight characteristics of the modelled aircraft, much better than those obtained by identification of the aircraft model on the basis of flight tests.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/31-46

OCENA PARAMETRÓW RUCHU BEZZAŁOGOWYCH PLATFORM LATAJĄCYCH

Krzysztof Falkowski, Mariusz Ważny, Maciej Henzel

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa

e-mail: krzysztof.falkowski@wat.edu.pl; mariusz.wazny@wat.edu.pl; maciej.henzel@wat.edu.pl

W artykule przedstawione zostały wyniki badań weryfikacyjnych bezzałogowych statków powietrznych klasy micro opracowanych w Zakładzie Awioniki Wojskowej Akademii Technicznej (WAT). Opracowane statki powietrzne posiadają masę około 1 kg i są przeznaczone do wykorzystania przez służby porządkowe i ratownicze. Małe BSP muszą charakteryzować się podwyższonymi poziomami autonomii, ponieważ mogą operować nad skupiskami ludzi i infrastrukturą miejską. W artykule przedstawiona jest ocena stopnia automatyzacji, który decyduje o poziomie autonomii BSP.

1. Wstęp

Dynamiczny rozwój małych bezzałogowych statków powietrznych (BSP) jest wymuszony zapotrzebowaniem ze strony różnych służb cywilnych. Mały BSP może być z łatwością wprowadzony na wyposażenie straży miejskiej, policji i służb ratownictwa pożarowego [2], [3]. Przykładem zastosowania tego typu BSP mogą być służby miejskie, które nie posiadają sprzętu do wykrywania zanieczyszczeń emitowanych przy ogrzewaniu domów niezgodnie z prawem. Patrol straży miejskiej wyposażony w BSP o masie około 1 kg może wykonać przelot nad podejrzanym terenem i jednocześnie zebrać materiał dowodowy o naruszeniu przepisów. Ponieważ BSP posiada system nawigacyjny, to można taki przelot udokumentować i wykorzystać jako materiał dowodowy.

Przeszkodą w użytkowaniu takich BSP są przepisy Urzędu Lotnictwa Cywilnego, które ograniczają możliwość użytkowania BSP o masie do 250 g bez uprawnień pilota. Dodatkowo każda organizacja powinna stać się operatorem lotniczym. Stan prawny spowodowany jest masowym użytkowaniem małych statków powietrznych, które stanowią poważne zagrożenie dla osób i mienia. Urząd Lotnictwa Cywilnego [4] objął nadzorem wszystkie latające statki powietrzne, niezależnie od ich przeznaczenia i wykonania, a jedynym kryterium jest masa (kategoria otwarta). Działania legislacyjne są uzasadnione, ale jednocześnie utrudniają prace nad rozwojem nowych konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych.

W Zakładzie Awioniki WAT prowadzone są prace badawcze związane z rozwojem autonomicznych statków powietrznych. Proces ten wymaga opracowania modeli matematycznych opisujących właściwości BSP klasy mikro. Weryfikacja modeli wymaga przeprowadzenia badań eksperymentalnych, których celem jest przygotowanie materiału do ich weryfikacji. W artykule zostaną zaprezentowane wyniki przeprowadzanych badań podczas wykonywania w pełni automatycznego lotu, który trwał kilkanaście minut. Podczas badań wykorzystywano platformy o masie około 1 kg. Względy bezpieczeństwa podczas testów wymagały zastosowania pakietów baterii o większej pojemności, dlatego platformy maksymalnie ważyły około 1,2 kg.

2. Autonomiczny bezzałogowy statek powietrzny

Autonomiczny bezzałogowy statek powietrzny jest robotem mobilnym, którego zadaniem jest wyręczanie człowieka w wykonywaniu zadań, które polegają na uciążliwym wykonywaniu monotonnych czynność lub są niebezpieczne. Jednocześnie umożliwiają pozyskanie zdolności, które wykraczają poza zakres kompetencji człowieka. Cechą charakterystyczną autonomicznych statków powietrznych jest poziom autonomii, czyli przekazywanie odpowiedzialność za wykonywane zadanie i podtrzymywanie funkcjonowania robota, w tym przypadku bezzałogowego statku powietrznego. Robot taki powinien nie tylko wykonywać postawione zadanie, ale również zadbać o własne funkcjonowanie w takcie wykonywania zadania oraz zasoby energii konieczne do prawidłowego działania. Dlatego autonomiczny bezzałogowy statek powietrzny powinien:

- nadzorować zapotrzebowanie na energię konieczną do prawidłowego funkcjonowania robota oraz wykonania zadania,
- nadzorować wszelkie zmiany w integralności struktury własnej, które mogą powodować utratę zdolności do wykonywania zadania/zadań przez robota (Health Monitoring System),
- stabilizować parametry funkcjonalne,
- realizować postawione zadanie,
- rozstrzygać konflikty,
- współpracować z innymi bezzałogowymi i załogowymi systemami,
- zmieniać/modyfikować zadania cząstkowe w celu optymalnego wykonania zadania głównego,
- adaptować/modyfikować działanie względem zmiennych warunków środowiskowych (oddziaływanie otoczenia).

Ze względu na stopień autonomii BSP dzieli się na poziomy od 0 do 5 (tabela 1) [1], [5]. Poziom zerowy oznacza brak autonomii i dotyczy bezzałogowych statków powietrznych Remount Control/Radio Control (RC) – sterowanie radiowe/bezprzewodowe. Wzrost poziomu stopnia autonomii oznacza przenoszenie odpowiedzialności z pilota (człowieka) na robota (BSP) za poszczególne funkcjonalności i wykonywanie zadania przez robota mobilnego, jakim jest BSP. Przejęcie odpowiedzialności za wykonanie zadania występuje na poziomie 5. Uzyskanie tego poziomu wiąże się z rozbudowanymi zawansowanymi funkcjami nawigacji oraz elementami sztucznej inteligencji, które umożliwiają podejmowanie decyzji o formie realizacji zadania. Rola człowieka sprowadza się do zdefiniowania zadania i przekazania zadania autonomicznemu bezzałogowemu statkowi powietrznemu.

Poziomy 1 i 2 określają zdolność autonomicznego BSP do przejmowania odpowiedzialności za utrzymanie parametrów ruchu BSP oraz reagowanie na kolizje z przeszkodami. Zaprojektowany BSP spełniający poziom pierwszy powinien utrzymywać wybrane parametry ruchu. Pod pojęciem parametry ruchu rozumie się:

- utrzymanie położenia w przestrzeni – stabilizacja kątów pochylenia i przechylenia,
- stabilizację wysokości lotu,
- stabilizację prędkości lotu,
- stabilizację kursu,
- utrzymanie punktu (utrzymanie współrzędnych – długość i szerokość geograficzna),
- stabilizację toru lotu.

Przejęcie odpowiedzialności nad ważną funkcją może oznaczać automatyczne wykonanie ważnego ze względów funkcjonalnych manewru przez BSP. Takim manewrem może być automatyczny start, lądowanie i powrót do miejsca startu. W automatyzacji na poziomie 1 i 2 należy uwzględnić zdolność BSP do utrzymania zadanej trajektorii i profilu lotu.

Tabela 1. Stopnie autonomii [1], [5]

Poziom	Stopień automatyzacji	Opis	Wykrywanie przeszkód
0	Brak automatyzacji	Dron jest w 100% kontrolowany przez pilota	Brak zdolności
1	Niski poziom automatyzacji	Pilot posiada kontrolę nad BSP. BSP przejmuje pojedynczą ważną funkcję	Wykrywa i generuje alarm
2	Częściowy poziom automatyzacji	Pilot odpowiada za realizację operacji/zadania. BSP przejmuje odpowiedzialność za utrzymanie podstawowych parametrów ruchu, pod pewnymi warunkami	Wykrywa i generuje alarm
3	Warunkowy poziom automatyzacji	Pilot reaguje w sytuacjach zagrożenia/awarii. BSP odpowiada za wszystkie parametry ruchu w określonych warunkach	Wykrywa i unika
4	Wysoki poziom automatyzacji	Pilot jest poza pętlą sterowania. BSP posiada systemy odpowiedzialne za przejmowanie zadań w przypadku wystąpienia awarii niektórych układów	Wykrywanie i nawigacja
5	Pełna automatyzacja	BSP jest zdolny do planowania lotu oraz posiada zdolność uczenia się	Wykrywanie i nawigacja

Ponieważ małe bezzałogowe statki powietrzne operują na niedużych wysokościach, to autonomiczny BSP powinien posiadać zdolność wykrycia takiej przeszkody i zasygnalizowanie niebezpieczeństwa wystąpienia kolizji. Przeszkodą mogą być obiekty naturalne (np. drzewa, wzgórza), obiekty będące wytworem człowieka (np. budynki, wiadukty) oraz inne bezzałogowe statki powietrzne. Ponieważ BSP o masie około 1 kg mogą mieć ograniczone zdolności przenoszenia zawansowanych układów wykrywania przeszkód, dlatego powinny być wprowadzane dodatkowe ograniczenia, np. na wysokość i prędkość lotu z układem wykrywania przeszkód. Dlatego na poziomie autonomii 1 i 2 występują dodatkowe wymagania, które dopuszczają przejmowanie odpowiedzialności przez autonomiczny BSP, ale po spełnieniu określonych warunków. Ograniczenia mogą wynikać z warunków atmosferyczny oraz wzajemnych relacji między parametrami lotu. Występowanie silnych podmuchów wiatru mogą uniemożliwić uzyskanie i stabilizację parametrów ruchu przez BSP. Innym przykładem może być wzajemne powiązanie parametrów, np. podczas lotu na małej wysokości mogą wystąpić ograniczenia prędkości BSP. Przykładowo BSP wykorzystywane do inspekcji torów kolejowych musi uwzględniać ograniczenia wynikające z operowanie w obszarze infrastruktury kolejowej (np. występowanie trakcji elektrycznej).

Poziom 3 i 4 podnosi stopień automatyzacji procesów sterowania i obejmuje sterowanie poziomem bezpieczeństwa i niezawodności. Rola pilota sprowadzona zostaje do reagowania w sytuacjach awaryjnych i stanach zagrożenia. Z tym że na poziomie 4 pilot zostaje umieszczony poza pętla sterowania, a BSP jest wyposażony w układy do przejmowania zadań w przypadku uszkodzenia istotnych ze względu na bezpieczeństwo techniczne BSP. Na poziomie 4 pojawiają się elementy sterowania strukturą BSP, tym samym BSP stają się układami samodzielnymi zdolnymi do wykonywania poleceń pilota, który staje się raczej dowódcą lub kierownikiem.

Jak zaznaczono powyżej, najwyższy jest poziom 5. BSP na tym poziomie potrafi się uczyć. Zakres samouczenia i podejmowania decyzji dotyczy spełniania funkcji, do których został zaprojektowany. Taki robot mobilny potrafi wykonać manewry w zakresie unikania przeszkód, uchylania się przed wykryciem wroga, optymalizuje trajektorię ruchu, zgodnie z zasadą najmniejszego

działania itp. Latający robot mobilny staje się strukturą, która umie się zorganizować i zaplanować swoje działania.

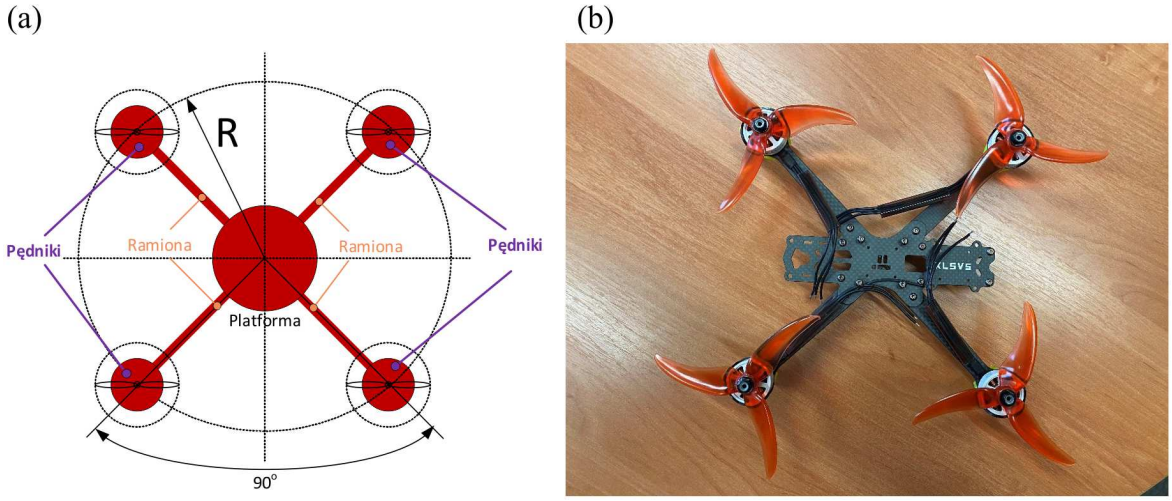
Wydaje się, że osiągniecie poziomu 4 jest wystarczające, by wprowadzić małe BSP na wyposażenie służb bezpieczeństwa publicznego. BSP zbudowane na takim poziomie powinno zapewnić bezpieczne wykonywanie zadań bezpośrednio nad skupiskami ludzi i infrastrukturą.

3. Konstrukcja małego bezzałogowego statku powietrznego

Małe bezzałogowe statki powietrzne BSP należą do grupy wielowirnikowych wiropłatów, w których siła nośna generowana jest przez pędniki. Pędnik obejmuje zespół: silnik i śmigło (rys. 1).

Rys. 1. Zespół napędowy silnik z trójłopatowym śmigłem - pędnik

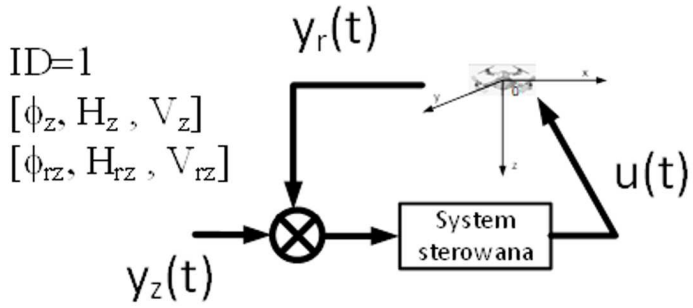
Zależnie od liczy pędników można wyróżnić konfigurację: trójwirnikową, czterowirnikową, sześciowirnikową, ośmiowirnikową itd. Pędniki rozmieszczone są równomiernie na obwodzie koła, którego środek pokrywa się z środkiem geometrycznym wielowirnikowej platformy latającej (rys. 2).



Rys. 2. Czterowirnikowa platforma latająca

W konfiguracji czterowirnikowej występują cztery zespoły napędowe (silnik ze śmigłem), które rozmieszczone są w stałej odległości od środka geometrycznego BSP (rys. 2a). Zespoły napędowe umieszone są na końcach ramion zapewniających odpowiednią sztywność konstrukcji. Poszczególne ramiona wychodzą z centralnej części BSP, w której znajduje się platforma do zamocowania wyposażenia i przenoszenia ładunku.

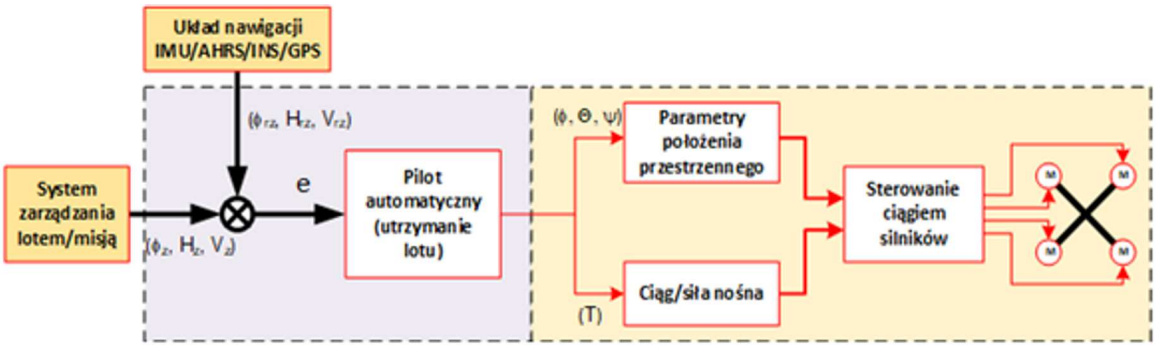
BSP tego typu charakteryzują się strukturalną niestabilnością. Zapewnienie stałej wartości ciągu dla poszczególnych pędników nie gwarantuje utrzymacie stabilnego położenia platformy w przestrzeni. Dlatego warunkiem niezbędnym do wykonania stabilnego lotu jest układ zapewniający stabilne położenie przestrzenne BSP (stabilizacja kątów pochylenia i przechylenia). Ponadto konieczne jest również zastosowanie układów odpowiedzialnych za utrzymanie pułapu/wysokości H, prędkości V i kierunku lotu/kurs ϕ (rys. 3).



Rys. 3. Poglądowy układ przedstawiający zasadę sterowanie BSP

Doprowadzenie i utrzymanie zadanej wysokości lotu realizuje się przez sterowanie wartością wypadkowego ciągu generowanego przez poszczególne pędniki. Natomiast prędkość BSP sterowana jest przez zmianę jego położenia kątowego. Pochylenie/przechylenie BSP powoduje zmianę położenia wypadkowego wektora ciągu. Wraz z pochyleniem platformy zostanie wygenerowana składowa horyzontalna siły ciągu, która powoduje ruch BSP. W układzie platformy wielowirnikowej jest możliwy ruch podłużny i boczny. Jednak są to pojęcia umowne i wiążą się z przyjętymi układami współrzędnych.

Doprowadzenie i utrzymanie zadanego kursu odbywa się „zgrubnie" przez wykonanie obrotu platformy. Obrót ten powodowany jest przez zmianę wartości momentu obrotowego poszczególnych pędników, natomiast „dokładne" korekty wykonywane są przez ruch boczny. Za sterowanie ruchem BSP odpowiada kontroler lotu, który przetwarza informację o uchybie zadanych parametrów ruchu e i zadaje odpowiednie wartości kątów pochylenia, przechylenia i odchylenia oraz wartości wypadkowego ciągu T (rys. 4).



Rys. 4. Struktura układu sterowania

BSP oparty na tego typie platformie może wykonywać złożony ruch. W przypadku obiektów tej klasy można sterować wszystkimi sześcioma stopniami swobody. Jak już zaznaczono powyżej,

platforma może wykonać ruch boczny i podłużny. Ze względu na symetrię platformy rozróżnienie ruchu bocznego od podłużnego jest bardzo trudne. Dlatego też, ze względów praktycznych, wskazane jest wprowadzenie umownych kierunków.

4. Badania małego bezzałogowego statku powietrznego

Opracowane konstrukcje poddano badaniom weryfikacyjnym. Ocenie poddano loty i manewry wykonywane w trybie automatycznym. Badany BSP zapewniał automatyzację:

- startu,
- lądowania,
- lotu do punktu,
- wykonania manewru w punkcie.

Wykonanie powyższych manewrów wiąże się z koniecznością stabilizacji:

- wysokości lotu,
- prędkości pionowej,
- prędkości liniowej,
- stabilizacji kierunku/kursu,
- stabilizacji pozycji w punkcie.

Uzyskanie tych parametrów wymaga zapewnienia odpowiednich parametrów:

- położenia kątowego BSP w przestrzeni (kąty pochylenia, przechylenia i odchylenia),
- siły ciągu zespołów napędowych,
- napięcie baterii,
- poboru prądu z baterii.

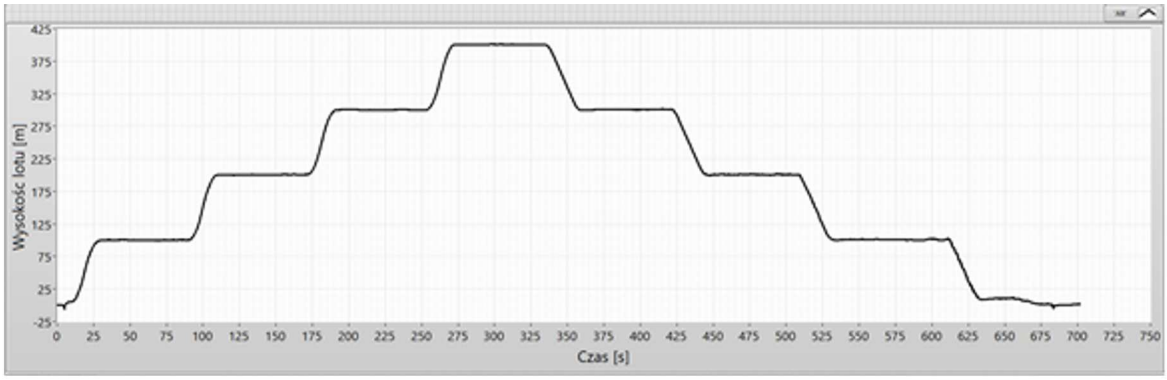
Badania podzielone zostały na dwie fazy. Pierwsza realizowana jest w punkcie przy założeniu, że BSP wykonuje tylko ruch pionowy, natomiast druga wiąże się z wykonywaniem ruchu liniowego. W drugiej fazie badań wprowadzano również zmiany kierunku lotu. Każda faza zawierała elementy ruchu pionowego, z tym że w fazie drugiej był to zakres automatycznego startu i lądowania. Podczas tej fazy nie występowały zmiany wysokości lotu.

Analizy dotyczyły oceny charakterystyk czasowych oraz związku między parametrami ruchu BSP. Poszczególne parametry próbkowane były w częstotliwością 100 Hz, natomiast informacje pozyskiwane z odbiornika GPS z częstotliwością 50 Hz.

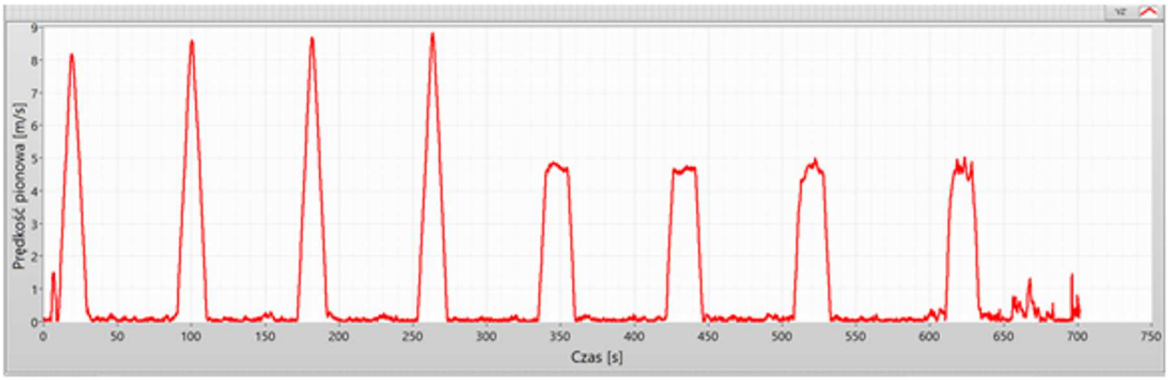
4.1. Badania fazy I – stabilizacji wysokości

Badanie polegało na automatycznym starcie i locie do punktu. Po dotarciu do punktu na wysokości 100 m wykonywany był zawis nad punktem. Po ustabilizowaniu wysokości wykonywany był manewr skokowej zmiany wysokości, tzn. BSP osiąga pułap 200 m, 300 m i 400 m. Po osiągnieciu pułapu 400 m następowało sukcesywne wytracanie wysokości z gradacją co 100 m. BSP zatrzymywał się na tych samych pułapach, a po osiągnięciu 100 m BSP lądował. Proces wznoszenia odbywał się z prędkością pionową 10 m/s, natomiast w zakresie lądowania BSP poruszał się z prędkością pionową 5 m/s. Zmiana wysokości lotu przedstawiona jest na rys. 5. Zmiana prędkości pionowej przedstawiona jest na rys. 6.

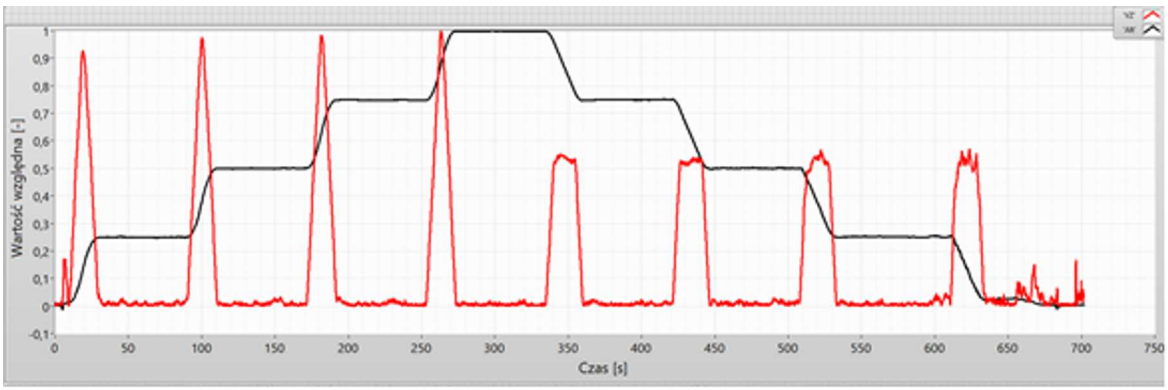
Zmiana wysokości wymaga wykonania ruchu pionowego, co wiąże się z ruchem pionowym platformy (rys. 7). Prędkości pionowa 10 m/s jest na tyle duża, że BSP uzyskuje zadaną wysokość przed uzyskaniem maksymalnej prędkości pionowej (10 m/s). Podczas lądowania zadana prędkość pionowa wynosiła 5 m/s i taką prędkość BSP uzyskał podczas lądowania. Można zaobserwować uchyb wartości prędkości, jednak zbyt sztywne ustawienie regulatora prowadziło do silnych przeregulowań (rys. 2).



Rys. 5. Wykres zmian wysokości lotu BSP



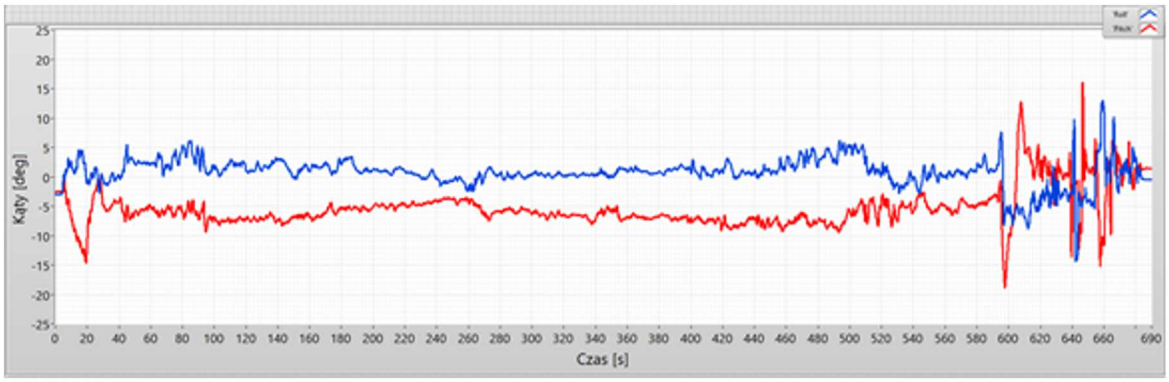
Rys. 6. Wykres zmian prędkości pionowej BSP



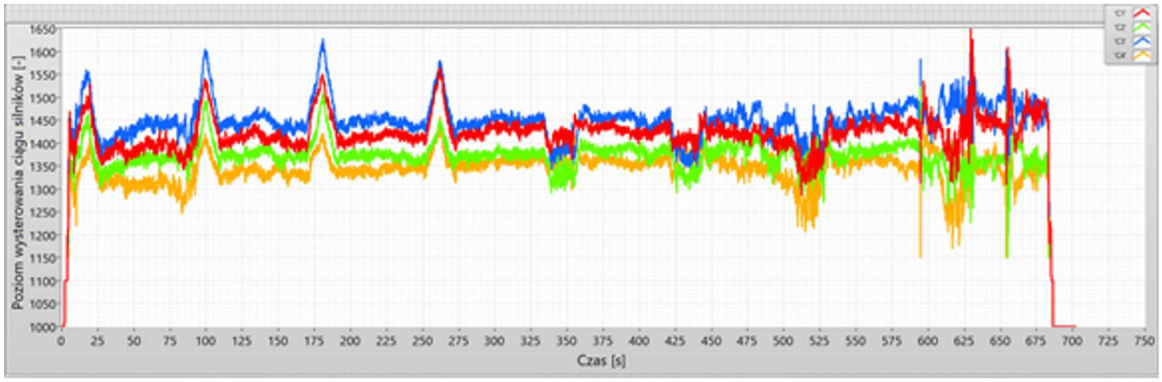
Rys. 7. Wykres porównujący zmiany wysokości lotu i prędkości pionowej w wartościach bezwzględnych

BSP podczas lotu stabilizuje swoją pozycję, utrzymując wartości kątów pochylenia (pitch) i przechylenia (roll). Wartości katów podczas stabilizacji wysokości i prędkości utrzymują się na stałym poziomie (rys. 8). Pewne wartości składowych stałych (około $-5°$ dla kąta pitch i $5°$ dla kąta roll) oznaczają, że BSP do utrzymania swojej pozycji generował składowe siły, które równoważą oddziaływanie atmosfery.

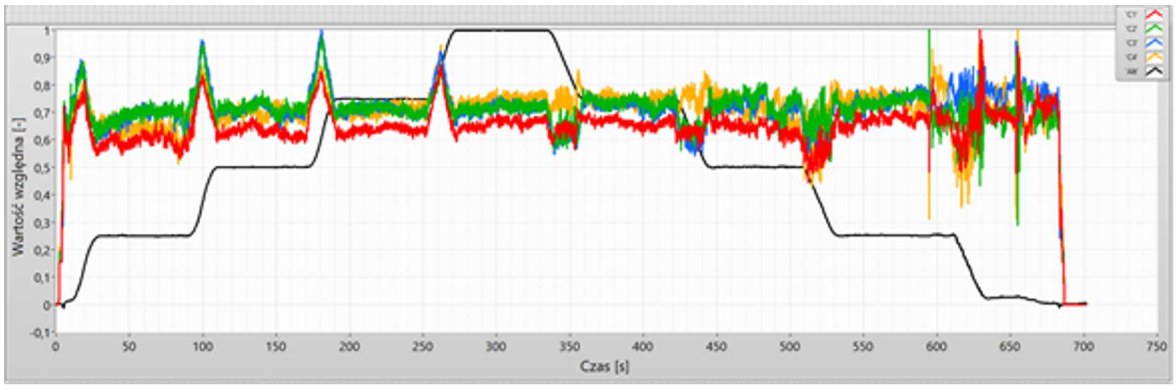
Zmiana wysokości lotu wiąże się ze zmianą wartości siły ciągu generowaną przez poszczególne zespoły napędowe (pędniki). Ciąg zespołów napędowych w stanie zawisu równoważy masę BSP (rys. 9), natomiast przy zmianie wysokości wartość ciągu rośnie (rys. 9). Sumaryczny ciąg silników wielowirnikowego BSP generuje składową siły odpowiedzialną za równoważenie ciężaru platformy. Ponieważ platforma w stanie ustalonym (zawis) jest nieznacznie pochylona i przechylona (rys. 8), to wartości siły ciągu są rozdzielone między poszczególne pędniki. Zmiana



Rys. 8. Wykres zmian katów pochylenia i przechylenia podczas wykonywania badania



Rys. 9. Wykres zmian poziomu wysterowania silników BSP

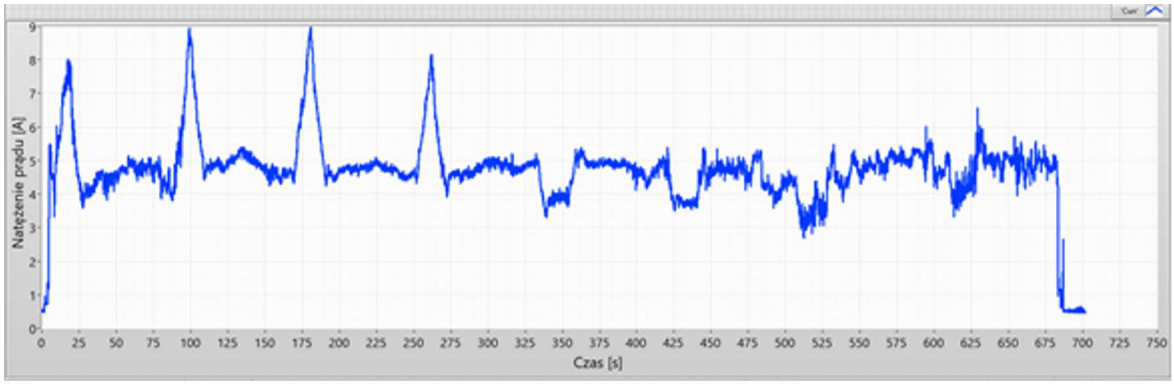


Rys. 10. Wykres zmian poziomu wysterowania silnika względem pułapu lotu – wartości względne

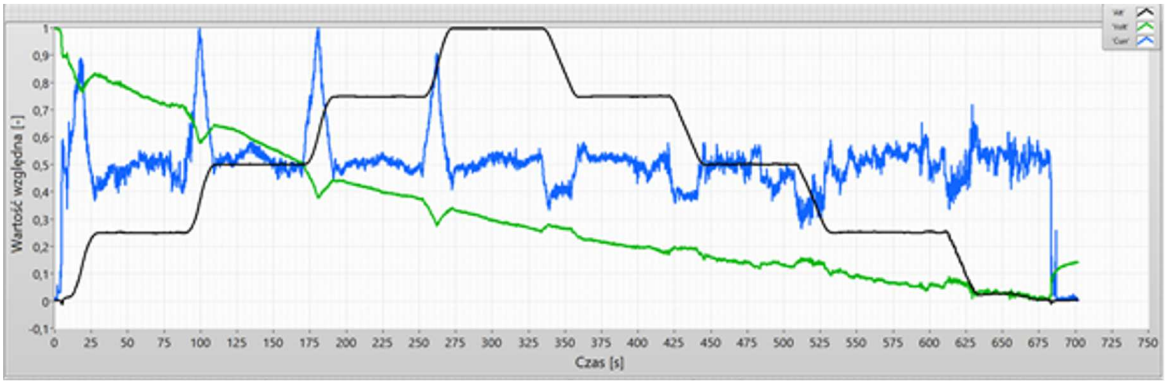
wysokości powoduje zwiększenie energii potencjalnej, dlatego zmiana wysokości powoduje skok siły ciągu (rys. 10). Podobne zjawisko występuje z w zakresie zapotrzebowania na prąd elektryczny pobierany z baterii (rys. 12). Zmian wysokości wiąże się z wzrostem zapotrzebowania na energię, co skutkuje zmianą poboru prądu (rys. 13). Podczas lądowania wartość składowej stałej siły ciągu zmniejsza się a tym samym spada zapotrzebowanie na wartość pobieranego prądu (rys. 10 i rys. 13). Skokowa zmiana natężenia prądu prowadzi do spadków wartości napięcia baterii (rys. 11).

Istotne dla oceny poziomu autonomii jest ocena zmiany zapotrzebowania na energię elektryczną. Podczas lotu zaobserwowano wzrost natężenie prądu pobieranego z baterii, co można zaobserwować w końcowej fazie lotu. Wartość zarejestrowanego natężenia prądu w zawisie po starcie jest mniejsza o koło 0,3 A (rys. 14). Zwiększenie wartości natężenia prądu spowodowane

Rys. 11. Wykres zmian napięcia baterii Li-Po



Rys. 12. Wykres zmian wartości prądu pobieranego w czasie lotu BSP

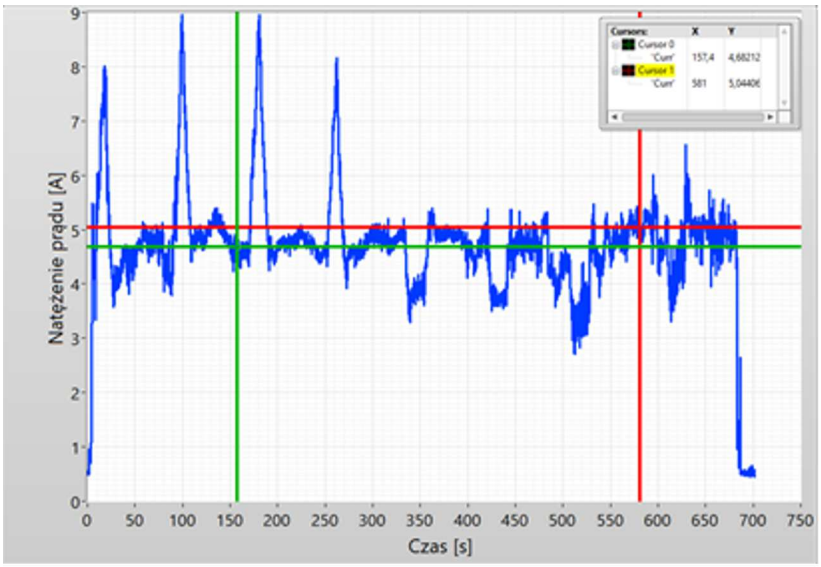


Rys. 13. Wykres porównujący wartości pobieranego prądu i zmiana napięcia baterii względem wysokości lotu – wartości względne

jest rozładowaniem baterii, co wiąże się ze spadkiem napięcia baterii litowo-polimerowej. Analiza zmiany wartości natężenia prądu elektrycznego i stanu napięcia baterii umożliwia ocenę energetyczną BSP, a tym samy ocenę zdolności wykonania zadania przez BSP.

5. Badania fazy II – stabilizacji prędkości liniowej

Kolejne badanie polegało na wykonaniu stabilnego lotu do zadanego punktu trasy. W punkcie następuje zmiana kursu na kontrkurs i lot do początku trasy. Lot do punktu był realizowany dla zadanej prędkości. BSP utrzymywał położenie kątowe umożliwiające lot po trasie. Po star-



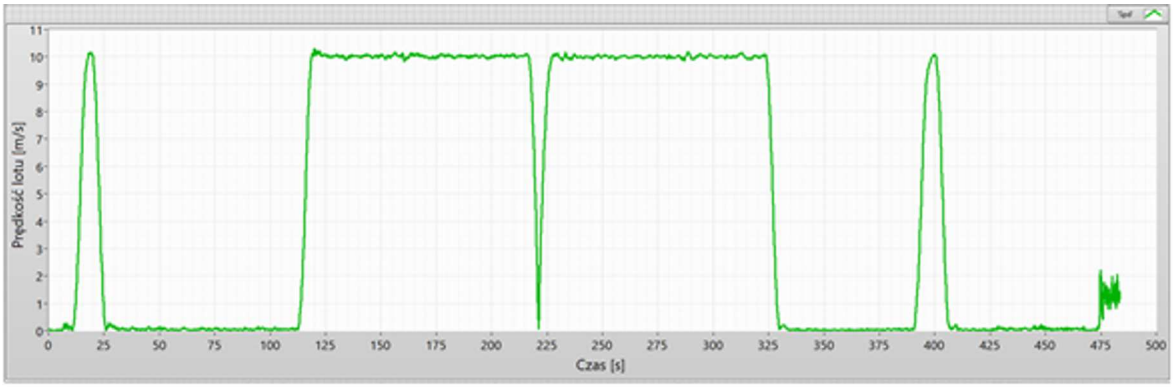
Rys. 14. Zmiana poziomu natężania prądu w początkowej i końcowej fazie lotu

cie platforma wykonuje ruch pionowy na zadaną wysokość i osiąga początkowy punkt trasy. Po wykonaniu lotu BSP powraca do punktu lądowania, wytracając wysokość. Trajektoria lotu przedstawiona jest na rys. 15.

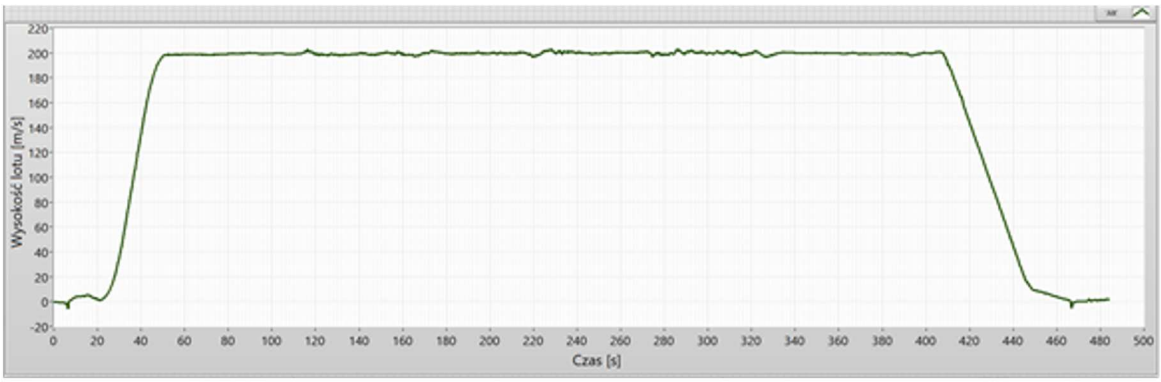
Rys. 15. Trasa lotu – badanie stabilizacji prędkości liniowej

Rysunek 16 przedstawia profil prędkości podczas wykonywania badania. Jak można zauważyć, po starcie BSP nabiera wysokości (zmiana prędkości pionowej – rys. 18 i wysokość lotu – rys. 17). Ponieważ punkt startu nie pokrywa się z punktem początku lotu po trasie, to BSP potrzebuje czasu na dotarcie do punktu początku zadania i osiągnięcie zadanej wysokości lotu. Po

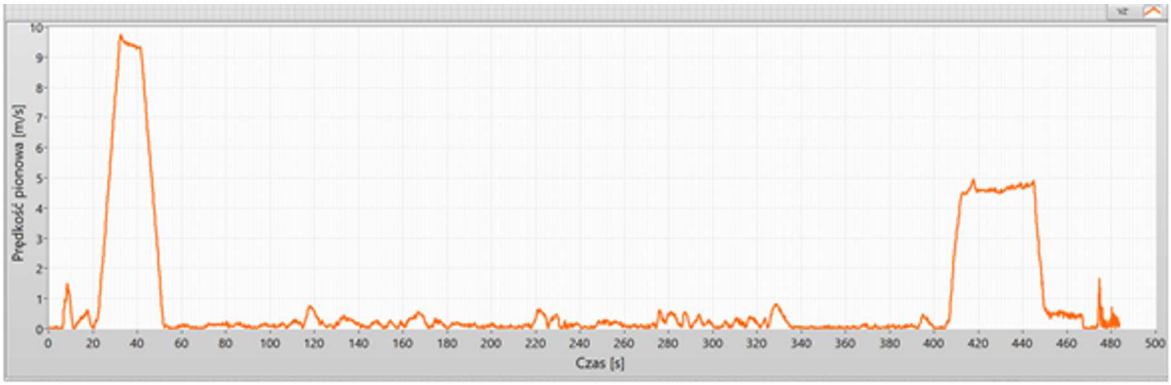
osiągnięciu początku trasy, BSP rozpoczyna lot, stabilizując prędkość na poziomie 10 m/s. Zmianę położenia można prześledzić, obserwując zmianę długości i szerokości geograficznej (rys. 20 i rys. 21). Porównanie parametrów ruchu (położenie BSP i prędkość) przedstawione są na rys. 19.



Rys. 16. Wykres prędkości liniowej BSP podczas wykonania badania

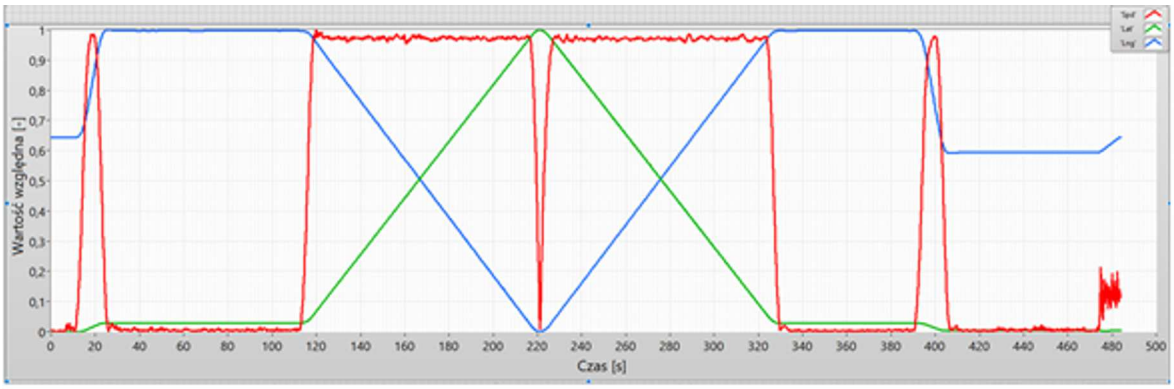


Rys. 17. Profil wysokości lotu BSP

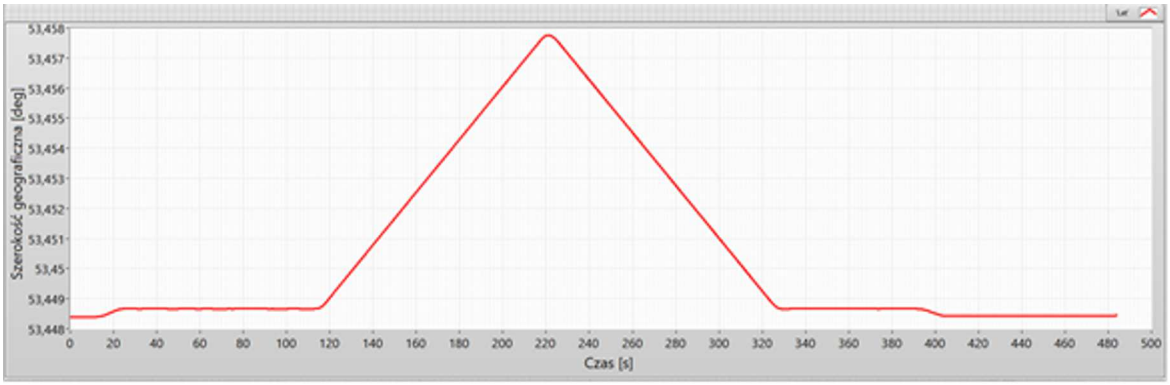


Rys. 18. Wykres zmian prędkości pionowej BSP

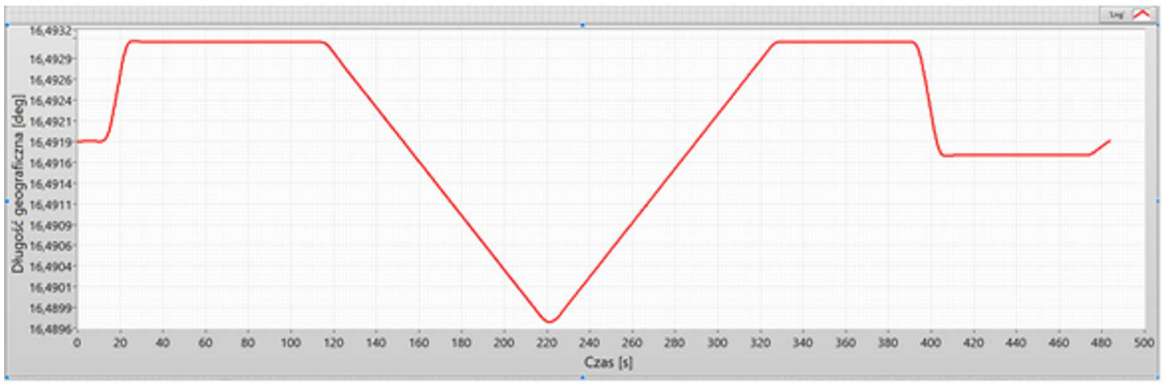
BSP podczas ruchu zmienia swoje położenie kątowe. Uzyskanie prędkości postępowej wymaga zwiększenia wartości kąta pochylenia (rys. 22). W zawisie kąt ten wynosił około $-5°$ (rys. 8), natomiast podczas lotu osiąga wartości na poziomie $-15°$ (rys. 22). Dodatkowo platforma zmienia kąt pochylenia na wartości dodatnie, gdy zbliża się do punktu, w którym następuje zatrzymanie BSP. Kąt dodatni umożliwia zahamowanie BSP i wytracenie prędkości do zera. Kąt przechylenia utrzymuje się na stałym poziomie, natomiast po zmianie kursu na kontrkurs kąt przechylenia



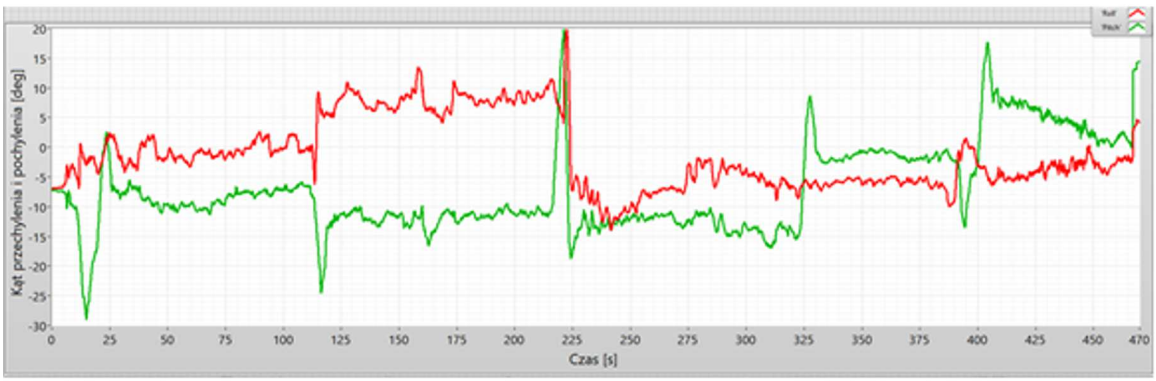
Rys. 19. Porównanie zmiany prędkości lotu i pozycji (długość i szerokość geograficzna) w wartościach względnych



Rys. 20. Wykres zmian położenia BSP – szerokość geograficzna

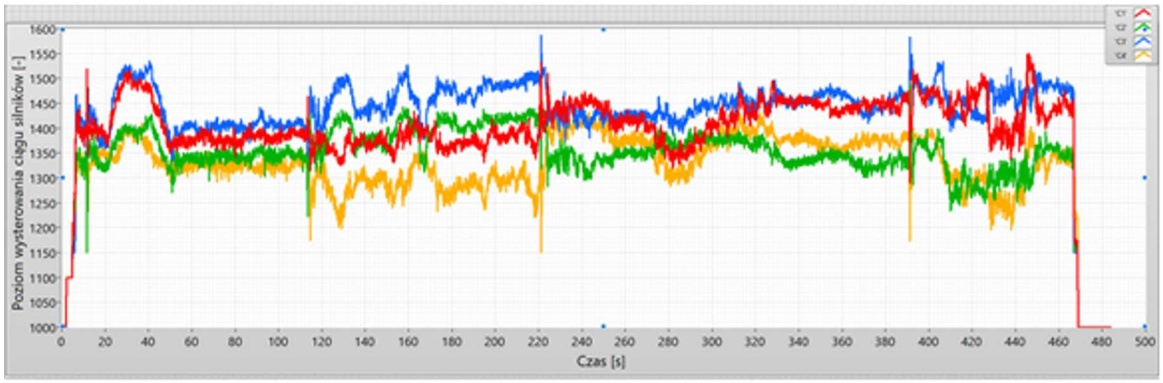


Rys. 21. Wykres zmian położenia BSP – długość geograficzna

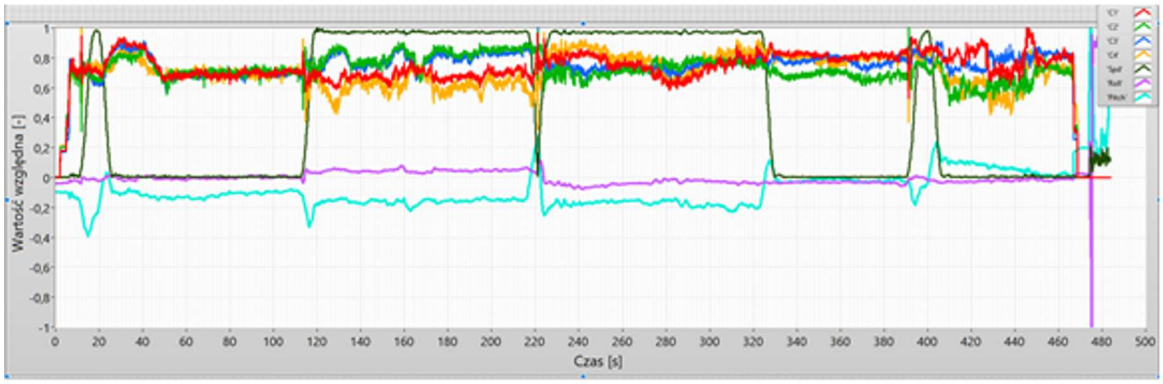


Rys. 22. Wykresy kątów pochylenia (pitch) i przechylenia (roll) BSP podczas lotu

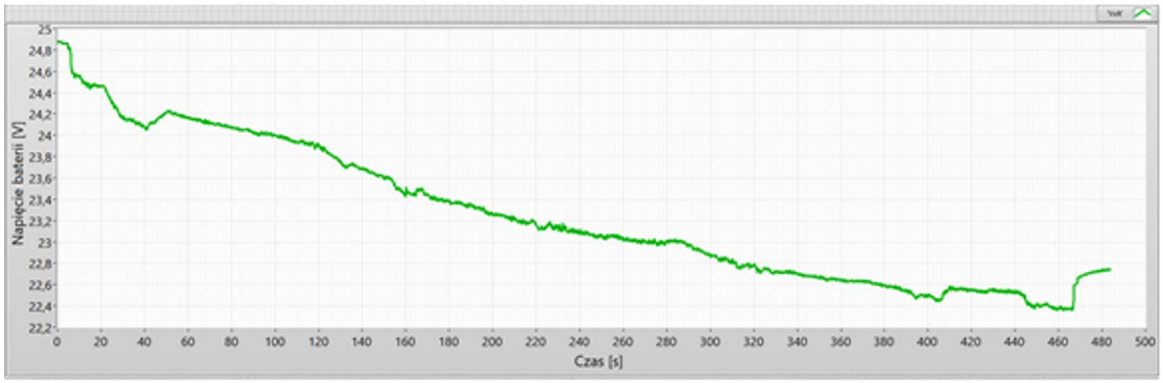
zachowuje wartość, jednak zmienia się z wartości dodatniej na ujemną (rys. 22). Takie ustawienie BSP podyktowane jest utrzymaniem odpowiedniej wartości kierunku ruchu i spowodowane koniecznością kompensacji oddziaływania atmosfery na ruch BSP.



Rys. 23. Wykres przedstawiający poziom wysterowania zespołów napędowych BSP



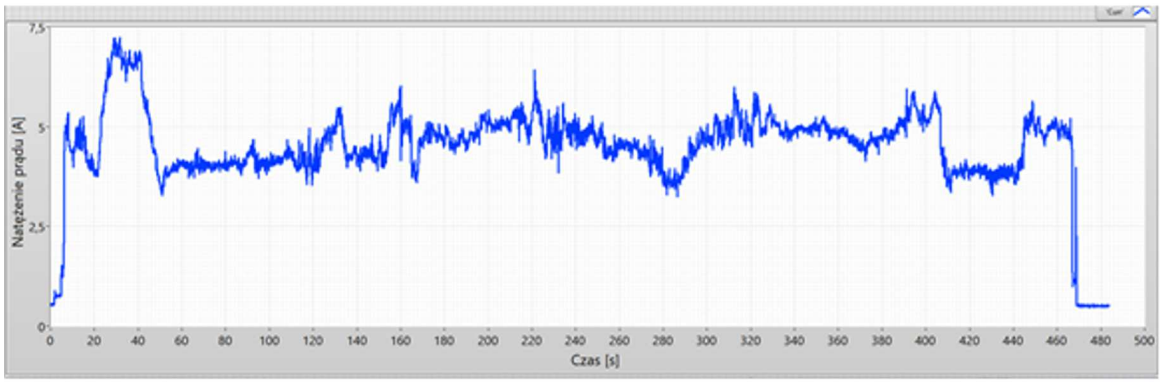
Rys. 24. Wykresy przedstawiające porównanie poziomu wysterowania zespołów napędowych z profilem prędkości i kątów pochylenia i przechylenia



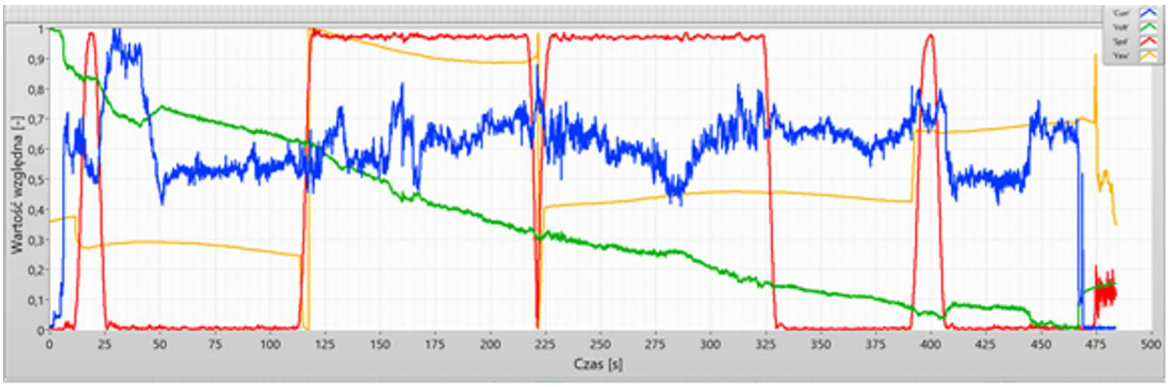
Rys. 25. Wykres zmiany poziomu napięcia baterii

Poziom wysterowana zespołów napędowych generuje składowe siły ciągu, które umożliwiają ruch platformy (rys. 23). Rozkład składowych wynika z konieczności utrzymania odpowiedniego położenia BSP w przestrzeni oraz zapewnienia siły ciągu kompensującej opory ruchu (rys. 24). Odzwierciedleniem zmiany wartości siły ciągu jest zużycie prądu (rys. 26). Wartość poboru prądu koniecznego do zapewnienia energii kinetycznej jest znacznie mniejsza niż zapotrzebowanie w zawisie – zerowa wartość prędkości liniowej (rys. 27). Zapotrzebowanie na prąd elektryczny rośnie wraz z rozładowaniem baterii. Spadek napięcia baterii (rys. 25) powoduje zwiększenie po-

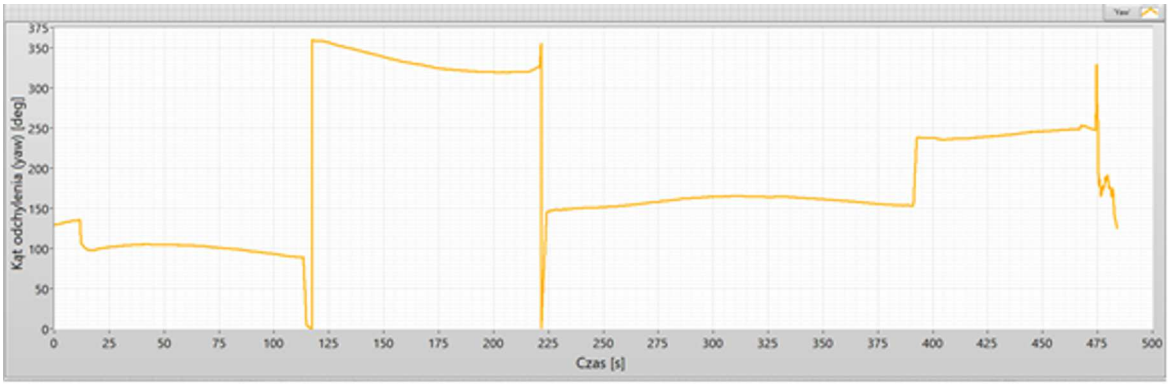
boru prądu, ponieważ musi być zapewnione zapotrzebowanie na wymaganą moc. Takie zjawisko również występowało w poprzednim badaniu. Dodatkowe zużycie prądu występuje, gdy BSP hamuje. Platforma zmienia swoje położenie kątowe (musi się obrócić i uzyskuje kąty pochylenia dodatnie) i zwiększa ciąg (rys. 23, rys. 24, rys. 25 i rys. 26). Datkowe zapotrzebowanie pojawia się w punkcie przejścia na kontrkurs. BSP obraca się o 180°, dlatego pojawia się dodatkowe zapotrzebowanie na energie elektryczną (rys. 27 i rys. 28). Punkt zmiany kierunku lotu można prześledzić na podstawie analizy zmiany kąta odchylenia (kąt yaw – rys. 28).



Rys. 26. Wykres zmian poboru prądu podczas lotu BSP



Rys. 27. Porównanie zmiany napięcia baterii i poboru prądu ze zmianą prędkości i kątem odchylenia



Rys. 28. Wykres zmian kąta odchylenia (yaw)

6. Podsumowanie

Przedstawiona w pracy analiza parametrów ruchu wykazuje, że układ sterowania BSP klasy mini jest zdolny do stabilizacji:

- położenia przestrzennego BSP,
- prędkości ruchu liniowego,
- wysokości lotu,
- utrzymania zadanego punktu (współrzędne geograficzne).

Spełnienie powyższych wymagań powinno zapewnić zdolność do realizacji profilu i trajektorii lotu. Na profil i trajektorię składają się takie manewry jak:

- automatyczny start i wznoszenie na zadaną wysokość,
- automatyczna zmiana wysokości w punkcie (wznoszenie lub opadanie),
- automatyczna zmiana kursu w punkcie,
- automatyczny lot do zadanego punktu trasy,
- automatyczne lądowanie w zadanym punkcie,
- automatyczny powrót do zadanego punktu lądowania.

Dodatkowo układ sterowania jest zdolny do monitowania stanu energetycznego BSP. Przez pomiar poboru wartości prądu i zmianę napięcia można oszacować stan naładowania pakietów baterii. Tym samym układ sterowania jest zdolny do monitorowana poziomu przepływu energii oraz oceny stanu energetycznego.

Zgodnie z przyjętymi poziomami autonomii tak działający system zasługuje na zakwalifikowanie do poziomu 1. Układ jest zdolny do kontrolowania więcej niż jednego parametru ruchu, jednak wymaga ciągłego nadzorowania przez operatora. Dodatkowo możliwości systemu sterowania w zakresie monitorowania i wykrywania przeszkód ograniczają się do obserwacji prowadzonej przez pilota. Jednak działanie takie nie świadczy o działaniu autonomicznym systemu.

Jak wynika z przedstawionej analizy, pozom automatyzacji dla opracowanych małych BSP jest zbyt niski, by zakwalifikować opracowane platformy do wyższego poziomu autonomii.

Zapewnienie odpowiedniego poziomu autonomii wiąże się z opracowaniem zawansowanych systemów sterowania i nawigacji. Jednak wysoki poziom automatyzacji nie jest w stanie zrealizować oczekiwań w zakresie przejęcia odpowiedzialności podczas wykonywania zadania. Zapewnienie autonomii wiąże się z koniecznością sterowania procesem niezawodności konstrukcji BSP oraz bezpieczeństwa technologicznego. BSP klasy mikro o masie około 1 kg posiada zbyt mało miejsca na umieszczenie dodatkowych układów odpowiedzialnych za monitorowanie i sterowanie poziomem bezpieczeństwa i niezawodności BSP. Dlatego niezbędne jest poszukiwanie nowych metod zarządzania strukturą BSP w celu podwyższenia bezpieczeństwa wykonywania operacji lotniczych.

W Zakładzie Awioniki WAT prowadzone są prace badawcze związane z podwyższeniem poziomu autonomii BSP. Badania te mają na celu konstruowanie układów sterowania, które mają na celu zwiększenie poziomu automatyzacji bezzałogowych statków powietrznych w celu uzyskania wyższych poziomów autonomii. Dodatkowo opracowywane są procedury umożliwiające ocenę poziomów autonomii. Opracowanie mechanizmów oceny poziomu autonomii powinno wpłynąć na metodykę certyfikacji i spowodować zmiany legislacyjne. Bez wprowadzenia w przestrzeń powietrzną nieklasyfikowaną BSP o poziomie autonomii 4 nie można mówić o bezpiecznym eksploatowaniu mobilnych robotów latających.

Bibliografia

1. Alsadik B., Francesco Nex “The rise in UAV inspections for civil infrastructure”, *GIM International*, June 2021

2. Xu C., Liao X., Tan J., Ye H., Lu H., Recent research progress of unmanned aerial vehicle regulation policies and technologies in urban low altitude, *Open Access Journal*, DOI: 10.1109/ACCESS.2020.2987622, 2022

3. Vimalkumar R, Karan Kumar Shaw, Design and development of heavy drone for fire fighting operation, *International Journal of Engineering Research and Technology (IJERT)*, **9**, 6, 2020

4. https://ulc.gov.pl/pl/drony

5. https://dronelife.com/2019/03/11/droneii-tech-talk-unraveling-5-levels-of-drone-autonomy/

Evaluation of flight parameters of unmanned aerial vehicles

The results of verification tests developed at the Department of Avionics of the Military University of Technology of micro-class unmanned aerial vehicles were presented in the article. The developed aircrafts have weight of about 1 kg and are intended for use by security and rescue services. Since small UAVs can operate over a cluster of people and urban infrastructure, they must be characterized by increased levels of autonomy. The assessment of degree of automation which determines the level of UAV autonomy is presented in the paper.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/47-56

ASSESSMENT OF THE PURPOSEFULNESS OF APPLYING FLEXIBLE SOLAR MODULES FOR LARGE COMMERCIAL AIRCRAFT

Jean-Marc Fąfara

Wrocław University of Science and Technology, Department of Energy Conversion, Wrocław

e-mail: jean-marc.fafara@pwr.edu.pl

Maciej Cholewiński

Wrocław University of Science and Technology, Department of Cryogenics and Aviation Engineering, Wrocław

Today we live in a diminishing world due to effective ways of transport, especially aviation. One of the most recent and important issues of our life and scientific research has become the negative climate change – partially due to aviation emission. The "More Electrical Aircraft" has been a term recently created. The ideology of this concept is to power onboard aircraft devices by electrical energy as much as possible. Applying new kind of electrical onboard energy sources (excluding these coming from traditional engines), there is a potential possibility to reduce fuel consumption. Such new electrical energy sources need to respond to some criteria, the most important one of which is that the energy density of the new electrical energy source must be as close as possible, or even greater than the energy density of the traditional fuel aircraft, taking into consideration the efficiency of traditional onboard energy generators. The achievement of this criterion makes the applicability of these new electrical energy sources justifiable. Covering the upper part of the aircraft fuselage oriented to solar radiations by flexible photovoltaic modules creates the possibility to obtain a new onboard electrical energy source. The new energy source is characterised by the fact that its energy production depends on the solar exposition time. Taking into account mass of the photovoltaic installation (in this study for B787) and power generated by these modules, the interrupted flight time needed to achieve the energy density criterion, explained above, has been estimated. Taking into account the current technological possibilities and strongly optimised flight conditions, this time is about 29 hours. Commercial aircraft do not exhibit such long flight duration, which makes the application of accessible flexible photovoltaic modules to passenger aircraft unsuitable.

1. Introduction

Modern aviation is a part of worldwide pro ecological technological reorganisation. A vast number of projects and assessments related to reduction of the negative impact of aircraft on both local and global natural environment has been already undertaken, and several advantages, threats and challenges were indicated. Importantly, many of them focused only on a relatively narrow range of applications or technologies, limiting the results to an analysed case only, resulting in difficulties in direct knowledge transfer between general and commercial aviation. One of the most perspective solution dedicated to future "green" aviation is photovoltaic technology. Very popular in stationary applications, it gradually boosts now in transport industry as well, including bikes, cars, boats (i.e. vehicles made by the PWr Solar Boat Team [1]) and, importantly, aircraft (i.e. Solar Impulse 2 [2]). No direct atmospheric emission, typical for modern jet and piston engines [3], controlled by more and more international organisations and legislators, seems to be a vital benefit of PV implementation within the aircraft.

An implementation of PV units within fuselage, wings, elevators or stabilisers might be justified in terms of fuel savings and reduction of CO_2, CO, NO_x, soot and particulate matter

emissions from aircraft propulsion. Energy yield from PV technologies does not result in direct emissions of the abovementioned pollutants and leads to reduction of quantity of kerosene that need to be burned in order to supply all electric devices. According to [3], burning of 1 kg of kerosene in a modern turbofan engine results in average emission of 3.15 kg of CO_2, 11.1 g of NO_x, 0.93 g of SO_2, 0.74 g of CO, 0.15 g of hydrocarbons and 0.04 g of particulate matter. It is crucial to add that the average fuel consumption per seat of B787-800 is 2.3-2.8 kg per 100 km.

Photovoltaic panels are more and more often used, and their efficiency still increases. The most popular aspect of the photovoltaic panels is that they are flat stiff plates whose shape can be tailored. For a few years, the photovoltaic panel has met an impressive development and became flexible. This aspect of the flexible photovoltaic panel is suitable for its use in complexly shaped devices. In this paper, the flexible photovoltaic module will be treated in the context of its applicability in large size aircraft.

Actually, when analyzing a solar aircraft, the photovoltaic panels are considered as power sources used to extend the flight range by charging onboard batteries powering an electrical engine (Mauro Solar Riser [4]) or to power the low power drive (Solar Impulse 2 [2]). In the first case, the solar power is used as a range extender, but the solar energy does not permit the aircraft to perform a whole solar flight. In the second case, the solar energy source is enough to power the whole aircraft but the low power of the aircraft drive eliminates this solution from cargo or passenger aircraft. In both cases, the proposed solutions could not permit a cargo aircraft to fly. This the reason why in this paper the solar energy source will be used as an additional power source next to the traditional engine generator (powered by kerosene) in order to save a part of the fuel – it is the "More Electric Aircraft".

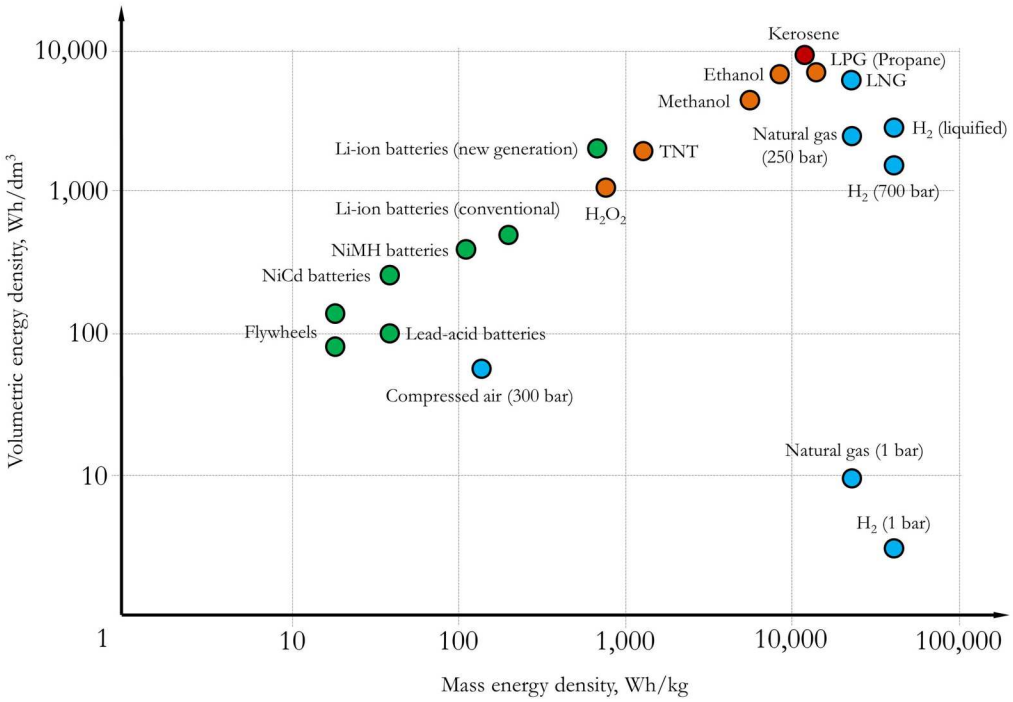


Fig. 1. Volumetric and mass energy density of selected energy carriers (own elaboration)

The implementation of PV technologies in aviation seems to be vital due to increasing interests in "more-electric" aviation systems. In a conventional airplane, electrical systems, supplies flight deck displays, flight control, in-flight electrical consumption are powered by engines via generators (these machines convert mechanical power engine shafts to electric power), while many actuators and subsystems use pneumatic and hydraulic systems to work properly. Interestingly,

by removing high-energy air receivers and replacing them by electric equivalents, many advantages might be obtained (more thrust from the engine, smaller engines, better fuel efficiency, lower maintenance costs, saved weight of the subsystems). This fact has been applied in the 787 Dreamliner, which uses more electricity and less pneumatics to power airplane systems (engine start system – extra APU batteries, wing ice protection, selected actuators) and, therefore, its energy economy is clearly distinguishable in modern high-capacity civil aviation sector [5].

A classical aircraft needs enough lift in order to fly. This lift is generated by wings which interact with the air. The generated lift is dependent on the air flow velocity around the wing and on the angle of attack of the wing. When more lift is needed, the flight velocity and the angle of attack (or both) need to be increased. When the velocity and/or angle of attack are increased, the drag of the aircraft is also increased. The drag force is compensated by the aircraft drive systems engines. When the engine needs to generate more thrust, the fuel consumption is also increased. From the above reason, it may be concluded that when the aircraft mass increases, the fuel consumption also grows. This is the reason for which when designing an aircraft, the chosen materials need to be selected so as to maintain its functioning with the lowest possible mass. It is the same when selecting the fuel: there is a need to have high energy with the smallest mass – this criterion is described by energy density. When selecting a fuel to empower the aircraft, the energy density of its fuel needs to be as high as possible. At the same time, there is a need to take into account the importance of aircraft safety – gaseous fuels, like hydrogen, natural gas, etc. are avoided. Basing on these criteria, and according to the information delivered by figure 1, kerosene is the most suitable fuel for aircraft applications. In calculations presented in the next part of this paper, photovoltaic panels energy density will be compared to kerosene energy density.

However, more-electric systems on a plane means more electric demands. For example, the B787-800 has six generators (two in each engine and two in the auxiliary power unit), four AC buses, 17 small electrical substations and both main (located in the forward equipment bay) and APU (located in the aft electrical equipment bay) batteries (Li-Ion, 32 V DC) – including additional layers of redundancy for continued safe operation. With proper optimisation of all electrical devices, generators and connections need to be harnessed in order to achieve fuels savings (electricity is still generated using engines). Additional sources of electrical power seem to be an interesting option to boost fuel savings within all modern planes.

The aim of this paper is to assess whether the use of flexible photovoltaic panels on a passenger aircraft (B787) will provide an efficient, highly-energy-densed onboard source of energy and, if possible, to what extent.

2. Assumptions for calculations

In the next part, calculations of the energy density of the optimal flexible solar modules and the Jet-A fuel will be compared (in the context of electrical power generated onboard the aircraft for the electrical devices). In aviation, the energy sources which are used onboard need to present high energy density. The Jet-A fuel energy density depends on the engine efficiency only (from fuel to electrical energy). The energy density of solar modules depends on many parameters (altitude, solar module efficiency, shape of the irradiated surface, time, etc.). To perform an analysis, there is a need to take into consideration an exemplary aircraft model. A comparison of energy density of the solar module and fuel will enable one to establish travel duration after which the energy density of the solar modules becomes higher than that of Jet-A fuel. The travel duration is the minimum flight time in order to take advantages of

- Boeing 787 (Dreamliner) aircraft is taken into consideration,
- flexible solar modules are applied to the higher surface of the hull, wings and horizontal tails,
- solar radiations are perpendicular to the projected surfaces of the aircraft (in order to establish the most optimal energy generation coming from the flexible solar modules),
- the aircraft performs a flight with constant pitch and during daylight (the aircraft pursuits the sun).

3. Calculations

The radiation intensity available at the atmospheric frontier E_s is equal to 1367 W/m^2 [6]. Flisom is a company producing flexible solar modules, even used for aeronautical and space applications. This is a kind of photovoltaic panel being flexible and light [7]. According to operational parameters revealed by the mentioned producer, their flexible solar modules, called eFilm, are able to generate about $P_{js} = 140\,\mathrm{W/m^2}$ in space applications. According to the above data, it is proposed to estimate the efficiency of the mentioned solar modules η_{FSM} in aerospace conditions, as presented in by equation (3.1)

$$\eta_{FSM} = \frac{P_{js}}{E_s} = \frac{140\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m^2}}}{1367\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m^2}}} = 10.2\% \tag{3.1}$$

The Boeing 787 (Dreamliner) has a ceiling established at 13.1 km [8]. According to the data given in figure 2 [9], the solar irradiance E at this altitude is equal to 1320 W/m^2.

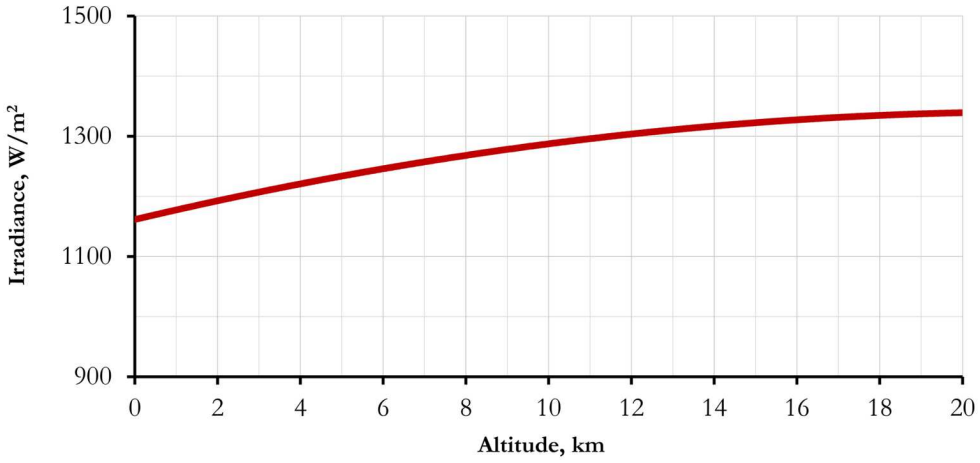


Fig. 2. Available solar irradiance in function of altitude (own elaboration on the basis of [9])

Taking into consideration the efficiency of the applied solar module, accessible solar irradiance intensity at the ceiling of the B787, and assuming no changes in the solar modules efficiency, it is possible to estimate the maximum surface power generated by the solar module P, see equation (3.2)

$$P_{13.1} = E_{13.1}\eta_{FSM} = 1320\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m^2}} \cdot 10.2\% = 134.6\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m^2}} \tag{3.2}$$

Is this analysis, it is supposed that the aircraft is covered by flexible solar modules, as described above. The solar modules are applied on the higher part of the hull, both wings and on the horizontal tail. The draft of the B787 available at [10] has been copied into the

AutoCad software [11]. This software enables one to draft contours of the hull, wings and the horizontal tail. The draft is a projection of the aircraft, viewed from above. The surface of this projection is representative for electric energy generation. It is supposed that the solar radiation is perpendicular to the projected surface of the aircraft. The draft was introduced into the software at the scale of 1:1 (figure 3a). The energy generation representative surface is about $626.3\,\mathrm{m}^2$ (A_{proj}).

The wings and horizontal tail are approximately planar, so their projected surfaces correspond approximately to the real surfaces. As the hull has a cylindrical shape, the real surface is greater than the projected surface. In order to estimate the real surface of the hull, the hull was created in the Solid Edge software [11] (figure 3b). The hull surface was added to the wings and horizontal tail (established in AutoCad) in order to calculate the real surface of the solar modules. It was estimated that the real surface of the solar module was equal to $780.0\,\mathrm{m}^2$ (A_{real}).

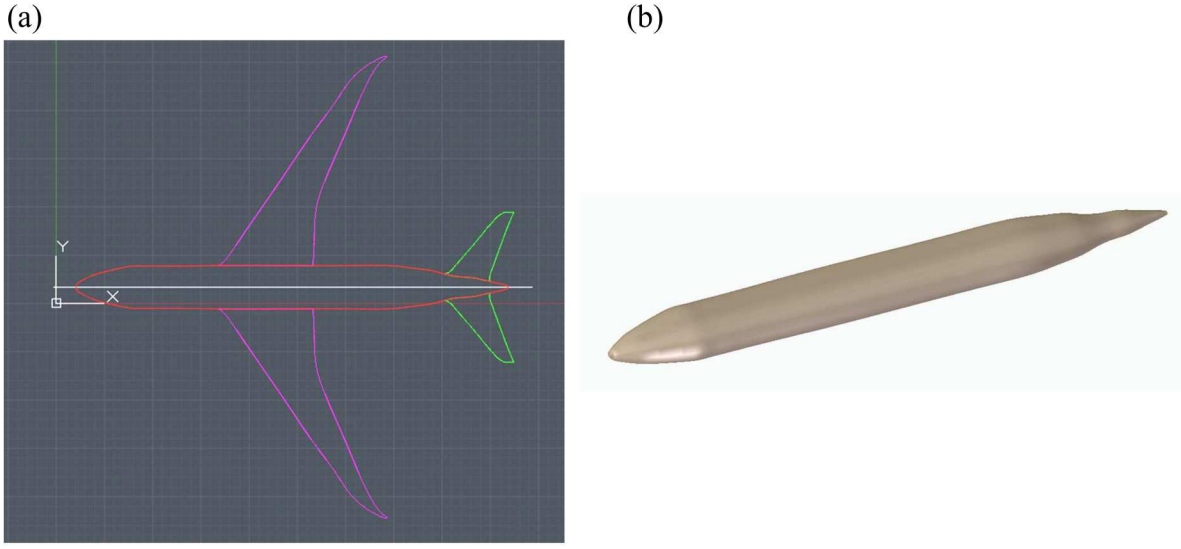


Fig. 3. View of the draft used to estimate the representative surface for electric energy generation of the B787 aircraft (a) and a simplified 3D model of the B787 hull (b)

According to the projected surface of the flexible solar modules and to the maximum value of the generated surface power at the B787 ceiling, it is possible to calculate the maximum power generated by all flexible solar modules fixed on the higher surface of the aircraft (N_{FSM}), see equation (3.3)

$$N_{FSM} = P_{13.1} A_{proj} = 134.6\,\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m}^2} \cdot 626.3\,\mathrm{m}^2 = 83\,300\,\mathrm{W} \tag{3.3}$$

According to the solar module manufacturer, it is possible to obtain its specific weight m_j equal to 0.06-0.5 $\mathrm{kg/m}^2$ [12]. In the next calculation, see (3.4), the mass of solar modules was estimated for the specific weight $0.5\,\mathrm{kg/m}^2$

$$m_{FSM} = m_j A_{real} = \frac{1}{2}\,\frac{\mathrm{kg}^2}{\mathrm{m}} \cdot 780\,\mathrm{m}^2 = 390\,\mathrm{kg} \tag{3.4}$$

Taking into consideration the estimated values of the maximum power generation by the solar system and its weight, formula (3.5) for the energy density W_u was established in function of time t (here in hours). As the solar radiation is free of weight, the mass of solar modules was taken into consideration in calculations

$$W_{uFSM} = \frac{N_{FSM}}{m_{FSM}} t = \frac{83\,300\,\mathrm{W}}{390\,\mathrm{kg}}\, t = 216.15\,\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{kg}}\, t \tag{3.5}$$

The energy density for flexible solar modules was established taking into consideration the solar irradiation, aircraft pitch, solar module efficiency, aircraft surfaces and time of the flight (at the given altitude).

The lower heating value (LHV) of the Jet-A fuel is about 43 MJ/kg. According to [13], the efficiency of conversion of chemical energy into electric one η_c in B787 is equal to 53%. These two parameters enabled determination according to formula (3.6) the energy density of the fuel in terms of the electric energy yield. The weight of the engine was not taken into consideration, because the engine is usual a part of the aircraft without which an autonomous flight would not be possible

$$W_{uJET-A} = LHV_{JET-A}\,\eta_c = 43\,\frac{\text{MJ}}{\text{kg}} \cdot 0.53 = 22.79\,\frac{\text{MJ}}{\text{kg}} \tag{3.6}$$

In aviation, the energy sources used need to be characterized by high energy density. In the above calculations, the solar module (for optimal flight conditions) and Jet-A fuel energy density were established in terms of electric power generation onboard the B787 aircraft. In figure 4, the energy density of both technologies are presented.

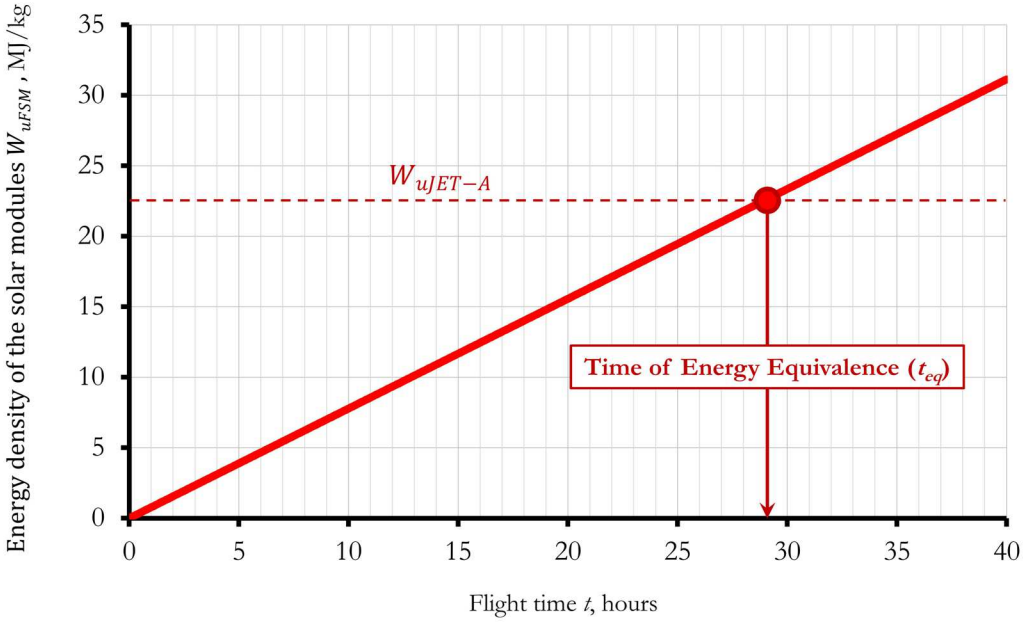


Fig. 4. Flexible solar modules (for optimal flight conditions of B787) and Jet-A fuel energy density in function of flight duration for $m_j = 0.5\,\text{kg/m}^3$

Above figure 5 shows that the travel duration after which the solar modules energy density becomes higher that of the Jet-A fuel is approximately equal to 29 hours.

4. Results and discussion

The presented calculations proved that for most optimal irradiation conditions of the B787 aircraft covered by flexible solar modules, their energy density overcomes the Jet-A fuel energy density after about 29 hours of flight. It must be noticed however that the actual record of continuous flight of a passenger aircraft is equal to 18 hours [14]. This record was established by the B787. This directly means that the use of flexible solar modules for a commercial aircraft is not yet beneficial from the energetical point of view.

The analysis also showed that the solar modules maximum electrical power generation is about 84 kW. Onboard the B787, the engines generators produce 944 kW [13]. It means that about 8.9% of onboard energy could be generated by the solar modules. And for their use to be more advantageous than the use of Jet-A fuel, the travel duration should be equal or greater than 29 hours.

It must be underlined that the duration of 29 hours is established for most optimal radiation and flight conditions. Taking into consideration that these flight conditions could not be accomplished in a real commercial flight (various destinations, flight by night, starting and landing, etc.), the durations over 29 hours could never be met (this minimum flight duration could be expanded even to infinity). It means that the solar modules applied to commercial flight seem not to be desirable yet.

Complementary hypothetical studies were performed to visualize the impact of the solar modules efficiency and their surface weight on the travel time needed to equalize their energy density with the one for the classical aircraft fuel (taking into consideration the efficiency of electric generators). In figures 5, 6 and 7, graphs are presented to establish the minimum travel time to equalize t_{eq} the mass energy density between the solar modules and the classic aircraft fuel in function of the solar modules efficiency and their surface weight.

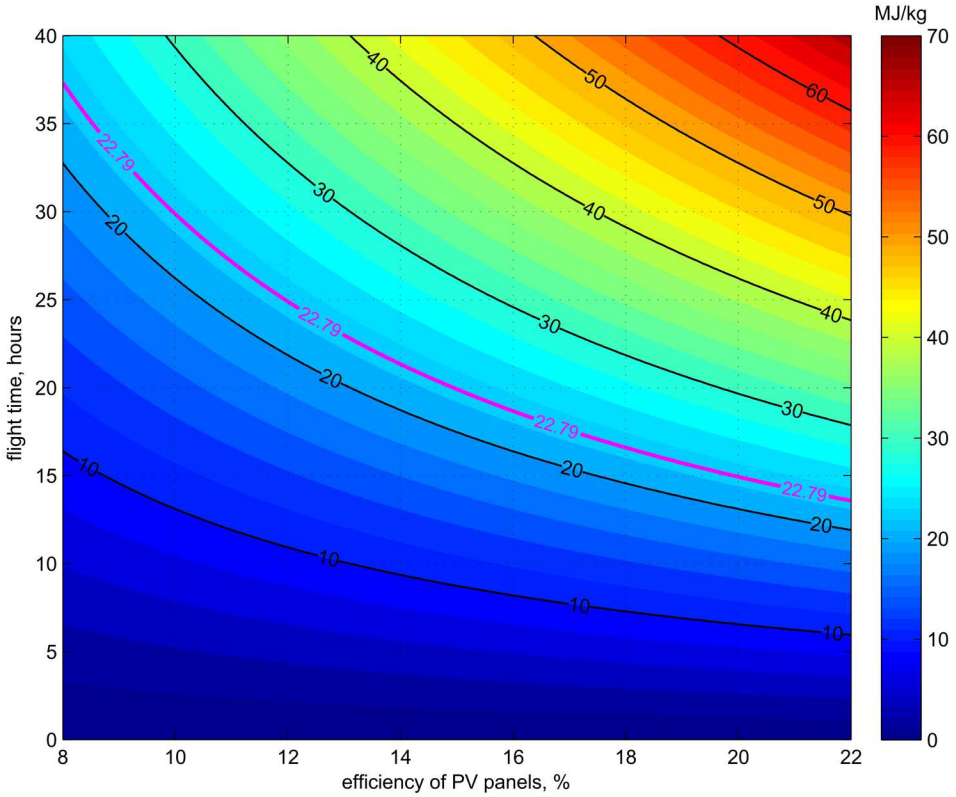


Fig. 5. Mass energy density of a PV system in function of efficiency of flexible solar modules (for a surface weight of 0.5 kg/m^2) and flight time

According to figure 5, for the surface weight of the solar module equal to 0.5 kg/m^2 (as in the exemplary calculation of this paper), when the efficiency is multiplied by 2 compared to the calculation sample (from 10% to 20%), the equivalent travel time is divided by 2 (passing from about 30 hours to about 15 hours). Then, according to figure 7, when the surface weight is decreased to 0.06 kg/m^2 (from 0.5 kg/m^2), with an efficiency of 10% (as in the calculation sample), the equivalence travel time is reduced to 4 hours (starting from 30 hours). In both

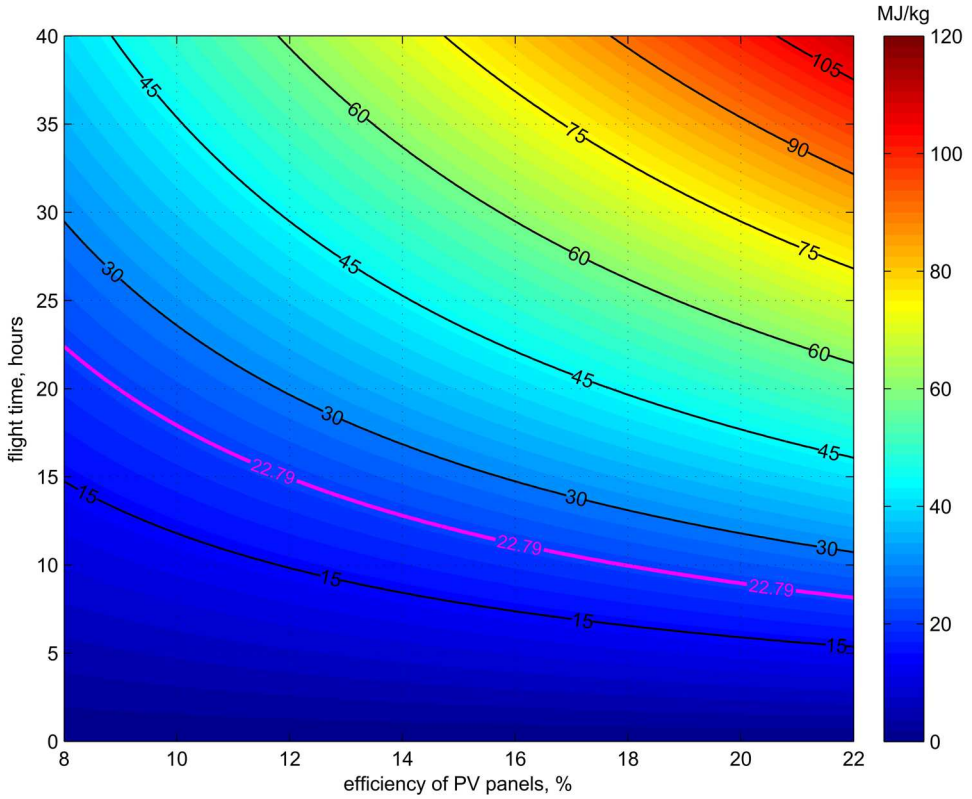


Fig. 6. Mass energy density of a PV system in function of efficiency of flexible solar modules (for a surface weight of 0.3 kg/m^2) and flight time

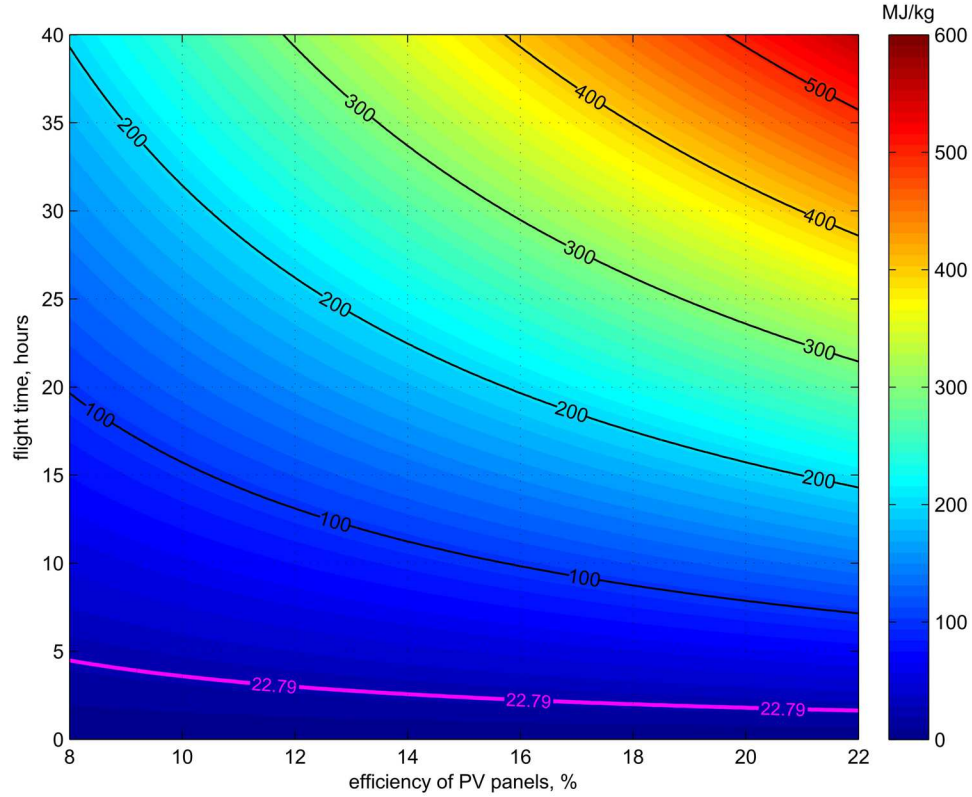


Fig. 7. Mass energy density of a PV system in function of efficiency of flexible solar modules (for a surface weight of 0.06 kg/m^2) and flight time

examples, the equivalent travel time could be exploitable in aircraft operation (in optimized flight conditions). According to the next graphs, it is important to notice that the equivalent travel time is decreasing when the solar module efficiency grows and their surface weight goes down. These additional studies underline the need for researches on efficiency and surface weight of flexible solar modules to make them suitable for aircraft operations in the future.

5. Conclusions

This study estimates the value of energy density of flexible solar modules on the example of the Boeing 787 ("Dreamliner") aircraft (commercial – cargo applications). The calculations were performed for the most advantageous conditions of solar irradiation (perpendicular to the aircraft, viewed from the above and for a flight performed by day) and established flight conditions. The maximum value of energy density requires flight duration (in these utopic conditions) by at least of 29 hours. Then the solar modules are more advantageous than the use of Jet-A fuel (for onboard electricity generation). The calculated duration could be much more longer in real flight conditions. Additionally, as commercial flights are not usually overcoming this minimum duration of 29 hours, the application of flexible solar panels for this kind of aircraft would not be suitable. However, when optimised toward more efficient or less specific surface mass, it seems to become an option for aircraft applications in the future, including international or continental flights.

References

1. https://solarboat.pwr.edu.pl/ [available online on 30/08/2022]
2. https://edition.cnn.com/travel/article/skydweller-solar-powered-plane-solar-impulse-climate-scn-spc-intl/index.html [available online on 30/08/2022]
3. Pawlak M., Kuźniar M., Problematyka emisji toksycznych składników spalin silników lotniczych (in Polish), *Autobusy*, **12**, 338-344, 2017
4. https://en.wikipedia.org/wiki/Mauro_Solar_Riser [available online on 30/08/2022]
5. http://787updates.newairplane.com/787-Electrical-Systems/787-electrical-system# [available online on 30/08/2022]
6. https://poradnikprojektanta.pl/energia-sloneczna-w-polsce-naslonecznienie/ (in Polish) [available online on 30/08/2022]
7. https://www.flisom.com/wp-content/uploads/2017/08/Datasheet_ultra-light-CIGS-eFilm-solar-cell-material.pdf [available online on 30/08/2022]
8. https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_787_Dreamliner [available online on 30/08/2022]
9. Dumas A., Anzillotti S., Madonia M., Trancossi M., Effects of altitude on photovoltaic production of hydrogen, *Proceedings of the ASME 5th International Conference On Energy Sustainability – Esfuelcell 2011*, Washington, DC, USA, 7-10 August 2011
10. https://www.autodesk.pl/products/autocad/overview?term=1-YEAR&tab=subscription [available online on 30/08/2022]
11. https://solidedge.siemens.com/pl/ [available online on 30/08/2022]
12. https://www.flisom.com/unique-features-3/ [available on 30/08/2022]
13. Whyatt G.A., Chick L.A., *Electrical Generation for More-Electric Aircraft using Solid Oxide Fuel Cells*, U.S. Department of Energy under Contract DE-AC05-76RL01830, 2012
14. https://www.airlineratings.com/news/qantas-completes-longest-787-flight-15000kms/ [available online on 30/08/2022]

Ocena celowości zastosowania giętkich modułów słonecznych na duże samoloty komercyjne

Żyjemy obecnie w świecie „pomniejszającym się" dzięki coraz efektowniejszym środkom transportu, między innymi przez coraz powszechniejsze wykorzystanie lotnictwa. Istotną dziedziną naszego życia oraz prowadzonych prac naukowo-badawczych stał się przy tym zmieniający się klimat, m.in. z racji rosnących emisji zanieczyszczeń (m.in. CO_2, NO_x, pyłów, SO_2, CO) z sektora lotnictwa. Jedną z odpowiedzi na zachodzące w ostatnich latach zmiany stała się idea „samolotów bardziej elektrycznych" (ang. MEAs – More Electric Aircraft). Jej filarem jest zasilanie energią elektryczną (najlepiej przy tym nie pochodzącą z generatorów sprzężonych ze spalinowymi silnikami lotniczymi czy też z baterii ładowanych energią pochodzącą z wysokoemisyjnych technologii energetycznych) jak największej liczby odbiorników pokładowych, w tym także dzięki równoczesnemu wykorzystaniu dodatkowych skojarzonych z płatowcem źródeł elektryczności. Wykorzystując dodatkowe, najlepiej ściśle związane z OZE (odnawialnymi źródłami energii) układy energetyczne, istnieje bowiem możliwość ograniczenia ilości zużywanego paliwa oraz np. zmniejszenia bezpośredniego śladu węglowego towarzyszącego eksploatacji samolotów. Niemniej każde nowe źródło energii elektrycznej musi przy tym spełniać pewną liczbę kryteriów technologicznych, ekonomicznych, ekologicznych czy też logistycznych. Przykładowo, aby takie przedsięwzięcie było efektywne, gęstość (masowa, objętościowa) energii skupionej w źródle powinna być jak najwyższa i – o ile to możliwe – przewyższać gęstość energii elektrycznej pochodzącej z paliwa lotniczego. Spełnienie tego kryterium uzasadnia bowiem ewentualną rezygnację z wykorzystania części składowanego na pokładzie paliwa na rzecz nowego źródła energii elektrycznej. W niniejszej pracy oszacowano zasadność pokrycia części dużego samolotu giętkimi panelami fotowoltaicznymi stanowiącymi alternatywne wobec konwencjonalnych generatorów pokładowych źródło energii elektrycznej na pokładzie oraz ustalono czasy lotu, przy których staje się ono atrakcyjne energetycznie. Uwzględniając masę modułów fotowoltaicznych możliwych do wykorzystania w obrębie analizowanego samolotu (wybrano B787) oraz dostępną moc generowaną przez te moduły, wyliczone zostały czasy lotu (bez międzylądowania), dla których uzyskana gęstość energii elektrycznej dzięki panelom fotowoltaicznym równa się gęstości energii elektrycznej pochodzącej ze spalania paliwa lotniczego (z uwzględnieniem sprawności tradycyjnych agregatów prądotwórczych). Zakładając masę jednostkową paneli równą ok. $0{,}5\,\mathrm{kg/m^3}$ oraz sprawność modułów na poziomie ok. 10%, w mocno wyidealizowanych warunkach lotu, czas ten wynosi 29 godzin (co znacznie przekracza obecnie obowiązujące rekordy długości lotu samolotów pasażerskich). Wykazano jednak, iż wraz z rozwojem technologii fotowoltaicznych (podwyższeniem ich sprawności i obniżeniem masy jednostkowej) w niedalekiej przyszłości może on ulec skróceniu nawet poniżej 5 godzin. Daje to podstawy do uznania tej grupy technologii za perspektywiczne w kontekście rozwoju pokładowych systemów elektroenergetycznych także w skali dużych samolotów pasażerskich.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/57-64

ALGORYTM STEROWANIA USTAWIAJĄCY SATELITĘ W KIERUNKU SŁOŃCA

Piotr Andrzej Felisiak
Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny
e-mail: piotr.felisiak@pwr.edu.pl

W praca rozważany jest układ regulacji, którego działanie powoduje ustawienie modułów fotowoltaicznych satelity w kierunku Słońca. Przedstawiony regulator jest proporcjonalno-różniczkujący. Założono, że satelita dysponuje magnetometrami oraz czujnikami natężenia światła i jest wprawiany w ruch obrotowy za pomocą cewek elektromagnetycznych, a zatem najłatwiej dostępnego zestawu czujników i elementów wykonawczych. Regulator zaimplementowano jako część kompleksowego oprogramowania, dzięki któremu można symulować ruch kątowy i orbitalny satelity, jak również pole geomagnetycznego oraz kierunek padania promieni słonecznych. Oprogramowanie to pozwoliło na weryfikację stabilności układu regulacji poprzez symulację, której wyniki przedstawiono w pracy.

Słowa kluczowe: orientacja satelity, ruch kątowy satelity, sterowanie orientacją satelity

1. Wprowadzenie

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

Niniejsza praca przedstawia algorytm sterowania ustawiający satelitę w kierunku Słońca. Tenże algorytm został zaimplementowany jako część kompleksowego oprogramowania, zawierającego środowisko symulacyjne w celu projektowania oraz weryfikacji algorytmów sterowania. Środowisko to, poza modelem kinematycznym i dynamicznym ruchu obrotowego satelity, zawiera model ruchu orbitalnego [1], jak również modele pola geomagnetycznego oraz kierunku padania promieni słonecznych.

W pracy założono, że satelita porusza się po niskiej orbicie okołoziemskiej, rozważono satelitę dysponującego magnetometrami oraz czujnikami natężenia światła wprawianego w ruch obrotowy za pomocą cewek elektromagnetycznych, a zatem najłatwiej dostępnego zestawu czujników i elementów wykonawczych [2]. Sterowanie magnetyczne jest jednak obarczone wyzwaniem polegającym na tym, iż moment siły obracający satelitę może być zastosowany jedynie w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku lokalnego pola geomagnetycznego.

Algorytm sterowania jest w swej istocie regulatorem proporcjonalno-różniczkującym, jednak poprzez silne nieliniowości pętli sterowania, jego synteza metodami klasycznymi jest skazana na niepowodzenie, dlatego zastosowano w tym celu metody numeryczne. Jedną z komplikacji jest fakt, iż cewki sterujące ruchem obrotowym satelity muszą być wyłączone i rozmagnetyzowane przed okresowym dokonaniem pomiaru pola geomagnetycznego. Przewidziano, że system sterowania musi uwzględnić efekt albedo przy próbie pomiaru kierunku promieni słonecznych. Stabilność algorytmu sterowania została potwierdzona wynikami eksperymentów numerycznych. Algorytm jest przystosowany do pracy z jednostkami obliczeniowymi (mikrokontrolerami) o stosunkowo skromnych możliwościach oraz satelitami o niskim budżecie.

Pracą stosunkowo najbardziej zbliżoną do niniejszej jest [6]. Alternatywne syntezy regulatorów są podane w [9] i [3]. Jednymi z najnowszych pozycji wśród literatury, gdzie udowodniono stabilność zasadniczej części algorytmu w sposób teoretyczny, są [7] i [8]. Regulator liniowo-kwadratowy (LQR) dla tego problemu przedstawiono w [5].

Pozostała część artykułu jest następująca: w rozdziale 2 przedstawiono matematyczne modele ruchu kątowego satelity, w rozdziale 3 omówiono algorytm sterowania, w rozdziale 4 zilustrowano symulację procesu sterowania ruchem kątowym, a rozdział 5 zawiera konkluzje.

2. Modele matematyczne ruchu kątowego satelity

Ruch kątowy satelity jest opisywany przez dwa rodzaje modeli: kinematyczny i dynamiczny. O ile modele te nie są potrzebne w algorytmie sterowania, to są konieczne do symulowania ruchu satelity na etapie projektowania i weryfikacji algorytmów sterowania. Ponieważ komputery ze swej natury wykonują obliczenia w dziedzinie czasu dyskretnego, konieczne było opracowanie dyskretnych przybliżeń tychże modeli.

Indeks górny T oznacza transpozycję macierzy. Indeks górny $\times$ oznacza operator biorący wektor $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^{\mathrm{T}}$ jako argument i zwracający macierz antysymetryczną, tzn.

$$\boldsymbol{\omega}^{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

Przyjęte oznaczenia: $\mathbf{1}_{n\times n}$ oznacza macierz jednostkową o wymiarach $n \times n$. Wyrażenie $s(\mathbf{q})$ oznacza część skalarną kwaternionu $\mathbf{q}$, natomiast $\mathbf{v}(\mathbf{q})$ jego część wektorową. T oznacza okres próbkowania. Dla funkcji czasu, f_k oznacza wartość funkcji f w dyskretnej chwili czasu k.

2.1. Model kinematyki

Niech $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^{\mathrm{T}}$ będzie wektorem prędkości kątowej satelity względem inercjalnego układu współrzędnych, wyrażonym w układzie współrzędnych satelity. $\mathbf{q}$ będzie kwaternionem jednostkowym reprezentującym orientację inercjalnego układu współrzędnych względem układu współrzędnych satelity, przy założeniu, że część skalarna kwaternionu jest zapisywana przed częścią wektorową (notacja $wxyz$). Wtedy, za [4], równanie kinematyczne przyjmuje postać

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}\mathbf{v}(\mathbf{q})^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega} \\ \frac{1}{2}\left(s(\mathbf{q})\boldsymbol{\omega} + \mathbf{v}(\mathbf{q}) \times \boldsymbol{\omega}\right) \end{bmatrix} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix}\mathbf{q} = \frac{1}{2}\underbrace{\begin{bmatrix} 0 & -\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{\omega} & -\boldsymbol{\omega}^{\times} \end{bmatrix}}_{\boldsymbol{\Omega}}\mathbf{q} \tag{2.2}$$

Przy przyjętych oznaczeniach przybliżeniem dyskretnym 1. rzędu dla (2.2) jest

$$\mathbf{q}_k = \left(\mathbf{1}_{4\times 4} + \frac{1}{2}T\boldsymbol{\Omega}_{k-1}\right)\mathbf{q}_{k-1} \tag{2.3}$$

Przybliżeniem dyskretnym 2. rzędu dla (2.2), bazującym na metodzie Ralstona, jest

$$\mathbf{q}_k = \left(\mathbf{1}_{4\times 4} + \frac{1}{2}T\boldsymbol{\Omega}_{k-1} + \frac{1}{8}T^2\boldsymbol{\Omega}_{k-1}^2\right)\mathbf{q}_{k-1} \tag{2.4}$$

2.2. Model dynamiki

Przy założeniu, że $\boldsymbol{\tau} \in \mathbb{R}^3$ oznacza moment siły działający na satelitę, natomiast $\mathbf{I} \in \mathbb{R}^{3\times 3}$ jest tensorem momentu bezwładności satelity, wówczas równanie opisujące dynamikę ruchu obrotowego ma postać równania Eulera

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times}\mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\tau} \tag{2.5}$$

Przybliżeniem 1. rzędu dla (2.5) w dziedzinie czasu dyskretnego jest

$$\boldsymbol{\omega}_k = (\mathbf{1}_{3\times 3} - T\mathbf{I}^{-1}\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{\times}\mathbf{I})\boldsymbol{\omega}_{k-1} + T\mathbf{I}^{-1}\boldsymbol{\tau}_{k-1} \tag{2.6}$$

Przybliżeniem dyskretnym 2. rzędu, bazującym na metodzie Ralstona, dla (2.5) jest

$$\boldsymbol{\omega}_k = \Big(\mathbf{1}_{3\times 3} - T\mathbf{I}^{-1}\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{\times}\mathbf{I} + \frac{1}{2}T^2\mathbf{I}^{-1}(\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{\times})^2\mathbf{I}\Big)\boldsymbol{\omega}_{k-1} + \Big(T\mathbf{I}^{-1} - \frac{1}{2}T^2\mathbf{I}^{-1}\boldsymbol{\omega}_{k-1}^{\times}\Big)\boldsymbol{\tau}_{k-1} \tag{2.7}$$

3. Automatyczna regulacja ruchu kątowego satelity

Układ automatycznej regulacji ruchu kątowego satelity składa się z sensorów w postaci czujników kierunku padania promieni słonecznych oraz magnetometru, z elementów wykonawczych w postaci cewek magnetycznych (ang. *magnetotorquers*) oraz regulatora ruchu kątowego, zwanego dalej po prostu regulatorem.

Ponieważ pomiary magnetyczne, tzn. pomiary gęstości strumienia indukcji ziemskiego pola magnetycznego, dokonywane magnetometrem byłyby całkowicie błędne w momencie aplikacji sterowania magnetycznego (przepływu prądu przez cewki) oraz ponieważ pole magnetyczne cewek utrzymuje się przez pewien czas po ustaniu takiej aplikacji, założono następujący cykl sterowania

$$\cdots + + + + + \Big| \overbrace{\underbrace{\circ\circ\circ\circ\circ}_{\text{tryb jałowy}}\ \underbrace{*********}_{\text{pomiar magnetyczny}}\ \underbrace{+++++}_{\text{sterowanie}}}^{\text{pojedynczy cykl sterowania magnetycznego}} \Big| \circ\circ\circ\circ\circ\ldots \tag{3.1}$$

gdzie $\circ$, $*$ oraz $+$ oznaczają momenty próbkowania, a dokładniej: $\circ$ oznacza moment stanu jałowego (demagnetyzacji), $*$ oznacza moment wykonywania pomiarów magnetycznych, zaś $+$ oznacza moment aplikacji sterowania (podania prądu elektrycznego cewkom). Podczas wykonywania pomiarów magnetycznych ($*$) w każdym kroku próbkowania obliczany jest aktualny wektor sterujący za pomocą Algorytmu 1, ale bez aplikacji tego wektora cewkom; efektem jest zbiór kandydatów na pojedynczy wektor sterujący, który zostanie ostatecznie zaaplikowany w krokach oznaczonych przez $+$. W reszcie pracy zastosowano regułę, że w krokach $+$ aplikuje się wektor sterujący obliczony na podstawie najpóźniejszego pomiaru magnetycznego. Niniejszy cykl sterowania implikuje, że chwilowo sterowanie odbywa się w otwartej pętli, jednakże w rozdziale 4 pokazujemy, że taka tymczasowa otwartość pętli nie wpływa na całościową stabilność procesu sterowania.

Do filtrowania sygnałów użyte są filtry o skończonej odpowiedzi impulsowej (FIR) dane przez

$$\textsc{Filtr}(\mathbf{x}_k) = b_0\mathbf{x}_k + b_1\mathbf{x}_{k-1} + \cdots + b_N\mathbf{x}_{k-N} = \sum_{i=0}^{N} b_i\mathbf{x}_{k-i} \tag{3.2}$$

gdzie $\mathbf{x}_k$ jest sygnałem wejściowym w chwili k, $\textsc{Filtr}(\mathbf{x}_k)$ sygnałem wyjściowym, N rzędem filtru, a b_i jest i-tym współczynnikiem filtru.

W dalszej części przyjmijmy, że $\mathbf{s}$ to wektor wyrażający kierunek padania promieni słonecznych wyrażony we współrzędnych satelity, $\mathbf{s}_d$ to pożądana (zadana) znormalizowana wartość $\mathbf{s}$,

θ to kąt pomiędzy $\mathbf{s}_d$ a $\mathbf{s}$, symbol $\textsc{Diff}(\theta)$ oznacza numerycznie obliczoną czasową pochodną θ, symbole K_p i K_d są parametrami strojonymi algorytmu sterowania, $\mathbf{m}_d \in \mathbb{R}^3$ jest magnetycznym momentem dipolowym, jaki należy wytworzyć poprzez cewki sterujące, natomiast $\mathbf{b} \in \mathbb{R}^3$ to gęstość strumienia indukcji ziemskiego pola magnetycznego, mierzona magnetometrem. Wtedy Algorytm 1 prezentuje sposób obliczania wektora sterującego cewkami.

Algorithm 1 $\textsc{Wektor-Sterujący}(\mathbf{I}, K_p, K_d, \mathbf{s}_d, \mathbf{s}, \mathbf{b})$ zwracający $\mathbf{m}_d$

$\mathbf{s} \leftarrow \dfrac{\mathbf{s}}{\|\mathbf{s}\|}$
$\mathbf{b} \leftarrow \textsc{Filtr}(\mathbf{b})$
$\mathbf{a} \leftarrow \mathbf{s}_d \times \mathbf{s}$
$\mathbf{a} \leftarrow \dfrac{\mathbf{a}}{\|\mathbf{a}\|}$
$\theta \leftarrow \arccos(\mathbf{s}_d \cdot \mathbf{s})$
$\theta \leftarrow \textsc{Filtr}(\theta)$
$\dot{\theta} \leftarrow \textsc{Diff}(\theta)$
$\dot{\theta} \leftarrow \textsc{Filtr}(\dot{\theta})$
$\dot{\boldsymbol{\omega}} \leftarrow (K_p\theta + K_d\dot{\theta}) \cdot \mathbf{a}$
$\boldsymbol{\tau}_d \leftarrow \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}}$
$\mathbf{m}_d \leftarrow \dfrac{\mathbf{b} \times \boldsymbol{\tau}_d}{\|\mathbf{b}\|^2}$
return $\mathbf{m}_d$

Zmienna $\dot{\boldsymbol{\omega}}$ w Algorytmie 1 reprezentuje wektor przyspieszenia kątowego wokół osi $\mathbf{a}$, jakie należy nadać satelicie. $\mathbf{m}_d$ stanowi wartość zadaną dla oddzielnego układu sterowania przepływem prądów przez cewki; układ ten może być układem o otwartej pętli sterowania. Jeżeli na skutek jego pracy cewki wytworzą magnetyczny moment dipolowy $\mathbf{m}$, to sterujący moment sił działający na satelitę

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{m} \times \mathbf{b} \tag{3.3}$$

4. Symulacja regulacji ruchu kątowego

W celu weryfikacji algorytmu, tzn. inspekcji uchybu oraz stabilności sterowania, przeprowadzono symulację numeryczną z wykorzystaniem wspomnianego oprogramowania.

W symulacji okres próbkowania $T = 0{,}125\,\mathrm{s}$, początek symulacji ustawiono na 5 października 2021 r., godz. 15:17:28 UTC, natomiast czas symulacji obejmuje $6 \cdot 10^3\,\mathrm{s}$.

Orbita w symulacji posiadała następujące parametry TLE: inklinacja 60,7078°, długość węzła wstępującego 324,915°, mimośród 0,0022111, argument perygeum 349,7881°, anomalia średnia 128,0108° oraz średni ruch kątowy 15,19855852 obrotu dziennie.

Założono następujący tensor momentu bezwładności satelity

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 0{,}05 & 0 & 0 \\ 0 & 0{,}04 & 0 \\ 0 & 0 & 0{,}02 \end{bmatrix} \mathrm{kg} \cdot \mathrm{m}^2 \tag{4.1}$$

Satelita posiadał w symulacji początkowy kwaternion orientacji $\mathbf{q} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ oraz początkową prędkość kątową $\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} 0{,}02 & 0{,}08 & -0{,}06 \end{bmatrix}$ rad/s.

Długość cyklu sterowania magnetycznego (3.1) wyniosła 20 kroków próbkowania, gdzie okres pomiarów magnetycznych rozpoczynał się w 6. kroku, a okres aplikacji sterowania w 16. kroku.

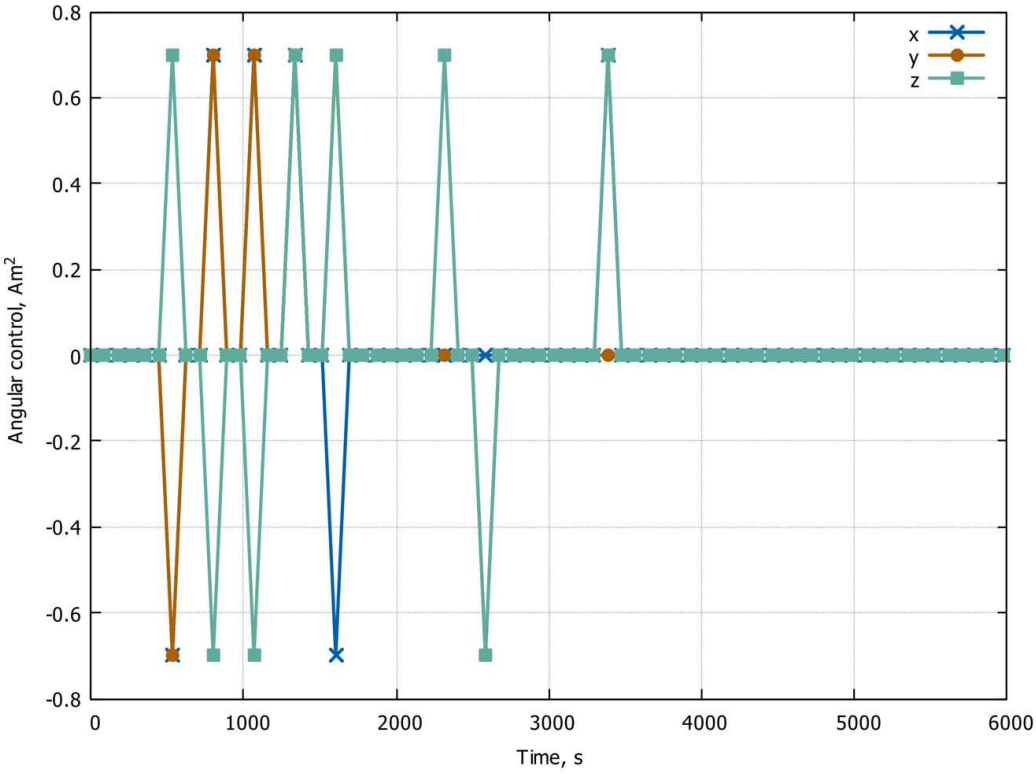
Ograniczenie na sygnał sterujący (magnetyczny moment dipolowy) wynosiło 0,7 A·m^2.

Założono, że pożądany kierunek padania promieni słonecznych w układzie współrzędnych satelity to

$$\mathbf{s}_d = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{4.2}$$

Nastawy regulatora to $K_p = 0{,}0085$ i $K_d = 0{,}5$. Regulator nastrojono, korzystając z optymalizacji numerycznej.

Rysunek 1 przedstawia trajektorię sterowania $\mathbf{m}_d$ będącą wynikiem działania regulatora. Część punktów została usunięta w celu poprawy czytelności wykresu. Można zauważyć, że układ regulacji osiąga nasycenie w postaci ograniczenia na magnetyczny moment dipolowy.



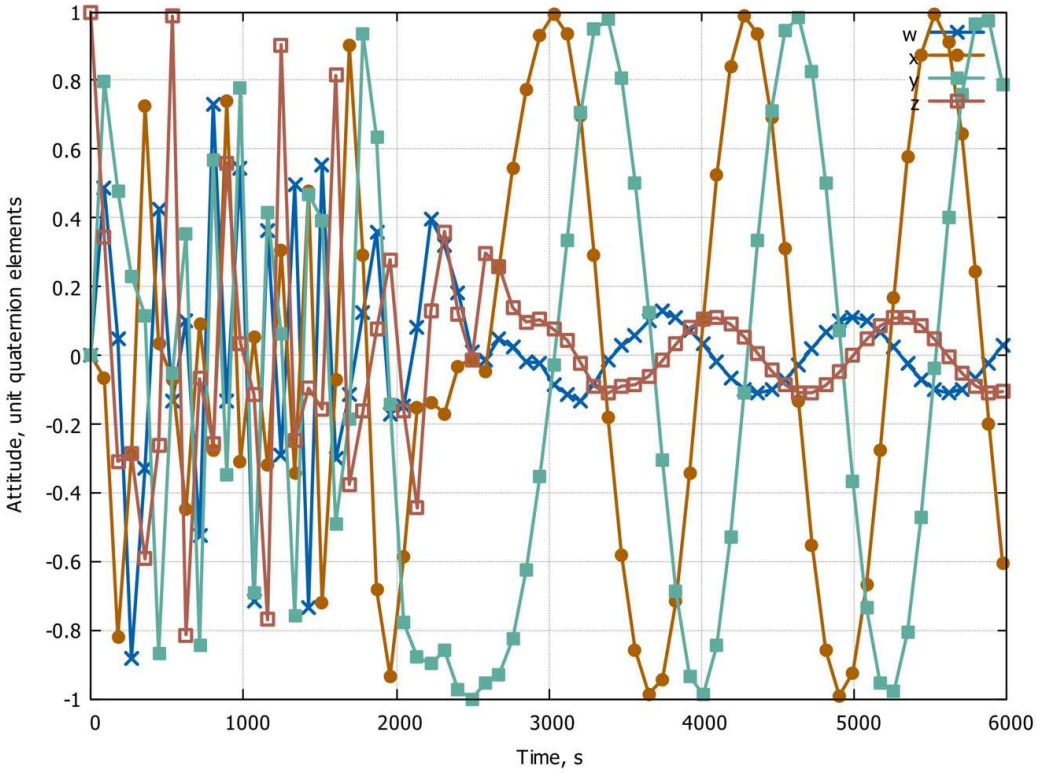
Rys. 1. Wykres trajektorii sterowania ruchem kątowym satelity $\mathbf{m}_d$ wokół osi x, y i z.

Sterowanie skutkuje zmianą orientacji satelity, reprezentowanej przez kwaternion $\mathbf{q}$, którego elementy wykreślono na rysunku 2. Wykres pokazuje, że satelita przez cały okres symulacji jest w ruchu, jednak rysunek 3, czyli wykres prędkości kątowej, wskazuje, że jest to ruch ustabilizowany po $3{\cdot}10^3$ s, prawie całkowicie wokół osi x, a zatem wokół tej, która powinna być w kierunku promieni słonecznych (4.2), przez co ruch ten nie wpływa na ilość energii słonecznej docierającej do modułów fotowoltaicznych, jak również stabilizuje orientację satelity względem osi x poprzez efekt żyroskopowy.

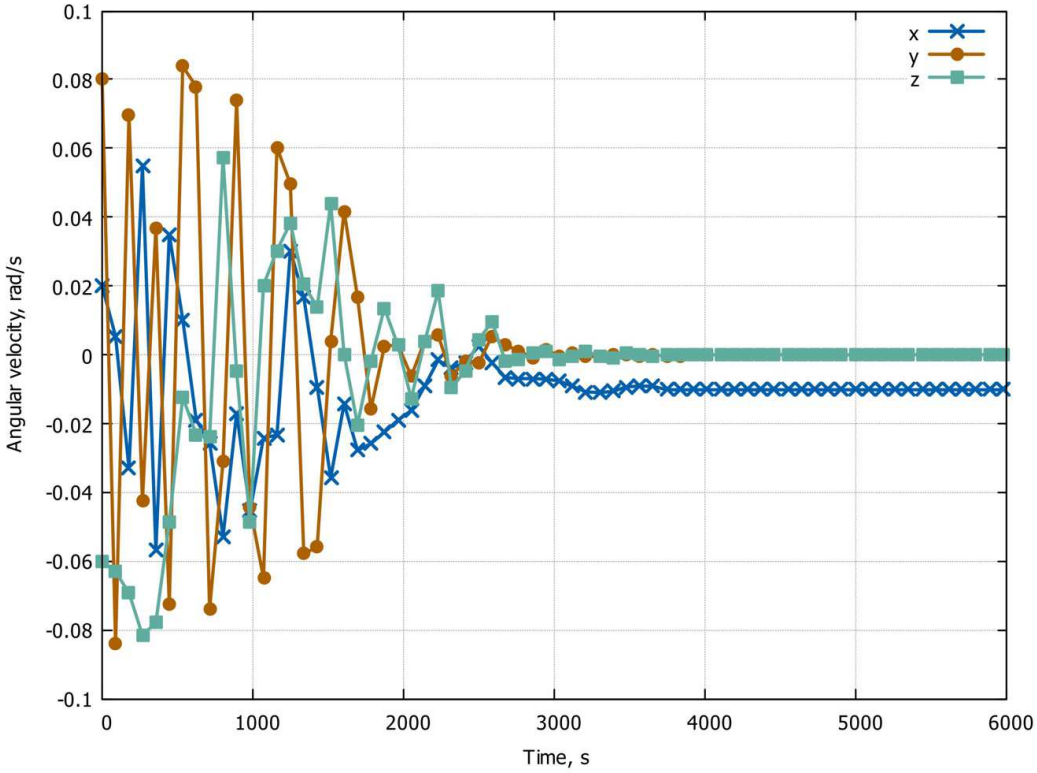
Wykresy pokazane na rysunku 4 utwierdzają nas w przekonaniu, że sterowanie doprowadziło do osiągnięcia pożądanego kierunku padania promieni słonecznych (4.2).

5. Wnioski i uwagi końcowe

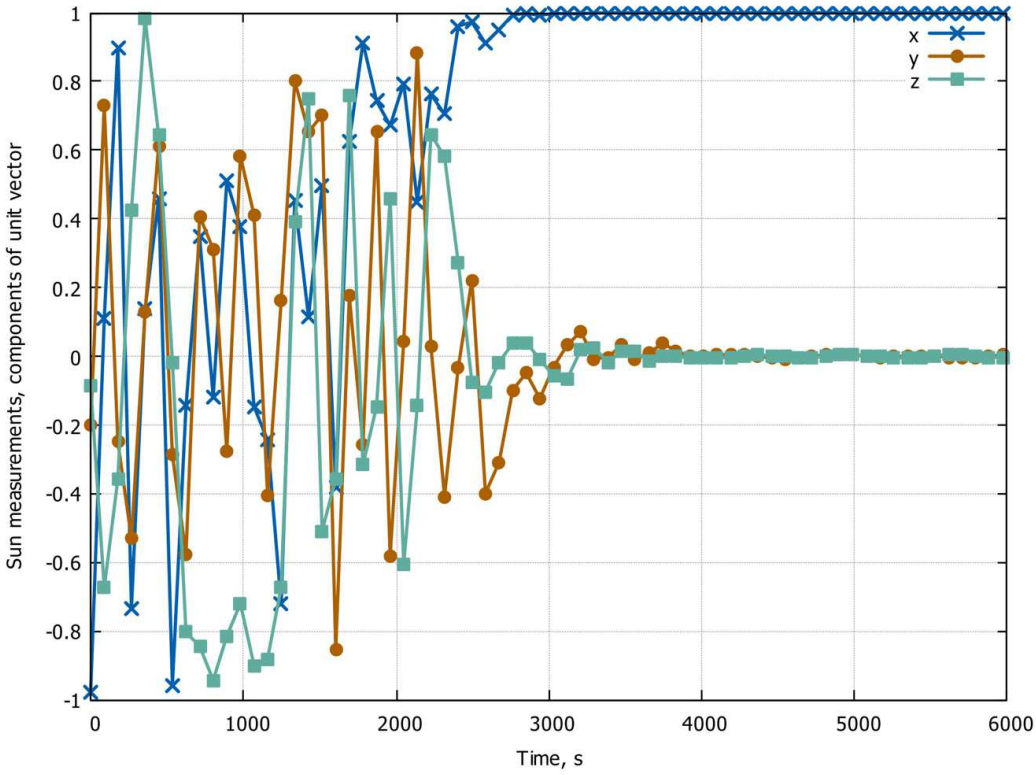
Eksperyment numeryczny, w którym przedstawiony algorytm automatycznej regulacji powodujący symulowane ustawienie satelity w kierunku padania promieni słonecznych, ukazuje skuteczność i stabilność algorytmu.



Rys. 2. Wykres składowych w, x, y i z kwaternionu orientacji satelity $\mathbf{q}$



Rys. 3. Wykres składowych x, y i z wektora prędkości kątowej satelity $\boldsymbol{\omega}$



Rys. 4. Wykres elementów x, y i z wektora kierunku padania promieni słonecznych $\mathbf{s}$

Ze względu na nieliniowości w pętli sterowania, eksperyment numeryczny wydaje się być pewniejszym narzędziem weryfikacyjnym niż klasyczne metody analityczne. Dodatkowo, oprogramowanie pozwoliło na automatyzację procesu strojenia regulatora.

Implementacja w języku programowania C++ umożliwia stosunkowo proste przeniesienie oprogramowania na pokład rzeczywistego satelity.

Bibliografia

1. Curtis H.D, *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Butterworth-Heinemann, 4th ed., 2020
2. de Ruiter A.H., Damaren Ch.J., Forbes J.R., *Spacecraft Dynamics and Control: An Introduction*, Wiley, 2013
3. Kim J., Worrall K., Sun tracking controller for UKube-1 using magnetic torquer only, *IFAC Proceedings Volumes*, **46**, 19, 541546, 2013
4. Mazzini L., *Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance*, Springer International Publishing, 1st ed., 2016
5. Messmann D., Coelho F., Niermeyer Ph., Langer M., Huang H., Walter U., *Magnetic attitude control for the MOVE-II mission*, 112, 07, 2017
6. Sedlund C.A., A simple sun-pointing magnetic controller for satellites in equatorial orbits, *Proceedings of the 2009 IEEE Aerospace Conference*, 112, 2009
7. Xiwang X., Zhang Y., Jiang J., *Sun-Pointing Attitude Control Scheme for Magnetic-Based Satellite*, DOI:10.21203/rs.3.rs-762718/v1, 114, 07, 2021
8. Xu N., Xia X., Zhang Y., Jiang J., Ding Y., PD-type magnetic-based sun-pointing attitude control scheme, *Proceedings of the 2022 41st Chinese Control Conference (CCC)*, 850855, 2022

9. You H., Jan Y.-W., Tsai J.-R., Sun pointing attitude control with magnetic torquers only, *Proceedings of the 57th International Astronautical Congress*, 16, 2006

Sun pointing control for a low Earth orbit satelite

The work considers a control system for satellite sun pointing. The control law is proportional-derivate. The satellite is equipped with magnetometers and sun sensors as well as it is moved angularly by magneto-torquers, that is, it enjoys the most easily obtainable set of sensors and actuators. The controller is a part of more complete software, which can be used for simulation of satellite angular and orbital motion, as well as for simulation of the Earth magnetic field and direction of the sunlight. The software enables verification of the stability of the control system via simulation the results of which are presented in this work.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/65-75

SYSTEM WSPARCIA NAWIGACJI WIRUJĄCEGO POCISKU RAKIETOWEGO

Dawid Florczak, Robert Głębocki, Antoni Kopyt
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Warszawa
e-mail: dawid.florczak@pw.edu.pl; robert.glebocki@pw.edu.pl; antoni.kopyt@pw.edu.pl

Podstawowym problemem w nawigacji wirujących pocisków rakietowych jest problem precyzyjnego wyznaczania prędkości obrotowej obiektu. Systemy nawigacji bezwładnościowej, wyposażone w czujniki typu MEMS (ang. *microelectromechanical system*) bez wspomagania systemami nawigacji satelitarnej, posiadają ograniczone możliwości rejestrowania prędkości obrotowej pocisku. Ograniczone zakresy rejestrowania prędkości obrotowej implikują powstawanie największych błędów w nawigacji inercjalnej. Fakt ten jest kluczowym zagadnieniem uniemożliwiającym efektywne podsterowanie i unowocześnienie niesterowanych konstrukcji wirujących pocisków rakietowych. Możliwym rozwiązaniem powyższego problemu jest innowacyjny czujnik prędkości obrotowej oparty o pomiary zmian czynników zewnętrznych występujących wokół pocisku rakietowego. W pracy przedstawiono analizę rynku czujników oświetlenia nadających się do zastosowania w projektowanym systemie pomiarowym. Zaprezentowano wyniki wstępnych badań laboratoryjnych. Uzyskane rezultaty wskazują na możliwość otrzymania informacji o kącie przechylenia rakiety poprzez pomiar natężenia oświetlenia otoczenia.

Słowa kluczowe: rakieta, układ nawigacji inercjalnej, fotodioda

1. Wstęp

Celem przybliżenia niniejszego tematu koniecznym jest przedstawienie charakterystyki obecnych konfliktów zbrojnych w kontekście użytkowania systemów artylerii rakietowej. W szczególności należy zwrócić uwagę na transformację współczesnego pola wali w kontekście pozyskiwania informacji wywiadowczych z powodu powszechnego zastosowania bezzałogowych statków powietrznych, tych zarówno zminiaturyzowanych o wielkości konsumenckich dronów, jak i tych bezzałogowych statków powietrznych odpowiadających wielkości cywilnej awionetce. Co więcej, dzięki znaczącemu obniżeniu kosztów wynoszenia sztucznych satelitów obserwacyjnych oraz popularyzacji usług satelitarnych możliwe było drastyczne zwiększenie dostępności informacji satelitarnych takich jak zdjęcia satelitarne w świetle widzialnym, podczerwonym oraz zdjęcia radarowe w szerokim spektrum fal magnetycznych. W rezultacie pojawienie się możliwości szybkiego uzyskania szczegółowej informacji dotyczącej wrogich jednostek operujących na danym terytorium pozwoliło na zwiększenie możliwości zastosowania artylerii rakietowej precyzyjnego rażenia. Fakt ten wynika bezpośrednio z wartości ekonomicznej sterowanych oraz podsterowanych pocisków rakietowych, których koszty produkcji mogę kilkukrotnie przewyższać koszty produkcji ich niesterowanych odpowiedników. Dodatkowo należy również podkreślić charakterystykę ogólnego użycia artylerii rakietowej, która w ogólnym zastosowaniu sprowadza się do zmasowanego ataku na wrogie jednostki celem przełamania frontu walk oraz umożliwienia ataku poprzez dedykowane do takich operacji jednostki. Co więcej, z powodu bezpośredniej bliskości wrogich wojsk, atakujące bataliony wyposażone w jednostki artylerii rakietowej muszą liczyć się z bezpośrednią odpowiedzią artylerii lufowej oraz rakietowej. Z powyższych względów zrozumiałym jest, że zarówno koszty produkcji wyrzutni, jak i rakiet przeznaczonych dla artylerii rakietowej

nie mogły być względnie wysokie. Jednakże, pojawienie się możliwości pozyskiwania precyzyjnych informacji na temat pozycji wrogich wojsk w połączeniu z rozwojem materiałów pędnych, które znacząco zwiększyły zasięg artylerii rakietowej spowodowały zmianę strategii zastosowania niniejszego rodzaju wojsk. W rezultacie operacyjnie korzystnym stało się użytkowanie artylerii wyposażonej w zaawansowane technologiczne efektory potrafiące bezpośrednio razić odległe cenne cele takie jak: składy amunicji, tymczasowe obozy i zgrupowania wojsk, mosty oraz przeprawy rzeczne, centra dowodzenia i inne strategiczne obiekty. Należy jeddnak podkreślić, że podstawowym problemem w zastosowaniu artylerii rakietowej do precyzyjnych ataków na wrogie cele jest problematyka układów nawigacyjnych efektorów. Z powodu występowania wysokich prędkości obrotowych pocisków rakietowych wykorzystywanych w artylerii rakietowego precyzyjnego rażenia podstawowym problemem jest wyznaczanie prędkości obrotowej obiektu, która ma znaczący wpływ na wyliczenie orientacji przestrzennej rakiety.

Jednym z kluczowych przykładów powszechnego zastosowania artylerii rakietowej do precyzyjnego rażenia strategicznych celów operacyjnych jest przykład użycia systemów M142 HIMARS (ang. *High Mobility Artillery Rocket System*) w wojnie na Ukrainie w bieżącym roku. We wspomnianym konflikcie dotychczasowo zastosowano nie więcej niż 30 sztuk wieloprowadnicowych wyrzutni systemu M142 HIMARS, której widok został przedstawiony na rys. 1. Jednakże,

Rys. 1. M142 HIMARS podczas ostrzału [3]

pomimo ograniczonej ilości zastosowanych wyrzutni podczas operacji bojowych, wojska ukraińskie są w stanie skutecznie razić szerokie spektrum kluczowych obiektów naziemnych. Wśród zniszczonych przez system M142 HIMARS strategicznych celów znalazły się takie obiekty jak: mosty i przeprawy rzeczne, składy amunicji, lotniska oraz magazyny lotniskowe, punkty dowodzenia i inne kluczowe obiekty dla teatru działań wojennych armii rosyjskiej. M142 HIMARS wyposażony jest w nawigację inercjalną opartą o czujniki MEMS (ang. *microelectromechanical system*) wraz z możliwością korekty za pomocą sygnałów z systemów nawigacji satelitarnej.

Analogicznym przykładem zastosowania artylerii rakietowej wyposażonej w sterowane lub podsterowane pociski rakietowe jest przykład ukraińskiego systemu WILCHA opartego o postradzieckie wyrzutnie rakietowe BM 30 Smiercz oraz ich współczesny odpowiednik produkowany na podwoziu KrAZ-7634HE. Ukraińscy inżynierowie, projektując nowe efektory pod kątem ich zastosowania w wieloprowadnicowej wyrzutni rakietowej, skupili się na zmniejszeniu rozrzutu bazowej wersji niekierowanych pocisków poprzez zastosowanie gazodynamicznego układu wykonawczego sterowania. Powyższy układ sterowania wykorzystywany jest w pociskach rakietowych systemu WILCHA w dwóch momentach lotu rakiet, tj. w momencie zejścia z wyrzutni pocisku

oraz po przekroczeniu wierzchołkowej lotu rakiet. Pierwsza korekta związana jest z zminimalizowaniem wpływu tzw. przepadania rakiet tuż po zejściu z wyrzutni. Zjawisko przepadania rakiet po czasie zejście pocisków z wyrzutni jest związane z brakiem wystarczającej odporności pocisku na czynniki zewnętrzne takie jak np. podmuchy wiatru, które mogą zaburzyć początkowy tor lotu rakiet. Fakt ten bezpośrednio wynika z niskiej prędkości początkowej startujących rakiet i jest problemem dla wielu typów rakiet. Moment pracy gazodynamicznego układu wykonawczego dla pierwszej korekty został ukazany na rys. 2. Natomiast druga korekta wynika z dynamiki

Rys. 2. System WILCHA-R podczas strzału [4]

lotu tego typu pocisków rakietowych, których konstrukcja oraz wynikająca z tego aspektu charakterystyka lotu warunkuję względnie stabilne warunki lotu rakiet po przejściu wierzchołkowej toru lotu. Z powyższego względu, dokonując korekty lotu pocisku w wspomnianej fazie lotu, inżynierowe byli w stanie zagwarantować realną wartość kołowego błędu trafienia CEP (ang. *Circular Error Probable*) na poziomie poniżej 15 m (dla wersji pocisków WILCHA-R o zasięgu do 70 km) oraz poniżej 30 m (dla wersji pocisków WILCHA-M2 o zasięgu do 200 km). Dzięki precyzyjnym trafieniom na strategiczne cele wojskowe, system WILCHA odznaczył się wysoką wartością bojową podczas walk w wojnie na Ukrainie. Jednakże, ze względów medialnych system WILCHA jest znaczącą mniej znanym dla opinii publicznej od systemu M142 HIMARS. Poszczególne pociski systemu WILCHA naprowadzane są za pomocą nawigacji inercjalnej opartej o czujniki MEMS (analogiczne do systemu M142 HIMARS) z możliwością otrzymywania korekty za pomocą sygnałów nawigacji systemów satelitarnych.

Kolejnym przykładem zastosowania precyzyjnych pocisków artylerii rakietowej naprowadzanych za pomocą nawigacji inercjalnej opartej o czujniki MEMS z funkcjonalnością wspomagania za pomocą korekt pochodzących z systemów satelitarnych jest system ACCULAR (rys. 3) produkowany przez izraelski koncern zbrojeniowy IMI Systems. Rodzina rakiet systemu ACCULAR

Rys. 3. Start rakiety systemu ACCULAR [5]

składa się z dwóch efektorów – mniejszego o kalibrze 122 mm oraz większego kalibru 160 mm. Zasięg systemu ACCULAR wynosi odpowiednio 35 km oraz 40 km dla przypadku rakiet kalibru 160 mm. Jednakże, co warto podkreślić, dla obydwu efektorów celność niniejszego systemu uzbrojenia jest jednakowa i warunkuje się na poziomie CEP nie więcej niż 10 m. Fakt ten jest kluczowym parametrem indukującym możliwość zastosowania systemu ACCULAR do prowadzenia przez izraelskie wojska bardzo precyzyjnych ataków na m.in. centra szkoleniowe islamskich bojowników Hamasu, składy amunicji czy prowizoryczne mikrofabryki rakiet wystrzeliwanych ze strefy Gazy. W połączeniu ze skutecznym pozyskiwaniem danych wywiadowczych odnośnie położenia strategicznych obiektów wojskowych oraz pozycji wrogich jednostek system ACCULAR stanowi niezwykle wartościową jednostkę bojową. Ostatnią pozycją przedstawiającą światowe trendy w zakresie zastosowania artylerii rakietowej do precyzyjnego niszczenia strategicznych celów wojskowych jest przykład tureckiego systemu TGR-122 (rys. 4) opartego o efektory 122 mm

Rys. 4. Efektor systemu TGR-122 mm wyposażony w aerodynamiczne powierzchnie sterowe [6]

wyposażone w aerodynamiczne układy sterowania. System TGR-122 wykorzystuje nawigację inercjalną zbudowaną z czujników MEMS wspomaganą poprawkami z systemów nawigacji satelitarnej takich jak amerykański GPS (ang. *Global Positioning System*) oraz rosyjski GLONAS (ros. GLONAS, Global'naja Nawigacjonnaja Sputnikowaja Sistem). Celność systemu TGR-122 przedstawia się na poziomie CEP 20 m i analogiczne do poprzednich pozycji systemów artylerii rakietowej wymienionych w niniejszej pracy stanowi przykład nowoczesnego zastosowania powyższego rodzaju wojsk lądowych do precyzyjnego niszczenia strategicznych celów wojskowych na współczesnym polu walki.

Przedstawione powyżej systemy artylerii rakietowej odpowiadają na potrzeby wojsk lądowych prowadzących operacje we współczesnych konfliktach zbrojnych występujące na świecie. Co więcej, również polskie Ministerstwo Obrony Narodowej w wyniku ostatnich umów dotyczących zakupu amerykańskich wyrzutni M142 HIMARS oraz koreńskich systemów artylerii rakietowej K239 Chunmu podąża za światowymi trendami. Jednakże z powodu wysokiej ilości wieloprowadnicowych wyrzutni rakietowych (typu BM-21 GRAD oraz WR-40 Langusta) utrzymywanych na magazynach Wojska Polskiego oraz faktu możliwości implementacji systemów sterowania do niekierowanych pocisków rakietowych powstaje sposobność do opracowania polskich systemów precyzyjnej artylerii rakietowej. Należy jednak podkreślić, że kluczowym elementem dla powyższego typu rakiet sterowanych jest skutecznie działający układu nawigacji. Obecnie dostępne sterowane pociski rakietowe wystrzeliwane z wieloprowadnicowych wyrzutni rakietowych przedstawionych w niniejszym artykule korzystają z systemów nawigacji bezwładnościowej wspomaganych danymi o aktualnej orientacji przestrzennej pocisku z systemów nawigacji satelitarnej. Jednakże, z powodu łatwości zagłuszania sygnałów satelitarnych przez systemy walki elektronicznej występujące na wyposażeniu większości armii wysokorozwiniętych krajów, systemy nawigacji satelitarnej nie są obecnie rozpatrywane jako systemy wspomagające układy nawigacji bezwładnościowej przez potencjalnych odbiorców. Brak ogólnodostępnych na rynku czujników typu MEMS o wystarczającej dokładności pomiarowej dla wirujących pocisków rakietowych przy jednoczesnych deklaracjach przedstawicieli Ministerstwa Obrony Narodowej o potrzebie zaprojektowania układu precyzyjnej nawigacji bezwładnościowej dedykowanej do wirujących obiektów rakietowych utworzył możliwość rozwiązania powyższego problemu technologicznego.

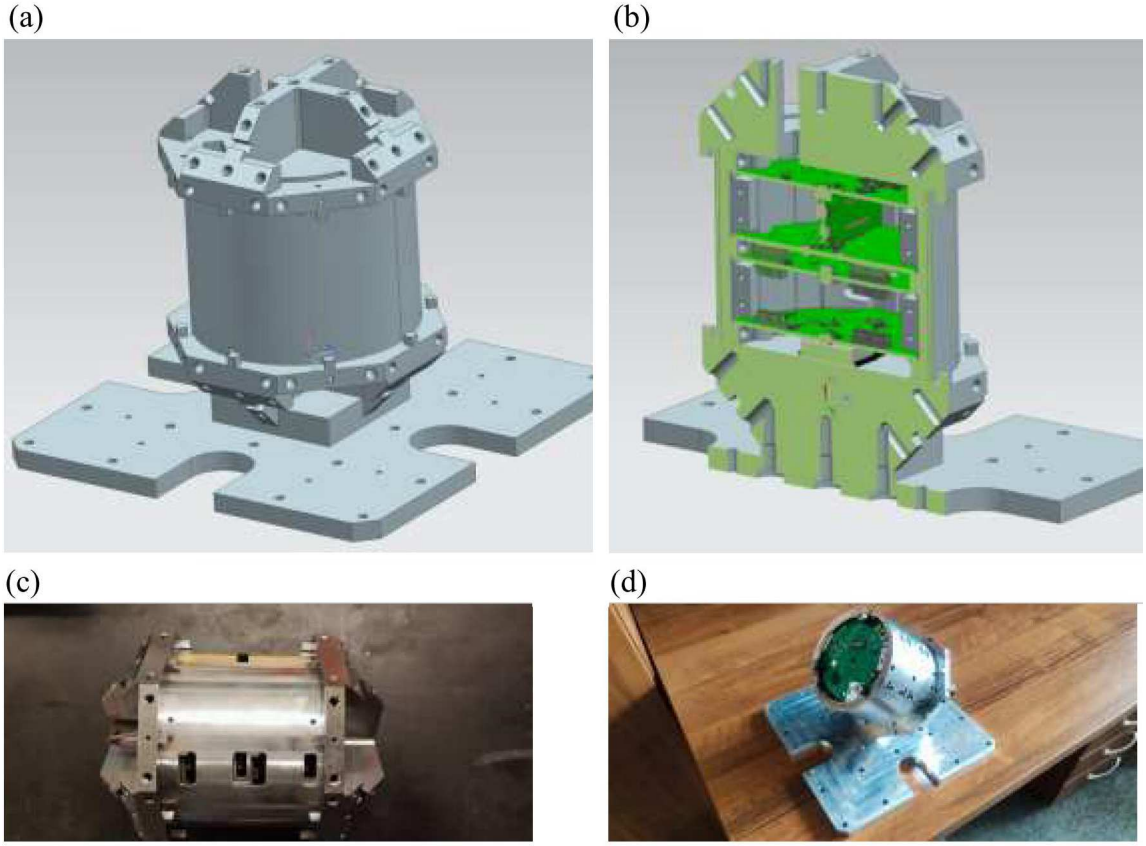
Podstawową aspektem związanym z zaprojektowaniem dedykowanego do zastosowania w szybko wirujących pociskach rakietowych układu nawigacji inercjalnej jest dobór czujników pozwalających na uzyskanie finalnej celności pocisku. Z powodu specyfiki branży produkcji czujników MEMS oraz czujników optycznych, takich jak np. żyroskopy światłowodowe, istnieje ograniczona ilość firm zajmujących się produkcją oraz dystrybucją czujników o odpowiednim do zastosowań w technikach rakietowych. Co więcej, dla większości czujników, których zakresy pomiarowe przekraczają $\pm 2000\,\mathrm{deg/s}$ koniecznym jest podpisanie tzw. certyfikatu użytkownika końcowego (ang. *End-user certificate*) znacząco ograniczającego możliwości zastosowań czujników do produkcji seryjnej układów nawigacyjnych. Problematyka doboru czujników oraz porównania możliwości zastosowania czujników MEMS oraz czujników optycznych na potrzeby zastosowań rakietowych została przedstawiona w publikacji [1]. Autorzy powyższego artykułu dokonali kompleksowego zastawienia żyroskopów i akcelerometrów optycznych oraz żyroskopów i akcelerometrów typu MEMS dobranych pod kątem użytkowania na rakiecie sondującej. Należy również podkreślić, że dobrane czujniki nie były obarczone certyfikatem użytkownika końcowego i istniała możliwość ich bezpośredniego zakupu w momencie przeprowadzania opublikowanych badań. Wykonane testy za pomocą zaprojektowanego środowiska symulacyjnego przy pomocy dostępnych bibliotek źródłowych oraz gwarantowanych przez producentów czujników parametrów pomiarowych. Przedstawione wyniki w publikacji [1] jednoznacznie przedstawiają możliwości zastosowania badanych czujników, zarówno czujników optycznych, jak i czujników typu MEMS w zakładanej rakiecie sondującej. Jednakże autorzy powyższej publikacji wskazali na konieczność zastosowania dodatkowego systemu wsparcia nawigacji inercjalnej. Zastosowanie komercyjnie dostępnych wyłącznie czujników optycznych lub czujników typu MEMS w jednostce nawigacji inercjalnej na potrzeby technik rakietowych z racji wymaganych poziomów określania orientacji przestrzennej pocisku rakietowego przy jednoczesnych błędach narastających w czasie wymaga korekcji uzyskiwanych pozycji z zewnętrznego systemu nawigacyjnego lub korekcji wskazań żyroskopów poprzez pomiary zmian środowiskowych wokół wirującej rakiety.

W kwestii systemu wsparcia pozwalającego na określenie orientacji obiektu w przestrzeni ciekawą propozycję zaprezentowano w artykule [2]. Wskazana publikacja obejmowała zbudowanie aparatu matematycznego dla układu optycznego określającego pozycje sztucznego satelity za pomocą położenia gwiazd. Zaproponowany przez autorów artykułu [2] układ opierał się na trzech sensorach optycznych, których zadaniem było wykrywanie najjaśniejszych znanych obiektów na nieboskłonie oraz pomiar kątowego położenia pomiędzy wykrytymi obiektami a sztucznym satelitą wyposażonym w powyższy układ pomiarowy. Autorzy publikacji udowodnili sensowność zastosowania zaproponowanego układu pomiarowego współpracującego z dedykowanym systemem przetwarzającym zarejestrowane dane do określenia pozycji sztucznego satelity. Fakt ten oraz analogiczne prace dotyczące układów nawigacyjnych opierających się o wskazania sensorów rejestrujących optyczne obrazy rejestrowanego fragmentu przestrzeni, jak nawigacja wizyjna dla bezzałogowych statków powietrznych, pozwolił na postawienie tezy o możliwości zastosowania powyższych układów jako system wsparcia nawigacji inercjalnej dedykowanej dla potrzeb technik rakietowych.

2. Metoda

W celu zbadania możliwości zaprojektowania i wykonania układu nawigacji inercjalnej na potrzeby pocisków rakietowych rodzimej produkcji wykonano demonstrator układu nawigacji inercjalnej IMU (ang. *Inertial Measurement Unit*), którego widok został przedstawiony na rys. 5.

Zaprojektowany układ IMU składa się z czujników analogicznych oraz cyfrowych typu MEMS z możliwością współpracy z systemem wsparcia nawigacji wirującego pocisku rakietowego. Wspomniany system wsparcia nawigacji wirującego pocisku rakietowego może składać się z maksy-

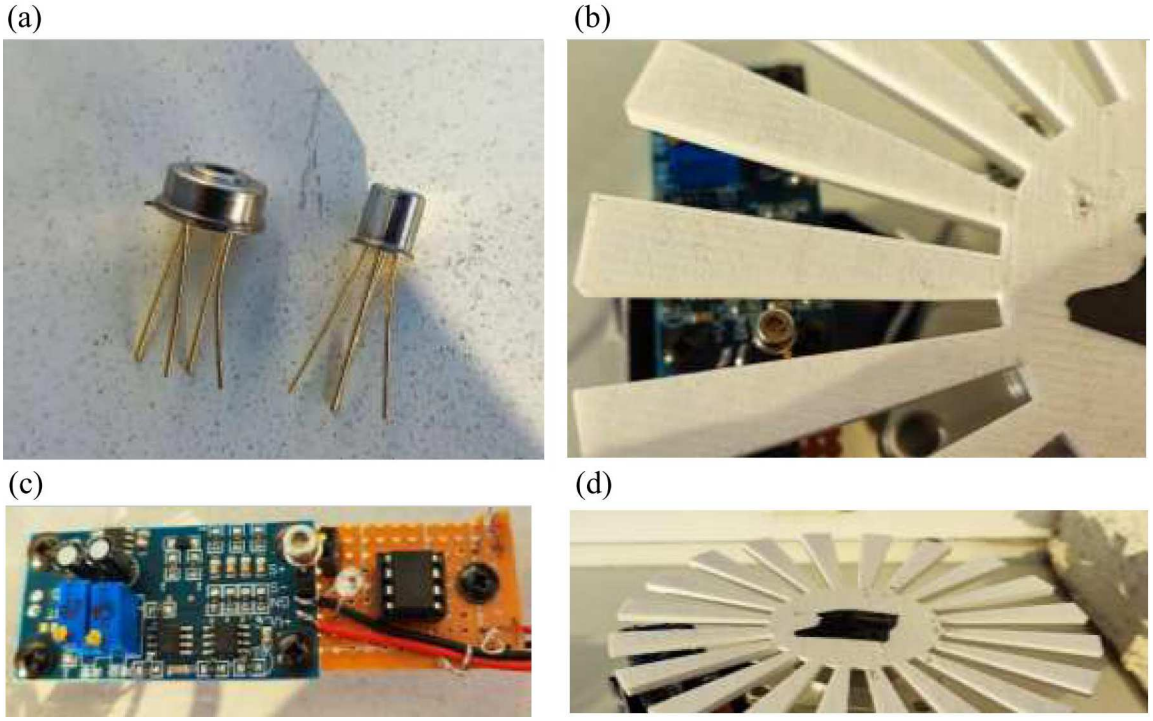


Rys. 5. Zaprojektowany układ pomiarowy w dedykowanej do badań laboratoryjnych obudowie: (a) widok ogólny, (b) przekrój, (c) zmontowana obudowa, (d) mocowanie do podstawy

malnie 12 sensorów. Założono, że system będzie obejmował szerokie spektrum fal elektromagnetycznych tych zarówno widzialnych, jak i niewidzianych dla ludzkiego oka. W wyniku przeprowadzenia wstępnej analizy dostępnych czujników fal elektromagnetycznych z szczególnym nastawieniem na sensory optyczne wytypowano 4 rodzaje czujników, dla których przeprowadzono wstępne badania. Wybranymi czujnikami okazał się sensor światła widzialnego (fototranzystor L-53P3C 5 mm), sensory podczerwieni o wąskim kącie pomiarowym (HMS M11 L3.0 F8.0 (12-25°) oraz bardzo szerokim (HTS A11 F5.5 (70°)) wraz z sensorem promieniowania ultrafioletowego UV-C (GVGR-T11GD). Na szczególną uwagę zasługuje zaproponowany czujnik promieniowania ultrafioletowego, który rejestruje promieniowanie elektromagnetyczne o zakresie 300 nm-510 nm, czyli działa w tzw. nadfiolecie. Światło nadfioletowe, które jest niewidzialne dla ludzkiego oka, odpowiedzialne jest m.in. za procesy starzenia ludzkiej skóry. Fakt ten wynika z możliwości penetracyjnych nadfioletu i jego przenikania aż do poziomu głębokich warstw ludzkiej skóry oraz jego zatrzymywania dopiero przez tkankę kostną. Nadfiolet doskonale radzi sobie z naturalnymi czynnikami ograniczającymi ilość docierających promieni słonecznych do powierzchni Ziemi takimi jak: mgła, chmury, para wodna oraz również zanieczyszczeniami powietrza wynikającymi z spalania paliw kopalnych. W rezultacie sensory światła nadfioletowego wydają się idealne do określania różnicy pomiędzy promieniowanie powierzchni Ziemi a nieba w ciągu dnia w zakresie promieniowania magnetycznego 300 nm-510 nm. Dodatkowo dobrano również fotorezystor pracujący w pełnym zakresie światła widzialnego celem zwiększenia ilości rejestrowanych informacji. Natomiast dla przypadków pracy zaprojektowanego układu nawigacji w warunkach nocnych lub warunkach całkowitego braku oświetlenia słonecznego wytypowano czujniki promieniowania podczerwonego o bardzo wąskim i bardzo szerokim kącie obserwacji czujnika. W istocie rzeczy tak zaprojektowany układ wsparcia systemu nawigacji wirującego

pocisku rakietowego powinien pozwolić przede wszystkim na określenie prędkości obrotowej rakiety w danej chwili, a tym samym korekcję wskazań żyroskopów. Wytypowane czujniki poprzez fizyczną rejestrację zmian środowiskowych wokół wirującej rakiety, tj. rejestrację danych pozwalających na określenie różnicy pomiędzy promieniowanie nieba a powierzchni Ziemi połączone z aparatem matematycznym przetwarzającym i analizującym generowane dane, mogą pozwolić na całkowite zastąpienia systemów nawigacji satelitarnej jako systemów wsparcia układów nawigacji inercjalnej.

Celem wstępnego sprawdzenia idei koncepcyjnego układu wykonano wstępne badania laboratoryjne w warunkach dziennych oraz nocnych. Zbudowany układ pomiarowy został przedstawiony na załączonej ilustracji (rys. 6). Poniższy rysunek przedstawia podstawowe komponenty stanowiska badawczego takie jak: czujniki (rys. 6a), wirująca tarcza wraz z zamontowanym czujnikiem podczerwieni (rys. 6b) oraz wzmacniacz sygnału (rys. 6c). Natomiast na ostatniej ilustracji (rys. 6d) przedstawiono widok układu podczas badań w późnych godzinach popołudniowych.

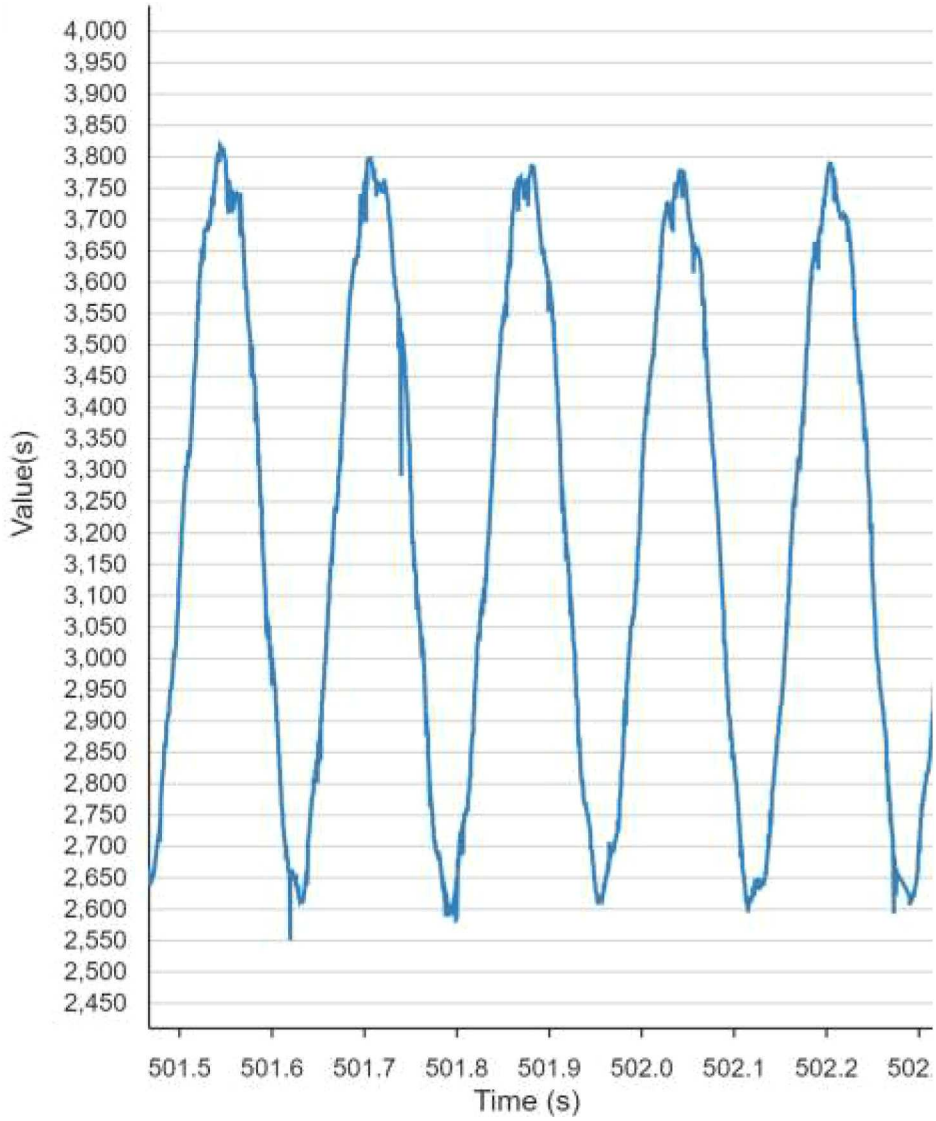


Rys. 6. Elementy testowego stanowiska pomiarowego do badań: (a) czujniki IR, (b) czujnik IR zamontowany pod obracającą się tarczą, (c) płytka PCB z wzmacniaczem sygnału, (d) układ podczas badań w późnych godzinach popołudniowych

Zbudowane stanowisko pomiarowe pozwoliło na przeprowadzenie kampanii testowej w zróżnicowanych warunkach oświetlenia słonecznego jak czyste oraz całkowicie lub częściowo zachmurzone niebo. Co więcej, przeprowadzono również testy w warunkach nocnych (godziny między 0:00 a 2:00 w nocy) przy całkowitym zachmurzeniu nieba oraz widoczności gwiazd i naturalnego satelity Ziemi – Księżyca. W trakcie badań wprawiono w ruch za pomocą silnika elektrycznego tarczę, która miała za zadanie przesłaniać w określonych interwałach czasowych widok na fragment obserwowanego przez dany sensor nieba. Natomiast poszczególny sensor znajdujący się pod wirującą tarczą miał za zadanie zarejestrować fakt wirowania tarczy oraz generować dane pozwalające na określenie prędkości obrotowej wirującej tarczy. Dla przypadku czujników promieniowania podczerwonego wychłodzono odpowiednio tarczę do temperatury powierzchni Ziemi.

3. Wyniki

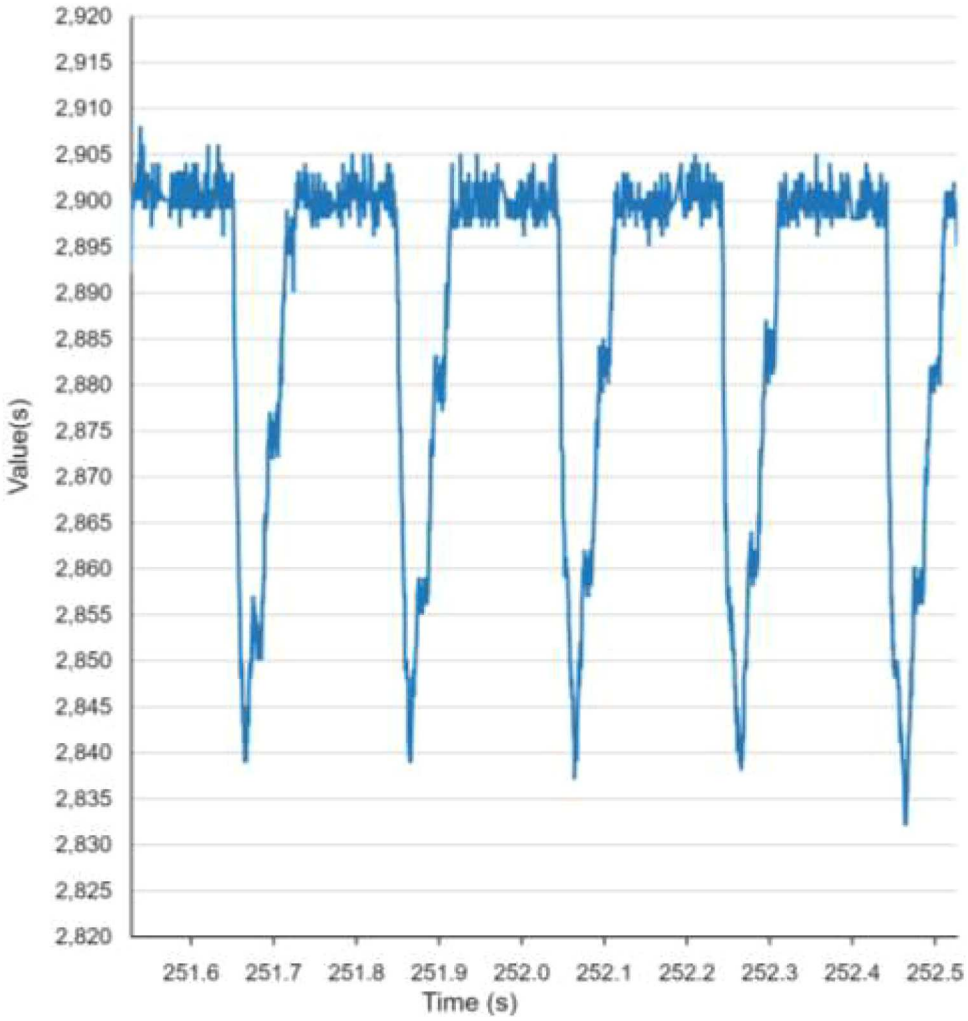
Uzyskano szereg danych, a wyniki dla dwóch najbardziej trudnych przypadków do wyznaczenia prędkości obrotowej wirującej tarczy, tj. warunków całkowicie zachmurzonego nieba dziennego oraz nocnego, zostały zaprezentowane na rys. 7 oraz rys. 8. Zaprezentowane dane obejmują tą samą prędkość wirowania tarczy wynoszącą 5 obr/s, co w rzeczywistości miało odpowiadać takiej samej prędkości wirowania pocisku rakietowego.



Rys. 7. Uzyskania charakterystyka wirowania obrotowej tarczy przez czujnik podczerwieni HMS M11 L3.0 F8.0 w warunkach pochmurnej nocy

Dane zaprezentowane na rysunku 7 zostały wygenerowane bezpośrednio przez czujnik podczerwieni i nie przeprowadzono na nich żadnej obróbki. Oś pionowa przedstawionego wykresu oznacza wartość zarejestrowanego napięcia, które ulegało zmianom pod wpływem zmiana oświetlenia – promieniowania podczerwonego. Natomiast oś pozioma przedstawia zależności czasowe wyrażone w sekundach – przebieg czasu, podczas którego przeprowadzano badania. Testowany czujnik podczerwieni pomimo warunków pochmurnej nocy prawidłowo rejestrował fakt przejścia obrotowej tarczy, której temperatura była równa temperaturze otoczenia. Zmierzona prędkość obrotowa ze wskazań czujnika HMS M11 L3.0 F8.0 jest równa prędkości wirowania obrotowej

tarczy. Należy również podkreślić, że otrzymany kształt zarejestrowanej charakterystyki napięciowej powinien zostać poddany odpowiedniej filtracji w dalszych etapach prac.



Rys. 8. Uzyskania charakterystyka wirowania obrotowej tarczy przez czujnik promieniowania nadfilotegowego GVGR-T11GD w warunkach pochmurnego dnia

Dla przypadku całkowicie zachmurzonego nieba w warunkach dziennych wytypowano do badań czujnik nadfioletu. Analogicznie jak do poprzedniego przypadku oś pionowa oznacza bezwymiarową wartość rejestrowanego napięcia zmieniającego się pod wpływem zmian oświetlenia światła nadfioletowego. Oś pozioma jest podobnie jak dla sensora podczerwieni reprezentacją czasu i została wyrażona w sekundach. Uzyskane dane na rys. 8 pomimo występowania szumów pomiarowych wynikających z konieczności precyzyjnej regulacji układu wzmacniacza rejestrowanego sygnału pozwalają na jednoznaczne określenie prędkości obrotowej wirującej tarczy. Sensor GVGR-T11GD nawet w warunkach całkowitego zachmurzenia nieba prawidłowo rejestrował prędkością obrotową wirującej tarczy wynoszącą 5 obr/s. Analogicznie jak do poprzedniego przypadku, zadana prędkość obrotowa miała reprezentować zjawisko wirowania pocisku rakietowego z wartością 5 obr/s. Uzyskane charakterystyki prędkości wirowania obrotowej tarczy przedstawiają odmienne zależności dla obydwu przypadków testowych z powodu różnych właściwości wytypowanych sensorów. Co więcej, w wyniku prowadzenia dalszych prac konieczne jest opracowanie dedykowanego układu wzmacniającego dynamicznie testowane rodzaje sensorów w zależności od warunków oświetlenia otoczenia. Fakt ten pozwoli na uzyskiwanie jednorodnych

charakterystyk prędkości wirowania pocisku rakietowego przy użytkowaniu różnych rodzajów sensorów.

Dzięki przeprowadzeniu wstępnych testów z wytypowanymi sensorami potwierdzono możliwość dalszego rozwijania koncepcji systemu wsparcia układu nawigacji wirującego pocisku rakietowego opartego o pomiar zmian środowiskowych wokół rakiety. Jednakże implementacja takiego rozwiązania oraz uzyskanie efektywnego określania prędkości obrotowej pocisku za pomocą nowych metod wymaga szeroko zakrojonych badań podstawowych. Z tego względu w ramach dalszych prac niezbędne będzie wykonanie szeregu kompleksowych kampanii testów. Badania będą obejmowały opracowanie i wykonanie projektu stanowiska badawczego dedykowanego do badań czujników rejestrujących różne długości naturalnego promieniowania elektromagnetycznego występującego w ziemskiej przestrzeni powietrznej oraz ich skuteczności precyzyjnego wyznaczania prędkości wirowania pocisku rakietowego. Zaprojektowane stanowisko badawcze będzie odzwierciedlało ruch obrotowy wokół osi podłużnej pocisku rakietowego kalibru 122 mm. Kolejnym przewidywanym etapem prac będą tzw. badania hardware-in-the-loop pozwalające zbadać zachowanie układu czujników światła w warunkach zbliżonych do rzeczywistego środowiska pracy zaprojektowanego układu. Planowane jest użycie czujników z szerokiego spektrum widma elektromagnetycznego (widzialnego oraz niewidzialnego dla ludzkiego oka) począwszy od czujników podczerwieni, światła widzialnego po detektory promieniowania nadfioletowego. Testy będą przeprowadzane w zróżnicowanych warunkach oświetlenia (bezchmurne/zachmurzone niebo) i temperatury (możliwe schłodzenie oraz ogrzanie układu) wraz z badaniami układu w warunkach nocnych. Opracowana zostanie szczegółowa metodyka badań zaproponowanego układu czujników, będzie wykorzystywać zasady badań prototypów sprzętu wojskowego na podstawie obowiązujących Norm Wojskowych o oznaczeniu NO-06-A107:2021, „Sprzęt wojskowy – Ogólne wymagania techniczne, metody kontroli i badań – Metody badania odporności całkowitej na działanie czynników środowiskowych" oraz NO-06-A105:2021, „Sprzęt wojskowy – Ogólne wymagania techniczne, metody kontroli i badań – Ogólne zasady badania prototypów i urządzeń produkowanych seryjnie". Testy będą również obejmowały opracowanie algorytmów wyznaczania prędkości obrotowej pocisku rakietowego wraz z ich analizą działania oraz implementacją w układzie nawigacji inercjalnej. Planowane jest przeprowadzenie testów autopilota wirującej rakiety w pełnym środowisku symulacyjnym trajektorii lotu pocisku sprzężonego z powyższym układem nawigacji.

W rezultacie powyższych prac opracowania innowacyjnego czujnika prędkości obrotowej zaimplementowanego w układ nawigacji inercjalnej pozwoli na budowę oraz krajową produkcję systemów nawigacyjnych dedykowanych do wirujących pocisków rakietowych.

Bibliografia

1. Pachwicewicz M., Weremczuk J., Accuracy estimation of the sounding rocket navigation system, *COE 15th International Conference*, 2018

2. Christian J.A., *StarNAV: Autonomous optical navigation of a spacecraft by the relativistic perturbation of starlight*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI) sensors, 26 August 2019

3. media.wplm, 11.12.2022 [Online]. Available: https://media.wplm.pl/thumbs/075/OTYwL3VfMS9jY19jZTc4OS9wLzIwMjIvMDgvMDEvOTYwLzcyMC84ZWQ1NmIyODg0Yzg0M2RjYjc0ZDA3ZDJmMjhiMDBlZS5qcGVn.jpeg

4. zbiam.pl, 11.12.2022 [Online]. Available: https://zbiam.pl/wp-content/uploads/2021/04/2017-05-003-1.jpg

5. elbitsystems, 11.12.2022 [Online]. Available: https://elbitsystems.com/media/image2-2.jpg

6. rokestsan, 11.12.2022 [Online]. Available: https://www.roketsan.com.tr/en/products/trg-122-guided-rocket#trg-122-guided-rocket-2

Spinning missile navigation support system

The main problem in the navigation of spinning missiles is the problem of precise determination of the angular velocity of the object. Inertial navigation systems equipped with MEMS (microelectromechanical systems) sensors without the support of satellite navigation systems have limited capabilities to record the angular velocity of a missile. Limited angular velocity recording ranges imply the greatest errors in inertial navigation. This fact is a key issue in disabling the effective understeering and modernization of unguided designs of spinning missiles. A possible solution to the above problem is an innovative angular velocity sensor based on measurements of changes in external factors occurring around the missile. The paper presents an analysis of the market of light sensors suitable for use in the designed measurement system. The results of preliminary laboratory tests are presented. The obtained results indicate the possibility of obtaining information about the tilt angle of the missile by measuring the intensity of ambient light.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/77-88

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

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

W artykule przedstawiono problematykę badań dotyczących opracowania demonstratora technologii bezzałogowego pojazdu nawodno-powietrznego z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego. Opisano podstawowe problemy badawcze związane z analizą cech hydro-aerodynamicznych pojazdu. Opisano przedmiot badań, bezzałogowy pojazd nawodno-powietrzny typu USV-UAV-WIG. Opisano metodę badań. Przeprowadzono wstępną analizę osiągów i zachowania się pojazdu USV-UAV-WIG w warunkach zbliżonych do rzeczywistych z wykorzystaniem metody numerycznej mechaniki płynów CFD. Podano wyniki badań. W końcowej części artykułu podano kierunki dalszych badań i wnioski końcowe z dotychczasowych badań.

Słowa kluczowe: bezzałogowy pojazd nawodno-powietrzny typu USV-UAV-WIG, charakterystyki hydro-aerodynamiczne pojazdu USV-UAV-WIG, mechanika ruchu pojazdu USV-UAV-WIG, dynamika pojazdu USV-UAV-WIG

1. Wprowadzenie

Celem badań jest opracowanie demonstratora technologii bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej typu USV-UAV-WIG (ang. *Unmanned Surface Vehicle-Unmanned Arial Vehicle-Wing in Ground Vehicle*) wykorzystującej efekt przypowierzchniowy wspierającej działania morskich oddziałów wojska o poziomie gotowości technologicznej PGT VI.

Do celów szczegółowych proponowanych badań można zaliczyć:

- opracowanie demonstratora nowego wzoru sprzętu, który zwiększałby potencjał obronny i bezpieczeństwo państwa,
- aktywizację polskich ośrodków badawczych oraz pracowników nauki do badań i kontynuacji prac ukierunkowanych na praktyczne wykorzystanie wyników projektu, w celu przeprowadzenia badań rozwojowych zmierzających do powstania prototypu pojazdu (PGT IX).

Do podstawowych zadań stawianych platformie można zaliczyć:

- realizację zadań nad obszarami wodnymi i nad lądem w pobliżu linii brzegowej,
- przenoszenie ładunku lub/i wyposażenia pokładowego o zadanej masie,
- możliwość startu z wody i wodowania,
- zdolność do wykonywania lotu na minimalnej wysokości z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego.

Istnieje powiązanie celów badań z celami innych programów badawczych i projektów, które były przedmiotem analizy przez Konsorcjum Politechniki Gdańskiej (PG), Wojskowej Akademii Technicznej (WAT) i Instytutu Technicznego Wojsk Technicznych (ITWL) w ramach przygotowań do projektu. Można wymienić następujące programy i projekty, które związane są z tematyką prowadzonych przez Konsorcjum PG-WAT-ITWL badań [1]:

- Agencja DARPA (na zlecenie US Navy) – ekranoplany do szybkiego transportu oceanicznego oddziałów wojskowych i sprzętu, prowadzenia działań ratowniczo-poszukiwawczych, desantowych, itp.
- Organizacja ds. Badań i Technologii NATO (RTO NATO) – „Inteligentne Systemy Autonomiczne".
- „Priorytetowe Kierunki Badań w Resorcie Obrony Narodowej na lata 2017-2026".

2. Krytyczna ocena stanu wiedzy na temat wybranych zastosowań jednostek wykorzystujących efekt przypowierzchniowy

Statki powietrzne wykorzystujące efekt przypowierzchniowy nazywa się często ekranoplanami. Dotychczas wszystkie poważne przedsięwzięcia dotyczące ekranoplanów pozostały w fazie projektów jednostek załogowych, w większości eksperymentalnych, a jedynie nieliczne znalazły się na wyposażeniu wojsk. Nad ekranoplanami o zastosowaniu militarnym i cywilnym pracowało w ZSRR przede wszystkim biuro konstrukcyjne Aleksiejewa, w którym zaprojektowano ponad 40 różnych ekranoplanów, z czego zbudowano ponad 30 sztuk. Na wyposażenie floty przyjęto 3 ekranoplany desantowe A-90 Orlionok o masie startowej 140 ton. Prace nad ekranoplanami w ZSRR przerwano głównie z powodu rozpadu państwa i braku środków pieniężnych. Wybrane elementy wiedzy związanej z badaniami i projektowaniem ekranoplanów wojskowych ZSRR przedstawiono w literaturze [2], [3].

Według informacji prasowych, np. RIA Nowosti z 2017 r., w Rosji podjęto decyzję o wznowieniu budowy ekranoplanów wojskowych. Dotyczy to oceanicznego transportowo-pasażerskiego ekranoplanu A-050 „Czajka-2" o masie startowej 54 ton i prędkości maksymalnej 450 km/h. Ponadto, rozważa się budowę ekranoplanu A-080 „Czajka-3" o masie startowej 100 ton. Przewiduje się, że ekranoplan ten będzie uzbrojony w wyrzutnie rakiet przeciwokrętowych [1].

W sierpniu 2021 roku w prasie amerykańskiej opublikowano informację, że prace nad ekranoplanami na zlecenie US Navy ma podjąć podlegająca Pentagonowi agencja DARPA. Prace te mają koncentrować się nad ekranoplanami przeznaczonymi do szybkiego transportu oceanicznego oddziałów wojskowych i sprzętu, prowadzenia działań ratowniczo-poszukiwawczych, desantowych czy prowadzenia długich patroli w Arktyce. Prace te mają też dotyczyć ekranoplanów stanowiących mobilne bazy dla obiektów bezzałogowych [1].

Aktualnie żadna armia na świecie nie posiada na wyposażeniu „dronów" wykorzystujących efekt przypowierzchniowy. Proponowane w przedmiotowym projekcie rozwiązanie stanowi znakomitą alternatywę dla wspierania działania na obszarach morskich w odniesieniu do dotychczas stosowanych rozwiązań, takich jak m.in. transport łodziami lub poduszkowcami.

3. Metoda badań i problemy badawcze związane z opracowaniem bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej wykorzystującej efekt przypowierzchniowy

Metoda badawcza związana z opracowaniem bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej wykorzystującej efekt przypowierzchniowy polega ogólnie na [4]-[6]:

- definicji misji i opracowaniu scenariuszy (sekwencji zdarzeń) związanych z realizacją misji platformy,
- analizie osiągów i dynamiki platformy,
- analizie ryzyka i bezpieczeństwa platformy dla zdefiniowanych scenariuszy misji,
- opracowaniu systemu symulacji i realizacji misji, w tym procedury sterowania platformą podczas misji w zależności od stopnia autonomiczności platformy.

Obecny etap prac związanych z opracowaniem bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej wykorzystującej efekt przypowierzchniowy jest ukierunkowany na analizę osiągów i zachowania się platformy w warunkach zbliżonych do rzeczywistych.

Do zbioru podstawowych założeń związanych z opracowaniem platformy, stawianych przed platformą, można zaliczyć [1]:

- realizację zadań nad obszarami wodnymi i nad lądem w pobliżu linii brzegowej,
- przenoszenie ładunku lub/i wyposażenia pokładowego o zadanej masie,
- możliwość startu z wody i wodowania,
- zdolność do wykonywania lotu na minimalnej wysokości z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego,
- umożliwienie testowania nowych technologii i rozwiązań konstrukcyjnych w celu kontynuacji projektu.

Do najistotniejszych zadań badawczych związanych z opracowaniem platformy, które stanowią poważne wyzwanie dla zespołów specjalistów reprezentujących Konsorcjum, należy zaliczyć:

- opracowanie geometrii (kształtu kadłuba) platformy w zakresie elementów aerodynamicznych, w tym powierzchni nośnych, które zapewnią platformie odpowiednie właściwości lotne, aerodynamiczne,
- opracowanie geometrii platformy w zakresie elementów hydrodynamicznych zanurzonej części kadłuba, które decydują o nadaniu platformie odpowiednich właściwości morskich w czasie jej startu z wody i przy lądowaniu na wodzie,
- dobór materiałów konstrukcyjnych, systemów pokładowych (napędowego, zasilania w energię, sensorycznego, sterowania) i wyposażenia platformy,
- oszacowanie masy i położenia środka masy platformy, dla stanów załadowania zbliżonych do rzeczywistych,
- analizę obciążeń oraz wytrzymałości konstrukcji platformy,
- analizę pływalności i stateczności platformy na powierzchni wody,
- analizę właściwości oporowo-napędowych platformy we wszystkich fazach jej ruchu, w tym analizę: oporu, mocy zapotrzebowanej i efektywnej, napędu głównego i systemu napędowego, sprawności napędowej,
- analizę właściwości hydro-aerodynamicznych platformy, z uwzględnieniem efektu przypowierzchniowego, w fazach: startu platformy z wody, podczas lotu na zadanej wysokości oraz w czasie lądowania na wodzie,
- analizę właściwości aerodynamicznych platformy, z uwzględnieniem efektu przypowierzchniowego, podczas lotu dla zmiennej trajektorii lotu (zmiana kursu),
- analizę wpływu falowania (stanu morza) na efekt przypowierzchniowy i zachowanie się platformy,
- analizę dynamiki platformy oraz opracowanie i kalibrację systemu sterowania,
- budowę demonstratora platformy,
- badania demonstratora platformy w warunkach zbliżonych do rzeczywistych.

Przy opracowywaniu demonstratora platformy zostaną zastosowane różne metody badawcze i projektowe oraz innowacyjne rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne, w tym między innymi [1]:

- symulacja komputerowa na etapie analizy właściwości aerodynamicznych i hydrodynamicznych platformy,
- symulacja komputerowa podczas analizy konstrukcji i wytrzymałości platformy,
- badania hydrodynamiczne, aerodynamiczne i konstrukcyjno-wytrzymałościowe na modelu fizycznym (skalowalnym) platformy – badania stanowiskowe,

- opracowanie, budowa i badania stanowiskowe systemów pokładowych, w tym systemu napędowego i systemu sterowania,
- budowa demonstratora technologii,
- integracja systemów pokładowych demonstratora platformy,
- badania demonstratora platformy w warunkach zbliżonych do rzeczywistych.

Na podstawie analizy przeprowadzonej przez specjalistów Konsorcjum planowane badania podzielono na następujące etapy [1]:

- wykonanie projektu aero-hydrodynamicznego i konstrukcyjno-wytrzymałościowego bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej wykorzystującej efekt przypowierzchniowy,
- wykonanie projektu i budowa demonstratora technologii platformy,
- badania demonstratora platformy w warunkach zbliżonych do rzeczywistych.

3.1. Projekt aero-hydrodynamiczny i konstrukcyjno-wytrzymałościowy platformy

Badania zostaną przeprowadzone z zastosowaniem metod analitycznych, numerycznych i doświadczalnych oraz doświadczeń Konsorcjum wynikających z analizy własności hydroaerodynamicznych platform nawodno-powietrznych oraz rozwiązań układów awionicznych systemów bezzałogowych. Wstępne badania numeryczne, przeprowadzone przez kadrę Konsorcjum, wykazały znaczący wpływ efektu przypowierzchniowego na charakterystyki konstrukcji zwanych ekranoplanami. Istotnym aspektem jest fakt posiadania przez Konsorcjum odpowiedniej infrastruktury badawczej i wiedzy „Know-how" w zakresie badań doświadczalnych, wieloletniego doświadczenia w zakresie badań, projektowania i budowy, w tym [1]:

- bezzałogowych obiektów pionowego startu i lądowania;
- pływających i latających obiektów bezzałogowych,
- manewrujących obiektów powietrznych, także z programowaną trasą lotu.

3.2. Wykonanie projektu i budowa demonstratora technologii platformy

Badania będą związane z budową elementów konstrukcji oraz kadłuba platformy, które zostaną przebadane w czasie stanowiskowych badań wytrzymałościowych oraz w warunkach zbliżonych do rzeczywistych. Równolegle będą przebiegały badania, budowa i integracja elementów systemu awionicznego i sterowania platformą. Ponadto zostaną przeprowadzone badania i próby układu napędowego demonstratora platformy. Zwieńczeniem tego etapu prac będzie budowa demonstratora platformy połączona z integracją wszystkich systemów pokładowych i wyposażenia z kadłubem platformy. Konsorcjum posiada niezbędną infrastrukturę, aparaturę badawczą oraz sprzęt niezbędne do zrealizowania celów etapu.

Badania demonstratora technologii w warunkach zbliżonych do rzeczywistych. Ta część prac zostanie poświęcona:

- przeprowadzeniu badań demonstratora platformy: naziemnych, w czasie startu z wody, w locie i w czasie lądowania na wodzie,
- przeprowadzeniu prognozy zachowania konstrukcji platformy w czasie ruchu,
- analizie ruchu platformy w różnych warunkach operacyjnych,
- przeprowadzeniu prognozy zachowania platformy z uwagi na warunki wewnętrzne i zewnętrzne związane z obciążeniami platformy.

Rezultatami badań będzie demonstrator technologii (PGT VI) wraz z dokumentacją z przeprowadzonych badań.

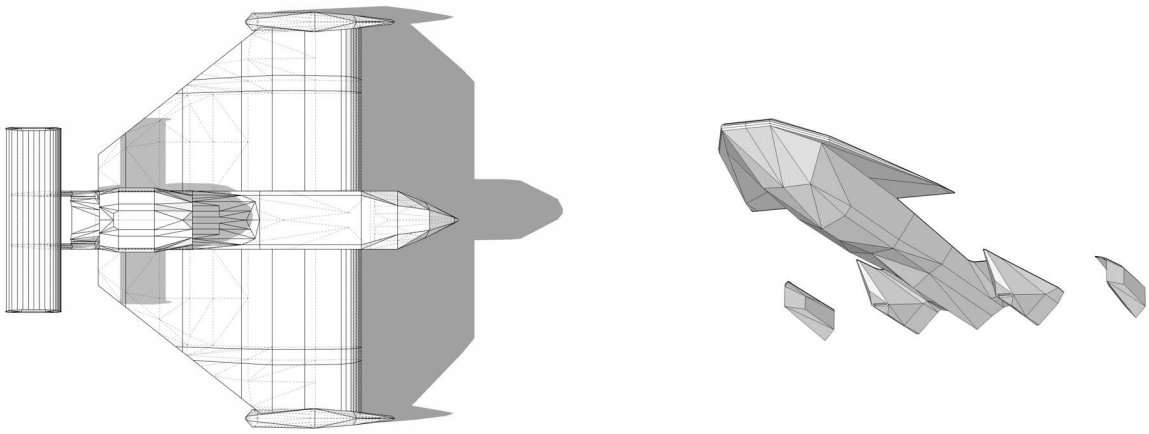
4. Przedmiot badań

4.1. Definicja kształtu platformy

W trakcie badań przygotowawczych do projektu zdecydowano się na definicję kształtu kadłuba platformy o następujących cechach:

1) definicja geometrii kadłuba platformy w części nadwodnej (aerodynamicznej) – została oparta na kształcie kadłuba według koncepcji Lipisch'a, płata o skosie odwrotnym, w celu zapewnienia odpowiedniego efektu przypowierzchniowego (ang. *WIG Wing in Ground Effect*), umożliwiającego powstanie poduszki powietrznej pomiędzy aerodynamicznymi płatami nośnymi a swobodną powierzchnią wody [1], [7],
2) definicja geometrii kadłuba w części podwodnej (hydrodynamicznej) – została oparta na kształcie kadłuba w części podwodnej według koncepcji wielokadłubowej w celu zapewnienia odpowiednich właściwości morskich w czasie startu i lądowania platformy [7], [8].

Na rysunku 1 przedstawiono wizualizacje analizowanych koncepcji kształtu kadłuba platformy USV-UAV-WIG z uwagi na kształt kadłuba aerodynamicznego według koncepcji Lipisch'a oraz kształt kadłuba hydrodynamicznego według koncepcji wielokadłubowej [7], [8].



Rys. 1. Wizualizacje wybranych i analizowanych koncepcji kształtu kadłuba platformy USV-UAV-WIG z uwagi na kształt kadłuba aerodynamicznego według koncepcji Lipisch'a oraz kształt kadłuba hydrodynamicznego według koncepcji wielo-kadłubowej [7], [8]

4.2. Przedmiot badań

Przedmiotem badań jest bezzałogowa platforma typu USV-UAV-WIG wykorzystująca efekt przypowierzchniowy. Do głównych założeń projektu platformy należy zaliczyć [1]:

- start z wody,
- lot nad powierzchnią wody na wysokości do 3 m (wykonanie misji) z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego,
- lądowanie na wodzie,
- prędkość maksymalna 100 km/h,
- zasięg lotu do 15 km,
- maksymalna masa 250 kg,
- ładowność 20% masy platformy.

Zapotrzebowanie na tego typu platformy wynika z potrzeb szybkiego wsparcia działań wojsk na akwenach morskich, w tym do przerzutu zaopatrzenia. Znakomitym rozwiązaniem w tym

Rys. 2. Wizualizacje wybranych koncepcji platformy typu USV-UAV-WIG [8]

aspekcie okazuje się być bezzałogowa platforma nawodno-powietrzna wykorzystująca efekt przypowierzchniowy tzw. efekt ekranu (ang. WiG – *Wing in Ground Effect*). Odpowiednie wykorzystanie tego efektu w połączeniu z modułową budową jednostki pływająco-latającej stanowi kluczowe rozwiązanie szybkiego wsparcia działań wojsk na obszarach morskich.

Pokonanie barier technologicznych i technicznych będzie skutkowało powstaniem demonstratora bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej wykorzystującej efekt przypowierzchniowy wspierającej działania wojsk na akwenach morskich o maksymalnej masie startowej 250 kg, zasięgu 15 km oraz maksymalnej prędkości lotu 100 km/h. Integracja systemów i urządzeń na platformie i z platformą posłuży podniesieniu poziomu bezpieczeństwa państwa. Obiekt będzie poruszał się na małych wysokościach do 3 m, przez co będzie trudny do wykrycia.

5. Wstępna analiza cech hydro-aerodynamicznych bezzałogowej platformy nawodno-powietrznej z wykorzystaniem efektu przypowierzchniowego

Zasadnicza część badań nad opracowaniem platformy będzie dotyczyła określenia parametrów i charakterystyk platformy we wszystkich fazach jej ruchu, od startu, poprzez lot, do lądowania. W czasie startu platforma będzie się przemieszczała na swobodnej powierzchni wody do osiągnięcia prędkości ruchu odpowiadającego punktowi unoszenia, gdy siły hydrodynamiczne na zanurzonej części kadłuba platformy oraz aerodynamiczne siły nośne wygenerowane na płatach nośnych kadłuba pozwolą na pokonanie sił grawitacyjnych i innych, takich jak siły od oddziaływania swobodnej powierzchni wody i falowania. Osiągnięcie tego punktu skutkuje rozpoczęciem fazy lotu platformy na wysokości do 3 m nad poziomem wody. Lądowanie platformy odbywa się na wodzie. W czasie badań zostanie określony krytyczny stan morza umożliwiający eksploatacje platformy, czyli jej start, lot i lądowanie. Wstępnie założono, że będzie to stan morza 2-3°B. Rozważa się przystosowanie konstrukcji platformy do wykonywania startu wspomaganego, co umożliwi zastosowanie platformy przy wyższych stanach morza. Obecne prace dotyczą opracowania demonstratora platformy, który będzie umożliwiał poruszanie się z prędkością przelotową 100 km/h, przy masie platformy 250 kg i ładowności 20% masy platformy. Platforma będzie wyposażona w system sterowania, umożliwiający zdalne, a w fazie rozwojowej projektu autonomiczne naprowadzanie platformy na pozycję. Przewiduje się możliwość preprogramowania działań platformy w celu osiągnięcia trybu pół-autonomicznego pracy platformy na poziomie 1-2, w skali autonomiczności od 1 do 5. Badania i budowa demonstratora platformy są planowane na okres 36 miesięcy i zostaną przeprowadzone z wykorzystaniem zaawansowanych metod badawczych, projektowych i wykonawczych.

W czasie wstępnych badań nad wpływem efektu przypowierzchniowego na siły aerodynamiczne uwaga Konsorcjum była skierowana na dokładnym opisie zjawisk, w tym na [1], [7]-[9]:

- wpływie bliskości swobodnej powierzchni na siły aerodynamiczne,
- wpływ rozpiętości płata znajdującego się w pobliżu powierzchni na siły aerodynamiczne,
- wpływ cięciwy płata znajdującego się w pobliżu powierzchni,
- efekt złożony – zwiększony stosunek L/D w pobliżu powierzchni,
- warunki równowagi, stateczność poprzeczna i wzdłużna obiektu poruszającego się w pobliżu swobodnej powierzchni wody,
- wymuszenia hydro-aerodynamiczne.

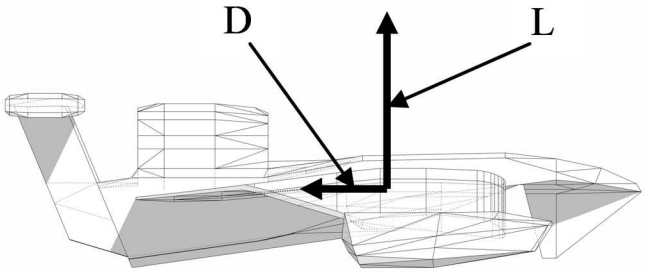
Poniżej przedstawiono wybrane problemy związane z opisem efektu przypowierzchniowego na siły aerodynamiczne.

5.1. Wpływ bliskości swobodnej powierzchni

Określenie „wing in groung effect" jest używane w odniesieniu do aerodynamicznych charakterystyk, jakie obiekt – rozumiany jako płat – posiada, poruszając się w pobliżu swobodnej powierzchni wody lub lądu. W czasie ruchu ciała w pobliżu swobodnej powierzchni wody występują dwa zasadnicze zjawiska [7]-[9]:

1) wpływ rozpiętości płata znajdującego się w pobliżu powierzchni – obniżenie oporu płata D,
2) wpływ cięciwy płata znajdującego się w pobliżu powierzchni – wzrost siły nośnej L.

Stosunek L/D określa się mianem efektywności płata. Większa wartość tego stosunku oznacza większą efektywność. Można powiedzieć, że płat poruszający się w pobliżu swobodnej powierzchni wody ma większą efektywność niż płat poruszający się swobodnie w oddaleniu od tej powierzchni. Siła oporu D i siła nośna L są składowymi siły aerodynamicznej działającej na płat w czasie jego ruchu nad powierzchnią. Siła oporu D działa równolegle do kierunku ruchu ciała, siła nośna L prostopadle do kierunku ruchu (rys. 3).



Rys. 3. Umowny układ sił działających na płat poruszający się w pobliżu swobodnej powierzchni wody [8]

5.2. Wpływ rozpiętości płata znajdującego się w pobliżu powierzchni

Opór płata składa się z dwóch zasadniczych komponentów:

- oporu tarcia,
- oporu indukowanego.

Opór tarcia jest spowodowany tarciem cząsteczek powietrza opływających płat i dlatego zależy od jego powierzchni, chropowatości tej powierzchni i liczby Reynoldsa. Opór indukowany określa się jako opór powstały na skutek generowania siły nośnej.

Obrazując ruch płata w pobliżu swobodnej powierzchni wody za pomocą obszaru podwyższonego ciśnienia powietrzna pod i obszaru obniżonego ciśnienia powietrza nad płatem, widzimy, że różnica ciśnień działających na powierzchnię ciała powoduje powstanie siły nośnej L. W przypadku, gdy płat porusza się w pobliżu swobodnej powierzchni wody, wiry wierzchołkowe nie mogą rozwinąć się do takich rozmiarów jak w przypadku płata poruszającego się w obszarze

przepływu niezakłóconego. Wynika to z faktu, że w pobliżu powierzchni płat pracuje w obszarze powietrza ulegającego mniejszym zakłóceniom z uwagi na tworzenie się wirów wierzchołkowych. Opór indukowany płata poruszającego się w pobliżu swobodnej powierzchni wody jest mniejszy w stosunku do oporu płata poruszającego się w znacznej odległości od tej powierzchni. Powierzchnia efektywna płata poruszającego się w pobliżu powierzchni jest większa. Siła nośna L indukowana przez płat jest także większa.

5.3. Wpływ cięciwy płata znajdującego się w pobliżu powierzchni

Innym zjawiskiem, które należy rozpatrzyć, jest wpływ cięciwy płata na jego zachowanie się w pobliżu swobodnej powierzchni wody. Ogólnie uważa się, że wpływ cięciwy płata poruszającego się w pobliżu powierzchni na wartość siły nośnej L jest dominujący. Wpływ cięciwy płata znajdującego się w pobliżu powierzchni jest związany ze zjawiskiem wzrostu siły nośnej na płacie. Pod płatem formuje się obszar powietrza o podwyższonej wartości ciśnienia z uwagi na fakt, że powietrze w tym rejonie płata jest praktycznie wciskane pod płat. Zatem rośnie napór powietrza na płat od spodu. Zjawisko naporu powietrza od spodu płata nazywa się „efektem spiętrzenia" lub „efektem naporu" (ang. *ram effect*).

5.4. Efekt złożony – zwiększony stosunek L/D

Wpływ rozpiętości płata znajdującego się w pobliżu powierzchni i wpływ jego cięciwy na konfigurację płata jest taki, że należy dążyć do zwiększenia stosunku L/D, gdzie L – siła nośna, D – opór. Typowy obiekt znajduje się w równowadze, jeśli jego ciężar jest równy sile nośnej L, a napór na jego pędnikach jest równy oporowi obiektu. Dlatego stosunek L/D jest miarą wartości ciężaru, który może być przeniesiony przez odpowiadającą temu ciężarowi wartość naporu pędników. Im większy jest stosunek L/D, tym większa jest efektywność płata. Jest oczywistym, że efekt oddziaływania powierzchni w przypadku obiektów (płatów) poruszających się w pobliżu swobodnej powierzchni wody zależy od odległości pomiędzy dolną powierzchnią płata a swobodną powierzchnią wody. Ten efekt można wstępnie ocenić, stosując wykres opracowany przez Weiselberger'a w roku 1930 [7]. W rzeczywistości wpływ powierzchni na obiekt występuje zawsze. Możliwa jest ocena, kiedy ruch obiektu w pobliżu powierzchni jest efektywny, a kiedy efektywność takiego ruchu jest zbyt niska.

5.5. Warunki równowagi, stateczność poprzeczna i wzdłużna obiektu poruszającego się w pobliżu swobodnej powierzchni wody

Problem stateczności poprzecznej, a szczególnie stateczności podłużnej, należy do najtrudniejszych problemów związanych z badaniami zachowania sie obiektów poruszających sie w pobliżu swobodnej powierzchni wody. Problem dotyczący stateczności podłużnej polega głównie na nagłym zwiększaniu się kąta natarcia płata po osiągnięciu efektu oddziaływania powierzchni, czyli po wejściu w fazę lotu nad powierzchnią. W celu uniknięcia problemów związanych z równowagą i zachowaniem płata w różnych etapach i fazach jego ruchu, należy powyższym zagadnieniom poświęcić dużo uwagi.

5.6. Wymuszenia hydro-aerodynamiczne

Podczas badania ruchu platformy (płata) w pobliżu swobodnej powierzchni wody powinniśmy wyznaczyć następujące charakterystyki, siły i momenty hydro-aerodynamiczne:

1 opór platformy na wodzie R [N] – w różnych fazach ruchu,
2 wypór hydrodynamiczny platformy RH [N] – w różnych fazach ruchu,
3 siła nośna na płatach platformy L [N] – w różnych fazach ruchu,
4 opór płatów nośnych platformy D [N] – w różnych fazach ruchu,

5 kołysanie podłużne platformy względem jej środka ciężkości θ [deg] – w różnych fazach ruchu,
6 moment kołysań podłużnych platformy względem jej środka ciężkości M_θ [Nm] – w różnych fazach ruchu,
7 kołysanie poprzeczne platformy względem środka ciężkości φ [deg] – w różnych fazach ruchu,
8 moment kołysań poprzecznych platformy względem środka ciężkości M_φ [Nm] – w różnych fazach ruchu,
9 niestacjonarność siły nośnej L i galopowanie pionowe platformy,
10 operacyjny kąt natarcia platformy α [deg].

Ponadto należy zdefiniować następujące punkty odniesienia:

- środek ciężkości platformy,
- aerodynamiczny środek kołysań podłużnych platformy,
- aerodynamiczny środek wysokości lotu platformy względem powierzchni.

6. Wyniki dotychczasowych badań

Wyniki dotychczasowych badań związane są z pracami badawczymi i projektowymi w następującym zakresie:

- opracowanie geometrii platformy,
- dobór materiałów konstrukcyjnych, systemów pokładowych i wyposażenia platformy,
- oszacowanie masy i położenia środka masy platformy,
- analiza właściwości hydro-aerodynamicznych platformy, z uwzględnieniem efektu przypowierzchniowego,
- analiza obciążeń platformy, z uwzględnieniem efektu przypowierzchniowego,
- analiza konstrukcyjno-wytrzymałościowa platformy, z uwzględnieniem efektu przypowierzchniowego.

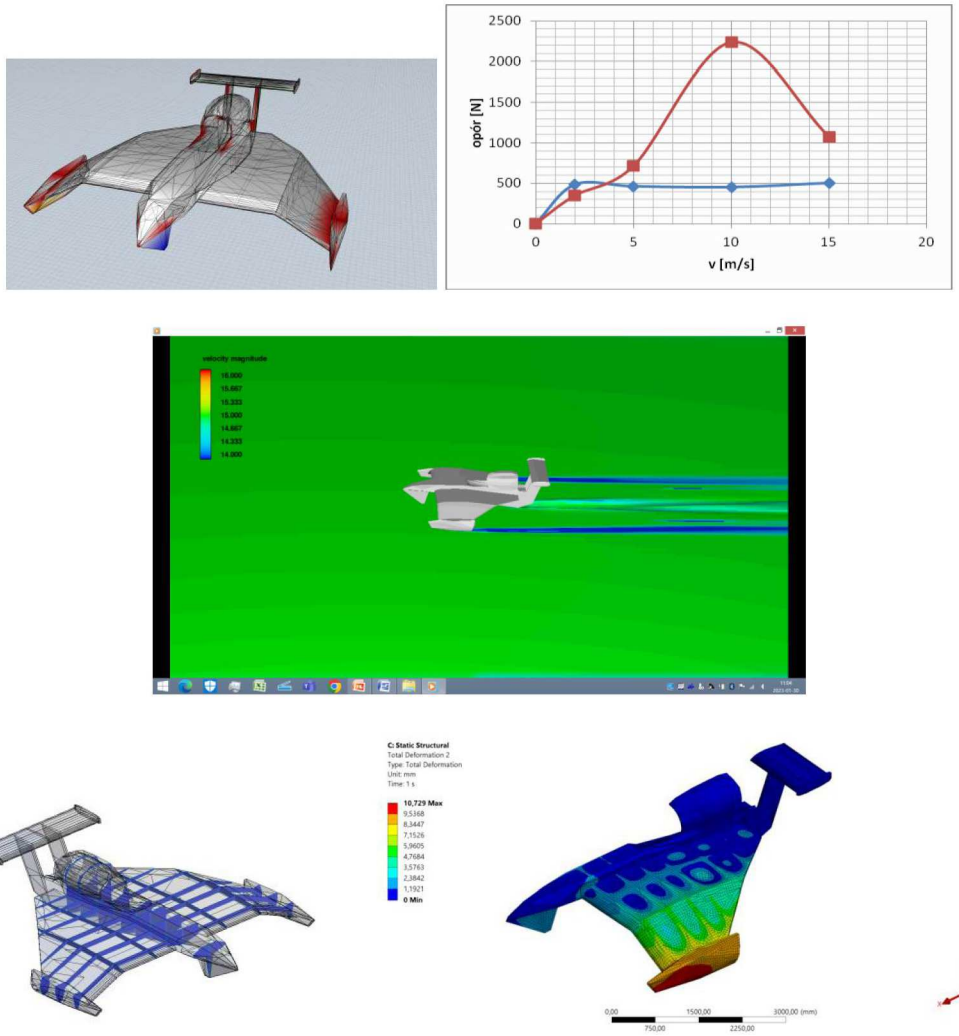
Na rysunku 4 przedstawiono wizualizację wybranych elementów analizy właściwości hydro-aerodynamicznych, oporu platformy oraz wybranych elementów dotyczących analizy konstrukcyjno-wytrzymałościowej platformy.

7. Podsumowanie

7.1. Dotychczasowe wyniki

Dotychczas przeprowadzono badania parametryczne z użyciem symulacji komputerowej w zakresie następujących zagadnień związanych z opracowaniem platformy:

- zdefiniowano geometrię (kształtu kadłuba) platformy, która znajduje się w fazie analizy i udoskonalania,
- w celu wstępnego oszacowania masy i położenia środka masy platformy dobrano wstępnie materiały konstrukcyjne, systemy pokładowe (napędowy) i wyposażenie platformy,
- trwają prace przygotowawcze do analizy obciążeń platformy,
- trwają prace przygotowawcze do analizy wytrzymałości konstrukcji,
- trwają prace przygotowawcze do analizy pływalności i stateczności,
- trwają prace przygotowawcze do analizy właściwości oporowo-napędowych,
- trwają prace związane z analizą właściwości hydro-aerodynamicznych platformy, z uwzględnieniem efektu przypowierzchniowego.



Rys. 4. Wizualizacja wybranych elementów analizy właściwości hydro-aerodynamicznych, oporu platformy oraz wybranych elementów dotyczących analizy konstrukcyjno-wytrzymałościowej platformy

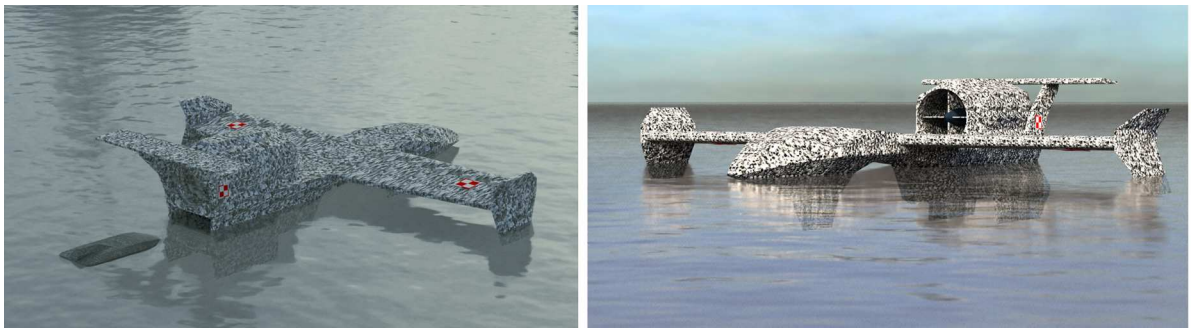
Po zakończeniu wszystkich prac w ramach etapu 1 projektu zostanie opracowany projekt techniczny platformy, który będzie podstawą opracowania projektu wykonawczego do budowy demonstratora platformy.

7.2. Kierunki dalszych badań

Istnieje możliwość zastosowania wyników projektu w obszarze obronności i bezpieczeństwa państwa:

- w morskich oddziałach Wojsk Specjalnych, Marynarce Wojennej, Straży Granicznej, Urzędzie Morskim, w oddziałach Policji,
- do zadań logistycznych, patrolowych, a docelowo do zadań rozpoznawczych, skrytych i bojowych.

W fazie rozwojowej przewiduje się wykorzystanie platformy do zadań rozpoznawczych z użyciem głowicy sensorycznej przenoszonej przez platformę przy współpracy z pojazdami typu AUV. Z uwagi na strategię i taktykę wojny przyszłości na morzu (wojna w Ukrainie, zmiany w NATO) można rozważyć zastosowanie dywizjonów wielofunkcyjnych platform podwodnych typu AUV i przypowierzchniowych typu USV-UAV-WIG.



Rys. 5. Wizualizacja platformy nawodno-powietrznej typu USV-UAV-WIG w wersji przybliżonej do operacyjnej

Podziękowania

Poniższa praca powstała w ramach projektu badawczego: Umowa nr DOB SZAFIR/01/B/036/ 04/2021 o wykonanie i finansowanie projektu realizowanego na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa w ramach konkursu 4/SZAFIR/2021 pt. „Bezzałogowa platforma nawodno-powietrzna wykorzystująca efekt przypowierzchniowy wspierająca działania Wojsk Specjalnych na akwenach morskich", finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju.

Narodowe Centrum Badań i Rozwoju

Bibliografia

1. Materiały wewnętrzne Konsorcjum PG-WAT-ITWL: Umowa nr DOB SZAFIR/01/B/036/04/2021 o wykonanie i finansowanie projektu realizowanego na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa w ramach konkursu 4/SZAFIR/2021 pt. „Bezzałogowa platforma nawodno-powietrzna wykorzystująca efekt przypowierzchniowy wspierająca działania Wojsk Specjalnych na akwenach morskich"
2. Belawin N.I., *Ekranoplany*, Wydawnictwo „Budownictwo okrętowe" (wydano w j. rosyjskim), UDK 629.12.011.17:629.7, Leningrad 1977
3. Waganow A.M., *Projektowanie jednostek szybkich*, Wydawnictwo „Budownictwo okrętowe" (wydano w j. rosyjskim), UDK 629.123.4.072.2.001.2 (075.8), Leningrad 1978
4. Gerigk M., *Kompleksowa metoda oceny bezpieczeństwa statku w stanie uszkodzonym z uwzględnieniem analizy ryzyka*, Monografie 101, Wydawnictwo Politechniki Gdańskiej, Gdańsk 2010
5. Gerigk M.K., *Modelowanie cech hydromechanicznych dwustanowych bezzałogowych obiektów pływających*, Monografia naukowa z okazji 70 rocznicy urodzin Profesora Edmunda Wittbrodta pt. „Od metody elementów skończonych do mechatroniki", Praca zbiorowa pod redakcją K.J. Kalińskiego i K. Lipińskiego, Politechnika Gdańska, Gdańsk 2017, ISBN 978-83-7348-709-3, s. 143-154
6. Gerigk M.K., Modelling of performance of an AUV stealth vehicle. Design for operation, *Proceedings of IMAM 2017, 17th International Congress of the International Maritime Association of the Mediterranean*, Lisbon, Portugal, 9-11 October 2017,. Vol. 1, 365-369, 2018, Taylor & Francis Group, London. A Balkema Book, ISBN 978-0-8153-7993-5
7. Lloyd's Register Technical Association, *Development of Rules and Regulations for Wing in Ground Effect*, Craft Paper No. 4, Session 2001-2002
8. Gerigk M.K., Materiały wewnętrzne. Zakład Mechaniki i Obiektów Bezzałogowych, Instytut Mechaniki i Konstrukcji Maszyn, Wydział Inżynierii Mechanicznej i Okrętownictwa, Politechnika Gdańska, Gdańsk 2021

9. Kornev N., Matveev K., *Complex numerical modeling of dynamics and crashes of wing-in-ground vehicles*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA 2003-600, 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 6-9 January 2003, Reno, Nevada
10. Matveev K.I., Aero-hydrodynamic aspects of power-augmented ram wings, *Journal of Ship Research*, **57**, 2, 86-97, 2013

Literatura dodatkowa:

11. SE Technology web site, The WIG Page, www.se-technology.com
12. Buckle A.K., *Air Cushion Vehicles*, Staff Association (1966/7)
13. Rozhdestvensky and Kubo
14. Royal Institute of Naval Architects, Conference on Wing in Ground Effect Craft, December 1997
15. Weiselberger C., *Uber den Flugelwiderstand in der Nake des Bodens*, 12, 1921, pp. 145-147
16. Edwin P.E. van Opstal, *Longitudinal Stability of WIG Boats*, 2000
17. The Anatomy of the Airplane, Darrol Stintion 1998
18. Glossary of Aeronautical Terms of the British Standards Institution
19. International Maritime Organization, DE 45/6/2 Agenda Item 6
20. www.flightship.net
21. Joint Aviation Authorities, Joint Aviation Requirements 2002
22. International Maritime Organization, Code for Dynamically Supported Craft, 1977
23. International Maritime Organization, Code for Safety for High Speed Craft, 2000
24. Rules and Regulations for the Classification of Naval Ships
25. International Standards Organization, ISO/NP17894 (no published)

Analysis of hydro-aerodynamic characteristics of an unmanned surface-air vehicle with the wing-in-ground effect taken into account

The paper presents the issues of a research on the development of a technology demonstrator of an unmanned surface-air vehicle using the wing-in-ground WIG effect. Basic research problems related to the analysis of vehicle hydro-aerodynamic characteristics have been described. The subject of research, an unmanned surface-air vehicle of the USV-UAV-WIG type, is described. The research method is discussed. A preliminary analysis of the performance and behaviour of the USV-UAV-WIG vehicle in conditions close to real ones has been carried out using the CFD computational fluid dynamics method. The results have been presented in the final part of the article. Directions for further research and final conclusions from the research done so far are given.

Keywords: USV-UAV-WIG unmanned surface-air vehicle, hydro-aerodynamic characteristics, motion mechanics, dynamics

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/89-102

STRATEGIE WYKONYWANIA LOTÓW JAKO POTENCJALNE ŹRÓDŁA ENERGII DLA BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

Robert Głębocki, Rafał Ożóg, Mariusz Jacewicz, Juliusz Hanke
Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: robert.glebocki@pw.edu.pl; rafal.ozog@pw.edu.pl; mariusz.jacewicz@pw.edu.pl; juliusz.hanke.stud@pw.edu.pl

Bezzałogowe statki powietrzne w ostatnich dekadach coraz bardziej zyskują na popularności. W związku z wszechstronnością zastosowań, zaczynając od czysto hobbystycznego poprzez profesjonalną fotografię lub misje ratowniczo-poszukiwawcze, platformy bezzałogowe muszą sprostać rygorystycznym wymogom. Rozwój, miniaturyzacja i masowa produkcja komponentów elektronicznych pozwala na znaczącą zmienność w konfiguracji platformy oraz jej rozmiarze. Niemniej, wszystkie konstrukcje łączy wspólna cecha – ograniczona długotrwałość lotu. Rozwiązaniem powyższego ograniczenia może być użycie odnawialnych źródeł energii w formie promieniowania słonecznego lub prądów wznoszących. Techniki lotu stosowane przez ptaki i z powodzeniem powielone przez pilotów szybowców są najlepszym dowodem możliwości zwiększenia długotrwałości lotu. Energia słoneczna zmagazynowana w akumulatorach podczas dnia może zostać zużyta na zasilanie samolotu w godzinach nocnych. W ramach artykułu dokonano przeglądu platform zdolnych do ciągłego lotu. Bazując na wykonanej analizie, zaprezentowano zalety oraz ograniczenia takich konstrukcji. Wnioski uzyskane z tego etapu staną się kluczowym wymaganiem dla rozwoju unikatowej platformy badawczej. W pierwszej kolejności zbadano wpływ technik latania na długotrwałość lotu. Ze względu na fakt, że proponowane rozwiązania są czułe na warunki pogodowe i silnie zależą od geograficznej lokalizacji, celem autorów było zbadanie możliwych do uzyskania korzyści w wydłużaniu czasu lotu. W celu określenia bilansu energii wykonano serię symulacji w pakiecie MATLAB/Simulink. Przyszłe prace skoncentrują się na efektywnym połączeniu technik latania z użyciem prądów wznoszących.

Słowa kluczowe: panele fotowoltaiczne, UAV, odnawialne źródła energii

1. Wstęp

Jednym z głównych problemów związanych z bezzałogowymi statkami powietrznymi jest ograniczona ilość energii dostępnej w zamontowanych na pokładzie akumulatorach, co limituje ich zasięg oraz długotrwałość lotu. Istnieje wiele możliwości zwiększenia długotrwałości lotu statku powietrznego. Jedną z nich jest zastosowanie akumulatorów o większej pojemności, ale to rozwiązanie powoduje zwiększenie masy. Kolejna możliwość to wymiana akumulatorów. Wiąże się to jednak z koniecznością przerwania lotu i przyziemienia, co nie zawsze może być wykonalne (np. podczas lotu nad otwartym oceanem). Możliwe jest także wykorzystanie energii pochodzącej z pola wiatru. Podejście takie zainspirowane zostało poprzez obserwację zachowań ptaków w ich naturalnym środowisku. Istnieją dwie podstawowe strategie realizacji tej koncepcji: krążenie statyczne oraz dynamiczne [1], [2]. Pierwsze z nich polega na wykorzystaniu pionowych ruchów mas powietrza i jest szeroko stosowane w szybownictwie. Druga metoda polega na korzystaniu z różnicy prędkości poziomej na różnych wysokościach [3], [4]. Jeszcze inną możliwością jest wyposażenie samolotu w zestaw ogniw fotowoltaicznych. Do tej pory powstało wiele konstrukcji wykorzystujących energię słoneczną, ale większość z nich znalazła zastosowanie jedynie badawcze. Podstawowe parametry wybranych samolotów przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Zestawienie danych dla opracowanych bezzałogowych samolotów wyposażonych w ogniwa fotowoltaiczne

Źródło literaturowe	Samolot	Rok oblotu	Długotrwałość lotu [h]	Masa [kg]	Rozpiętość [m]	Długość [m]	Pow. skrzydła [m^2]
[5]	SoLong	2005	48	12,8	4,75	–	1,5
[6]	Atlantik Solar	2012	81	6,3	5,695	1,998	1,74
[7]	ZEPHYR	2005	1536	30	18,0	–	27,9
[8]	Sun-sailor	2006	0,75	3,6	2,2	2,279	1,35
[8]-[11]	Sky-sailor	2008	27	2,6	3,2	1,82	0,787
[8], [12]	Sun surfer	2007	–	0,12	0,77	–	0,08
[8]	Cranfield Solar	–	24	3	3,7	–	–
[13]	MARAAL	2017	16	17	5,35	–	2,04
[14]	Helios	1999	24+	1052	75,3	5	180,7
[15]	Pathfinder	–	15	252	29,5	3,6	73,56
[16]	Centurion	1998	15	529	61,8	3,6	153,1

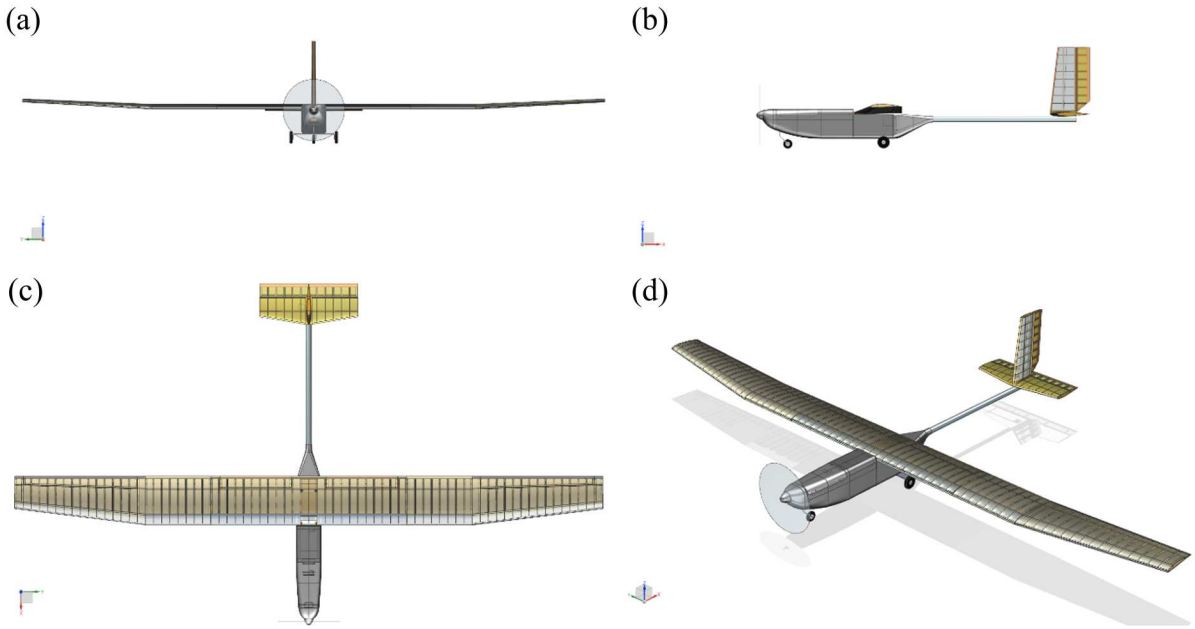
Zestawienie dla 93 opracowanych konstrukcji znaleźć można w pracy Notha [7]. Przegląd historyczny konstrukcji samolotów zasilanych energią słoneczną został zaprezentowany też w opracowaniu Zhu [17]. Samoloty te często testowane były w specyficznych warunkach i posiadały bardzo niskie obciążenie powierzchni. Energia zgromadzona w czasie dnia może być używana do zwiększenia wysokości lotu. Uzyskana w ten sposób energia potencjalna może zostać zużyta w nocy poprzez opadanie samolotu.

Celem pracy było zbadanie możliwości zwiększenia długotrwałości lotu dla nowo opracowywanego samolotu badawczego AZ-5 poprzez wyposażenie go w zestaw ogniw fotowoltaicznych. Badania wykonane zostały za pomocą stworzonej w tym celu symulacji komputerowej. Porównano czas lotu dla konfiguracji bez paneli oraz z panelami fotowoltaicznymi.

Struktura pozostałej części dokumentu jest następująca. Rozdział drugi zawiera opis platformy testowej. W rozdziale trzecim przedstawiono model matematyczny badanego systemu. Rozdział czwarty przedstawia wyniki przeprowadzonych komputerowych symulacji lotu. Artykuł kończy się podsumowaniem wyników uzyskanych podczas badań oraz sugestią dotyczącą możliwych przyszłych kierunków badań.

2. Platforma badawcza

W celu realizacji badań opracowana została bezzałogowa platforma badawcza AZ-5 (rys. 1). Konstrukcja w konfiguracji klasycznej wykonana została z balsy i sklejki. Skrzydło posiada stały profil SD7032 wzdłuż rozpiętości. Samolot napędzany jest silnikiem AXi V2 4120/20 i dwułopatowym śmigłem APC 15x8E. Jako autopilot wykorzystany został układ Cube Orange. System zasilany jest pakietem KAVAN 5000mAh o całkowitym napięciu 22,2 V (jest on złożony z sześciu ogniw). Masa akumulatora to 0,718 kg. Samolot wyposażony jest w dwie lotki, ster wysokości i ster kierunku poruszane przez elektryczne serwomechanizmy Hitec HS-7245MH (łącznie 4 sztuki). Każda z powierzchni sterowych może działać niezależnie od pozostałych. Górna powierzchnia skrzydła pokryta została panelami fotowoltaicznymi z krzemu monokrystalicznego. Założono, że samolot wyposażony jest w panele fotowoltaiczne RWE-S-32. Są to panele dedykowane do zasilania statków kosmicznych. Takie panele stosowane były między innymi na samolocie



Rys. 1. Rysunek samolotu AZ-5

Sun-Surfer [12] oraz w badaniach prowadzonych przez Bronz'a [18]. Wymiary pojedynczego panelu to 74 mm×31,9 mm, a masa to 47,1 g. Panele te są elastyczne, a więc mogą zostać dobrze dopasowane do krzywizny powierzchni skrzydła. Uzyskiwane z jednego panelu napięcie maksymalne (czyli w punkcie pracy odpowiadającym największej mocy) wynosi 0,528 V, natomiast maksymalne natężenie prądu to 1,03 A. Dysponując ustalonymi wymiarami płata i znając geometrię paneli, przyjęto, że skrzydło może być wyposażone w co najwyżej 354 takich paneli. Pod względem elektrycznym 44 panele są połączone szeregowo, co pozwala uzyskać napięcie zasilania 23,232 V. 8 zestawów połączeń szeregowych połączono równolegle, co umożliwia otrzymać natężenie prądu na poziomie 8,3 A. W sumie pozwala to uzyskać około 190 W mocy. Podstawowe parametry samolotu (wyznaczone za pomocą modelu bryłowego CAD) przedstawiono w tabeli 2.

Tabela 2. Parametry samolotu AZ-5

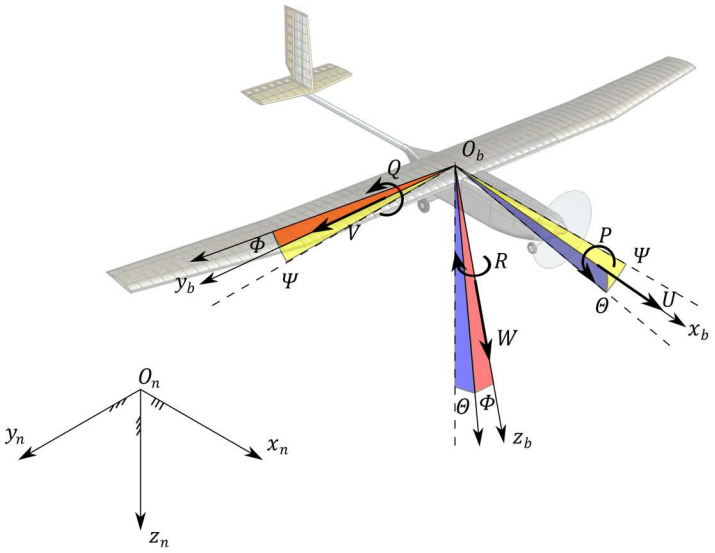
Parametr	Symbol	Wartość
Masa startowa	m	6 kg
Momenty bezwładności	I_{xx}	1,62 kg·m^2
	I_{yy}	2,49 kg·m^2
	I_{zz}	4,09 kg·m^2
	I_{xz}	0,0035 kg·m^2
Rozpiętość skrzydła	b_w	3,6 m
Powierzchnia nośna	S_w	1,08 m^2
Powierzchnia paneli	S_{sa}	0,836 m^{2*}
Zakres wychyleń steru wysokości	δ_{ER} oraz δ_{EL}	od $-15°$ do $+15°$
Zakres wychyleń lotek	δ_{AR} oraz δ_{AL}	od $-15°$ do $+15°$
Zakres wychyleń steru kierunku	δ_R	od $-15°$ do $+15°$

* Do obliczeń w modelu przyjęto 1 m^2, ponieważ istnieje możliwość instalacji dodatkowych paneli na usterzeniu

3. Model matematyczny

3.1. Dynamiczne równania ruchu samolotu

W celu zbadania osiągów systemu stworzono jego model matematyczny. Założono, że samolot jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody. Wychylenia powierzchni aerodynamicznych nie zmieniają momentów bezwładności. Przyjęto, że lot odbywa się w warunkach bezwietrznych. Wykorzystywane w modelu układy współrzędnych przestawiono na rys. 2.



Rys. 2. Układy współrzędnych użyte w symulacji

Dynamiczne równania ruchu samolotu mają postać [19]

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{\Omega}\mathbf{A}\mathbf{x} = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_a + \mathbf{F}_s \tag{3.1}$$

gdzie $\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R]^{\mathrm{T}}$, natomiast U, V, W to prędkości liniowe a P, Q, R to prędkości kątowe (zaznaczone na rys. 2). Macierze $\mathbf{A}$ i $\mathbf{\Omega}$ dane są jako

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ 0 & 0 & 0 & -I_{xz} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix} \qquad \mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \tag{3.2}$$

gdzie $\mathbf{F}_g$ to obciążenia grawitacyjne, $\mathbf{F}_a$ obciążenia aerodynamiczne natomiast $\mathbf{F}_s$ to obciążenia od napędu. Związki kinematyczne pomiędzy pochodnymi położenia w układzie $O_n x_n y_n z_n$ i prędkościami liniowymi w układzie $O_b x_b y_b z_n$ mają postać

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{y}_n \\ \dot{z}_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Theta\cos\Psi & \sin\Phi\sin\Theta\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi \\ \cos\Theta\sin\Psi & \sin\Phi\sin\Theta\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi \\ -\sin\Theta & \sin\Phi\cos\Theta & \cos\Phi\cos\Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

Związki kinematyczne pomiędzy pochodnymi kątów orientacji przestrzennej i prędkościami kątowymi są następujące

$$\begin{bmatrix}\dot{\Phi}\\ \dot{\Theta}\\ \dot{\Psi}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}1 & \sin\Phi\tan\Theta & \cos\Phi\tan\Theta\\ 0 & \cos\Phi & -\sin\Phi\\ 0 & \sin\Phi\sec\Theta & \cos\Phi\sec\Theta\end{bmatrix}\begin{bmatrix}P\\ Q\\ R\end{bmatrix} \tag{3.4}$$

Siły $\mathbf{F}_g$ pochodzące od grawitacji obliczono jako

$$\mathbf{F}_g = [X_g, Y_g, Z_g]^{\mathrm{T}} = mg[-\sin\Theta, \cos\Theta\sin\Phi, \cos\Theta\cos\Phi]^{\mathrm{T}} \tag{3.5}$$

gdzie g jest przyspieszeniem grawitacyjnym. Momenty od grawitacji $\mathbf{M}_g$ względem początku O_b układu związanego z samolotem są wektorem zerowym, ponieważ przyjęto, że środek masy pokrywa się z punktem O_b.

Całkowitą szybkość lotu V_{tot} obliczono jako

$$V_{tot} = \sqrt{(U-U_W)^2 + (V-V_W)^2 + (W-W_W)^2} \tag{3.6}$$

gdzie U_W, V_W, W_W są składowymi wektora prędkości wiatru wyrażonymi w układzie współrzędnych $O_b x_b y_b z_b$. Kąty natarcia α i ślizgu β dane są jako

$$\alpha = \arctan\frac{W-W_W}{U-U_W} \qquad \beta = \arcsin\frac{V-V_W}{V_{tot}} \tag{3.7}$$

Przyjęto następujący model sił i momentów aerodynamicznych w układzie $O_w x_w y_w z_w$ związanym z napływem

$$\begin{aligned}
C_D &= C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi\Lambda}\\
C_Y &= C_{Y0} + C_{Y\beta}\beta + C_{YP}\frac{P}{2V_{tot}} + C_{YR}\frac{R}{2V_{tot}} + C_{Y\delta_R}\delta_R\\
C_L &= C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{ZQ}\frac{Q}{2V_{tot}} + C_{L\delta_E}\delta_E\\
C_l &= C_{l0} + C_{lp}\frac{P}{2V_{tot}} + C_{lR}\frac{R}{2V_{tot}} + C_{l\delta_{AR}}\delta_{AR} + C_{l\delta_{AL}}\delta_{AL}\\
C_m &= C_{m0} + C_{mQ}\frac{Q}{2V_{tot}} + C_{m\delta_{ER}}\delta_{ER} + C_{m\delta_{EL}}\delta_{EL}\\
C_n &= C_{n0} + C_{nP}\frac{P}{2V_{tot}} + C_{nR}\frac{R}{2V_{tot}} + C_{n\delta_R}\delta_R
\end{aligned} \tag{3.8}$$

Charakterystyki aerodynamiczne samolotu zostały wyznaczone za pomocą programów XFLR5, AVL oraz DATCOM. Bezwymiarowe współczynniki są transformowane z układu związanego z napływem $O_w x_w y_w z_w$ do układu związanego z obiektem $O_b x_b y_b z_b$ wedle zależności

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix}C_{Xb}\\ C_{Yb}\\ C_{Zb}\end{bmatrix} &= \begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\\ \sin\beta & \cos\beta & 0\\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha\end{bmatrix}\begin{bmatrix}C_D\\ C_Y\\ C_Z\end{bmatrix}\\
\begin{bmatrix}C_{Lb}\\ C_{Mb}\\ C_{Nb}\end{bmatrix} &= \begin{bmatrix}\cos\alpha\cos\beta & -\cos\alpha\sin\beta & -\sin\alpha\\ \sin\beta & \cos\beta & 0\\ \sin\alpha\cos\beta & -\sin\alpha\sin\beta & \cos\alpha\end{bmatrix}\begin{bmatrix}C_l\\ C_m\\ C_n\end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{3.9}$$

Siły i momenty aerodynamiczne dane są jako

$$\mathbf{F}_a = \begin{bmatrix}X_a\\ Y_a\\ Z_a\end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho V_{tot}^2 S_w \begin{bmatrix}C_{Xb}\\ C_{Yb}\\ C_{Zb}\end{bmatrix} \qquad \mathbf{M}_a = \begin{bmatrix}L_a\\ M_a\\ N_a\end{bmatrix} = \frac{1}{2}\rho V_{tot}^2 S_w c_w \begin{bmatrix}C_{Lb}\\ C_{Mb}\\ C_{Nb}\end{bmatrix} \tag{3.10}$$

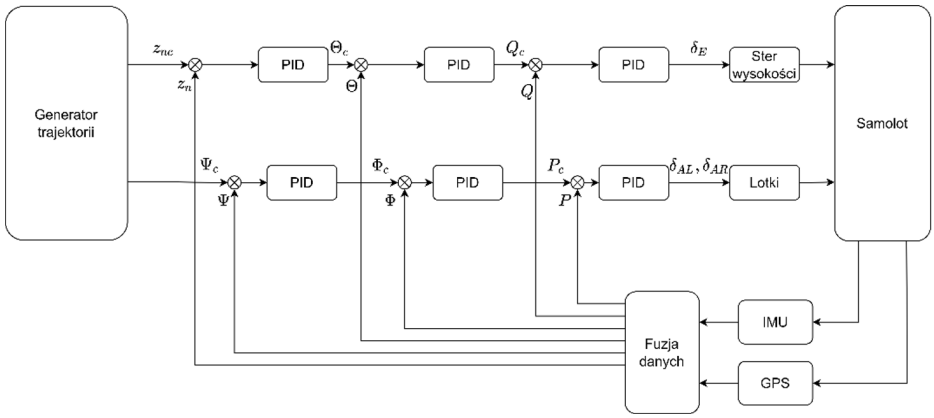
Obciążenia generowane przez zespół napędowy obliczono jako

$$\mathbf{F}_s = \begin{bmatrix} X_s \\ Y_s \\ Z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f(RPM, V_{tot}) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{M}_s = \begin{bmatrix} L_s \\ M_s \\ N_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_p Z_s - z_p Y_s \\ z_p X_s - x_p Z_s \\ x_p Y_s - y_p X_s \end{bmatrix} \tag{3.11}$$

gdzie x_p, y_p, z_p są współrzędnymi położenia kołpaka śmigła w układzie $O_b x_b y_b z_b$. Dane na temat ciągu $f(RPM, V_{tot})$ w funkcji prędkości obrotowej silnika oraz szybkości lotu zostały dostarczone przez producenta śmigła.

3.2. Model autopilota

Układ sterowania jest w stanie realizować lot według trasy zadanej poprzez zbiór punktów. Schemat struktury autopilota przedstawiono na rys. 3.



Rys. 3. Schemat modelu autopilota

Kanał podłużny odpowiada za utrzymanie zadanej wysokości lotu. Kanał poprzeczny steruje kursem. Utrzymywanie szybkości lotu odbywa się poprzez pętlę sprzężenia zwrotnego sterującą prędkością obrotową silnika. Zastosowano regulatory proporcjonalno-całkująco-różniczkujące działające w układzie kaskadowym. W kanale pionowym pętla wewnętrzna odpowiada za regulację prędkości kątowej pochylania. Pętla pośrednia realizuje sterowanie kątem pochylenia, a pętla zewnętrzna wysokością. Analogicznie, w kanale poprzecznym pętla wewnętrzna steruje prędkością kątową przechylania, pętla środkowa kątem przechylenia, a pętla zewnętrzna kursem. Nastawy regulatorów dobrano manualnie za pomocą aplikacji PID Tuner dostępnej w Simulinku. W celu realizacji lotu po zdefiniowanej uprzednio trasie wykorzystano blok Waypoint Follower [20] z biblioteki UAV Toolbox pakietu MATLAB. Sygnałami wyjściowymi z bloku śledzenia trajektorii są zadana wysokość lotu i kurs.

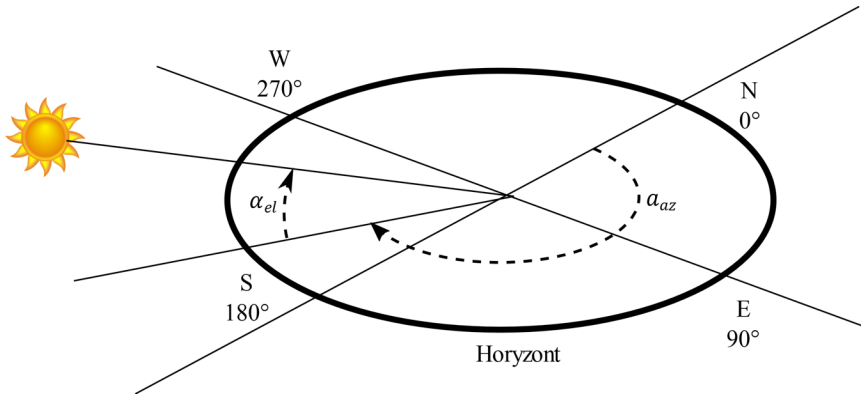
3.3. Model promieniowania słonecznego

W celu zasymulowania ilości pozyskiwanej energii koniecznym było stworzenie modelu promieniowania słonecznego. Pozycję Słońca na niebie zdefiniowano poprzez kąty azymutu a_{az} oraz elewacji α_{el} (rys. 4).

Deklinacja została obliczona jako [21], [22]

$$\delta = 23{,}45 \sin\Big(\frac{360}{365}(284 + n)\Big) \tag{3.12}$$

gdzie $n = 1, \ldots, 365$ jest kolejnym dniem roku.



Rys. 4. Parametry określające położenia Słońca na nieboskłonie (dla półkuli północnej)

Kąt godzinny [min/°] wyliczono jako

$$t_{ST} = t_{LST} + t_{ET} + (l_{ST} - l_{Local})4 \tag{3.13}$$

Równanie czasu ma postać [22]

$$E = 229{,}2(0{,}000075 + 0{,}001868\cos B - 0{,}032077\sin B - 0{,}014615\cos 2B - 0{,}04089\sin 2B) \tag{3.14}$$

gdzie $B = (n-1)(360/365)$.

Elewację α_{el} Słońca wyznaczono z zależności [21], [23]

$$\alpha_{el} = a\sin(\sin\delta\sin\varphi + \cos\delta\cos\varphi\cos h) \tag{3.15}$$

Azymut a_{az} (z zakresu od 0° do 360°) wyliczono jako [23]

$$a_{az} = a\cos\frac{\sin\delta\cos\varphi - \cos\delta\sin\varphi\cos h}{\cos\alpha_{el}} \tag{3.16}$$

Funkcja arcus cosinus przyjmuje wartości od 0° do 180°. Jeżeli kąt godzinny jest ujemny, to wtedy $a_{az} = 360° - a_{az}$. Przy tak sformułowanym warunku a_{az} zmienia się od 0° do 360°. Wszystkie kąty w równaniach (3.13)-(3.17) wyrażono w stopniach. W celu obliczenia natężenia promieniowania padającego na powierzchnię paneli fotowoltaicznych wykorzystano model ASHRAE. Model ten pomija obecność zachmurzenia (nadaje się do obliczeń przy bezchmurnym niebie). Stała słoneczna wynosi $I_0 = 1353\,\mathrm{W/m^2}$. Ilość promieniowania docierająca do górnych granic atmosfery zmienia się o około 3.3% w cyklu rocznym wskutek zmian odległości między Ziemią i Słońcem, a opisana jest przez zależność [21]

$$I = I_0\left(1 + 0{,}034\cos\frac{360n}{365{,}25}\right) \tag{3.17}$$

Masa optyczna atmosfery określona jest jako [21]

$$m = \frac{1}{\sin\alpha_{el} + 0{,}50572(6{,}07995 + \alpha_{el})^{-1{,}6364}} \tag{3.18}$$

gdzie kąt elewacji α_{el} wyrażony jest w stopniach.

Irradiancja na jednostkę powierzchni prostopadłej do kierunku padania promieni słonecznych jest obliczana wedle wzoru [21], [24]

$$I_{b,N} = I\mathrm{e}^{-\tau_b m^b} \tag{3.19}$$

Natomiast dyfuzyjna irradiancja na jednostkę powierzchni poziomej dana jest jako [21], [24]

$$I_{d,h} = I\mathrm{e}^{-\tau_d m^d} \tag{3.20}$$

W modelu pominięto wpływ promieniowania odbitego od powierzchni Ziemi, ponieważ jego natężenie jest pomijalnie małe w porównaniu z dwoma pozostałymi składnikami. Współczynniki τ_b i τ_d zależą od lokalizacji i zmieniają się w ciągu roku. Ich wartości można znaleźć w literaturze [21]. Wielkości b oraz d są określone przez empiryczne zależności [21], [24]

$$\begin{aligned} b &= 1{,}219 - 0{,}043\tau_b - 0{,}151\tau_d - 0{,}204\tau_b\tau_d \\ d &= 0{,}202 + 0{,}852\tau_b - 0{,}007\tau_d - 0{,}357\tau_b\tau_d \end{aligned} \tag{3.21}$$

Kąt pomiędzy kierunkiem padania promieniowania słonecznego oraz prostą prostopadłą do powierzchni paneli fotowoltaicznych wyznaczono jako [24], [25]

$$\begin{aligned} \cos\lambda = {} & \cos\alpha_e \sin\alpha_s(\cos\Psi\sin\Phi - \cos\Phi\sin\Psi\sin\Theta) \\ & - \cos\alpha_e\cos\alpha_s(\sin\Phi\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi\sin\Theta) + \cos\Phi\sin\alpha_e\cos\Theta \end{aligned} \tag{3.22}$$

Moc uzyskiwana przez jednostkową powierzchnię paneli dana jest wzorem

$$P_{sa} = I_b\cos\lambda + I_d\cos^2\frac{\Phi}{2} \tag{3.23}$$

3.4. Model paneli słonecznych

W modelu paneli pominięto krzywiznę górnej części skrzydła i założono, że panele fotowoltaiczne mogą zostać zamodelowane za pomocą płaskiej powierzchni. Aby uwzględnić ewentualne straty, wprowadzono współczynnik sprawności $\eta_{cam} = 0{,}9$. Energię uzyskiwaną poprzez panele słoneczne obliczono, całkując w czasie generowaną przez nie moc [26]

$$E_g = \eta\eta_{cam}\eta_{MPPT}S_{sa}\int_0^t P_{sa}\,dt \tag{3.24}$$

Przyjęto, że sprawność η zastosowanych paneli wynosi 21%. Panele RWE-S-32 w oryginalnej wersji mają sprawność 16.9% (stan na rok 2007), ale technologia ta ciągle się rozwija, więc dopuszczalnym jest przyjęcie większej wartości. Założono, iż sprawność układu śledzenia punktu mocy maksymalnej $\eta_{MPPT} = 0{,}97$.

Energia pozyskiwana za pomocą paneli jest wykorzystywana do zasilania napędu oraz systemów podkładowych, a także do ładowania akumulatorów. Jeżeli ilość energii uzyskiwana z paneli jest większa niż potrzebna do zasilania wszystkich układów samolotu, to nadwyżka zostaje użyta na doładowanie akumulatora. W przeciwnym przypadku brakująca ilość energii jest na bieżąco czerpana z akumulatora. Szczególnie w nocy, gdy ilość energii uzyskiwana z paneli jest pomijalnie mała, głównym źródłem zasilania staje się akumulator. W modelu przyjęto, że ładowanie akumulatora odbywa się metodą stałoprądową (model ładowarki został uwzględniony w obliczeniach).

3.5. Model wykorzystania energii podczas lotu

Energię zużywaną podczas lotu obliczono jako sumę energii potrzebnej do działania zespołu napędowego $E_R(t)$ oraz energii zużywanej przez pozostałe systemy pokładowe $E_E(t)$

$$E_T(t) = E_R(t) + E_E(t) \tag{3.25}$$

Energia $E_R(t)$ zużywana przez silnik elektryczny została obliczona jako

$$E_R(t) = \int_{t_0}^{t_k} \tau(t)\Omega(t)\, dt \tag{3.26}$$

gdzie τ to moment oporowy silnika, Ω prędkość obrotowa, t_0 czas początkowy, t_k czas końcowy. Równanie opisujące dynamikę silnika jest następujące

$$I_{zp}\dot{\Omega}(t) = \tau(t) - k_m\Omega^2(t) - D_v\Omega(t) \tag{3.27}$$

gdzie I_{zp} to moment bezwładności obracającego się zespołu śmigło i wirnik silnika, k_m współczynnik momentu oporowego śmigła, natomiast D_v to współczynnik tarcia lepkiego silnika. Wstawiając przekształcone ze względu na $\tau(t)$ równanie (3.26) i (3.27) oraz uwzględniając efektywność f_r, otrzymano

$$E_m = \int_{t_0}^{t_k} \frac{I_{zzp}\dot{\Omega}(t) + k\Omega^2(t) + D_v\Omega_j(t)}{f_r(\tau(t), \Omega(t))}\Omega(t)\, dt \tag{3.28}$$

Założono, że zapotrzebowanie na moc P_{sub} przez systemy pokładowe (autopilot, serwomechanizmy, czujniki, odbiornik zdalnego sterowania) jest stałe w czasie i ma wartość 11 W, a więc zużywana przez nie energia wynosi

$$E_E(t) = \int_{t_0}^{t_f} P_{sub}\, dt \tag{3.29}$$

3.6. Model akumulatora

W modelu akumulatora pominięto wpływ temperatury oraz procesów starzenia na działanie urządzenia. W celu zamodelowania zmian napięcia wykorzystano model Shepherda [27]-[29]. Zmiana napięcia na akumulatorze podczas procesu rozładowania opisana jest poprzez zależność [30]

$$U_{disch} = E_0 - K\frac{Q}{Q - \int_0^t I\, dt}(I^* + I) + A\mathrm{e}^{-B\int_0^t I\, dt} - RI \tag{3.30}$$

gdzie U_{disch} to aktualne napięcie na akumulatorze, E_0 napięcie obwodu otwartego (22,2 V), K stała polaryzacji (0,029967 A/Ah), Q pojemność akumulatora (5 Ah), I natężenie prądu, I^* pochodna natężenia prądu po czasie, A amplituda strefy wykładniczej (1,6795 V), B pojemność wykładnicza (12,2124 A/h), R rezystancja wewnętrzna akumulatora (założono wartość 0,04 Ω).

Podczas ładowania napięcie zmienia się według zależności [27]-[29]

$$U_{char} = E_0 - K\frac{Q}{\int_0^t I\, dt + 0{,}1Q}I^* - K\frac{Q}{Q - \int_0^t I\, dt}I + A\mathrm{e}^{-B\int_0^t I\, dt} - RI \tag{3.31}$$

4. Uzyskane rezultaty badań

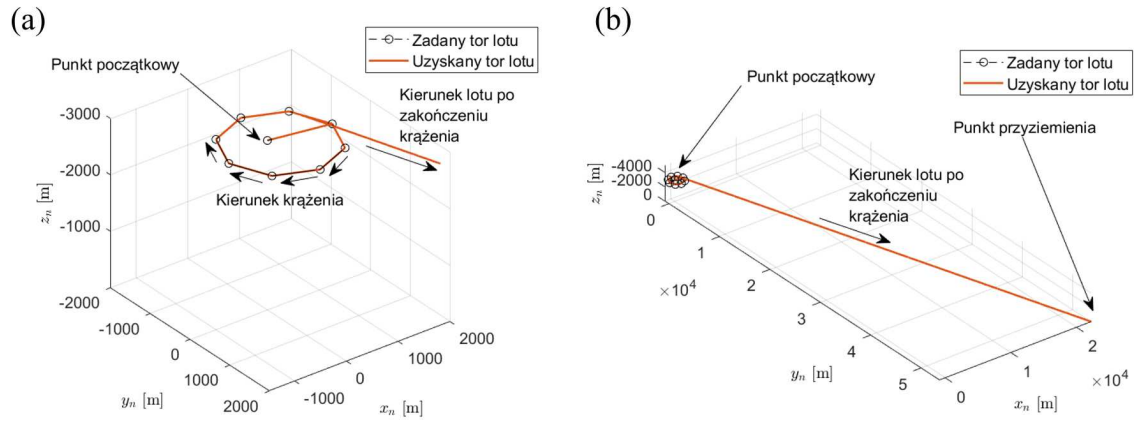
Stworzony model matematyczny systemu został zaimplementowany w pakiecie MATLAB/Simulink R2020b. Działanie ładowarki oraz baterii odwzorowano, korzystając z biblioteki Simscape Electrical. Program następnie zoptymalizowano pod kątem uzyskania jak największej

wydajności obliczeniowej i skrócenia czasu jego wykonywania. Równania ruchu całkowane były przy wykorzystaniu stałokrokowej metody Rungego-Kutty 4 rzędu z krokiem czasowym 0,01 s.

Celem badań było sprawdzenie, w jakim stopniu dodanie paneli fotowoltaicznych zwiększy długotrwałość lotu o różnych porach roku (a więc przy różnym natężeniu promieniowania słonecznego). Zrealizowano trzy scenariusze symulacji:

- zasilanie tylko z akumulatora (układ fotowoltaiczny zainstalowany na pokładzie, ale wyłączony),
- zasilanie z akumulatora i paneli – lot 21 czerwca o godzinie 10 czasu środkowoeuropejskiego letniego CEST (czyli o 8 czasu uniwersalnego UTC),
- zasilanie z akumulatora i paneli – lot 21 grudnia o godzinie 9 czasu środkowoeuropejskiego CET (czyli też o 8 czasu uniwersalnego UTC).

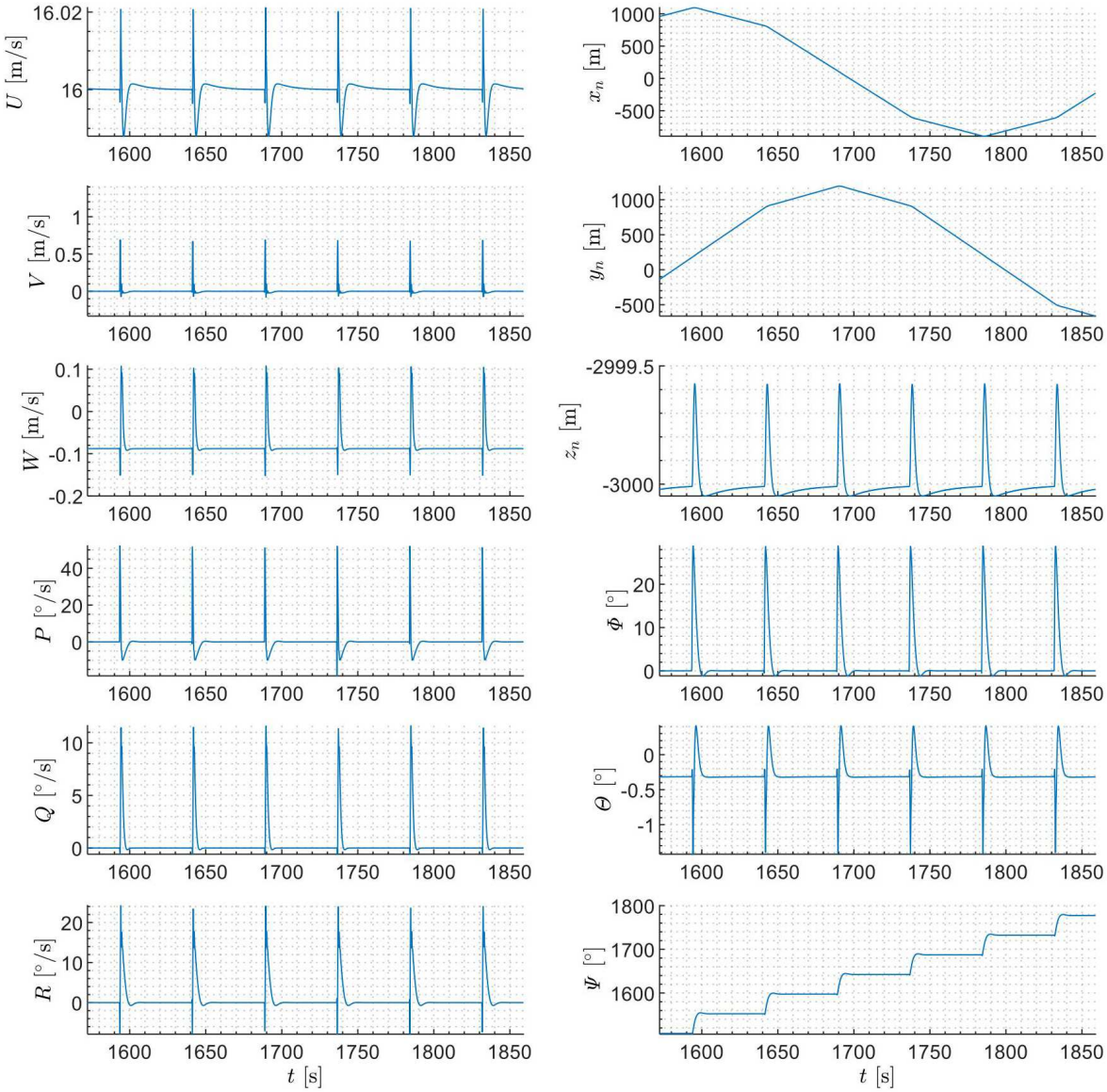
W każdym scenariuszu warunki początkowe były identyczne. Wyznaczano je dla lotu ustalonego poziomego i wynosiły one: $U_0 = 16\,\mathrm{m/s}$, $V_0 = 0\,\mathrm{m/s}$, $W_0 = -0{,}0878\,\mathrm{m/s}$, $\Phi_0 = 0°$, $\Theta_0 = -0{,}31457°$, $\Psi_0 = 0°$, $P_0 = Q_0 = R_0 = 0°/\mathrm{s}$, $x_n = y_n = 0\,\mathrm{m}$, $z_n = -3000\,\mathrm{m}$. Założono, że pozycja początkowa samolotu odpowiada lokalizacji o współrzędnych geograficznych 51°N i 21°E. Początkowy stopień naładowania akumulatora wynosił 80%. Samolot realizował lot po ośmiokącie wpisanym w okrąg o promieniu 1000 m na stałej wysokości 3000 m. Trasa lotu (rys. 5) została zadana poprzez zbiór punktów kontrolnych. Dany punkt trasy był uznawany za osiągnięty, jeśli samolot znalazł się wewnątrz sfery o promieniu mniejszym niż 5 m i środku umiejscowionym w tymże punkcie kontrolnym. Jeżeli stopień naładowania akumulatora był mniejszy niż 7% (rezerwa potrzebna do zasilania systemów pokładowych), to zespół napędowy był wyłączany i samolot kończył krążenie, a rozpoczynał zniżanie beznapędowe, utrzymując stały kurs. Jeżeli ilość energii wynosiła mniej niż 5%, to wyłączane były wszystkie systemy, aby zapobiec spadkowi napięcia na akumulatorze poniżej dozwolonej krytycznej wartości. Symulacja trwała do wyczerpania energii dostępnej na pokładzie i przyziemienia samolotu. W ten sposób sprawdzono, ile wynosi długotrwałość lotu dla danej konfiguracji.



Rys. 5. Tor lotu realizowany w symulacji numerycznej: (a) zbliżenie fazy krążenia, (b) przelot do punktu przyziemienia

Zmiany prędkości liniowych, prędkości kątowych, współrzędnych położenia oraz kątów orientacji przestrzennej dla scenariusza numer 1 (lot z wyłączonym układem paneli) przedstawiono na rys. 6.

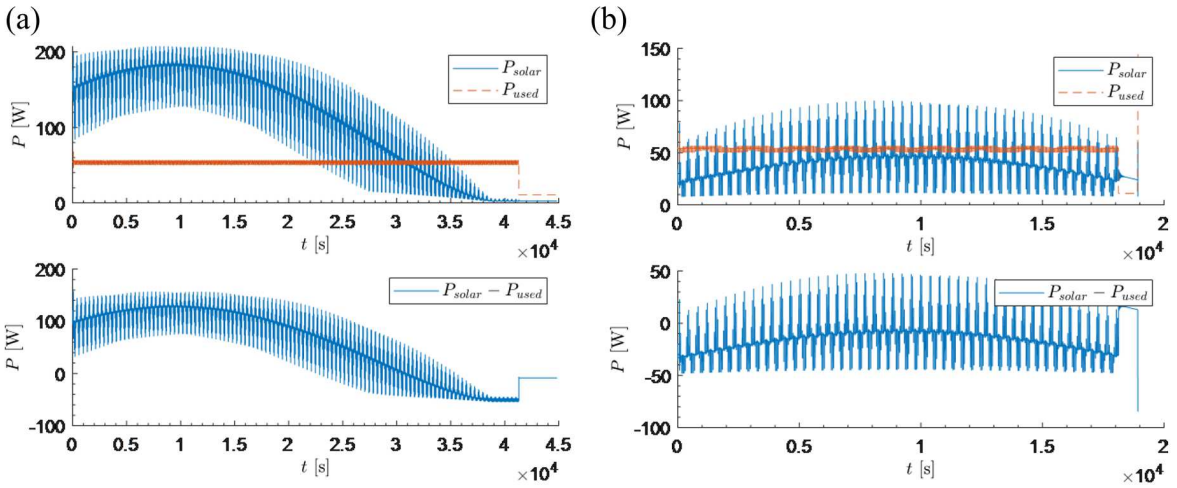
Autopilot utrzymywał szybkość lotu około 16 m/s. Kolejne impulsy szpilkowe spowodowane były przez zmianę kierunku lotu, która odbywała się przy przelatywaniu przez kolejne punkty kontrolne trasy. Pomiędzy dwoma kolejnymi punktami trasy samolot poruszał się lotem poziomym ustalonym. W chwili omijania danego punktu trasy kąt przechylenia samolotu wynosił około 30°.



Rys. 6. Parametry lotu samolotu dla scenariusza nr 1 (wybrany fragment zapisu)

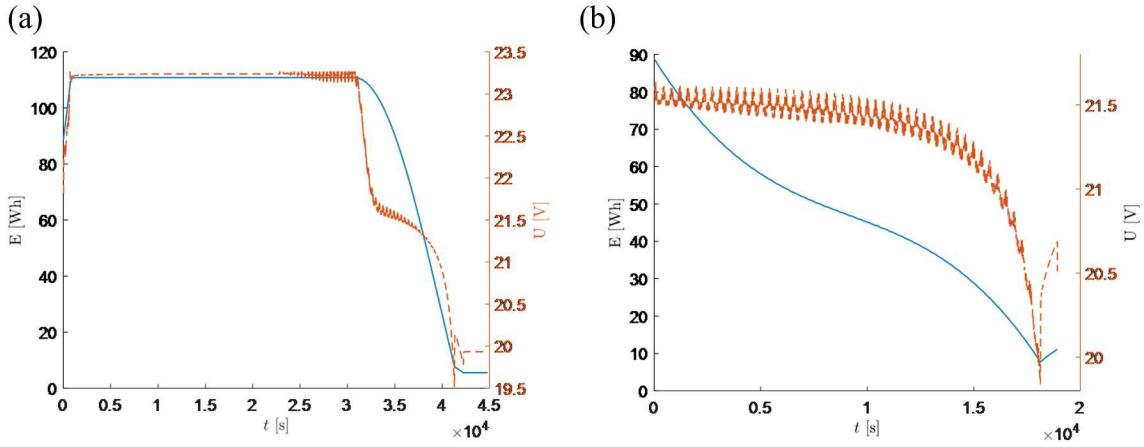
Bilans mocy podczas lotu przedstawiono na rys. 7. Górne wykresy ilustrują moc generowaną przez panele (niebieska ciągła linia) oraz moc używaną przez wszystkie systemy samolotu (czerwona przerywana linia). Na dolnych wykresach przedstawiono różnicę między mocą generowaną oraz zużywaną.

Czas lotu w scenariuszu nr 1 wynosił 8890 s. Włączenie układu fotowoltaicznego spowodowało wydłużenie czasu lotu. W scenariuszu nr 2 wyniósł on 44814 s, natomiast w ostatnim przypadku 18920 s. Moc potrzebna do lotu to około 50 W. Wykonywanie zakrętów przez samolot wywołało istotne chwilowe zmiany ilości pozyskiwanej mocy, ponieważ zmieniała się wtedy orientacja przestrzenna paneli względem kierunku padania promieni słonecznych. Jeżeli Słońce znajdowało się odpowiednio wysoko nad horyzontem, to ilość mocy pozyskiwana z układu fotowoltaicznego była większa niż ilość mocy potrzebna do lotu. Nadwyżka była wtedy wykorzystywana na ładowanie akumulatora. Podczas lotu 21 czerwca po około 30000 s panele zaczęły generować mniej mocy niż wynosi zapotrzebowanie wszystkich układów samolotu i rozpoczęło się wykorzystywanie energii zgromadzonej w akumulatorze. W locie 21 grudnia panele średnio generowały znacznie mniej mocy w porównaniu do lotu w czerwcu.



Rys. 7. Moc potrzebna do lotu pozyskiwana z paneli oraz ich różnica: (a) 21 czerwca, (b) 21 grudnia

Na rys. 8 zilustrowano zmiany podstawowych parametrów pracy akumulatora w funkcji czasu.



Rys. 8. Ilość energii w akumulatorze i napięcie na akumulatorze: (a) 21 czerwca, (b) 21 grudnia

W locie z 21 czerwca ilość energii zgromadzonej w akumulatorze wzrastała, a następnie utrzymywała się na stałej wartości 111 Wh, co odpowiada pełnemu naładowaniu. Napięcie zmniejszało się wraz z rozładowywaniem akumulatora, a na końcu lotu wynosiło około 20 V. W locie z 21 grudnia ilość energii dostępnej w akumulatorze zmniejszała się od początku lotu. Uzyskane wyniki jednoznacznie wskazują, iż zastosowanie paneli słonecznych wydłuża długotrwałość lotu.

5. Podsumowanie i dyskusja

Wyniki symulacji komputerowych wskazują, że wyposażenie samolotu w zestaw paneli fotowoltaicznych pozwala na zwiększenie długotrwałości lotu latem 5-krotnie, a zimą 2-krotnie w porównaniu do samolotu zasilanego jedynie z pojedynczego akumulatora (z wyłączonym układem fotowoltaicznym). W odniesieniu do warunków krajowych fundamentalną kwestią mającą wpływ na wydajność systemu są warunki pogodowe. Dla miesięcy zimowych ilość możliwej do uzyskania energii jest znacznie mniejsza niż podczas lata.

Dalsze prace powinny koncentrować się na wykonaniu testów w locie rzeczywistej konstrukcji oraz późniejszej walidacji opracowanego modelu symulacyjnego systemu. Możliwe jest także rozbudowanie modelu promieniowania słonecznego tak, aby uwzględniał zachmurzenie.

Bibliografia

1. Bencatel R., Kabamba P., Girard A., Perpetual dynamic soaring in linear wind shear, *J. Guid. Control. Dyn.*, **37**, 5, 1712-1716, 2014
2. Boslough M.B.E., Autonomous dynamic soaring platform for distributed mobile sensor arrays, *Sandia Natl. Lab.*, **SAND2002-1**, 1-54, 2002
3. Gao C., Liu H.H.T., Dubins path-based dynamic soaring trajectory planning and tracking control in a gradient wind field, *Optim. Control Appl. Methods*, **38**, 2, 147-166, 2017
4. Hong H., Zheng H., Holzapfel F., Tang S., Dynamic soaring in unspecified wind shear: A real-time quadratic-programming approach, *27th Mediterr. Conf. Control Autom. MED 2019 – Proc.*, 600-605, 2019
5. Montgomery S.A., Mourtos N.J., Design of a 5 kilogram solar-powered unmanned airplane for perpetual solar endurance flight, *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Jt. Propuls. Conf.*, **1**, Part F, no. July 2013, 2013
6. Oettershagen P., *Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles: Design and Environment-Aware Navigation for Robust Low-Altitude Multi-Day Continuous Flight*, DOI: 10.3929/ethz-b-000265638, 2018
7. Noth A., History of solar flight (Report), Autonomous Systems Lab., Swiss Federal Institute of Technology Zürich, July 2008
8. Rajendran P., Smith H., Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV, *Energy Convers. Manag.*, **98**, 107-114, 2015
9. Noth A., Engel W., Siegwart R., Design of an ultra-lightweight autonomous solar airplane for continuous flight, *Springer Tracts Adv. Robot.*, **25**, no. January 2005, 441-452, 2006
10. Noth A., Bouabdallah S., Michaud S., Siegwart R., Engel W., SKY-SAILOR Design of an autonomous solar powered martian airplane, *8th ESA Workshop on Advanced Space Technologies for Robotics and Automation (ASTRA 2004)*, 2-4 November, ESA/ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 2004
11. Noth A., Siegwart R., Engel W., Design of solar powered airplanes for continuous flight, *Environ. Res.*, 18010, 18, 2007
12. Diepeveen N., The sun-surfer design and construction of a solar powered MAV, *Tech. Rep., Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology in Zurich, Switzerland*, p. 58, 2007
13. Dwivedi V.S., Patrikar J., Addamane A., Ghosh A.K., MARAAL: A low altitude long endurance solar powered uav for surveillance and mapping applications, *2018 23rd Int. Conf. Methods Model. Autom. Robot. MMAR 2018*, 2005, 449-454, 2018
14. Noll T.E., Brown J.M., Perez-Davis M.E., Ishmael S.D., Tiffany G.C., Gaier M., Investigation of the helios prototype aircraft mishap, *Mishap Rep.*, **I**, January, 100, 2004
15. NASA Armstrong Fact Sheet: Pathfinder Solar-Powered Aircraft, [online], https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-034-DFRC.html
16. NASA Armstrong Fact Sheet: Centurion Remotely Piloted Solar-Powered Airplane, [online] https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/FactSheets/FS-056-DFRC.html
17. Zhu X., Guo Z., Hou Z., Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges, *Prog. Aerosp. Sci.*, **71**, 36-53, 2014

18. Bronz M., Moschetta J.M., Brisset P., Gorraz M., Towards a Long Endurance MAV, *Int. J. Micro Air Veh.*, **1**, 4, 241-254, 2009

19. Żugaj M., Bibik P., Jacewicz M., UAV aircraft model for control system failures analysis, *J. Theor. Appl. Mech.*, **54**, 4, 1405-1415, 2016

20. Waypoint Follower, [online], https://www.mathworks.com/help/uav/ref/waypointfollower.html

21. Goswami D.Y., *Principles of Solar Engineering*, 3rd Ed., 2015

22. Deceased J.A.D., Beckman W.A., *Solar Engineering of Thermal Processes*, **3**, 3, 1982

23. Muneer T., *Solar Radiation and Daylight Models*, 1-347, 2007

24. Le W., Xue Z., Chen J., Zhang Z., Coverage path planning based on the optimization strategy of multiple solar powered unmanned aerial vehicles, *Drones*, **6**, 8, 203, 2022

25. Huang H., Savkin A.V., Path planning for a solar-powered UAV inspecting mountain sites for safety and rescue, *Energies*, **14**, 7, 2021

26. Li K., Wu Y., Bakar A., Wang S., Li Y., Wen D., Energy system optimization and simulation for low-altitude solar-powered unmanned aerial vehicles, *Aerospace*, **9**, 6, 2022

27. Saw L.H., Somasundaram K., Ye Y., Tay A.A.O., Electro-thermal analysis of Lithium Iron Phosphate battery for electric vehicles, *J. Power Sources*, **249**, 231-238, 2014

28. Tremblay O., Dessaint L.A., Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications, *World Electr. Veh. J.*, **2**, 289-298, 2009

29. Varini M., Campana P.E., Lindbergh G., A semi-empirical, electrochemistry-based model for Li-ion battery performance prediction over lifetime, *J. Energy Storage*, **25**, January, p. 100819, 2019

30. Jacewicz M., Żugaj M., Głębocki R., Bibik P., Quadrotor model for energy consumption analysis, *Energies*, **15**, 7136, 2022, DOI: 10.3390/EN15197136/S1

Flying strategies as potential sources of energy harvesting for UAV

Unmanned Aerial Vehicles have become more and more popular flying objects in the recent decades. With the versatility of applications starting from pure hobby use through professional photography or rescue and surveillance missions, those platforms have to meet rigorous requirements. Development, miniaturization and mass production of electronic components allowed significant variation in platform configurations or size. Nevertheless, all designs continuously face the same challenge – limited flight endurance. A possible solution to this problem may be application of renewable energy sources in form of solar energy or thermal updrafts. Flying techniques used by birds and then successfully reproduced by glider pilots are the best evidence for a flight endurance extension. Solar energy accumulated in batteries during the day may be used for powering the plane for night hours. Within this article, an overview of the platforms capable of performing perpetual flight is presented. Based on the analysis, advantages and limitations of such a construction are presented. Conclusions at this stage are a key requirement for the development of a unique research platform. Firstly, the influence of flying techniques for energy production from the sun during flight is investigated. Due to the fact that the proposed solutions are sensitive to weather conditions and strongly depend on geographical locations, the authors' objective is to examine possible benefits of flight time extensions. Simulations with the use of MATLAB/Simulink software have been completed to determine the UAV energy balance. In this analysis, characteristic data for propulsion units have been used including propeller, electronic speed controller and electric engine. Conclusions from this stage will be used for the platform optimization process. Further works will focus on an effective combination of flying techniques oncorporating thermal updrafts.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/103-119

PROJEKT KONCEPCYJNY URZĄDZENIA DO RATOWNICTWA POWIETRZNEGO Z TRUDNODOSTĘPNYCH OBIEKTÓW

Andrzej Gronczewski, Katarzyna Strzelecka
Politechnika Wrocławska, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wrocław
e-mail: andrzej.gronczewski@pwr.edu.pl; katarzyna.strzelecka@pwr.edu.pl

Naruszenia w zakresie bezpieczeństwa prowadzą do wypadków, które powodują straty materialne, ale przede wszystkim obrażenia lub śmierć ludzi. Współczesne obiekty infrastruktury budowlanej wyposażono w liczne rozwiązania z zakresu bezpieczeństwa czynnego, a także bezpieczeństwa biernego. Mimo tego nie ma możliwości całkowitego wyeliminowania zagrożeń dla ludzkiego zdrowia i życia. Można je zminimalizować dzięki szybkiej i skutecznej ewakuacji ludzi z miejsc zagrożonych. Do ratowania ludzi z obiektów trudnodostępnych proponuje się wykorzystanie statku powietrznego (wiropłata) pionowego startu i lądowania. Idea ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych, w szczególności wysokich budynków, oparta będzie na zastosowaniu latającego, bezzałogowego wiropłata, sterowanego zdalnie przez operatora-ratownika. Przewiduje się, że urządzenie to będzie zdolne do ewakuacji do czterech osób jednocześnie. Statek latający wyposażony będzie w detektory pozwalające na lokalizację ludzi w warunkach zerowej widoczności.

1. Wprowadzenie

We współczesnym świecie występuje wiele zagrożeń dla bezpieczeństwa ludzi. Sytuacje, których następstwem jest ryzyko utraty zdrowia lub nawet życia ludzi, wynikają z wielu różnych przyczyn. Można tu wyróżnić m.in. wypadki związane z transportem lub katastrofy budowlane. Współczesne systemy transporotowe, w tym w szczególności lotnicze, cechuje wysoki poziom bezpieczeństwa.

Ważnym źródłem zagrożenia bezpieczeństwa są katastrofy budowlane. Wynikają one z różnych przyczyn, wśród których można wymienić m.in. błędy projektowe, konstrukcyjne lub technologiczne, niewłaściwą eksploatację, w tym przekroczenie obciążeń dopuszczalnych, klęski żywiołowe, katastrofy komunikacyjne, terroryzm. Wśród wszystkich niekorzystnych zdarzeń znaczny odsetek stanowią te, po zaistnieniu których zachodzi konieczność szybkiej, bezpiecznej i skutecznej ewakuacji ludzi. Nierzadko, w przypadku gdy wydarzy się katastrofa, zagrożone osoby znajdują się w miejscach trudnodostępnych. Taka sytuacja nastręcza szczególne trudności w bezpiecznym opuszczeniu miejsca niebezpiecznego i w wielu przypadkach samodzielna ewakuacja jest niemożliwa. Wówczas konieczna jest pomoc służb ratowniczych.

Analiza wyników badań katastrof komunikacyjnych i budowlanych wskazuje, że w znaczącej liczbie zdarzeń możliwe byłoby ograniczenie strat w ludziach, a czasami uratowanie wszystkich uczestników zdarzenia, gdyby istniały bezpieczne drogi pozwalające na samodzielne opuszczenie niebezpiecznego miejsca, albo gdyby służby ratownicze dysponowały wyposażeniem pozwalającym na szybkie dotarcie do poszkodowanych oraz ich bezpieczną ewakuację z miejsca wypadku. Nierzadko czas dotarcia do ludzi wymagających pomocy jest głównym czynnikiem decydującym o stopniu uszczerbku na zdrowiu lub nawet o przeżyciu. Niestety wielokrotnie okazywało się, że drogi ewakuacyjne były całkowicie niedostępne, zaś służby ratownicze nie dysponowały odpowiednim sprzętem pozwalającym na dotarcie do ofiar katastrofy lub też wyposażenie ratownicze było niewystarczające do skutecznej pomocy poszkodowanym. Szczególne trudności

występują przy konieczności ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych. Do takich obiektów możemy zaliczyć bardzo wysokie budynki lub miejsca położone w terenie, którego ukształtowanie uniemożliwia użycie tradycyjnych środków ewakuacji (np. tereny górskie lub akweny powstałe w wyniku powodzi albo tsunami). Na szczególną uwagę zasługują problemy związane z eksploatacją bardzo wysokich budynków, których coraz więcej pojawia się na świecie i które budowane są także w Polsce. Projektanci i konstruktorzy, przewidując potencjalną konieczność awaryjnego opuszczenia budynku, opracowują sposoby ewakuacji ludzi w przypadkach katastroficznych (np. pożar). Najczęściej są to rozwiązania pasywne, czyli takie, które mają zabezpieczyć samodzielną ewakuację użytkowników budynku. Tego typu rozwiązania podlegają jednak znacznym ograniczeniom i zdarza się, że drogi ewakuacyjne są całkowicie niedostępne, np. ze względu na szczególnie rozległy pożar. Wówczas jedyną szansę na bezpieczną ewakuację mogą zapewnić służby ratownicze. Jednak w przypadku bardzo wysokich budynków służby ratownicze nie dysponują naziemnymi środkami pozwalającymi na ewakuację ludzi z wyższych pięter. W takiej sytuacji możliwości udzielenia pomocy ograniczają się do wykorzystania śmigłowców. Bliskość budynku i związane z tym turbulencje oraz – w przypadku pożaru – zadymienie, powodują szczególne trudności w pilotażu śmigłowca, zwłaszcza, że od pilota wymaga się precyzyjnego ustawienia właściwej pozycji maszyny. Ponadto ratownik opuszczany na linie, podwieszonej pod śmigłowcem, może podjąć zaledwie jedną osobą. Z kolei lądowanie śmigłowca ratowniczego na dachu wysokiego budynku często jest niemożliwe ze względu na zabudowane na dachu urządzenia infrastruktury budynku i różnego rodzaju anteny, lub np. ze względu na ograniczenia dopuszczalnych obciążeń dachu.

Świadomość nieuchronności występowania niekorzystnych zdarzeń, jakimi są różnego rodzaju wypadki, powoduje konieczność dalszych, intensywnych prac nad poprawą bezpieczeństwa. Wysiłki naukowców i inżynierów zmierzają do maksymalnego zmniejszenia liczby katastrof, ale także niebagatelną rolę przypisuje się wdrażaniu przedsięwzięć mających na celu minimalizację skutków nieszczęśliwych zdarzeń. Analizy zaistniałych zdarzeń wskazują jednoznacznie, że w dalszym ciągu występują znaczne niedostatki w przypadku konieczności ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych (w tym z budynków wysokościowych). W związku z tym autorzy publikacji podjęli się opracowania koncepcji statku latającego dedykowanego do ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych. Statek latający do ratownictwa powietrznego (SLdRP) będzie platformą latającą dysponującą możliwością lotu pionowego, zdolną do transportu na pokładzie do 4 osób jednocześnie. SLdRP będzie sterowany przez operatora przebywającego na pokładzie, przewiduje się także wariant akcji ratowniczej przy sterowaniu zdalnym.

2. Zagrożenia bezpieczeństwa związane z obiektami trudnodostępnymi

2.1. Wprowadzenie

Najskuteczniejszym sposobem na organicznie skutków wypadków (obrażeń lub śmierci ludzi oraz strat materialnych) jest doskonalenie istniejących lub wprowadzanie nowych rozwiązań z zakresu bezpieczeństwa czynnego. Ten rodzaj przedsięwzięć zapewnia zminimalizowanie liczby wypadków i przez to zredukowanie ich nierzadko dramatycznych skutków. Wprowadzanie nowych rozwiązań, które mają zapobiegać występowaniu wypadków, wymaga głębokich analiz prowadzących do identyfikacji potencjalnych zagrożeń. Doświadczenie wskazuje jednak, że nie udaje się przewidzieć wszystkich sytuacji i czynników prowadzących do niekorzystnych zdarzeń, zwłaszcza że owe zdarzenia są najczęściej efektem zaistnienia co najmniej kilku nieprawidłowości jednocześnie. Świadomość nieuchronności występowania niepożądanych zdarzeń sprawia, że zagadnienie podwyższania bezpieczeństwa czynnego jest wciąż aktualne, ale jednocześnie skłania do podejmowania wysiłków naukowców i inżynierów dotyczących aplikacji nowoczesnych rozwiązań w celu podwyższenia bezpieczeństwa biernego. Przedsięwzięcia bezpieczeństwa biernego polegają na wprowadzaniu takich rozwiązań, które umożliwią zminimalizowanie skutków tych

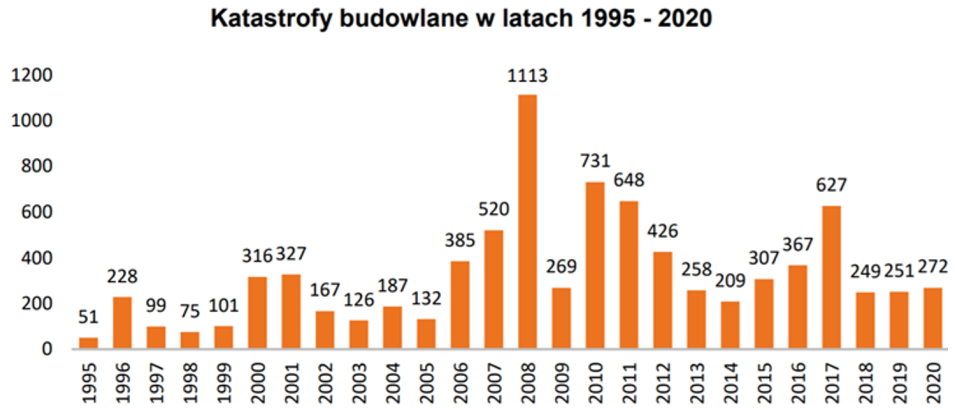
wypadków, które się już wydarzyły, zwłaszcza w odniesieniu do zdrowia i życia ludzi – uczestników wypadku. Wśród rozlicznych zagadnień niezbędnych do rozwiązania w celu ochrony ludzkiego życia i zdrowia, niebagatelne znaczenie ma możliwość ewakuacji osób z miejsc wypadku, zwłaszcza w tych przypadkach, kiedy przebywanie w tym miejscu po zaistnieniu niekorzystnego zdarzenia jest szczególnie niebezpieczne. Problemy z zapewnieniem skutecznego i bezpiecznego wyprowadzenia ludzi z miejsca stwarzającego zagrożenie narastają wówczas, kiedy niepożądane zdarzenie występuje w miejscach trudnodostępnych. Do takich miejsc w szczególności można zaliczyć infrastrukturę budowalną, zawłaszcza tzw. „wysokie budynki". W tym przypadku do rozstrzygnięcia pozostaje kwestia, czy wypadki, w efekcie których konieczna będzie ewakuacja ludzi, zdarzają się na tyle często, aby celowym było poszukiwanie nowych sposobów umożliwiających skuteczne opuszczenie budynku.

Prawo budowlane definiuje pojęcie katastrofy budowlanej w następujący sposób – „...jest to niezamierzone, gwałtowne zniszczenie obiektu budowlanego lub jego części, a także konstrukcyjnych elementów rusztowań, elementów formujących, ścianek szczelnych i obudowy wykopów" [1].

W przypadku katastrof, w zależności od ich głównych przyczyn, wyróżnia się dwie kategorie:

- Kategoria I. Katastrofy nie wynikające ze zdarzeń losowych.
- Kategoria II. Katastrofy wynikające ze zdarzeń losowych (powodzie, silne wiatry, burze z piorunami, obfity śnieg, wybuch gazu, uderzenie samochodu lub innego pojazdu, itp.).

Analizując statystyki w zakresie katastrof budowlanych zaistniałych na ternie Polski, można zauważyć, że nie są to zdarzenia jednostkowe i w analizowanym okresie (25 lat) wydarzyły się 8432 katastrofy, co daje średnią około 337 zdarzeń tego typu rocznie (rys. 1). Dane te jednoznacznie wskazują, że takie zdarzenia nie są czymś wyjątkowo rzadkim. Większość tych wypadków dotyczyła wprawdzie niewielkich pod względem rozmiarów obiektów infrastruktury budowlanej, jednak doświadczenia pokazują, że tego typu zdarzenia dotyczą także budynków o znacznych wysokościach. Należy też przypuszczać, że w przyszłości, mimo ciągłego procesu udoskonalania w zakresie bezpieczeństwa eksploatacji wysokich budynków, przy dynamicznym wzroście liczby wysokich budynków, ryzyko zaistnienia katastrofy w dalszym ciągu jest realne.



Rys. 1. Liczba katastrof budowlanych w Polsce w latach 1995-2020 [2]

2.2. Budynki wysokościowe

Na świecie istnieją i wciąż powstają budynki o znacznej wysokości. Rozwój wielkich aglomeracji miejskich przy ograniczonej architektoniczno-urbanistycznej przestrzeni powoduje konieczność budowania coraz wyższych budynków. Najwyższy z nich wybudowany w Dubaju osiągnął wysokość 828 m, zaś aż szesnaście innych budowli ma wysokość przekraczającą 400 m (tabela 1).

Tabela 1. Najwyższe budynki na świecie [3]

Budynek	Państwo	Miasto	Wys. [m]	Budynek	Państwo	Miasto	Wys. [m]
Brudź Chalifa	Zjednoczone Emiraty Arabskie	Dubaj	828	Internantional Cemmerce Center	Chiny	Honkong	484
Shanghaj Tower	Chiny	Sznaghaj	632	Central Park Tower	USA	Nowy Jork	472
Abradż al.-Bajt	Arabia Saudyjska	Mekka	601	Łacha Center	Rosja	Peters-burg	462
Ping An Finance Center	Chiny	Shenzhen	599	Landmark	Wietnam	Ho chi Minh	461,2
China 117 Tower	Chiny	Tiencin	596,6	Changsha IFS Tower	Chiny	Changsha	452,1
Lotte World Tower	Korea Południowa	Seul	554,7	Petronas Towers 1	Malezja	Kuala Lumpur	451,9
1 World Trade Center	USA	Nowy Jork	541,3	Petronas Towers 2	Malezja	Kuala Lumpur	451,9
Guangzhou CTF	Chiny	Kanton	530	Greenland Sqare Zifeng Tower	Chiny	Nankin	450
Tianjin Chow Tai Fook	Chiny	Tiencin	530	Suzhou IFS	Chiny	Suzhou	450
China Zun	Chiny	Pekin	528	The Exchange 106	Malezja	Kuala Lumpur	445,5
Taipei 101	Tajwan	Taipei	509	Willis Tower	USA	Chicago	442,1
Shanghai World Financial Center	Chiny	Szanghaj	492,1	KK100	Chiny	Shenzhen	441,9

Tabela 2. Liczba budynków o wysokości powyżej 100 m [4]

Miasto	Państwo	Liczba budynków	Miasto	Państwo	Liczba budynków
Nowy Jork	USA	765	Guangzhou	Chiny	214
Szanghaj	Chiny	704	Kuala Lumpur	Malezja	210
Hong Kong	Chiny	659	Jakarta	Indonezja	174
Dubai	Zjednoczone Emiraty Arabskie	371	Panama City	Panama	165
Bangkok	Tajlandia	365	Seul	Korea Płd.	164
Tokio	Japonia	363	Mumbar	Indie	155
Chicago	USA	342	Moskwa	Rosja	145
Toronto	Kanada	249	Stambuł	Turcja	127
Kanton	Chiny	214	Sydney	Australia	123

Na podstawie wniosków płynących z analiz katastrof można zauważyć, że w niektórych przypadkach już w budynkach o wysokości przekraczającej 30 m napotykano poważne utrudnienia podczas ewakuacji ludzi. Jeśli przyjmiemy, że budowle powyżej 100 m są konstrukcjami wysoko-

ściowymi, wówczas należy sobie uświadomić, że w niektórych miastach świata tego typu obiektów jest nawet kilkaset (tabela 2). Łącznie na całym świecie zbudowano kilka tysięcy budynków, których wysokość przekracza 100 m.

W ostatnich latach w Polsce pojawiła się znaczna liczba budowli, które można zaliczyć do tzw. „drapaczy chmur". Dane wskazują, że liczba budynków o znacznej wysokości wciąż rośnie i należy przypuszczać, iż proces ten będzie trwał nadal. Jednocześnie należy liczyć się z tym, że wraz ze wzrostem liczby tzw. „drapaczy chmur" wzrasta prawdopodobieństwo wystąpienia wypadku.

W Polsce rozmiar budynków zaliczanych do tzw. „wysokich" wyznaczany jest poprzez zasięg drabin mechanicznych będących na wyposażeniu służb ratowniczych – głównie Państwowej Straży Pożarnej (PSP). Większość jednostek PSP posiada na wyposażeniu drabiny o wysokość nieprzekraczającej 30 m. Najwyższe drabiny nie przekraczają 42 m zasięgu, przy czym do dyspozycji są jedynie dwa tego typu urządzenia.

Ostatecznie w naszym kraju przyjęto następujące nazewnictwo:

– budynki wysokie, jeśli $H = (25 \div 55)$ m,
– budynki wysokościowe, jeśli $H > 55$ m.

Tabela 3. Najwyższe budynki w Polsce [5]

Budynek	Miasto	Wys. [m]	Budynek	Miasto	Wys. [m]
Varso	Warszawa	310	InterContinental Warsaw	Warszawa	164
Pałac Kultury i Nauki	Warszawa	237	Cosmopolitan Twarda 2/4	Warszawa	160
Warsaw Spire	Warszawa	220	Chałbińskiego 8	Warszawa	150
Sky Tower	Wrocław	212	Sea Towers	Gdynia	142
Warsaw Trade Tower	Warszawa	208	Bazylika w Licheniu	Licheń Stary	141,5
Warsow Unit	Warszawa	202	Mennica Legacy Tower	Warszawa	141
Skyliner	Warszawa	195	Intraco I	Warszawa	138
Q22	Warszawa	195	KTW II	Katowice	134
Złota 44	Warszawa	192	The Warsaw Hub	Warszawa	130
Rondo 1	Warszawa	192	Olivia Star	Gdańsk	130
Generation Park	Warszawa	180	Spektrum	Warszawa	128
Centrum Lim	Warszawa	170	PAZIM	Szczecin	128
Warsaw Financial Center	Warszawa	165	Altus	Katowice	125

2.3. Potencjalne przyczyny katastrof budowalnych

Dynamiczny rozwój infrastruktury budowlanej powoduje ciągły wzrost liczby budynków zaliczanych do wysokościowych. Taka sytuacja powoduje, że przy stałym poziomie bezpieczeństwa liczba wypadków będzie wzrastać.

Zagrożenia bezpieczeństwa, w szczególności w zakresie zachowania zdrowia i życia ludzkiego, mogą wynikać z możliwości uszkodzenia konstrukcji budynku lub wręcz całkowitego zniszczenia obiektu.

Katastrofy budowlane mogą się wydarzyć na skutek:

- wadliwego projektu budynku,
- błędów w technologii wykonania,
- zastosowania niewłaściwych materiałów konstrukcyjnych, zawłaszcza nie spełniających norm wytrzymałościowych,
- nieprawidłowej eksploatacji obiektu, np. przekroczenia dopuszczalnych obciążeń eksploatacyjnych,
- klęsk żywiołowych, takich jak np. trzęsienie ziemi lub tornado,
- nieprawidłowo przeprowadzonego remontu budynku,
- katastrof komunikacyjnych,
- działań terrorystycznych,
- pożaru budynku.

Jednym z największych zagrożeń bezpieczeństwa jest pożar budynku.

Pożar może wystąpić jako skutek katastrofy budowlanej, a ponadto z powodu:

- nieprawidłowej pracy lub eksploatacji urządzeń grzewczych,
- wadliwej pracy lub niewłaściwej eksploatacji urządzeń i instalacji, w które jest wyposażony budynek (np. klimatyzacji, instalacji elektrycznej, instalacji gazowej, wind, urządzeń AGD itp.),
- zaprószenia ognia przez użytkowników (mieszkańców),
- klęsk żywiołowych (np. wyładowania atmosferyczne, trzęsienia ziemi, tornada),
- katastrof komunikacyjnych,
- działań terrorystycznych.

Statystyki wskazują, że pożar budynku nierzadko jest zdarzeniem, którego skutki są szczególnie dramatyczne. Przykładów takich zdarzeń jest wiele.

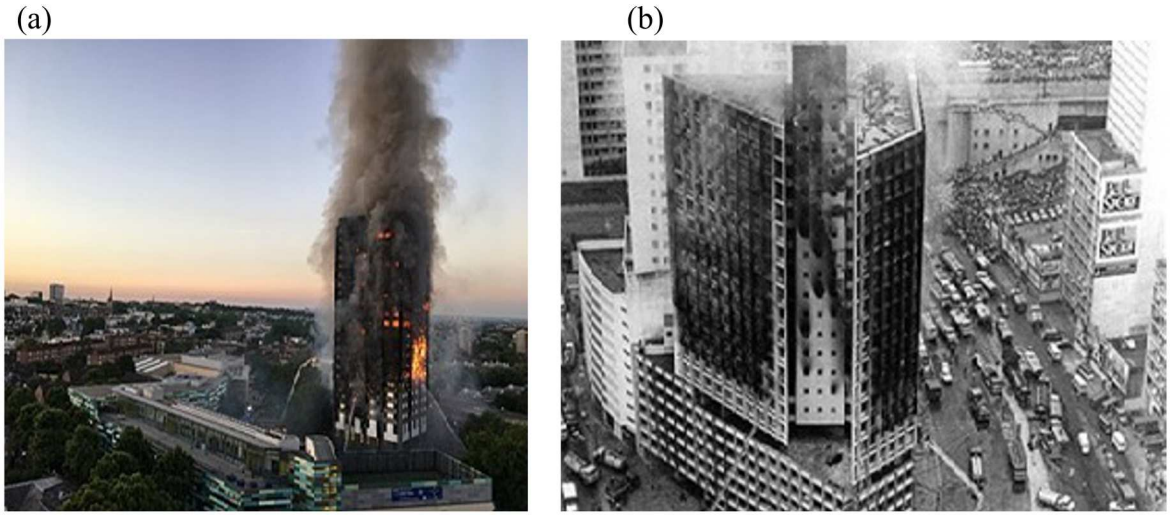
Możemy do nich zaliczyć pożar 24 piętrowego (67,3 m) budynku Grenfell Tower w Londynie, który wydarzył się 14.06.2014 r. (rys. 2a). Przyczyną pożaru było zwarcie w instalacji elektrycznej lodówki. Ogień pojawił się na 4 piętrze i z powodu ocieplenia budynku materiałem palnym, błyskawicznie się rozprzestrzenił. Mimo szybkiej akcji ratowniczej, skutkiem tego zdarzenia było 72 ofiar śmiertelnych oraz 74 osoby ranne.

Kolejnym przykładem jest pożar 25-piętrowego budynku Joelma w Sao Paulo w Brazylii, do którego doszło 1.01.1974 r. Wskutek tego pożaru zginęło 189 osób, a 74 zostało rannych (rys. 2b).

W obu przypadkach niemożliwe było opuszczenie budynku z wykorzystaniem dróg ewakuacyjnych, zaś sprzęt ratowniczy okazał się nieskuteczny.

Mimo wdrażania zaleceń profilaktycznych wynikających z badania pożarów, w dalszym ciągu istnieje zagrożenie pożarowe. Potwierdzeniem tej tezy mogą być przykłady pożarów, które wydarzyły się w 2022 roku. W dniu 16.08.2022 r. w mieście Changsha, Chiny, pożar całkowicie zniszczył 42-piętrowy budynek (rys. 3a). Z kolei w dniu 15.10.2022 r. pożar doszczętnie zniszczył 24-piętrowy budynek w Stambule, Turcja (rys. 3b).

Po zaistnieniu katastrofy, ludzie którzy nie ucierpieli bezpośrednio zwykle w dalszym ciągu znajdują się w sytuacji bezpośrednio zagrażającej ich zdrowiu lub nawet życiu. W większości przypadków jedyną szansą na uniknięcie obrażeń jest bezzwłoczna ewakuacja z zagrożonego miejsca. Zadanie to jest szczególnie skomplikowane, jeśli uczestnicy wypadku przebywają w miejscach trudnodostępnych, w tym w budynkach wysokościowych.



Rys. 2. (a) Pożar budynku Grenfell Tower [6], (b) pożar budynku w Sao Paulo [7]

Rys. 3. (a) Pożar w Changsha, Chiny [8], (b) pożar w Stambule, Turcja [9]

2.4. Sposoby ewakuacji ludzi z wysokich budynków

Analizując systemy bezpieczeństwa biernego, zastosowane w budynkach wysokościowych, można wyróżnić dwie podstawowe metody ewakuacji ludzi:

- samodzielna ewakuacja osób znajdujących się w zagrożonym obiekcie,
- ewakuacja przez służby ratownicze.

Podstawowym i naturalnym sposobem ucieczki z zagrożonego miejsca jest samodzielna ewakuacja. Architekci i konstruktorzy budynków, zawłaszcza „wieżowców", wprowadzają szereg rozwiązań zwiększających poziom bezpieczeństwa w czasie zdarzenia katastroficznego. Największy nacisk położony jest na zapewnienie drożności dróg ewakuacyjnych oraz zapewnienie alternatywnych dróg komunikacyjnych.

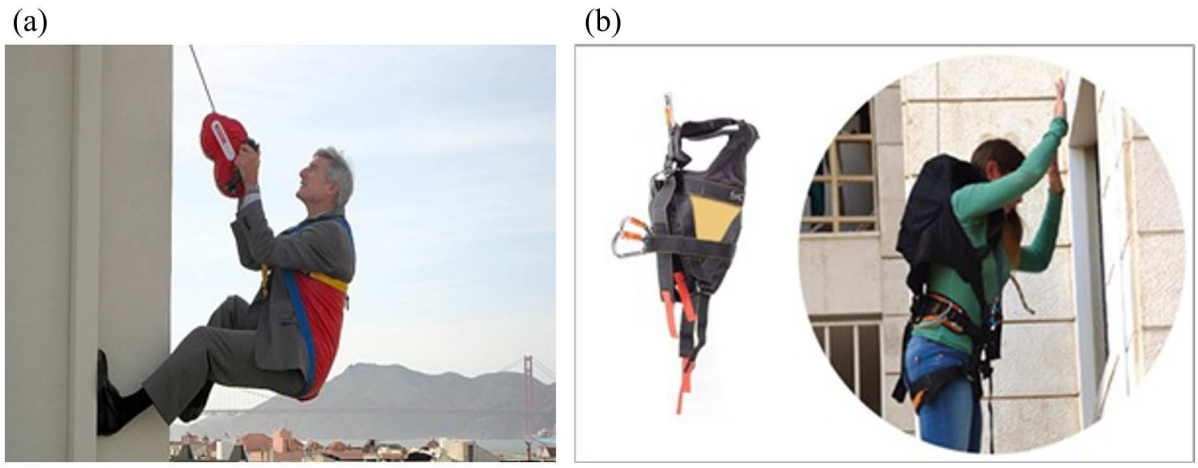
W tym zakresie wprowadza się następujące rozwiązania:

- projektowanie większej niż wynika to z potrzeb normalnej eksploatacji liczby klatek schodowych i korytarzy,
- dodatkowe wydzielone korytarze ewakuacyjne nieużytkowane w normalnej eksploatacji. Zwykle awaryjne ciągi komunikacyjne wyposażane są w kurtyny przeciwpożarowe i pozbawione materiałów łatwopalnych,
- zastosowanie przegród ogniotrwałych; najczęściej są to samozamykające się, niepalne drzwi, zapobiegające szybkiej propagacji pożaru,
- wyraźne oznakowanie dróg ewakuacyjnych, widoczne w warunkach braku zasilania elektrycznego oraz zadymienia,
- wyposażenie budynku w systemu wykrywania pożaru oraz w niektórych przypadkach w systemy gaszenia pożaru. Jedną z istotnych funkcji tego typu instalacji jest skuteczny układ informowania o zagrożeniu.

W niektórych przypadkach w celu podwyższenia poziomu bezpieczeństwa w budynkach instaluje się dodatkowe, specjalne wyposażenie ratownicze.

Do takiego wyposażenia specjalnego można m.in. zaliczyć:

Urządzenia „Rescue Reel" (rys. 4a) oraz „Sky Sawer" (rys. 4b) – Oba urządzenia umożliwiają ewakuację pojedynczej osoby, która korzystając z samoczynnie wysuwającej się liny (np. ze specjalnego plecaka), może opuścić zagrożone miejsce na zewnątrz budynku. Zaletą takiego rozwiązania jest możliwość ucieczki przy całkowicie niedostępnych wewnętrznych drogach ewakuacyjnych. Do wad należy zaliczyć fakt, iż z urządzenia może skorzystać jedynie pojedyncza osoba.



Rys. 4. (a) Urządzenie „Rescue Reel" [10], (b) urządzenie „Sky Sawer" [11]

Windy ewakuacyjne firmy „Escape Rescue Systems" – Windy mocowane są na zewnątrz budynku i wyposażone w kurtyny chroniące przed wysoką temperaturą. Windy umożliwiają (w zależności od wersji) ewakuację z budynków o wysokości do 300 m (rys. 5).

Spadochron ratunkowy firmy „Space Rescue System Ltd." – Urządzenie przeznaczone jest dla pojedynczej osoby. W plecaku spakowany jest spadochron, który napełniany jest pneumatycznie na zewnątrz budynku i pozwala na bezpieczne dotarcie do ziemi (rys. 6).

Rys. 5. Windy ewakuacyjne formy „Escape Rescu Systems" [12]

Rys. 6. Spadochron ratunkowy firmy „Space Rescue System Ltd." [13]

Ewakuacja realizowana przez służby ratownicze może odbywać się następującymi sposobami:

- ewakuacja z wykorzystaniem istniejących dróg komunikacyjnych wewnątrz budynku,
- transport ludzi z wykorzystaniem urządzeń zewnętrznych (schody ewakuacyjne, liny, rękawy ratownicze itp.),
- wykorzystanie naziemnych urządzeń ratowniczych (drabiny, skokochrony),
- wykorzystanie śmigłowców.

W Polsce, ale także w wielu innych krajach, zadania związane z ewakuacją ludzi z miejsc niebezpiecznych powierzono Państwowej Straży Pożarnej (PSP), dodatkowo realizują je ratownicy z Ochotniczej Straży Pożarnej (OSP).

W przypadkach, kiedy nie ma możliwości użycia urządzeń naziemnych (np. ze względu na zbyt dużą wysokość budynku), ratownicy podejmują próbę ewakuacji ludzi, wykorzystując do tego specjalistyczny sprzęt (liny, specjalne nosze, aparaty tlenowe itd.). Jednak w tym przypadku

zachodzi konieczność, aby ratownicy dotarli do miejsc, w których znajdują się osoby oczekujące na pomoc. Jeśli ze względu na wysokość budynku, nie można użyć sprzętu naziemnego i drogi ewakuacyjne są całkowicie niedrożne, wówczas pozostaje tylko jedna możliwość opuszczenia zagrożonych miejsc – wykorzystanie śmigłowców.

Ewakuacja z wykorzystaniem śmigłowców jest stosunkowo skutecznym sposobem na opuszczenie wysokiego budynku, jednak istnieje tu wiele ograniczeń. Należy do nich zaliczyć brak możliwości lądowania na dachu budynku, ze względu na zabudowanie na nim urządzenia np. systemów klimatyzacji lub różnego rodzaju anten lub ustawienie reklam i elementów dekoracyjnych. Możliwe jest także podejmowanie ludzi przez ratownika zawieszonego na linie pod śmigłowcem, jednak ten sposób wymaga precyzyjnego sterowania maszyną w warunkach szczególnie burzliwej atmosfery. Lot w pobliżu budynku staje się więc niezwykle trudny, a niekiedy może być obarczony niedopuszczalnie niskim poziomem bezpieczeństwa.

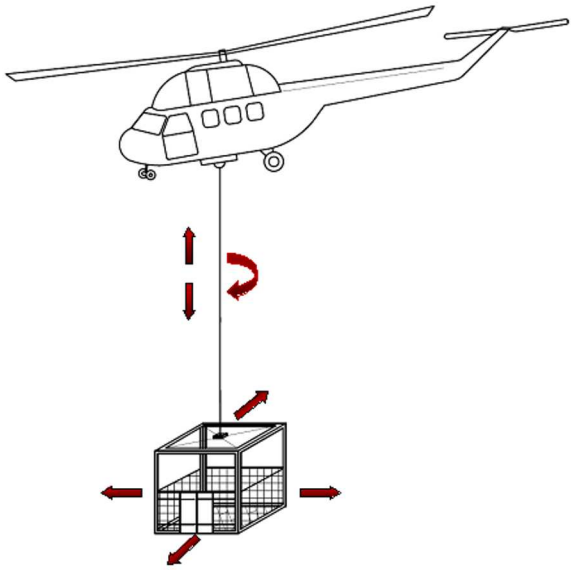
Na podstawie analizy możliwości ratowania ludzi z obiektów trudnodostępnych można stwierdzić, że w niektórych przypadkach ewakuacja będzie niezwykle trudna, czasochłonna i niekiedy wręcz niemożliwa ze względu na niedostatki w wyposażeniu służb ratowniczych w odpowiedni sprzęt. Stąd też autorzy podjęli próbę opracowania nowych urządzeń do ratownictwa powietrznego z obiektów trudnodostępnych.

3. Koncepcja urządzenia do ewakuacji ludzi z obiektów trudnodostępnych

3.1. Klatka ratownicza podwieszana pod śmigłowcem [14]

Jak już wykazano w poprzednim rozdziale, w niektórych przypadkach jedyną skuteczną metodą opuszczenia zagrożonego budynku przez ludzi może być użycie śmigłowców. Ten sposób ma jednak wiele ograniczeń, do których można zaliczyć także to, że jednorazowo ratownik podwieszony na linie może podjęć zaledwie jedną osobę oczekującą na pomoc.

Opracowano koncepcję „klatki ratowniczej" (KL) podwieszonej pod śmigłowcem, umożliwiającej podjęcie 5 osób jednocześnie (rozwiązanie zaprezentowano na konferencji ML-XVII, 2016). Klatka ratownicza ma możliwość samodzielnego przemieszczania się (w ograniczonym zakresie) w dowolną stronę, co eliminuje czasochłonną konieczność precyzyjnego przyjmowania wymaganego położenia śmigłowca względem obiektu (rys. 7).

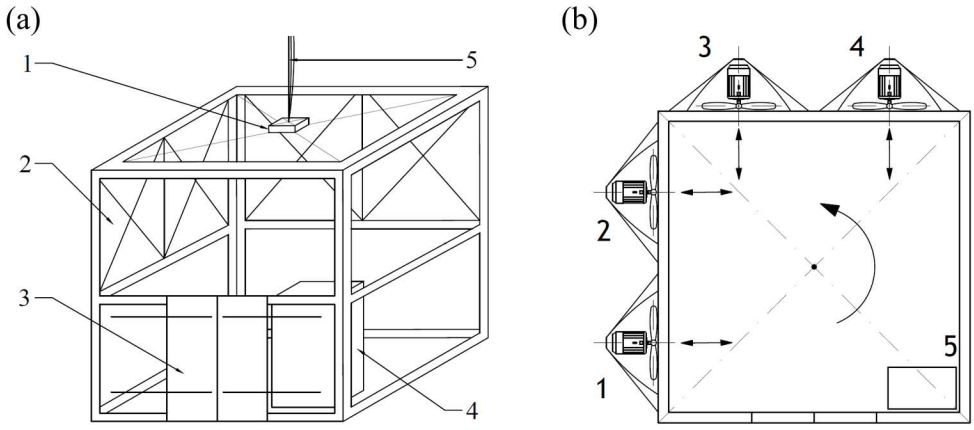


Rys. 7. Koncepcja „klatki ratowniczej" [14]

Założono następujące właściwości KR:

- możliwość zmiany długości liny łączącej śmigłowiec z urządzeniem w zakresie $H_S = (10 \div 100)$ m (realizowane ze śmigłowca),
- możliwość ruchu urządzenia w pionie (realizowane przez operatora na pokładzie KR) w zakresie $H_U = \pm 10$ m,
- możliwość samodzielnego przemieszczania się urządzenia w płaszczyźnie XY. Maksymalne odchylenie liny od pionu wyniesie $\beta = \pm 10°$. W zależności od długości liny odchylenie od pionu wyniesie $L = \pm(2 \div 19)$ m w dowolnym kierunku,
- wykonywanie dowolnego ruchu obrotowego,
- maksymalna prędkość ruchu w dowolnym kierunku wyniesie $V_R \leqslant 3$ m/s,
- urządzenie będzie wyposażone w układ stabilizacji położenia i ruchu.

Przewidywano, że urządzenie będzie prostopadłościenną konstrukcją kratową wyposażoną w cztery zespoły napędowe (silniki elektryczne z obudowanym śmigłem), wciągarkę, urządzenia do kotwiczenia do budynku oraz pulpit sterowniczy (rys. 8a i 8b).



Rys. 8. (a) Schemat konstrukcyjny KR: 1 – wciągarka, 2 – miejsce zespołu napędowego, 3 – drzwi wejściowe, 4 – pulpit sterowniczy, 5 – lina i przewód zasilający. (b) Zespoły napędowe KR: 1-4 – zespoły napędowe, 5 – pulpit sterowniczy

Prace nad projektem klatki ratowniczej, ze względu na ograniczenia finansowe, objęły studium wykonalności projektu oraz opracowania założeń i wstępnej koncepcji konstrukcyjnej.

Mając na względzie istotne braki w wyposażeniu zapewniającym dotarcie służb ratowniczych do dowolnego miejsca akcji z zewnątrz budynku, rozpoczęto prace nad koncepcją ratowniczego statku powietrznego.

3.2. Założenia koncepcyjne statku latającego do ratownictwa powietrznego

Przedmiotem projektu jest opracowania statku latającego do ratownictwa powietrznego (SLdRP) zdolnego do podjęcia na pokład 3-4 osób jednorazowo, po zacumowaniu do zewnętrznej fasady budynku.

Pojazd będzie posiadał możliwość lotu pionowego. Jako zasadę zakłada się sterowanie urządzeniem przez operatora znajdującego się na pokładzie, ale aparat zostanie wyposażony w moduł do sterowania zdalnego. Projektowany statek latający może zostać użyty do ewakuacji ludzi zarówno z wysokich budynków, jak również z innych, trudnodostępnych miejsc (np. góry, akweny, tereny bagienne itd.).

Wobec projektowanego SLdRP sformułowano następujące wymagania:

Możliwość lotu pionowego z prędkością $w \geqslant 5$ **m/s** – Statek latający powinien poruszać się w dowolnym kierunku (w tym w pionie). W związku z tym zachodzi konieczność, aby

sumaryczny ciąg zespołów napędowych był większy od ciężaru całkowitego urządzenia z zachowaniem zasad nadmiarowania parametrycznego.

Udźwig urządzenia $m \geqslant 400\,\mathbf{kg}$ – Udźwig urządzenia powinien umożliwić transport do 4 osób jednocześnie. Założono, że na pokładzie statku latającego będzie znajdował się operator, który oprócz zadań związanych ze sterowaniem będzie także wspomagał podejmowane osoby w czasie zajmowania miejsca na pokładzie. Przewiduje się także zaprojektowanie układu umożliwiającego sterowanie zdalne. Analizy działań ratowniczych wskazują jednak, że w sytuacji silnego stresu, w obliczu zagrożenia zdrowia lub życia, ludzie nierzadko postępują nieracjonalnie lub nie podejmują jakikolwiek działań. Wydaje się więc, że obecność operatora-ratownika w miejscu akcji jest czynnikiem niezbędnym do prawidłowego i skutecznego przebiegu działań ewakuacyjnych. Działania ratownicze z wykorzystaniem zdalnego starowania przewidziane są tylko w przypadkach, gdy w ocenie dowodzącego akcją ratowniczą, akcja z operatem na pokładzie jest zbyt ryzykowana.

Zasięg lotu SLdRP – Zasięg lotu projektowanej konstrukcji będzie zależał od wersji urządzenia i uwarunkowany będzie w głównej mierze obszarem, w którym prowadzone będą działania. Zakłada się, że powstaną dwie wersje statku latającego:

- wersja B – do ratownictwa z wysokich budynków;
- wersja G – do ratownictwa w trudnych warunkach terenowych (góry, akweny, tereny o małej spoistości podłoża).

W przypadku wersji B przewiduje się, że zasięg lotu pozwoli na wykonanie 10 lotów ratowniczych. W obliczeniach niezbędnego zasobu energii należy uwzględnić czas spędzony na precyzyjne podejście do miejsca akcji ratowniczej oraz zawis niezbędny do podjęcia ludzi.

W przypadku wersji G przewiduje się zasięg do 10 km oraz pułap rzędu 4 km.

Stabilizacja położenia urządzenia – Stabilizacja położenia urządzenia podczas podejmowania ludzi na pokład z punktu zapewnienia bezpieczeństwa operacyjnego jest szczególnie pożądaną właściwością. Zacumowanie do budynku podczas akcji ratowniczej może nastręczać sporych problemów, głównie ze względu na nieprzewidywalność warunków technicznych w miejscu działania statku latającego. Rozważono więc koncepcję zastosowania dodatkowego, niewielkiego zespołu napędowego umożliwiającego dodatkowy docisk urządzenia do ściany budynku oraz zastosowanie w konstrukcji wysuwanych kolców zapobiegających przesuwaniu się statku latającego. W momencie podejmowania ratowanych osób na pokład wyprzedzająco następował będzie wzrost ciągu zespołów napędowych, aby zapobiegać osuwaniu się urządzenia ze względu na zwiększanie się obciążenia. Wzrost ten każdorazowo będzie zapewniał nadmiar ciągu w stosunku do ciągu niezbędnego równy co do wartości przewidywanemu ciężarowi jednej osoby. Zapobieganie przejścia do lotu wznoszącego będzie możliwe dzięki sile docisku oraz oporowi wysuwanych kolców stykających się z elementami fasady budynku.

Zabezpieczenie przeciwpożarowe – Przewiduje się użytkowanie urządzenia w różnych warunkach, w tym również podczas pożaru. Aby podwyższyć skuteczność działania i bezpieczeństwo, zakłada się wyposażenie maszyny w wentylator umożliwiający usuwanie dymu z miejsca, w którym przebywają ewakuowane osoby. Ponadto konstrukcja kratownicowa będzie osłonięta kurtynami z materiału ognioodpornego, zabezpieczając pasażerów przed oparzeniami. Ponadto konieczne będzie zastosowanie skutecznego układu oświetlenia miejsca działania.

Układ wspomagający akcję ratowniczą – Urządzenie przewidywane jest do działania w warunkach ograniczonej lub zerowej widoczności, stąd też zakłada się wyposażenie stat-

ku latającego w detektory umożliwiające lokalizację ludzi. Możliwe tu jest zastosowanie np. kamer termowizyjnych, mikrofonów matrycowych do identyfikacji głosu ludzkiego z dużych odległości. Ponadto niezbędnym wyposażeniem będzie system nagłaśniający umożliwiający przekazywanie instrukcji ewakuowanym osobom.

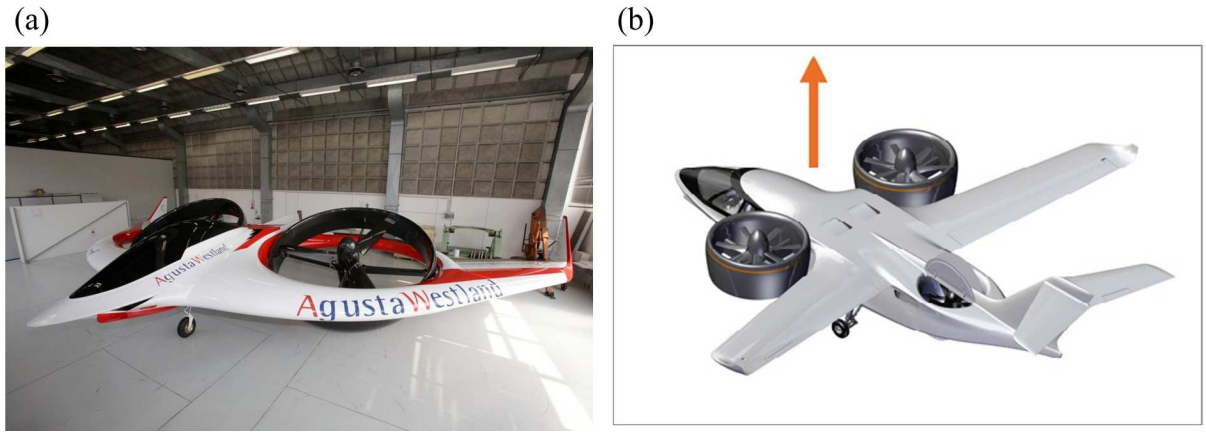
Właściwości eksploatacyjne

- przegotowanie urządzenia do działania (obsługa liniowa) będzie odbywać się podczas transportu statku latającego do miejsca akcji,
- przygotowanie obsługi w celu odtworzenia gotowości technicznej nie powinno trwać dłużej niż $t \leqslant 5\,\text{min}$,
- w zakresie uzupełniania zasobu energii niezbędnej do kontynuowania lotów w przypadku napędu elektrycznego przewiduje się wymianę akumulatorów oraz naziemną stację do szybkiego ładowania zdemontowanych baterii. W przypadku napędu spalinowego opracowania wymaga szybki i bezpieczny sposób uzupełniania paliwa,
- konstrukcja powinna przenieść obciążenia oraz zabezpieczyć pasażerów w przypadkach lądowania awaryjnego z przeciążeniem pionowym $n_z = 12$,
- w przypadku zdalnego sterowania aparatem w momencie utraty łączności między operatorem a maszyną urządzenie powinno przejść automatycznie w tryb „lądowanie".

3.3. Uzyskanie właściwości VTOL statku latającego

Jednym z podstawowych problemów do rozwiązania w przypadku tego projektu jest zapewnienie możliwości lotu pionowego. Aktualnie na świecie prowadzone są liczne projekty i badania nad opracowaniem tzw. „latających taksówek", które z racji przewidywanych warunków użytkowania w aglomeracjach miejskich muszą umożliwiać pionowy start i lądowanie. W celu uzyskania możliwości lotu pionowego zwykle stosuje się napęd wiropłatowy lub rzadziej napęd odrzutowy. Dodatkowo ze względów na ochronę środowiska projektanci najczęściej skłaniają się ku zastosowaniu napędu całkowicie elektrycznego.

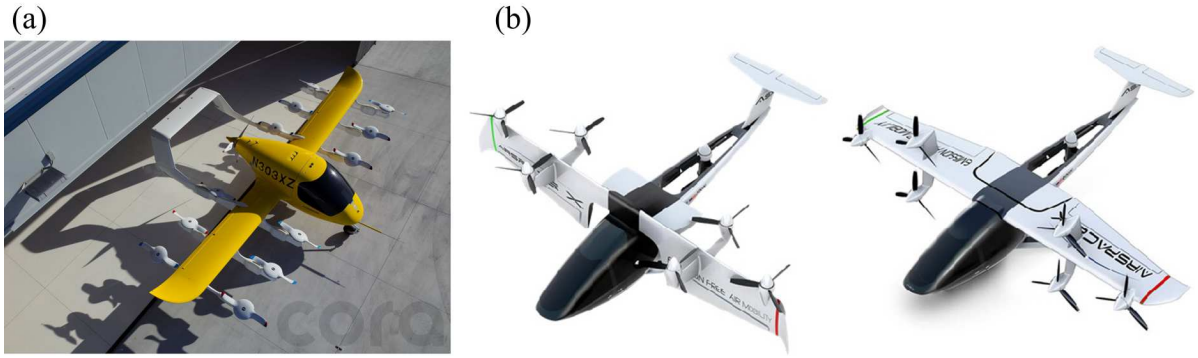
W przypadku zastosowania napędu w postaci wiropłata wykorzystuje się różne warianty rozwiązań problemu przejścia z lotu pionowego do poziomego i odwrotnie. Stosuje się więc wirniki nośne o zmiennej płaszczyźnie obrotu (rys. 9a). W innym przypadku (Trifan 600, firmy XTI Aircrafat) zastosowano wirniki o zmiennej płaszczyźnie wirowania oraz jeden wirnik o stałym położeniu osi obrotu (rys. 9b).



Rys. 9. (a) Project Zero [15], (b) Trifan 600 [16]

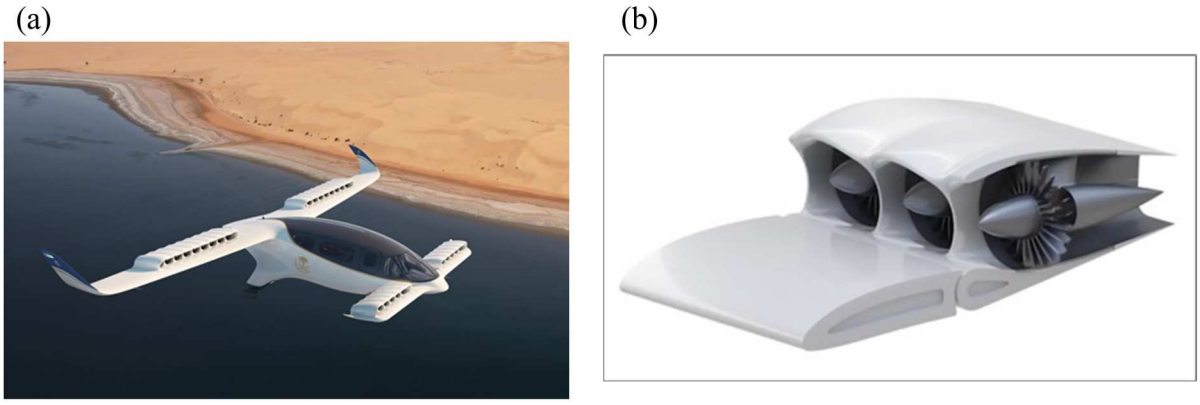
W kolejnych rozwiązanych proponowane są oddzielne zespoły napędowe do lotu pionowego oraz zespół napędowy – marszowy (rys. 10a). Z kolei w innym rozwiązaniu zastosowano zmienny

kąt zaklinowania skrzydeł, który umożliwia zmianę płaszczyzny wirowania śmigieł napędzanych przez silniki elektryczne (rys. 10b).



Rys. 10. (a) Cora [17], (b) Mobi-one [18]

Oryginalne rozwiązanie napędu zaproponowano w projekcie firmy Lilium w statku powietrznym o takiej samej nazwie jak nazwa firmy. W przypadku konstrukcji tego statku powietrznego zastosowano aż 36 zespołów napędowych składających się z obudowanego silnika elektrycznego napędzającego wirnik wytwarzający siłę ciągu. Każdy zespół napędowy ma możliwość zmiany położenia, co pozwala na sterowanie wektorem ciągu (rys. 11)

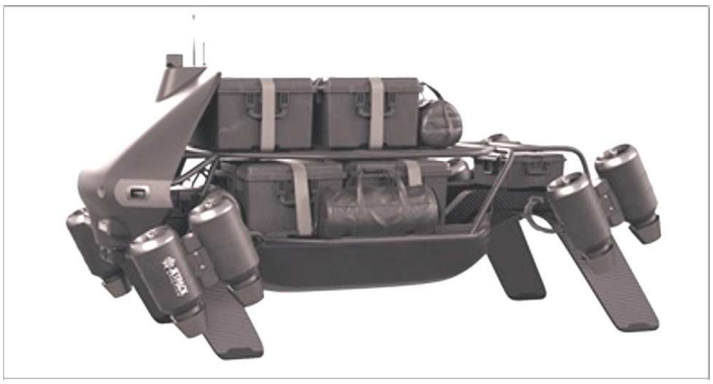


Rys. 11. (a) Lilium [18], (b) zespół napędowy Lilium [18]

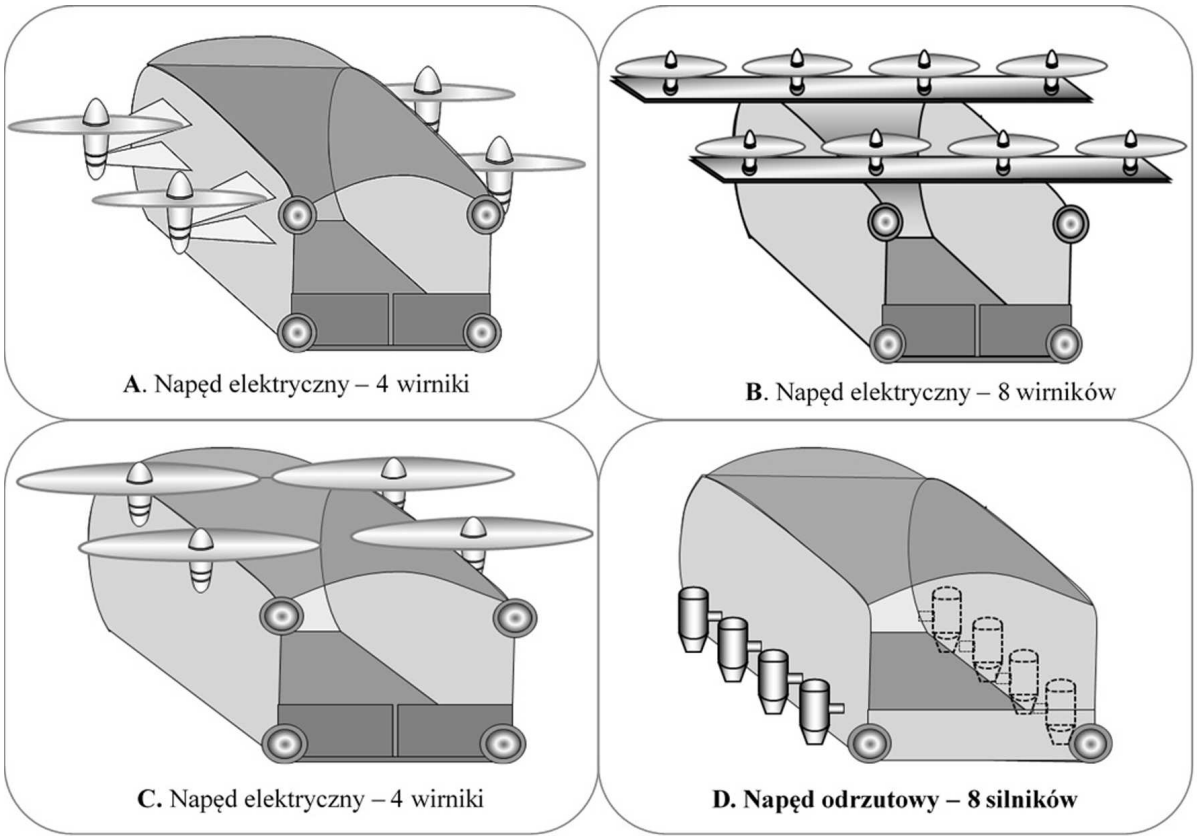
Uzyskanie właściwości VTOL możliwe jest także przy zastosowaniu silników odrzutowych. Na przykład w projekcie „Mayman car” (rys. 12) zastosowano 8 silników odrzutowych, które mają możliwość zmiany położenia. W tym przypadku uzyskano udźwig około 400 kg.

Wnioski wyciągnięte z analiz realizowanych projektów wskazują, że uzyskanie możliwości ruchu w dowolnym kierunku, w tym lotu pionowego, możliwe jest przy użyciu napędu bezpośredniego (silniki odrzutowe), jak również przy zastosowaniu koncepcji wiropłata z możliwością zmiany kierunku wektora ciągu.

W zakresie napędu dedykowanego do projektowanego statku latającego przewiduje się przeanalizowanie – pod kątem efektywności – możliwości spełnienia wymagań technicznych, skuteczności sterowania wraz z uwzględnieniem bezpieczeństwa eksploatacji różnych wariantów pod względem typów i rozmieszczenia napędów (rys. 13).



Rys. 12. Mayman car [19]



Rys. 13. Warianty rozmieszczenia zespołów napędowych SLdRP (opracowanie własne)

4. Podsumowanie

Opracowana koncepcja statku latającego do ratownictwa powietrznego (SLdRP) przewiduje, że urządzanie to będzie zdolne do ewakuacji 3-4 osób z obiektów trudnodostępnych. Maszyna latająca może być także wykorzystana do transportu ratowników lub sprzętu niezbędnego do przeprowadzenia skutecznej akcji ratowniczej. Autorzy projektu sądzą, że opracowanie i wdrożenie tego typu urządzenia zlikwiduje niedostatki w wyposażeniu służb ratowniczych, zwłaszcza w ratownictwie wysokościowym. Wydaje się, że najważniejszą korzyścią z zastosowania takiego urządzenia, będzie możliwość dotarcia do praktycznie każdego miejsca na zewnętrz budynku i tym samym wzrosną szanse na ewakuację ludzi z miejsca zagrożenia.

W ramach projektu SLdRP dotychczas zrealizowano następujące zagadnienia:

- identyfikacja zagrożeń wynikających w eksploatacji wysokich budynków,
- analiza możliwości ratowania ludzi w sytuacjach katastroficznych,
- sformułowanie założeń i wymagań stawianych przed opracowywaną konstrukcją,
- analiza konstrukcyjna statków powietrznych dysponujących możliwością lotu pionowego, w szczególności w zakresie zastosowanych zespołów napędowych,
- analiza głównych problemów związanych z projektem.

W perspektywie dalszych prac przewiduje się:

- opracowanie projektu konstrukcyjnego urządzenia,
- badania analityczne w zakresie typu, liczby oraz rozmieszczenia zespołów napędowych,
- obliczenia w zakresie dynamiki ruchu statku latającego,
- opracowanie technologii ustalania położenia (cumowania) urządzenia względem budynku,
- opracowanie układu stabilizacji ruchu oraz układu sterowania,
- opracowanie systemu automatycznego, bezpiecznego sprowadzania urządzenia w sytuacjach awaryjnych,
- dobór wyposażenia SLdRP (układ oświetlenia, urządzenia do wykrywania ludzi w warunkach ograniczonej widoczności),
- wykonanie makiety urządzenia,
- wykonanie modelu i przeprowadzenie badań w locie,
- opracowanie dokumentacji projektowej i użytkowej.

Bibliografia

1. Ustawa z dnia 7.07.2014.: *Prawo Budowalne*, Dz.U. 1994. 89 poz. 414, https://isap.sejm.gov.pl/isap.nsf/DocDetails.xsp?id=wdu19940890414 [dostęp: 09.12.2022]
2. Główny Inspektor Nadzoru Budowlanego: *Katastrofy budowlane w 2020 roku*, Warszawa 2021 r. https://www.gunb.gov.pl/sites/default/files/attachment/analiza_katastrof_budowlanych za_2020_r._- _wersja_na_bip.pdf
3. https://pl.wikipedia.org/wiki/Lista_najwy%C5%BCszych_budynk%C3%B3w [dostęp: 04.12.2022]
4. http://skyscraperpage.com/ [dostęp: 9.12.2022]
5. https://pl.wikipedia.org/wiki/Lista_najwy%C5%BCszych_budynk%C3%B3w_w_Polsce [dostęp: 9.12.2022]
6. https://pl.wikipedia.org/wiki/Po%C5%BCar_wie%C5%BCowca_Grenfell_Tower_w_Londynie [dostęp: 9.12.2022]
7. https://www.tvp.info/32812699/pozary-ktore-pochlonely-setki-ofiar-jak-plonely-wiezowce [dostęp: 9.12.2022]
8. https://wiadomosci.wp.pl/plonie-china-telecom-ogromny-pozar-wiezowca-w-chinach-6813016202820352a [dostęp: 9.12.2022]
9. https://wydarzenia.interia.pl/zagranica/news-turcja-pozar-wiezowca-w-stambule-trwa-akcja-gasnicza,nId,6349993 [dostęp: 9.12.2022]
10. http://www.csmonitor.com/USA/2011/0910/One-man-s-9-11-idea-to-rescue-people-from-high-rise-buildings [dostęp: 10.12.2022]
11. https://skysaver.com/#FAQhp [dostęp: 10.12.2022]
12. https://www.escaperescue.com/ [dostęp: 10.12.2022]
13. https://cosmic-rs.com/wp-content/uploads/2015/06/7-spars.jpg [dostęp: 10.12.2022]

14. Gronczewski A., Matras A., Projekt urządzenia do ratowania ludzi z obiektów trudno dostępnych, [W:] *Mechanika w lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 2016
15. https://en.wikipedia.org/wiki/AgustaWestland_Project_Zero#/media/File:Agusta_project_zero_sketch. jpg [dostęp: 11.12.2022]
16. https://www.xtiaircraft.com/xti-triFan-600 [dostęp: 11.12.2022]
17. https://wisk.aero/aircraft/ [dostęp: 11.12.2022]
18. https://lilium.com/jet [dostęp: 11.12.2022]
19. https://maymanaerospace.com/ [dostęp: 11.12.2022]

Conceptual design of a device for air rescue from hard-to-reach objects

Safety violations lead to accidents that can cause property damage, but most importantly, injury or death to people. Modern construction infrastructure facilities are equipped with numerous active and passive safety solutions. Despite this, it is not possible to completely eliminate threats to human health and life. These risks can be minimized by rapid and effective evacuation of people from places at risk.

To rescue people from buildings with difficult access, it is proposed to use a vertical takeoff and landing aircraft (rotorcraft). The idea of evacuating people from hard-to-reach objects, especially high buildings, is be based on the use of a flying, unmanned rotorcraft remotely controlled by the operator. It is expected that the device will be capable of evacuating up to four people at the same time. It is envisaged that the flying craft will be equipped with detectors to locate people in zero-visibility conditions.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/121-133

ASPEKTY PRAWNE LOTÓW BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH W POLSKIEJ PRZESTRZENI POWIETRZNEJ

Agnieszka Gugała-Szczerbicka, Michał Jóźko
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: agnieszka.gugala-szczerbicka@itwl.pl; michal.jozko@itwl.pl

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

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

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

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

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

Bezzałogowe statki powietrzne stanowią nadal nowe zjawisko w przestrzeni powietrznej. Są nie tylko wyrazem innowacyjnej myśl technicznej, ale również przejawem nowości w sferze prawnej, a także w wymiarze społecznym. Będąc nowoczesnym rozwiązaniem technicznym, są postrzegane jako wielkie dobrodziejstwo dla użytkowników oraz beneficjentów usług świadczonych z ich wykorzystaniem. Stanowią tym samym milowy krok w rozwoju lotniczej myśli technologicznej, ze szczególnym uwzględnieniem tzw. sztucznej inteligencji.

W piśmiennictwie wskazuje się na problem właściwego wyważenia pomiędzy wspieraniem innowacyjności w omawianej dziedzinie i podejmowaniem działań mających na celu zapewnienie bezpieczeństwa lotów[1]. W sektorze bezzałogowych statków powietrznych pojęcie zapewnienia bezpieczeństwa możemy rozpatrywać na wielu poziomach, tj. w odniesieniu do państwa, operatorów (organizacji), pilotów, systemów, kończąc na najistotniejszym elemencie – zapewnieniu

[1]M. Ostrihansky, M. Szmigiero – *Prawo dronów. Bezzałogowe statki powietrzne w prawie Unii Europejskiej oraz krajowym*, s. 27.

bezpieczeństwa samego lotu BSP i innych uczestników ruchu lotniczego współdzielących przestrzeń powietrzną, a także osób i infrastruktury w pobliżu trasy lotu statku powietrznego.

Wiodącym zagadnieniem związanym z zapewnieniem bezpieczeństwa lotów BSP stało się w ostatnim czasie wprowadzenie nowych przepisów unijnych dla bezzałogowych statków powietrznych, a także sposób ich rozumienia, stosowania i implementacji na gruncie krajowym[2]. 4 lipca 2018 roku wydano nowe rozporządzenie Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) 2018/1139 w sprawie wspólnych zasad w dziedzinie lotnictwa cywilnego i utworzenia Agencji Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA), tzw. rozporządzenie bazowe[3]. Aktami wykonawczymi do tej regulacji odnoszącymi się do bezzałogowych statków powietrznych są: rozporządzenie wykonawcze Komisji (UE) 2019/947 w sprawie przepisów i procedur dotyczących eksploatacji bezzałogowych statków powietrznych[4] oraz rozporządzenie delegowane Komisji (UE) 2019/945 w sprawie systemów bezzałogowych statków powietrznych oraz operatorów systemów bezzałogowych statków powietrznych z państw trzecich[5]. Oba powyższe akty prawne od momentu wejścia w życie (odroczonego z uwagi na sytuację związaną z COVID-19 na 31.12.2020 r.) podlegały zmianom związanym z potrzebą dostosowania ostatecznej treści tych aktów do potrzeb dynamicznie rozwijającego się rynku BSP. Dotychczasowe przepisy krajowe wynikające z ustawy Prawo lotnicze[6] przestały w dużej części obowiązywać. Przestało obowiązywać m.in. rozporządzenie dotyczące zasad wykonywania lotów VLOS (Visual Line of Sight)[7].

Intensywny rozwój tej nowej gałęzi lotnictwa spowodował także przyśpieszenie na polu realizacji europejskiej koncepcji U-Space, której wprowadzenie stanowi warunek bezpiecznej integracji lotnictwa bezzałogowego z załogowym. Uruchomienie w PAŻP (Polska Agencja Żeglugi Powietrznej) systemu Pansa UTM (Unmanned Aircraft Systems Traffic Management) można traktować jako przełomowy moment dla polskiego systemu cyfrowego zarządzania i koordynacji ruchu lotniczego BSP. Jest to kluczowy komponent wpisujący się w koncepcję U-space. Jego rolą jest planowanie na poziomie przedtaktycznym oraz zarządzanie i koordynacja ruchu dronów w FIR (Flight Information Region) Warszawa na poziomie taktycznym. System umożliwia lokalizację lotów BSP w wydzielonych segmentach przestrzeni powietrznej (strefy geograficzne) w czasie rzeczywistym i łączność Służb Ruchu Lotniczego PAŻP z pilotami (operatorami) dronów poprzez urządzenia GSM wyposażone w odpowiednie aplikacje. Jednocześnie system ten ma za zadanie wspierać rozwój usług świadczonych w ramach koncepcji U-space przez tzw. USSP (U-Space Service Providers) oraz CISP (Communication Information Service Providers).

[2]Do momentu wejścia w życie regulacji unijnych kwestie BSP regulowane były rozporządzeniem Ministra Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej z dnia 26 marca 2013 r. w sprawie wyłączenia zastosowania niektórych przepisów ustawy – Prawo lotnicze do niektórych rodzajów statków powietrznych oraz określenia warunków i wymagań dotyczących używania tych statków (Dz.U. z 2019 poz. 1497).

[3]Rozporządzenie Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) 2018/1139 w sprawie wspólnych zasad w dziedzinie lotnictwa cywilnego i utworzenia Agencji Unii Europejskiej ds. Bezpieczeństwa Lotniczego oraz zmieniające rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (WE) nr 2111/2005, (WE) nr 1008/2008, (UE) nr 996/2010, (UE) nr 376/2014 i dyrektywy Parlamentu Europejskiego i Rady 2014/30/UE i 2014/53/UE, a także uchylające rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (WE) nr 552/2004 i (WE) nr 216/2008 i rozporządzenie Rady (EWG) nr 3922/91.

[4]Rozporządzenie wykonawcze Komisji (UE) 2019/947 z dnia 24 maja 2019 r. w sprawie przepisów i procedur dotyczących eksploatacji bezzałogowych statków powietrznych.

[5]Rozporządzenie delegowane Komisji (UE) 2019/945 z dnia 12 marca 2019 r. w sprawie systemów bezzałogowych statków powietrznych oraz operatorów systemów bezzałogowych statków powietrznych z państw trzecich.

[6]Ustawa z dnia 3 lipca 2002 r. – Prawo lotnicze (Dz.U. z 2022 r. poz. 1235, 1715 i 1846).

[7]Rozporządzenie Ministra Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej z dnia 26 marca 2013 r. w sprawie wyłączenia zastosowania niektórych przepisów ustawy – Prawo lotnicze do niektórych rodzajów statków powietrznych oraz określenia warunków i wymagań dotyczących używania tych statków (Dz.U. z 2019 poz. 1497).

Mając na uwadze złożoną strukturę pojęcia zapewnienia bezpieczeństwa istnieje również potrzeba spełniania wymogów prawnych obowiązujących w sferze przepisów odnoszących się do obrotu prawnego w ogólności. Nie sposób pominąć szeregu zagadnień cywilnoprawnych związanych z użytkowaniem BSP[8] takich jak: ochrona prywatności i danych osobowych, odpowiedzialność cywilna za szkody, w tym za szkody na osobie w postaci śmierci, uszkodzenia ciała lub rozstroju zdrowia oraz uszkodzenia mienia, czy kwestia ryzyka związanego z odpowiedzialnością producenta BSP za produkt[9]. Należy mieć na uwadze także normy o charakterze karnym, które mogą stanowić podstawę odpowiedzialności pilota BSP, są to przepisy dotyczące ruchu lotniczego (art. 211 i 212 ustawy Prawo lotnicze), a także przepisy prawa karnego przewidujące odpowiedzialność za spowodowanie katastrofy lub sprowadzenie niebezpieczeństwa katastrofy w ruchu powietrznym (art. 173 i 174 k.k.[10]), odpowiedzialność za spowodowanie uszczerbku na zdrowiu (art. 156 i 157 k.k.), odpowiedzialność za uporczywe nękanie (art. 190 a k.k.) oraz odpowiedzialność za naruszenie miru domowego (art. 193 k.k.)[11].

Jako kolejny przejaw aspektów bezpieczeństwa w lotnictwie bezzałogowym należy przywołać kwestię technologii. Zastosowanie najdroższych, nowoczesnych technologii pozwala niewątpliwie osiągnąć cel, jakim jest akceptowalny poziom bezpieczeństwa[12]12, tj. określony i przyjęty do stosowania przez dane państwo, urząd, organizację[13]. Na bezwzględną potrzebę zapewnienia bezpieczeństwa w lotnictwie cywilnym, oprócz Załącznika nr 19 do *Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym*[14] wskazuje również rozporządzenie bazowe. Artykuł 1.1. stanowi, iż podstawowym celem tej regulacji jest ustanowienie i utrzymanie wysokiego, jednolitego poziomu bezpieczeństwa lotnictwa cywilnego na poziomie unijnym. Załącznik IX do ww. rozporządzenia w pkt 2. wskazuje m.in. na wymogi związane z projektem BSP, służące zapewnieniu bezpieczeństwa osób znajdujących się na ziemi i innych użytkowników przestrzeni powietrznej podczas operacji, np.: zapewnienie bezpieczeństwa pilota, stron trzecich oraz mienia (pkt 2.1.1.), integralność wyrobu proporcjonalna do ryzyka (2.1.2.), sposób sterowności (2.1.3.), funkcjonowanie BSP, jego części, wyposażenia nieinstalowanego i do zdalnego sterowania, zgodne z przeznaczeniem we wszystkich warunkach eksploatacji (2.1.4.). Zatem aplikacja nowoczesnych urządzeń pilotażowo-nawigacyjnych oraz szeregu wyspecjalizowanych sensorów na pokładzie statku powietrznego i w naziemnych elementach kierowania/zarządzania BSP jest rzeczą nieodzowną. Elementarnym przykładem zastosowania dostępnych urządzeń awionicznych oraz sensorów są m.in.: zespolone, cyfrowe urządzenia i wskaźniki pilotażowo nawigacyjne, a także adekwatne systemy łączności i przesyłania danych (CPDLC – Controller Pilot Datalink Communication) wraz z urządzeniami szyfrującymi.

Podstawowe jednak znaczenie dla zapewnienia bezpieczeństwa w lotnictwie cywilnym ma zagadnienie zarządzania tymże bezpieczeństwem, które zgodnie z Konwencją chicagowską oraz z prawem unijnym jest podzielone na dwa obszary: pierwszy – obejmujący odpowiedzialność pań-

[8]A. Fortońska, *Aspekty prawne korzystania z dronów*, Revista Europea de Derecho de la Navegación Martima y Aeronutica, s. 51.

[9]W ramach KE trwają obecnie prace nad nową regulacją dotyczącą aspektów odpowiedzialności za produkt i sztuczną inteligencję, wprowadzającą m.in. domniemanie związku przyczynowego upraszczające proces udowadniania, że wina po stronie urządzenia opartego na sztucznej inteligencji doprowadziła do powstania szkody).

[10]Ustawa z dnia 6 czerwca 1997 r. Kodeks karny, Dz.U.2021.2345 t.j. z dnia 2021.12.17.

[11]A. Fortońska, *Odpowiedzialność operatora za użytkowanie bezzałogowego statku powietrznego – wybrane zagadnienia*, Przegląd Komunikacyjny 6/2022, s. 14.

[12]P. Galej w: *Zarządzanie bezpieczeństwem w lotnictwie*, pod red. Katarzyny Łuczak s. 55.

[13]Zgodnie z Załącznikiem 19 do *Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym*, ICAO, wyd. 1, Montreal 2013, pożądane jest kontrolowanie i obniżenie ryzyka związanego z działalnością lotniczą do akceptowalnego poziomu, co ustanawia celowość zarządzania bezpieczeństwem w lotnictwie.

[14]Konwencja o międzynarodowym lotnictwie cywilnym, podpisana w Chicago 7 grudnia 1944 r. – Konwencja chicagowska (Dz. U z 1959 r. Nr 35, poz. 212, ze zm.).

stwa, oraz drugi – obejmujący odpowiedzialność organizacji lotniczych. Na gruncie państwowym zasadniczą rolę pełni Krajowy System Nadzoru nad Bezpieczeństwem (State Safety Oversight System, SSOS), który ma na celu sprawowanie przez państwo nadzoru nad bezpieczeństwem działalności lotniczej podległych sobie organizacji lotniczych, oraz Krajowy Program Bezpieczeństwa (State Safety Programme, SSP), który służy do zarządzania bezpieczeństwem w państwie. Powyższe systemy mają być zgodne w skali ICAO z Globalnym Planem Bezpieczeństwa Lotniczego – GASP (Global Aviation Safety Plan) oraz Globalnym Planem Żeglugi Powietrznej – GANP (Global Air Navigation Plan), a w przypadku państw UE z Europejskim Programem Bezpieczeństwa Lotniczego – EASP (European Aviation Safety Programme) i z Europejskim Planem Bezpieczeństwa Lotniczego – EASp (European Aviation Safety Plan).

Odnosząc się do samego pojęcia zarządzania bezpieczeństwem, należy wstępnie wskazać, że jest to zbiór działań zarządczych obejmujących ustanowienie polityki bezpieczeństwa i celów bezpieczeństwa oraz ich realizację: zarządzanie ryzykiem, zapewnianie bezpieczeństwa, promowanie bezpieczeństwa, które mają na celu obniżenie ryzyk związanych z działalnością lotniczą do akceptowalnych poziomów i kontrolowanie tych ryzyk[15]. Podmiotem zarządzania bezpieczeństwem jest więc kierownictwo organizacji lub też osoba wyznaczona do tego przez kierownictwo, a obowiązki wykonawcze spoczywają na całym personelu danej organizacji[16].

Przenosząc się zatem na grunt zarządzania bezpieczeństwem na poziomie organizacji lotniczych, kluczowe znaczenie mają indywidualnie i wewnętrznie implementowane przez organizacje systemy zarządzania bezpieczeństwem (Safety Management System, SMS)[17].

W obszarze lotnictwa bezzałogowego, w związku z rozwojem lotów BSP, rosnącą liczbą operatorów oraz pojawiającymi się zdarzeniami lotniczymi z udziałem BSP[18] kwestie SMS zyskują na znaczeniu. Należy w tym miejscu nadmienić, że organizacja produkująca, testująca i eksploatująca bezzałogowe statki powietrzne pojmowana jest również jako organizacja lotnicza, co znajduje uzasadnienie chociażby w regulacjach rozporządzenia bazowego 2018/1139 i w konsekwencji nakłada na nią określone obowiązki z zakresu SMS. Tytułem przykładu przywołać można istotną z punktu widzenia wpływu czynnika ludzkiego na występowanie wypadków lotniczych[19] potrzebę przestrzegania w organizacji zasady *Just Culture*, rozumianej jako tworzenie atmosfery zaufania, w której ludzie są zachęcani, a nawet nagradzani za dostarczanie istotnych informacji dotyczących bezpieczeństwa, przy czym istnieje również wyraźne rozgraniczenie postaw akceptowalnych i nieakceptowalnych[20]. Potrzeba zapewnienia w organizacji dronowej funkcjonowania konkretnych elementów SMS, wyrażona została w stosunku do operatora – posiadacza certyfikatu LUC (Light UAS Operator Certificate), o czym szerzej w rozdziale poświęconym kategorii szczególnej wykonywania lotów BSP.

Na poziomie taktycznym aspekt bezpieczeństwa przejawiał się będzie w wyborze sposobu wykonywania planowanego lotu, tj. określenia adekwatnej do danego przypadku kategorii lotów. Zaznaczyć należy, że specyfika i cel danego lotu muszą być poddane niezbędnej analizie, co pozwoli określić kwalifikację danego lotu, a co za tym idzie dokonać właściwego doboru BSP, pilota o wymaganych kwalifikacjach oraz procedur i ewentualnej dokumentacji dla celów uzyskania stosownych zgód.

[15] *Zarządzanie bezpieczeństwem...*, s. 55.

[16] Ibidem.

[17] Ibidem, s. 63.

[18] https://tvn24.pl/swiat/norwegia-sluzby-specjalne-grozba-sabotazu-bardziej-realna-przejmujemy-sledztwa-ws-dronow-nad-waznymi-obiektami-6171658
https://dlapilota.pl/wiadomosci/petapixelcom/po-raz-pierwszy-w-historii-dron-doprowadzil-do-wypadku-smiglowca
https://dji-ars.pl/newsroom/kolizja-z-dronem-hawaje-stanowisko-dji/

[19] J. Dąbrowska *Czynnik ludzki w lotnictwie*, s. 66, Prace Instytutu Lotnictwa, Warszawa 2011.

[20] https://www.ulc.gov.pl/_download/bezpieczenstow_lotow/warsztaty_2020/just_culture_przepisy_oraz_praktyka.pdf

Aby dokonać tych istotnych ustaleń należy sięgnąć do aktów prawnych krajowych i europejskich w celu pozyskania niezbędnych informacji na temat ram prawnych i szczegółowych wytycznych dla lotów BSP w polskiej przestrzeni powietrznej, będącej również częścią europejskiej przestrzeni powietrznej. Przechodząc zatem do podstaw prawnych realizacji lotów BSP w świetle nowych regulacji UE, przywołać należy:

- Rozporządzenie bazowe 2018/1139.
- Rozporządzenie wykonawcze 2019/947.
- Rozporządzenie delegowane 2019/945.
- Wytyczne nr 7 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 9 czerwca 2021 r. w sprawie sposobów wykonywania operacji przy użyciu systemów bezzałogowych statków powietrznych w związku z wejściem w życie przepisów rozporządzenia wykonawczego Komisji (UE) nr 2019/947[21]. Niniejsze wytyczne wydane zostały w celu realizacji obowiązków wynikających z art. 18 lit. a-e oraz g-k i m oraz art. 20-22 rozporządzenia 2019/947 z dnia 24 maja 2019 r. w sprawie przepisów i procedur dotyczących eksploatacji bezzałogowych statków powietrznych (¶ 1 Wytycznych nr 7). Przepisy wytycznych stosowane będą do czasu wydania stosownych przepisów krajowych po wejściu w życie zmienionej ustawy Prawo lotnicze.
- Wytyczne nr 24 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 30 grudnia 2020 r. w sprawie wyznaczania stref geograficznych dla systemów bezzałogowych statków powietrznych.
- Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems (Zasady Łatwego Dostępu dla SBSP)[22]. Wskazany zbiór zasad opublikowany został przez EASA i zawiera AMC (Acceptable Means of Compliance) – akceptowalne sposoby spełniania wymagań, oraz GM (Guidance Material) – materiały doradcze zawierające wytyczne, wydane do rozporządzenia 2019/947 oraz rozporządzenia 2019/945[23].
- Szereg wytycznych Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego wydanych w sprawie Krajowych Scenariuszy Standardowych NSTS-01 – NSTS-08[24].

Rozporządzenie bazowe 2018/1139 zawiera szereg przepisów o charakterze deklaracji wskazujących na potrzebę spełniania podstawowych obowiązków prawnych przez operatora i pilota BSP, np. zgodnie z punktem 1.1 Załącznika IX do rozporządzenia, operator i pilot bezzałogowego statku powietrznego muszą być w stanie zapewnić bezpieczeństwo eksploatacji i bezpieczną separację bezzałogowego statku powietrznego od ludzi na ziemi oraz od innych użytkowników przestrzeni powietrznej. Realizację tych wymogów stanowi nowo wprowadzony obowiązek rejestracji operatora BSP. Jest to jedna z podstawowych zmian w przepisach prawnych dla BSP. Najistotniejszym aktem z punktu widzenia zasad realizacji lotów BSP jest rozporządzenie wykonawcze 2019/947, które mając na względzie przede wszystkim bezpieczeństwo wykonywanych lotów wprowadza podział operacji BSP na trzy kategorie: otwartą (art. 4 rozporządzenia 2019/947), a więc charakteryzującej się najniższym stopniem ryzyka, kategorię szczególną (art. 5 rozporządzenia), oraz kategorię certyfikowaną (art. 6 rozporządzenia).

Kategoria otwarta wykonywania lotów oprócz ogólnej regulacji art. 4 opisana została w części A Załącznika do ww. rozporządzenia (przepisy UAS.OPEN.010-080). Natomiast Załącznik nr 1 do Wytycznych nr 7 Prezesa ULC[25] doprecyzowuje i rozwija to zagadnienie. Szczegółowe

[21]https://edziennik.ulc.gov.pl/legalact/2021/35/

[22]https://www.easa.europa.eu/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems-regulation-eu

[23]P.Kasprzyk, *Bezzałogowe statki powietrzne. Nowa era w prawie lotniczym. Rozwój regulacji prawnych dotyczących bezpieczeństwa lotnictwa bezzałogowego*, Warszawa, 2021, s. 133.

[24]http://edziennik.ulc.gov.pl

[25]Początkowo kwestie te regulowały Wytyczne nr 25 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego, zostały one jednak zastąpione Wytycznymi nr 7 z dnia 9 czerwca 2021 r. w sprawie sposobów wykonywania operacji przy użyciu systemów bezzałogowych statków powietrznych w związku z wejściem w życie przepisów rozporządzenia wykonawczego Komisji (UE) nr 2019/947.

warunki dla tej kategorii opisane zostały w rozdziale 2 Załącznika, należy mieć jednak na uwadze również ogólne warunki wykonywania operacji zawarte w rozdziale 1 Załącznika, dotyczące lotów zarówno w kategorii otwartej jak i szczególnej.

Subcategory	Description	Drone Class	MTOM	Pilot competency	Technical requirements	Electronic ID	Operator Registration
A1 Over people	Uninvolved people but not crowds	C0	< 250 g	• None	• < 19 m/s • Max height	No	No
		C1	< 900 g	• Online training • Online test	• < 19 m/s • Max height • Fail Safe	No	Yes
A2 Close to people	At a safe distance from uninvolved people	C2	< 4 kg	• Online training • Online test • Theoretical Test	• Max height • Fail Safe	Yes Ser number	Yes
A3 Far from People	Safe distance from urban areas	C3	< 25 kg	• Online training • Online test	• Max height • Fail Safe	Yes Ser number	Yes
		C4			• No automatic flight	If required	Yes

Loty w kategorii otwartej nie wymagają uzyskania uprzedniego zezwolenia na lot, mogą być ponadto wykonywane tylko w zasięgu widoczności wzrokowej pilota lub obserwatora (VLOS). Kategoria otwarta dzieli się na trzy podkategorie – A1, A2 i A3, w oparciu o ograniczenia operacyjne i wymogi, jakim podlegają piloci oraz użytkowane urządzenia. Prócz podziału na rodzaje operacji pod względem ryzyka i co za tym idzie – odległości od ludzi, wprowadzono również podział samych BSP na klasy od C0 do C6. Do lotów w kategorii otwartej będą miały zastosowanie BSP z klasą C0-C4, przyporządkowane do odpowiednich podkategorii (A1-A3):

- C0 – MTOM ¡250 g, maksymalna prędkość lotu ¡19 m/s, ograniczenie wysokości lotu do 120 m, możliwość lotu w A1, A2, A3,
- C1 – MTOM ¡900 g lub energia kinetyczna generowana podczas zderzenia ¡80 J, maksymalna prędkość lotu ¡19 m/s, ograniczenie wysokości lotu do 12 0m, możliwość lotu w A1, A2, A3,
- C2 – MTOM ¡4 kg, tryb wolnego lotu włączany z aparatury i ograniczony do prędkości ¡3 m/s w poziomie, ograniczenie wysokości lotu do 120 m, możliwość lotu w A2 (odległość od osób: 30 m lub 5 m przy trybie wolnego lotu) i A3,
- C3 – MTOM ¡25 kg, możliwość lotu w trybach automatycznych, ograniczenie wysokości lotu do 120 m, maksymalny typowy wymiar ¡3 m, możliwość lotu w A3,

- C4 – MTOM ¡25 kg, ograniczenie wysokości lotu do 120 m, brak trybów automatycznych z wyjątkiem standardowej stabilizacji lotu, brak ograniczenia wielkości, możliwość lotu w A3.

Istnieją także dodatkowe ograniczenia co do napięcia zasilania, generowanego hałasu, zdalnej identyfikacji w locie, geofencingu (*geoawareness systems* – świadomość przestrzenna), długości uwięzi i innych parametrów. Wszystkie szczegółowe wymogi obowiązujące każdą z klas C0-C4 znajdują się w Załączniku do rozporządzenia delegowanego 2019/945 (części 1,2,3,4,5).

Zauważenia wymaga, że w związku z faktem, iż niektóre normy zharmonizowane dotyczące wymogów mających zastosowanie do systemów bezzałogowych statków powietrznych klas C0-C6, niezbędne do eksploatacji w kategorii otwartej lub w ramach scenariuszy standardowych (STS), jak również jednoznaczna zdalna identyfikacja będą dostępne dopiero w połowie 2023 r. rozporządzenie wykonawcze 2022/425[26] wprowadziło m.in. odroczenie wejścia w życie przepisów dla pełnej kategorii otwartej (1 stycznia 2024 r.). Do tego czasu stosowane będą przepisy przejściowe, które umożliwiają wykonywanie lotów w kategorii otwartej BSP bez nadanej klasy, na określonych zasadach przedstawionych w art. 20 i 22 rozporządzenia wykonawczego 2019/947.

Szczególnego podkreślenia wymaga, iż w celu zminimalizowania ryzyka zagrożenia dla bezpieczeństwa spowodowanego ewentualnym przekroczeniem warunków ustalonych dla kategorii otwartej, dobrą praktykę może stanowić zgłoszenie lotu w kategorii szczególnej. Może to mieć jednak miejsce jedynie wtedy, gdy dany operator dysponuje odpowiednimi zasobami i możliwościami aby realizować loty w kategoriach o wyższym stopniu ryzyka, a więc charakteryzujących się wyższymi wymogami dla operacji.

Kategoria szczególna jest przeznaczona dla operacji o średnim ryzyku, której parametry lotu wychodzą poza kategorię otwartą. W kategorii szczególnej pilot i operator zobowiązani są do stosowania przepisów części B Załącznika do rozporządzenia wykonawczego 2019/947, tj. przepisów UAS.SPEC.020-UAS.SPEC.100. Istotnym z punktu widzenia obowiązków operatora w kategorii szczególnej jest przepis UAS.SPEC.050 części B Załącznika, zgodnie z którym operator zobowiązany jest przede wszystkim ustanowić procedury i ograniczenia dostosowane do rodzaju planowanej operacji oraz związanego z nią ryzyka, w tym:

- procedury operacyjne zapewniające bezpieczeństwo operacji,
- procedury zapewniające przestrzeganie w ramach planowanej operacji wymogów w zakresie ochrony mających zastosowanie do obszaru operacji,
- środki służące ochronie przed bezprawną ingerencją i nieuprawnionym dostępem,
- procedury zapewniające, aby wszystkie operacje przebiegały zgodnie z przepisami dot. ochrony osób fizycznych w związku z przetwarzaniem danych osobowych,
- wytyczne dla pilotów, zgodnie z którymi operacje z użyciem systemów bezzałogowych statków powietrznych należy planować w taki sposób, aby zminimalizować uciążliwości, w tym hałas i uciążliwości związane z innymi emisjami, dla ludzi i zwierząt, etc.

Zgodnie z UAS.SPEC.010 rozporządzenia 2019/947 operator systemu bezzałogowego statku powietrznego (SBSP) przekazuje właściwemu organowi ocenę ryzyka operacyjnego w odniesieniu do planowanej operacji zgodnie z art. 11 (loty w oparciu o zezwolenie na operację) bądź składa oświadczenie, w przypadku gdy zastosowanie ma sekcja UAS.SPEC.020, chyba że operator posiada certyfikat operatora lekkich systemów bezzałogowych statków powietrznych (certyfikat

[26]Rozporządzenie wykonawcze Komisji (UE) 2022/425 z dnia 14 marca 2022 r. zmieniające rozporządzenie wykonawcze 2019/947 w odniesieniu do odroczenia dat przejściowych dotyczących stosowania niektórych systemów bezzałogowych statków powietrznych w kategorii otwartej oraz daty rozpoczęcia stosowania scenariuszy standardowych w odniesieniu do operacji wykonywanych w zasięgu widoczności wzrokowej lub poza zasięgiem widoczności wzrokowej.

LUC) z odpowiednimi uprawnieniami zgodnie z częścią C Załącznika. Istnieją zatem trzy sposoby wykonywania lotów w kategorii szczególnej: zezwolenie na operację (art. 12), oświadczenie o operacji (art. 5 ust. 5), certyfikat LUC (UAS.LUC.010-UAS.LUC.090).

I Oświadczenie o operacji według scenariuszy standardowych

Scenariusz standardowy (*standard scenario*, STS) zdefiniowany w art. 2 pkt 6) rozporządzenia wykonawczego 2019/947 oznacza rodzaj operacji z użyciem SBSP, w przypadku której szczegółowy wykaz środków ograniczających ryzyko wskazano w taki sposób, że właściwemu organowi może wystarczyć stosowne oświadczenie operatora. Oświadczenie o operacji stanowi zatem deklarację, że przy wykonywaniu tego rodzaju lotów będą stosowane wymagane środki. Podstawą prawną tegoż oświadczenia jest art. 5 ust. 5 w zw. z art. 12 ust. 5 rozporządzenia 2019/947[27], ponadto szczegółowe regulacje dotyczące dwóch wydanych do tej pory scenariuszy unijnych STS-01 (dla lotów VLOS[28]) i STS-02 (dla lotów BVLOS[29] określono odpowiednio w rozdziale 1 i 2 dodatku nr 1 Załącznika do rozporządzenia.

Dla wskazanych scenariuszy przewidziano specjalne klasy BSP – C5 i C6, których parametry zostały opisane w części 16 i 17 Załącznika do rozporządzenia delegowanego 2019/945 i stanowią one połączenie wymogów dla klasy BSP C3 z dodatkowymi elementami adresowanymi do przedmiotowych klas.

Wspomniane wyżej rozporządzenie wykonawcze 2022/425 wprowadziło również zmianę do rozporządzenia wykonawczego 2019/947 przewidującą odroczenie daty wejścia w życie przepisów dotyczących STS-01/STS-02, a także stosowania klas C5/C6 i zdalnej identyfikacji w kategorii szczególnej. Zgodnie zatem ze znowelizowanym brzmieniem art. 23 ust. 4 rozporządzenia 2019/947, do 31 grudnia 2023 r. w poszczególnych państwach członkowskich stosowane będą krajowe scenariusze standardowe. Tym samym o rok dłużej powinny być przyjmowane oświadczenia do NSTS, a także ich stosowanie będzie wydłużone o 1 rok. Na gruncie Polskim obowiązują następujące krajowe scenariusze standardowe: NSTS-01–NSTS-08, które wyczerpująco uregulowano w odpowiednich wytycznych Prezesa ULC[30]. Scenariusze te są przewidziane dla operacji VLOS, BVLOS i FPV, dla BSP typu wielowirnikowce (MR), stałopłaty (A) oraz helikoptery (H). Zauważyć należy, iż scenariusze standardowe obok konkretnych warunków dla lotów w danym NSTS zawierają również dodatkowy katalog obowiązków operatora SBSP. Tytułem przykładu, w ramach obowiązków operatora dla scenariusza NSTS-02[31], oprócz tych o charakterze podstawowym przepisanych dla kategorii szczególnej zgodnie z UAS.SPEC.050 (część B załącznika do rozporządzenia nr 2019/947), wskazano także następujące obowiązki, które winne być spełnione przez operatora:

- zapewnianie adekwatności procedur bezpieczeństwa i procedur awaryjnych,
- opracowanie planu działania w sytuacjach awaryjnych odpowiedniego dla operacji, obejmującego co najmniej: plan ograniczenia eskalacji skutków sytuacji awaryjnej, warunki powiadamiania właściwych organów i organizacji, kryteria identyfikacji sytuacji awaryjnej, określenie obowiązków pilota BSP oraz wszelkich innych członków personelu odpowiedzialnych za realizację obowiązków istotnych z punktu widzenia operacji.

Tytułem podsumowania – obowiązujące scenariusze standardowe umożliwiają loty do wysokości 120 m od najbliższego punktu powierzchni ziemi, loty nad ludźmi, loty w miastach, loty BSP

[27] P.Kasprzyk, *Bezzałogowe statki powietrzne...*, s. 147.

[28] Visual Line of Sight.

[29] Beyond Visual Line of Sight.

[30] Wytyczne Prezesa ULC nr 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, https://edziennik.ulc.gov.pl/legalact/...

[31] Wytyczne Prezesa ULC nr 16 z dnia 29 grudnia 2020 r. w sprawie Krajowego Scenariusza Standardowego NSTS-02 dla operacji w zasięgu widoczności wzrokowej (VLOS) z użyciem bezzałogowego statku powietrznego kategorii wielowirnikowiec (MR), o masie startowej mniejszej niż 25 kg.

w odległości do 50 metrów w poziomie od sztucznej przeszkody (np. budynek, drzewo), której wysokość przekracza 105 metrów, loty FPV[32] (w goglach, z widokiem z kamery), możliwość lotu w nowych strefach geograficznych DRA na warunkach określonych dla tej strefy. Umożliwiają ponadto i regulują kwestię wykorzystania obserwatora przestrzeni powietrznej, dzięki czemu można latać bez ciągłej widoczności BSP (np. wylot za budynek).

II Zezwolenie na operację

Dla operacji wykonywanych w kategorii szczególnej, które wykraczają poza scenariusze standardowe należy uzyskać od Urzędu Lotnictwa Cywilnego stosowne zezwolenie na operację (art. 12 rozporządzenia 2019/947). Podstawowym warunkiem uzyskania takiego zezwolenia jest wykonanie analizy ryzyka według metodologii SORA (Specific Operations Risk Assessment)[33], która składa się z 10 kroków(etapów). W pierwszej kolejności wyznaczane jest GRC (Ground Risk Class), a następnie ARC (Air Risk Class). Kolejnym krokiem jest mitygacja czynników ryzyka i określany jest stopień SAIL (Specific Assurance and Integrity Level, połączona ocena ryzyka na ziemi i w powietrzu). SORA wyróżnia następnie cele bezpieczeństwa operacyjnego OSO (Operational Safety Objectives), które związane są z: problemem technicznym z UAS (OSO#1-OSO#10), pogorszeniem zewnętrznych systemów wspomagających pracę UAS (OSO#11-OSO#13), błędem ludzkim (OSO#14-OSO#20), i niekorzystnymi warunkami pracy (OSO#21-OSO#24). Następnie poddaje się ocenie ryzyko, jakie stanowi utrata kontroli nad operacją, skutkująca naruszeniem sąsiednich obszarów na ziemi i/lub przyległej przestrzeni powietrznej. W kompleksowym portfolio bezpieczeństwa, stanowiącym podsumowanie całego procesu analizy, następuje udokumentowanie wszystkich elementów oceny ryzyka oraz sprawdzenie czy wymagania wszystkich etapów SORA zostały spełnione.

W stosownych przypadkach ocena ryzyka może być dokonywana na podstawie dokumentów PDRA (Pre Operations Risk Assessment). Stanowi to alternatywną, uproszczoną podstawę ubiegania się o zezwolenie na operację. Do tej pory EASA opublikowała następujące PDRA[34]: S01, S02, G01, G02, G03.

III Certyfikat LUC

Certyfikat LUC (Light UAS Operator Certificate) zdefiniowany w art. 2 pkt 9 rozporządzenia wykonawczego 2019/947, jest dokumentem wydawanym operatorowi SBSP, rozumianemu jako organizacja lotnicza, przez właściwy organ[35] w wyniku procedury prowadzonej przez ULC. Podmiot legitymujący się przedmiotowym certyfikatem posiada przede wszystkim uprawnienie do zatwierdzania swoich własnych operacji, jest tym samym zwolniony z obowiązku składania do ULC oświadczenia o operacji (w przypadku lotów na podstawie STS/NSTS), a także z obowiązku ubiegania się o zezwolenie na operację na podstawie art. 12 rozporządzenia.

Podstawowe regulacje dotyczące certyfikatu LUC stanowią przepisy części C Załącznika do rozporządzenia wykonawczego 2019/947, czyli UAS.LUC.010-UAS.LUC.090, uzupełnione o Easy Access Rules, czyli stosowne AMC i GM. Operator SBSP ubiegający się o wydanie certyfikatu LUC musi zatem spełniać specjalne wymagania opisane w ww. normach, w tym m.in. ustanawia, wdraża i utrzymuje system zarządzania bezpieczeństwem dostosowany do wielkości i specyfiki organizacji, przygotowuje tzw. podręcznik LUC, wyznacza personel do zarządzania kluczowymi

[32]Loty FPV możliwe w ramach NSTS-01 do wysokości nie większej niż 50 m nad poziomem terenu, w odległości poziomej nie większej niż 500 m od pilota.

[33]Metoda zgodna z art. 11 rozporządzenia 2019/947, szczegółowo opisana w materiałach doradczych *Easy Access Rules...*, AMC1-AMC6.

[34]*Easy Access Rules...*, AMC1 do art. 11 rozporządzenia wykonawczego 2019/947.

[35]Na potrzeby LUC właściwym organem w Polsce będzie Prezes Urzędu Lotnictwa Cywilnego, zgodnie z pkt. 1., 2., 3) d) Załącznika nr 1 Wytycznych nr 7 Prezesa ULC.

obszarami działalności, takimi jak eksploatacja, obsługa techniczna, szkolenia, itd. Po otrzymaniu certyfikatu operator ma prawo wykonywać loty na warunkach wskazanych w wydanym certyfikacie, z poszanowaniem adekwatnych przepisów prawa. Certyfikat ma charakter bezterminowy, pod warunkiem stałego spełniania odpowiednich wymogów, ponadto - nie nastąpiło cofnięcie certyfikatu, ani rezygnacja operatora z jego posiadania.

Kategoria certyfikowana przewiduje natomiast możliwość wykonywania operacji o wysokim stopniu ryzyka, na warunkach zbliżonych do tych obowiązujących dla lotnictwa załogowego. Certyfikacji podlegać będzie proces projektowania, produkcji oraz konserwacji produktu. BSP mające być użyte w kategorii certyfikowanej muszą spełniać odpowiednie wymogi techniczne zawarte w rozporządzeniu (UE) 748/2012[36], (UE) 2015/640[37] oraz (UE) 1321/2014[38] (art. 40 ust. 2 rozporządzenia delegowanego 2019/945). A zatem konieczna będzie certyfikacja samego BSP (EASA Type Certificate[39] – certyfikat uprawniający do wykonywania operacji nad terenem zaludnionym, np. nad miastem, Compliance Verification[40] – weryfikacja zgodności co do projektu i typu), a także operatora lotniczego (certyfikat AOC – Aircraft Operator Certificate[41]), w stosownych przypadkach będzie także obowiązek licencjonowania pilota BSP stanowiący warunek dopuszczenia do wykonywania lotów.

Dla BSP kwalifikujących się do kategorii certyfikowanej istotne znaczenia miały będą przepisy rozporządzenia delegowanego 2019/945. Artykuł 2 ust. 2 rozporządzenia wskazuje, iż Rozdział III ma zastosowanie do SBSP eksploatowanych zgodnie z zasadami i warunkami mającymi zastosowanie do operacji SBSP w ramach kategorii „certyfikowanej" i „szczególnej".

Zgodnie z art. 40 ust. 2 tego rozporządzenia, w związku z art. 6 ust. 1 rozporządzenia wykonawczego 2019/947, lot kwalifikuje się do kategorii certyfikowanej wówczas, gdy spełniony jest którykolwiek z warunków, tj.: lot odbywa się nad zgromadzeniami osób, a jego typowy wymiar wynosi co najmniej 3 m, operacja wiąże się z transportem osób lub wiąże się z przewozem materiałów niebezpiecznych[42], które w razie wypadku mogą stanowić wysokie ryzyko dla osób trzecich.

Dodatkową przesłanką z której wynikał będzie obowiązek certyfikacji jest sytuacja, gdy właściwy organ po przeprowadzeniu oceny ryzyka przewidzianej w art. 11 rozporządzenia 2019/947 stwierdzi, że bez certyfikacji SBSP nie można odpowiednio ograniczyć ryzyka eksploatacji.

Podsumowując, zauważyć należy, iż rozbudowany i kazuistyczny charakter zaprezentowanych norm regulujących zagadnienie kategorii wykonywania lotów bezzałogowych statków powietrznych zaproponowanych przez EASA stanowić może pewne utrudnienie dla ich odbiorców. Jest to jednak niezbędny zabieg dla pełnego i bezspornego uregulowania tej problematyki, która niewątpliwie cechuje się dużym zasobem zagadnień technicznych i prawnych. Ponadto implementacja omawianych regulacji na gruncie naszego kraju wpisuje się w ogólnoeuropejski nurt rozwoju dziedziny BSP na poziomie regulacji prawnych.

[36]Rozporządzenie Komisji (UE) nr 748/2012 z dnia 3 sierpnia 2012 r. ustanawiające przepisy wykonawcze dotyczące certyfikacji statków powietrznych i związanych z nimi wyrobów, części i akcesoriów w zakresie zdatności do lotu i ochrony środowiska oraz dotyczące certyfikacji organizacji projektujących i produkujących.

[37]Rozporządzenie Komisji (UE) nr 2015/640 z dnia 23 kwietnia 2015 r. w sprawie dodatkowych specyfikacji zdatności do lotu dla danego rodzaju operacji oraz zmieniające rozporządzenie (UE) nr 965/2012.

[38]Rozporządzenie Komisji (UE) nr 1321/2014 z dnia 26 listopada 2014 r. w sprawie ciągłej zdatności do lotu statków powietrznych oraz wyrobów lotniczych, części i wyposażenia, a także w sprawie zatwierdzeń udzielanych organizacjom i personelowi zaangażowanym w takie zadania.

[39]https://www.easa.europa.eu/en/domains/civil-drones-rpas/specific-category-civil-drones/design-verification-report#EASA%20guidelines%20for%20design%20approvals

[40]Materiały multimedialne EASA: https://www.youtube.com/watch?v=m9l-GuGGfOA

[41]Ibidem.

[42]Definicja i katalog materiałów niebezpiecznych znajduje się w art. 2 pkt.11 rozporządzenia 2019/947.

Przechodząc natomiast do aktualnych wyzwań, jakie stoją przed branżą lotnictwa bezzałogowego, wskazać trzeba w pierwszej kolejności certyfikację SBSP. Od 1 stycznia 2024 r. obowiązywać zacznie w pełni kategoria otwarta oraz nowe klasy dronów, zatem niezbędne będzie użytkowanie systemów certyfikowanych i opatrzonych właściwą etykietą (C0-C4). Pierwszym dronem, który uzyskał unijny certyfikat był DJI Mavic 3 – w sierpniu 2022 r. otrzymał on oznaczenie C1. Zaledwie kilka dni później certyfikat C2 przyznano bezzałogowym płatowcom serii eBee produkowanym przez firmę senseFly. Z kolei 25 października tego roku Dron Trinity F90+ firmy Quantum Systems, pionowzlot wykorzystywany m.in. w celach geodezyjnych, uzyskał unijny certyfikat C3 przyznawany dronom o wadze powyżej 4 kg.

Warto jeszcze zatrzymać się na samym pojęciu certyfikacji. Należy mieć na względzie, iż może ono obejmować kilka różnych aspektów, np.: certyfikację SBSP na podstawie oceny zgodności dokonanej według modułów B i H z rozporządzenia UE 2019/945, i nadanie klasy BSP (C0-C6); nadanie certyfikatu/znaku CE; certyfikowanie sprzętu w związku z lotami wykonywanymi w kategorii certyfikowanej – o wysokim stopniu ryzyka – certyfikacja samego BSP, a także operatora, oraz licencja pilota BSP.

Ważnym zagadnieniem jest również istnienie i status polskich jednostek akredytowanych do celów notyfikacji.

W listopadzie 2019 r. Polskie Centrum Akredytacji (PCA) otworzyło nową ścieżkę akredytacyjną dla bezzałogowych systemów powietrznych. Jest to efekt wejścia w życie rozporządzenia delegowanego 2019/945, regulującego sprawy związane z wprowadzeniem do obrotu bezzałogowych systemów powietrznych oraz wymagania dla operatorów takich systemów. Zgodnie z obecnym stanem prawnym dostawca czy producent bezzałogowych systemów powietrznych, chcący przeprowadzić certyfikację swoich SBSP, zobowiązany jest do zaangażowania jednostek notyfikowanych Komisji Europejskiej, które – aby uzyskać taki status – muszą mieć stosowną akredytację PCA. Aktualna lista podmiotów akredytowanych do celów notyfikacji jest dostępna w bazie PCA. Są to: Polski Rejestr Statków S.A. oraz ICR Polska Sp. z o.o. Warto wskazać jednak, iż podmioty te są na chwilę obecną jednostkami akredytowanymi. Uzyskanie przez wskazane podmioty krajowe statusu jednostki notyfikowanej uwarunkowane jest wejściem w życie nowej ustawy Prawo lotnicze ze zmianami przewidzianymi dla BSP. Do tego momentu jednostki pozostają akredytowane i nie mogą „certyfikować" dronów nadając im klasy C0-C6, a jedynie sprawdzać ich zgodność z regulacjami rozporządzenia delegowanego 2019/945. Po nowelizacji polskiej ustawy jednostki te zgłoszone zostaną przez Urząd Lotnictwa Cywilnego do Komisji UE i uzyskają wpis w europejskiej bazie jednostek notyfikowanych Nando Information System (New Approach Notified and Designated Organisations).

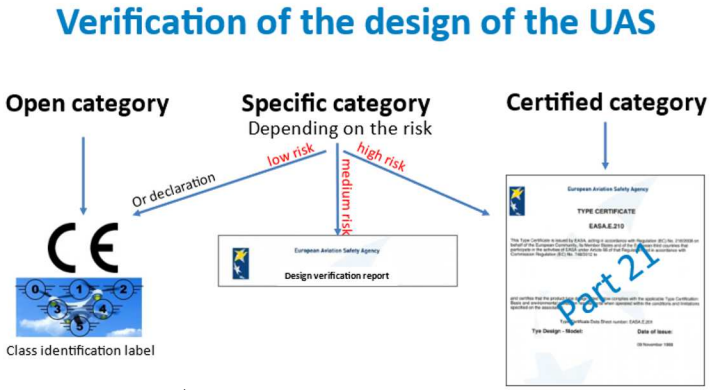
Na gruncie europejskim funkcjonują już jednostki w pełni spełniające wymogi wspomnianego rozporządzenia, wpisane do bazy Nando, są to: ALTER TECHNOLOGY-TÜV NORD, S.A.U. (Hiszpania), CerTrust Kft. (Węgry), LGAI TECHNOLOGICAL CENTER, S.A. (Applus+) (Hiszpania), NavCert GmbH (Niemcy), TV Rheinland LGA Products GmbH (Niemcy)[43].

Jeśli chodzi o nowe rozwiązania dla rynku BSP nie sposób pominąć procedury Design verification report, stanowiącej pewnego rodzaju alternatywę dla ścieżki uzyskiwania zezwolenia na operację na podstawie analizy ryzyka z art. 11 rozporządzenia 2019/947. Proces ten opisany został w wytycznych EASA[44] dotyczących weryfikacji konstrukcji bezzałogowych statków powietrznych. Procedura ta daje każdemu europejskiemu producentowi możliwość sprawdzenia przez ekspertów Agencji projektu BSP pod kątem konkretnych misji. Skorzystanie z tej procedury implikuje wpis statku powietrznego w specjalnej bazie jako dedykowanego do określonych

[43]https://ec.europa.eu/growth/tools-databases/nando/index.cfm?fuseaction=directive.notifiedbody&dir_id=159261

[44]Guidelines on Design verification of UAS operated in the 'specific' category and classified in SAIL III and IV.

zadań, co stanowi gwarancję dla odbiorców takich systemów uzyskania zezwolenia na operację konkretnego rodzaju.



Źródło: https://www.easa.europa.eu/

W ostatnim czasie EASA rozpatrzyła dużą liczbę wniosków o weryfikację projektu, w wyniku czego wpis na listę uzyskało kilka modeli systemów BSP.

Model	Maximum SAIL	Mitigation to reduce effect of ground impact (No, medium, High)	Enhanced Containment (yes or no)	Name	Address	Number	Revision	Date of Issuance	Limitations/Conditions
K250	N/A	High	NO	Dronus SpA	Loc. Basovizza, SS14 KM 163,5 34149 Trieste (TS)	60079419	N/A	18.03.2022	Refer to DVR for further details
SenseFly eBeeX	N/A	MEDIUM/HIGH	NO	SenseFly SA	Route de Genève 38, 1033 Cheseaux-sur-Lausanne, Switzerland	60078867	N/A	24.05.2022	Refer to DVR for further details
Nimbus PPL-612 PLUS EVO XL	N/A	NO	YES	Techno Sky Srl.	Via del Casale Cavallari, 200 – 00156 ROMA	60081974	N/A	30.09.2022	Refer to DVR for further details
VC200-2	N/A	NO	YES	Volocopter GmbH	Zeiloch 20 | D-76646 Bruchsal | GERMANY	60078814	N/A	16.06.2021	Refer to DVR for further details

Źródło: https://www.easa.europa.eu/

Istotną z punktu widzenia operatorów planujących regularne operacje BSP jest kwestia SMS w organizacji ubiegającej się o certyfikat LUC. Zgodnie z przepisami rozporządzenia wykonawczego 2019/947 organizacja wnioskująca o uzyskanie tego certyfikatu zobligowana jest do wprowadzenia w swoich strukturach Systemu Zarządzania Bezpieczeństwem (SMS) dostosowanego do specyfiki organizacji (UAS.LUC.030). Pewne wytyczne w tym przedmiocie zostały przedstawione w Easy Access Rules wydanych przez EASA (GM1 do UAS.LUC.030(2)(a) i następne), wskazuje się m.in. ramową strukturę organizacyjną podmiotu, zarys obowiązków osób odpowiedzialnych za poszczególne obszary, czy też potrzebę prowadzenia odpowiedniej dokumentacji. Nadal jednak zagadnienie zakresu obowiązywania SMS jak i jego dokładny kształt w organizacjach dronowych budzi wiele pytań i kontrowersji. Pewne utrudnienie może stanowić także fakt, iż społeczność związana z branżą BSP nie posiada zazwyczaj niezbędnej wiedzy i przeszkolenia w przedmiocie SMS, pewne deficyty występują również w kwestii budowania kultury bezpieczeństwa w organizacji.

Celowe w tym stanie rzeczy mogłyby okazać się działania prowadzące do włączenia przedstawicieli branży bezzałogowych statków powietrznych do rozmaitych inicjatyw z zakresu SMS w lotnictwie, zaproponowanie adekwatnych szkoleń dla personelu, czy też tworzenie odpowiednich publikacji dla tego kręgu odbiorców. Aktualnie podejmowane są pewne działania ze strony krajowej władzy lotniczej, jednakże na ich efekty trzeba będzie jeszcze poczekać.

Na zakończenie wspomnieć należy o aktualnych wyzwaniach w sferze integracji lotnictwa bezzałogowego z załogowym ruchem lotniczym. Niedawno wydany został tzw. pakiet U-space – pakiet trzech rozporządzeń unijnych[45] dotyczących różnych aspektów funkcjonowania wspólnej przestrzeni powietrznej. W ramach działań związanych z KPO Polska Agencja Żeglugi Powietrznej (PAŻP) realizuje kolejne przedsięwzięcia tworzące jak najlepsze warunki dla rozwoju i działania rynku dronowego zintegrowanego z lotnictwem załogowym. Agencja jako instytucja odpowiedzialna za bezpieczeństwo ruchu lotniczego w Polsce intensywnie wspiera rozwój rynku bezzałogowych statków powietrznych, pracuje przede wszystkim nad realizacją pakietu U-space na gruncie naszego kraju. Przeprowadzane są liczne testy, pilotaże i demonstratory mające na celu sprawdzenie w warunkach operacyjnych przyjmowanych założeń planowanych do realizacji na szeroką skalę. W ostatnim czasie Agencja uruchomiła projekt, który umożliwi aktywizowanie i wdrożenie nowoczesnego rynku usług BSP. Firmy biorące udział w pilotażu będą wraz z PAŻP współtworzyć cyfrową rzeczywistość transportu dronowego na miarę potrzeb dynamicznie rozwijającego się sektora.

Legal aspects of UAVs flights in the airspace

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) are currently a very dynamically developing kind of aviation. With the development of UAVs, there is a problem with adaptation of the aviation law to this type of aircraft, as well as with the performance of flights in terms of public safety and certification.

Recently, new flight categories and new procedures related to applying for permission to perform operational flighs, and the number of entities operating with the use of UAVs, are gradually increasing every year.

The issue of new UAV legal regulations in the EU has not been presented in a comprehensive and adequate manner so far, mainly due to the fact that the discussed regulations do not have a long history and not all provisions have already entered into force. Therefore, there is a need to develop legal aspects to create an adequate publication related to UAVs in the form of an accessible publication addressed primarily to pilots and operators of this new kind of aviation.

The article presents issues related also to detailed aspects of UAV certification at the national and international level with emphasis put on optimal harmonisation in the specific and certified category operations basics.

With regard to the extensive structure and casuistic character of standards constructed from the European and national regulations, such a problem constitutes some difficulties for their recipients. However, in the authors' opinion, this is an absolutely necessary way to achieve complete regulation for drone operations, which consists of many technical problems.

In addition, the implementation of EASA (European Union Aviation Safety Agency) regulations related to the rules for UAV flights in our country is a part of the pan-European trend of UAV development at the level of legal regulations.

[45]Rozporządzenia wykonawcze Komisji (UE) z dnia 22 kwietnia 2021 r. – rozporządzenie 2021/664 w sprawie ram regulacyjnych dotyczących U-space, rozporządzenie 2021/665 zmieniające rozporządzenie wykonawcze (UE) 2017/373 w odniesieniu do wymogów dla instytucji zapewniających zarządzanie ruchem lotniczym/służby żeglugi powietrznej i inne funkcje sieciowe zarządzania ruchem lotniczym w przestrzeni powietrznej U-space wyznaczonej w przestrzeni powietrznej kontrolowanej, rozporządzenia 2021/666 zmieniające rozporządzenie (UE) nr 923/2012 w odniesieniu do wymogów dotyczących załogowych statków powietrznych eksploatowanych w przestrzeni powietrznej U-space.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/135-144

KONCEPCJA BEZŁOŻYSKOWYCH MASZYN ELEKTRYCZNYCH W NAPĘDACH LOTNICZYCH

Maciej Henzel, Krzysztof Falkowski, Mariusz Ważny
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: maciej.henzel@wat.edu.pl; krzysztof.falkowski@wat.edu.pl; mariusz.wazny@wat.edu.pl

W artykule przedstawiono technologie związane z lewitacją magnetyczną, takie jak aktywne łożyska magnetyczne (AMB) oraz urządzenia bezłożyskowe. Artykuł zawiera model matematyczny oraz symulacyjny heteropolarnego promieniowego aktywnego łożyska magnetycznego i silnika bezłożyskowego pod kątem ich zastowania w nowych elektrycznych silnikach lotniczych.

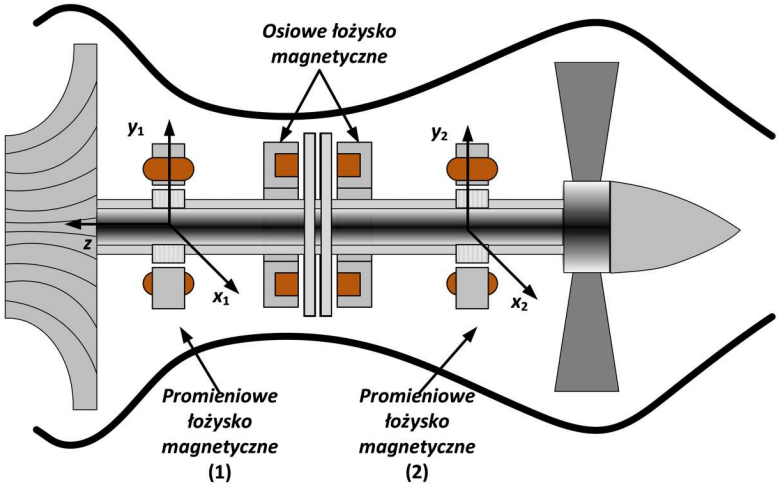
1. Wstęp

Obecnie opracowywane są nowe technologie lotnicze mające na celu poprawę efektywności, niezawodności i wrażliwości operacyjnej samolotów i systemów pokładowych. Nowe technologie silników odrzutowych rozwijane są w celu opracowania najnowocześniejszych silników elektrycznych, które mają zastąpić konstrukcje klasyczne. Koncepcje te uwzględniają m.in. możliwość wykorzystania bezłożyskowych maszyn elektrycznych jako rozruszników i generatorów oraz układów zawieszenia magnetycznego wałów turbin silników lotniczych. Ewolucja ta jest związana z koncepcją „All Electric Aircraft", której głównym celem jest zredukowanie systemów pokładowych do systemów elektrycznych, zastąpienie tradycyjnych systemów mechanicznych, hydraulicznych i pneumatycznych oraz poprawa konserwacji samolotów i elastyczności operacyjnej. Te nowe jednostki i urządzenia mogą być używane w trudnych warunkach, m.in. niska i wysoka temperatura, próżnia i wysoka wilgotność powietrza [1], [2].

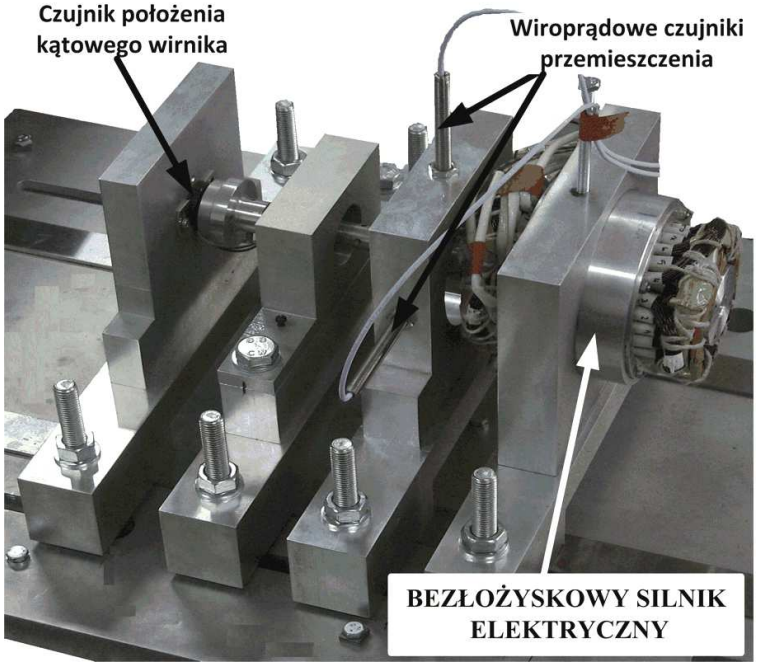
Technologie te czerpią korzyści z rozwoju technologii elektronicznych układów zasilania cywilnych samolotów transportowych, a ich badania i rozwój ukierunkowane są na systemy pokładowe mogące przynieść korzyści dla samolotów w zakresie obsługi, elastyczności eksploatacyjnej oraz wzrostu potencjału technologicznego bez wprowadzania zagrożeń oraz zwiększania masy tych systemów. Ograniczenia te dotyczą w szczególności samolotów o niewielkich rozmiarach i poruszających się na krótkich trasach (np. samoloty klasy general aviation) [2], [4].

W artykule przedstawiona została nowa grupa maszyn wykorzystująca zjawiska lewitacji magnetycznej nazywanych bezłożyskowymi maszynami elektrycznymi. W maszynach takich pole magnetyczne wytwarza oprócz momentu obrotowego wirnika również siły lewitacji magnetycznej. Maszyny takie łączą w sobie cechy klasycznych maszyn elektrycznych oraz aktywnego zawieszenia magnetycznego. Dzięki takiemu połączeniu, maszyny elektryczne uzyskują nowe właściwości, tj. brak kontaktu mechanicznego pomiędzy wirnikiem i statorem maszyny, zwiększenie ich właściwości eksploatacyjnych, możliwość samocentrowania się wirników podczas pracy, możliwość adaptacyjnej zmiany sztywności zawieszenia wałów wirników [3].

Lotnicze technologie zawieszeń magnetycznych mogą zostać zaimplementowane m.in. w napędach lotniczych jako siłowniki zawiszenia magnetycznego dla wału turbiny silnika (rys. 1.), jak również wykorzystane w maszynach bezłożyskowych, w silnikach elektrycznych, rozrusznikach, prądniach elektrycznych czy też prądnico-rozrusznikach (rys. 2).



Rys. 1. Aktywne łożyska magnetyczne w układzie podparcia wału turbiny silnika lotniczego



Rys. 2. Bezłożyskowy silnik elektryczny

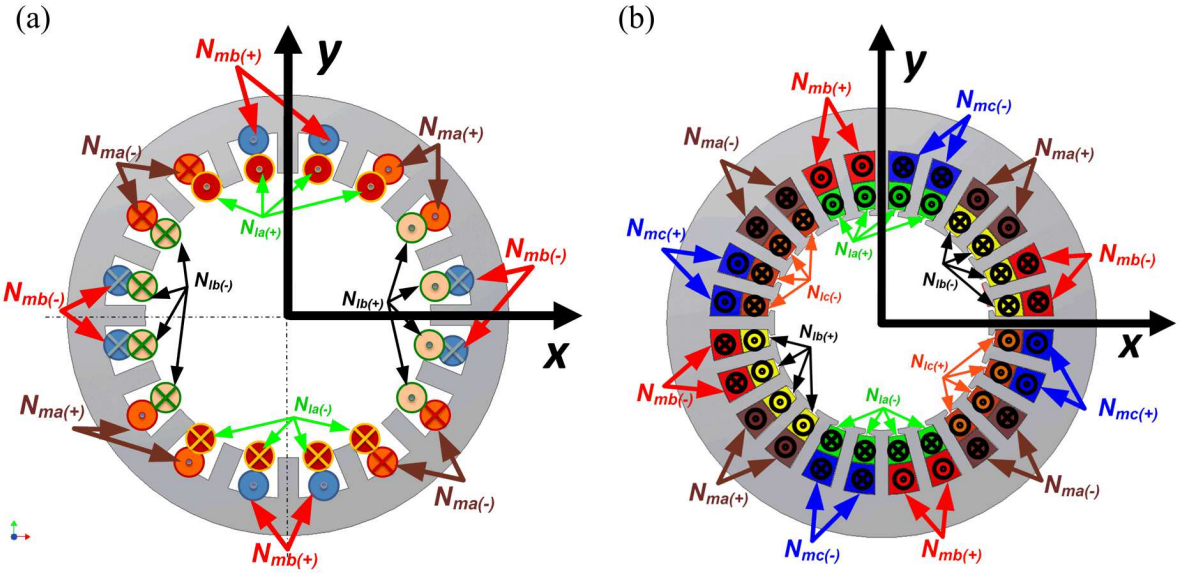
2. Zasada działania maszyny bezłożyskowej

Jako przykład zastosowania technologii magnetycznej w maszyna elektrycznych w artykule opisany został bezłożyskowy silnik elektryczny. Właściwym podejściem do konstrukcji maszyn bezłożyskowych jest integracja kilku maszyn elektrycznych w jedną funkcjonalną i konstrukcyjną całość. W literaturze można spotkać różne definicje formułujące pojęcie bezłożyskowych maszyn elektrycznych [1]. Bezłożyskową maszyną elektryczną jest zintegrowana elekromagnetycznie i konstrukcyjnie maszyna elektryczna z lewitującym zespołem wirnikowym, realizująca zadanie klasycznej maszyny elektrycznej (rys. 1). Tak więc bezłożyskowa maszyna elektryczna to złożony system mechatroniczny integrujący w swojej konstrukcji ww. dziedziny nauki i techniki. Układ taki stanowi synergiczną integrację elementów opisywanych przez mechanikę, elektronikę, sterowanie i regulację, informatykę, diagnostykę techniczną oraz sztuczną inteligencję. Przez

synergię rozumie się skuteczniejsze współdziałanie, kooperację wielu czynników, której efekt jest większy niż suma ich oddzielnych działań.

Maszyny bezłożyskowe łączą w swojej konstrukcji cechy funkcjonalne danego rodzaju maszyny elektrycznej, silnika lub/i prądnicy oraz cechy aktywnego zawieszenia magnetycznego. W jednym obwodzie magnetycznym sumują się strumienie magnetyczne generowane przez uzwojenia odpowiedzialne za zjawisko lewitacji magnetycznej oraz strumienie związane z funkcjonalnością maszyny elektrycznej. Strumienie te mogą na przykład pochodzić od uzwojeń generujących momenty obrotowe w silnikach elektrycznych, od magnesów trwałych zamontowanych w statorze lub wirniku maszyny.

Na rysunku 3 przedstawiono stator maszyny bezłożyskowej z nawiniętymi uzwojeniami odpowiadającymi za lewitację magnetyczną N_l oraz uzwojeniami funkcyjnymi N_m. Przez uzwojenie funkcyjne należy rozumieć uzwojenie maszyny elektrycznej związane z jej rodzajem i spełnianą funkcją, tj. silnikiem lub prądnicą. Kolejne fazy maszyny w części funkcjonalnej oznaczono indeksami a, b, c, a symbole „+" i „-" oznaczają odpowiednio początki i końce uzwojeń.



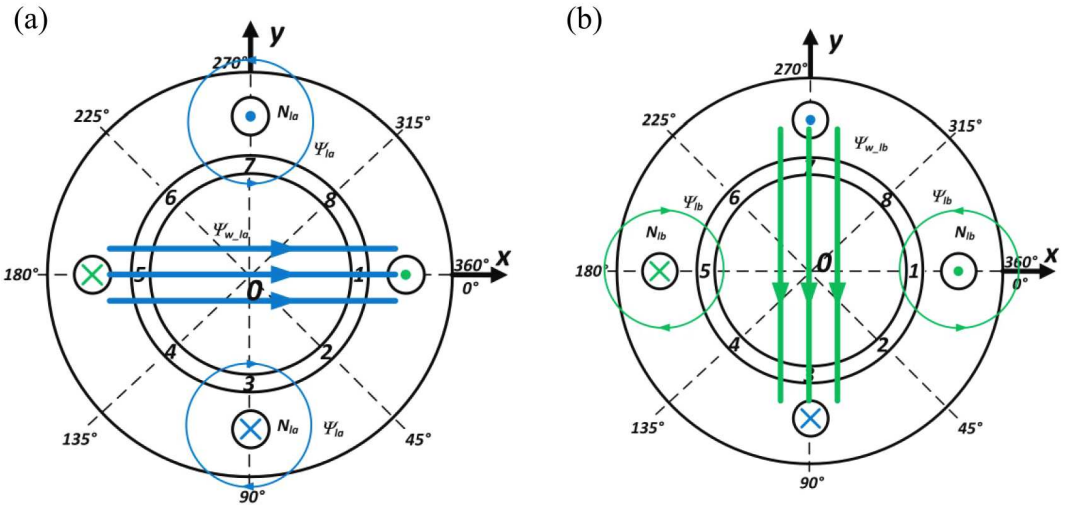
Rys. 3. Rozmieszczenie uzwojeń w statorze maszyny bezłożyskowej: (a) dwufazowej, (b) trójfazowej

Za stabilizację ruchu wirnika w kierunku promieniowym odpowiedzialne jest jedno z rodzajów uzwojeń nawiniętych na statorze silnika zgodnie z zasadą liczby par biegunów $p \pm 1$. Zasada ta w tego rodzaju maszynach jest koniecznością, ponieważ w ich konstrukcji napięcia zasilające uzwojenia łożyskowe muszą być modulowane w odniesieniu do napięć zasilających uzwojenie funkcjonalne z dwa razy mniejszą częstotliwością. Nie ma reguły mówiącej, które z uzwojeń wykorzystane zostanie jako czterobiegunowe bądź dwubiegunowe, zasadą jest tylko konieczność utrzymania odpowiedniej liczby par biegunów.

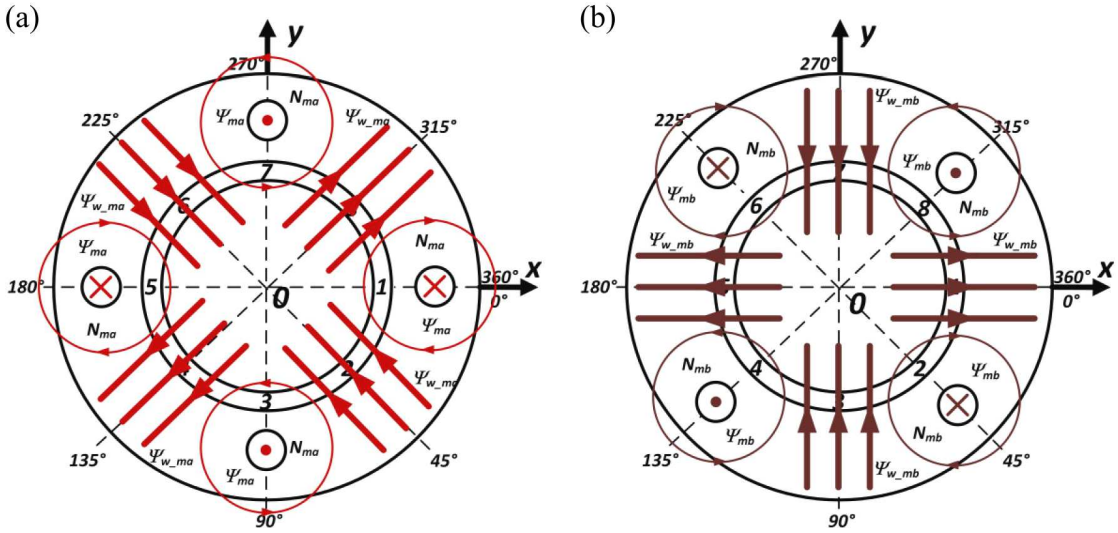
W opisywanym rozwiązaniu uzwojenie czterobiegunowe N_m związane jest z funkcją maszyny bezłożyskowej, natomiast uzwojenie dwubiegunowe N_l odpowiedzialne jest za lewitację magnetyczną wirnika. Na rysunku 4 przedstawiono przebiegi strumieni magnetycznych w szczelinach 1-8 maszyny bezłożyskowej. Punkty charakterystyczne rozmieszczone są na obwodzie statora co 45° zgodnie z przyjętym ruchem obrotowym wirnika, tj. zgodnie z ruchem wskazówek zegara.

Na rysunkach 5 i 6 przedstawiono strumienie generowane przez uzwojenia funkcjonalne N_m maszyny bezłożyskowej dla maszyny dwufazowej (rys. 5) i trójfazowej (rys. 6).

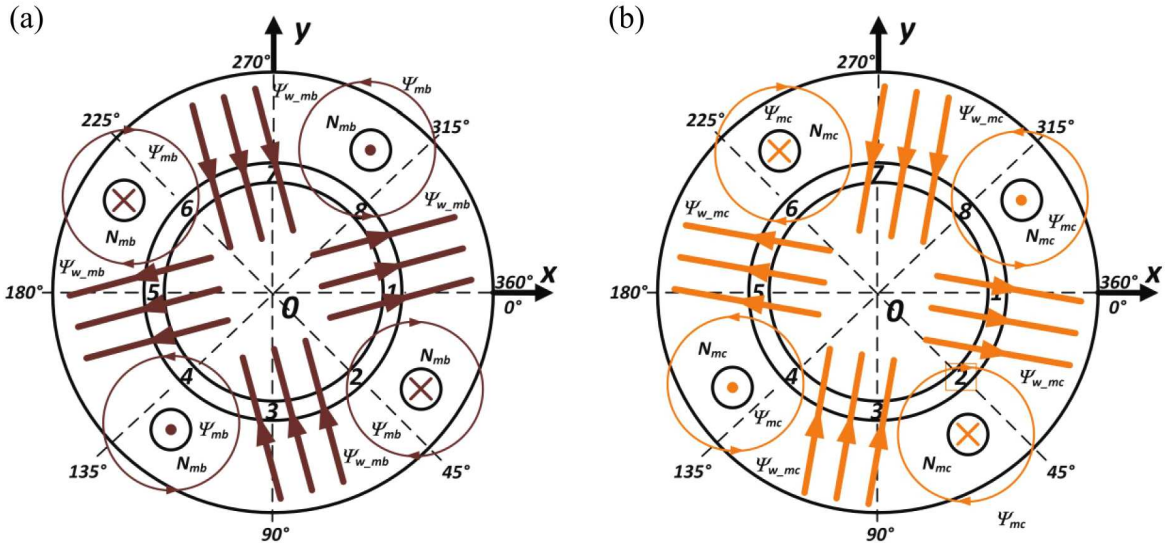
Ponieważ w maszynie dwufazowej uzwojenia funkcjonalne są przesunięte względem siebie o 45°, to w wyniku przepływu prądu w uzwojeniach statora powstaną strumienie magnetyczne Ψ_{ma} i Ψ_{mb} przesunięte względem siebie również o 45°. Będą one się wzmacniać w szczelinach



Rys. 4. Strumienie magnetyczne generowane przez uzwojenia lewitacyjne



Rys. 5. Strumienie magnetyczne generowane przez uzwojenia funkcjonalne dwufazowej maszyny bezłożyskowej



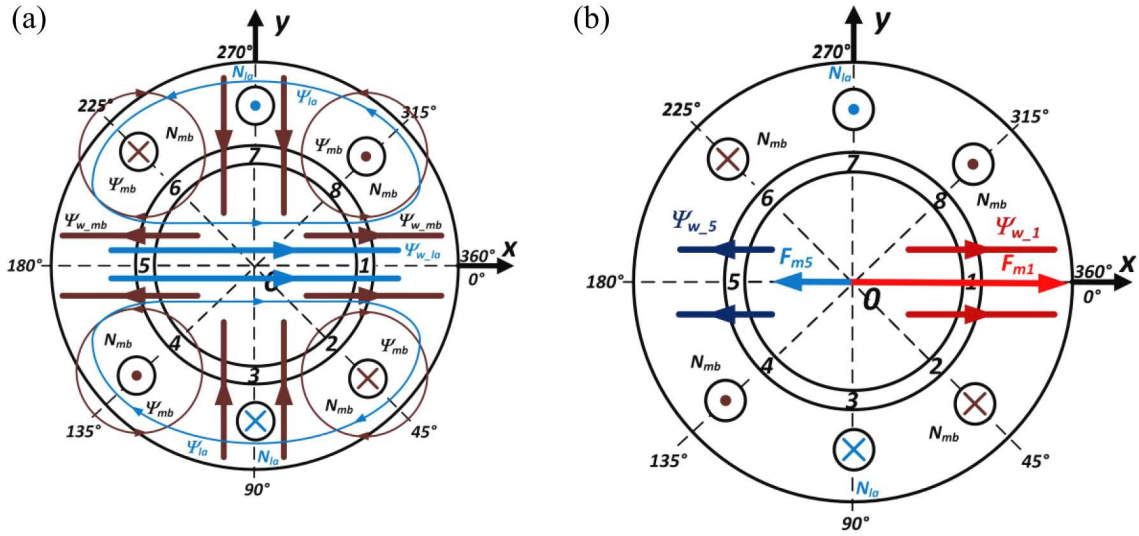
Rys. 6. Strumienie magnetyczne generowane przez uzwojenia funkcjonalne trójfazowej maszyny bezłożyskowej

2, 4, 6 i 8 dla uzwojeń N_{ma} fazy A (strumień wypadkowy Ψ_{w_ma}) oraz w szczelinach 1, 3, 5 i 7 dla uzwojeń N_{mb} fazy B (strumień wypadkowy Ψ_{w_mb}) zgodnie z zależnością (2.1). W przypadku maszyny trójfazowej przesunięcie pomiędzy fazami będzie wynosiło 30°

$$\Psi_{w_ma} = \sum_{i=1}^{n} \Psi_{ma} \qquad \Psi_{w_mb} = \sum_{i=1}^{n} \Psi_{mb} \qquad \Psi_{w_mc} = \sum_{i=1}^{n} \Psi_{mc} \tag{2.1}$$

gdzie: Ψ_{ma} – strumień magnetyczny wytworzony przez uzwojenie funkcyjne a, Ψ_{mb} – strumień magnetyczny wytworzony przez uzwojenie funkcyjne b, Ψ_{mc} – strumień magnetyczny wytworzony przez uzwojenie funkcyjne c.

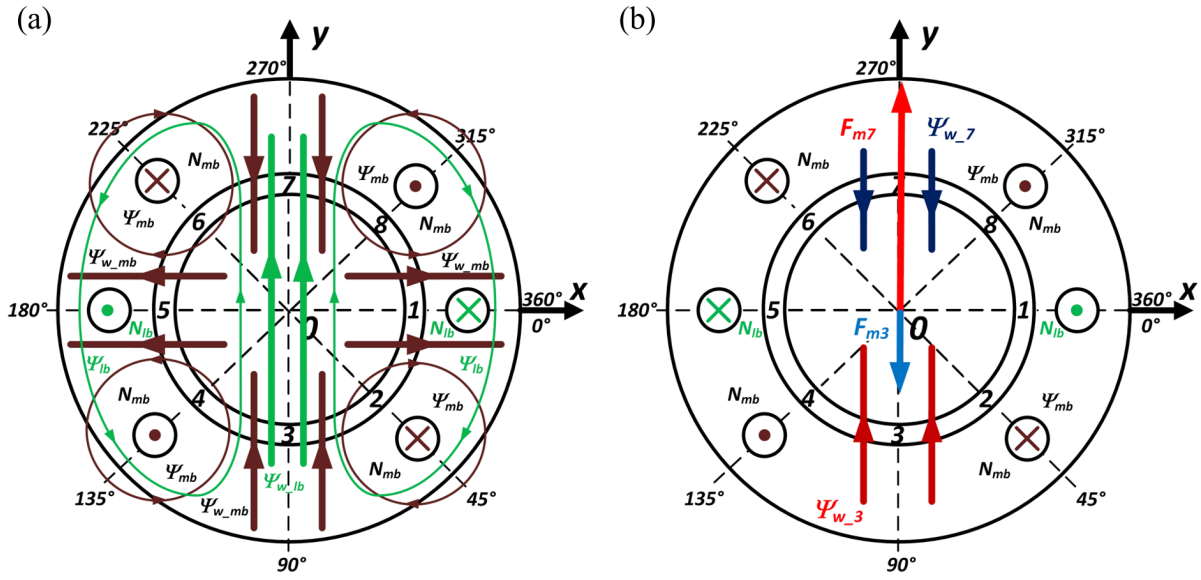
Opisane przebiegi strumieni magnetycznych w zintegrowanej maszynie bezłożyskowej dotyczyły sytuacji, kiedy poszczególne uzwojenia zasilane są oddzielnie. Podczas pracy maszyny bezłożyskowej wszystkie uzwojenia będą zasilane jednocześnie z zachowaniem odpowiedniej kolejności włączania ich do pracy (modulacji). Oznacza to, że powstałe strumienie magnetyczne będą strumieniami wypadkowymi oddziaływania uzwojeń lewitacyjnych i funkcjonalnych maszyny. Rozkład strumieni dla takich warunków został przedstawiony na rysunkach 7 i 8. Zgodnie z przyjętymi oznaczeniami strumienie magnetyczne w szczelinach 1, 3, 5 i 7 generowane przez uzwojenia lewitacyjne N_l będą sumowały się ze strumieniami generowanymi przez uzwojenia funkcjonalne N_m. Dzięki temu możliwe jest sterowanie ruchem promieniowym i obrotowym wirnika. Sterowanie ruchem wirnika w osi $0x$ przedstawione jest na rysunku 7, a w osi Oy na rysunku 8.



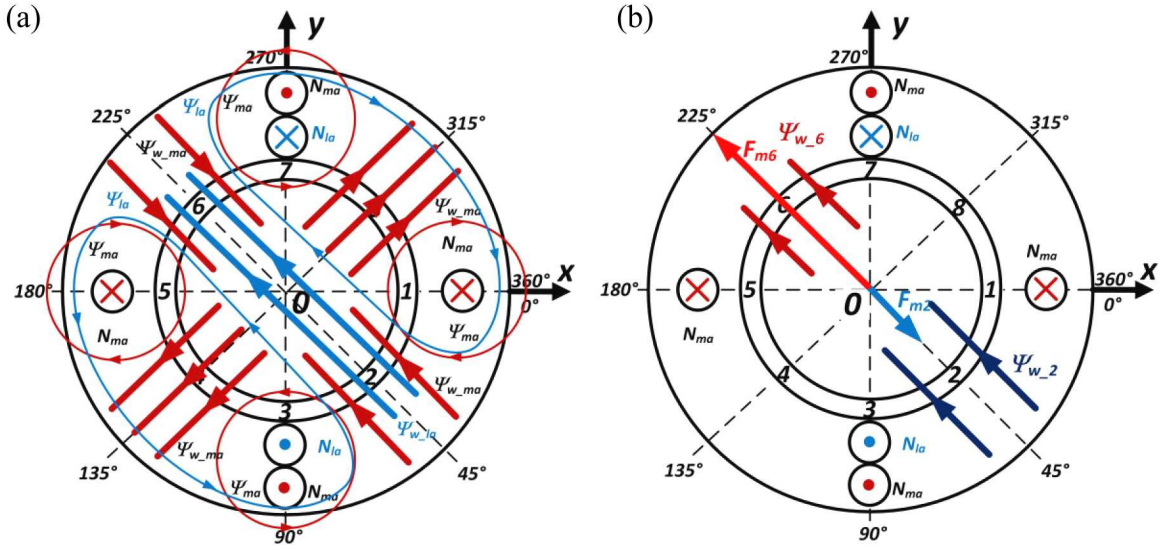
Rys. 7. Wygenerowanie siły magnetycznej przeciwdziałającej ruchowi wirnika maszyny bezłożyskowej w kierunku szczeliny powietrznej 5: (a) rozkład strumieni magnetycznych, (b) układ sił magnetycznych

Przedstawiona analiza dotyczy sytuacji, kiedy zasilanym uzwojeniem funkcyjnym jest uzwojenie N_{mb}. Dzięki temu, współdziałając z uzwojeniami lewitacyjnymi N_l w maszynie, można wytworzyć siłę przemieszczającą jej wirnik odpowiednio wzdłuż osi $0x$ i $0y$. Jeżeli dodatkowo zacznie się kolejno załączać uzwojenia funkcyjne N_{ma} i N_{mc} wirnik będzie przemieszczał się wzdłuż linii wyznaczonych przez szczeliny 2-6 i 4-8. Przykładowy rozkład strumieni dla takiego przypadku został pokazany na rysunku 9.

Jak pokazała powyższa analiza działania zintegrowanej maszyny bezłożyskowej, uzwojenia lewitacyjne i funkcjonalne muszą być w odpowiedni sposób modulowane, aby uzyskać zarówno efekt lewitacji magnetycznej wirnika maszyny, jak również jego obrót wokół osi $0z$. Sposób zasilania uzwojeń funkcjonalnych będzie uzależniony od rodzaju maszyny bezłożyskowej, tzn. inaczej będzie dla silników, a inaczej w przypadku prądnic. Na przykład, w przypadku silników,



Rys. 8. Wygenerowanie siły magnetycznej przeciwdziałającej ruchowi wirnika maszyny bezłożyskowej w kierunku szczeliny powietrznej 3: (a) rozkład strumieni magnetycznych, (b) układ sił magnetycznych



Rys. 9. Wygenerowanie siły magnetycznej przeciwdziałającej ruchowi wirnika maszyny bezłożyskowej w kierunku szczeliny powietrznej 1: (a) rozkład strumieni magnetycznych, (b) układ sił magnetycznych

jeżeli przez uzwojenia funkcjonalne N_m popłynie prąd przemienny, to wytworzy się wówczas moment obrotowy.

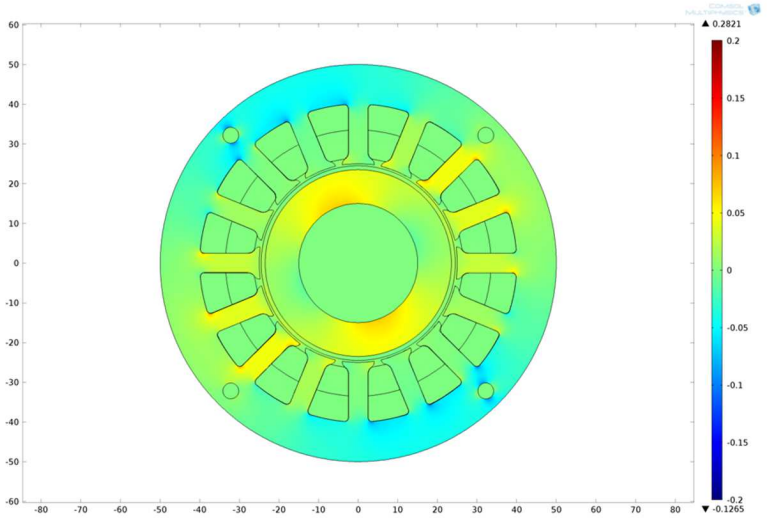
3. Analiza numeryczna

Analizę numeryczną wykonano dla modelu dwufazowego silnika elektrycznego. Stator posiada 16 zębów. W modelu można wyróżnić obszary wykonane ze stali magnetycznie miękkiej, miedzi i obszary wypełnione powietrzem.

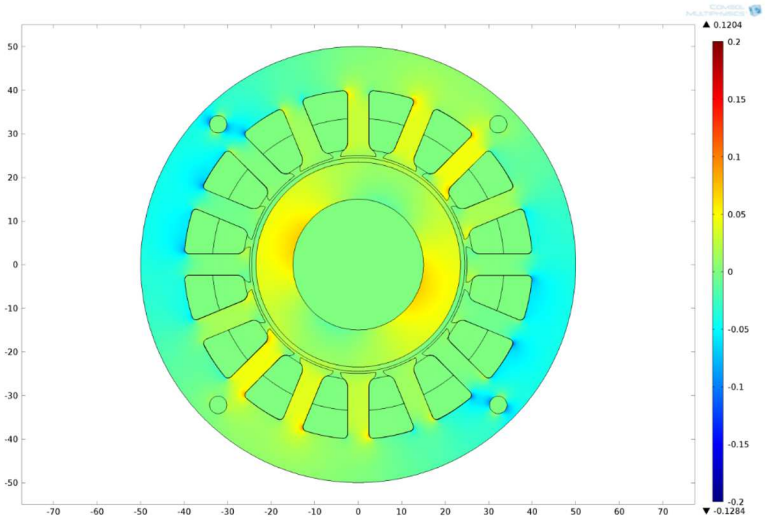
Ze stali magnetycznie miękkiej wykonany został stator i wirnik. W tym zakresie badań wykonano analizy dla wirnika stalowego bez magnesów trwałych o średnicy 47 mm. Badania powyższe umożliwią ocenę rozkładu pola magnetycznego w statorze. W żłobkach umieszczono

16 uzwojeń silnikowych i lewitacyjnych wykonanych z drutu miedzianego o średnicy 0,7 mm. Liczba zwojów odpowiednio wynosi $N_l = 40$ i $N_m = 70$.

Przedstawione na rysunkach 10 i 11 przebiegi indukcji magnetycznej w statorze w kierunku osi Ox przy prądzie zasilania 1 A potwierdzają analizę indukcji magentycznej przedstawionej w rodziale 2. Na rysunku 12 przedstawiono rozkład indukcji magnetycznej wzdłuż osi Ox, natomiast na rysunku 13 przedstawiono przepływ pola magnetycznego przez ząb nr 1.

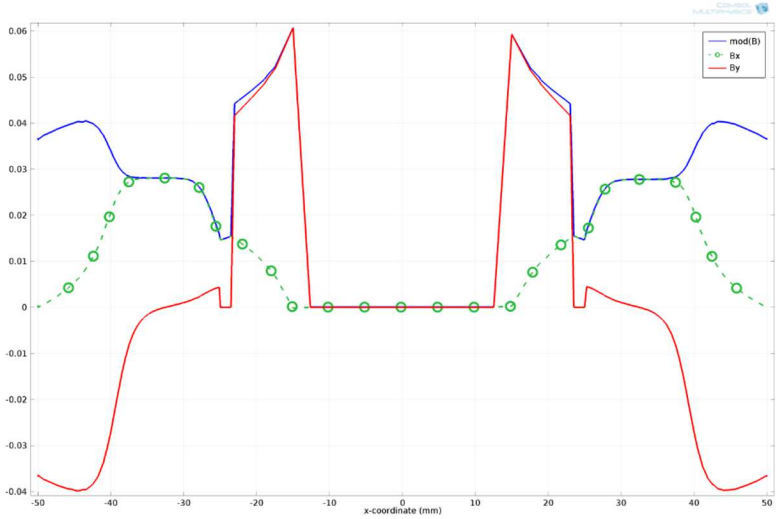


Rys. 10. Rozkład indukcji magnetycznej w statorze w kierunku osi Ox (składowa B_x) przy włączeniu prądu o wartości 1 A w cewkach N_{la}

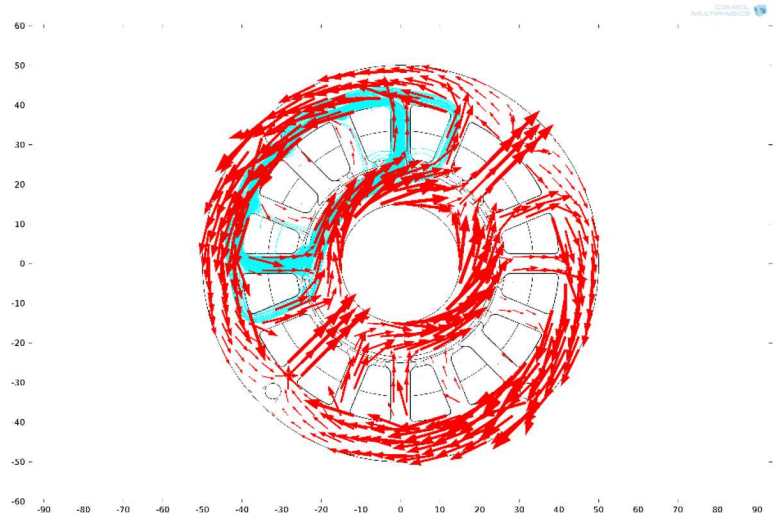


Rys. 11. Rozkład indukcji magnetycznej w statorze w kierunku osi Ox (składowa B_x) przy włączeniu prądu o wartości 1 A w cewkach N_{lb}

Na rysunku 14 przedstawiony jest rozkład strumienia magnetycznego w silniku bezłożyskowym z magensami trwałymi. W silniku bezłożyskowym magnesy rozmieszczone są na wirniku. Strumienie magnetyczne generowane przez magnesy w szczelinie 1 i 3 wpływają do wirnika, natomiast strumień generowany przez magnesy w szczelinie 2 i 4 wypływa z wirnika. Wirnik zajmuje centralne położenie, tzn. wszystkie szczeliny powietrzne są równe. Dla położenia nominalnego strumień magnetyczny od magnesów pokrywa się ze strumieniem generowanym przez uzwojenia silnikowe fazy N_{ma}. Takie rozmieszczenie występuje tylko dla położenia zerowego wir-



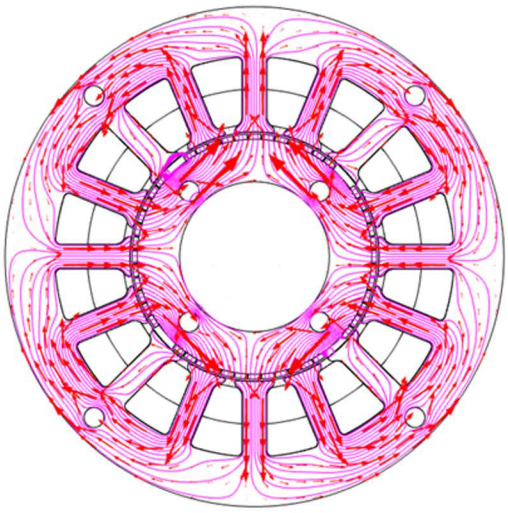
Rys. 12. Rozkład indukcji magnetycznej wzdłuż osi Ox



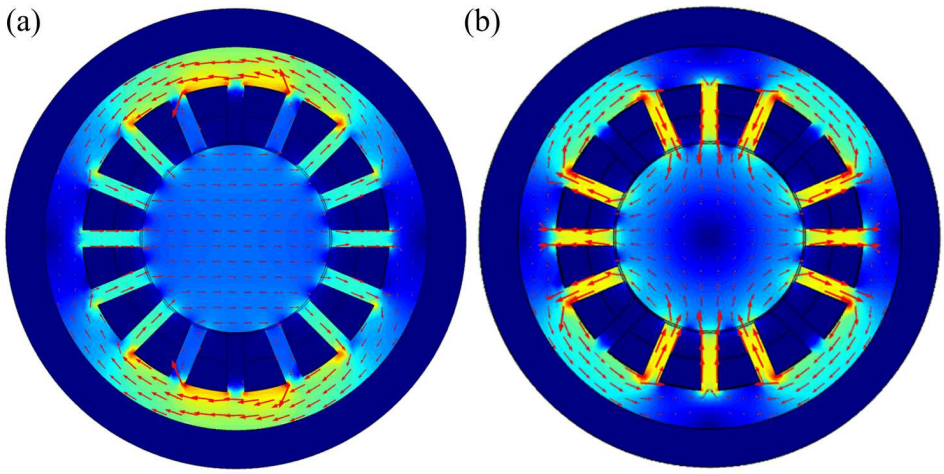
Rys. 13. Przepływ pola magnetycznego przez ząb nr 1 z zaznaczonym kierunkiem indukcji magnetycznej

nika. Ruchomy układ współrzędnych związany z wirnikiem pokrywa się z układem nieruchomym związanym ze statorem. W układzie z wirnikiem obracającym się z prędkością kątową ω stałe są tylko składowe strumienia w układzie związanym z wirnikiem. Sterowanie w takim układzie odbywa się tylko w układzie związanym ze statorem, jednak zmiana położenia kątowego wirnika prowadzi do zmiany strumienia magnetycznego [1].

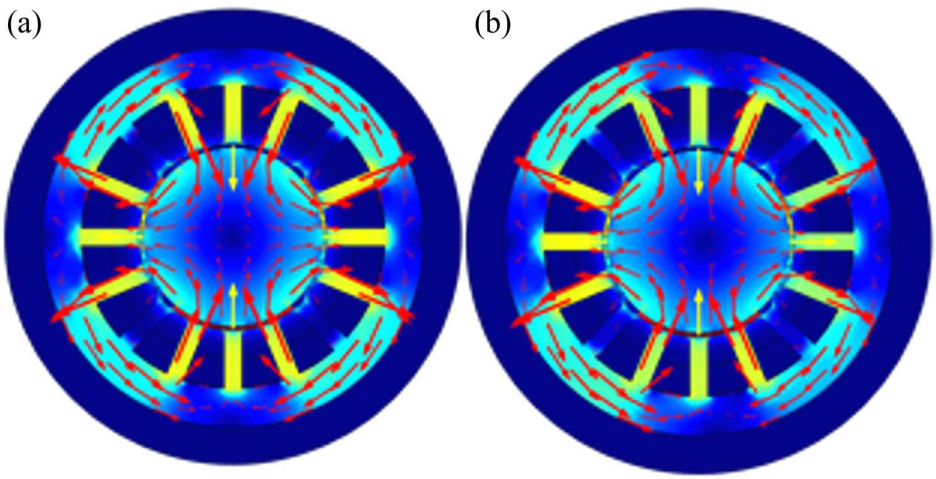
Na rysunku 15 przedstawiony jest rozkład indukcji magnetycznej, której źródłem są uzwojenia odpowiadające za lewitację N_{sa} oraz uzwojenia silnikowe N_{ma}. Korzystając z przeprowadzonej analizy, oszacowano miejsca karbów magnetycznych oraz zakresy dopuszczalnych wartości indukcji magnetycznej. W następnym etapie przeprowadzono badania rozkładu pola magnetycznego w funkcji szczeliny powietrznej dla różnych wartości prądów sterujących. Badania przeprowadzono dla prądu sterującego lewitacją wirnika o wartości 0 A (rys. 16a) i 5 A (rys. 16b). Dla pierwszego przypadku źródłem strumienia magnetycznego są tylko magnesy. W następnym przypadku dodatkowo zmieniono siłę wypadkową przez wygenerowanie dodatkowej składowej prądu o wartości 5 A.



Rys. 14. Strumień magnetyczny generowany przez magnesy trwałe



Rys. 15. Pole generowane przez uzwojenia zawieszenia magnetycznego: (a) uzwojenie N_{sa}, (b) uzwojenie N_{ma}



Rys. 16. Moduł indukcji magnetycznej w szczelinie powietrznej dla $x = 0\,\text{mm}$: (a) prąd $i_{sa} = 0\,\text{A}$, (b) prąd $i_{sa} = 5\,\text{A}$

4. Podsumowanie

Współczesne statki powietrzne projektowane są zgodnie z koncepcją „more electric aircraft", która zakłada większe wykorzystanie energii elektrycznej w systemach pokładowych. Przedstawiony w artykule bezłożyskowy silnik elektryczny opracowany w Instytucie Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej odznacza sie szerokim pasmem przenoszenia, dobrymi właściwościami diagnostycznymi, wysoką niezawodnością. Sterowanie w takim silniku można podzielić funkcjonalnie na sterowanie lewitacją magnetyczną wirnika silnika oraz sterowanie zakresem pracy silnikowej. W takim układzie sterowania jako sygnał synchronizujący podawany jest sygnał pochodzący z czujnika fazy, kótry odpowiedzialny jest za synchronizację prądów płynących w tych dwóch rodzajach uzwojeń. Kierunek strumienia sprzężonego jest określany poprzez sygnał z czujnika fazy. Amplituda i zwrot strumienia sprzężonego są niezależnie wytwarzane. Amplituda prądu i jego faza są odpowiednio modulowane w ten sposób, że strumień sprzężony w szczelinie powietrznej odpowiada sygnałom wypracowywanym przez blok modulacji.

Jednym z możliwych kierunków rozwoju maszyn elektrycznych jest eliminacja elementów ograniczających szybkość działania takich układów, jak również poprawy warunków ich pracy oraz eksploatacji (eliminacja sił tarcia, chłodzenie, uproszczenie konstrukcji, itp.), poprawy szybkości działania poprzez rozszerzenie jego pasma przenoszenia. Dodatkowo przedstawione rozwiązanie eliminuje lub ogranicza wpływ elementów nieliniowych, takich jak strefa nieczułości, histereza.

Podsumowujac, zastosowanie etechnologii zawieszeń magentycznych w maszynach elektrycznych oraz napędach lotniczych może w znaczącym zakresie poprawić parametry techniczne takich rozwiązań, a jednocześnie przyczynić się do poprawy bezpieczeństwa i niezawodności konstrukcji lotniczych.

Bibliografia

1. Chiba A., Fukao T., Ichikawa O., Oshima M., Takemoto M., Dorrell D., *Magnetic Bearings and Bearingless Drives*, Elsevier's Science Technology Rights Department in Oxford, UK, 2005
2. Henzel M., *Mathematical Analysis and Investigation Results of the Bearingless Electric Motor with Permanent Magnets*, Solid State Phenomena, vol. Mechatronic Systems and Materials IV, ISBN-13: 978-3-03785-637-6, p. 354, 2013
3. Henzel M., Falkowski K., Żokowski M., The analysis of the control system for the bearingless induction electric motor, *Journal of Vibroengineering*, **14**, 1, 1392-8716, 2012
4. Moir I., Seabridge A., *Aircraft Systems – Mechanical, Electrical and Avionics Subsystem Integration*, John Wiley & Sons, p. 227-238, 2008

Concept of bearingless electric machines for jet engines

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

The paper presents a new technology regarding magnetic levitation such as active magnetic bearings (AMB) and bearingless devices. Theoretical and simulation features of heteropolar radial active magnetic bearings and bearingless devices in new electric aircraft engines are discussed.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/145-163

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

Mariusz Jacewicz, Robert Głębocki, Dariusz Miedziński

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

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

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

1. Wprowadzenie

W ostatnich latach bezzałogowe statki powietrzne typu quadrotor stały się coraz bardziej popularne [1]-[4]. Znajdują zastosowanie w obszarach takich jak: misje poszukiwawczo-ratunkowe, monitorowanie obszarów, rozpoznanie, dostarczanie ładunków, itd. Bezzałogowe quadrotory zazwyczaj napędzane są bezszczotkowymi silnikami elektrycznymi zasilanymi z akumulatorów litowo-jonowych lub litowo-polimerowych. Jedną z istotnych wad quadrotorów jest wysokie zużycie energii przez silniki [5]-[7]. Czas lotu typowych konstrukcji z reguły nie przekracza kilkudziesięciu minut. Długotrwałość lotu można zwiększyć na różne sposoby: poprzez redukcję masy, zmniejszenie oporu, poprawę efektywności silników, wymianę/doładowywanie akumulatora lub odpowiednie zaplanowanie trajektorii. Dron, realizując swoją misję, musi wykonać serię manewrów (wznoszenie, zniżanie, zakręty, lot wzdłuż odcinka, itd.). Do realizacji każdego z manewrów konieczne jest zużycie pewnej ilości energii. Zagadnienie zapotrzebowania na energię w kontekście bezzałogowych wiropłatów w ostatnich latach stało się przedmiotem zainteresowania wielu badaczy. Przeglądy różnych modeli energetycznych zostały opracowane między innymi przez Zhanga [8] oraz Beigiego [9]. Modele wykorzystania energii można podzielić na trzy główne kategorie.

Do pierwszej, najczęściej stosowanej kategorii, można zaliczyć modele bazujące bezpośrednio na równaniach ruchu. Lu i in. [2] przedstawili model dynamiki quadrotora i silników elektrycznych, a następnie zastosowali go w zagadnieniu optymalizacji trajektorii. Podobnie, Morbidi w swoich pracach [4], [10] zaproponował model zużycia energii i zaprezentował jak może on zostać wykorzystany do wyliczenia najkorzystniejszego pod względem ilości zużytej energii toru

lotu. W tym kontekście istotny wkład w rozwój tego rodzaju modeli wniosły badania przeprowadzone przez Yacefa [11]-[13]. Jee i Cho [14] zastosowali tego rodzaju model do zbadania wykorzystania energii w podstawowych manewrach (wznoszenie, lot wzdłuż odcinka, opadanie). Również Li [15] zastosował ten sposób modelowania w badaniach nad optymalizacją trajektorii. Niewątpliwą zaletą tego rodzaju modeli jest możliwość uzyskania wglądu w dynamikę poszczególnych zjawisk. Wspólną cechą i głównym mankamentem takiego podejścia do badań nad zużyciem energii jest fakt, iż wspomniane modele wymagają dużej liczby parametrów, których wyznaczenie jest niekiedy problematyczne.

Do kategorii drugiej zaliczyć można modele typu „czarna skrzynka" [16]-[18]. Alyassi [19] zaprezentował wyniki badań eksperymentalnych dla trzech różnych dronów, a następnie, bazując na metodach regresji, uzyskał uproszczone modele zużycia energii. Abeywickrama w swoich pracach [20], [21] zbadała wpływ szeregu czynników (wysokość lotu, masa ładunku płatnego, szybkość lotu) na zużycie energii. Z kolei Steup [22] wykorzystał metodę uczenia maszynowego do stworzenia modelu energetycznego. Istotną zaletą tychże metod jest brak wymogu znajomości parametrów quadrotora [19]. Z drugiej strony nie pozwalają one na uzyskanie wglądu w zjawiska występujące podczas lotu.

Do trzeciej grupy zaliczyć można modele energetyczne bazujące na aeromechanice wiropłatów [23]-[26]. W tym kontekście najczęściej wykorzystuje się teorię strumieniową [27]-[30]. Użycie teorii elementu łopaty było proponowane w pracy Liu i in. [31]. Wadą tego rodzaju modeli jest konieczność iteracyjnego wyznaczania prędkości indukowanej co jest kosztowne obliczeniowo [32].

W wielu wspomnianych tutaj pracach rozważano jedynie zużycie energii elektrycznej przez silniki, zaniedbując zapotrzebowanie energetyczne przez elektroniczne systemy pokładowe. Takie podejście może powodować zawyżenie oszacowania czasu trwania lotu. Często prezentowane w literaturze modele nie były w ogóle walidowane lub porównania z danymi eksperymentalnymi, dotyczyły jedynie danych dla lotów wykonanych wewnątrz budynków, czyli z pominięciem zjawiska wiatru. Wiele zaproponowanych do tej pory modeli cechuje się licznymi uproszczeniami.

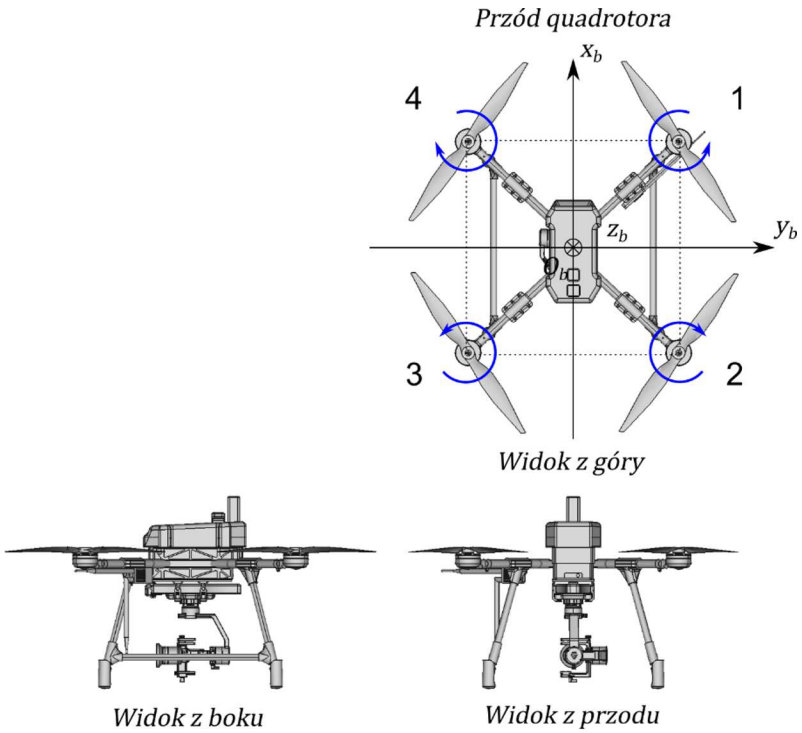
Wartością dodaną niniejszego artykułu jest przedstawienie wyników walidacji modelu symulacyjnego quadrotora z użyciem danych pozyskanych w warunkach rzeczywistych. Stworzone narzędzie obliczeniowe może znaleźć praktyczne zastosowanie w badaniach nad zużyciem energii podczas lotu quadrotora. Modułowa struktura symulatora umożliwia jego dostosowanie do innych tego rodzaju konstrukcji.

Struktura pozostałej części artykułu jest następująca. W rozdziale 2 przedstawiono opis quadrotora wykorzystanego jako platforma testowa. Rozdział 3 dotyczy opracowanego modelu matematycznego. Rozdział 4 poświęcono wynikom testów w locie, które porównano z rezultatami symulacji komputerowej. Na końcu pracy zamieszczono podsumowanie oraz sugestię dotyczącą dalszych możliwych kierunków badań.

2. Platforma testowa

Jako platformę testową wykorzystano niewielkiego quadrotora, którego konstrukcja bazuje na dostępnych komercyjnie komponentach (rys. 1). Masa quadrotora wynosi 4,689 kg, natomiast momenty bezwładności $I_{xx} = 0{,}075716\,\mathrm{kg{\cdot}m^2}$, $I_{yy} = 0{,}084124\,\mathrm{kg{\cdot}m^2}$ oraz $I_{zz} = 0{,}126437\,\mathrm{kg{\cdot}m^2}$. Poszczególne wielkości wyznaczono eksperymentalnie i dodatkowo sprawdzono za pomocą modelu bryłowego CAD.

Średnica każdego śmigła wynosi 0,4572 m, a jego skok 0,1549 m. Maksymalna prędkość kątowa śmigieł ma wartość 6000 obr/min, natomiast podczas zawisu obracają się one z prędkością około 3200 obr/min. Kierunki obrotu śmigieł zostały zaznaczone strzałkami na rys. 1 (w widoku z góry śmigła 1 i 3 obracają się przeciwnie do ruchu wskazówek zegara, a 2 i 4 zgodnie z ruchem wskazówek zegara). Wektory położenia kolejnych śmigieł w układzie współrzęd-



Rys. 1. Quadrotor wykorzystany do badań (zaznaczono układ współrzędnych i numerację śmigieł)

nych związanym z obiektem $O_n x_n y_n z_n$ dane są następująco: $\mathbf{r}_{R1} = [0{,}2475, 0{,}2475, -0{,}074]$ m, $\mathbf{r}_{R2} = [-0{,}2475, 0{,}2475, -0{,}074]$ m, $\mathbf{r}_{R3} = [-0{,}2475, -0{,}2475, -0{,}074]$ m, $\mathbf{r}_{R4} = [0{,}2475, -0{,}2475, -0{,}074]$ m.

Quadrotor cechuje się stosunkowo długim czasem lotu (około 71 min przy masie ładunku użytecznego 0,5 kg). Kadłub wykonany jest ze stopów aluminium dzięki czemu została zredukowana jego masa. Obiekt wyposażony jest w autopilota Orange Cube [33] zawierającego redundantne czujniki: ICM20948 (9-osiowe IMU), ICM20649 (6-osiowe IMU), ICM20602 (6-osiowe IMU), oraz dwa czujniki ciśnienia MS5611. W skład wyposażenia wchodzi także moduł nawigacji Here 3 GPS GNSS, modem układu telemetrii RFD868x oraz Raspberry Pi. Oprzyrządowanie pomiarowe pozwala na rejestrację prędkości, pozycji, prędkości kątowych, przyspieszeń liniowych oraz parametrów pracy baterii. Dodatkowo obiekt wyposażony jest w cyfrową kamerę zamocowaną na przegubie Cardana.

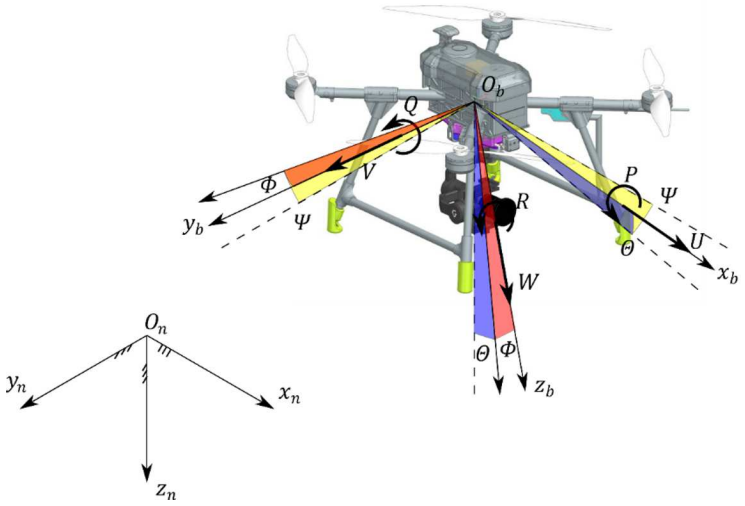
3. Model matematyczny

3.1. Dynamiczne równania ruchu quadrotora

W celu stworzenia numerycznej symulacji lotu quadrotora koniecznym było opracowanie jego modelu matematycznego. Pominięto wpływ ruchu obrotowego Ziemi. Założono, że gęstość powietrza zmienia się z wysokością lotu według modelu Atmosfery Standardowej. Układy współrzędnych zastosowane w modelu przedstawiono na rys. 2.

Równania ruchu mają postać

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X_b \\ Y_b \\ Z_b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} \tag{3.1}$$



Rys. 2. Układy współrzędnych przyjęte w modelu

oraz

$$\begin{bmatrix}\dot{P}\\ \dot{Q}\\ \dot{R}\end{bmatrix} = \mathbf{I}^{-1}\begin{bmatrix}L_b\\ M_b\\ N_b\end{bmatrix} - \mathbf{I}^{-1}\begin{bmatrix}0 & -R & Q\\ R & 0 & -P\\ -Q & P & 0\end{bmatrix}\mathbf{I}\begin{bmatrix}P\\ Q\\ R\end{bmatrix} \tag{3.2}$$

gdzie U, V, W to składowe wektora prędkości liniowych, P, Q, R to prędkości kątowe, $\mathbf{I} = \operatorname{diag}(1,1,1)$ to macierz jednostkowa, X_b, Y_b, Z_b to siły, natomiast L_b, M_b, N_b to momenty. Związki kinematyczne pomiędzy pochodnymi pozycji w układzie współrzędnych $O_n x_n y_n z_n$ oraz składowymi wektora prędkości w układzie $O_b x_b y_b z_b$ dane są jako

$$\begin{bmatrix}\dot{x}_n\\ \dot{y}_n\\ \dot{z}_n\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}e_0^2+e_1^2-e_2^2-e_3^2 & 2(e_1e_2-e_0e_3) & 2(e_0e_2-e_1e_3)\\ 2(e_0e_3-e_1e_2) & e_0^2-e_1^2+e_2^2-e_3^2 & 2(e_2e_3-e_0e_1)\\ 2(e_1e_3-e_0e_2) & 2(e_0e_1-e_2e_3) & e_0^2-e_1^2-e_2^2+e_3^2\end{bmatrix}\begin{bmatrix}U\\ V\\ W\end{bmatrix} \tag{3.3}$$

natomiast e_0, e_1, e_2, e_3 są składowymi kwaternionu wyznaczanymi z zależności

$$\begin{bmatrix}\dot{e}_0\\ \dot{e}_1\\ \dot{e}_2\\ \dot{e}_3\end{bmatrix} = -\frac{1}{2}\begin{bmatrix}0 & P & Q & R\\ -P & 0 & -R & Q\\ -Q & R & 0 & -P\\ -R & -Q & P & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}e_0\\ e_1\\ e_2\\ e_3\end{bmatrix} - kE\begin{bmatrix}e_0\\ e_1\\ e_2\\ e_3\end{bmatrix} \tag{3.4}$$

gdzie k jest współczynnikiem sprzężenia zwrotnego takim, że $kh_i \leqslant 1$, natomiast h_i jest krokiem całkowania numerycznego równań ruchu, zaś $E = e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 - 1$.

3.2. Siły i momenty sił działające na bezzałogowy statek powietrzny

Siły całkowite $\mathbf{F}_b$ działające na quadrotora obliczono jako sumę sił grawitacyjnych $\mathbf{F}_g$ od silników elektrycznych $\mathbf{F}_m$ i aerodynamicznych (od kadłuba) $\mathbf{F}_a$. W analogiczny sposób obliczono też momenty

$$\mathbf{F}_b = \begin{bmatrix}X_b\\ Y_b\\ Z_b\end{bmatrix} = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_m + \mathbf{F}_a \qquad \mathbf{M}_b = \begin{bmatrix}X_b\\ Y_b\\ Z_b\end{bmatrix} = \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_m + \mathbf{M}_a \tag{3.5}$$

Siły pochodzące od grawitacji obliczono jako

$$\mathbf{F}_g = mg \begin{bmatrix} -\sin\Theta \\ \sin\Phi\cos\Theta \\ \cos\Phi\cos\Theta \end{bmatrix} \tag{3.6}$$

Przyjęto, że początek układu $O_b x_b y_b z_b$ znajduje się w środku masy, a zatem $\mathbf{M}_g = [0,0,0]^{\mathrm{T}}$.

Siły generowane przez silniki wyznaczone jako

$$\mathbf{F}_m = \sum_{i=1}^{4} \mathbf{F}_{Ri} = \sum_{i=1}^{4} [0,0,-T_i]^{\mathrm{T}} \tag{3.7}$$

natomiast momenty dane są jako

$$\mathbf{M}_m = \sum_{i=1}^{4} \mathbf{M}_{Ri} = \sum_{i=1}^{4} \mathbf{r}_{Ri} \times \mathbf{F}_{Ri} + (-1)^i [0,0,-M_i]^{\mathrm{T}} \tag{3.8}$$

Ciąg generowany przez i-te śmigło został obliczony z zależności [2], [34], [35]

$$T_i = \rho S_p R_p^2 k_f \Omega_i^2 \tag{3.9}$$

gdzie ρ to gęstość powietrza (zmienna z wysokością), S_p pole powierzchni śmigła, R_p promień śmigła, k_f współczynnik ciągu (w tym przypadku $9{,}32{\cdot}10^{-5}\,\mathrm{N/obr^2}$), natomiast Ω_i to prędkość kątowa i-tego śmigła. Moment oporowy wyznaczono za pomocą wzoru [2], [34]

$$M_i = \rho S_p R_p^3 k_m \Omega_i^2 \tag{3.10}$$

gdzie k_m to współczynnik momentu oporowego (do obliczeń przyjęto $9{,}37{\cdot}10^{-6}\,\mathrm{Nm/obr^2}$).

Siły aerodynamiczne dane są jako

$$\mathbf{F}_a = qS[C_X \cos\alpha\cos\beta, C_X \sin\beta, C_X \sin\alpha\cos\beta]^{\mathrm{T}} \tag{3.11}$$

gdzie α to kąt natarcia, β to kąt ślizgu, natomiast C_X jest współczynnikiem oporu. Momenty aerodynamiczne mają postać

$$\mathbf{M}_a = qSd[C_L, C_M, C_N]^{\mathrm{T}} \tag{3.12}$$

gdzie C_L, C_M, C_N są współczynnikami momentu przechylającego, pochylającego i odchylającego.

3.3. Model wiatru

Jednym z istotnych czynników mających istotny wpływ na zużycie energii przez badanego quadrotora jest wiatr. Dzieje się tak między innymi dlatego, że szybkość lotu jest tego samego rzędu jak szybkość wiatru. Model pola wiatru został stworzony jako suma dwóch elementów: podmuchów jednorodnych oraz modelu turbulencji. Składowe U_{Wn}, V_{Wn}, W_{Wn} wektora prędkości wiatru w układzie $O_n x_n y_n z_n$ obliczono jako

$$\begin{bmatrix} U_{Wn} \\ V_{Wn} \\ W_{Wn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} U_{Wn}^u \\ V_{Wn}^u \\ W_{Wn}^u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} U_{Wn}^t \\ V_{Wn}^t \\ W_{Wn}^t \end{bmatrix} \tag{3.13}$$

gdzie U^u_{Wn}, V^u_{Wn}, W^u_{Wn} są składowymi wektora prędkości jednorodnego pola wiatru, natomiast U^t_{Wn}, V^t_{Wn}, W^t_{Wn} to składowe prędkości turbulencji. Składowe wektora prędkości napływu jednorodnego w układzie $O_n x_n y_n z_n$ określone są jako

$$\begin{bmatrix} U^u_{Wn} \\ V^u_{Wn} \\ W^u_{Wn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -V_{Wtot}\cos\Psi_W \\ -V_{Wtot}\sin\Psi_W \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.14}$$

gdzie Ψ_W oznacza azymut, z którego wieje wiatr (mierzony od północy zgodnie z ruchem wskazówek zegara w widoku z góry). Przykładowo, $\Psi_W = 0°$ oznacza wiatr wiejący z północy, $\Psi_W = 90°$ ze wschodu, itd. Z kolei V_{Wtot} to szybkość napływu strumienia jednorodnego.

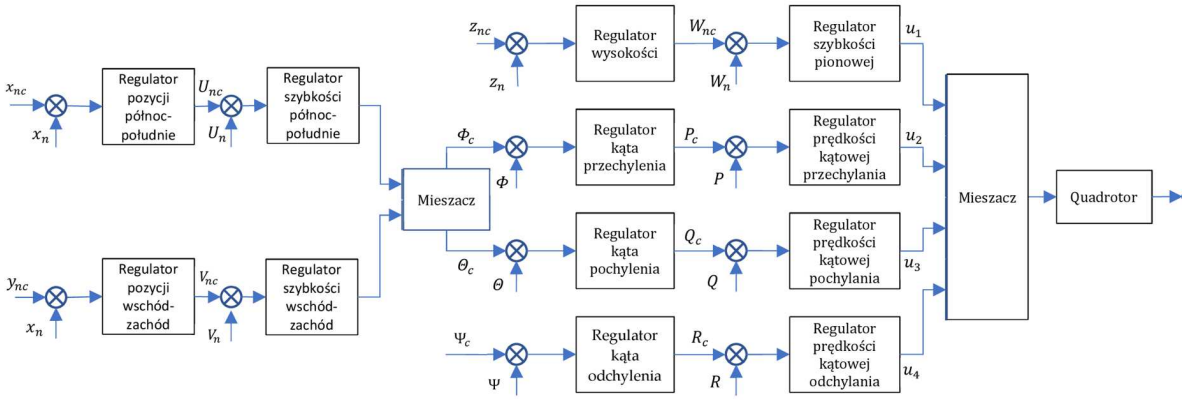
Turbulencja jest zjawiskiem stochastycznym i trudnym do zamodelowania. Wykorzystano powszechnie stosowany w dynamice lotu model Dryden'a [36]. Szczegóły na temat zastosowanego modelu turbulencji można znaleźć w pracy [37].

Składowe wektora prędkości wiatru U_{Wn}, V_{Wn}, W_{Wn} wyznaczone według (3.13), zostały przetransformowane z układu $O_n x_n y_n z_n$ do układu związanego z obiektem $O_b x_b y_b z_b$ wedle zależności

$$\begin{bmatrix} U_W \\ V_W \\ W_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} e_0^2+e_1^2-e_2^2-e_3^2 & 2(e_1e_2-e_0e_3) & 2(e_0e_2-e_1e_3) \\ 2(e_0e_3-e_1e_2) & e_0^2-e_1^2+e_2^2-e_3^2 & 2(e_2e_3-e_0e_1) \\ 2(e_1e_3-e_0e_2) & 2(e_0e_1-e_2e_3) & e_0^2-e_1^2-e_2^2+e_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_{Wn} \\ V_{Wn} \\ W_{Wn} \end{bmatrix} \tag{3.15}$$

3.4. Model układu sterowania

Ogólny schemat zastosowanej w modelu struktury autopilota został przedstawiony na rys. 3.



Rys. 3. Struktura układu autopilota

Wielkościami wejściowymi do układu autopilota są współrzędne punktu, do którego aktualnie powinien kierować się quadrotor. Użytkownik systemu zadaje listę punktów ze współrzędnymi, które definiują przebieg trasy lotu. Układ śledzenia zadanej trajektorii wylicza na bieżąco współrzędne x_{nc}, y_{nc}, z_{nc} punktu, do którego powinien skierować się quadrotor oraz kąt odchylenia Ψ_c. Błędy sterowania (uchyby) dotyczące położenia są obliczane poprzez odjęcie od x_{nc} oraz y_{nc} wartości aktualnej pozycji x_n i y_n. Następnie wyliczane są zadane szybkości przemieszczania w kierunku północ-południe U_{nc} oraz w kierunku wschód-zachód V_{nc}, które z kolei wykorzystywane są do wyliczenia uchybów szybkościowych w płaszczyźnie poziomej. Te z kolei po przekształceniu przez mieszacz służą do wyliczenia zadanych kątów przechylenia Φ_c oraz pochylenia Θ_c.

Układ stabilizacji orientacji przestrzennej składa się z trzech połączonych równolegle torów przetwarzania sygnału. W każdym torze zastosowano dwie pętle działające w układzie kaska-

dowym. Pętle wewnętrzne odpowiedzialne są za regulację prędkości kątowych, natomiast pętle zewnętrzne za kąty orientacji przestrzennej.

Do sterowania wysokością lotu służy osobny kanał. Jest to również układ kaskadowy, w którym pętla zewnętrzna reguluje wysokość, natomiast wewnętrzna służy do regulowania szybkości wznoszenia.

Wewnątrz każdej pętli zastosowano regulatory proporcjonalno-całkująco-różniczkujące. Wielkościami wyjściowymi z całego układu sterowania są prędkości kątowe każdego z czterech śmigieł. Więcej szczegółów na temat zastosowanego modelu układu sterowania można znaleźć w publikacji [38].

3.5. Model wykorzystania energii

Założono, że całkowita energia zużywana podczas lotu E_T stanowi sumę energii potrzebnej na zasilanie czterech silników elektrycznych E_R oraz potrzebnej do działania układów elektronicznych (autopilot, kamera, czujniki, nadajnik telemetrii) E_E [13], [39]

$$E_T = E_R + E_E \tag{3.16}$$

Całkowita energia zużywana przez cztery silniki elektryczne wyliczona została jako [4], [10], [12], [40]

$$E_R = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{4} U_i(t) I_i(t)\, dt \tag{3.17}$$

gdzie U_i to napięcie na i-tym silniku, I_i prąd, natomiast t_f jest czasem lotu. Zależność (3.17) może być zapisana jako [7], [41]

$$E_R = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{4} \tau_i(t) \Omega_i(t)\, dt \tag{3.18}$$

gdzie τ_i jest momentem generowanym przez i-ty silnik, a Ω_i jest prędkością kątową i-tego silnika. Równanie dynamiki silnika ma postać następującą

$$I_{zp} \dot{\Omega}_i(t) = \tau_i(t) - k_m \Omega_i^2(t) - D_v \Omega_i(t) \tag{3.19}$$

gdzie I_{zp} jest momentem bezwładności zespołu obracających się części, natomiast D_v jest współczynnikiem tłumienia wiskotycznego (przyjęto do obliczeń $0{,}17{\cdot}10^{-3}$ Nm·s/rad). W celu zwiększenia wiarygodności modelu uwzględniono w modelu sprawność silnika $f_{r,i}(\tau_i(t), \Omega_i(t))$ [7], [41]

$$E_R = \int_{t_0}^{t_f} \sum_{i=1}^{4} \frac{I_{pe} \dot{\Omega}_i(t) + k_m \Omega_i^2(t) + D_v \Omega_i(t)}{f_(r,i)(\tau_i(t), \Omega_i(t))} \Omega_i(t)\, dt \tag{3.20}$$

Efektywność została zamodelowana poprzez wielomian

$$f_{r,i}(\tau_i(t), \Omega_i(t)) = a_5 \Omega_i^5(t) + a_4 \Omega_i^4(t) + a_3 \Omega_i^3(t) + a_2 \Omega_i^2(t) + a_1 \Omega_i(t) + a_0 \tag{3.21}$$

gdzie $a_5 = 7{,}349 \cdot 10^{-19}$, $a_4 = 1{,}173 \cdot 10^{-14}$, $a_3 = 5{,}824 \cdot 10^{-11}$, $a_2 = 3{,}328 \cdot 10^{-8}$, $a_1 = 0{,}0004759$, $a_0 = 0{,}006304$, and $0 \leqslant \Omega_i(t) \leqslant 6000\,\mathrm{RPM}$.

Moment generowany na wale jest proporcjonalny do prądu przepływającego przez silnik [12]

$$\tau_i(t) = K_T I_i(t) \tag{3.22}$$

gdzie K_T jest stałą momentu silnika elektrycznego. Prąd elektryczny przepływający przez i-ty silnik został obliczony jako [2], [42], [43]

$$I_i(t) = \frac{\tau_i(t)}{K_T} = \frac{1}{K_T}[I_{pe}\dot{\Omega}_i(t) + k_m\Omega_i^2(t) + D_v\Omega_i(t)] \tag{3.23}$$

Założono, że moc P_{sub} potrzebna do zasilania zespołów elektronicznych jest stała w czasie, a zatem wymaganą ilość energii obliczono za pomocą całki

$$E_E = \int_{t_0}^{t_f} P_{sub}\, dt \tag{3.24}$$

Wartość P_{sub} została wyznaczona przez badania eksperymentalne. Bateria na początku testu była w pełni naładowana. Podczas testu silniki elektryczne były wyłączone. Energia z akumulatora używana była więc tylko na zasilanie układów elektronicznych. Stwierdzono, że $P_{sub} = 11\,\mathrm{W}$.

3.6. Model akumulatora

Zmiany napięcia na akumulatorze podczas lotu wyznaczono za pomocą modelu Shepherda [44]-[48]. Model ten jest dość często używany, ponieważ jego parametry mogą zostać stosunkowo łatwo wyznaczone eksperymentalnie lub pozyskane z kart katalogowych producenta danego akumulatora. Dla uproszczenia założono, że rezystancja wewnętrzna akumulatora jest stała podczas lotu. Pominięto efekt Peukert'a (a zatem pojemność akumulatora nie zależy od wartości czerpanego z niego prądu). Zaniedbano zjawisko starzenia akumulatora, efekty temperaturowe oraz samorozładowanie się akumulatora z upływem czasu.

Napięcie podczas rozładowywania akumulatora zmienia się z czasem i zostało wyznaczone za pomocą zależności [45], [47]

$$U_{bat} = E_0 - K\frac{Q}{Q - \int_{t_0}^{t_k} I\, dt}I^* - K\frac{Q}{Q - \int_{t_0}^{t_k} I\, dt}I + Ae^{-B\int_{t_0}^{t_k} I\, dt} - RI \tag{3.25}$$

gdzie E_0 to napięcie akumulatora, K – stała polaryzacji, Q – pojemność akumulatora, I^*, I – prąd, A – napięcie wykładnicze, B – pojemność wykładnicza, natomiast R jest rezystancją akumulatora. Rezystancja wewnętrzna akumulatora została wyznaczona z danych zawartych w zapisach parametrów lotu uzyskanych podczas eksperymentów.

Stopień naładowania akumulatora wyznaczono z zależności [12], [46]

$$SOC(t) = 100\left(SOC_0 - \int_0^t \frac{I}{Q}\, dt\right) \tag{3.26}$$

gdzie SOC_0 oznacza początkowy stopień naładowania, Q jest pojemnością akumulatora (Ah). Dla w pełni naładowanego akumulatora $SOC = 100\%$, natomiast dla całkowicie rozładowanego 0%.

4. Wyniki

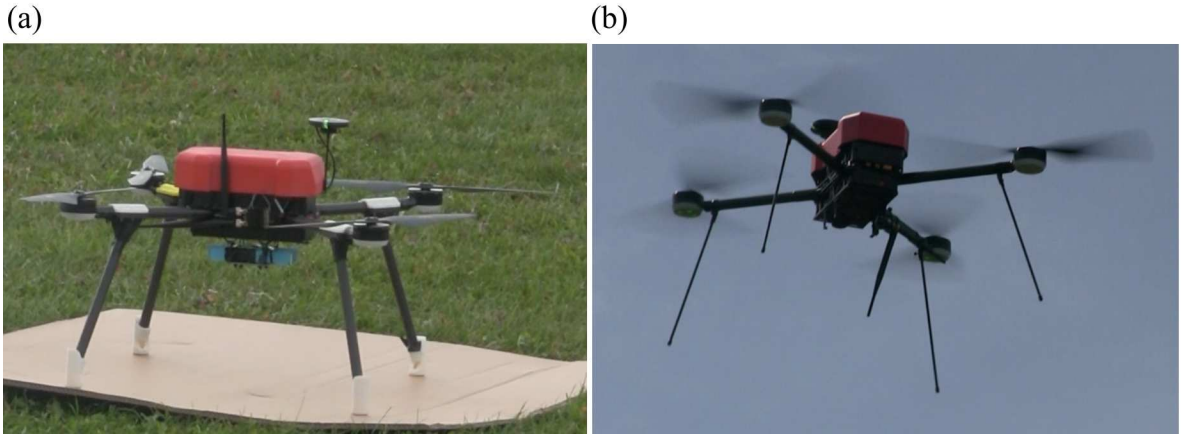
4.1. Implementacja modelu matematycznego w programie komputerowym

Stworzony model matematyczny quadrotora został zaimplementowany w pakiecie MATLAB/Simulink R2020b. Do stworzenia modelu akumulatora zastosowano bibliotekę Simscape Electrical Library dostępną w Simulink-u [49]. Symulacje realizowane były na komputerze typu laptop wyposażonym w procesor Intel(R) Core(TM) i7-8750H CPU@2.20 GHz,

16 GB pamięci operacyjnej RAM i działającym pod kontrolą systemu Windows 10. Równania ruchu całkowane były z wykorzystaniem stałokrokowej metody Rungego-Kutty czwartego rzędu z krokiem czasowym 0,001 s. W celu skrócenia czasu trwania obliczeń stosowano opcję „Simulink Accelerator".

4.2. Metodologia testów w locie

W celu pozyskania danych eksperymentalnych potrzebnych do walidacji stworzonego modelu zrealizowano serię testów w locie (rys. 4). Odbyły się one w Ośrodku Badań Lotniczych i Kosmicznych Politechniki Warszawskiej w Przasnyszu.



Rys. 4. Quadrotor podczas testów w locie: (a) przed startem, (b) podczas wznoszenia

Manewrowość platformy testowej została intencjonalnie ograniczona w sposób programowy poprzez stosowne ustawienia parametrów autopilota. Skrajne dozwolone wartości kątów przechylenia oraz pochylenia wynosiły $\pm 15°$. Dopuszczalną prędkość kątową odchylania ograniczono do zakresu $\pm 90°/\mathrm{s}$. Maksymalna szybkość wznoszenia wynosiła 2 m/s, natomiast opadania 2,4 m/s.

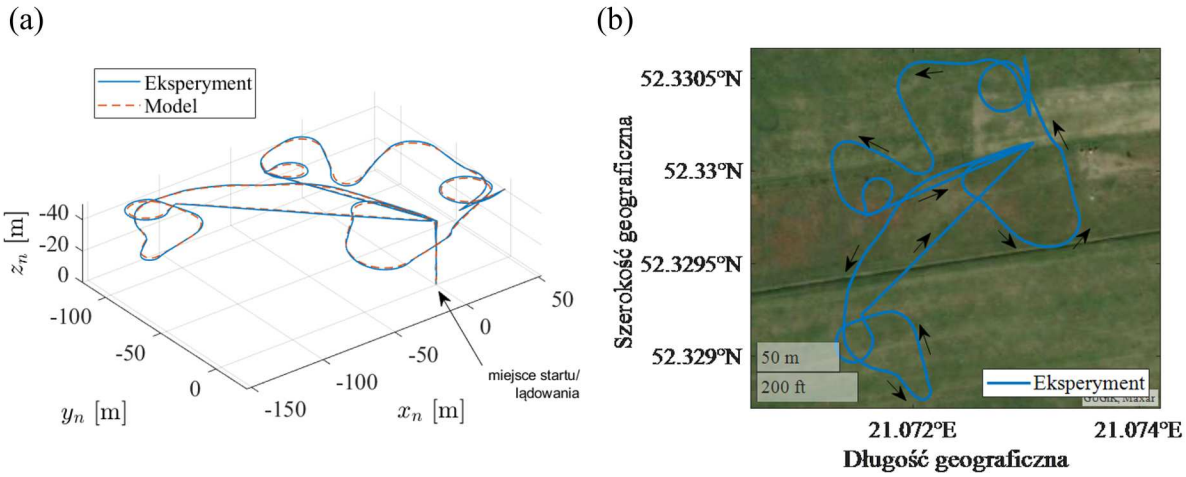
W czasie lotu monitorowano panujące warunki atmosferyczne. Kierunek napływu strug powietrza oraz szybkość wiatru mierzono za pomocą naziemnego anemometru. Przed wykonaniem każdego testu upewniano się, iż quadrotor jest zdatny do lotu oraz że system pomiarowy jest sprawny. Zastosowano akumulatory dostarczone wprost od producenta (nie były wcześniej używane), co pozwoliło częściowo wyeliminować wpływ zjawiska starzenia na otrzymywane wyniki.

Sterowanie w zależności od scenariusza misji odbywało się w trybie manualnym lub półautonomicznym. Po każdym teście uzyskiwano dwa rodzaje logów: zapisy danych na pokładzie oraz dane telemetryczne. Struktura tychże logów jest objaśniona w [50], [51]. Częstotliwość zapisu danych miała stałą wartość 10 Hz. Po każdym eksperymencie zebrane dane były wstępnie analizowane z użyciem programów UAV Log Viewer [52] oraz Mission Planner [53]. Następnie dane były importowane do pakietu MATLAB z wykorzystaniem autorskiej biblioteki, po czym porównywano je z rezultatami symulacji lotu. W dalszej części artykułu przedstawiono przykładowe wyniki badań.

4.3. Przypadek numer 1

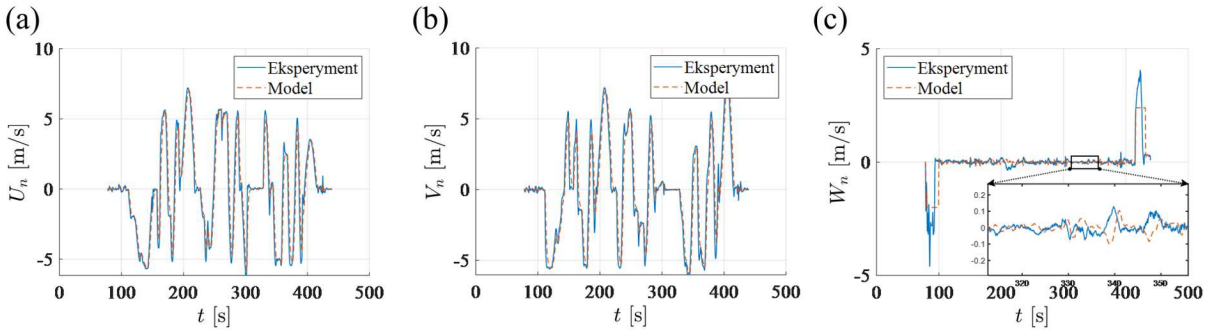
Omawiany tutaj lot testowy odbył się 2021-10-19 o godzinie 16:09. Sterowanie realizowano w trybie manualnym. Quadrotor najpierw wzniósł się pionowo, następnie wykonał przelot składający się z serii zakrętów i lotów po odcinkach, po czym powrócił do miejsca startu. Początkowy stopień naładowania akumulatora wynosił 100%. Średnia szybkość wiatru wynosiła 4 m/s, a średni azymut wiatru miał wartość 200°. Te same warunki zastosowano również w numerycznej symulacji lotu quadrotora. Warunki początkowe odczytywane były z zapisów parametrów

lotu. Porównanie między trajektorią rzeczywistą i wyliczoną za pomocą symulacji przedstawiono na rys. 5a. Na rys. 5b za pomocą czarnych strzałek oznaczono kierunki przemieszczania się quadrotora wzdłuż toru lotu.



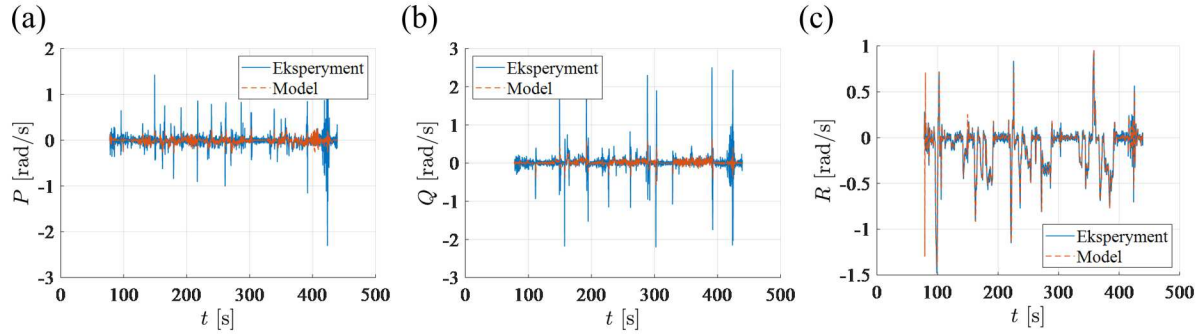
Rys. 5. Położenie quadrotora w przestrzeni: (a) widok ogólny, (b) widok z góry

Zmiany prędkości liniowych w układzie $O_n x_n y_n z_n$ zaprezentowano na rys. 6. Start miał miejsce w 78,3898 s, natomiast lądowanie w 439,267 s zapisu (zakresy czasu przed startem i po lądowaniu, w których obiekt stał nieruchomo na lotnisku, nie są prezentowane).



Rys. 6. Składowe wektora prędkości w układzie $O_n x_n y_n z_n$ (porównanie eksperyment vs model)

Maksymalna szybkość przemieszczania się w kierunkach północ-południe (rys. 6c) oraz wschód-zachód (rys. 6b) nie przekraczała 7 m/s. Na rys. 6c pokazano też powiększony fragment zapisu.

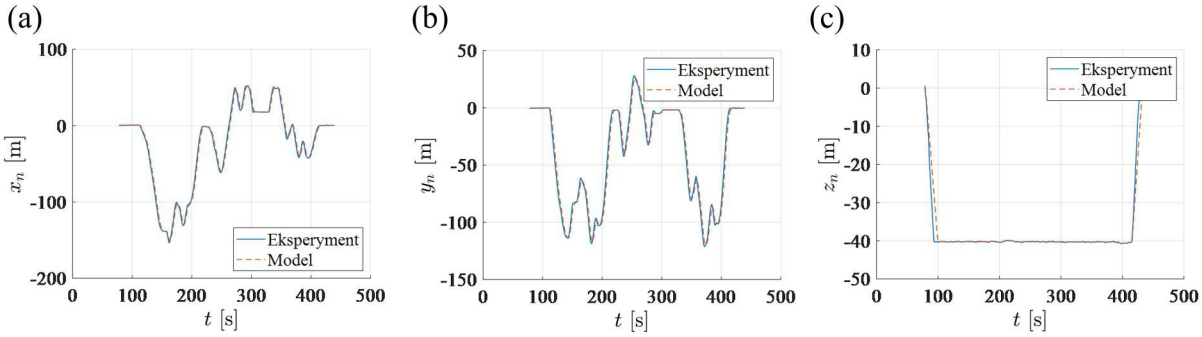


Rys. 7. Składowe wektora prędkości kątowych w układzie $O_b x_b y_b z_b$ (porównanie eksperyment vs model)

Na rys. 7 zilustrowano przebiegi prędkości kątowych wyrażonych w układzie związanym z obiektem $O_b x_b y_b z_b$.

W chwilach gdy quadrotor realizował zakręty pojawiają się impulsy szpilkowe. Przebiegi mają oscylacyjny charakter, ponieważ układ sterowania cały czas dokonywał korekt orientacji przestrzennej.

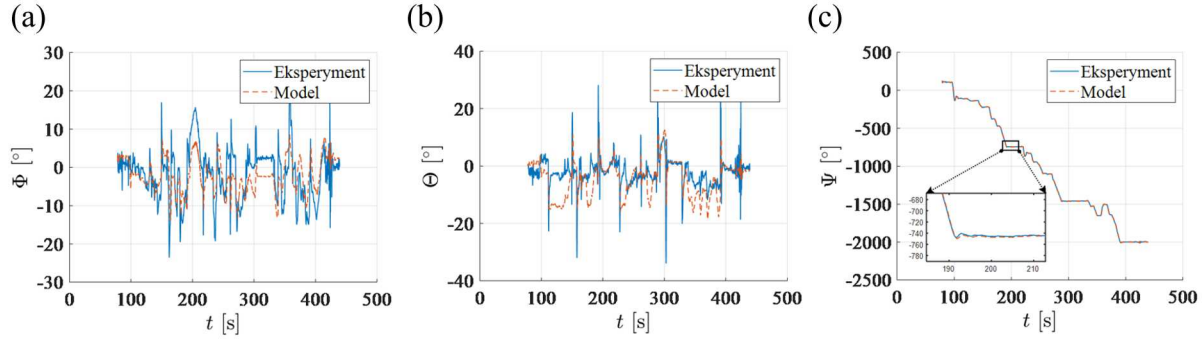
Porównanie składowych wektora położenia przedstawiono na rys. 8.



Rys. 8. Składowe wektora położenia w układzie $O_n x_n y_n z_n$ (porównanie eksperyment vs model)

Maksymalna wysokość lotu wynosiła około 40 m (dodatnia wysokość odpowiada ujemnej współrzędnej z_n na rys. 8c). Na końcu lotu wartość z_n wynosiła 0 m ponieważ dron wylądował na ziemi.

Z kolei rys. 9 pokazuje kąty orientacji przestrzennej quadrotora.



Rys. 9. Kąty orientacji przestrzennej (porównanie eksperyment vs model)

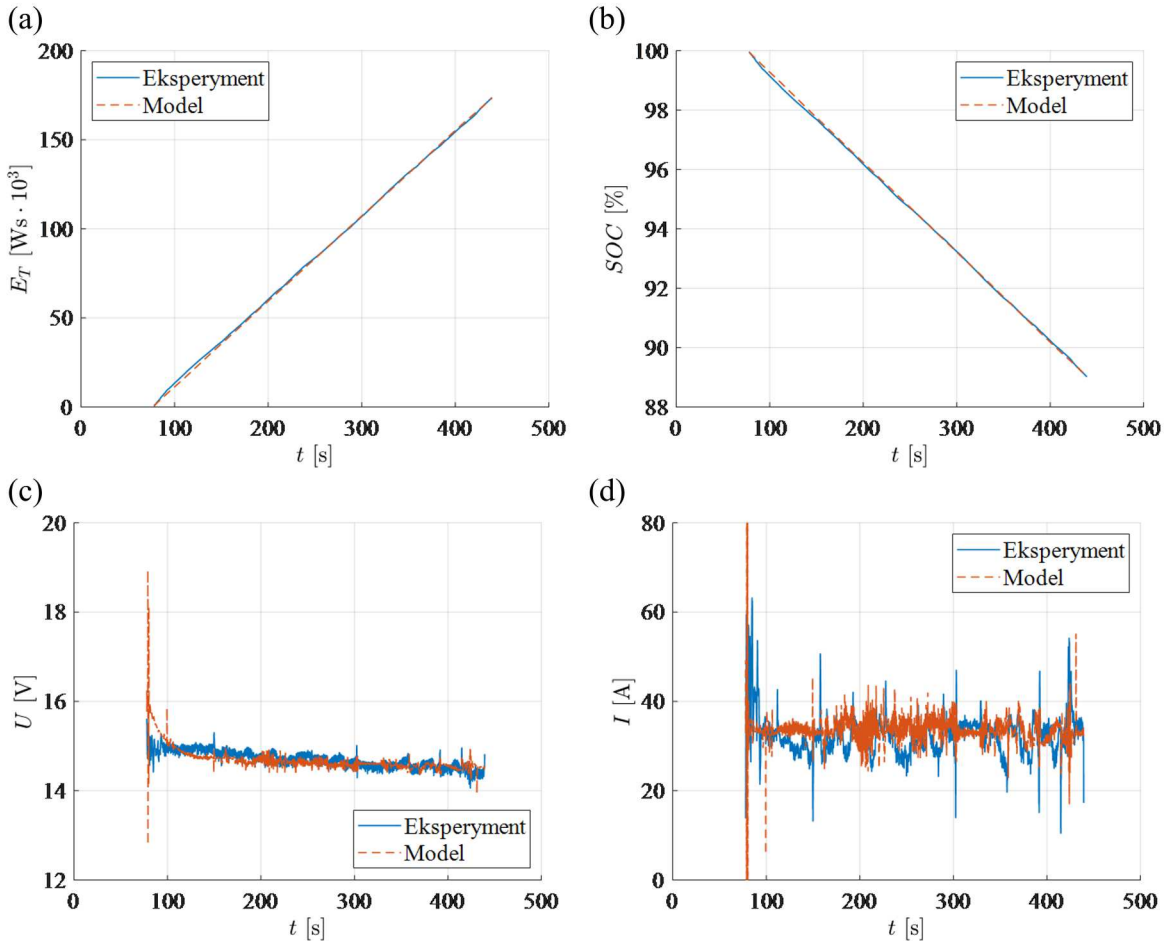
Zaobserwowano pewne rozbieżności dotyczące katów przechylenia (rys. 9a) oraz pochylenia (rys. 9b), które spowodowane są niepewnościami modelowania. Poważną trudnością było odwzorowanie w modelu warunków wietrzności. Natomiast zmiany kąta odchylenia (rys. 9c) uzyskane z modelu bardzo dobrze odzwierciedlają dane eksperymentalne.

Na rys. 10 przedstawione zostało porównanie ilości wykorzystanej energii, stopnia naładowania akumulatora, napięcia oraz natężenia prądu elektrycznego.

Wraz z upływem czasu ilość zużytej energii wzrasta liniowo. Podczas misji zużyte zostało około $173{,}728 \cdot 10^3$ Ws. Stopień naładowania akumulatora zmnieszył się o 11%. Model realistycznie odzwierciedla zmiany napięcia oraz natężenia prądu. Wartość napięcia maleje z upływem czasu. Uzyskane wyniki odpowiadają pod względem jakościowym rezultatom prezentowanym w literaturze (na przykład w pracy Rodriguesa [54]).

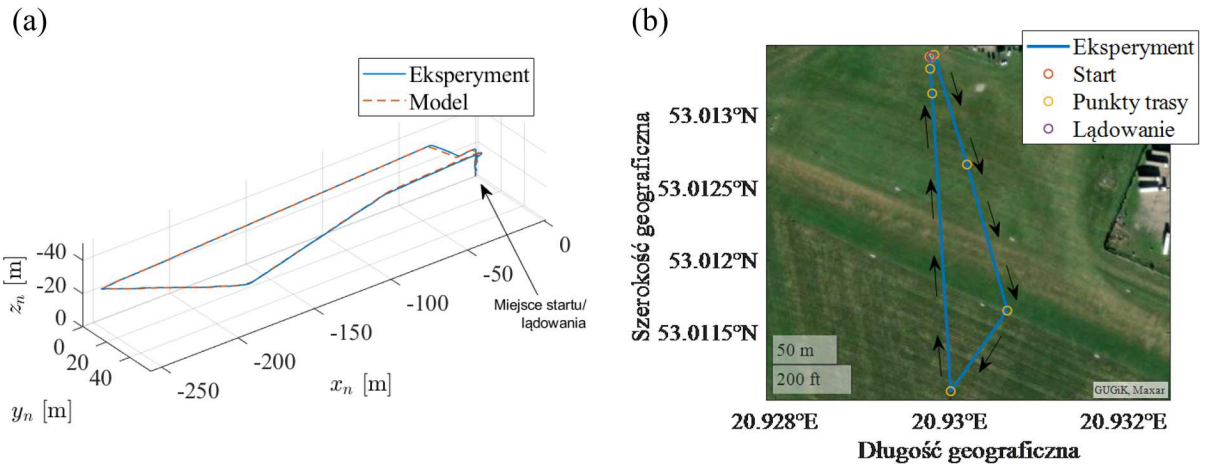
4.4. Przypadek numer 2

Kolejny z prezentowanych tutaj lotów został wykonany 2021-10-27 o godzinie 19:15. Sterowanie realizowano w trybie półautomatycznym. Lot odbywał się wzdłuż trasy zdefiniowanej



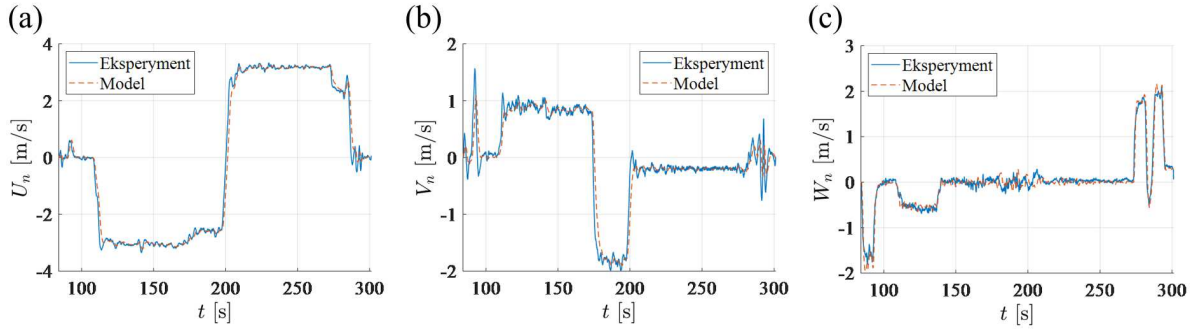
Rys. 10. Ilość wykorzystanej energii

przez operatora systemu za pomocą zbioru punktów kontrolnych. Dron wzniósł się pionowo, dokonał przelotu na stałej wysokości, po czym wrócił do miejsca startu. Zmierzona średnia wartość prędkości wiatru wynosiła 4,5 m/s, natomiast średni kierunek, z którego wiał wiatr, miał wartość 220°. Początkowy stan naładowania akumulatora wynosił 100%. Tor lotu quadrotora przedstawiono na rys. 11.



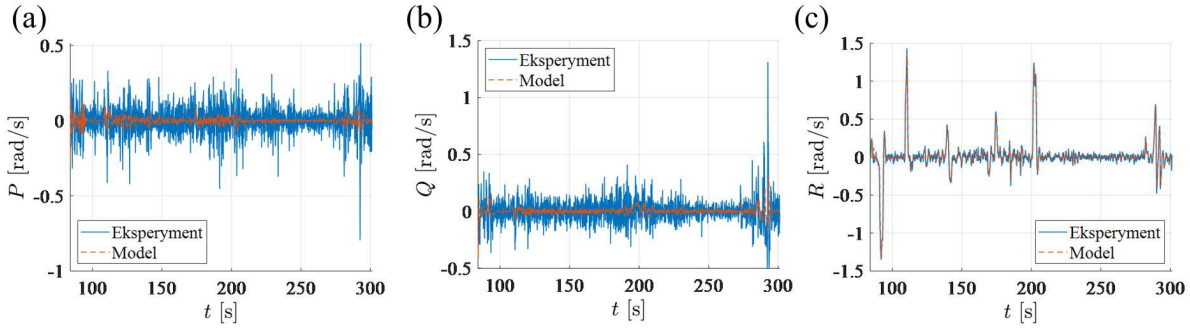
Rys. 11. Położenie quadrotora w przestrzeni: (a) widok ogólny, (b) widok z góry

Model symulacyjny dokładnie odwzorowuje zmiany prędkości lotu quadrotora (rys. 12).



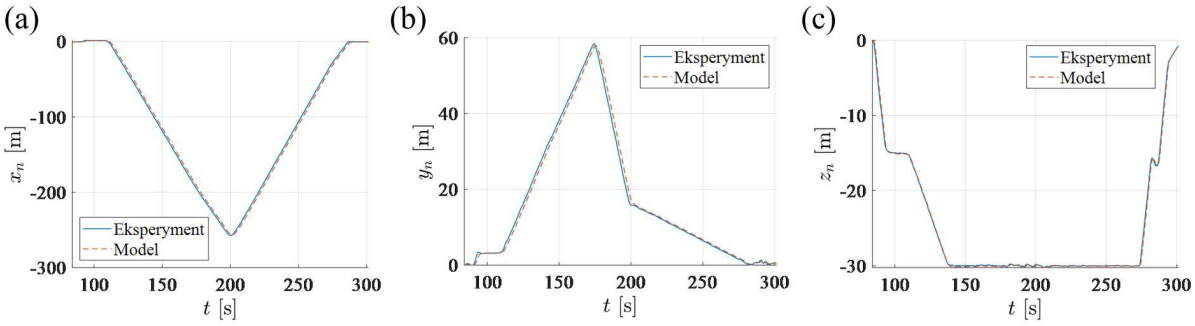
Rys. 12. Składowe wektora prędkości w układzie $O_n x_n y_n z_n$ (porównanie eksperyment vs model)

Amplituda prędkości kątowych zmierzonych w eksperymencie była mniejsza niż w przypadku sygnałów z modelu (rys. 13). Powodem uzyskania tego rezultatu były niedokładności modelowania sposobu działania giroskopów.



Rys. 13. Składowe wektora prędkości kątowych w układzie $O_b x_b y_b z_b$ (porównanie eksperyment vs model)

Podczas realizacji misji dron wzniósł się na wysokość około 30 m (rys. 14).



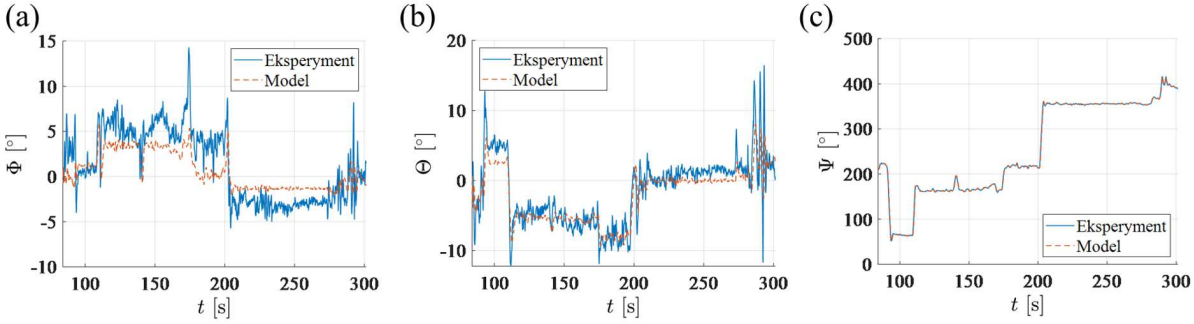
Rys. 14. Składowe wektora położenia w układzie $O_n x_n y_n z_n$ (porównanie eksperyment vs model)

Analogicznie jak w przypadku nr 1, zaobserwowano rozbieżności w kątach przechylenia i pochylenia (rys. 15a i b).

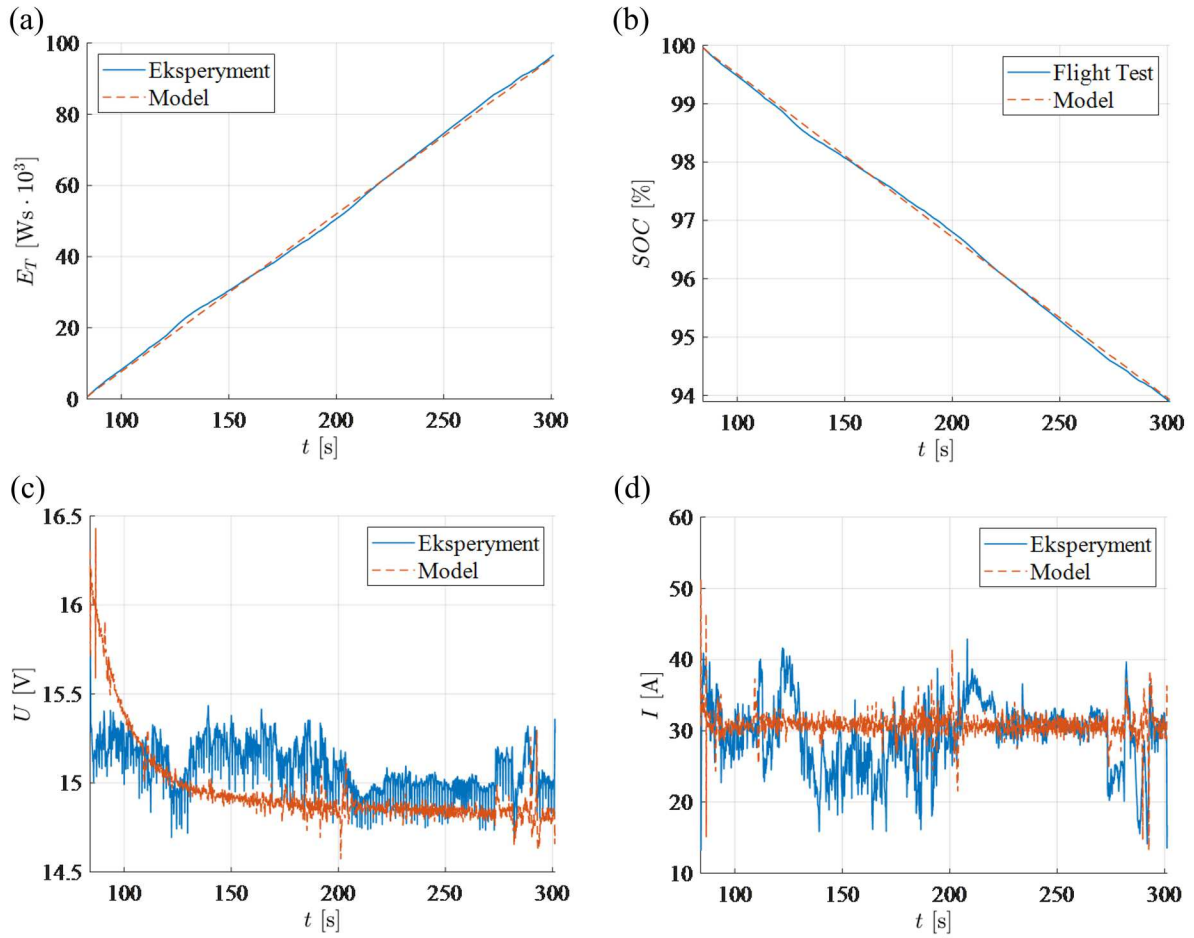
Z drugiej strony, opracowany model z dużą dokładnością odzwierciedla zmiany kąta odchylenia (rys. 15c), które miały miejsce podczas rzeczywistego lotu.

Stwierdzono, że wyniki testów w locie odpowiadają rezultatom obliczeń numerycznych. Pewne rozbieżności między wartościami zmierzonych oraz wyliczonych z symulacji kątów orientacji przestrzennej.

Porównanie zmian ilości wykorzystanej energii, stopnia naładowania akumulatora oraz napięcia i natężenia prądu przedstawiono na rys. 16.



Rys. 15. Kąty orientacji przestrzennej (porównanie eksperyment vs model)



Rys. 16. Ilość wykorzystanej energii

Podczas misji wykorzystane zostało 96,633·10^3 Ws energii, a stopień naładowania akumulatora zmniejszył się o 6%. Spadek napięcia na akumulatorze został przewidziany prawidłowo.

W celu oceny ilościowej wiarygodności modelu zastosowano wskaźniki jakości: średniej kwadratowej błędów RMSE (ang. *root mean square error*) oraz współczynnik TIC (ang. *Theil inequality coefficient*) [55]

$$TIC_i = \frac{\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[z_i(t_k) - y_i(t_k)]^2}}{\sqrt{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[z_i(t_k)]^2} + \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[y_i(t_k)]^2}} \qquad i = 1, \ldots, n_y \tag{4.1}$$

gdzie y to wektor danych otrzymanych z symulacji, z to wektor próbek otrzymanych z eksperymentu, N liczba próbek, n_y jest liczbą sygnałów wyjściowych, z kolei t_k jest k-tą dyskretną chwilą czasu. Wartości współczynnika *TIC* mieszczą się w przedziale od 0 do 1, gdzie 0 oznacza pełną korelację między wynikami z eksperymentu i modelu, natomiast 1 znaczy, że model nie odzwierciedla rzeczywistości. W praktycznych zastosowaniach często przyjmuje się, że wartość *TIC* powinna być poniżej 0.25. Wartości kolejnych wskaźników przedstawia tabela 1.

Tabela 1. Wskaźniki jakości opracowanego modelu symulacyjnego

Parametr	*RMSE* (przypadek 1)	*TIC* (przypadek 1)	*RMSE* (przypadek 2)	*TIC* (przypadek 2)
U_n	0,985357	0,153064	0,252442	0,047622
V_n	1,088911	0,166758	0,203945	0,133060
W_n	0,462592	0,311604	0,135144	0,111281
P	0,155207	0,752463	0,090707	0,844450
Q	0,232289	0,791050	0,109383	0,814291
R	0,062622	0,120080	0,055900	0,133444
x_n	4,104662	0,035202	3,471123	0,012695
y_n	4,847982	0,040612	1,136885	0,023486
z_n	2,180719	0,028344	0,267879	0,005123
Φ	5,341451	0,448075	2,547703	0,407191
Θ	6,344654	0,480943	2,281155	0,246641
Ψ	2,568816	0,001045	2,230168	0,004047

Dla większości sygnałów wartości współczynnika *TIC* są poniżej 0,25, co oznacza zadowalającą wiarygodność modelu. Największe wartości uzyskano dla prędkości kątowych przechylania oraz pochylania.

5. Podsumowanie

Opracowany model symulacyjny odzwierciedla, zarówno pod względem jakościowym jak też ilościowym, zjawiska występujące podczas lotu. Ilość wykorzystanej energii oraz stopień naładowania akumulatora w przybliżeniu zmieniają się liniowo w czasie. Stworzone narzędzie obliczeniowe może zostać wykorzystane na przykład do planowania trasy przelotu quadrotora. Zgodnie z przypuszczeniami okazało się, iż istotnym czynnikiem wpływającym na zapotrzebowanie energetyczne jest wiatr.

Jeżeli chodzi o kierunki dalszych prac, planowane jest wykonanie kolejnych prób w locie w celu pozyskania większej liczby danych. Należy rozważyć realizację dokładniejszego pomiaru parametrów wiatru (na przykład w wielu punktach na obszarze prowadzenia testów lub poprzez radar Dopplera). Rozważano również realizację badań w tunelu aerodynamicznym, które umożliwiłyby wyznaczenie współczynników aerodynamicznych kadłuba.

Bibliografia

1. Bibik P., Narkiewicz J., Zasuwa M., Żugaj M., Modeling of quadrotor dynamics for research and training simulator, *Proceedings of the 39th European Rotorcraft Forum; Moscow*, Russia, September 2013

2. Lu H., Chen K., Zhai X.B., Chen B., Zhao Y., Tradeoff between duration and energy optimization for speed control of quadrotor unmanned aerial vehicle, *Proceedings of the ISPCE-CN 2018*

– *IEEE International Symposium on Product Compliance Engineering – Asia, IEEE* Shenzhen, China, December 2018

3. Aleksandrov D., Penkov I., Energy consumption of mini UAV helicopters with different number of rotors, *Proceedings of the 11th International Symposium Topical Problems in the Field of Electrical and Power Engineering*, Prnu, Estonia, pp. 259-262, January 2012
4. Morbidi F., Pisarski D., Practical and accurate generation of energy-optimal trajectories for a planar quadrotor, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Xi'an, China, pp. 355-361, May 2021
5. Gandolfo D.C., Salinas L.R., Brandao A., Toibero J.M., Stable path-following control for a quadrotor helicopter considering energy consumption, *IEEE Trans. Control Syst. Technol*, **25**, 1423-1430, 2017, DOI: 10.1109/TCST.2016.2601288
6. Roberts J.F., Zufferey J.C., Floreano D., Energy management for indoor hovering robots, *Proceedings of the 2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, IROS*, Nice, France, pp. 1242-1247, September 2008
7. Chan C.W., Kam T.Y., A procedure for power consumption estimation of multi-rotor unmanned aerial vehicle, *J. Phys. Conf. Ser.*, 2020, 1509, DOI: 10.1088/1742-6596/1509/1/012015
8. Zhang J., Campbell J.F., Sweeney D.C., Hupman A.C., Energy consumption models for delivery drones: a comparison and assessment, *Transp. Res. Part D Transp. Environ.*, **90**, 102668, 2021, DOI: 10.1016/j.trd.2020.102668
9. Beigi P., Rajabi M.S., Aghakhani S., An overview of drone energy consumption factors and models, *arXiv 2022*, 1-21, DOI: 10.48550/arXiv.2206.10775
10. Morbidi F., Cano R., Lara D., Morbidi F., Cano R., Lara D., Generation M.P., Morbidi F., Cano R., Lara D., Minimum-energy path generation for a quadrotor UAV, *Proceedings of the International Conference on Robotics and Automation*, Stockholm, Sweden, pp. 2-8, May 2016
11. Fouad Y., Rizoug N., Degaa L., Bouhali O., Hamerlain M., Trajectory optimisation for a quadrotor helicopter considering energy consumption, *Proceedings of the 2017 4th International Conference on Control, Decision and Information Technologies, CoDIT 2017*, Barcelona, Spain, pp. 1030-1035, April 2017
12. Fouad Y., Rizoug N., Bouhali O., Hamerlain M. Optimization of energy consumption for quadrotor UAV, *Proceedings of the International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition (IMAV) 2017*, Toulouse, France, pp. 215-222, September 2017
13. Yacef F., Rizoug N., Degaa L., Hamerlain M., Energy-efficiency path planning for quadrotor UAV under wind conditions, *Proceedings of the 7th International Conference on Control, Decision and Information Technologies, CoDIT 2020*, Prague, Czech Republic, pp. 1133-1138, June 2020
14. Jee S., Cho H., Comparing energy consumption following flight pattern for quadrotor, *J. IKEEE 2018*, **22**, 747-753, DOI: 10.7471/ikeee.2018.22.3.747
15. Li B., Li Q., Zeng Y., Rong Y., Zhang R., 3D Trajectory optimization for energy-efficient UAV communication: a control design perspective, *IEEE Trans. Wirel. Commun. 2022*, **21**, 4579-4593, DOI: 10.1109/TWC.2021.3131384
16. Salameh I.M., Ammar E.M., Tutunji T.A., Identification of quadcopter hovering using experimental data, *Proceedings of the 2015 IEEE Jordan Conference on Applied Electrical Engineering and Computing Technologies, AEECT 2015*, Amman, Jordan, November 2015
17. Gao N., Zeng Y., Wang J., Wu D., Zhang C., Song Q., Qian J., Jin S., Energy model for UAV communications: experimental validation and model generalization, *China Commun.*, **18**, 253-264, 2021, DOI: 10.23919/JCC.2021.07.020
18. Aguilar-Lopez J.M., Garcia R.A., Bordons C., Camacho E.F., Development of the energy consumption model of a quadrotor using voltage data from experimental flights, *IEEE Int. Conf. Control Autom. ICCA 2022*, June, 432-437, 2022, DOI: 10.1109/ICCA54724.2022.9831847

19. Alyassi R., Khonji M., Karapetyan A., Chau S.C.-K.K., Elbassioni K., Tseng C.-M.M., Autonomous recharging and flight mission planning for battery-operated autonomous drones, *IEEE Trans. Autom. Sci. Eng.*, 1-13, 2022, DOI: 10.1109/tase.2022.3175565
20. Abeywickrama H.V., Jayawickrama B.A., He Y., Dutkiewicz E., Empirical power consumption model for UAVs, *Proceedings of the IEEE Vehicular Technology Conference*, IEEE: Chicago, IL, USA, pp. 1-5, August 2018
21. Abeywickrama H.V., Jayawickrama B.A., He Y., Dutkiewicz E., Comprehensive energy consumption model for unmanned aerial vehicles, based on empirical studies of battery performance, *IEEE Access*, **6**, 58383-58394, 2018, DOI: 10.1109/ACCESS.2018.2875040
22. Steup C., Parlow S., Mai S., Mostaghim S., Generic component-based mission-centric energy model for micro-scale unmanned aerial vehicles, *Drones*, **4**, 1-17, 2020, DOI: 10.3390/drones4040063
23. Kreciglowa N., Karydis K., Kumar V., Energy efficiency of trajectory generation methods for stop-and-go aerial robot navigation, *Proceedings of the 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2017*, Miami, FL, USA, pp. 656-662, 2017
24. Rodrigues T.A., Patrikar J., Wagner B., Scherer S., Samaras C., *Development of an Energy Model for Quadcopter Package Delivery Drones*
25. Wu F., Yang D., Xiao L., Cuthbert L., Energy consumption and completion time trade-off in rotary-wing UAV enabled WPCN, *IEEE Access*, **7**, 79617-79635, 2019, DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2922651
26. Zeng Y., Xu J., Zhang R., Energy minimization for wireless communication with rotary-wing UAV, *IEEE Trans. Wirel. Commun.*, **18**, 2329-2345, 2019, DOI: 10.1109/TWC.2019.2902559
27. Pradeep P., Park S.G., Wei P., Trajectory optimization of multirotor agricultural UAVs, *Proceedings of the 2018 IEEE Aerospace Conference, IEEE*, Big Sky, MT, USA, pp. 1-7, March 2018
28. Sekander S., Tabassum H., Hossain E., On the performance of renewable energy-powered UAV-Assisted Wireless Communications, *arXiv 2019*, 1-15, DOI: 10.48550/arXiv.1907.07158
29. Bangura M., Mahony R., Nonlinear dynamic modeling for high performance control of a quadrotor, *Proceedings of the Australasian Conference on Robotics and Automation 2012*, Victoria University of Wellington, New Zealand, pp. 1-10, December 2012
30. Huang H., Hoffmann G.M., Waslander S.L., Tomlin C.J., Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, Kobe, Japan, pp. 3277-3282, May 2009
31. Liu Z., Sengupta R., Kurzhanskiy A., A power consumption model for multi-rotor small unmanned aircraft systems, *Proceedings of the 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2017*, Miami, FL, USA, pp. 310-315, June 2017
32. Ware J., Roy N., An analysis of wind field estimation and exploitation for quadrotor flight in the urban canopy layer, *Proc. – IEEE Int. Conf. Robot. Autom. 2016*, June, 1507-1514, 2016, DOI: 10.1109/ICRA.2016.7487287
33. The Cube Orange, https://docs.px4.io/master/en/flight_controller/cubepilot_cube_orange.html [dostęp od 18 sierpnia 2022]
34. Pounds P., Mahony R., Corke P., Modelling and control of a large quadrotor robot, *Control Eng. Pract.*, **18**, 691-699, 2010, DOI: 10.1016/j.conengprac.2010.02.008
35. Bezzo N., Mohta K., Nowzari C., Lee I., Kumar V., Pappas G., Online planning for energy-efficient and disturbance-aware UAV operations, *Proceedings of the IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems, IEEE*, Daejeon, Korea, pp. 5027-5033, October 2016
36. MIL-F-8785C Military Specification. Flying Qualities of Piloted Airplanes
37. Dryden Wind Turbulence Model (Continuous): https://www.mathworks.com/help/aeroblks/drydenwindturbulencemodelcontinuous.html [dostęp od 13 września 2022]

38. Jacewicz M., Żugaj M., Głębocki R., Bibik P., Quadrotor model for energy consumption analysis, *Energies*, **15**, 7136, 2022, DOI: 10.3390/EN15197136/S1

39. Jaafar W., Yanikomeroglu H., Dynamics of quadrotor UAVs for aerial networks: an energy perspective, *arXiv 2019*, XX, 1-14, DOI: 10.48550/arXiv.1905.06703

40. Pradeep P., Wei P., Energy-efficient arrival with RTA constraint for multirotor EVToL in urban air mobility, *J. Aerosp. Inf. Syst.*, **16**, 263-277, 2019, DOI: 10.2514/1.I010710

41. Prasetia A.S., Wai R.J., Wen Y.L., Wang Y.K., Mission-based energy consumption prediction of multirotor UAV, *IEEE Access*, **7**, 33055-33063, 2019, DOI: 10.1109/ACCESS.2019.2903644

42. Li M., Jia G., Gong S., Guo R., Energy consumption model of BLDC quadrotor UAVs for mobile communication trajectory planning, *TechRxiv 2022*, 1-5, DOI: 10.36227/techrxiv.19181228.v1

43. Aoun C., Daher N., Shammas E., An energy optimal path-planning scheme for quadcopters in forests, *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, Nice, France, pp. 8323-8328, December 2019

44. Tremblay O., Dessaint L.A., Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications, *World Electr. Veh. J.*, **2**, 289-298, 2009, DOI: 10.3390/wevj3020289

45. Mousavi G.S.M., Nikdel M., Various battery models for various simulation studies and applications, *Renew. Sustain. Energy Rev.*, **32**, 477-485, 2024, DOI: 10.1016/j.rser.2014.01.048

46. Azam S.M., Battery Identification, Prediction and Modelling (Master Thesis), Colorado State University, 2018

47. Raszmann E., Baker K., Shi Y., Christensen D., Modeling stationary lithium-ion batteries for optimization and predictive control, *2017 IEEE Power Energy Conf.*, Illinois, PECI 2017, DOI: 10.1109/PECI.2017.7935755

48. Hemi H., M'sirdi N.K., Naamane A., A new proposed shepherd model of a li-ion open circuit battery based on data fitting, *Proceedings of the International Conference on Integrated Modeling and Analysis in Applied Control and Automation*, Lisbon, Portugal, pp. 83-92, September 2019

49. Simulink Generic Battery Model, https://www.mathworks.com/help/physmod/sps/powersys/ref/battery.html

50. Onboard Message Log Messages, https://ardupilot.org/copter/docs/logmessages.html [dostęp od 18 sierpnia 2022]

51. MAVLink Messages, https://mavlink.io/en/messages/ardupilotmega.html#messages [dostęp od 13 sierpnia 2022]

52. UAV Log Viewer, https://plot.ardupilot.org/#/ [dostęp od 13 sierpnia 2022]

53. Mission Planner Home, https://ardupilot.org/planner/ [dostęp od 16 sierpnia 2022]

54. Rodrigues T.A., Patrikar J., Choudhry A., Feldgoise J., Arcot V., Gahlaut A., Lau S., Moon B., Wagner B., Matthews H.S., et al., In-flight positional and energy use data set of a DJI matrice 100 quadcopter for small package delivery, *Sci. Data*, **8**, 6-13, 2021, DOI: 10.1038/s41597-021-00930-x

55. Jategaonkar R.V., *Flight Vehicle System Identification: A Time-Domain Methodology*, 2nd Edit., Reston, VA, USA, 2015

Development and validation of a quadrotor simulation model for purposes of energy consumption during the flight

Unmanned quadrotors are currently finding more and more applications. One of the most important limitations of unmanned rotorcrafts is quite a small amount of energy available onboard, which results in short flight endurance. The main goal of the presented work was to develop a simulation model that might be used to investigate quadrotor energy consumption and for trajectory planning purposes. The test

platform was equipped with a redundant inertial navigation unit, GPS receiver, telemetry link and camera. In order to study the quadrotor dynamics, a six degree of freedom mathematical model was developed. The model parameters were obtained by experimental tests in laboratory conditions. The energy models of electric motors and electronic circuits as well as battery models were developed. The autopilot structure was presented. The obtained mathematical model was implemented in MATLAB/Simulink, and then validated using the results from flight tests. The developed tool might be used in practical applications for trajectory planning and optimization purposes.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/165-183

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

Paweł Kalinowski, Paweł Szczepaniak, Leszek Ułanowicz
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: pawel.kalinowski@itwl.pl; pawel.szczepaniak@itwl.pl; leszek.ulanowicz@itwl.pl

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

W artykule został opisany oparty o aerofotometrię system przeznaczony do wykrywania dzików oraz identyfikacji chorych na afrykański pomór świń osobników. System opiera się o bezzałogowe statki powietrzne: czterowirnikowy mikrowiropłat oraz bezzałogowy samolot klasy mini. Wykonujące autonomiczne loty bezzałogowe statki powietrzne są wyposażone w termowizyjne sensory optoelektroniczne, systemy transmisji danych oraz systemy analizy obrazów termowizyjnych. W artykule została opisana architektura systemu oraz metodyka analizy obrazów termowizyjnych. Zostały także omówione algorytmy wykrywania dzików w ich naturalnym środowisku oraz automatycznej identyfikacji dzików chorych na Afrykański Pomór Świń.

1. Wstęp

Afrykański pomór świń (African Swine Fever, ASF) znajduje się na liście chorób Międzynarodowego Urzędu ds. Zdrowia Zwierząt (Word Organisation for Animal Heath, OIE) podlegających obowiązkowi zgłaszania i urzędowego zwalczania. Jest to wyjątkowo groźna, nieuleczalna, wysoce zakaźna i zaraźliwa, wirusowa choroba świń domowych wszystkich ras oraz dzików. Rezerwuarem wirusa mogą być dziki europejskie, dzikie świnie afrykańskie (bush pigs), guźce (wart hogs) oraz kleszcze z gatunku Ornithodorus. Pozostałe gatunki zwierząt są na zakażenie ASFV (African Swine Fever Virus) niewrażliwe. Chorobę charakteryzują objawy kliniczne, zwłaszcza wysoka gorączka oraz sięgająca 100% śmiertelność [1], [2].

Od czasu opublikowania przez OIE w dniu 6.06.2007 r. pierwszego raportu na temat wystąpienia choroby na terytorium Gruzji, wirus ASF został zawleczony do niemal wszystkich państw Kaukazu i na terytorium Federacji Rosyjskiej. Ogniska ASF potwierdzono także na Ukrainie (na Zaporożu), a 16.06.2013 r. wystąpienie ASF w okolicach Grodna (170 km od granicy Polski) potwierdziła Białoruś. W ostatnich 6 latach ogniska ASF wykryto we wszystkich wschodnich województwach, a w ostatnim roku pojawiły się również na zachodzie Polski. Pomimo że sam wirus nie stanowi zagrożenia dla ludzi, to stwarza poważny problem ekonomiczny, zarówno dla przemysłu mięsnego jak i hodowli. Obecnie przypadki wystąpień ASF obejmują praktycznie całą Polskę. Dlatego też problem wykrywania i eliminacji chorych na ASF dzików jest kluczowy w aspekcie ograniczenia rozprzestrzeniania się zarazy [3], [4].

Wykrycie chorych na ASF dzików za pomocą systemów naziemnych (np. foto pułapek) jest mało efektywne [5]-[7]. Wydaje się, że najbardziej efektywne będzie wykorzystanie wyposażonych

w odpowiednie sensory bezzałogowych statków powietrznych [8], [9]. W dostępnej literaturze pojawiło się szereg prac na temat możliwości wykorzystania systemów bezzałogowych w rolnictwie, leśnictwie oraz do monitorowania dzikich zwierząt, a także ludzi [10]-[13]. Ze względu na to, że głównym symptomem choroby ASF jest znacznie podwyższona temperatura chorego osobnika [14], podstawowym sensorem pozwalającym na identyfikację zainfekowanego zwierzęcia powinny być wysokiej klasy (duża rozdzielczość i czułość) kamery termowizyjne. W literaturze można znaleźć szereg prac poświęconych termowizji oraz wykorzystaniu zainstalowanych na pokładach bezzałogowych statkach powietrznych systemów termowizyjnych [15]-[20]. Cytowane powyżej prace omawiały szereg aspektów wykorzystania termowizji w różnorodnych zastosowaniach monitorowania środowiska.

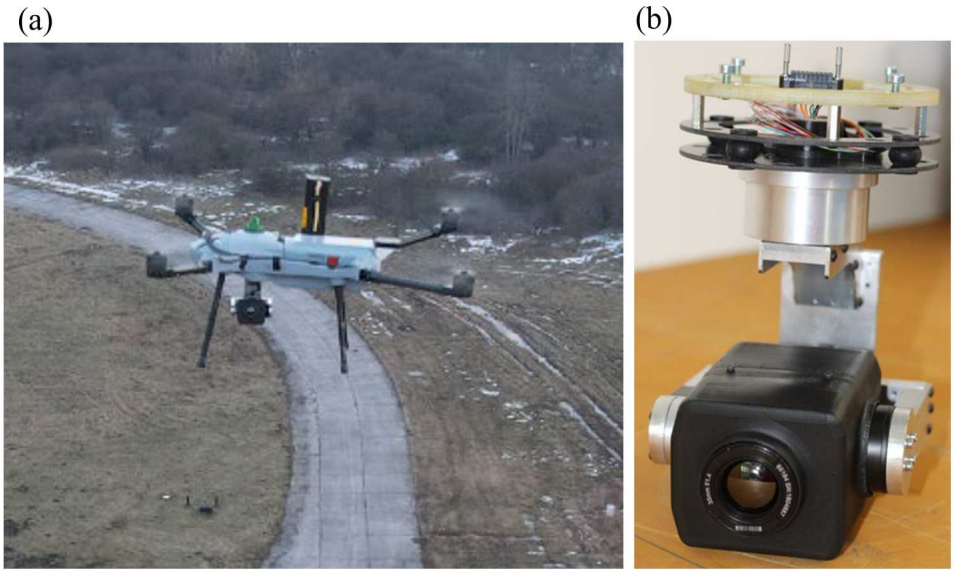
W artykule zostal opisany oparty o aerofotometrii innowacyjny system przeznaczony do wykrywania dzików oraz identyfikacji chorych na ASF osobników. System opiera się o bezzałogowe statki powietrzne: czterowirnikowy mikrowiropłat oraz bezzałogowy samolot klasy mini. Opisany w artykule system, nazwany ASF Ochrona, powstał w ramach projektu badawczo-rozwojowego pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich występowania", nr umowy DOB-BIO9/30/01/2018, realizowanego w ramach projektów na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa KONKURS 9/2018 i został sfinansowany przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju.

2. Architektura systemu ASF Ochrona

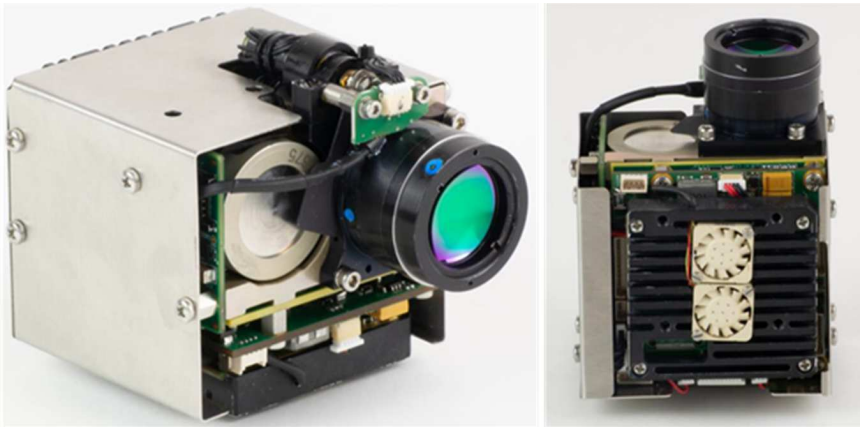
W skład systemu ASF Ochrona wchodzą: wyposażony w średniofalową kamerę termowizyjną samolot bezzałogowy klasy mini Neox ASF (rys. 1) oraz czterowirnikowy mikrowiropłat Atrax ASF (rys. 2a) wyposażony w długofalową kamerę termowizyjną o wysokiej rozdzielczości (rys. 2b). Lecący na wysokości 100 m bezzałogowy samolot przeznaczony jest do wstępnego wykrywania watah dzików (lub pojedynczych osobników) na dużym obszarze patrolowanego terenu. Wykonujący autonomatyczny lot po zaplanowanej trasie samolot jest wyposażony w system automatycznej analizy wykonywanych przez zainstalowaną na jego pokładzie kamerę zdjęć poklatkowych. Przedstawiona na rys. 3 kamera wykonuje zdjęcia o rozdzielczości 640×512 px z częstotliwością 60 Hz.

Rys. 1. Wyposażony w średniofalową w kamerę termowizyjną bezzałogowy samolot klasy mini NeoxASF na wyrzutni startowej

System wykrywa dziki i przekazuje współrzędne geograficzne watahy lub wykrytego osobnika do mobilnego stanowiska dowodzenia. Stamtąd taka informacja jest przekazywana do wyposażonego w czterowirnikowy mikrowiropłat AtraxASF samochodu interwencyjnego. Współrzędne



Rys. 2. (a) Czterowirnikowy mikrowiropłat AtraxASF, (b) montowana na czterowirnikowcu głowica obserwacyjna z długofalową kamerą termowizyjną o wysokiej rozdzielczości KTX firmy Etronika



Rys. 3. Głowica obserwacyjna z średniofalową kamerą termowizyjną KTCH podsystemu NeoxASF

watahy są wprowadzane do sytemu autonomicznego sterowania czterowirnikowcem, który wykonuje lot interwencyjny na wysokości do 50 m. Zainstalowana na czterowirnikowcu kamera wykonuje zdjęcia termowizyjne o rozdzielczości 1024×728 px z częstotliwością 15 Hz. Po wykonaniu lotu zapisany na dysku zbiór zdjęć jest wgrywany do komputera analizy obrazu. Komputer w oparciu o bazujące na sieciach neuronowych wyspecjalizowane oprogramowanie wykrywa dziki oraz identyfikuje osobniki z symptomami ASF oraz generuje raport, który za pomocą sieci GSM jest przesyłany na skrzynki mailowe odpowiednich służb weterynaryjnych i leśnych.

Podsystem oblotu wielkoobszarowego składa się z następujących zespołów: pojazdu dowodzenia misją (PD) (rys. 4), systemu łączności (SŁ), naziemnej stacji kontroli lotu (NSKL) (rys. 5), bezzałogowego samolotu klasy mini NeoxASF z głowicą obserwacyjną z kamerą średniofalową i systemami pokładowymi (BSP) (rys. 1), stanowiska przygotowania do lotu i obsługi BSP, lekkiej wyrzutni startowej (LWS) (rys. 1), stanowiska koordynatora lotów (SKL), zaplecza socjalnego i wyposażenia dodatkowego).

Podsystem nalotu precyzyjnego wyposażony w pojazd interferencyjny (PI) (rys. 6) oraz platformy bezzałogowej – czterowirnikowego mikrowiropłata AtraxAS" (ABSP) wyposażonego w głowicę obserwacyjną z kamerą długofalową KTX) (rys. 2a,b). W skład podsystemu wchodzą

Rys. 4. Pojazd dowodzenia (na dachu widoczny jest złożony maszt anteny)

Rys. 5. Naziemna stacja kontroli lotu (NSKL), widoczne stanowiska (od lewej): operatora lotu oraz operatora analizy obrazu, pomiędzy tymi stanowiskami znajduje się stacja analizy obrazu (wieloprocesorowa stacja robocza z zainstalowanym specjalistycznym oprogramowaniem)

także: system łączności (SŁ), system obserwacji (SO), poligonowy systemu obsługi wielowirnikowca (PSOA) oraz wyposażenie dodatkowe.

Pojazd dowodzenia jest pojazdem dostawczym typu furgon (rys. 4) DMC 3500 kg z napędem na wszystkie osie. Pojazd zabezpieczony jest przed zarysowaniami okleiną zabezpieczającą w kolorze Mat NATO Zielony. Na tylnych drzwiach pojazdu zabudowana jest drabina. Pojazd dowodzenia wyposażony jest w silnik o zapłonie samoczynnym o mocy 110 kW. Zbiornik paliwa ma pojemność 70 dm^3. Samochód jest wyposażony w uniwersalny sprzęg przyczepy zapewniający możliwość ciągnięcia przyczepy o masie całkowitej 3 t. Pojazd dowodzenia jest wyposażony w układ zasilania elektrycznego BSP NeoxASF, teleskopowy maszt antenowy wraz z rotorem i radiomodemem z anteną radiową, bębnowe zwijacze przewodów antenowych, stanowisko przygotowania i obsługi BSP NeoxASF, stanowiska operatora/pilota BSP, stanowisko na skrzynią transportową BSP NeoxASF, stanowisko na skrzynie transportową lekkiej wyrzutni startowej, kompresora olejowego, oraz stacji meteorologicznej. Pojazd dowodzenia umożliwia dojazd w rejon poszukiwania watah dzików oraz przewóz BSP NeoxASF.

Wykorzystanie podsystemu NeoxASF wymagało zorganizowania (zabezpieczenia) płaszczyzny lotniska trawiastego o wymiarach co najmniej 50×300 m. Start samolotu NeoxASF odbywa się z lekkiej wyrzutni startowej LWS (rys. 1). Czas misji wykonywanej w trakcie nalotu zgrubnego (wielkoobszarowego) przez samolot NeoxASF wynosi co najmniej 1,5 godziny.

Start samolotu odbywa się przy bezpośrednim udziale operatora, natomiast misja odbywa się w trybie programowanym. Pułap operacyjny wynosi nie więcej niż 120 m AGL, natomiast prędkość przelotowa samolotu ze względu na ograniczenia sensora termowizyjnego średniofalowego została zredukowana do 18 m/s (65 km/h). Masa startowa samolotu NeoxASF wynosi ok. 16 kg. NeoxASF jest samolotem w układzie górnopłata. Jest napędzany silnikiem elektrycznym, ze śmigłem ciągnącym. Taki układ płatowca pozwala wykonywać zadania przy emisji hałasu poniżej 53 dB. Dedykowana głowica z kamerą średniofalową (GOŚ) jest stabilizowana elektromechanicznie w dwóch osiach z cyfrową stabilizacją w trzeciej osi. Głowica została opracowana w Z-58 ITWL. W głowicy tej zastosowano kamerę średniofalową KTCH-25 firmy Etronika. Kamera jest wyposażona w detektor Sparrow-Blackbird 640-IZRAEL. Głowica z kamerą jest umieszczona wewnątrz kadłuba. Podczas wykonywania misji jest wysuwana z kadłuba. Ze względu na warunki oprogramowania identyfikującego dziki, kąt pochylenia obiektywu kamery jest stały i wynosi 45°. Kąt odchylenia obiektywu także jest stały i ustawiony „za kursem BSP". Oprogramowanie analizy obrazu nie wymaga kompensowania położenia obiektywu w kanale przechylenia. Po wykonaniu zadania głowica jest chowana do kadłuba. Samolot ląduje z użyciem wyzwalanego pirotechnicznie systemu spadochronowego. Analiza obrazu z samolotu odbywa się w czasie rzeczywistym w trakcie lotu. Analiza obrazu z Atyraxa jest w post procesingu.

Rys. 6. Pojazd interwencyjny

Rejestrowane przez systemy BSP obrazy są zapisywane w postaci plików RAW na karcie pamięci. Pliki graficzne z kamery są skorelowane ze współrzędnymi geograficznymi w formacie WGS84 oraz danymi o kącie pochylenia i odchylenia osi głowicy z kamerą termowizyjną. Efektem działania algorytmu wykrywania dzików w trakcie oblotu wieloobszarowego jest zestaw danych wynikowych zapisanych w postaci pliku w formacie CSV, zawierającego dane w poszczególnych kolumnach: ścieżka do zdjęcia, liczba wykrytych dzików, przybliżone dane lokalizacyjne odpowiadające wykrytym dzikom. Plik wynikowy stanowi element wsadowy działań w ramach oblotu precyzyjnego z wykorzystaniem czterowirnikowca Atrax ASF, wyposażonego w głowicę obserwacyjną z kamerą długofalową o wysokiej rozdzielczości. Analiza obrazu nie wymaga kompensowania położenia obiektywu w kanale przechylenia. Głowica została opracowana w Z-58 ITWL i wykorzystuje polski moduł termalny KTX firmy Etronika. Po wykonaniu analizy z oblotu wielkoobszarowego i znalezieniu obiektów do kolejnego kroku sprawdzenia w wytypowane obszary operator pojedzie pojazdem interwencyjnym (PI), który na wyposażeniu posiada przede wszystkim platformę czterowirnikową AtraxASF z głowicą obserwacyjną z kamerą długo-

falową wysokiej rozdzielczości. Pojazd interwencyjny jest pojazdem samochodowym typu pickup (rys. 6) DMC 3500 kg z napędem na wszystkie osie i kołami 17". Pojazd zabezpieczony jest przed zarysowaniami okleiną zabezpieczającą w kolorze Mat NATO Zielony. Pojazd interwencyjny wyposażony jest w silnik o zapłonie samoczynnym o mocy 110 kW, zbiornik paliwa o pojemności 70 dm^3, wspomagany układ kierowniczy, uniwersalny sprzęg przyczepy zapewniający możliwość ciągnięcia przyczepy o masie całkowitej 3 t. Pojazd interwencyjny wyposażony jest w wyciągarkę na przednim zwisie samochodu o uciągu 5000 kg wraz z instalacją elektryczną do podłączenia wyciągarki.

Pojazd interwencyjny zaopatrzony jest w: układ zasilania elektrycznego 12/230 V składający się z agregatu prądotwórczego ESE 606 DHS-GT AVR (rys. 7), przetwornicy napięcia SINUS 5000 (rys. 7a) wraz z zasilaczem awaryjnym typu UPS, bębnowe zwijacze przewodów antenowych, teleskopowy maszt antenowy wraz z rotorem i radiomodemem z anteną radiową (rys. 7b).

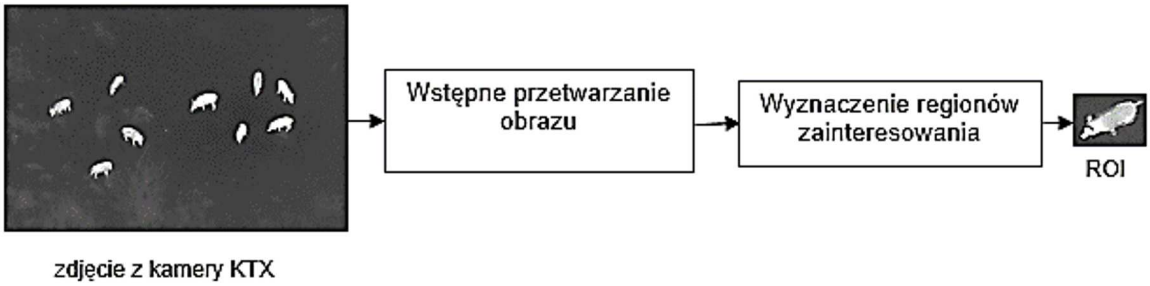
Rys. 7. Wyposażenia zabudowy pojazdu interwencyjnego: 1 – pompa paliwa, 2 – agregat prądotwórczy, 3 – zasilacz, 4 – kompresor, 5 – monitor, 6 – przetwornica napięcia, 7 – prostownik (z lewj). Rotor antenowy teleskopowego masztu antenowego wraz z anteną (z prawej)

Bezzałogowe statki powietrzne AtraxASF oraz NeoxASF spełniają „Warunki techniczne dopuszczające do lotów w trybie BVLOS" (Beyond Visual Line of Sight – loty poza zasięgiem wzroku pilota drona). Są to między innymi: oświetlenie pozycyjne BSP oraz lokalizator awaryjny. BSP AtraxASF startuje pionowo, zatem nie wymaga szczególnych warunków w postaci płaszczyzny lotniska – wystarczy obszar 20×20 m niezalesionego terenu z dobrą widocznością. Przed lotem operator BSP AtraxASF programuje trasę lotu, wykorzystując zminiaturyzowaną stację kontroli lotu. Łączność pomiędzy BSP a pojazdem interwencyjnym i stacją kontroli lotu zapewnia bezpośredni kanał radiowy. Pojazd interwencyjny jest wyposażony w mechanicznie rozkładany maszt antenowy o długości 15 m (rys. 7). Potwierdzona próbami w locie długotrwałość lotu BSP AtraxASF wynosi 40 minut. Operator BSP AtraxASF jest jednocześnie kierowcą pojazdu interwencyjnego oraz przekazuje dane do pojazdu dowodzenia, w którym zainstalowany jest komputer analizy obrazu (rys. 7). Dane z oblotów precyzyjnych są opracowywane w trybie post-processingu. Po wylądowaniu BSP informacje zapisane w komputerze pokładowym przenoszone są z wykorzystaniem pamięci flash do stacji analizy obrazu (SAO). Efektem działania algorytmu stacji SAO jest wygenerowanie automatycznego raportu z wykrycia w formacie pdf.

3. Algorytmy wykrywania dzików

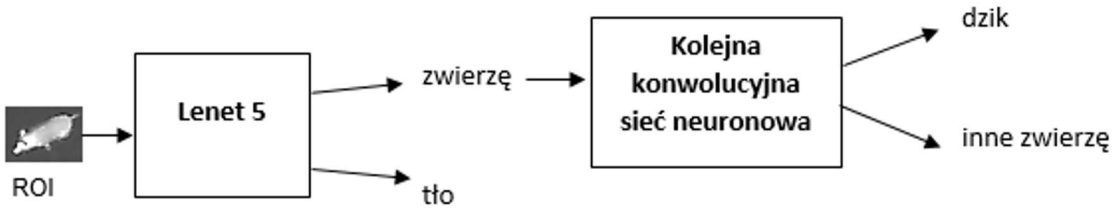
Metodyka wykrywania i klasyfikacji dzików bazuje na analizie zdjęć i opiera się na wykorzystaniu algorytmów śledzenia, które zwiększają skuteczność systemu i pozwalają na zmniejszenie zapotrzebowania na moc obliczeniową. Metodyka została podzielona na dwie fazy:

- fazę pierwszą, której celem jest wyznaczenie tzw. regionów zainteresowania ROI (ang. region of interest), które reprezentują jeden obiekt (np. dzika). W tej fazie dzięki wstępnemu przetworzeniu obrazu, można ograniczyć wpływ warunków atmosferycznych oraz nakładania się na siebie obiektów (np. gałęzi drzewa zasłaniające zwierzę) itp. (rys. 8).
- fazę drugą, której celem jest przypisanie obiektu znajdującego się w ROI do jednej z wskazanych wcześniej grup. Do ekstrakcji cech obrazów, a tym samym do ich klasyfikacji wykorzystywane są konwolucyjne sieci neuronowe. Podczas uczenia nadzorowanego wielowarstwowych sieci neuronowych wykorzystany został algorytm propagacji wstecznej opartej na minimalizacji sumy kwadratów błędów uczenia z wykorzystaniem optymalizacji metody największego spadku. W wariancie tym błędy powstałe na wyjściu przesyłane są na wejście sieci [28].



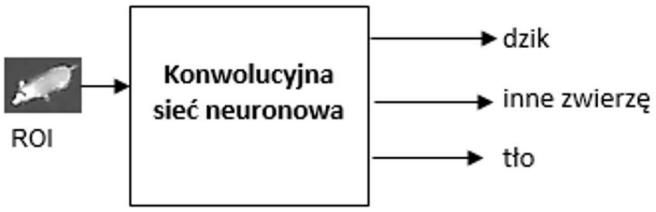
Rys. 8. Schemat działania systemu w pierwszej fazie

Pierwsze rozwiązanie opiera się na dwóch klasyfikatorach binarnych połączonych ze sobą (rys. 9).



Rys. 9. Pierwsze rozwiązanie w drugiej fazie działania systemu

Drugie rozwiązanie opiera się na klasyfikatorze wielokryterialnym (rys. 10).



Rys. 10. Drugie rozwiązanie w drugiej fazie działania systemu

3.1. Metodyka wykrywania dzików

Metoda wykrywania dzików oraz identyfikacji osobników z symptomami ASF bazuje na analizie klatek filmów wykonanych w podczerwieni. Filmy wykonywane są za pomocą kamer: krótkofalowej KTX oraz średniofalowej KTCh. Pierwszym krokiem analizy jest detekcja obiektów (tym przypadku dzików). W literaturze przedmiotu opisywane są różne algorytmy detekcji obrazów. Można tu wymienić:

- Algorytm YOLO [29], [30]. W przypadku tego algorytmu analizowany jest zawsze cały obraz, dlatego zasadne jest jego zastosowanie do wybierania ramek kluczowych. Mankamentem algorytmu jest utrudniona ingerencja w procesie tworzenia ROI.
- Algorytmy odejmowania tła [31], które bardzo dobrze sprawdzają się w przypadku kamer zamontowanych na stałe, natomiast nie sprawdzają się w przypadku ruchów głowicą termowizyjną. Algorytmy te nie nadają się do wykrywania zwierząt pozostających dłuższy czas w bezruchu.
- Algorytmy stałego [32] bądź dynamicznie zmienianego [33] poziomu jasności pikseli, od którego obraz jest analizowany. W oparciu o zastosowanie tego algorytmu dokonywana była detekcja dzików, jednakże ta metoda jest wrażliwa na złe warunki pogodowe, np. mgłę.

Ze względu na to, że opisane powyżej algorytmy miały istotne wady opracowany został autorski algorytm, polegający na połączeniu dwóch metod komputerowego przetwarzania obrazów obejmujących obróbkę wstępną oraz wykrywanie krawędzi. Współczynniki funkcji wykorzystywane w poszczególnych etapach są obliczane lub dobierane empirycznie. Następnie są testowane na stale powiększanym zbiorze obrazów, które zostały pozyskane w różnych warunkach. Materiały obrazowe różnią się otoczeniem, warunkami atmosferycznymi, porami roku. Duże zróżnicowanie materiału pozwoliło na większą generalizację współczynników wykorzystywanych funkcji oraz uniknięcie uzależnienia skuteczności detekcji obiektów od warunków, w których został pozyskany materiał. Detekcja dzików przeprowadzana jest w kilku etapach.

Etapem pierwszym jest wczytanie zdjęcia (rys. 11).

Rys. 11. Przykładowe zdjęcie z kamery KTX

Etapem drugim jest wstępne rozmycie filtrem dolnoprzepustowym pozwalające na uśrednienie pikseli poprzez przemnożenie ich przez macierz jedynek. We wstępnym rozmyciu stosujemy tzw. filtr uśredniający. Wartość intensywności pikseli wyjściowych jest średnią wszystkich wartości intensywności pikseli pierwotnych przemnożonych przez maskę

$$W = \frac{1}{(\text{macierz.wiersze}) \cdot (\text{macierz.kolumny})} \begin{bmatrix} 1 & \cdots & 1 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 1 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

W opisywanym przypadku zastosowano maskę filtru o rozmiarach 3×3, ponieważ może być umieszczony dokładnie w środku okna filtracji (co jest niemożliwe w przypadku jądra 2×2). Wartość pikseli w obrazie wynikowym p' jest określona za pomocą wzoru

$$p'(x,y) = \sum_{i,j \in K} w(i,j)p(x-i, y-j) \qquad mboxdla \qquad K = \{-1, 0, 1\} \tag{3.2}$$

gdzie: $w(i,j)$ – wartość maski, $p(x,y)$ – wartość intensywności punktu.

Efekt rozmycia obrazu wejściowego filtrem dolnoprzepustowym można zaobserwować na rys. 12.

Rys. 12. Efekt rozmycia obrazu filtrem dolnoprzepustowym

Następnym etapem wstępnego przetwarzania obrazu jest rozmycie z wyostrzeniem krawędzi [34] służące zmniejszeniu liczby detekcji obszarów zainteresowania, które będą podlegać klasyfikacji. Jak wskazano m.in. w publikacji [35], źródłem wielu fałszywych alarmów są nagrzewające się obiekty, np. gałęzie drzew. Do rozmycia z wyostrzeniem krawędzi użyto filtru bilateralnego. Jest to filtr nieliniowy, który przekształca obraz w zależności od wartości gradientu intensywności. W przypadku małych wartości gradientu działa jak filtr dolnoprzepustowy oparty na rozkładzie Gaussa. Natomiast obszary o dużej wartości gradientu są uśredniane w znacznie mniejszym stopniu. Pozwala to na rozmycie obrazu z jednoczesnym zachowaniem krawędzi, które będą niezbędne w kolejnych etapach przetwarzania obrazu cyfrowego. Filtr bilateralny polega na połączeniu dwóch filtrów: w dziedzinie przestrzennej (odległości) i w dziedzinie intensywności. Funkcja rozkładu Gaussa w dziedzinie odległości, funkcja odległości h_d opisana jest zależnością

$$h_d(x_o - x) = \exp\Big(-\frac{1}{2}\frac{d(x_0 - x)^2}{\sigma_d^2}\Big) \tag{3.3}$$

gdzie: x_0 – położenie centralnego punktu maski, $d(x_0 - x)$ – euklidesowa odległość między punktami x_0 a x, σ_d – odchylenie standardowe rozkładu w dziedzinie odległości.

Natomiast funkcja intensywności h_r dana jest wzorem

$$h_r(x_o - x) = \exp\Big(-\frac{1}{2}\frac{\delta[f(x_0) - f(x)]^2}{\sigma_r^2}\Big) \tag{3.4}$$

gdzie: $\delta[f(x_0) - f(x)]^2$ – różnica intensywności punktów x i x_0, σ_r – odchylenie standardowe rozkładu w dziedzinie intensywności.

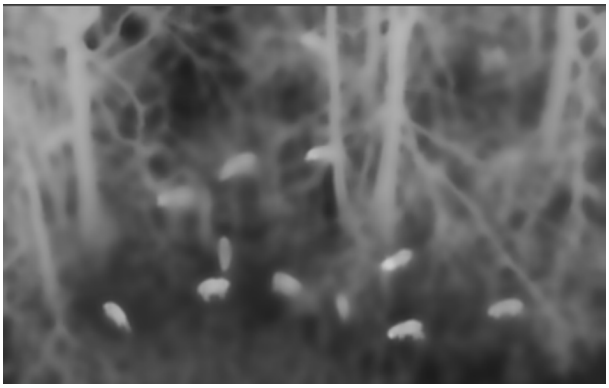
Proces filtracji polega na splocie funkcji obrazu z funkcją maski h_d i h_r

$$f(x_0) = \frac{1}{k}\sum_{i \in R} f(x_i)h_d(x_0 - x)h_r(x_0 - x) \tag{3.5}$$

gdzie k – współczynnik normalizujący wartość jasności pikseli

$$k = \sum_{i \in R} h_d(x_0 - x) h_r(x_0 - x) \tag{3.6}$$

Efekt działania filtru bilateralnego na obrazie wejściowym (rys. 12) zaprezentowano poniżej (rys. 13).



Rys. 13. Efekt rozmycia obrazu filtrem bilateralnym

Kolejnym etapem analizy obrazu jest wykrycie krawędzi obiektów z zastosowaniem algorytmu opisanego przez Johna F. Canny'ego [36]-[38]. Algorytm Canny'ego jest wieloetapowy i składa się:

- z eliminacji szumów – w tym przypadku proces podzielono na dwa etapy: wstępne rozmycie filtrem dolnoprzepustowym i rozmycie z wyostrzeniem krawędzi, króre zostały opisane powyżej,
- z wyznaczenia map – amplitudy gradientów i kierunków gradientów dla każdego piksela obrazu przy pomocy filtru Sobela. Jest on operatorem dyskretnego różniczkowania, umożliwiającym aproksymację pochodnych kierunkowych.

Maski filtru wyglądają następująco

$$\mathbf{S}_x = \begin{bmatrix} -1 & 0 & +1 \\ -2 & 0 & +2 \\ -1 & 0 & +1 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{S}_y = \begin{bmatrix} +1 & +2 & +1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

W celu uzyskania gradientów w poszczególnych kierunkach niezbędna jest operacja splotu maski z wartościami intensywności poszczególnych punktów obrazu

$$\mathbf{G}_x(x, y) = \mathbf{S}_x \mathbf{I}(x, y) \qquad \mathbf{G}_y(m, n) = \mathbf{S}_y \mathbf{I}(x, y) \tag{3.8}$$

gdzie: $\mathbf{I}(x, y)$ – intensywność piksela o współrzędnych x, y.

Amplitudy gradientów można obliczyć na dwa sposoby

$$G = \sqrt{\mathbf{G}_x^2 + \mathbf{G}_y^2} \tag{3.9}$$

lub

$$G = |\mathbf{G}_x| + |\mathbf{G}_y| \tag{3.10}$$

Ze względu na mniejszą złożoność obliczeniową w opisywanym rozwiązaniu zastosowano równania (3.10). Takie podejście zostało zaprezentowane m.in. w [39].

Kierunek gradientu oblicza się wzorem

$$\theta(x,y) = \tan^{-1}\frac{\mathbf{G}_y(x,y)}{\mathbf{G}_x(x,y)} \tag{3.11}$$

Następnym etapem analizy obrazu jest tłumienie niemaksymalne (ang. non-maximum suppression) – tłumienie pikseli niebędących lokalnym maksimum.

Proces ten polega na zmniejszeniu szerokości krawędzi do jednego piksela poprzez porównywanie każdego piksela z dwoma sąsiednimi pikselami leżącymi na prostej kierunku gradientu danego piksela zgodnie z zależnością

$$G'(x,y) = \begin{cases} G(x,y) & \text{jeżeli} \quad G(x,y) > G(x_1,y_1) \quad \wedge \quad G(x,y) > G(x_2,y_2) \\ 0 & \text{w innych przypadkach} \end{cases} \tag{3.12}$$

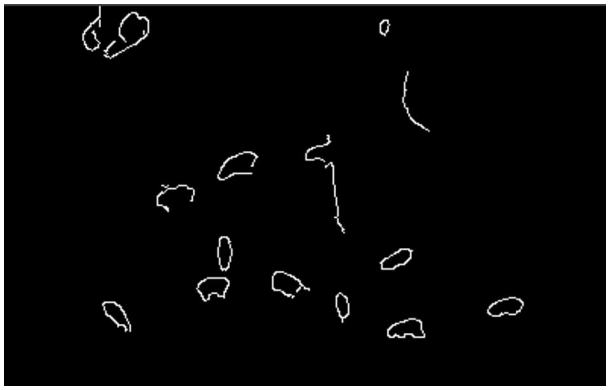
gdzie: $G(x_1,y_1)$ i $G(x_2,y_2)$ – wartości gradientów sąsiednich pikseli leżących na prostej kierunku gradientu testowanego piksela.

Kolejnym etapem analizy jest progowanie obrazu histerezą w celu eliminacji krawędzi o małych wartościach gradientu, a jednocześnie przy zachowaniu ciągłości krawędzi. John F. Canny zaproponował użycie dwóch progów: wysokiego HT (ang. high treshold) i niskiego LT (ang. low treshold). Proces progowania przedstawiono poniżej

$$\begin{aligned} G'(x,y) > HT \quad &\Rightarrow \quad \text{piksel jest krawędzią} \\ G'(x,y) < LT \quad &\Rightarrow \quad \text{piksel nie jest krawędzią} \end{aligned} \tag{3.13}$$

w pozostałych przypadkach sprawdzamy otoczenie testowanego piksela (w 4 lub 8 kierunkach).

Jeżeli jakikolwiek z punktów otoczenia jest krawędzią, to testowany punkt również jest krawędzią. Progowanie obrazu prowadzi do utworzenia listy konturów obiektów na podstawie binarnego obrazu reprezentującego krawędzie (rys. 14) oraz utworzenia prostokątów stycznych do konturów obiektów poprzez obliczenie skrajnych punktów konturów w osiach x i y.



Rys. 14. Wynik wykrywania krawędzi na obrazie z rys. 13

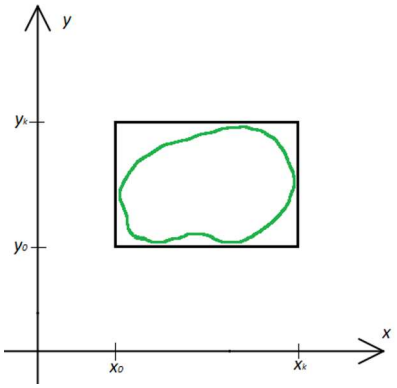
W opisywanym przypadku wszystkie wyznaczane prostokąty nie są obracane względem osi obrazu. Pozwala to na zastosowanie prostych obliczeń położenia i rozmiarów prostokąta. Kontur K jest reprezentowany, jako zbiór N punktów (x,y), więc wyznaczając prostokąt, korzystamy ze wzorów:

— dla osi x

$$x_0 = \min_{n\in N}(x_n) \qquad x_k = \max_{n\in N}(x_n) \tag{3.14}$$

— analogicznie dla osi y

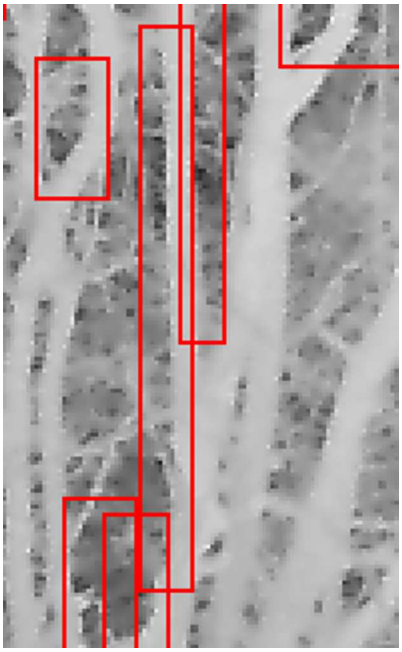
$$y_0 = \min_{n\in N}(y_n) \qquad y_k = \max_{n\in N}(y_n) \tag{3.15}$$



Rys. 15. Wykres poglądowy obrazujący proces wyznaczania prostokątów

Współrzędne przedstawiono na wykresie poglądowym na rys. 15.

Kolejnym etapem jest posortowanie prostokątów względem ich pola oraz sprawdzenie współczynnika kształtu sr (ang. shape ratio) prostokątów, czyli stosunku długości krawędzi, oraz odrzucenie nieregularnych prostokątów (rys. 16).



Rys. 16. Fragment obrazu ukazujący prostokąty o zbyt dużym sr

Wskaźnik sr oblicza się prostym wzorem

$$sr = \frac{w}{h} = \frac{x_k - x_0}{x_k - x_0} \tag{3.16}$$

gdzie: w – szerokość prostokąta, h – wysokość prostokąta.

Prostokąt zostanie odrzucony, jeżeli

$$sr \notin (sr_1, sr_2) \tag{3.17}$$

gdzie: sr_1, sr_2 – dolny i górny próg wartości sr. Progi można obliczyć lub wyznaczyć empirycznie. Postawienie warunku na wartość sr pomaga odrzucić zbyt długie prostokąty (rys. 16), które wskazują obiekty jaśniejsze od otoczenia niebędące zwierzętami, np. drzewa, cieki wodne, elementy infrastruktury itp.

Kolejnym etapem jest sprawdzenie pola powierzchni prostokątów P i odrzucenie zbyt małych lub zbyt dużych. Analogicznie do poprzedniego etapu jest sprawdzany kolejny parametr, jakim jest pole powierzchni prostokątów

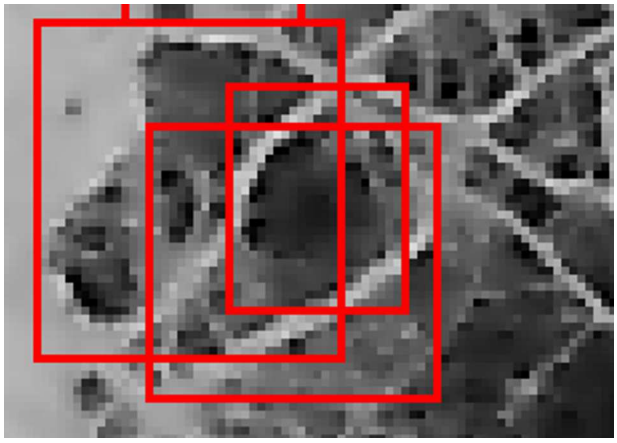
$$P = wh \tag{3.18}$$

Prostokąt zostanie odrzucony, jeżeli

$$P \notin (P_1, P_2) \tag{3.19}$$

gdzie: P_1, P_2 – dolny i górny próg wartości P. Można je obliczyć lub wyznaczyć empirycznie.

W kolejnym etapie następuje sprawdzenie, czy środki wyznaczonych prostokątów nie zawierają się w innych prostokątach zaznaczonych na obrazie (rys. 17).



Rys. 17. Fragment obrazu przedstawiający problem nakładania się na siebie prostokątów

Środki prostokątów obliczono, korzystając ze wzoru

$$c_x = x_0 + \frac{w}{2} \qquad c_y = y_0 + \frac{h}{2} \tag{3.20}$$

Prostokąt zostanie odrzucony, jeżeli dla $m \in M$

$$c_x \in \langle x_{om}, x_{km} \rangle \qquad \wedge \qquad c_y \in \langle y_{om}, y_{km} \rangle \tag{3.21}$$

gdzie M – zbiór prostokątów zaznaczonych na obrazie.

Klasyfikacja obiektów przez sieć neuronową jest następnym etapem analizy obrazu (rys. 18). Należy podkreślić, że algorytm ROI przekazuje do sieci neuronowej fragmenty obrazu oryginalnego, ponieważ w procesie wstępnego przetwarzania obrazu niektóre cechy obiektów mogą ulec zmianie, np. kształt, rozkład temperaturowy.

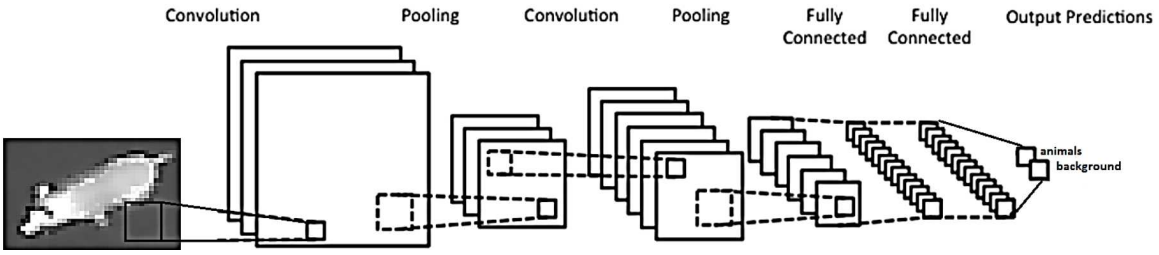
Zaletami opisanego powyżej podejścia są możliwości:

- zastosowania na komputerach pokładowych bezzałogowych statków powietrznych,
- stosowania w różnych warunkach otoczenia, w odróżnieniu od metod bazujących tylko na jasności obiektów,
- analizy obrazów ograniczona do zdjęć kluczowych, na których wykryto jaśniejsze obiekty posiadające kontury,
- obróbki wstępnej obrazów, co przekłada się na ilość regionów zainteresowań, a tym samym na szybkość wykrywania obiektów.

Rys. 18. Obraz z zaznaczonymi ROI, które będą klasyfikowane przez sieć neuronową

4. Klasyfikacja obiektów

Do klasyfikacji obiektów użyto konwolucyjnych sieci neuronowych. Splotowe sieci neuronowe pozwalają na ekstrakcję cech, na podstawie których można określić, do jakiej klasy należy wskazany obiekt. W opisywanym rozwiązaniu wykorzystano architekturę LeNet-5 [37] (rys. 19).



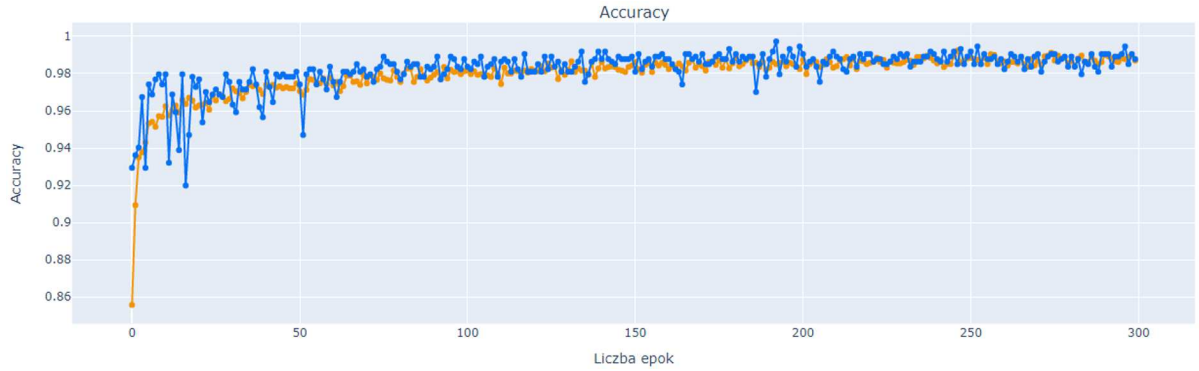
Rys. 19. Schemat architektury LeNet-5

Implementacja modelu za pomocą biblioteki Keras została przedstawiona na rys. 20.

```
def build(self):
    model = Sequential()
    model.add(Conv2D(filters=6, kernel_size=(3, 3), input_shape=self.input_shape, activation='relu'))
    model.add(MaxPooling2D())
    model.add(Conv2D(filters=16, kernel_size=(3, 3), activation='relu'))
    model.add(MaxPooling2D())
    model.add(Flatten())
    model.add(Dense(units=120, activation='relu'))
    model.add(Dense(units=84, activation='relu'))
    model.add(Dense(units=1, activation='sigmoid'))
```

Rys. 20. Implementacja modelu za pomocą biblioteki Keras

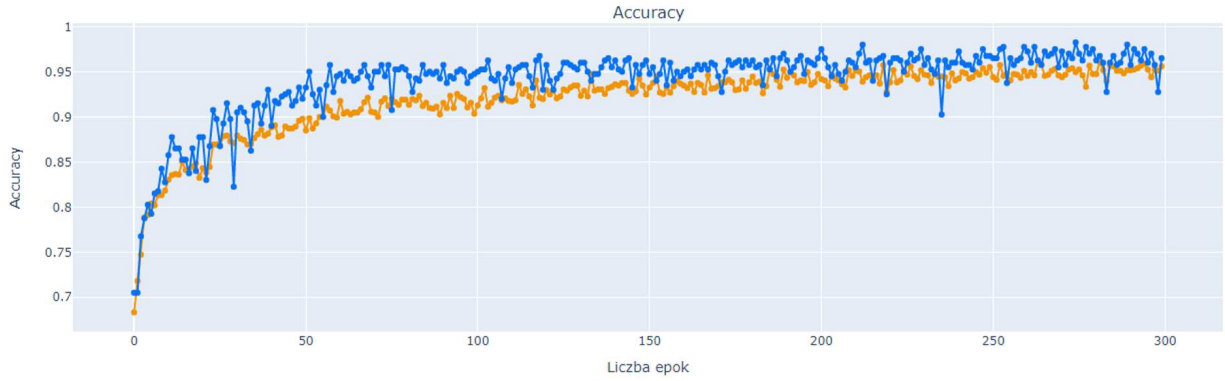
Pierwszy etap: klasyfikacja czy obiekt jest tłem, czy zwierzęciem. Test skuteczności przedstawiono na rys. 21. Elementami tła mogą być nagrzane drzewa, krzaki, kamienie, elementy maszyn lub budynków itp. Skuteczność klasyfikacji obiektów na zbiorze testowym wyniosła 98,6%.



Rys. 21. Test skuteczności klasyfikacji obiektów w pierwszym etapie klasyfikacji

Drugi etap: klasyfikacja czy obiekt jest dzikiem, czy innym zwierzęciem. Skuteczność klasyfikacji obiektów na zbiorze testowym wyniosła 96,52% (rys. 22). W celu zwiększenia skuteczności klasyfikacji można zwiększyć bazę uczącą model lub ograniczyć zbiór uczący tylko do obiektów zaobserwowanych z danej wysokości lub pod danym kątem.

Warto zwrócić uwagę na fakt, że aplikacja działa z prędkością ponad 5 klatek/s (oczywiście prędkość przetwarzania obrazów zależy od parametrów użytego sprzętu).



Rys. 22. Wykres skuteczności klasyfikacji obiektów w drugim etapie klasyfikacji

5. Śledzenie obiektów

W celu zwiększenia stabilności klasyfikacji i szybkości działania aplikacji trwają prace nad opracowaniem algorytmu śledzenia obiektów sklasyfikowanych jako dziki. W założeniach, jeżeli dzik zostanie kilkukrotnie dobrze sklasyfikowany, to zostaje przypisany mu identyfikator i zaczyna się proces śledzenia. Algorytm śledzący oparty jest na określaniu różnic odległości między środkami śledzonych obiektów w kolejnych klatkach.

Jeżeli implementacja algorytmu śledzenia przyniosłaby oczekiwane efekty, można rozwinąć go o implementację estymatora ruchu obiektów. Najczęściej stosowane w dziedzinie przetwarzania obrazu są filtr Kalmana i algorytm kondensacji, które różnią się sposobem opisu gęstości prawdopodobieństwa stanu. Zastosowanie filtra Kalmana w śledzeniu obiektów na danych obrazowych z kamery termowizyjnej zostało opisane m.in. w pracach [38], [39].

6. Podsumowanie

Na bazie zebranych danych pomiarowych z kamer termowizyjnych oraz w oparciu o powyżej opisane metody analizy obrazów termowizyjnych opracowano algorytmy automatycznego wykrywania i wskazywania potencjalnych watah dzików w warunkach naturalnych oraz modele klasyfikacji i identyfikacji osobników z objawami choroby ASF. Do opracowania modeli klasyfikacyjnych wykorzystane zostały najnowsze techniki uczenia maszynowego typu Deep Learning, poprzez zintegrowanie ich z klasycznymi metodami analizy obrazu typu Feature Engineering w celu redukcji liczby danych wejściowych do sieci neuronowej.

Na podstawie analizy obrazów termowizyjnych ze stanowiska stacjonarnego oraz lotów BSP w naturalnych środowiskach bytowania dzików wysunięto następujące spostrzeżenia:

- Na wiarygodny pomiar za pomocą kamery termowizyjnej wpływa m.in.: nasłonecznienie otoczenia, elementy emitujące promieniowanie, warunki atmosferyczne (wiatr, deszcz, opady śniegu) wpływające na temperaturę powierzchni badanego obiektu.
- Istotnym parametrem mającym wpływ na wyniki badań jest wilgotność powietrza w otoczeniu obiektu obserwacji. Istotne znaczenie odgrywa również odległość kamery termowizyjnej od obiektu obserwacji. Istnieje silna korelacja wielkości obiektu obserwacji z odległością rejestracji kamerą termowizyjną.
- Kamera termowizyjna rejestruje pozorną temperaturę obiektu obserwacji.
- Ze względu na wyższy kontrast temperatury między dzikiem i otoczeniem preferowaną porą dnia pomiarów jest noc.
- Kamera nie powinna rejestrować obrazu dzika w rzucie poziomym. Rejestracja powinna się odbywać za pomocą kamery umieszczonej pod kątem ostrym, tak aby możliwe było zarejestrowanie profilu bocznego dzika. Wyłącznie ten profil dzika pozwoli odróżnić go od innych zwierząt.

Podziękowanie

Pracę zrealizowano w ramach Grantu Badawczo-Rozwojowego NCBiR, umowa nr DOB-BIO9/30/01/2018 pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich występowania", realizowanego w latach 2018-2021.

Bibliografia

1. EFSA AHAW Panel (EFSA Panel on Animal Health and Welfare), Scientific opinion on African swine fever, *EFSA Journal*, **13**, 7, 4163, 2015, DOI: 10.2903/j.efsa.2015.4163
2. European Food Safety Authority (EFSA), Desmecht D., Gerbier G., Schmidt G.C., Grigaliuniene V., Helyes G., Kantere M., Korytarova D., Linden A., Miteva A., Neghirla I., Olsevskis E., Ostojic S., Petit T., Staubach C., Thulke H.-H., Viltrop A., Richard W., Wozniakowski G., Abrahantes Cortiñas J., Broglia A., Dhollander S., Lima E., Papanikolaou A., van der Stede Y. and Stähl K., 2021, Scientific Opinion on the epidemiological analysis of African swine fever in the European Union (September 2019 to August 2020), *EFSA Journal*, **19**, 5, 2021, DOI: 10.2903/j.efsa.2021.6572
3. Guberti V., Khomenko S., Masiulis M., Kerba S., *African Swine Fever in Wild Boar Ecology and Biosecurity*, FAO Animal production and health manual no. 22' FAO, Oie and ec. Rome, 2018. ISBN 978-92-5-131781-5 (FAO)
4. Woźniakowski G., Pejsak Z., Jabłoński A., Emergence of African Swine Fever in Poland (2014-2021). Successes and Failures in Disease Eradication, *Agriculture*, **11**, 738, 2021, DOI: 10.3390/agriculture11080738

5. De Bondi N., White J.G., Stevens M., Cooke R., A comparison of the effectiveness of camera trapping and live trapping for sampling terrestrial small-mammal communities, *Wildlife Research*, **37**, 6, 456-465, 2010, DOI: 10.1071/WR10046

6. Fleming P., Meek P., Ballard G., Banks P., Claridge A., Sanderson J., Don Swann D., *Camera Trapping: Wildlife Management and Research*, Csiro Publishing, Collingwood (Melbourne), Australia, 2014, 392 s., ISBN 9781486300396

7. Chencho, Dechen Lhamo, Kelzang Dorji, Feasibility study on using passive infrared densor for wild pig repellent system in Bhutan, *International Journal of Science and Research (IJSR)*, **6**, 17, 178-181, 2017, https://www.ijsr.net/get_abstract.php?paper_id=ART20178479

8. Stanger L.R., Wilkes T.C., Boone N.A., McGonigle A.J.S., Willmott J.R., Thermal imaging metrology with a smartphone sensor, *Sensors*, **18**, 2169, 2019, DOI: 10.3390/s18072169

9. Iwiński M., Zydroń A., Chwiałkowski C., Dąbrowski T., The use of a camera trap system for monitoring the movement of forest animals through the wildlife crossing in Napchanie, *Annual Set the Environment Protection*, **21**, 1, 157166, 2019

10. Giefer M., An L., Synthesizing remote sensing and biophysical measures to evaluate human-wildlife conflicts: the case of wild boar crop raiding in rural China, *Remote Sens.*, **12**, 618, 2020, DOI: 10.3390/rs12040618

11. Witczuk J., Pagacz S., Zmarz A., Cypel M., Exploring the feasibility of unmanned aerial vehicles and thermal imaging for ungulate surveys in forests – preliminary results, *International Journal of Remote Sensing*, **39**, 15-16, 5504-5521, 2018, DOI: 10.1080/01431161.2017.1390621

12. Seier G., Hdl C., Abermann J., Schttl S., Maringer A., Hofstadler D.N., Prbstl-Haider U., Lieb G.K., Unmanned aircraft systems for protected areas: Gadgetry or necessity?, *Journal for Nature Conservation*, **64**, 126078, 2021, DOI: 10.1016/j.jnc.2021.126078

13. Hyun C.-U., Park M., Lee W.Y., Remotely piloted aircraft system (RPAS) – based wildlife detection: A review and case studies in maritime antarctica, *Animals*, **10**, 2387, 2020, DOI: 10.3390/ani10122387

14. Messina G., Modica G., Applications of UAV thermal imagery in precision agriculture: State of the art and future research outlook, *Remote Sens.*, **12**, 1491, 2020, DOI: 10.3390/rs12091491

15. Jin H., Kppl C.J., Fischer B.M.C., Rojas-Conejo J., Johnson M.S., Morillas L., Lyon S.W., Durán-Quesada A.M., Suá rez-Serrano A., Manzoni S., Garcia M., Drone-based hyperspectral and thermal imagery for quantifying upland rice productivity and water use efficiency after biochar application, *Remote Sens.*, **13**, 1866, 2021, DOI: 10.3390/rs13101866

16. De Oliveira D.C., Wehrmeister M.A., Using deep learning and low-cost RGB and thermal cameras to detect pedestrians in aerial images captured by multirotor UAV, *Sensors*, **18**, 2244, 2018, DOI: 10.3390/s18072244

17. Pietschmann J., Guinat C., Beer M., et al., Course and transmission characteristics of oral low-dose infection of domestic pigs and European wild boar with a Caucasian African swine fever virus isolate, *Arch. Virol.*, **160**, 1657-1667, 2015, DOI: 10.1007/s00705-015-2430-2.

18. Cordeiro Santana D., et al., UAV-based multispectral sensor to measure variations in corn as a function of nitrogen topdressing, *Remote Sensing Applications: Society and Environment*, **23**, 100534, 2021, DOI: 10.1016/j.rsase.2021.100534

19. Olejnik A., Kiszkowiak Ł., Rogólski R., Chmaj G., Radomski M., Majcher M., Omen Ł., The use of unmanned aerial vehicles in remote sensing systems, *Sensors*, **20**, 2003, 2020, DOI: 10.3390/s20072003

20. Barela J., Firmanty K., Kastek M., Measurement and analysis of the parameters of modern long-range thermal imaging cameras, *Sensors*, **21**, 5700. 2021, DOI: 10.3390/s21175700

21. Frodella W., Gigli G., Morelli S., Lombardi L., Casagli N., Landslide mapping and characterization through infrared thermography (IRT): Suggestions for a methodological approach from some case studies, *Remote Sens.*, **9**, 1281, 2017, DOI: 10.3390/rs9121281

22. Gonzalez L.F., Montes G.A., Puig E., Johnson S., Mengersen K., Gaston K.J., Unmanned aerial vehicles (UAVs) and artificial intelligence revolutionizing wildlife monitoring and conservation, *Sensors*, **16**, 97, 2016, DOI: 10.3390/s1601009

23. Kim J., Chung Y., Choi Y., Sa J., Kim H., Chung Y., Park D., Kim H., Depth-based detection of standing-pigs in moving noise environments, *Sensors*, **17**, 2757, 2017, DOI: 10.3390/s1712275

24. Jarolmek J., Vanék J., Ježek M., Masner J., Stočes M., The telemetric tracking of wild boar as a tool for field crops damage limitation. *Plant Soil Environ.*, **60**, 418-425, 2014, DOI: 10.17221/462/2014-PSE

25. Samiappan, Sathishkumar, et al., Quantifying damage from wild pigs with small unmanned aerial systems, *Wildlife Society Bulletin*, **42**, 2, 304-309, 2018, https://www.jstor.org/stable/90022730

26. Hohmann U., Kronenberg M., Scherschlicht M., Schnfeld F., The possibilities and limitations of thermal imaging to detect wild boar (Sus scrofa) carcasses as a strategy for managing African Swine Fever (ASF) outbreaks, *Berliner und Münchener Tierärztliche Wochenschrift*, **134**, 1-14, 2021, DOI: 10.2376/1439-0299-2020-46

27. Arai K., Nugraha Abdullah I., Kubo K., Sugawa K., Methods for wild pig identifications from moving pictures and discrimination of female wild pigs based on feature matching methods, *International Journal of Advanced Research in Artificial Intelligence (IJARAI)*, **4**, 7, 2015, DOI: 10.14569/IJARAI.2015.040707

28. Korbicz J., Obuchowicz A., Uciński D., *SSztuczne sieci neuronowe: podstawy i zastosowania*, Warszawa : Akademicka Oficyna Wydawnicza, 1994, ISBN 8371011970

29. Ivašić-Kos M., Krišto M., Pobar M., Human detection in thermal imaging using yOLO, *Proceedings of the 2019 5th International Conference on Computer and Technology Applications, ICCTA 2019*, Association for Computing Machinery, New York, NY, USA, 20-24, 2019, DOI: 10.1145/3323933.3324076

30. Ippalapally R., Mudumba S.H., Adkay M., Nandi Vardhan H.R., Object detection using thermal imaging, *2020 IEEE 17th India Council International Conference (INDICON)*, 1-6, 2020, DOI: 10.1109/INDICON49873.2020.9342179

31. Davis J.W., Sharma V., Robust BACKGROUND-SUBTRACTION FOR PERSON DETECTION IN THERMAL IMAgery, *Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshop*, 128-128, 3004, DOI: 10.1109/CVPR.2004.431

32. Ferná ndez-Caballero A., López M.T., Serrano-Cuerda J., Thermal-infrared pedestrian ROI extraction through thermal and motion information fusion, *Sensors*, **14**, 6666-6676, 2014, DOI: 10.3390/s140406666

33. 33. Christiansen, P.; Steen, K.A.; Jørgensen R.N., Karstoft H., Automated detection and recognition of wildlife using thermal cameras, *Sensors*, **14**, 13778-13793, 2014, DOI: 10.3390/s140813778

34. Tomasi C., Manduchi R., Bilateral filtering for gray and color images, *Sixth International Conference on Computer Vision (IEEE Cat. No.98CH36271)*, 839-846, 1998, DOI: 10.1109/ICCV.1998.710815

35. Oishi Y., Oguma H., Tamura A., Nakamura R., Matsunaga T., Animal detection using thermal images and its required observation conditions, *Remote Sens.*, **10**, 1050. 2018, DOI: 10.3390/rs10071050

36. Canny J., A computational approach to edge detection, *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, **PAMI-8**, 6, 679-698, 1986, DOI: 10.1109/TPAMI.1986.4767851

37. LeCun Y., Boser B., Denker J.S., Henderson D., Howard R.E., Hubbard W., Jacker L.D., Handwritten digit recognition with a back-propagation network, *Advances in Neural Information Processing Systems*, **2**, 2, 396-404, 1989, https://proceedings.neurips.cc/paper/1989/file/53c3bce66e43be4f209556518c2fcb54-Paper.pdf.

38. Gade R.; Moeslund T.B., Thermal tracking of sports players, *Sensors*, **14**, 13679-13691, 2014, DOI: 10.3390/s140813679

39. Tadeusiewicz R., Korohoda P., *Komputerowa analiza i przetwarzanie obrazów*, Wydawnictwo Fundacji Postępu Telekomunikacji, Kraków, 1997

Application of aerophotogrammetry in infrared to track wild boars in their natural environment and identify individuals infected with African swine fever. Part I – System architecture and identification methodology

This article presents a system that uses aerial photometry for detecting wild boars and identifying individuals infected with African swine fever. The system relies on two types of unmanned aerial vehicles (UAVs): a four-rotor micro-rotor wing and a mini-class UAV. Such UAVs are equipped with thermal imaging optoelectronic sensors, data transmission systems and thermal image analysis software. The article provides a detailed description of the system architecture and methodology for analyzing thermal images. Additionally, the article discusses algorithms for detecting wild boars in their natural environment and automatically identifying those infected with African swine fever. The system capability to detect and identify individual animals enables targeted management strategies to reduce the spread of the disease. The proposed system can provide a practical solution for wild boar management and disease control in natural environments.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/185-201

JĄDROWY NAPĘD STATKÓW POWIETRZNYCH – IDEA, KTÓREJ CZAS NIGDY NIE POWRÓCI?

Aleksandra Kołodziejska

Szkoła Doktorska Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa

e-mail: aleksandra.kolodziejska@wat.edu.pl

Adam Kozakiewicz

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa

e-mail: adam.kozakiewicz@wat.edu.pl

Krzysztof Sibilski

Instytut Techniczny Wojsk Lorniczych , Warszawa

e-mail: krzysztof.sibilski@itwl.pl

W artkule przedstawiono przegląd prac prowadzonych w XX wieku ukierunkowanych na badanie możliwości wykorzystania reaktora jądrowego do napędu samolotów lub manewrujących pocisków. Przedstawione zostały możliwe rozwiązania jądrowego silnika odrzutowego: cykl bezpośredni (w którym płyn przepływa przez rdzeń reaktora) i cykl pośredni (płyn przepływa przez wymiennik ciepła). Biorąc pod uwagę problemy ochrony przed promieniowaniem, jedynym realistycznym rozwiązaniem wydaje się zastosowanie obiegu pośredniego, w którym transfer energii powinien odbywać się przez wymiennik ciepła, który musi pracować z bardzo dużą prędkością środka chłodzącego. Wymiennik ciepła zastępuje w tym przypadku klasyczną komorę spalania. Przedstawiono analizę obiegu termodynamicznego takiego silnika oraz przegląd prowadzonych prac nad budową jądrowego silnika odrzutowego, koncentrując się na badaniach osiągów lotniczego reaktora jądrowego, wymiennika ciepła i samego silnika odrzutowego. Przedstawiono także współczesne perspektywy powrotu do idei silników jądrowych, zarówno w zastosowaniach cywilnych jak też militarnych.

1. Wstęp

Kilka lat temu, 9 sierpnia 2019 roku media doniosły o skażeniu radiacyjnym na poligonie Nyonoksa położonym w pobliżu położonego na północy Rosji, w obwodzie Archangielskim miasta Sewierodwińsk. Skażenie zostało spowodowane katastrofą napędzanego odrzutowym silnikiem jądrowym pocisku manewrującego 9M730 Buriewiestnik (pol. Burzyk). Ponowne pojawienie się statku powietrznego z napędem jądrowym skłoniło nas do zainteresowania się koncepcją rozwoju tego rodzaju napędów, ich problemami technicznymi i środowiskowymi oraz perspektywami rozwoju lotniczych silników jądrowych.

W artykule przedstawiono możliwość wykorzystania reaktora jądrowego do napędu statków powietrznych (zarówno załogowych jak też i bezzałogowych). Przeanalizowano rozwiązania techniczne jądrowych silników odrzutowych. Wskazano na problemy środowiskowe związane z lotniczymi napędami jądrowymi oraz zasygnalizowano perspektywy rozwoju tego typu napędów w lotnictwie wojskowym, manewrujących pociskach dalekiego zasięgu, a także w lotnictwie cywilnym.

2. Geneza technologii nuklearnych w lotnictwie

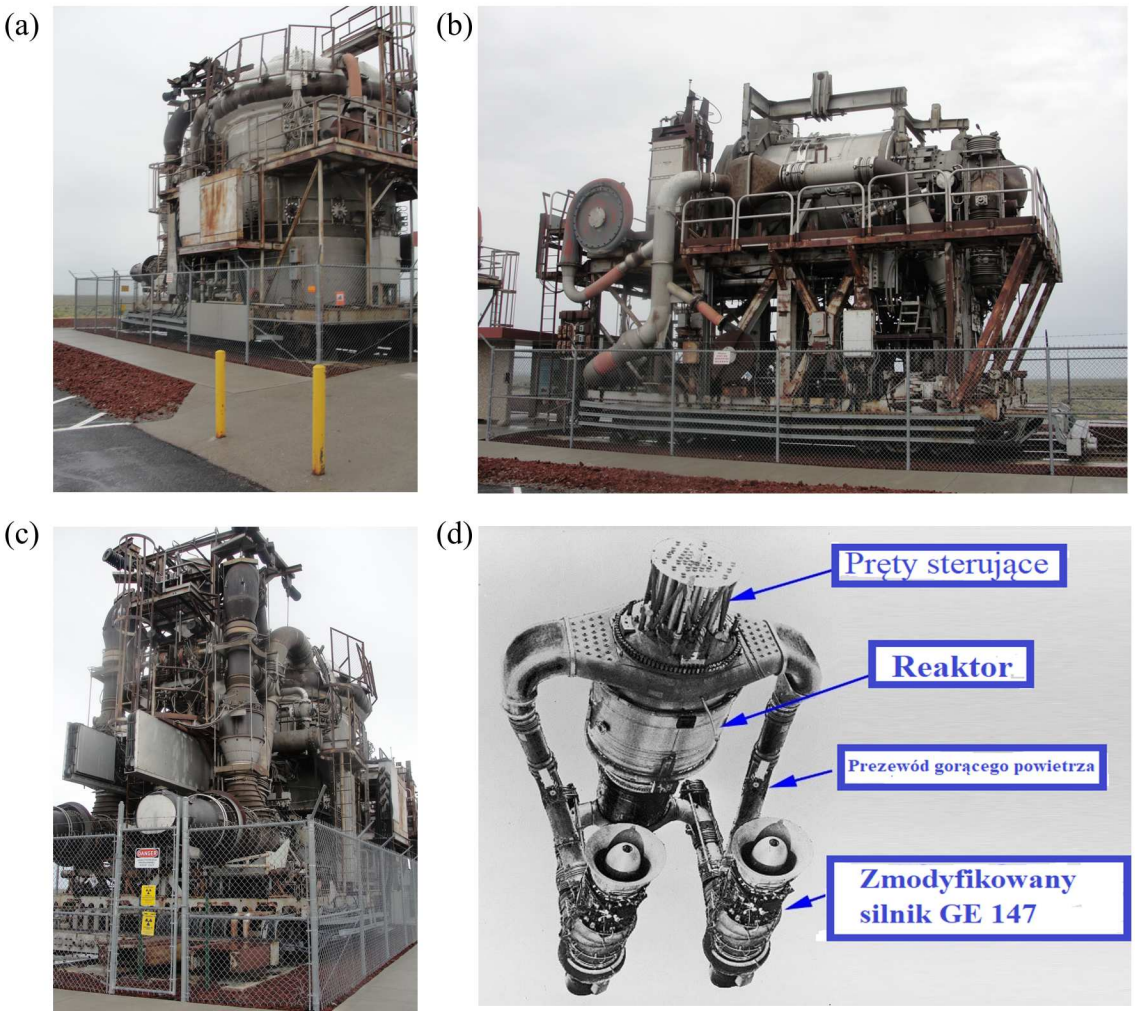
Idea zastosowania napędów nuklearnych zyskała na popularności w późnych latach 40. XX wieku, a zatem u zarania tzw. zimnej wojny. Wielkie mocarstwa pragnęły pokazać swoją potęgę i sprawić, że osiągną militarną przewagę strategiczną nad przeciwnikiem.

Fascynacja potencjałem energii jądrowej, która może oferować praktycznie nieograniczone (w porównaniu z tradycyjnymi paliwami) źródło zasilania napędów różnorodnych obiektów ruchomych spowodowała, że Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych uruchomiły w 1944 roku program badawczy mający na celu rozpoznanie możliwości technicznych budowy strategicznego samolotu bombowego napędzanego silnikiem zasilanym z reaktora jądrowego. Pomysł wykorzystania energii jądrowej do napędzania okrętów, samolotów, a także innych pojazdów lądowych sięga 1942 roku, kiedy Enrico Fermi, jeden z ojców bomby atomowej, omówił ten pomysł z członkami Projektu Manhattan. Przez pierwsze dwa lata inżynierowie i naukowcy prowadzili dyskusje dotyczące wpływu promieniowania jądrowego na osiągi samolotu, awionikę, materiały konstrukcyjne silnika i płatowca oraz, co najważniejsze, wpływu tego promieniowania na załogę samolotu. Jak już wspomniano, w 1944 r. Siły Powietrzne Stanów Zjednoczonych uruchomiły finansowanie programu studyjnego budowy samolotu z napędem jądrowym, a w 1947 roku zostały uruchomione znaczne środki finansowe na program budowy jądrowego napędu samolotów. Alokacja kwoty dziesięciu milionów dolarów pozwoliła na znaczące przyspieszenie prac badawczo-rozwojowych. W latach 1948-1951 prowadzono szeroko zakrojone badania nad technologiami reaktorów jądrowych oraz systematów przenoszenia energii z reaktora do silnika lotniczego. Prowadzono także prace nad projektami wstępnymi samolotów o napędzie jądrowym. W efekcie tych prac zaproponowano szereg rozwiązań reaktorów współpracujących z silnikami samolotów. Opracowano także koncepcję chemiczno-jądrowego napędu kombinowanego oraz zaproponowano sposoby transferu energii z reaktora jądrowego do silnika lotniczego [1]-[3].

Środki finansowe asygnowane przez Siy Powietrzne Stanów Zjednoczonych pozwoliły na uruchomienie projektu NEPA (Nuclear Energy for Propulsion of Aircraft). Na podstawie przeprowadzonych badań studyjnych wyszczególniono szereg zagadnień, których rozwiązanie stanowiło kamienie milowe budowy samolotu napędzanego silnikiem jądrowym. Jednym z problemów były sposoby ekranowania promieniowania. Tego typu ekrany mają bardzo dużą masę, dlatego też należało podjąć próbę zmniejszenia ciężaru ekranu antyradiacyjnego chroniącego załogę oraz inne istotne podsystemy samolotu przed oddziaływaniem silnego promieniowania powstałego podczas reakcji rozszczepienia jąder uranu. Ważnym aspektem prac był również dobór materiałów konstrukcyjnych, które mogłyby pracować w warunkach wysokiej temperatury oraz znaczącej radiacji. Istotnym zagadnieniem były także analizy skutków katastrofy lub awarii samolotu z pracującym na jego pokładzie reaktorem jądrowym. Skutki skażenia środowiska oraz ludności stanowią znaczące niebezpieczeństwo, więc nie było przyzwolenia, by samolot mógł ulec wypadkowi lub awarii. Istniały także istotne względy prawne, przez które budowa napędu jądrowego samolotu stawała się problematyczna. Między innymi taki samolot mógłby nie dostać pozwolenia na wlot w przestrzeń powietrzną innych państw, a więc miałby ograniczoną mobilność operowania. Napęd nuklearny stawia również szereg innych wymagań, dotyczących na przykład paliwa jądrowego. Stosowane w reaktorach samolotów uranowe pręty paliwowe muszą być bardziej wzbogacone w porównaniu do prętów stosownych w reaktorach siłowni stacjonarnych, co było związane z koniecznością przeprowadzenia złożonych reakcji chemicznych rozdzielania oraz wzbogacania izotopów uranu. Ponadto do zapewnienia wysokiej sprawności napędu wymagana była bardzo wysoka temperatura, co z kolei wiązało się z koniecznością spowolnienia neutronów termicznych. Napędy jądrowe implikują także istotne zmiany infrastruktury lotniskowej, choćby ze względu na to, że masa samolotu gotowego do startu jest taka sama jak masa samolotu do lądowania, ze względu na brak spalania dużych ilości tradycyjnego paliwa lotniczego. Zatem konieczne byłoby wydłużenie pasów startowych, a także, ze względu na promieniowanie, niezbędne

byłoby wprowadzenie stref zakazanych na lotnisku. Mimo pojawiających się wątpliwości, zapadła decyzja o kontynuacji programu NEPA.

W latach 1949-1951, w ramach program NEPA przeprowadzono szereg badań oznaczonych jako Heat Transfer Reactor Experiment (HTRE), Eksperyment Wymiany Ciepła Reaktora. W ramach HTRE zaprojektowano, zbudowano i przebadano trzy typy reaktorów jądrowych: HTRE-1, HTRE-2 i HTRE-3 (rys. 1). Celem badań było wybranie konfiguracji zapewniającej najefektywniejsze przekazywanie energii z reaktora do silnika odrzutowego. Program HTRE wykazał wykonalność koncepcji jądrowego napędu samolotu. Najlepszym rozwiązaniem okazał się reaktor HTRE-3. W tym reaktorze powietrze służące do chłodzenia reaktora przechodziło bezpośrednio przez jego rdzeń. Przegrzane w rdzeniu reaktora powietrze było kierowane do sekcji turbiny silnika, a ostatecznie do dyszy wylotowej turbinowego silnika odrzutowego.



Rys. 1. Urządzenia badawcze HTR znajdujące się na terenie muzeum reaktora EBR-1 znajdującego się w stanie Idaho (USA): (a) reaktor HTRE-1, (b) reaktor HTRE-2, (c) reaktor HTRE-3, (d) jądrowy napęd lotniczy bazujący na reaktorze HTRE-3

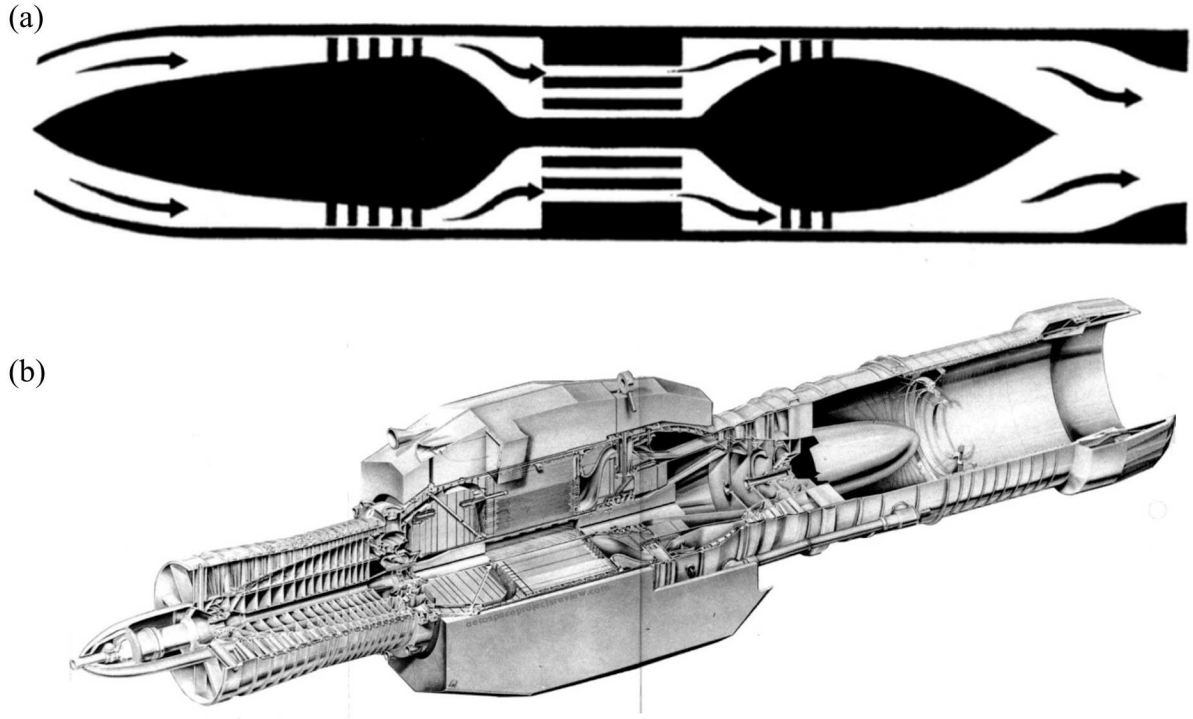
3. Rodzaje lotniczych napędów jądrowych

W efekcie przeprowadzonych w ramach programu NEPA badań i analiz opracowano dwie koncepcje jądrowych silników lotniczych. Były to: układ z cyklem bezpośrednim oraz układ z cyklem pośrednim. W cyklu bezpośrednim rdzeń reaktora był chłodzony bezpośrednio powietrzem zza sprężarki turbinowego silnika odrzutowego. Powietrze po przegrzaniu w rdzeniu

reaktora napędzało turbinę i po przejściu przez dyszę wytwarzało ciąg. Układ bezpośredni znacząco upraszczał konstrukcję silnika. Problemem była radioaktywność powietrza opuszczającego silnik. Natomiast w cyklu pośrednim reaktor był chłodzony np. ciekłym metalem, a powietrze było nagrzewane w wymienniku ciepła.

3.1. Układ lotniczego silnika jądrowego z cyklem bezpośrednim

W układzie silnika z cyklem bezpośrednim powietrze dostaje się do silnika przez sprężarkę silnika turboodrzutowego, a następnie ze sprężarki przechodzi do komory wlotowej, która kieruje powietrze do rdzenia reaktora. Reaktor spełnia rolę tradycyjnej komory spalania (4 zdjęcie na rys. 1 oraz rys. 2)). Taka konfiguracja współpracy reaktora z silnikiem odrzutowym umożliwiła uruchomienie silnika na zasilaniu chemicznym (z wykorzystaniem tradycyjnej komory spalania). Następnie, gdy rdzeń reaktora osiągnie optymalną temperaturę roboczą, strumień powietrza zostaje skierowany do rdzenia reaktora. Podgrzane w rdzeniu reaktora powietrze napędza turbinę, i wylatuje przez dyszę, wytwarzając ciąg.



Rys. 2. (a) Schemat jądrowego turbinowego silnika odrzutowego z cyklem bezpośrednim, (b) przekrój jądrowego silnika turboodrzutowego XNJ-140E przedstawiający sprężarkę osiową, rdzeń centralny i zespół turbiny napędowej [5]

Koncepcja jądrowego turbinowego silnika odrzutowego polega na wykorzystaniu przegrzanego w reaktorze powietrza, zamiast gazów powstałych w wyniku spalania paliwa w komorze spalania. Przegrzane w rdzeniu reaktora jądrowego powietrze napędza turbinę i wylatując przez dyszę silnika, daje ciąg. Inaczej mówiąc, komora spalania zastąpiona jest reaktorem jądrowym, który ogrzewa napływające powietrze. Tak ogrzane powietrze wytwarza energię, która napędza turbinę i daje ciąg [4]-[6].

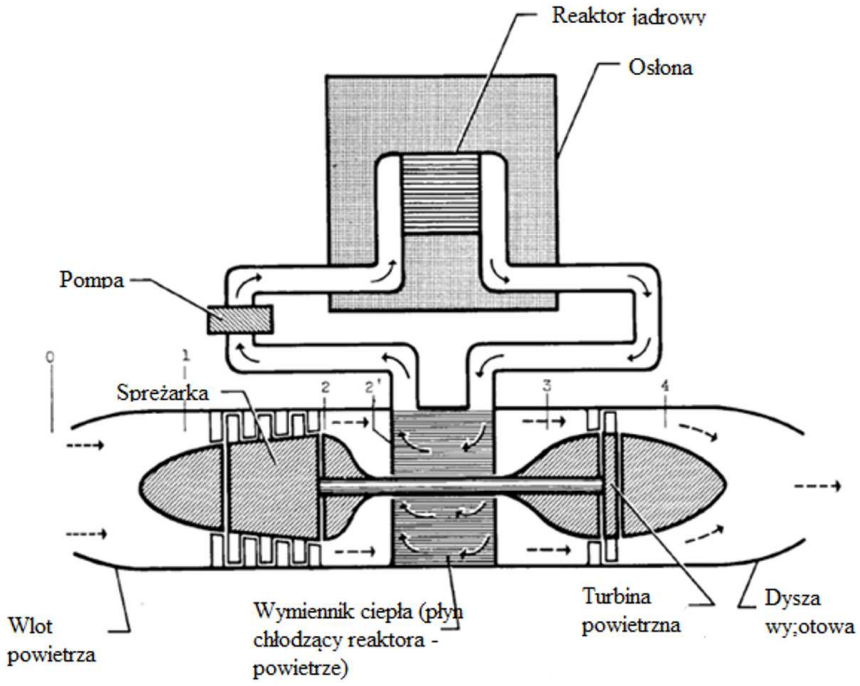
W latach 1951-1961 prowadzono prace nad trzema typami silnika z reaktorem chłodzonym w cyklu bezpośrednim: jądrowego silnika turboodrzutowego (rys. 2), silników strumieniowych oraz rakietowych [6]-[8]. Prace zakończyły się w roku 1961 po decyzji prezydenta J.F. Kennedy'ego kasującej wszystkie programy badawczo-rozwojowe lotniczych napędów jądrowych.

Na rys. 2b przedstawiony jest zaprojektowany przez firmę General Electric silnik XNJ-140. Silnik ten został zaprojektowany w roku 1960, w końcowej fazie realizacji programu budowy samolotu napędzanego silnikiem jądrowym (zakończonego w roku 1961). Silnik ten miał spełniać wymagania Departamentu Obrony USA. Projekt powstał na bazie turbinowego silnika odrzutowego X211. Silnik miał współpracować z reaktorem jądrowym z tlenkiem berylu jako moderatorem, co stanowiło zmianę w stosunku do wcześniejszego rozwiązania XMA-1, w którym jeden reaktor zasilał dwa silniki turboodrzutowe X211. Silnik XNJ140E miał być poddany próbom na hamowni w grudniu 1962 r., Próby w locie miały rozpocząć się w roku 1965 po zabudowaniu tego silnika na samolocie Convair NX-2

3.2. Układ lotniczego silnika jądrowego z cyklem pośrednim

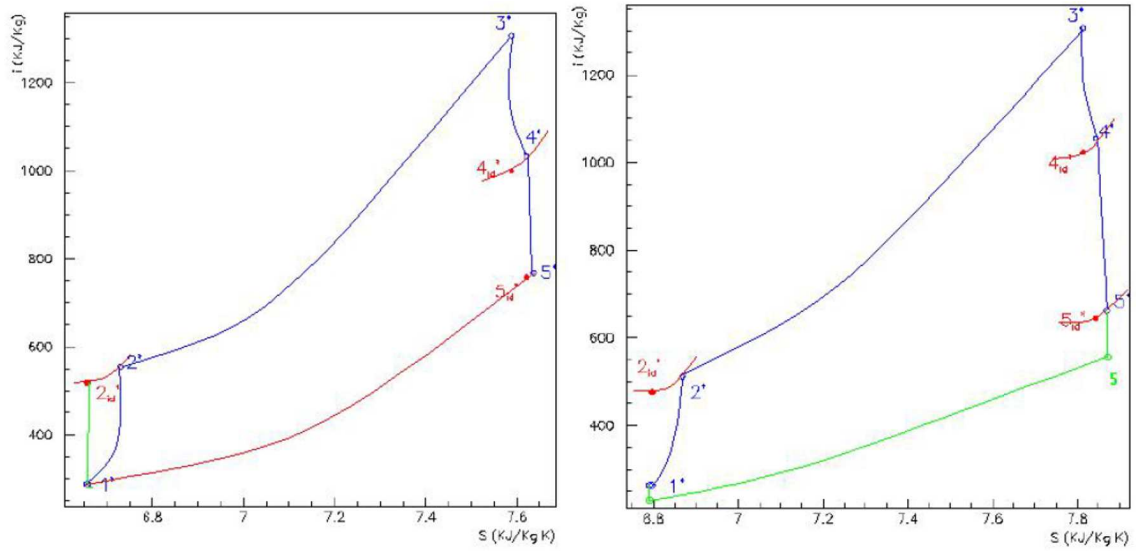
W jądrowym silniku lotniczym z cyklem pośrednim reaktor jest chłodzony w obiegu zamkniętym (często ciekłym metalem, np. sodem). Reaktory chłodzone metalem nie muszą być utrzymywane pod ciśnieniem, co jest ich zaletą w zastosowaniach lotniczych [4]. Reaktor HTRE-1 wykorzystywał paliwo uranowe, a chłodziwem była eutektyka sodu i potasu. Reaktor chłodzony metalem jest korzystnym rozwiązaniem ze względu na transfer ciepła oraz ze względu na mniejsze rozmiary reaktora i mniejszą radioaktywność. Problemem może być bardziej złożona konstrukcja.

Na rysunku 3 przedstawiony został schemat silnika lotniczego z cyklem pośrednim. W silnikach tego typu problemem jest konstrukcja wymiennika ciepła, ze względu na bardzo dużą prędkość czynnika odbierającego ciepło z wymiennika, czyli przepływającego przez wymiennik powietrza).



Rys. 3. Koncepcja silnika nuklearnego w cyklu pośrednim [6]

Ciekawą analizę termodynamiczną jądrowego silnika odrzutowego przedstawiono w pracy [9]. Jednym z wyników przeprowadzonych w tej pracy obliczeń są przedstawione rys. 4 obiegi termodynamiczne silnika dla dwóch wysokości lotu.



Rys. 4. Obieg termodynamiczny jądrowego silnika odrzutowego z lewej na wysokości morza, z prawej na wysokości 10 000 m, prędkość lotu 280 m/s [9]

3.3. Silniki jądrowe pocisków manewrujących i rakiet

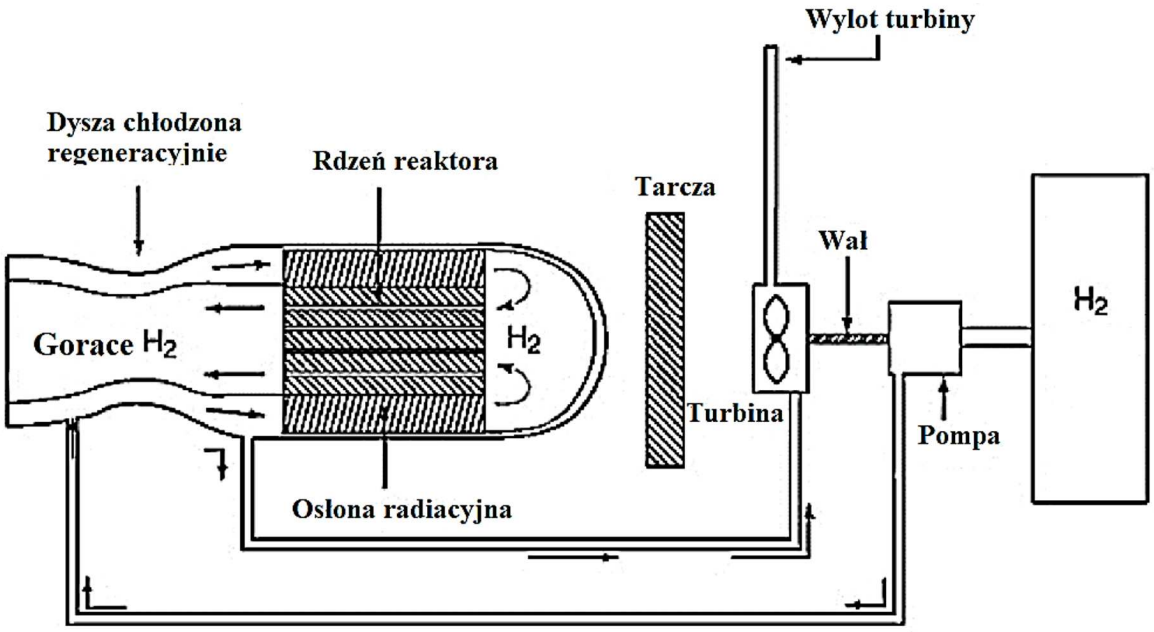
W latach pięćdziesiątych ubiegłego wieku pojawiły się w USA koncepcje projektowe i programy rozwojowe napędów kosmicznych rakiet nuklearnych oraz nuklearnych systemów strumieniowych przeznaczonych do napędu strategicznych pocisków manewrujących. W obu systemach reaktor jądrowy był źródłem energii zastępującym komorę spalania. Wysoka temperatura wytwarzana przez rdzeń reaktora jądrowego była wykorzystywana do zapewnienia ciągu, w miejsce energii powstałej w wyniku spalania chemicznych paliw. Rakieta nuklearna była i nadal jest brana pod uwagę w misjach kosmicznych, w tym w misjach takich jak załogowy lot na Marsa, podczas gdy bodźcem dla nuklearnego silnika przepływowego była jego potencjalna wydajność zapewniająca globalny zasięg lecącego na małej wysokości (rzędu 100-200 m) pocisku manewrującego o naddźwiękowej, a nawet hipersonicznej prędkości lotu. Lot z duża prędkością na małej wysokości sprawiał, że pocisk był praktycznie niewykrywalny [8].

Główną ideą wykorzystania energii jądrowej jest przechwytywanie ciepła wytworzonego w wyniku reakcji jądrowej i dalsze przetwarzanie ciepła na inne użyteczne formy energii. Należy podkreślić, że reakcje jądrowe mogą generować znacznie więcej energii niż konwencjonalne paliwa chemiczne. I tak na przykład, jeden kilogram paliwa jądrowego użytego w reaktorze jądrowym silnika lotniczego może generować ponad miliard razy więcej energii niż spalany w komorze spalania turbinowego silnika odrzutowego jeden kilogram paliwa lotniczego. Reakcja jądrowa jest podtrzymywana i sterowana za pomocą moderatorów i prętów sterujących, dzięki którym reaktor nie osiąga stanu nadkrytycznego.

Schemat jądrowego silnika rakietowego został przedstawiony na rys. 5. Przedstawiono na nim główne elementy silnika. W przedstawionym na rys. 5 jądrowym silniku rakietowym wykorzystywany jest wodór, pierwiastek o najmniejszej masie cząsteczkowej [8].

W celu wytworzenia określonego impulsu, wodór jest podgrzewany do wysokich temperatur w reaktorze rozszczepienia jądrowego (rzędu 2500 K). Należy podkreślić, że impuls właściwy[1] wodoru podgrzanego w reaktorze jądrowym jest rzędu 500 s i jest prawie dwukrotnie większy niż w napędzanym wodorem silniku głównym promu kosmicznego, w którym ten impuls jest rzędu 480 s. Układ wodorowego silnika jądrowego wymaga zaawansowanego układu turbopom-

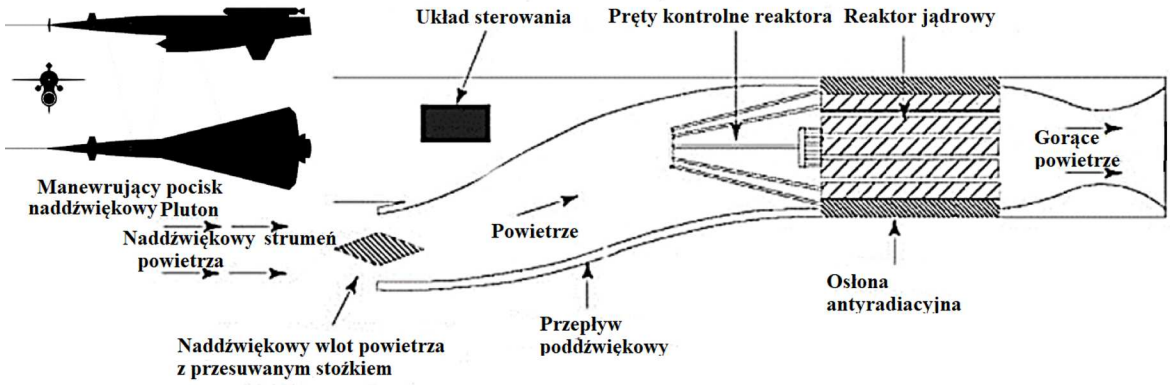
[1]Impuls właściwy jest definiowany jako wytwarzany przez silnik popęd przypadający na jednostkę ciężaru paliwa.



Rys. 5. Schemat jądrowego silnika rakietowego [8]

py wodoru charakteryzującej się bardzo dużą wydajnością, a także chłodzonej wodorem dyszy wylotowej, na którą oddziałuje gorący wodór wychodzący z reaktora.

Silnik strumieniowy jest jednym z potencjalnych napędów naddźwiękowych pocisków manewrujących [7]. Silnik ten jest specyficzną odmianą silnika odrzutowego, nie mającą części wirujących. Silniki strumieniowe wykorzystują szybki przepływ otaczającego powietrza do jego sprężenia. W jądrowym silniku strumieniowym, podobnie jak w jądrowym silniku turboodrzutowym, zamiast komory spalania zastosowany jest reaktor z wymiennikiem ciepła ogrzewający powietrze (rys. 6).



Rys. 6. Schemat jądrowego silnika strumieniowego, oraz w prawym górnym rogu rysunek manewrującego pocisku Pluton napędzanego strumieniowym silnikiem jądrowym [8]

W strumieniowym silniku jądrowym, którego główne elementy przedstawiono na rys. 6, powietrze przepływające przez układ w wyniku nadawania wstępnej prędkości pociskowi (na przykład przez oddzielny układ napędowy, np. rakietę startową lub samolot stanowiący nosiciel rakiety) jest również podgrzewane do wysokiej temperatury w reaktorze jądrowym. Żadne chemiczne paliwo napędowe nie musi być dostarczane i przewożone, zatem pocisk może mieć bardzo duży zasięg. Układ wlotowy silnika musi być zaprojektowany tak, aby skutecznie redukować straty ciśnienia na wlocie oraz zmniejszyć prędkość powietrza przepływającego przez silnik z pozio-

mu naddźwiękowego do poziomu poddźwiękowego. Powietrze przepływające przez reaktor jest ogrzane w rdzeniu reaktora, a następnie przyspieszone w dyszy wylotowej silnika [8].

Jednym z najciekawszych programów budowy napędu jądrowego, jaki dotychczas przeprowadziły Stany Zjednoczone, był niedokończony program Pluton. Mimo tego że w trakcie dziesięciu lat realizacji projektu uzyskano bardzo interesujące wyniki, osiągając, a nawet przekraczając wszystkie zakładane cele techniczne, program zakończono bez wdrożenia. Na rysunku 7 został przedstawiony doświadczalny jądrowy silnik strumieniowy Tor-II-C o mocy reaktora 580 MW oraz ciągu ponad 15 569 daN. Celem programu Pluton było opracowanie nuklearnego silnika strumieniowego, który mógłby zostać wykorzystany do napędu nowego, rewolucyjnego strategicznego naddźwiękowego pocisku manewrującego na małych wysokościach (Supersonic Low Altitude Missile – SLAM, naddźwiękowy pocisk małych wysokości). Pocisk Pluto miał być uzbrojonym w potężne głowice termojądrowe bezzałogowym statkiem powietrznym o praktycznie nieograniczonym zasięgu globalnym i niesamowitej wręcz mocy niszczycielskiej (przenosił głowice o mocy do 10 megaton). Prędkość pocisku Pluto miała trzykrotnie przekraczać prędkość dźwięku (Ma = 3), czyli ponad 3700 km/h. Pocisk miał lecieć na wysokości 150 m, przenosząc do dowolnego punktu na kuli ziemskiej większy ładunek broni termojądrowej niż ówczesna łódź podwodna Polaris (1961) lub tuzin międzykontynentalnych rakiet balistycznych Minuteman (1961) [10]-[12].

Rys. 7. Testowy jądrowy silnik strumieniowy Tor-II-C [10]

Mówiąc o jądrowych silnikach odrzutowych, należy pamiętać, że ciężar całego systemu musiał być ograniczony, aby korzyści wynikające z jądrowego źródła energii nie były niwelowane przez dużą masę silnika. Wymagania konstrukcyjne stawiane tego typu silnikom obejmują także odpowiedni dobór materiałów, które muszą być odporne na wysokie temperatury oraz oddziaływania promieniowania jonizującego i szybkich neutronów powstałych w wyniku reakcji rozszczepienia jąder ciężkich pierwiastków.

Chociaż w programach jądrowych silników lotniczych poczyniono znaczne postępy ani program nuklearnej rakiety, ani program nuklearnego silnika strumieniowego nie zostały faktycznie zastosowane w praktyce. Jądrowy napęd rakietowy nadal jest uznawany za niezbędny do dalekich, międzyplanetarnych misji kosmicznych. W przypadku jądrowych silników strumieniowych i turboodrzutowych o obiegu otwartym zdecydowanie negatywne oddziaływanie tego typu napędów na środowisko było prawdopodobną przyczyną przerwania prac nad rozwojem tych napędów w USA. Prace nad strumieniowym silnikiem Pluton zostały przerwane w lipcu 1964 ro-

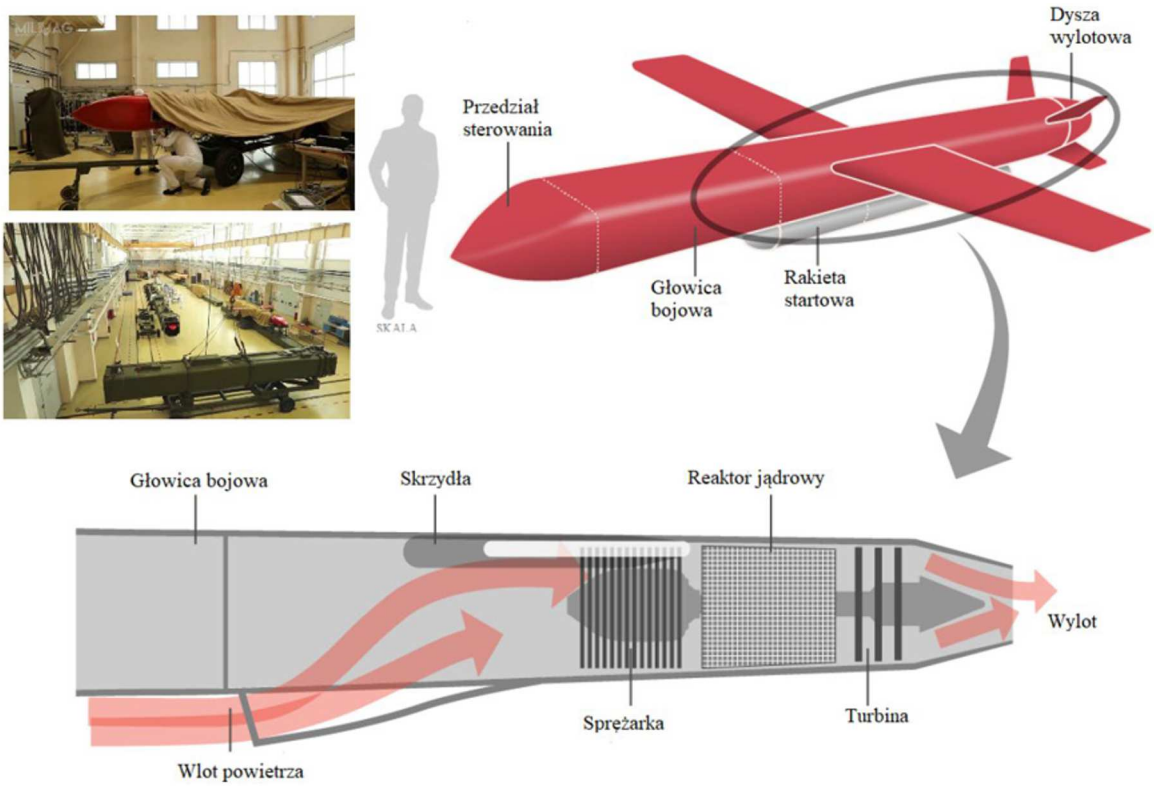
ku. Koszt tych badań zamknął się w kwocie 260 mln USD. Podobnie jak w przypadku prac badawczo-rozwojowych nad jądrowymi silnikami o obiegu otwartym, Stany Zjednoczone Ameryki Północnej przerwały także prace nad silnikami odrzutowymi o obiegu zamkniętym. W tym przypadku problemem była bardzo duża masa osłon antyradiacyjnych i problemy logistyczne związane z obsługą samolotów napędzanych silnikami jądrowymi.

Do niedawna wydawało się, że temat budowy pocisków manewrujących napędzanych silnikami jądrowymi o obiegu otwartym został zakończony i „pogrzebany na zawsze". Tymczasem rosyjska agencja TASS poinformowała, powołując się na źródła w przemyśle, o udanej próbie reaktora nuklearnego, który ma napędzać pocisk manewrujący 9M730 Buriewiestnik (pol. „Burzyk"), w klasyfikacji NATO SSC-X-9 Skyfall [13]. Pocisk dzięki zastosowaniu napędu jądrowego ma dysponować praktycznie nieograniczonym zasięgiem. Udana próba nuklearnej jednostki napędowej tego pocisku prawdopodobnie została przeprowadzona w styczniu 2017 roku i miała być ważnym kamieniem milowym rosyjskiego projektu budowy pocisku manewrującego i lecącego na małej wysokości o nieograniczonym zasięgu. Brak jednak oficjalnego potwierdzenia pomyślnych testów tego reaktora. Amerykańskie źródła wywiadowcze donosiły natomiast o próbach pocisku na poligonie Kapustin Jar w obwodzie astrachańskim. Źródła te donosiły, że od listopada 2017 roku do lutego 2018 roku miały odbyć się cztery próby pocisku Buriewiestnik. Prawdopodobnie wszystkie próby zakończyły się niepowodzeniem. Informacje o projekcie Burieviestnik po raz pierwszy ujawnił prezydent Federacji Rosyjskiej Władimir Putin 1 marca 2018 roku podczas corocznego przemówienia skierowanego do członków Zgromadzenia Federalnego, rządu, sądów najwyższego i konstytucyjnego, gubernatorów oraz przedstawicieli najważniejszych mediów. W swoim przemówieniu Putin ujawnił również inne nowe typy uzbrojenia strategicznego rozwijanego przez Rosję, w tym: m.in. podwodne drony Posejdon o napędzie nuklearnym i uzbrojone w potężną głowicę termojądrową oraz pociski hipersoniczne typów Kindżał i Awangard. Nazwa pocisku Buriewiestnik pochodzi od dużego ptaka oceanicznego (po polsku burzyk) i została wybrana pod koniec marca 2018 roku po publicznym głosowaniu, w którym wzięło udział ok. 7 milionów Rosjan.

Na rys. 8 został przedstawiony szkic pocisku manewrującego 9M730 Buriewiestnik. Pokazany jest między innymi przekrój poprzeczny ukazujący jądrowy turboodrzutowy zespół napędowy pocisku z chłodzonym w obiegu otwartym rdzeniem reaktora. W prawym górnym rogu tego rysunku umieszczono dwa zdjęcia przedstawiające montaż tego pocisku.

System 9M730 Buriewiestnik ma być pociskiem manewrującym odpalanym z bombowców strategicznych oraz okrętów podwodnych, choć w obliczu rychłego końca traktatu INF nie można wykluczyć także rozmieszczenia tych pocisków na wyrzutniach lądowych. Pocisk dzięki zastosowaniu nuklearnej jednostki napędowej (najprawdopodobniej bardzo podobnej do tej stosowanej w podwodnych dronach Posejdon) ma dysponować praktycznie nieograniczonym zasięgiem oraz długotrwałością lotu. Ma to umożliwiać lot po trudnej do przewidzenia trajektorii, a więc możliwość ataku na cel z dowolnego kierunku. Dzięki temu pocisk ma uzyskiwać większe możliwości penetrowania wrogiej przestrzeni powietrznej niż napędzane konwencjonalnie odpowiedniki tych pocisków. Warto przy tym odnotować, że pocisk 9M730 ma być przeznaczony do przenoszenia głowicy jądrowej.

W dniu 8 sierpnia 2019 roku rosyjskie media poinformowały o wypadku na wojskowym poligonie Nienoksa. Oficjalna nazwa poligonu to 45. Centralny Poligon Doświadczalny Marynarki Wojennej Federacji Rosyjskiej. Poligon znajduję się nad brzegiem Morza Białego. Ośrodek został zorganizowany w celu przeprowadzania prób morskich rakiet balistycznych. Współcześnie przeprowadzane są na nim próbne strzelania pocisków przeciwokrętowych, rakietowych kompleksów zwalczania przeznaczonych do zwalczania okrętów podwodnych, rakiet Buława i R-29RMU. Informacja o wypadku na poligonie doświadczalnym nie była niczym wyjątkowym, w tego typu ośrodkach wypadki zdarzają się z określoną częstotliwością. Zdziwienie wśród komentatorów wzbudziły jednak śmiertelne ofiary katastrofy. Zginęło pięć osób i wszystkie były pracownika-



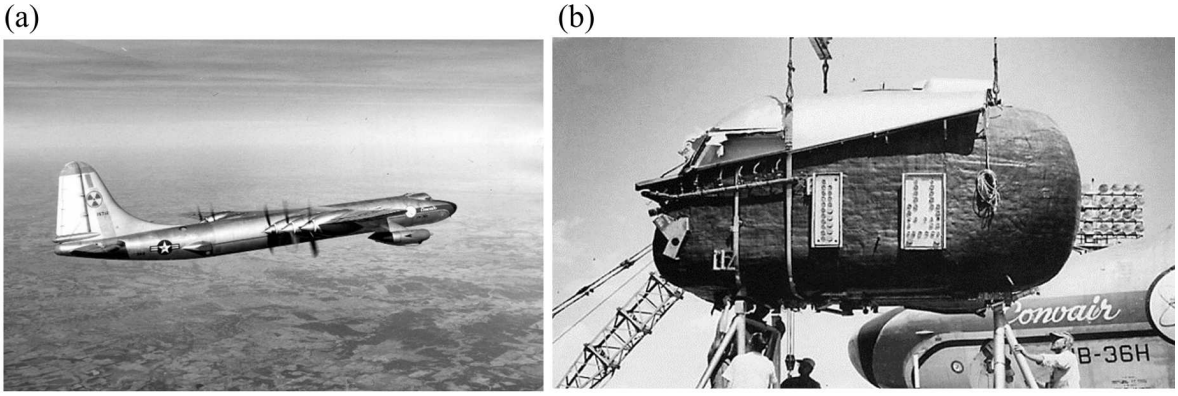
Rys. 8. Rosyjski pocisk manewrujący Buriewiestnik napędzany nuklearnym silnikiem turbinowym wykorzystującym przegrzane w rdzeniu reaktora jądrowego powietrze [13]

mi rosyjskiej firmy Rosatom, oficjalnie zajmującej się cywilnym zastosowaniem energii jądrowej. Ponadto tuż po katastrofie w mediach społecznościowych pojawiła się informacja o wzroście promieniowania jonizującego w okolicach Nienoksy, miejscowości znajdującej się nieopodal poligonu. Nieznana była jednak przyczyna wzrostu promieniowania. Oficjalne informacje wskazywały, że na poligonie nie przeprowadzano prób z bronią jądrową. Nieoficjalna informacja została potwierdzona przez Rosyjskie Ministerstwo Obrony, które przyznało, że na poligonie doszło do awarii pocisku z izotopowym źródłem energii. Podano również, iż wypadek miał miejsce na morskiej platformie, na której odbywały się próby. Wszystkie ofiary śmiertelne zginęły na skutek fali uderzeniowej powstałej w momencie wybuchu pocisku. Wybuch nie miał charakteru jądrowego, a do skażenia środowiska prawdopodobnie doszło po uwolnieniu paliwa silnika jądrowego. Stopień skażenia jest trudny do oszacowania, ponieważ automatyczne stacje mierzące poziom promieniowania, przekazujące informacje do centrali Międzynarodowej Agencji Energii Atomowej wyłączyły się, zdaniem Rosjan, z powodu awarii. Z drugiej jednak strony akwen w pobliżu poligonu zamknięto dla żeglugi na okres 30 dni, a pracowników szpitala w pobliskim Siewierodwińsku, dokąd przewieziono rannych w wyniku awarii, oraz pomieszczenia szpitalne poddano dekontaminacji. Niedługo po wybuchu lokalne władze poinformowały o zarejestrowaniu „krótkotrwałego" wzrostu promieniowania. A następnie władze miasta Siewierodwińsk wycofały szybko informację w tej sprawie bez dodatkowych wyjaśnień. Rosyjskie ministerstwo obrony zapewniło, że w wyniku eksplozji do atmosfery nie przedostały się żadne szkodliwe substancje i poinformowało, że promieniowanie jest w normie. Z kolei organizacja Greenpeace, powołując się na dane ministerstwa ds. sytuacji nadzwyczajnych, podała, że w Siewierodwińsku poziom promieniowania 20-krotnie przekroczył normę. Ponadto lokalne media podały, że okoliczni mieszkańcy gromadzą jod, stosowany w celu zmniejszenia skutków napromieniowania.

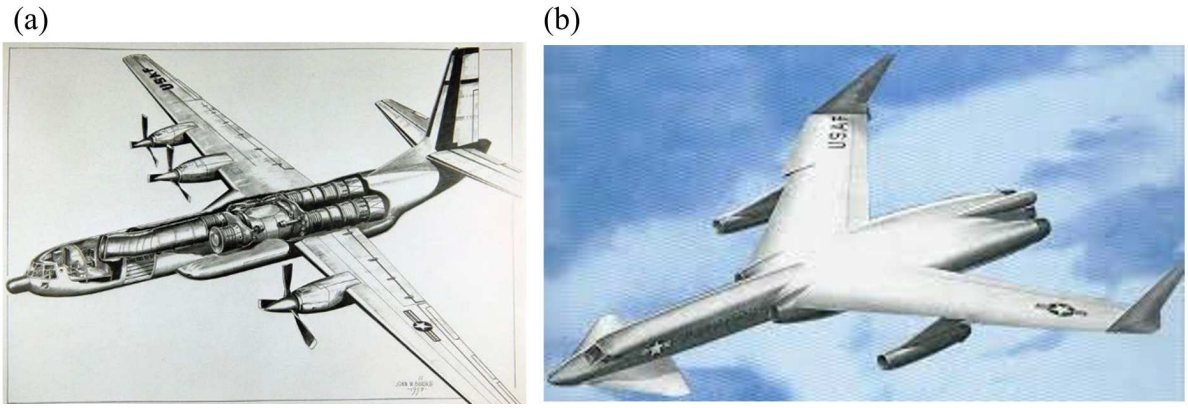
3.4. Samoloty załogowe z pracującymi na ich pokładzie reaktorami jądrowymi

3.4.1. Projekty powstałe w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej [10]

Pozytywne wyniki prac badawczo-rozwojowych programu NEPA spowodowały rozpoczęcie w 1951 roku finansowania zaawansowanego programu Aircraft Nuclear Propulsion (ANP) – programu napędu jądrowego samolotu. W ramach programu ANP, obok bardziej zawansowanych projektów jądrowych silników lotniczych, powstało także kilka ciekawych konstrukcji samolotów. Jedną z nich był program oparty na modyfikacji bombowca Convair B-36 Peacekeeper – Convair NB-36H (rys. 9a). Samolot NB-36H był wykorzystywany do eksperymentów z osłonami reaktorów oraz ochroną antyradiacyjną załóg. W komorze bombowej samolotu Convair NB-36H zawieszono 20 tonowy reaktor jądrowy pracujący w cyklu pośrednim, chłodzony powietrzem, o mocy 3 MW [10]. Czynnikiem chłodzącym rdzeń refaktura była woda. Celem eksperymentu była optymalizacja osłon reaktora pod kątem ich efektywności oraz wagi, a także badanie osłon antyradiacyjnych kokpitu załogi (rys. 9b). Od września 1955 roku do maja 1957 roku samolot NB-36H wykonał łącznie 47 lotów, przebywając w powietrzu 215 godzin, w tym 89 godzin z pracującym na pokładzie reaktorem.



Rys. 9. (a) Samolot Convair NB-36H z reaktorem jądrowym zabudowanym w komorze bombowej, (b) osłona radiacyjna kabiny pilotów [10]



Rys. 10. (a) Szkic samolotu WS-125, (b) rysunek samolotu Convair NX-2 napędzany silnikami GE XNJ140E [15]

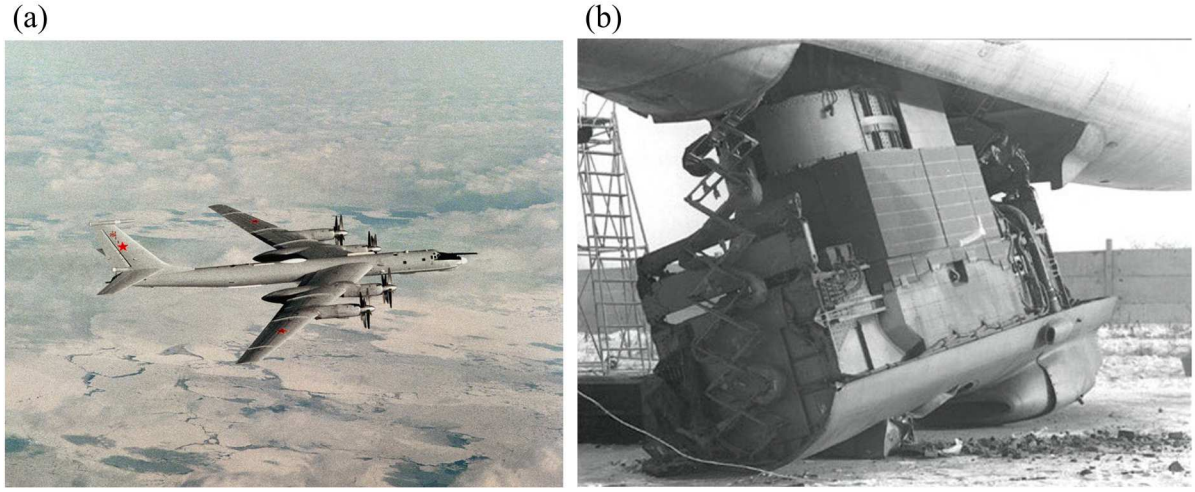
W ramach programu ANP powstało kilka projektów strategicznych samolotów bombowych o globalnym zasięgu, napędzanych silnikami jądrowymi. Przykładem mogą być projekt WS-125 (rys. 10a). Samolot WS-125 miał być napędzany dwoma silnikami GE J-87 z pojedynczym reaktorem z obiegiem zamkniętym. Samolot ten posiadał także silniki na paliwo konwencjonalne sto-

sowane przy rozruchu silnika jądrowego oraz podczas lądowania. Innym projektem był jądrowy bombowiec strategiczny Convair NX-2 napędzny silnikami jądrowymi GE XNJ140E z obiegiem otwartym. Szczegółowy opis tych projektów można znaleźć w książce Dawida Carpentera „NX-2 Convair Propulsion Jet" [15].

Na projekty dotyczące napędów jądrowych zostało poświęcone blisko 15 lat. Koszty tych projektów wyniósł ponad miliard USD. Projekt ANP został zakończony decyzją prezydenta J.F. Kennedy'ego w 1961 roku. W pracy [16] podano obszerną bibliografię projektu ANP.

3.4.2. Projekty powstałe w ZSRR

W ZSRR pierwsze prace nad jądrowym napędem samolotów strategicznych rozpoczęły się także w drugiej połowie XX wieku. Prawdopodobnie w 1955 roku w biurze konstrukcyjnym Miasiszczewa postał projekt samolotu M-60, będący adaptacją naddźwiękowego bombowca M-50. Samolot miał być napędzany turboodrzutowymi silnikami jądrowymi o obiegu otwartym. Projekt nie doczekał się realizacji.



Rys. 11. (a) Samolot Tupolev Tu-95LAL, (b) reaktor jądrowy zabudowany w samolocie Tu-95 LAL

Gdy ambitny projekt biura konstrukcyjnego Miasiszczewa nie odniósł sukcesu, biuro konstrukcyjne Tupolew wystąpiło ze znacznie skromniejszą propozycją jądrowej wersji samolotu Tu-95 (rys. 11). Był to projekt samolotu hybrydowego, który miał być napędzany czterema silnikami turbośmigłowymi. Dwie z czterech jednostek napędowych samolotu miały być napędzanymi naftą, silnikami były NK-12, a dwie miały być jądrowymi silnikami turbośmigłowymi Kuzniecow NK-14A. Silnik NK-14A byłby zasilany w sposób podobny do koncepcji jądrowego silnika turbośmigłowego Pratt & Whitney [15]. Scentralizowany reaktor generowałby moc zarówno do obracania łopat śmigła/sprężarki, jak i do podgrzewania powietrza wydmuchiwanego przez silnik turbośmigłowy. Etapem projektu Tupolewa były badania podobne do tych, które prowadzili Amerykanie na samolocie Covvair NB-36H. W biurze Tupolewa powstała adaptacja samolotu Tu-95LAL (rys. 11a). Za kokpitem samolotu Tu-95LAL zainstalowano pięciocentymetrową płytę ołowianą i pakiet materiałów polimerowych o grubości 15 cm, a czujniki monitorujące poziom promieniowania umieszczono w nosie, ogonie i środkowej części kadłuba tego samolotu, a także na jego skrzydłach. Podobnie jak w NB-36H reaktor (rys. 11b) znajdował się w ładowni (luku bombowym samolotu). Jego ochrona przypominała nieco tą zastosowaną w kabinie, jednak rdzeń reaktora umieszczono w okrągłej obudowie. Konieczne było wyposażenie reaktora w układ chłodzenia. Woda destylowana krążyła w bezpośrednim sąsiedztwie paliwa jądrowego i chłodziła je. Następnie ciepło przeniesiono do wody drugiego obiegu, który rozpraszał otrzymaną energię za pomocą radiatora. Zewnętrzna powłoka reaktora jako całość wpasowała się

w kontury kadłuba bombowca, jednak musiano wyciąć otwory w górnej części i bokach poszycia, które zostały zakryte owiewkami. Ponadto urządzenie dolotowe chłodnicy zostało umieszczone w dolnej części kadłuba. Pierwsze uruchomienie reaktora na stanowisku naziemnym przeprowadzono na poligonie badawczym Semipałatyńsku w 1959 roku. Samolot został przerobiony do 1961 roku i od maja do sierpnia wykonano 34 loty. Odbywały się one zarówno z gorącym, jak i wygaszonym reaktorem. Testowano przede wszystkim biologiczną ochronę kokpitu. Na początku lat sześćdziesiątych wszystkie prace nad systemem jądrowych samolotów atmosferycznych zostały przerwane. Jedną z możliwych przyczyn zaprzestania prac jest fakt, że w przypadku katastrofy lotniczej konsekwencje rozbicia samolotu z reaktorem jądrowym na pokładzie stanowiłoby ogromne zagrożenie środowiska naturalnego. Zagrożenia środowiskowe były także główną przyczyną przerwana projektu samolotu jądrowego w USA.

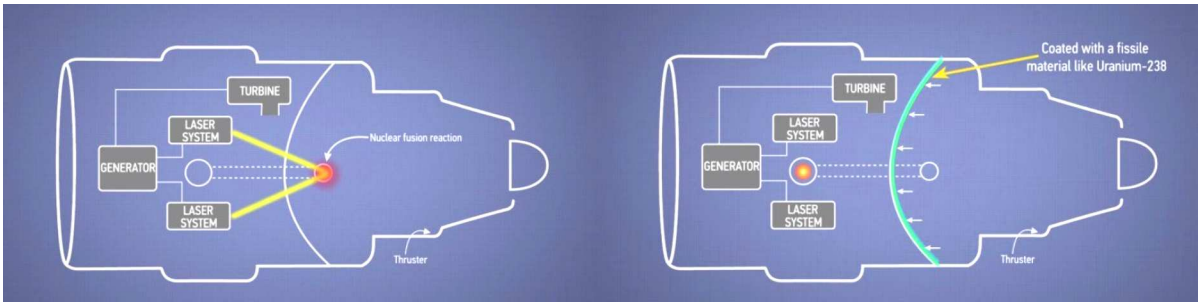
4. Podsumowanie i perspektywy zastosowania napędu jądrowego

Narastający problem z ograniczaniem emisji CO_2 czyni jądrowy napęd samolotów interesującą alternatywą klasycznych rozwiązań. W związku z zaostrzającymi się przepisami dotyczącymi ochrony środowiska, zmniejszającymi się zasobami paliw kopalnych i wynikającym z tego wzrostem cen paliw, przemysł lotniczy musi poczynić szereg innowacyjnych zmian. Doraźnym rozwiązaniem są oczywiście działania prowadzące do zmniejszenia zużycia paliwa oraz zmniejszenia emisji szkodliwych dla środowiska gazów, w tym dwutlenku węgla. Trwają także prace nad poszukiwaniem paliw alternatywnych, w tym paliwa wodorowego. W tym kontekście powracają także idee jądrowych napędów samolotów, z tym że w tym przypadku rozważane są reaktory oparte nie na rozszczepieniu jąder pierwiastków ciężkich, ale na syntezie termojądrowej. Szczególnie interesującą przyszłość mają reaktory termojądrowe oparte o systemy laserowe.

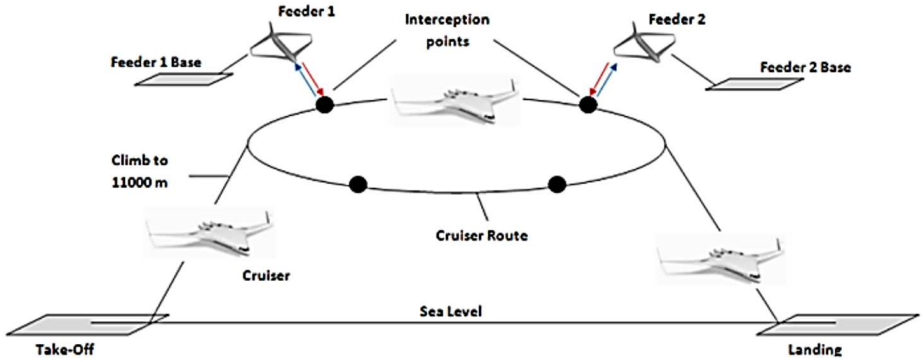
Firma Boeing opatentowała w USA silnik z napędem termojądrowym (patent nr. US 9.068.562 B1 z dnia 30 czerwca 2015 r.). Obecnie samoloty pasażerskie, takie jak Boeing 787 Dreamliner, są napędzane silnikami turbowentylatorowymi, zawierającymi sprężarkę, turbiny i wentylator, przez które napływające powietrze jest sprężane, a następnie, w komorze spalania po zmieszaniu z paliwem jest spalane, aby wytworzyć niezbędny ciąg. Nowy, laserowy silnik ma zupełnie inne podejście do wytwarzania ciągu. Tutaj silnik posiada swoistą komorę termojądrową, w której duża liczba o odpowiedniej mocy laserów wstrzeliwuje się w materiał radioaktywny – mieszaninę deuteru i trytu. Termojądrowy silnik lotniczy Boeinga przeznaczony jest do napędu samolotów, rakiet, pocisków oraz statków kosmicznych. Koncepcja napędu polega na rozgrzewaniu laserami wielkiej mocy izotopów wodoru: deuteru i trytu. Pod wpływem energii dostarczonej przez lasery zachodzą reakcje syntezy, a jej produkty uboczne wodór i hel pod ogromnym ciśnieniem wyrzucane są z dyszy, dając ciąg silnikowi. Powstałe w reakcjach termonuklearnych neutrony uderzają w pokrytą radioaktywnym uranem 238U powłokę komory silnika. Wytwarza to ogromne ilości energii cieplnej, która jest przekazywana do czynnika chłodzącego w wymienniku znajdującym się przy uranowej powłoce. Energia czynnika napędza turbinę, która z kolei napędza generator energii elektrycznej, która z kolei służy do zasilania laserów. Taki układ wydatnie zwiększa sprawność silnika. Szkic tego silnika został przedstawiony na rys. 12.

Jednym z opracowanych w komitecie doradczym Unii Europejskiej koncepcji typu „out of the box" jest przedstawiona na rys. 13 koncepcja „cruiser-feeder" [17].

Opracowana w holenderskim instytucie NLR koncepcja „cruiser-feeder" obejmuje „cruiser-krążownik" lecący na stałym pułapie przelotowym nad głównymi portami, takimi jak np. lotnisko Schiphol w Amsterdamie, lotnisko we Frankfurcie czy też lotnisko J.F. Kennedy'ego w Nowym Jorku. Mniejsze samoloty, „feeder-odajniki", podnoszą moduły pasażerskie i umieszczają je na pokładzie „krążownika". W tym samym czasie paliwo, bagaż, zapasy i odpady są wymieniane między „krążownikiem" a „podajnikiem". „Krążownik" kontynuuje lot przez kolejne tysiące



Rys. 12. Schemat termonuklearnego silnika odrzutowego (znaczenie słów angielskich: Thruster – ster strumieniowy; Nuclear fusion reaction – reakcja syntezy jądrowej; Turbine – turbina; Lader system – układ laserów wysokiej mocy; Grneratot – generator prądu elektrycznego; Coated with fissile material like Uranium-238 – pokrycie materiałem radioaktywnym takim jak Uran-238)



Rys. 13. Profil misji z wykorzystaniem krążownika [17] (znaczenie słów angielskich: Sea lewel – poziom morza; Take-off – start; Landing – lądowanie; Climb the 11000 m – wznoszenie na 11000 m; Feeder 1 base – lotnisko podajnika nr 1; Frrfer 1 – podajnik nr 1; Feeder 2 base – lotnisko podajnika nr 2; Feeder 2 – podajnik nr 2; Cruiser Route – trasa krążownika; Interception point – punkt przechwytywania

kilometrów, przy czym ta procedura jest powtarzana po cyklicznej trasie. Autorzy pomysłu oczekują, że w przyszłości taka forma współpracy „krążownika" z „podajnikiem" zaowocuje znacznymi oszczędnościami paliwa. Ten scenariusz jest już możliwy, gdy w szczególnych przypadkach wymieniane jest tylko paliwo między „krążownikiem" a „podajnikiem". Według szacunkowych obliczeń specjalistów z NLR, wykonanych na podstawie analizy przelotu o długości 6000 mil morskich (około 11 000 km) liniowego samolotu pasażerskiego z 250 pasażerami na pokładzie, oszczędności paliwa w przypadku jednej procedurą tankowania na trasie wynoszą aż 31%. W porównaniu ze wszystkimi innymi technologiami mającymi na celu uczynienie samolotów bardziej oszczędnymi pod względem zużycia paliwa, ta konkretna operacja oferuje ogromny potencjał oszczędności. Jak dotąd badania koncentrują się na dwóch kluczowych problemach. Czy koncepcja cruiser-feeder jest wykonalna? Czy koncepcja cruiser-feeder spełnia normy zdatności do lotu obowiązujące w lotnictwie cywilnym? Jak znaczące są potencjalne korzyści? Aby odpowiedzieć na te pytania, opracowano przeprowadzono prace projektowe „krążownika" i „podajnika". Ponadto przeprowadzono badania systemu automatycznego cumowania, koncentrując się na kluczowym wymogu gwarancji bezpieczeństwo. W celu zbadania koncepcji „krążownik-podajnik" przeprowadzono także eksperymenty symulacyjne lotu zespołu.

Koncepcja „krążownik-podajnik" jest efektywna, gdy „krążownik" może pozostać długo w powietrzu bez konieczności tankowania. Dlatego też najlepszym rozwiązaniem byłoby zasilanie „krążownika" w energię za pomocą pokładowego reaktora jądrowego. Fuzja jądrowa wykorzystuje znikomą masę paliwa w porównaniu z tysiącami kilogramów paliwa niezbędnymi do silników odrzutowych. Jest to także napęd ekologiczny, ponieważ nie wytwarza gazów cieplar-

nianych. Zasadniczo tego typu statek-krążownik musiałby lądować jedynie w celu wykonania obsługi technicznej.

Rys. 14. Wizualizacja wykorzystania krążownika [17]

W reaktorach termojądrowych po wytworzeniu energii ciepło może zostać wykorzystane do wygenerowania elektryczności, podwyższenia temperatury systemu lub wdrożenia w inny użyteczny sposób. Korzystanie z energii jądrowej wymaga wielu środków ostrożności i ciągłej obserwacji. Niektóre paliwa wymagają skomplikowanych procesów, aby uzyskać formę nadającą się do wykorzystania w reaktorze.

Rys. 15. Koncepcja samolotu NASA NX-3 z rozproszonym napędem elektrycznym [20]

Badania nad wykorzystaniem laserów do wzbudzenia kontrolowanej syntezy termojądrowej prowadzone są już od szeregu lat. Ostatnio amerykańska firma Lockheed Martin opracowała koncepcję kompaktowego reaktora fuzji termojądrowej [18]. Inżynierowie i naukowcy z ośrodka Skunk Works, działający od kilku lat na rzecz projektu kompaktowego reaktora termojądrowego podali, że w ciągu najbliższych kilkunastu lat mogą zbudować reaktor o mocy 100 MW, który zmieści się na ciężarówce. Reaktor miałby wykorzystywać paliwo deuterowo-trytowe, czyli koncepcja nie odbiega zasadniczo od rozwiązań, nad którymi pracują naukowcy w wielu ośrodkach na

świecie. Jednym z potencjalnych zastosowań tego reaktora może być wykorzystanie jako źródła energii elektrycznej na pokładzie samolotu. Tak zwany rozproszony napęd elektryczny samolotu jest jedną z rozwijanych koncepcji przyszłościowego napędu dużych samolotów transportowych (rys. 15). Rozwój tego typu napędu jest ograniczony brakiem wydajnych i bezpiecznych źródeł energii elektrycznej na pokładzie samolotu [19]. Kompaktowe reaktory fuzji jądrowej mogłyby być doskonałym źródłem energii na przyszłościowym liniowym samolocie pasażerskim z rozproszonym napędem elektrycznym. Więcej informacji na temat elektrycznego napędu samolotów można znaleźć np. w pracy [19].

Najważniejszym wnioskiem, który można postawić, jest to, że nuklearny silnik odrzutowy oparty na reakcji syntezy jądrowej może stanowić rozwiązanie dla samolotów przeznaczonych do lotów długodystansowych, w szczególności przez fakt, że zużycie paliwa jest bardzo małe. Ważnym problemem, który musi być bardzo dobrze zbadany, jest możliwość uwolnienia substancji radioaktywnych do atmosfery, zwłaszcza w razie wypadku. Z kolei kompaktowe laserowe reaktory fuzji jądrowej mogą być źródłem energii elektrycznej zasilającej wentylatory rozproszonego napędu elektrycznego samolotu. Podobnie małe reaktory termojądrowe z laserową inicjacją syntezy jąder deuteru i trytu mogą być rozwiązaniem dla przyszłościowych rozproszonych napędów elektrycznych dużych samolotów transportowych [20].

Bibliografia

1. Stacy S.M., *Proving the Principle: A History of the Idaho National Engineering and Environmental Laboratory 1949-1999 1st Edition*, Chapter 13, p. 122 [dostęp: 1-luty-2023], http://webharvest.gov/peth04/20041031010059/http://www.inel.gov/proving-the-principle/chapter_13.pdf
2. Mann M., *Peacetime Uses of Atomic Energy*, T.Y. Crowell, NY, 1975, ISBN 10:0690001185, ISBN 13:9780690001181
3. Waid J., *Manned Nuclear Aircraft Program*, https://media.defense.gov/2021/Jun/21/2002745848/-1/-1/0/HN2_MANNED%20NUCLEAR%20AIRCRAFT%20PROPOLSION%20-%20WAID%2018%20JUN%2021.PDF
4. LeBlanc D., Molten salt reactors: A new beginning for an old idea, *Nuclear Engineering and Design*, **240**, 6, 1644-1656, 2010, DOI: 10.1016/j.nucengdes.2009.12.033
5. Layman D.C., Flitner D.P., Woike D.C., Layman D.C., XNJ 140E Nuclear Turbojet, GE, Comprehensive Technical Report, General Electric Direct-Air-Cycle Aircraft Nuclear Propulsion Program, Nuclear Materials and Propulsion Operation Light Propulsion Laboratory Department, Cincinnati, Ohio, 1962
6. Jordan W.H., Cramer S.J., Miller A.J., Aircraft Nuclear Propulsion Program: Quarterly Progress Report for Period Ending December 31, 1956, Part 1-5, United States: N.p., 1957, DOI: 10.2172/1373535
7. Sarns E.W., Frank E., Rom F.E., *Analysis of Low-Temperature Nuclear-Powered Ram-Jet Missile for high Altitudes*, NADCA RM E55G21, 1955
8. Ragheb M., Nuclear Ramjet and Scramjet Propulsion, 8/22/2022, https://mragheb.com/NPRE%20402%20ME%20405%20Nuclear%20Power%20Engineering/Nuclear%20Ramjet%20and%20Scramjet%20Propulsion.pdf
9. Mitrica B., Stanciu V., Petre M., Dima M., Badita C., Precup I., Petre C., Theoretical study of a nuclear jet engine for the propulsion of airplanes, *U.P.B. Sci. Bull., Series A*, **73**, 4, 139-152, 2011
10. Hull M., Fundamentals of Nuclear Flight, R.W. Bussard and R.R. DeLauer. McGraw-Hill, New York. 1965. 453 pp. Diagrams. Tables. Ills., *The Aeronautical Journal*, **71**, 674, 143-143. DOI: 10.1017/S0001924000056323

11. Clarfield G.H., *Nuclear America*, Harper & Row, New York, 124, 1984
12. Penner S.S., *Advanced Propulsion Techniques*, Pergamon Press: New York, 1961
13. Trakimavičius L., *The Future Role of Nuclear Propulsion in the Military*, NATO Energy Security Centre of Exce, October 2021, https://enseccoe.org/data/public/uploads/2021/10/d1_the-future-role-of-nuclear-propulsion-in-the-military.pdf
14. Zakrajsek J.F., *Nuclear Power Assessment Study Final Report, Nuclear Power Assessment Study – Final*, TSSD-23122, The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory 11100 Johns Hopkins Road, Laurel MD 20723, 2015
15. Carpenter D.M., *NX-2 Convair Propulsion Jet* [dostęp, luty 2023], https://leehite.org/anp/documents/NX-2_ANP_1951-1961_Convair_Nuclear_Propulsion_Jet.pdf
16. Snyder B.J., *Aircraft Nuclear Propulsion: An Annotated Bibliography;, United States Air Force History and Museums Program. Washington D.C.*, 1996, https://media.defense.gov/2014/Oct/14/2001329848/-1/-1/0/AFD-141014-032.pdf
17. https://www.nlr.org/news/futuristic-cruiser-feeder-concept-saves-fuel/
18. https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/compact-fusion.html
19. Kozakiewicz A. Grzegorczyk T., Electric aircraft propulsion, *Journal of KONBiN*, **51**, 4, 49-66, 2021, DOI: 10.2478/jok-2021-0044
20. https://www.nbcnews.com/mach/science/electric-planes-promise-big-benefits-air-passengers-planet-ncna862001

Nuclear-powered aircraft – an idea which will never come back?

This article provides an overview of a research conducted in the 20th century to investigate the feasibility of using nuclear reactors as a means of propulsion for aircraft and missiles. Two possible solutions for a nuclear jet engine are discussed: the natural cycle, in which the fluid flows through the reactor core, and the indirect cycle, in which the fluid flows through a heat exchanger. Due to radiation protection concerns, the only realistic option is the indirect cycle, in which the energy transfer occurs via a heat exchanger that must operate at high speeds. The heat exchanger replaces the traditional combustion chamber found in conventional engines. This article analyzes the thermodynamic cycle of a nuclear engine and provides an overview of the research efforts to construct a nuclear jet engine, with emphasis on performance tests of the aviation nuclear reactor, heat exchanger and jet engine. The article also discusses modern perspectives on potential applications of nuclear engines in civil and military contexts. While nuclear propulsion presents many challenges, it may promise future advances in the aviation technology.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/203-212

WPŁYW PARAMETRÓW UKŁADU WLOTOWEGO NA STABILNOŚĆ PRACY LOTNICZEGO SILNIKA TURBINOWEGO

Adam Kozakiewicz, Maciej Adamczyk, Maciej Majcher
Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: maciej.adamczyk@wat.edu.pl

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

Słowa kluczowe: inżynieria mechaniczna, turbinowe silniki lotnicze, pompaż, sprężarki, układy wlotowe

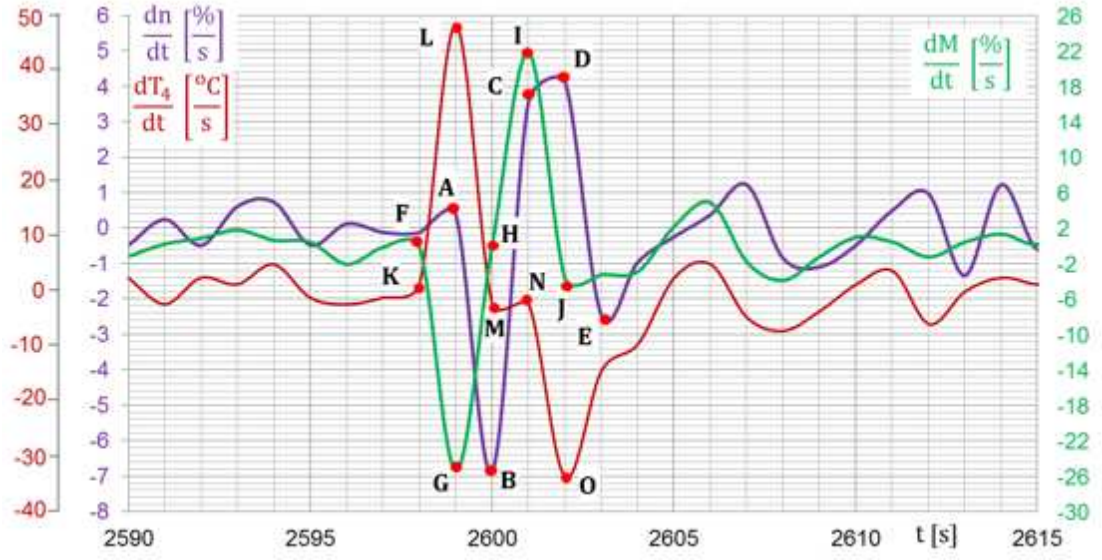
1. Wstęp

Pompaż silnika jest terminem przypisywanym do widocznych rezultatów niestabilnej pracy sprężarki, którymi są znaczne wibracje, głośne wystrzały oraz wyrzut płomienia przez wlot lub wylot silnika. Podstawową charakterystyką pompażu jest spadek masowego natężenia przepływu do wartości, które uniemożliwiają stabilną pracę całego systemu, co powoduje wspomniane i widoczne zjawiska w pracy silnika (rys. 1). Powstawanie pompażu zawsze poprzedzone jest

Rys. 1. Wyrzut płomienia w wyniku pompażu silnika samolotu F-16 [1]

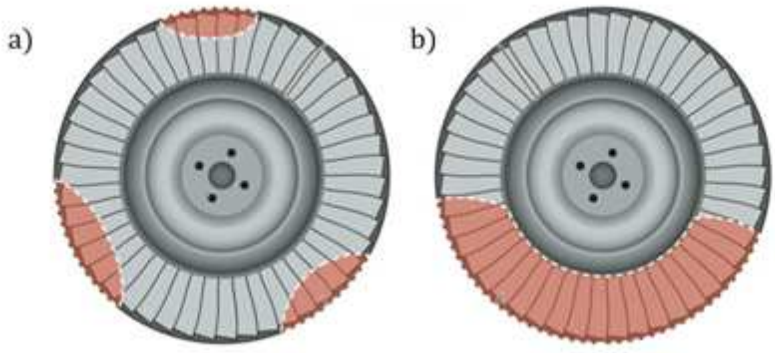
niestateczną pracą jednego lub wielu elementów sprężarki (rys. 2). Może być ona spowodowana zaprzestaniem wytwarzania siły aerodynamicznej przez palisady wirnikowe sprężarki lub stratami ciśnienia na palisadach kierownic. Oba te przypadki najczęściej spowodowane są powstającymi oderwaniami strumienia powietrza, w wyniku zmiany kąta napływu na poszczególne elementy. Oderwania mogą objąć część lub całość palisady danego stopnia sprężarki. Sprężarka jako cały system może pracować stabilnie, mimo że jej poszczególne stopnie mogą pracować

całkowicie lub w części niestatecznie. Większość przypadków pokazuje, że nie wszystkie łopatki w palisadzie zostają objęte równomiernie oderwaniem.



Rys. 2. Dynamika zmian temperatury gazów wylotowych za turbiną w porównaniu ze zmianami prędkości obrotowej i momentu obrotowego [2]

Najczęściej dane zaburzenie strumienia powietrza obejmuje kilka sąsiadujących łopatek, formując strefę oderwania. Powstające strefy nie są stałe i mogą przemieszczać się po obwodzie wirnika. Ich prędkość obrotowa najczęściej jest niższa niż prędkość obrotowa wirnika, co można obserwować jako pozorny ruch obrotowy w przeciwnym kierunku. W wyniku tego zjawiska zmniejsza się masowe natężenie przepływu przez sprężarkę, jednak dalej możliwe jest utrzymanie stabilnej pracy całego podzespołu. Narastanie i rozwój zjawiska niestatecznej pracy, propagacja zaburzeń po obwodzie i w głąb silnika oraz rozrastanie się stref oderwań prowadzi ostatecznie do całkowitego zablokowania przepływu przez kanał silnika i powstania pompażu. Schemat powstawania i propagacji stref oderwań pokazano na rysunku 3 [3].



Rys. 3. Schemat rozprzestrzeniania się stref oderwań na obwodzie wieńca wirnikowego [4], gdzie: a) niewielkie i lokalne strefy oderwań, b) strefa oderwań obejmująca znaczą część palisady

W koncepcji stabilności sprężarek wyróżnia się zagadnienie stabilności związanej ze współpracą z pozostałymi podzespołami silnika (ang. *operational stability*). tj. wlot, turbina, układ wylotowy, oraz stabilność aerodynamiczną (ang. *aerodynamic stability*) związaną ściśle z zagadnieniami przepływowymi strumienia powietrza przez poszczególne elementy sprężarki.

1.1. Obszar stabilności pracy sprężarki

Pracę sprężarki w danej chwili czasu opisują takie parametry jak spręż, sprawność i masowe natężenie przepływu. Wartości tych parametrów dla różnych prędkości obrotowych wirnika tworzą charakterystykę sprężarki (rys. 6). Obrazuje ona odpowiedź układu na pojawiające się zaburzenia zewnętrzne. W stanie niezaburzonym sprężarka współpracuje z turbiną, tworząc na charakterystyce linię współpracy (rys. 6). Parametry sprężarki przyporządkowane są do danej prędkości obrotowej wirnika, która definiowana jest przez pracę turbiny. Linia współpracy analitycznie opisywana jest przez warunek równości mocy sprężarki i turbiny, którą można zapisać następująco:

$$\frac{\pi_S^*}{q(\lambda_1)} \approx b\sqrt{\frac{e_S^* - 1}{\eta_S^*}} \tag{1.1}$$

gdzie: π_S^* – spręż sprężarki, η_S^* – sprawność sprężarki, $q(\lambda)$ – funkcja względnej gęstości strumienia, $e_S^* = f(\pi_S^*, k)$, $b = f(A_i, \sigma^*, \eta_i)$.

Obszar stabilnej pracy sprężarki ograniczony jest od góry przez granicę pracy statecznej. Wyjście punktu pracy ponad tę linię oznacza wejście sprężarki w niestateczną pracę. Granicę pracy statecznej opisuje następująca zależność matematyczna [3]:

$$\frac{p_2^*}{p_1^*} = 1 + \frac{\frac{1}{2}\psi_s \dot{m}^2}{\varphi_s^2 A^2 \rho p_1^*} \tag{1.2}$$

gdzie: p_2^*/p_1^* – spręż, $\dot{m}$ – masowe natężenie przepływu, A – pole przekroju wlotu, ρ – gęstość powietrza, ψ_s – współczynnik efektywnego wzrostu ciśnienia spiętrzenia:

$$\psi_s = \frac{\Delta p^*}{\frac{1}{2}\rho U^2} \tag{1.3}$$

oraz współczynnik natężenia przepływu

$$\varphi = \frac{c_{1a}}{U} \tag{1.4}$$

gdzie: Δp^* – wzrost ciśnienia w sprężarce, U – prędkość obwodowa wirnika, c_{1a} – prędkość osiowa przepływu.

We wzorze (1.2) zmienne poza masowym natężeniem przepływu są względnie stałe, a $\dot{m}$ jest funkcją prędkości obrotowej sprężarki. Stąd granica pracy statecznej jest funkcją kwadratową prędkości obrotowej, dla której przy sprężu równym 1 masowe natężenie przepływu wynosi 0 [3].

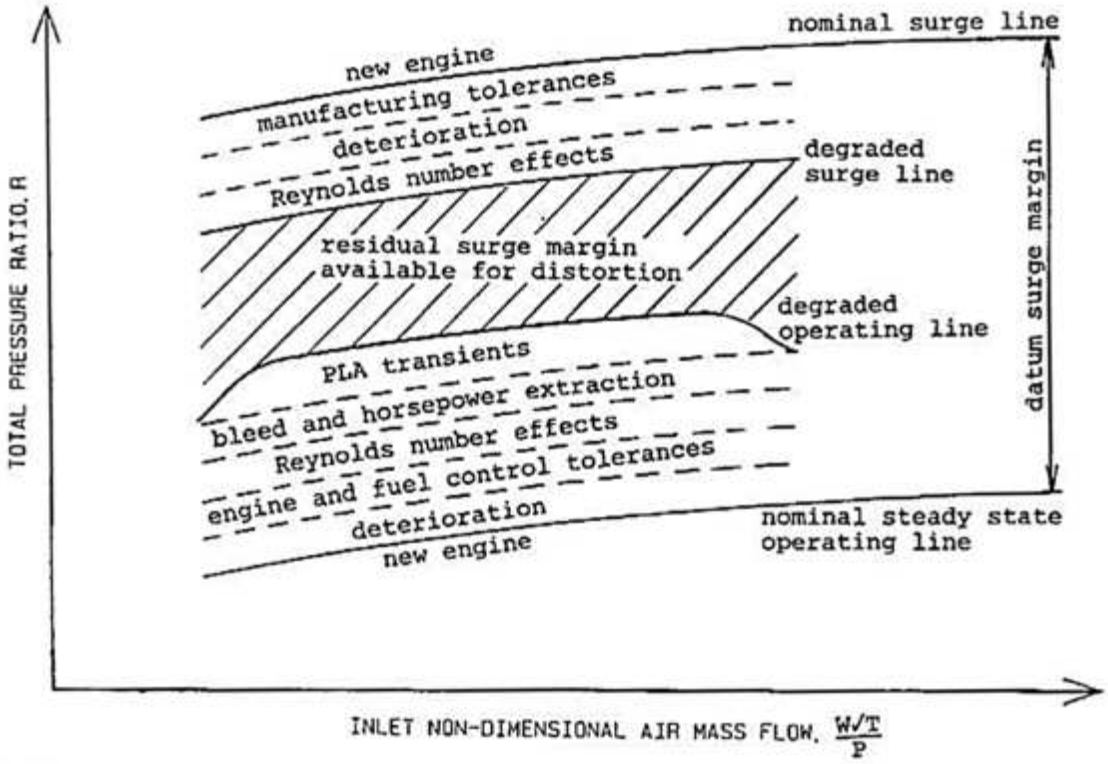
Odległość między linią współpracy a granicą statecznej pracy sprężarki nazywamy zapasem stateczności, który można zdefiniować jako:

$$K_s = 1 - \frac{\dot{m}_{ws}}{\dot{m}_{gr}} \frac{\pi_{Sgr}^*}{\pi_{Sws}^*} \tag{1.5}$$

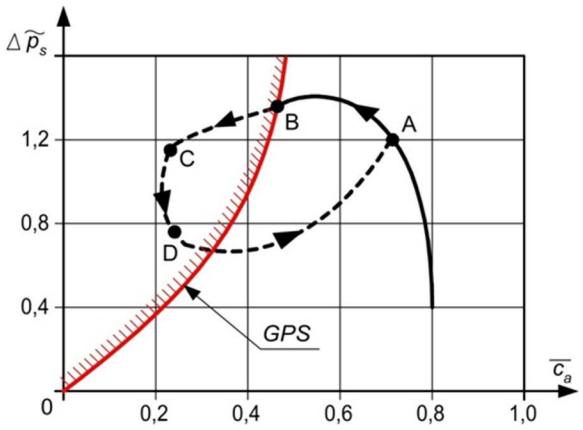
gdzie parametry: ws – wartości w punkcie współpracy, gr – wartości na granicy statecznej pracy.

Zapas statecznej pracy sprężarki interpretujemy jako odległość punktu współpracy (rys. 6 – pkt A) od granicy pracy statecznej (rys. 6 – pkt B). Określa on maksymalną zmianę warunków pracy sprężarki, przy stałej prędkości obrotowej, w których zostanie utrzymana jej stateczna praca. Dla konstrukcji sprężarek osiowych zapas stateczności zwykle utrzymywany jest w granicach 8-25%. Zmniejszenie zapasu stateczności może być spowodowane czynnikami związanymi z aktualnymi warunkami pracy sprężarki, tj. wysokość lotu, zaburzenia przepływu powietrza na wlocie do silnika, opóźnienia w otwarciu zaworów upustu itp., ale również ulega zmniejszeniu wraz z upływającym czasem i zużyciem silnika. Dzieje się tak w wyniku zużycia poszczególnych

elementów konstrukcyjnych, deformacji i uszkodzeń profili łopatek, zmianą geometrii kanału przepływowego, zużyciem turbiny i wzrostem jej temperatury pracy, osadami pyłów, nagaru itp., a także z odchyłek produkcyjnych i poremontowych elementów silnika [5]. Poszczególne czynniki wpływające na zmniejszenie zapasu stateczności przedstawiono na rysunku 4.



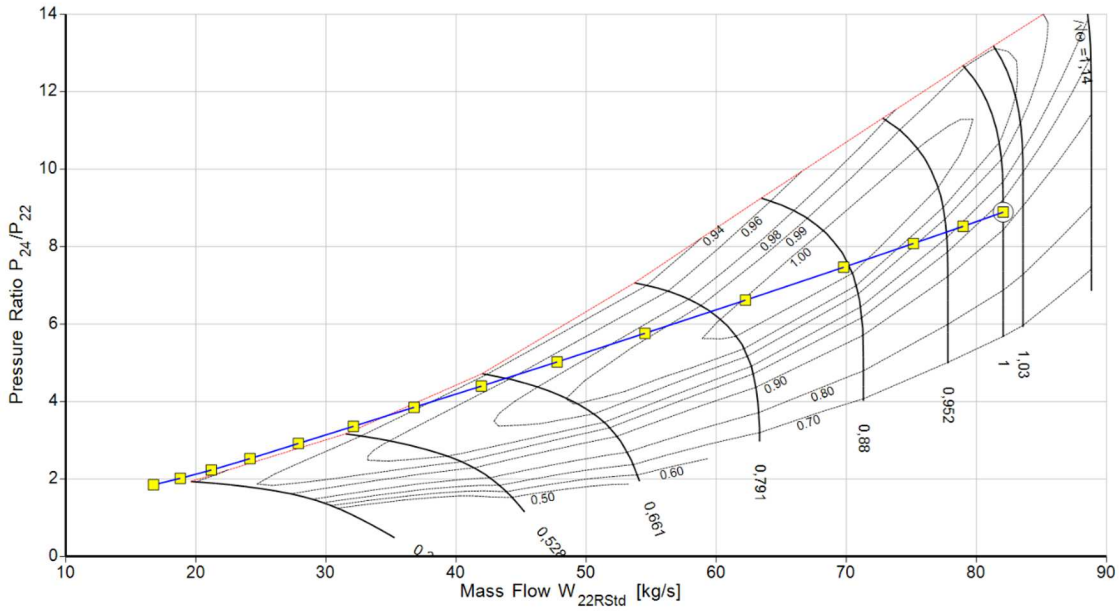
Rys. 4. Czynniki wpływające na zmniejszenie zapasu stateczności sprężarki [6]



Rys. 5. Przebieg pompażu, GPS – granica pracy statecznej, A, B, C, D – punkty graniczne pracy sprężarki w stanach przejściowych pracy niestatecznej [2]

Praca układu wlotowego również ma kluczowy wpływ na stabilność pracy silnika. Wlot jest integralną częścią zespołu napędowego i odgrywa znaczącą rolę w jego pracy. Parametry strumienia powietrza i równomierność ich pola silnie wpływają na stabilność pracy sprężarki i całego silnika oraz ciąg. Zaburzenia wytwarzane przez układ wlotowy mogą prowadzić do niestatecznej pracy sprężarki. Typowymi źródłami i przyczynami zaburzeń mogą być oderwania powstające

na konstrukcji wlotu, związane kątem natarcia lub ślizgu, wygięciem kanału dolotowego lub z generowanym układem fal uderzeniowych. Oderwania dostające się do silnika mogą też pochodzić ze źródeł zewnętrznych, np. w postaci turbulentnej warstwy przyściennej zassanej z kadłuba lub wirów wygenerowanych na innych elementach płatowca (rys. 7). Zaburzenia wytworzone przez pracę układu wlotowego w postaci niejednorodności pola prędkości lub ciśnienia będą przesuwały punkt pracy sprężarki w kierunku wystąpienia niestatecznej pracy. Kiedy zaburzenie jest chwilowe, sprężarka powraca do stanu równowagi i jej praca jest stabilna (rys. 5). Przy zmianie parametrów charakterystyki punkt pracy w danej chwili może zostać przesunięty do nowego stanu równowagi. Jeśli nowe parametry wypchną punkt pracy poza granice prace statecznej to podzespół będzie pracował niestabilnie. Przewidzenie warunków przy których wystąpi niestateczna praca sprężarki lub pompaż jest możliwe z dobrą dokładnością dla pojedynczych stopni i przepływów pod- i około dźwiękowych. Wraz ze wzrostem liczby stopni sprężarki rośnie skomplikowanie oddziaływań między częściowo niestatecznymi stopniami, a całe zjawisko cechuje się bardzo dużą dynamiką i staje się nieuchwytne. Stąd charakterystyki sprężarek są wyznaczane w głównej mierze doświadczalnie na specjalnych stanowiskach [6].

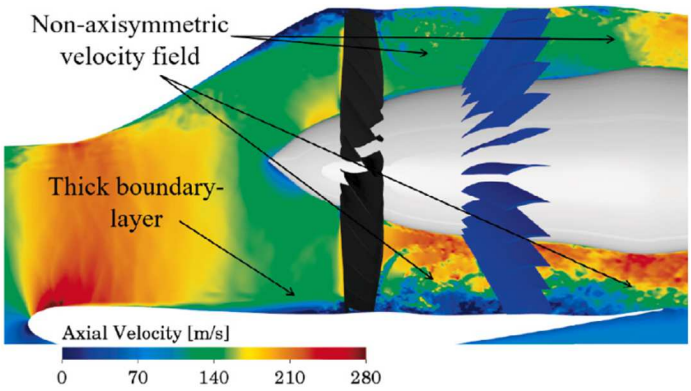


Rys. 6. Charakterystyka sprężarki osiowej silnika turbinowego (niebieski – linia współpracy, czerwony – granica pracy statecznej)

Na przedstawionej na rysunku 6 charakterystyce sprężarki dwuprzepływowego silnika turbinowego zaznaczono linię współpracy (niebieski) oraz granicę pracy statecznej (czerwony). Można zaobserwować, że w zakresie niskich prędkości obrotowych wirnika ($n < 0{,}6$), linia współpracy wykracza poza granicę pracy statecznej. Jest to typowe dla silników tej klasy, które w warunkach normalnych nie operują w zakresie niskich prędkości obrotowych (poza fazą rozruchu). W tym obszarze sprężarka z reguły ma problem z utrzymaniem stabilnej pracy i musi zostać ustateczniona przy pomocy dodatkowych systemów i urządzeń.

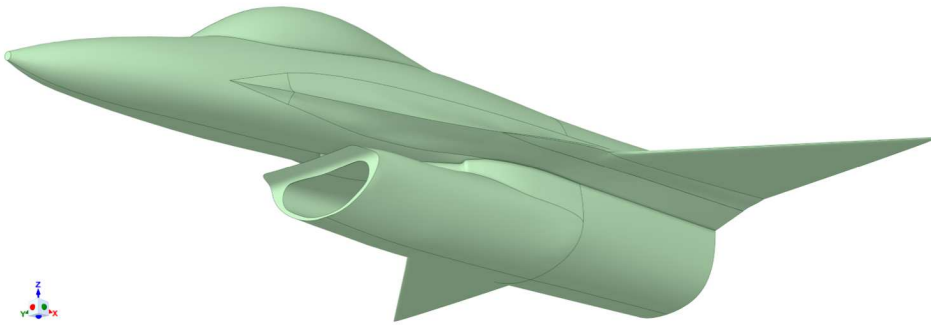
2. Budowa modelu obliczeniowego

Do wykonania analizy posłużono się trójwymiarowym modelem zeskanowanego samolotu wielozadaniowego. Część kadłuba wraz z całym kanałem dolotowym została wydzielona i przeniesiona do oprogramowania CAD (rys. 8). Zastosowano domenę prostopadłościenną, która sta-



Rys. 7. Pole prędkości przepływu przy zassaniu do silnika warstwy przyściennej z kadłuba [7]

nowiła domenę płynu (rys. 9). Po określeniu obszaru obliczeniowego zdefiniowano warunki brzegowe. Dla powierzchni zewnętrznych zastosowano warunek *pressure farfield*, który odpowiada strumieniowi niezaburzonemu w warunkach lotu. Płaszczyźnie na końcu kanału wlotowego (ang. *aerodynamic interference plane* – AIP), za którą znajduje się wentylator silnika, przypisano warunek *pressure outlet*, który umożliwia zmianę podciśnienia na wylocie z domeny płynu, co odpowiada naturalnym warunkom pracy układu wlotowego. W badaniach pracy układów wlotowych niezwykle ważnym zagadnieniem jest interakcja tych elementów z całym kadłubem samolotu. Istnieje istotny wpływ układu aerodynamicznego samolotu i geometrii płatowca na parametry pracy układu dolotowego, których nie można pominąć w rozważaniach [6].

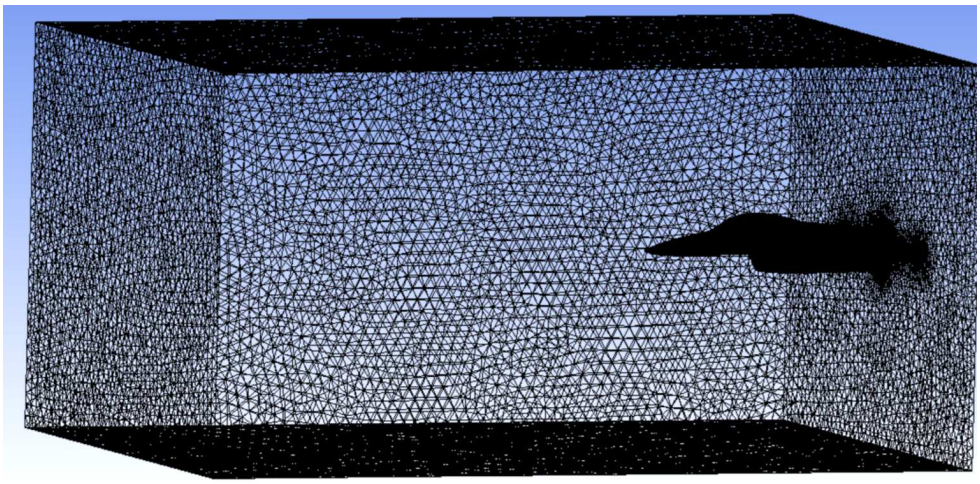


Rys. 8. Model wydzielonej części kadłuba samolotu F-16 wraz z kanałem wlotowym

Do dyskretyzacji modelu użyto siatki hybrydowej, która była połączeniem elementów strukturalnych i niestrukturalnych. Zasadniczo domena płynu składa się z komórek tetrahedralnych. W przypadku siatki strukturalnej na kadłubie zastosowano pięć warstw siatki pryzmatycznej w celu zwiększenia dokładności wyników w obszarze warstwy przyściennej. Wygenerowaną siatkę pokazano na rysunku 9. Całkowitą liczbę elementów siatki i jej parametry jakościowe zapisano w tabeli 1.

Tabela 1. Parametry siatki

Średnia skośność	0,22369
Średnia ortogonalność	0,77533
Liczba elementów	13 440 713



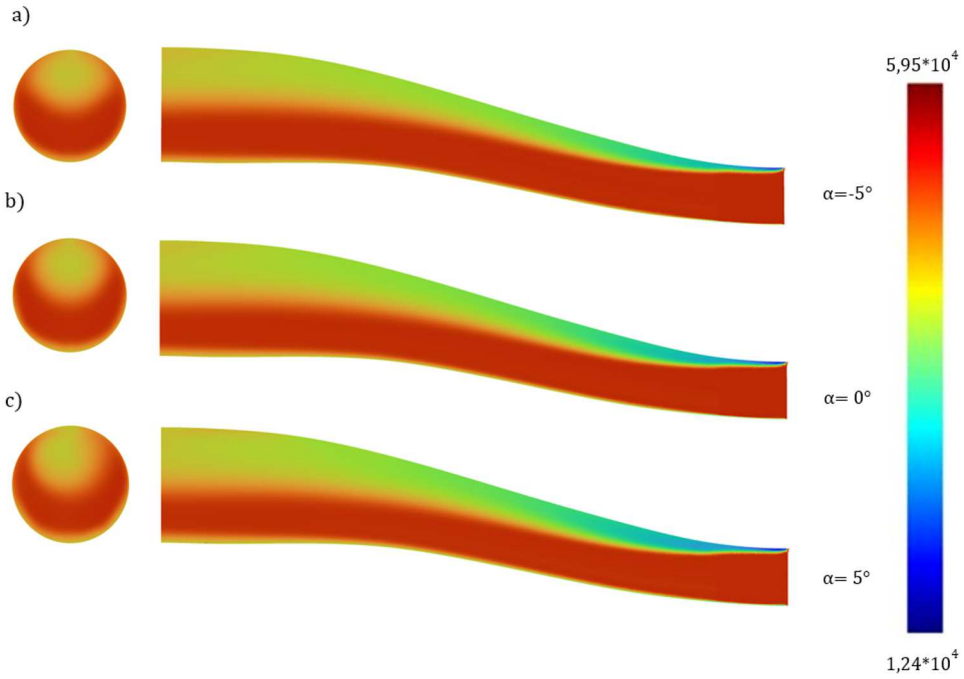
Rys. 9. Dyskretyzacja domeny obliczeniowej

3. Wyniki

W celu oceny parametrów pracy układu wlotowego, która mogłaby wpływać na stabilność pracy sprężarki, wykonano symulacje przepływowe dla samolotu w locie. Obliczenia przepływowe wlotu wykonano przy użyciu modelu k-ω SST. Warunki obliczeniowe lotu przyjęto w oparciu o Instrukcję Użytkowania w Locie (ang. *Aircraft Flight Manual*) samolotu F-16 C/D, która dla większości konfiguracji i misji przewiduje prędkość przelotową na poziomie Ma=0,8, a wysokość lotu to 8000 metrów. Obliczenia wykonano w trzech wariantach kątów natarcia ($-5°$, $0°$, $+5°$) [8].

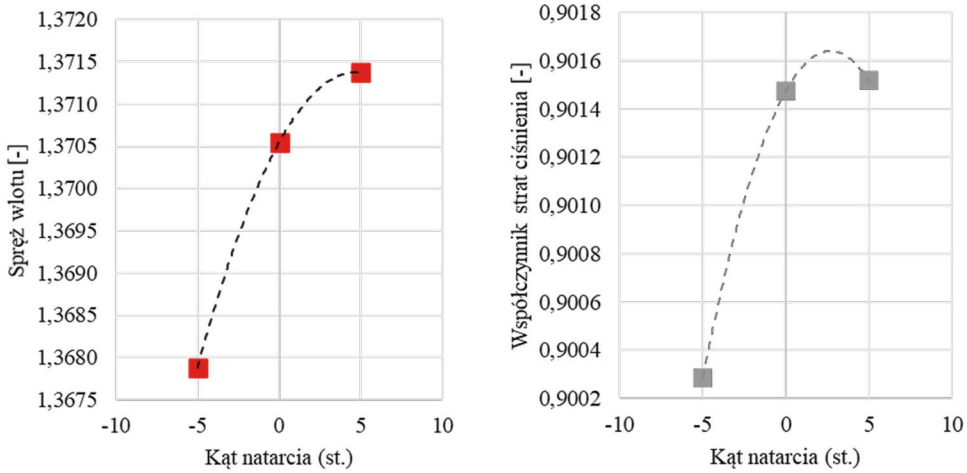
Wyniki obliczeń przedstawiono w formie wykresów rastrowych (rys. 10) dla opracowanych przypadków. Rezultat przedstawiono w przekroju podłużnym kanału wlotowego samolotu F-16 oraz przekroju poprzecznym kanału przed wlotem do sprężarki. Pole parametrów strumienia powietrza w przekroju współpracującym ze sprężarką jest szczególnie istotne z punktu widzenia stabilności jej pracy oraz pracy całego podzespołu. Zaburzenia strumienia dla lotu poziomego co do zasady powinno być niewielkie, a układ wlotowy w warunkach ustalonych powinien dostarczać w miarę jednorodny strumień powietrza. Na rysunku 10 przedstawiono rozkład ciśnienia całkowitego wzdłuż kanału oraz w przekroju przed sprężarką. Widoczne jest znaczne oderwanie strumienia na krawędzi wlotu, które propaguje w głąb kanału i jest w głównej mierze przyczyną niejednorodności pola strumienia w przekroju wyjściowym (AIP). Rozkład ciśnienia całkowitego pozwala również zaobserwować zachowanie warstwy przyściennej na ściankach kanału dolotowego oraz straty ciśnienia wytwarzane w tym obszarze w rezultacie tarcia. Wzrost kąta natarcia powoduje przesunięcie obszaru oderwania w kierunku środka przekroju (rys. 10).

Z punktu widzenia pracy sprężarki poza niejednorodnością pola ciśnienia zmienia się również jego wartość średnia w przekroju wyjściowym wlotu. Dla pułapu lotu, dla którego wykonano obliczenia, ciśnienie otoczenia wynosi 35570 Pa. Ciśnienie wyjściowe z układu wlotowego wyznaczone metodą średniej ważonej powierzchniowo (ang. *area-weighted avarage*) zmienia się wraz ze zmianą kąta natarcia, a więc stosunek ciśnienia wyjściowego do ciśnienia otoczenia (spręż wlotu) również ulega zmianie. Innym parametrem opisującym pracę wlotu jest stosunek ciśnienia w przekroju wyjściowym do ciśnienia w przekroju wejściowym (współczynnik strat ciśnienia). Ciśnienie całkowite w przekroju wejściowym kanału wynosi 54077 Pa. Zmiana kąta natarcia powoduje zmiany ciśnienia wyjściowego, a więc i współczynnika strat, będącego miarą sprawności układu wlotowego. Tego typu zaburzenia powodują przesunięcie punktu pracy na charakterystyce sprężarki i mogą być przyczyną powstawania jej niestatecznej pracy. Wartości sprężu wlotu i współczynnika strat ciśnienia dla obliczeniowych kątów natarcia przedstawiono na rysunku 11. Przy ujemnych kątach natarcia następuje spadek ciśnienia doprowadzanego do sprężarki wraz



Rys. 10. Rozkład ciśnienia całkowitego w Pa wzdłuż kanału wlotowego do silnika

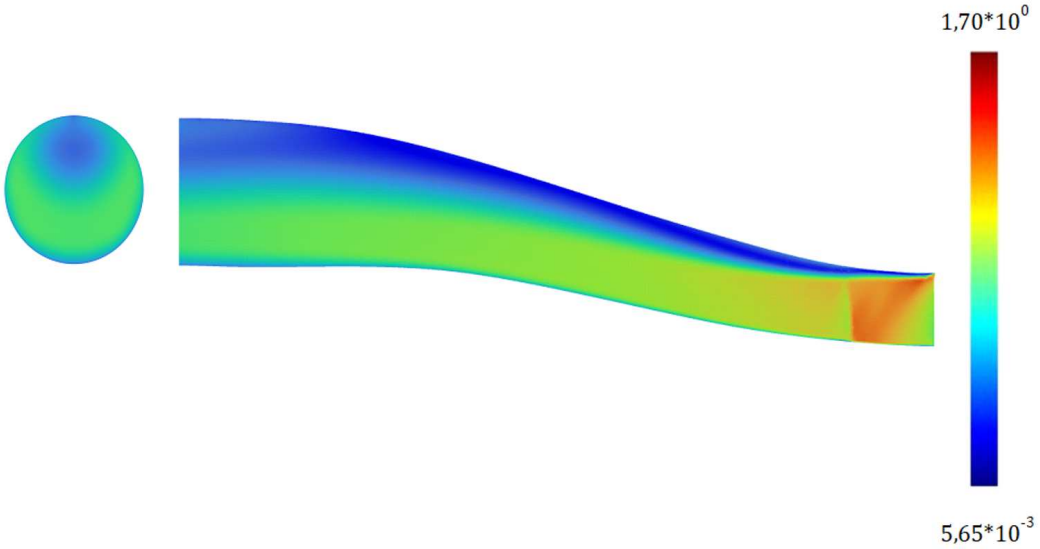
ze spadkiem sprawności układu. Dla dodatnich kątów natarcia obserwuje się nieznaczny wzrost ciśnienia przy względnie zachowanej sprawności. Oba przypadki będą powodowały przesunięcie punktu pracy sprężarki wzdłuż linii prędkości obrotowej. W przypadku wzrostu ciśnienia, w kierunku granicy pracy statecznej, a w przypadku spadku ciśnienia w kierunku linii dławienia. Należy zwrócić uwagę, że przyjęte w analizie kąty natarcia są niewielkie jak dla wysokomanewerowego samolotu bojowego. Zgodnie z AFM kąty natarcia w zakresie normalnym wynoszą od $-5°$ do $25°$, a w przypadku wykonywania niektórych ekstremalnych manewrów mogą osiągnąć nawet $60°$ [9].



Rys. 11. Wartości sprężu wlotu i współczynnika strat ciśnienia dla poszczególnych kątów natarcia

Przyczynę powstawania oderwania strumienia dla analizowanego wlotu przedstawiono poprzez podłużny rozkład liczby Macha (rys. 12). Oderwanie strumienia następuje w miejscu zaczepienia fali uderzeniowej powstającej na krawędzi wlotu. Układ wlotowy samolotu F-16 to układ typu pracującego w warunkach prostopadłej fali uderzeniowej (ang. *normal shockwave*

inlet). Powodem stosowania tego typu układów wlotowych jest ich wysoka efektywność w pracy w dużym zakresie niskich liczb Macha (ok. 0,60-1,20). Układy *normal shockwave* są elastyczne w szerokim zakresie warunków operacyjnych, jednak ich wadą jest wysoki opór aerodynamiczny konstrukcji i rosnące zaburzenia dla wyższych prędkości lotu. Dodatkową zaletą układu jest jego nieskomplikowana i niska masa, co w połączeniu z pozostałymi czynnikami czyni go dobrym wyborem dla lekkiego, wysokomanewrowego samolotu wielozadaniowego.



Rys. 12. Rozkład liczby Macha wzdłuż kanału wlotowego do silnika

4. Podsumowanie

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki badań układu wlotowego w zakresie wpływu na niestateczną pracę sprężarki. Analizę wykonano w oparciu o model numeryczny układu wlotowego podkadłubowego samolotu F-16. Obliczenia wykonano w warunkach lotu na pułapie 8000 m, z Ma=0,80 i zmiennymi kątami natarcia. Praca układu wlotowego ma kluczowy wpływ na stabilność pracy sprężarki. Wlot jest integralną częścią zespołu napędowego i jego zadaniem jest zapewnienie odpowiednich parametrów strumienia powietrza i równomierność ich pola parametrów. Zaburzenia wytwarzane przez układ wlotowy mogą prowadzić do niestatecznej pracy sprężarki. W wyniku obliczeń, przy wykorzystaniu oprogramowania ANSYS FLUENT, uzyskano rozkład ciśnienia całkowitego wzdłuż kanału wlotowego, a także przedstawiono wyniki uzyskane dla jego przekroju poprzecznego AIP (styczny z wentylatorem silnika). Pole ciśnienia całkowitego w warunkach lotu ustalonego cechuje się znaczną nierównomiernością związaną z oderwaniem strumienia z krawędzi wlotu oraz oddziaływaniem warstwy przyściennej w wyniku tarcia o ścianki kanału. Obliczenia wykazały znaczący wpływ zmiany kąta natarcia w zakresie ±5 stopni na wzrost nierównomierności pola ciśnienia, a także zmianę wartości średniego ciśnienia dla przekroju wyjściowego. Również wykazano, poprzez uzyskane wyniki, że istotną przyczyną nierównomierności pola ciśnienia w przekroju wyjściowym w głównej mierze jest oderwanie strumienia w obszarze wygenerowanej fali uderzeniowej na krawędzi wlotu. Tego typu zmiany powodują przesunięcie punktu pracy tej sprężarki na charakterystyce w kierunku pracy niestatecznej, co w oparciu o analizę literatury przedstawiono w części wstępnej artykułu i znalazło potwierdzenie w uzyskanych wynikach.

Praca została dofinansowana przez Wojskową Akademię Techniczną w ramach projektu nr UGB nr 898/20221 – „Numeryczne analizy zjawisk przepływowych zachodzących we wlotach zespołów napędowych samolotów odrzutowych wywołanych wirem wlotowym”.

Bibliografia

1. Cenciotti D., *Watch an F-16 suffer a compressor stall during the display at AirPower 2016 airshow*, theaviationist.com, 2016
2. Kozakiewicz A., Kowalski M., Unstable operation of the turbine aircraft engines, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **51**, 3, 719-727, 2013
3. Pampreen R.C., *Compressor Stall and Surge*, Atlantic Books, Wirginia, 1993
4. Langston L.S., *Averting the Pall of Stall*, American Scientist, No. 1, 2020
5. Antas S., *Ocena wpływu wybranych metod modyfikacji maszyn wirnikowych turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych na zapas statecznej pracy sprężarki*, Rzeszów, 2006
6. Goldsmith E.L., Seddon J., *Practical Intake Aerodynamics Design*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Wirginia, 1999
7. Romani G., Ye Q., Avallone F., Ragni D., Casalino D., Numerical analysis of fan noise for the NOVA boundary-layer ingestion configuration, *Aerospace Science and Technology*, **96**, 105532, 2020
8. Bravo-Mosquera P.D., Abdalia A.M., Cerón-Muñez H.D., Catalano F.M., Integration assessment of conceptual design and intake aerodynamics of a non-conventional air-to-ground fighter aircraft, *Aerospace Science and Technology*, **86**, 497-519, 2019
9. L.M. Corporation, *Flight Manual HAF Series Aircraft F-16C/D Blocks 50 and 52+*, 2002
10. Dzierżanowski P., Otyś J., Szczeciński S., Wiatrek R., *Konstrukcja silników lotniczych*, Projektowanie przejściowe i dyplomowe, Warszawa, Wojskowa Akademia Techniczna, 1972
11. Antas S., Wolański P., *Obliczenia termogazodynamiczne lotniczych silników turbinowych*, Warszawa, Politechnika Warszawska, 1989
12. Wiatrek R,, *Teoria silników lotniczych*, Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa, 1983
13. Ansys Fluent 12.0, *User's Guide*, Kwiecień 2009

Impact of intake system parameters on the stability of operation of an aircraft turbine engine

This article presents the results of an analysis of the effects of parameters of the intake system of a fighter aircraft under flight conditions in terms of the occurrence of compressor stall. The analysis was carried out using an example of a normal shockwave intake system typical for modern high-manoeuvring fighter aircraft. The article describes the theoretical basis for the occurrence of stall and surge as well as the determination of the characteristics of axial compressors. Methods and tools from the field of numerical fluid mechanics were used to perform the analysis. The developed results made it possible to determine the nature of the observed flow and estimate its effect on the stability of compressor operation.

Keywords: mechanical engineering, turbine aircraft engines, surge, compressors, intake systems

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/213-222

OCENA STANU KONSTRUKCJI KOMPOZYTOWYCH POPRZEZ UPROSZCZONE BADANIA REZONANSOWE

Wiesław Krzymień

Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa

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

Badania rezonansowe płatowców, a na ich podstawie obliczenia prędkości krytycznej flatteru, są uznaną od wielu lat metodą wyznaczenia bezpiecznej maksymalnej prędkości lotu. Badania rezonansowe (zwane także badaniami modalnym lub GVT) dotyczą wszystkich powierzchni aerodynamicznych (czyli płatów, stateczników, sterów, trymerów itp.), jak i całej konstrukcji w wybranych wariantach masowych i mają na celu wyznaczenie częstotliwości i postaci drgań własnych. Na ich podstawie przeprowadzane są obliczenia prędkości krytycznej flatteru, a następnie wyznaczana jest bezpieczna maksymalna prędkość lotu. Wykonuje się je zwykle na prototypie lotnym (w wersji ostatecznej) i na tej podstawie konstrukcja zostaje dopuszczona do lotu i otrzymuje certyfikat. Badania rezonansowe są prowadzone w obecnej Pracowni Badania Drgań SBŁ-Instytutu Lotnictwa od wielu lat, jednak nigdy nie wykonywano ich na tym samym egzemplarzu (lub typie) po pewnym czasie po raz drugi. W ramach subwencjonowanego projektu przygotowano i wykonano kilka uproszczonych badań rezonansowych wytypowanych szybowców konstrukcji kompozytowej, by na ich podstawie i posiadanych archiwalnych sprawozdań określić zmiany we właściwościach drganiowych tych konstrukcji. W artykule przedstawiono założenia i metodykę uproszczonych badań rezonansowych oraz wybrane wyniki takich badań kilku polskich szybowców.

Słowa kluczowe: badania rezonansowe, konstrukcje kompozytowe, flatter, wibrodiagnostyka.

1. Wprowadzenie

Bezpieczeństwo od flatteru, czyli drgań samowzbudnych każdej konstrukcji latającej wywołanej opływem powietrza jest wymagane przepisami budowy, np. FAR lub CS [1], [2]. Przepis nr 629 wymaga, by w zakresie do prędkości dopuszczalnej nie występował flatter na żadnej powierzchni aerodynamicznej, co należy wykazać uznanymi metodami. Od lat znane są dwie podstawowe metody badania flatteru. Pierwszą są badania w locie sprawdzające poziom tłumienia wzbudzanych postaci drgań przy coraz większej prędkości. Metoda ta wymaga wykonania wielu lotów i w różnych konfiguracjach, z odpowiednim sprzętem pomiarowym, jednak może nie wywołać flatteru (zjawisko tzw. „przechłodzenia" flatteru), a ponadto wzbudzenie odpowiednich drgań do pomiaru tłumienia danej postaci nie jest proste. Drugą uznaną metodą jest wykonanie badań rezonansowych konstrukcji (zwane GVT), a wyznaczone postacie i częstotliwości drgań własnych stanowią podstawę do weryfikacji modelu obliczeniowego lub są danymi do obliczeń flatterowych. Wyznaczona prędkość flatteru zmniejszona o 20% jest prędkością dopuszczalną szybowca lub samolotu, którą można dodatkowo (szybko i bezpiecznie) potwierdzić w locie. Taka procedura jest wystarczająca do certyfikacji konstrukcji i nie musi być powtarzana, chyba że producent wprowadzi istotne zmiany konstrukcyjne lub technologiczne. W dotychczasowej praktyce ponowne badania rezonansowe nie były wykonywane, a wprowadzane mniejsze zmiany były weryfikowane na drodze korekcji modelu obliczeniowego (np. MES).

Współczesne konstrukcje kompozytowe charakteryzują się długą żywotnością, możliwością osiągnięcia dużego nalotu, mogą być przechowywane w różnych warunkach, a ponadto mogą być

naprawiane. Wydaje się więc celowe sprawdzenie, czy ich właściwości drganiowe (flatterowe) nie uległy istotnym zmianom.

Poniżej przedstawiono koncepcję uproszczonych badań rezonansowych szybowców mających na celu określenie zmian właściwości drganiowych konstrukcji po latach eksploatacji, ze względu na zmiany materiałów, drobnych zmian konstrukcyjnych czy napraw (remontów).

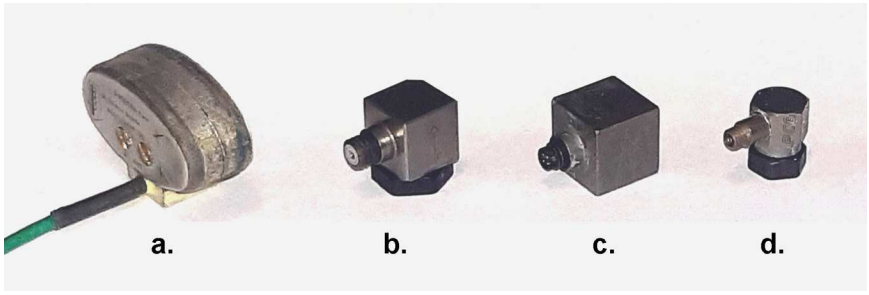
2. Cel i metodyka badań

Celem opisanych poniżej badań rezonansowych jest próba oszacowania zmian właściwości drganiowych kompozytowych konstrukcji po latach eksploatacji poprzez analizę wyników uproszczonych badań rezonansowych, a także przez porównanie ich z wynikami badań sprzed lat.

Laboratorium Badania Drgań działające w Instytucie Lotnictwa od lat 70. XX wieku przeprowadziło badania rezonansowe wszystkich polskich konstrukcji samolotów oraz szybowców i dysponuje ich wynikami. Rysunek 1 przedstawia prototyp szybowca MDM-1 Fox podczas badań rezonansowych w hali Instytutu Lotnictwa w 1994 r.

Rys. 1. Prototyp szybowca MDM-1 Fox podczas badań rezonansowych w ILot (1994 r.)

Przez ponad 20 lat do badań wykorzystywano specjalną aparaturę francuskiej firmy PRODERA do badań rezonansowych szybowców oraz małych lub średnich samolotów. Choć sama aparatura nie ulegała zmianom, modyfikacjom ulegała metodyka badań: warunki przygotowania obiektu, sposób badań układów sterowania, prezentacja/opracowanie wyników i in. Zakup aparatury firmy LMS umożliwił cyfrową obróbkę mierzonych wielkości, zmianę czujników na lżejsze, a także skrócił nieco czas i przebieg samych pomiarów. Czujniki przyspieszeń stosowane przy badaniach małych i średnich samolotów, szybowców, wiropłatów oraz innych obiektów o podobnej masie przedstawiono na rysunku 2.



Rys. 2. Czujniki przyspieszeń stosowane w badaniach rezonansowych: a – piezoelektryczny jednoosiowy stosowany do ok. 2007 r. (masa ok. 10 g.), b – jednoosiowy (ok. 5 g), c – trójosiowy (ok. 6 g), d – jednoosiowy lekki (ok. 2,5 g)

Czynniki wpływające na dokładność wyników badań rezonansowych konstrukcji oraz ich porównywalność [4]:

- zastosowanie innej aparatury (masa i dokładność czujników, kontrola siły wzbudzania),
- zmiana elementów metodyki badań (np. blokowanie badanych sterów, ilość punktów wzbudzania drgań, amplituda wzbudzanych drgań),
- zmiana metod pomiarowych (analogowa a cyfrowa analiza sygnału, oprogramowanie, prezentacja wyników),
- kompletacja obiektu badań i jego zawieszenie.

O ile liczba punktów pomiarowych i sposób przedstawienia wyników nie ulegał zmianom, to poprawiła się dokładność, zmienił się nieco przebieg badań, a czas pomiarów uległ niewielkiemu skróceniu. Umożliwia to obecnie szybsze przeprowadzenie badań obiektu w dwóch lub więcej wersjach (zmiana masy obiektu lub wyważenia, elementów wpływających na sztywność układu sterowania, wpływ wysunięcia klap itp.).

Do planowanych porównawczych badań rezonansowych przygotowano ich wersję uproszczoną: skrócono czas ich wykonania, stosując nieco mniejszą liczbę czujników i wybierając typowe miejsca wzbudzania drgań. Zakres częstotliwości wzbudzanych drgań został istotnie powiększony: z typowej górnej granicy ok. 40 Hz do przynajmniej 100 Hz. Wykorzystując programowe możliwości cyfrowej analizy pomiarów, nie wykonywano indywidualnych pomiarów postaci drgań, ale wykorzystywano wyniki tzw. „przemiatań", czyli charakterystyk amplitudowo-częstotliwościowych (a-cz.) – pomiar sygnału z czujników przy stałej sile wzbudzania sygnałem harmonicznym o małej prędkości zmian częstotliwości. Takie przeprowadzenie pomiarów miało także na celu analizę (z porównywalną dokładnością) postaci drgań o wyższych częstotliwościach. Porównanie charakterystyk z wykonanymi dla prototypu jest trudne, gdyż były wykonywane dla kilku wybranych czujników, a wykres składał się z dwóch przebiegów: części sygnału zgodnej i przesuniętej w fazie o $\pi/2$ (dla ułatwienia określenia częstotliwości rezonansowych).

Zastosowano także „typowy" sposób wzbudzania drgań: wzbudzanie drgań symetryczne albo antysymetryczne poszczególnych zespołów (skrzydeł, kadłuba, stateczników i sterów) przy pomocy jednego albo dwóch wzbudników. W przypadku badań prototypów podczas rejestracji danej postaci (przy ustalonej częstotliwości) stosowano nie tylko kryterium fazowe, ale i współczynnika dostrojenia. Poprawę jego wielkości (w przypadku drobnej asymetrii obiektu, np. luzu na połączeniach) można uzyskać, stosując niewielką asymetrię sił wzbudzenia lub dostawiając kolejny wzbudnik. Taka metoda pozwala na osiągnięcie stanu rezonansu całej konstrukcji, a nie tylko jej zasadniczej części, np. obydwu skrzydeł lub tylko usterzenia.

Badany obiekt – szybowiec – był w takim stanie, jak podczas badań prototypu (opisanym w sprawozdaniu).

Sposób badania układów sterowania pozostawiono taki, jaki jest stosowany aktualnie: stery swobodne, bez i z masą zastępczą na drążku lub pedałach [6]. W przypadku blokowania

sterów podczas badań prototypu wyniki dla układów sterowania pozostaną nieporównywalne: sposób mocowania drążka czy blokowania pedałów był zwykle „mało sztywny" i dlatego m.in. zrezygnowano z tego sposobu badania układów sterowania.

W tabeli 1 zestawiono porównanie charakterystycznych różnic dawnych (pełnych) i uproszczonych badań rezonansowych.

Tabela 1

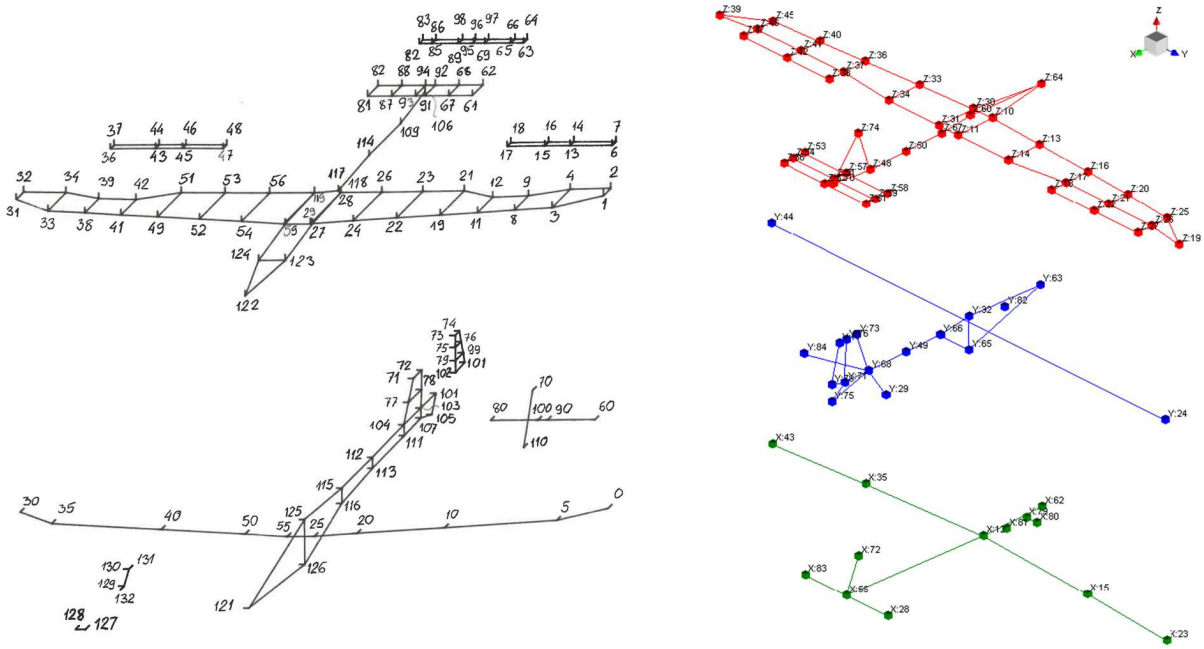
Lp.	Badania prototypów (kompletne)	Badania uproszczone
1	charakterystyki a-cz. z wybranych czujników dla podstawowych konfiguracji wzbudzeń	charakterystyki a-cz. ze wszystkich czujników dla typowych konfiguracji wzbudzeń
2	oddzielny pomiar dla każdego rezonansu postaci, współczynnika tłumienia i masy zredukowanej (metodą masy dodanej)	wyznaczanie z charakterystyk a-cz postaci drgań oraz współczynnika tłumienia (masy zredukowanej nie mierzono)
3	pomiar nieliniowości częstotliwości drgań rezonansowych danej postaci w zależności od amplitudy drgań	wykonywano pomiary charakterystyk a-cz. dla kilku poziomów wzbudzeń (pomiaru nieliniowości dla poszczególnych postaci nie wykonywano)
4	pomiary postaci wykonywano do częstotliwości ok. 40 Hz	przeprowadzono pomiary charakterystyk (i postaci) dla wyższych częstotliwości (min. 100 Hz)

Tak przyjęta metodyka badań uproszczonych pozwoliła na skrócenie ich czasu z kilkunastu do kilku dni przy poszerzonym zakresie częstotliwości. Wyniki badań (także układów sterowania) mogą być wykorzystane do weryfikacji dawnych obliczeń flatterowych według aktualnych metod.

Na rysunku 3 przedstawiono szybowiec SZD-51 Junior podczas uproszczonych badań rezonansowych (GVT) w hali Instytutu Lotnictwa.

Rys. 3. Badania rezonansowe szybowca SZD-51 Junior w hali ILot (2021)

Na rysunku 4 przedstawiono dwie siatki rozkładu czujników, które służyły do ilustracji postaci drgań rezonansowych: prototypu i badanego niedawno szybowca PW-5 Smyk. W starszej wersji rysunek postaci był przedstawiany jako odkształcenia pionowe i poziome, a obecnie w układzie trzech kierunków przemieszczeń $Z - Y - X$.



Rys. 4. Przykład rozmieszczenia czujników oraz rysunku do prezentacji postaci drgań własnych szybowca PW-5 Smyk: prototypu (1992 r.) i egzemplarza o dużym nalocie (2022 r.)

3. Obiekty badań

Dla realizacji celu badań przyjęto następujący podział na kategorie (grupy) badanych konstrukcji szybowców:

1) wiek – egzemplarze możliwie najstarsze i z małym nalotem,
2) nalot – egzemplarze możliwie najmłodsze, lecz z dużym nalotem,
3) najmłodszy – egzemplarze najmłodsze konstrukcji produkowanej od wielu lat,
4) po naprawie – egzemplarze po dużych naprawach.

Trzy pierwsze kategorie dotyczą egzemplarzy bez napraw lub po drobnych naprawach, które nie miały wpływu na sztywność lub rozkład mas konstrukcji (w szczególności: skrzydeł, kadłuba, usterzenia oraz ich połączeń). Przy wyborze szybowców do badań skorzystano z bazy Urzędu Lotnictwa Cywilnego, jednak niektóre zawarte w niej informacje są bardzo ogólne (np. brak szczegółów o naprawach).

W tabeli 2 zestawiono wybrane i przebadane szybowce (ich oznaczeń celowo nie podano). W nagłówkach podano rok badania prototypu a w nawiasach rok produkcji.

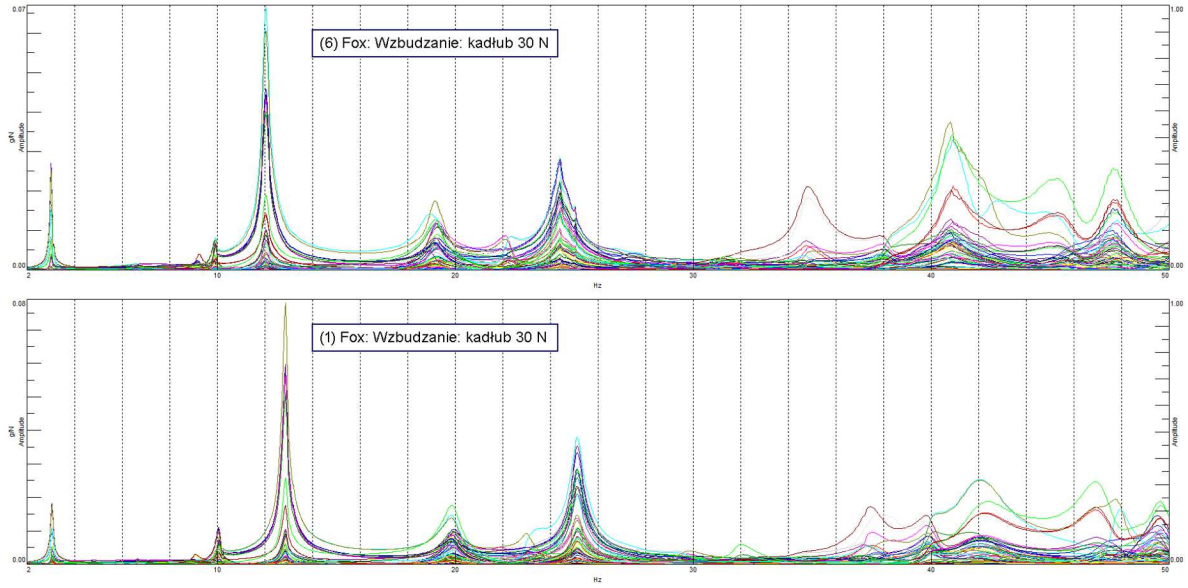
Przy wyborze szybowców do badań starano się maksymalnie uwzględnić charakterystyczne cechy danej kategorii, a ponadto zminimalizować liczbę badanych typów szybowców w celu możliwości ich porównania.

Tabela 2. Zestawienie badanych szybowców (w nawiasie podano rok produkcji)

Lp.	Kategoria	MDM-1 FOX (1994)	PW-5 Smyk (1992)	SZD-51-1 Junior (1983)	SZD-55-1 Promyk (1988)	PW-6 (1988)
1	Wiek	X (1995)		X (1987)		
2	Nalot		X (2001)			X (2003)
3	Najmłodszy	X (2014)		X (2015)		
4	Po naprawie				X (1991)	

4. Wstępne wyniki pomiarów

Poniżej przedstawiono przykładowe (wstępne) wyniki pomiarów uzyskane z uproszczonych badań rezonansowych. Na rysunku 5 przedstawiono charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe dwóch szybowców MDM-1 Fox w kategoriach „wiek" i „najmłodszy" zarejestrowane podczas symetrycznego wzbudzania drgań za kadłub z taką samą siłą. Charakterystyki są podobne: drgania rezonansowe „młodszego" występują przy nieco innych (wyższych) częstotliwościach i są podobnie tłumione (szerokość krzywych rezonansowych).

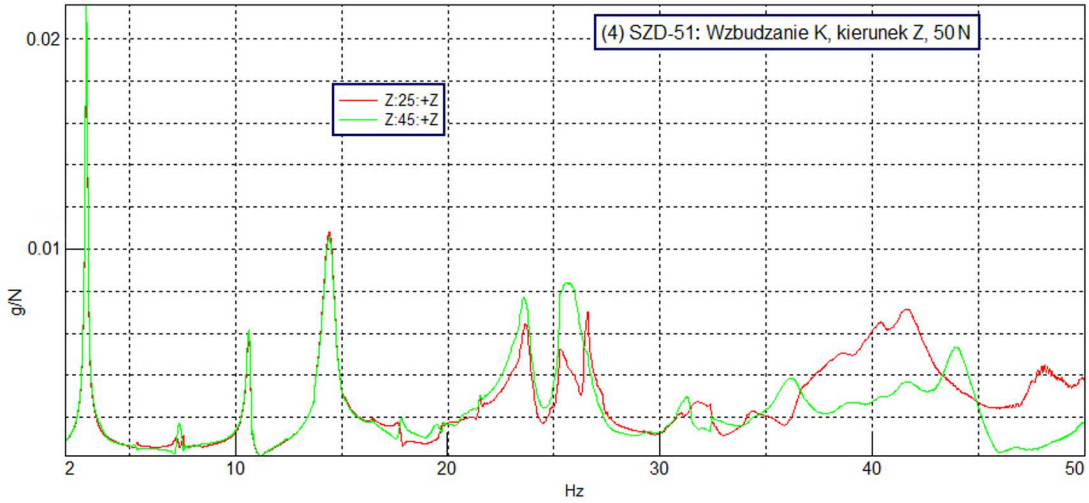


Rys. 5. Porównanie charakterystyk a-cz. ze wszystkich czujników szybowców MDM-1 Fox: kategorie „wiek" (6) i „najmłodszy" (1)

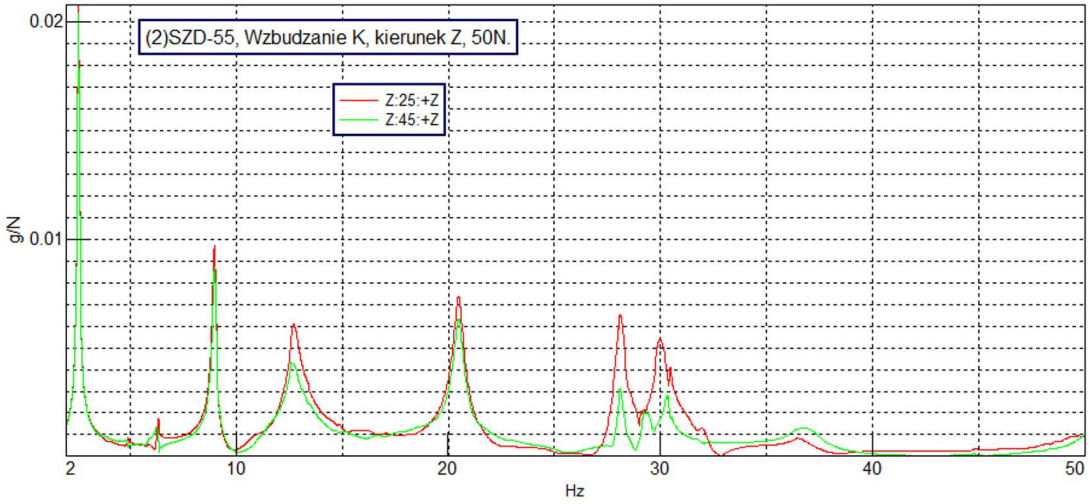
Prócz określenia zmian częstotliwości rezonansowych podstawowych postaci drgań innym kryterium charakteryzującym stan konstrukcji jest „symetria" postaci: obiekt o symetrycznej konstrukcji powinien posiadać symetryczne albo antysymetryczne postacie drgań. Postanowiono sprawdzić, czy i na ile postacie drgań mogą być niesymetryczne, np. poprzez porównanie charakterystyk a-cz. z czujników na lewej i prawej stronie konstrukcji.

Na rysunkach 6 i 7 przedstawiono porównanie charakterystyk a-cz. z dwóch czujników naklejonych na krawędzi natarcia na końcach skrzydeł dwóch szybowców.

O ile w przypadku szybowca SZD-55 Promyk charakterystyki są porównywalne w całym zakresie do 50 Hz, w przypadku szybowca SZD-51 Junior charakterystyki mają nieco inny przebieg już od 25 Hz (warunki pomiarów takie same, konstrukcja szybowców podobna).



Rys. 6. SZD-51 Junior (wiek): niesymetria drgań na charakterystyce a-cz.
Wzbudzanie drgań: pionowo (symetrycznie) za kadłub



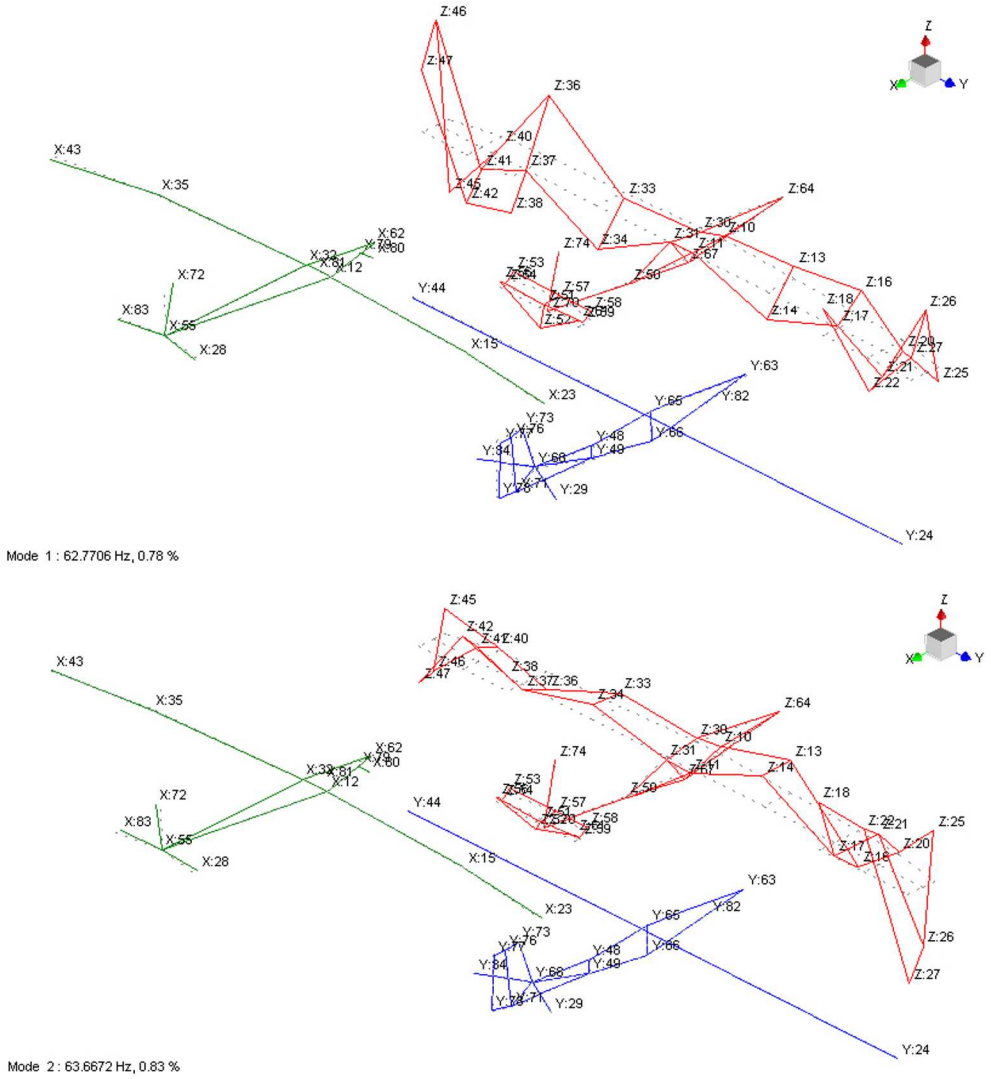
Rys. 7. SZD-55 Promyk (po naprawie): niesymetria drgań na charakterystyce a-cz.
Wzbudzanie drgań: pionowo (symetrycznie) za kadłub

Na rysunku 8 przedstawiono przykładowe dwie postacie drgań o wyższych częstotliwościach wzbudzane symetrycznie dwoma wzbudnikami za skrzydła szybowca PW-6 (nalot).

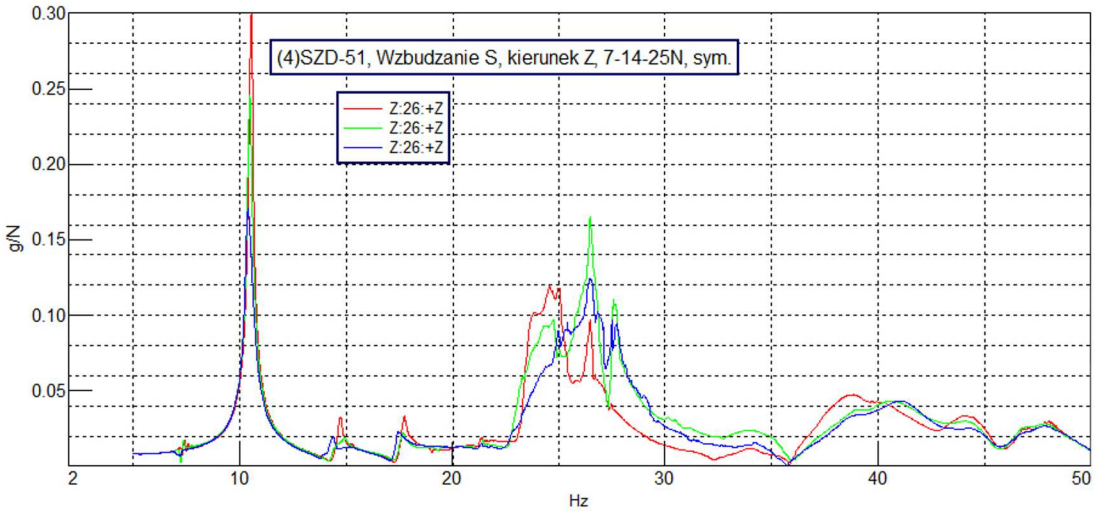
Postacie drgań, choć ich częstotliwości niewiele się różnią (62,8 Hz i 63,7 Hz) są różne. Pierwsza to określana jako „skręcanie skrzydeł z 8-węzłowym zginaniem", a druga to „8-węzłowe zginanie ze skręcaniem końcówek skrzydeł
. Widoczna jest niesymetria postaci (amplitudy) samych końcówek skrzydeł. Ponieważ końcówki są integralną częścią skrzydła, można spodziewać się innej masy lub sztywności końcówki skrzydła po np. naprawie uszkodzenia podczas lądowania. Taka niesymetria nie ma w tym przypadku wpływu na właściwości flatterowe lub lotne szybowca.

Na rysubku 9 przedstawiono charakterystyki a-cz. z jednego czujnika (umieszczonego przy krawędzi spływu prawego skrzydła szybowca SZD 51-1 Junior (wiek) zarejestrowane przy trzech poziomach wzbudzania: 7 N, 14 N i 25 N. Dla czytelności wykresy zostały znormalizowane (jako odpowiedź na wzbudzenie siłą 1 N).

Widoczne są różne przebiegi charakterystyk a-cz.: różne częstotliwości jak i wysokość „pików" na wykresach świadczą o nieliniowości poszczególnych postaci drgań rezonansowych.



Rys. 8. Dwie symetryczne postacie drgań o wyższych częstotliwościach szybowca PW-6 (nalot)



Rys. 9. Nieliniowości drgań skrzydła szybowca SZD 51-1 Junior (wiek).
Charakterystyki a-cz. z jednego czujnika – opis w tekście

5. Wnioski

- Porównanie wyników badań rezonansowych prototypu i wybranego obiektu wymaga uwzględnienia zmian techniki pomiarowej:
  - masy i dokładności wskazań czujników,
  - ustawienia i umiejscowienia czujników.
  - konfiguracji wzbudzania poszczególnych postaci,
  - amplitudy wzbudzanych drgań.
- Stosowana przy badaniach uproszczonych liczba czujników w pełni umożliwia identyfikacje postaci, jak również pozwala na weryfikację danych do obliczeń flatterowych.
- Niektóre różnice w częstotliwościach lub postaci drgań obiektu są istotne i przekraczają możliwe błędy pomiarowe – świadczą o zmianach w rozkładzie sztywności lub masy obiektu.
- Podczas eksploatacji powstają (powiększają się) luzy w połączeniach wpływając na częstotliwości niektórych postaci.
- Badane przypadki najmłodszych egzemplarzy wskazują na „usztywnienie" konstrukcji – w wielu przypadkach nastąpiło niewielkie zwiększenie częstotliwości postaci drgań rezonansowych.
- W przypadku zmian konstrukcyjnych (po latach) lub istotnych naprawach podstawowych zespołów (kadłub, skrzydła, statecznik) powinna nastąpić weryfikacja właściwości drganiowych poprzez badania rezonansowe konstrukcji (i ewent. obliczenia).
- Wskazane jest wykonanie badań innych konstrukcji w celu potwierdzenia tendencji zmian w poszczególnych kategoriach.
- Celowe jest wykonanie wariantowych obliczeń drgań własnych (np. MES) w celu potwierdzenia wpływu napraw (zmian masy i sztywności naprawianych elementów) na niesymetrię postaci drgań własnych.
- Wstępne wyniki badań wskazują na możliwość zmniejszenia przyjmowanego zapasu bezpieczeństwa dla dopuszczalnej prędkości lotu wyznaczonej na podstawie badań rezonansowych i obliczeń flatterowych.

Bibliografia

1. Przepisy CS 22 Specyfikacje Certyfikacyjne dla Szybowców i Motoszybowców

2. Przepisy CS 23 Specyfikacje Certyfikacyjne dla Samolotów kategorii Normalnej, Użytkowej, Akrobacyjnej i Transportu Lokalnego

3. Kiessling F., On simplified analytical flutter clearance procedures for light aircraft, *Forschungsbericht DLR-FB*, **89-56**, 1989

4. Cieślak S., *Ocena wiarygodności badań rezonansowych*, Rozprawa doktorska, Instytut Lotnictwa, 2018

5. Krzymień W. Nieliniowości częstotliwości drgań rezonansowych lekkich płatowców, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **220**, 77-83, 2011

6. Krzymień W., Wpływ pilota na właściwości drganiowe układów sterowania lekkich samolotów, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XIX 2020*, K. Sibilski (Red.), ITWL, Warszawa, 2020

oraz archiwalne sprawozdania Instytutu Lotnictwa z badań rezonansowych prototypów szybowców.

Assessment of the condition of composite structures through simplified resonance tests

Airplane resonance tests and, based on them, calculations of the critical flutter speed are a long-established method of determining the safe maximum airspeed. Resonance tests (also called modal tests or GVT tests) concern all aerodynamic surfaces (i.e. airfoils, fins and tails, rudders, trimmers, etc.) as well as the whole structure in selected mass variants and are aimed at determining the frequency and mode of natural vibrations. On their basis, calculations of the critical flutter speed are carried out, and then the safe maximum flight speed is determined. Tests (and calculations) are usually performed on a flight prototype (in the final version). On this basis the construction is allowed to fly and receives a certificate. Airplanes resonance tests have been carried out in the Vibration Research Laboratory of SBŁ-Institute of Aviation for many years, but they have never been performed for the second time later. As a part of the subsidized project, several simplified resonance tests of selected composite structure gliders were carried out in order to determine changes in the vibration properties of these structures on the basis of archival reports. The paper presents the assumptions, methodology of simplified resonance tests and selected results of such tests for several Polish gliders.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/223-235

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

Andrzej Krzysiak, Robert Placek
Sieć Badawcza Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa, Warszawa
e-mail: andrzej.krzysiak@ilot.lukasiewicz.gov.pl; robert.placek@ilot.lukasiewicz.gov.pl
Aleksander Olejnik, Łukasz Kiszkowiak
Wojskowa Akademia Technicznae, Warszawa
e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; lukasz.kiszkowiak@wat.edu.pl

Od momentu katastrofy rządowego samolotu Tu-154 M w pobliżu lotniska Smoleńsk-Siewiernyj w roku 2010 powołane zostały dwie oficjalne komisje do spraw wyjaśnienia przyczyn tego wypadku. Komisje wskazały odmienne przyczyny katastrofy. Jedynym wspólnym punktem było stwierdzenie, że przyczyną wypadku było uszkodzenie lewego skrzydła samolotu. W raporcie pierwszej z Komisji znalazło się stwierdzenie, że do wypadku doszło w efekcie zderzenia samolotu z drzewem, w wyniku którego odcięta została końcówka lewego skrzydła. Natomiast w raporcie drugiej Komisji stwierdzono, ze przyczyną katastrofy była eksplozja materiałów wybuchowych umieszczonych w lewym skrzydle samolotu.
Niniejsza praca nawiązuje do tego wypadku. W pracy przedstawiono wyniki eksperymentalnych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła (1/3 skrzydła) z modelu samolotu Tu-154 M wykonanego w skali 1:14.. Model samolotu Tu-154 M został zaprojektowany i wykonany przez Wojskową Akademię Techniczną w oparciu o dokładną geometrię samolotu, uzyskaną przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości. Zrzucana końcówka lewego skrzydła zaprojektowana została według zasad modelowania „lekkiego". Badania przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym małych prędkości T-3 Instytutu Lotnictwa. W trakcie zrzutu końcówki lewego skrzydła model samolotu Tu-154 M odwzorowywał konfigurację do lądowania, tj. sloty i podwozie wysunięte, a klapy wychylone na kąt 36°. Badania obejmowały obserwację i rejestrację trajektorii lotu końcówki lewego skrzydła samolotu w warunkach lotu na dużej wysokości oraz w warunkach lotu w pobliżu ziemi. Badania wykonano dla trzech różnych modelowanych położeń samolotu względem powierzchni ziemi, tj. $H = 5.1\,\mathrm{m}$, $H = 7.5\,\mathrm{m}$ oraz $H = 16{,}0\,\mathrm{m}$. W trakcie wykonywanych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła model samolotu ustawiony był na kącie natarcia $\alpha = 12.5°$ (odniesionym do osi kadłuba samolotu) względem przepływu niezakłóconego. Zgodnie z zasadami modelowania „lekkiego" dla modelowanej prędkości lotu samolotu $V = 75\,\mathrm{m/s}$ prędkość przepływu powietrza w tunelu wynosiła $V = 20\,\mathrm{m/s}$.
Omawiane w niniejszej pracy badania wykonano na zamówienie Podkomisji do Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego, działającej przy Ministerstwie Obrony Narodowej.

Wykaz oznaczeń

a_∞ – prędkość dźwięku przepływu niezakłóconego [m/s],
Fa – siła aerodynamiczna [N],
g – przyspieszenie ziemskie [$\mathrm{m^2/s}$],
H – odległość tylnego dźwigara skrzydła samolotu (w miejscu odcięcia końcówki lewego skrzydła) od ziemi [m],
I – moment bezwładności,
I_{xx} – moment bezwładności mierzony względem osi OX układu współrzędnych, którego środek pokrywa się ze środkiem ciężkości zrzucanej końcówki skrzydła [$\mathrm{kg\,m^2}$],

I_{yy} – moment bezwładności mierzony względem osi OY układu współrzędnych, którego środek pokrywa się ze środkiem ciężkości zrzucanej końcówki skrzydła [kg m^2],
I_{zz} – moment bezwładności mierzony względem osi OZ układu współrzędnych, którego środek pokrywa się ze środkiem ciężkości zrzucanej końcówki skrzydła [kg m^2],
L – wymiar liniowy [m],
m – masa [kg],
Ma – 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],
γ – gęstość powietrza [kg/m^3],
λ – współczynnik skali modelu.

1. Wprowadzenie

Tematyka niniejszej pracy nawiązuje do katastrofy polskiego rządowego samolotu Tu-154 M w pobliżu wojskowego lotniska w Smoleńsku-Siewiernyj w dniu 10.04.2010. W efekcie tego wypadku zginęli wszyscy pasażerowie i cała załoga samolotu. Wśród ofiar katastrofy był Prezydent Polski Lech Kaczyński oraz jego małżonka. Od momentu wypadku do chwili obecnej powołane zostały dwie oficjalne polskie komisje mające na celu wyjaśnienie przyczyn tej katastrofy. Komisje wskazały odmienne przyczyny katastrofy. Komisją Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego w raporcie końcowym wydanym w czerwcu 2011 [1] wskazała, że w trakcie podejścia do lądowania samolotu Tu-154 M doszło do zderzenia z brzozą, w wyniku którego samolot utracił końcówkę lewego skrzydła. Wniosek ten był zbieżny z wnioskami zawartymi w raporcie wydanym przez Rosyjski Międzynarodowy Komitet Lotniczy (MAK) w roku 2010 [2]. Natomiast opublikowany w roku 2022 raport Podkomisji do spraw Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego z dnia 10 kwietnia 2010 roku [3] wskazywał, że do wypadku doszło w wyniku dwóch eksplozji materiałów wybuchowych. Zgodnie z tym ostatnim raportem pierwsza z eksplozji miała miejsce w lewym skrzydle samolotu na sto metrów przed minięciem brzozy, o której mowa w dwóch pierwszych raportach [1], [2]. To co łączy wszystkie raporty dotyczące katastrofy samolotu Tu-154 M to teza, że lewe skrzydło tego samolotu zostało uszkodzone, w wyniku czego jego końcówka uległa oderwaniu od reszty samolotu. Końcówka lewego skrzydła została odnaleziona w odległości 111 metrów od wspomnianej wcześniej brzozy.

W okresie tuż po katastrofie samolotu Tu-154 M w polskiej przestrzeni medialnej pojawiło się szereg publikacji mających na celu wyjaśnienie różnych zdarzeń towarzyszących temu wypadkowi, w tym między innymi próby wyznaczenia trajektorii lotu oderwanej końcówki lewego skrzydła. Publikacje te prezentowane były zarówno na forach naukowych, np. [4]-[6]. jak w Internecie, np. [7]-[9] i miały charakter naukowej analizy tego zdarzenia, jak i amatorskich komentarzy. Dotychczas jednak brakowało badań eksperymentalnych, które umożliwiałyby weryfikację tych analiz. Z tych też powodów niniejsza praca może stanowić pomocny materiał porównawczy dla tego typu analiz, z tym jednak zastrzeżeniem, że nie wszystkie zakładane warunki zrzutu mogą być odwzorowane dokładnie w badaniach tunelowych. Dotyczy to przykładowo specyfiki procesu odcinania końcówki skrzydła przez brzozę lub efektów związanych z eksplozją materiałów wybuchowych.

W niniejszej pracy przedstawiono wybrane wyniki tunelowych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła modelu samolotu Tu-154 M. Celem tych badań było wyznaczenie trajektorii lotu tej końcówki skrzydła w czasie, gdy ta końcówka znajdowała się w pobliżu samolotu. Badania

wykonano zarówno w warunkach lotu na dużej wysokości nad ziemią, jak i w warunkach bliskości ziemi. Badania aerodynamiczne przeprowadzono w tunelu małych prędkości T-3 Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa dla modelowanej prędkości lotu samolotu $V_\infty = 75\,\mathrm{m/s}$.

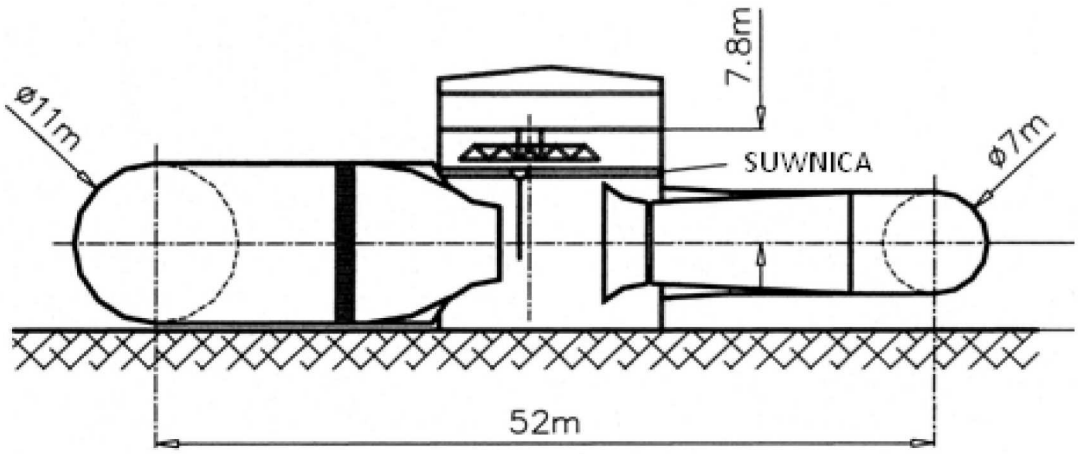
2. Technika badań

2.1. Tunel małych prędkości T-3

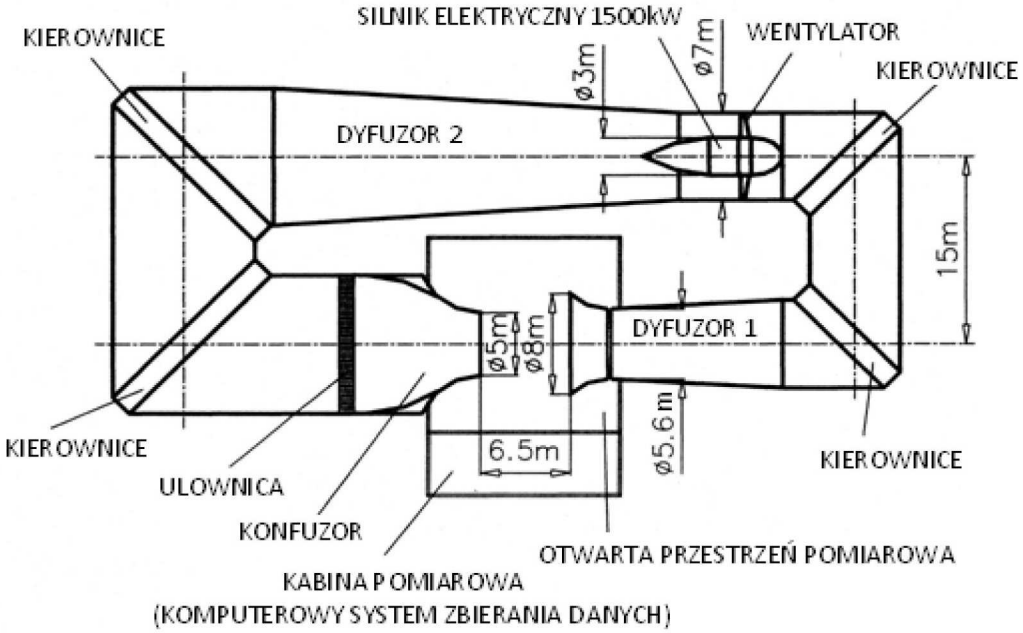
Modelowe badania zrzutu końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-3 w Sieci Badawczej Łukasiewicz – Instytut Lotnictwa.

Tunel aerodynamiczny T-3 jest tunelem atmosferycznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową. Przestrzeń pomiarowa charakteryzuje się następującymi wymiarami: średnica 5 m, długość 6,5 m. Regulacja prędkości odbywała się w sposób ciągły w zakresie od ok. 1 m/s do 90 m/s.

Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 i jego podstawowe wymiary pokazano na rys. 1 i 2.



Rys. 1. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 (rzut poziomy)



Rys. 2. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 (rzut pionowy)

2.2. Model samolotu Tu-154 M

Prezentowane w pracy badania przeprowadzone zostały przy użyciu modelu samolotu Tu-154 M w skali 1:14 o rozpiętości skrzydeł $b = 2{,}68$ m i długości modelu $L = 3{,}42$ m. Model wytworzono w większości w technologii kompozytowej z metalowymi elementami mocującymi oraz drobniejszymi elementami wykonanymi w technologii druku 3D (np. sloty, podwozie itp.). Model samolotu Tu-154 M został zaprojektowany i wyprodukowany przez Wojskową Akademię Techniczną w oparciu o dokładną geometrię samolotu, uzyskaną przez skanowanie obiektu rzeczywistej wielkości [10]. Zrzutu modelu końcówki lewego skrzydła wykonano z modelu samolotu w konfiguracji do lądowania (tj. sloty i podwozie wysunięte, klapy wychylone na kąt 36°). Model samolotu umieszczono w przestrzeni pomiarowej tunelu aerodynamicznego T-3 na wysięgniku oddolnym (rys. 3).

Rys. 3. Model samolotu Tu=154M w tunelu T-3

2.3. Model końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M

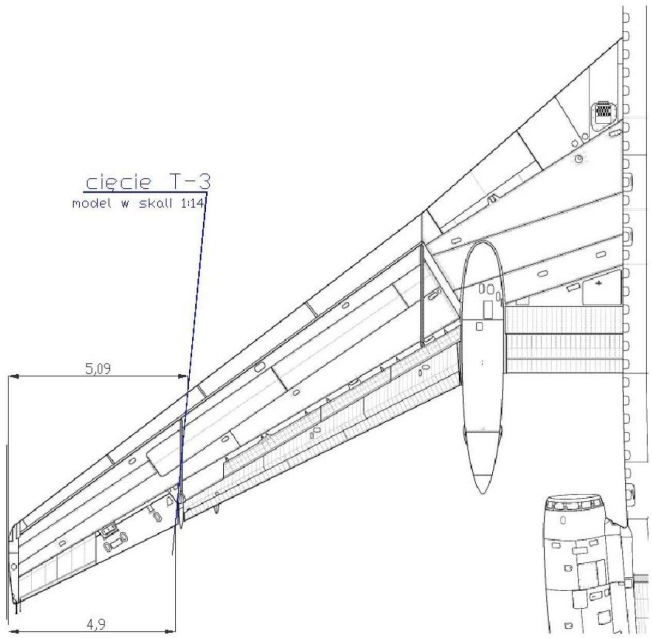
Model końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M (rys. 3 – kolor czarny) wykonano w technologii kompozytowej przy zachowaniu zasad modelo0wania „lekkiego" (rozdz. 2.4). Na rys. 4 pokazano miejsce odcięcia końcówki na lewym skrzydle samolotu (wymiary w skali samolotu [m]), a na rys. 5 wymiary tej końcówki (w skali modelu 1:14).

Model końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M zamocowany był do skrzydła samolotu za pomocą płetwy widocznej na rys. 5. Mechanizm uwalniający końcówkę skrzydła w trakcie zrzutu, wykorzystywał elektromagnetyczne serwo.

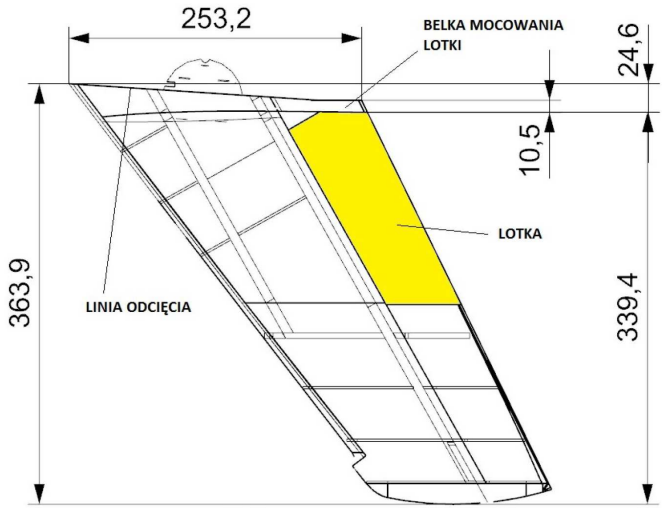
2.4. Technika badań – modelowanie zrzutu podwieszeń

Modelowanie zrzutów w tunelach aerodynamicznych należy do jednych z trudniejszych do wykonania badań eksperymentalnych [11]. Wynika to z faktu, że w porównaniu do innych badań tunelowych, w których dla uzyskania prawidłowych wyników badań należy zachować podobieństwo geometryczne badanego modelu z obiektem rzeczywistym oraz podobieństwo przepływów, to w przypadku modelowania zrzutu należy jeszcze zachować jeden istotny warunek, a mianowicie:

> *Należy zachować, w każdej fazie modelowanego zrzutu, podobieństwo (pomiędzy warunkami rzeczywistymi i tunelowymi) w zakresie wielkości i kierunku działania sił i momentów*



Rys. 4. Miejsce odcięcia końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M



Rys. 5. Wymiary modelu końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M [mm]

aerodynamicznych oraz sił i momentów masowych działających na zrzucane podwieszenie, a także identycznych relacji między tymi siłami i momentami występującymi w warunkach rzeczywistych i tunelowych.

Spełnienie powyższego warunku wymaga zachowania podobieństwa (pomiędzy warunkami rzeczywistymi a modelowanymi) w zakresie:

- geometrii badanych obiektów,
- dynamicznego podobieństwa przepływów,
- podobieństwa dynamicznego zrzucanego obiektu,
- zachowania identycznych relacji pomiędzy siłami i momentami aerodynamicznymi a siłami i momentami masowymi w każdej fazie zrzutu.

2.4.1. Podobieństwo w zakresie geometrii badanych obiektów

Ten warunek zakłada, że badany model, zmniejszony w stosunku do obiektu rzeczywistego, zachowa w pełnym zakresie jego kształt, a wybrana skala modelu określona zostanie stosownie (tj. według zaleceń zawartych w literaturze, np. [12]) do wymiarów przestrzeni/komory pomiarowej tunelu aerodynamicznego

$$\frac{l_R}{l_T} = \lambda \tag{2.1}$$

2.4.2. Dynamiczne podobieństwo przepływów

Spełnienie tego warunku wymaga równoczesnego zachowania wszystkich liczb podobieństwa charakteryzujących przepływy, a określonych w bezwymiarowej postaci równań Naviera-Stokesa [13], tj.

— liczby Reynoldsa

$$\Big(\frac{lV_\infty}{\gamma}\Big)_R = \Big(\frac{lV_\infty}{\gamma}\Big)_T \tag{2.2}$$

— liczby Macha

$$\Big(\frac{V_\infty}{\alpha_\infty}\Big)_R = \Big(\frac{V_\infty}{\alpha_\infty}\Big)_T \tag{2.3}$$

— liczby Froude'a

$$\Big(\frac{V_\infty^2}{lg}\Big)_R = \Big(\frac{V_\infty^2}{lg}\Big)_T \tag{2.4}$$

— Liczby Strouhala

$$\Big(\frac{V_\infty t}{l}\Big)_R = \Big(\frac{V_\infty t}{l}\Big)_T \tag{2.5}$$

2.4.3. Dynamiczne podobieństwo zrzucanego obiektu

Zachowanie dynamicznego podobieństwa pomiędzy modelem zrzucanego podwieszenia a obiektem rzeczywistym wymaga zachowania odpowiednich relacji w zakresie:

— masy zrzucanego obiektu

$$(m)_R = K_m(m)_T \tag{2.6}$$

— momentów bezwładności

$$(I)_R = K_I(I)_T \tag{2.7}$$

— położenia środka ciężkości.

Wartości przedstawionych w równaniach (2.6) i (2.7) współczynników K_m i K_I zależne są od przyjętych zasad modelowania.

Zachowanie identycznych relacji pomiędzy siłami i momentami aerodynamicznymi a siłami i momentami masowymi w każdej fazie zrzutu, czyli

$$\Big(\frac{Fa}{mg}\Big)_R = \Big(\frac{Fa}{mg}\Big)_T \qquad \Big(\frac{\mathrm{Ma}}{l}\Big)_R = \Big(\frac{\mathrm{Ma}}{l}\Big)_T \tag{2.8}$$

Spełnienie równocześnie wszystkich przedstawionych powyżej warunków niezbędnych do prawidłowego eksperymentalnego modelowania zrzutu podwieszeń jest w warunkach tunelowych

niemożliwe. Związane to jest z brakiem możliwości zachowania równocześnie wszystkich liczb podobieństwa przepływów. Dodatkowym istotnym ograniczeniem możliwości modelowania zrzutu podwieszeń w tunelach aerodynamicznych są trudności techniczne związane z wykonawstwem modeli do tych badań. Badane modele podwieszeń muszą bowiem spełniać zarówno przedstawione powyżej wymagania w zakresie ciężaru, momentu bezwładności i położenia środka ciężkości, jak i wymagania w zakresie trwałości w czasie badań eksperymentalnych. Z tych też powodów w praktyce tunelowej stosuje się uproszczone zasady modelowania. Uproszczenia te polegają na tym, że zachowuje się tylko te warunki podobieństwa, które mają znaczący wpływ na wyniki badań.

W oparciu o wiedzę zaczerpniętą z literatury [14]-[16] można stwierdzić, że w tunelach aerodynamicznych stosuje się najczęściej tylko dwie metody modelowania zrzutu podwieszeń, a mianowicie modelowanie „lekkie" (zwane także modelowaniem z zachowaniem liczby Froude'a) oraz modelowanie „ciężkie" (z zachowaniem liczby Macha). Nazwy tych metod modelowania związane są z różnicą w masach badanych modeli wykonanych do realizacji wspomnianych powyżej metod modelowania.

Omawiane w niniejszym artykule eksperymentalne badania trajektorii lotu oderwanej końcówki lewego skrzydła samolotu Tu-154 M w pobliżu ziemi przeprowadzone zostały metodą modelowanie „lekkie", która narzuca następujące wymagania na warunki badań oraz dynamiczne własności modelowanej końcówki skrzydła, a mianowicie

$$(V_\infty)_T \approx \frac{(V_\infty)_R}{\sqrt{\lambda}} \qquad (m)_T \approx \frac{1}{\lambda^3}(m)_R \qquad (l)_T \approx \frac{1}{\lambda^5}(I)_R \tag{2.9}$$

Zastosowanie metody modelowania „lekkie" w badaniach modelowych zrzutu końcówki lewego skrzydła skutkowało obniżeniem prędkości przepływu niezakłóconego z $(V_\infty)_R = 75\,\mathrm{m/s}$ w warunkach rzeczywistych do $(V_\infty)_T = 20\,\mathrm{m/s}$ w warunkach tunelowych, przy skali modelu 1:14 oraz odpowiednim doborem masy i momentów bezwładności modelu końcówki skrzydła, tabela 1.

Tabela 1. Własności dynamiczne modelu końcówki skrzydła

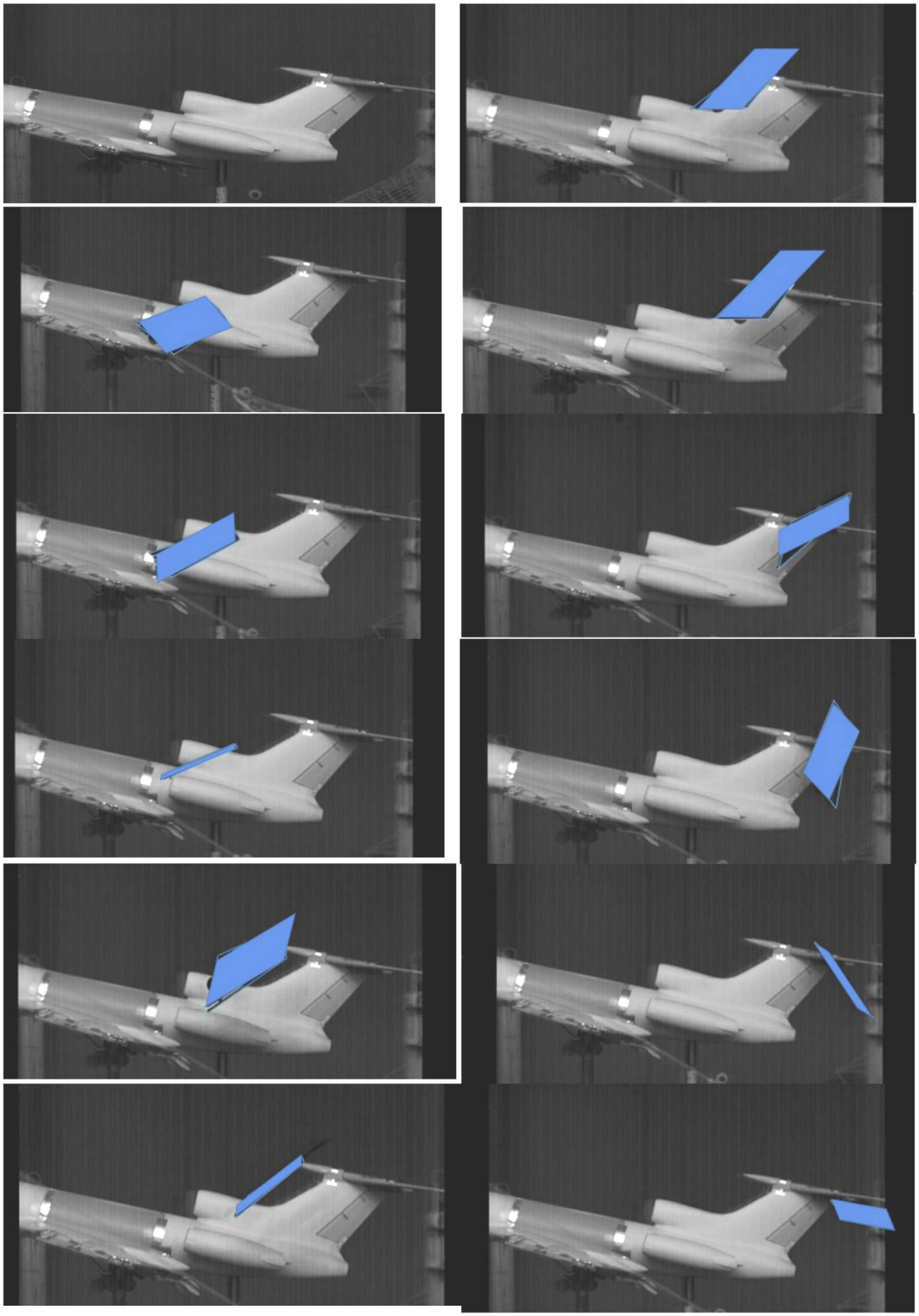
	Masa [kg]	I_{xx} [kg m^2]	I_{yy} [kg m^2]	I_{zz} [kg m^2]
Samolot	750	949,9	668,62	156,1
Model 1:14	0,27	17,7	12,4	2,9

W trakcie wykonywania badań zrzutu modelu końcówki lewego skrzydła rejestrowano kolejne jej położenia po zrzucie (w płaszczyźnie pionowej oraz poziomej) przy pomocy dwóch szybkich kamer.

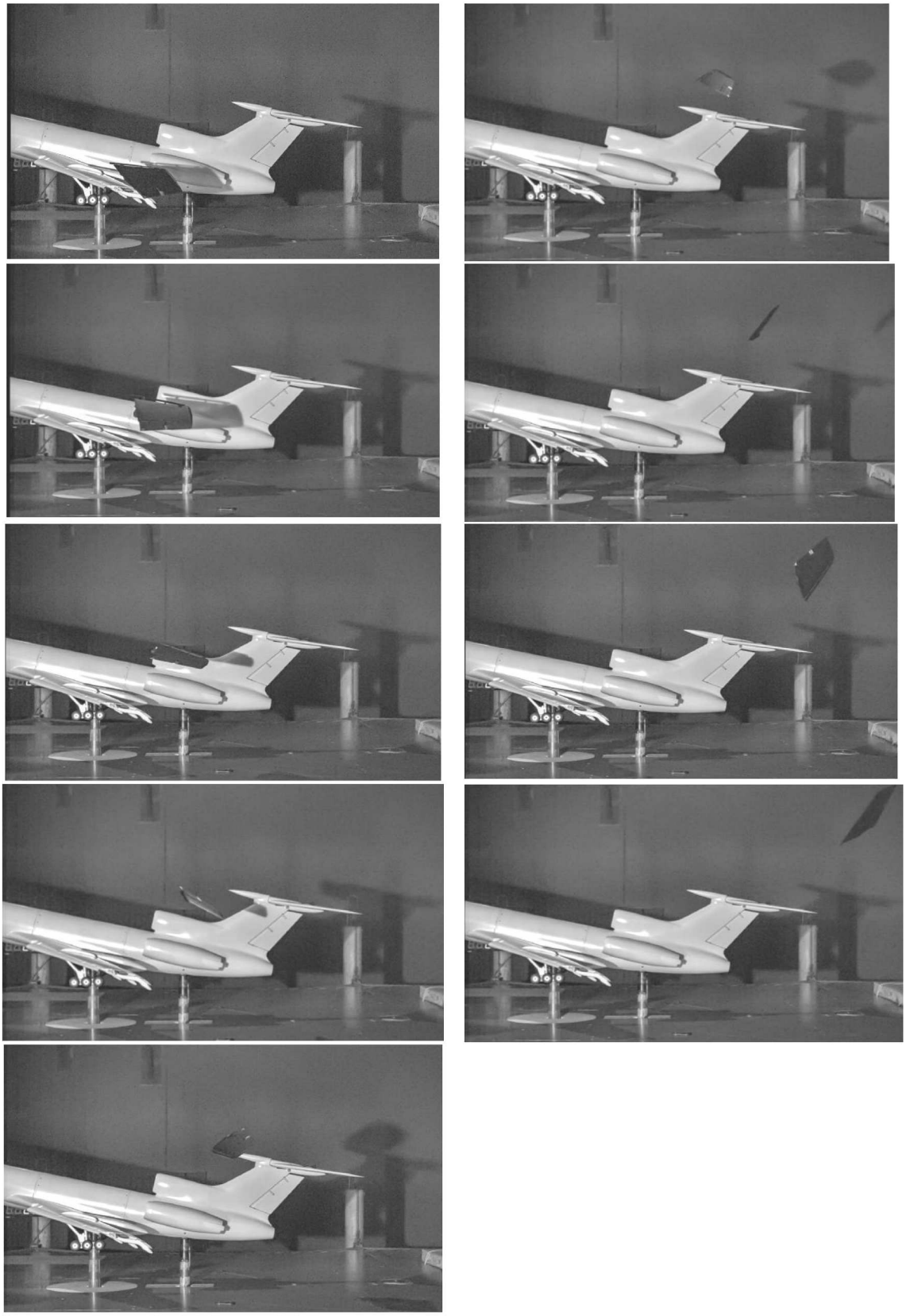
3. Wyniki badań

Na rys. 6-8 przedstawiono zdjęcia kolejnych położeń zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu (w sekwencji co 0,03 s) dla warunków lotu samolotu wysoko nad ziemią oraz na wysokości $H = 5{,}1\,\mathrm{m}$ oraz $H = 16{,}0\,\mathrm{m}$ nad ziemią (płaszczyzna pionowa).

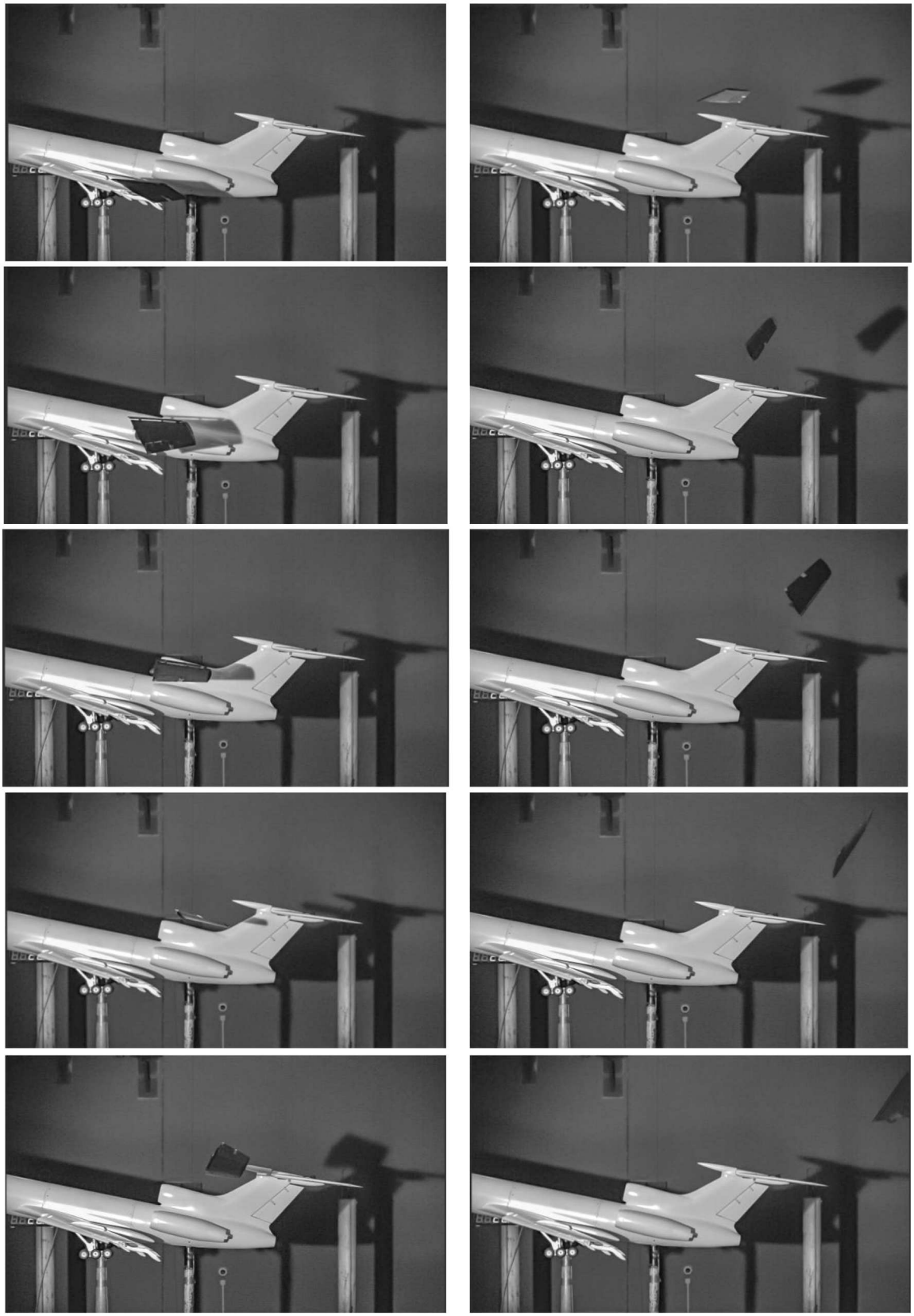
Na rys. 9 przedstawiono zdjęcia kolejnych położeń zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu (w sekwencji co 0,03 s) dla warunków lotu samolotu na wysokości $H = 5{,}1\,\mathrm{m}$ od ziemi (płaszczyzna pozioma).



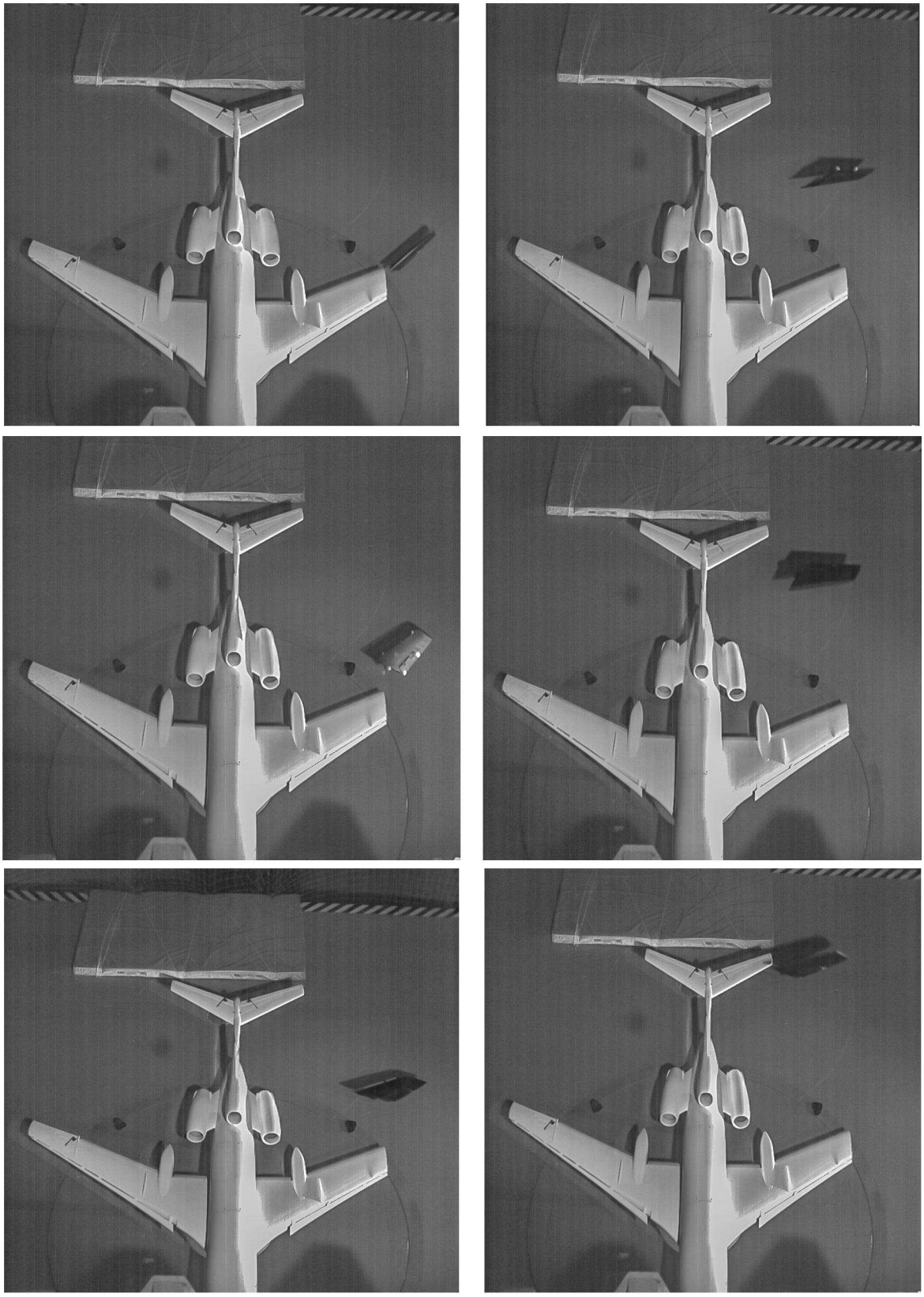
Rys. 6. Trajektoria lotu zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu dla warunków lotu samolotu wysoko nad ziemią (płaszczyzna pionowa)



Rys. 7. Trajektoria lotu zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu dla warunków lotu samolotu na wysokości $H = 5{,}1$ m nad ziemią (płaszczyzna pionowa)



Rys. 8. Trajektoria lotu zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu dla warunków lotu samolotu na wysokości $H = 16\,\mathrm{m}$ nad ziemią (płaszczyzna pionowa)



Rys. 9. Trajektoria lotu zrzucanego modelu końcówki lewego skrzydła względem modelu samolotu warunków lotu samolotu na wysokości $H = 16\,\mathrm{m}$ nad ziemią (płaszczyzna pozioma)

4. Wnioski

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki tunelowych badań zrzutu końcówki lewego skrzydła modelu samolotu Tu-154 M, których celem było wyznaczenie trajektorii jej lotu po zrzucie w pobliżu samolotu.

Analiza wyników badań prowadzi do następujących wniosków:

- Dla warunków lotu samolotu wysoko nad ziemią końcówka lewego skrzydła po zrzucie uderza w statecznik poziomy i następnie przelatuje tuż nad, lub tuż pod tym statecznikiem. Badania powtarzano wielokrotnie i za każdym razem dochodziło do uderzenia w statecznik samolotu.
- Bliskość ziemi w chwili zrzutu końcówki skrzydło w istotnym stopniu wpływa na trajektorię jej lotu w pobliżu samolotu. W tym przypadku końcówka lewego skrzydła po zrzucie przelatuje nad statecznikiem poziomym samolotu. Przy czym, im zrzut końcówki skrzydła ma miejsce bliżej ziemi, tym bardziej trajektoria lotu końcówki skrzydła oddala się od statecznika.
- Tor lotu zrzucanej końcówki lewego skrzydła zakrzywia się w kierunku płaszczyzny symetrii samolotu w miarę oddalania się tej końcówki od skrzydła. Jak można przypuszczać, jest to efekt oddziaływania wiru krawędziowego tworzącego się na końcu lewego skrzydła.

Bibliografia

1. Komisja Badania Wypadków Lotniczych Lotnictwa Państwowego „Raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154 M nr 101 zaistniałego dnia 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska Smoleńsk Północny", Warszawa, 2011
2. Rosyjski Międzynarodowy Komitet Lotniczy (MAK) „Okonczatelnyj otczet po rassledoowaniju awiacionnogo proisszczestwija", 2010
3. Podkomisjia do spraw Ponownego Zbadania Wypadku Lotniczego z dnia 10 kwietnia 2010 roku „Raport z badania zdarzenia lotniczego z udziałem samolotu Tu-154 M nad lotniskiem Smoleńsk Siewiernyj na terenie Federacji Rosyjskiej w dniu 10 kwietnia 2010 r.", Warszawa, 2022
4. Dyskusja panelowa dotycząca naukowo-technicznych aspektów wypadku samolotu Tu-154 M z 10 kwietnia 2010, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012*, K. Sibilski (red.), 27-34, ZG PTMTS, Warszawa, 2012
5. Artymowicz P., Prezentacja na konferencji Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014 „Katastrofa Tu-154 M PLF 101: konfrontacja obliczeń trajektorii lotu ze zniszczeniami naziemnymi i zapisem dźwięku w kokpicie", Kazimierz Dolny, 2014
6. Artymowicz P., Prezentacja na konferencji Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014 „Co obliczenia dynamiczne łamania brzozy i lotu końcówki skrzydła w katastrofie PLF 101 mówią o jej przebiegu?", Kazimierz Dolny, 2014
7. „Lądowanie i lot urwanej końcówki skrzydła Tu-154 – katastrofa w Smoleńsku". https://www.salon24.pl/u/niegracz/846703,ladowanie-i-lot-urwanej-koncowki-skrzydla-tu-154-katastrofa-w-smolensku
8. http://fizyka-smolenska.salon24.pl/368316,15-dokad-doleciala-koncowka-skrzydla-prawidlowe-obliczenia
9. http://fizyka-smolenska.salon24.pl/371866,16-lot-koncowki-skrzydla-wykresy-i-warianty
10. 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
11. Krzysiak A., Modelowanie zrzutu podwieszeń w tunelowych badaniach aerodynamicznych, *Modelowanie Inżynierskie*, Gliwice 2010, ss. 133-146, ISSN 1896-771X

12. Pope A., Rae W., *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, Wiley-Interscience Publication, 1984
13. Bukowski J., *Mechanika płynów*, PWN Warszawa, 1975
14. Coste J., Leynaert J., *Wind Tunnel Studies of Store Separation with Load Factor. Freedrops and Captive Trajectories*, Rech. Aerosp. 1982-1
15. Deitchman S.J., *Similarity Laws for Dynamic Model Testing*, Report GC-910-C-14, Sept. 1956, Cornell Aeronautical Lab. Buffalo, N.Y.
16. Moore S.B., Wind-tunnel system and techniques for aircraft/store compatibility studies, *Journal Aircraft*, December 1971

Experimental research of the flight trajectory of a detached Tu-154 M wing tip in near-ground conditions

Since the crash of the Tu-154 M government aircraft near Smolensk-Severny airport in 2010, two official commissions have been established to investigate the causes of this accident. The commissions indicated different causes of the aircraft crash. The only common point was that as a result of the accident, the aircraft left wing was damaged. The report of the first commission stated that the accident occurred as a result of the plane collision with a tree, as a result of which the left wing tip was cut off. On the other hand, in the report of the second commission, it was stated that the cause of the crash was an explosion of explosives placed in the left wing of the aircraft. This work refers to this accident. The paper presents the results of experimental tests of dropping the left wing tip (1/3 of the wing) from the Tu-154 M aircraft model made in 1:14 scale. The Tu-154 M aircraft model was designed and manufactured by the Military University of Technology based on the exact geometry of the aircraft obtained by scanning a real-size object. The dropped left wing tip was designed according to the "light" modeling principles. The tests were carried out in the T-3 low-speed wind tunnel of the Institute of Aviation. During the drop of the left wing tip, the Tu-154 M aircraft model was reproduced the landing configuration, that is, the slats and the landing gear was extended, and the flaps extended to an angle of 36°. The tests included observation and registration of the flight path of the left wing tip in high-altitude and near-ground flight conditions. The tests were performed for three different distances of the modeled aircraft from the ground, i.e. $H = 5.1\,\mathrm{m}$, $H = 7.5\,\mathrm{m}$ and $H = 16.0\,\mathrm{m}$. During the tests of the drop of the left wing tip, the aircraft model was positioned at the angle of attack $\alpha = 12.5°$ in relation to the undisturbed flow. According to the principles of "light" modeling, the flight speed of the aircraft was $V = 75\,\mathrm{m/s}$, which corresponded to the air flow velocity in the wind tunnel $V = 20\,\mathrm{m/s}$. The research discussed in this paper was commissioned by the Subcommittee to Reinvestigate the Aircraft Accident operating at the Ministry of National Defense.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/237-249

PROJEKTOWANIE AERODYNAMICZNE I OPTYMALIZACJA SAMOLOTU W UKŁADZIE LATAJĄCEGO SKRZYDŁA

Krzysztof Kubryński, Konrad Więcko
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych (ex), Warszawa
e-mail: kkubryn@itwl.pl

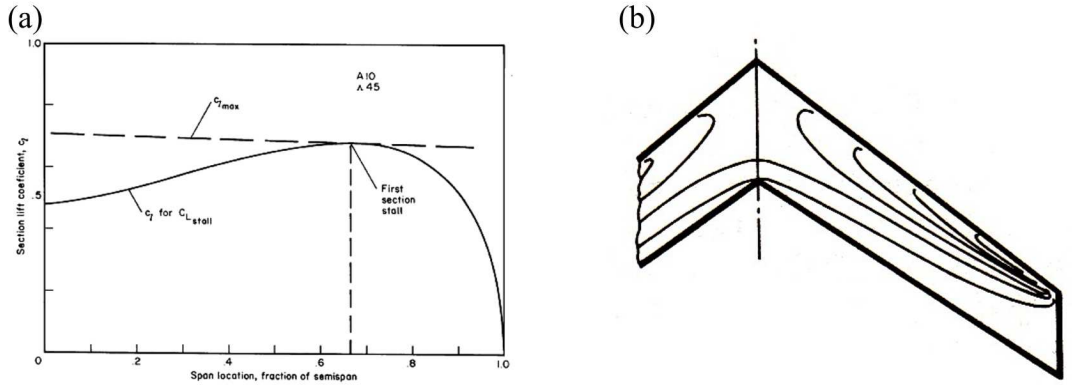
W pracy omówiono problemy pojawiające się przy projektowaniu samolotu w układzie skośnego latającego skrzydła oraz przedstawiono ideę relatywnie prostej metody projektowania takiego układu samolotu. Zaprezentowano też efekty realizacji rzeczywistego projektu takiego układu. Opracowana metoda wykorzystuje pakiet programów KK-AERO wspomagających proces projektowania aerodynamicznego, opartych o wielopunktową metodą odwrotną z elementami bezpośredniej optymalizacji. Pomimo relatywnej prostoty i raczej umiarkowanej czasochłonności prezentowanej metody uzyskiwane wyniki są w pełni satysfakcjonujące. Zapewniają osiągi na znacznie wyższym poziomie niż uzyskiwane w oparciu o powszechnie stosowane metody, bazujące na intuicji i nienumerycznym podejściu do projektowania.

1. Wprowadzenie

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

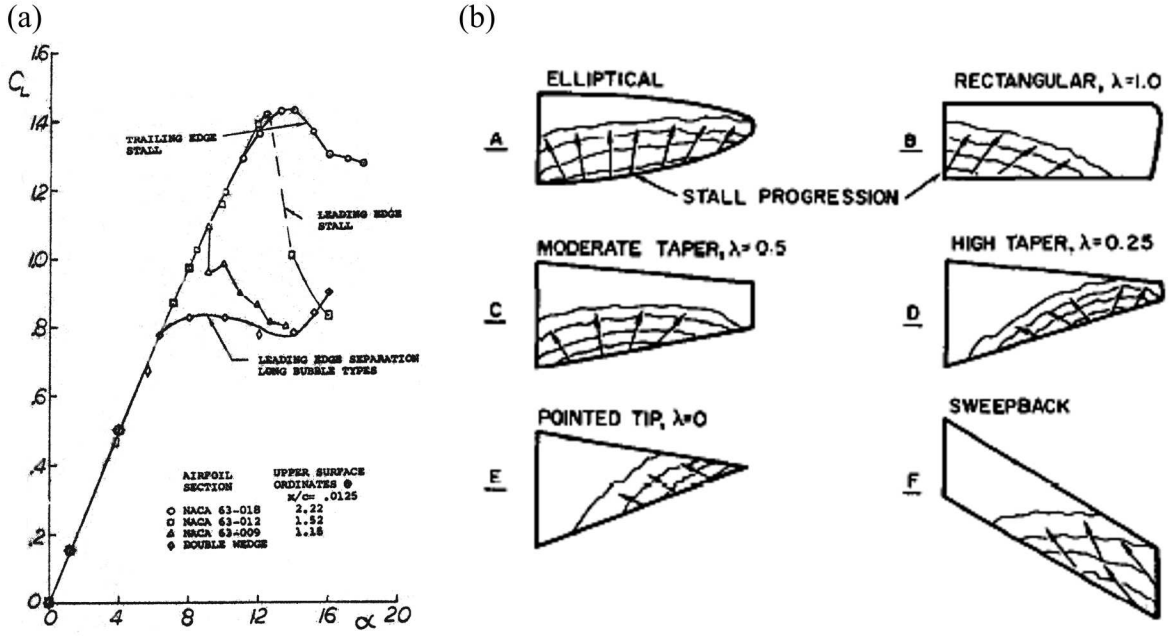
Skrzydło skośne charakteryzuje się niekorzystnym opływem końcówki, prowadząc w tym obszarze do większych wartości współczynnika siły nośnej, niekorzystnego rozkładu ciśnienia i rozwoju warstwy przyściennej – zwłaszcza przy większych kątach natarcia. Wychylenia powierzchni sterowych, typowo lokalizowanych w zewnętrznych partiach rozpiętości, redukują nieco problem, ale powoduje niekorzystny rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości, zwykle poważnie zmniejsza maksymalne wartości współczynnika siły nośnej skrzydła oraz znacząco zwiększają opór indukowany i redukują doskonałość aerodynamiczną. Prowadzi to również do początku oderwania w obszarze końcówki skrzydła, a to z kolei powoduje utratę stateczności podłużnej przy małych prędkościach (zjawisko „pitch up"). Ilustrują to poniższe rysunki.

Rzeczywiste kąty natarcia (uwzględniając kąty indukowane) wzrastają na skrzydle skośnym w kierunku końcówki, przesuwając maksymalne wartości współczynników siły nośnej w jej kierunku (rys. 1a). Dodatkowo efekt skosu zmienia znacząco rozkład ciśnienia w przekrojach skrzydła. W przekrojach centralnych następuje redukcja maksymalnych podciśnień i przesunięcie ich do tyłu (tzw. efekt środkowy skrzydła skośnego), natomiast znacząco rosną podciśnienia i przesuwają się ku noskowi w przekrojach końcowych (tzw. efekt końcowy skrzydła skośnego) – rys. 1b.



Rys. 1. (a) Rozkład współczynnika siły nośnej na skrzydle skośnym [1], (b) układ izobar na skrzydle skośnym [2]

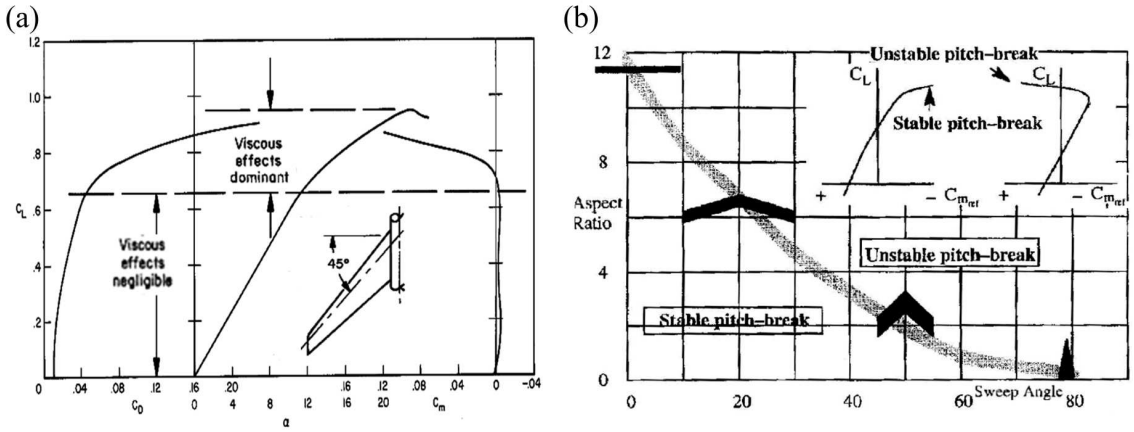
W efekcie zmianie ulega obraz oderwania na skrzydle. W przekrojach końcowych upodabnia się do oderwania typowego dla profili cienkich. Rozpoczyna się na krawędzi natarcia z formowaniem długiego pęcherza laminarnego i charakteryzuje się mniejszymi kątami natarcia początku oderwania oraz znacznie mniejszymi maksymalnymi wartościami współczynników siły nośnej (w porównaniu z oderwaniem typowym dla profili grubszych) – rys. 2a. W konsekwencji oderwanie na skrzydle skośnym rozpoczyna się na końcówce (rys. 2b) i prowadzi do szybkiej redukcji siły nośnej generowanej na końcówce zaraz po wystąpieniu oderwania.



Rys. 2. (a) Typy charakterystyki $Cz(\alpha)$profili cienkich i grubych na profilach cienkich i grubszych [3], (b) rozwój oderwania na skrzydłach o różnych obrysach o różnych kształtach

Ponieważ końcówka skrzydła skośnego ulokowana jest z tyłu za środkiem ciężkości, utrata siły nośnej końcówki powoduje przesunięcie wypadkowej siły nośnej do przodu, a to wytwarza gwałtowny wzrost momentu podłużnego i niestateczność podłużną. Efekty te doskonale ilustruje rys. 3a: po przekroczeniu kąta natarcia, przy którym rozpoczyna się oderwanie, następuje redukcja nachylenia $dCz/d\alpha$, znaczny wzrost oporu oraz gwałtowny wzrost momentu podłużnego (zjawisko „pitch-up” – tendencja do samoczynnego wzrostu kąta natarcia, pogłębiającego przeciągnięcie).

Intensywność zjawiska wzrasta z oddaleniem się końcówki od środka ciężkości w kierunku osi Ox, a to ma miejsce ze wzrostem skosu oraz wydłużenia skrzydła. W konsekwencji przy małych skosach i/lub małych wydłużeniach problem może być pomijalny, natomiast przy dużych wartościach tych parametrów staje się istotny i groźny. Na rys. 3b przedstawiono granice poważnego problemu wynikającego z tego zjawiska w zależności od kombinacji wartości skos-wydłużenia dla skrzydła bez zbieżności. W przypadku wzrostu zbieżności następuje pogłębienie problemu (z powodu wzrostu wartości Cz na końcówkach i szybszego oderwania), natomiast dla bardzo dużych zbieżności (np. dla skrzydła delta) następuje redukcja problemu (spada powierzchnia końcówek skrzydła i bezwzględna wartość występujących sił).



Rys. 3. (a) Typowe charakterystyki [1], (b) granice zjawiska „pitch-up" skrzydła skośnego zależnie od skosu i wydłużenia

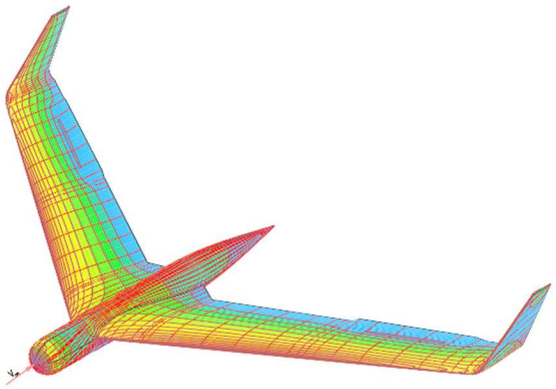
Jak widać na rys. 3b, dla kątów skosu o praktycznym znaczeniu dopuszczalne wydłużenia są zbyt małe jak na rzeczywiste wymagania samolotów bezzałogowych. Przykładowo dla skosu 30° dopuszczalne wydłużenie wynosi zaledwie ok. 4,5. Sprawa jest szczególnie istotna, jeżeli chcemy zapewnić dobre własności w szerszym zakresie warunków lotu: od niskich prędkości startu i lądowania, poprzez dużą doskonałość aerodynamiczną w warunkach przelotowych, do niskiego oporu w warunkach dużej prędkości, zwłaszcza dla większych dopuszczalnych zmian wyważenia.

2. Przykładowe problemy aerodynamiczne skośnego latającego skrzydła

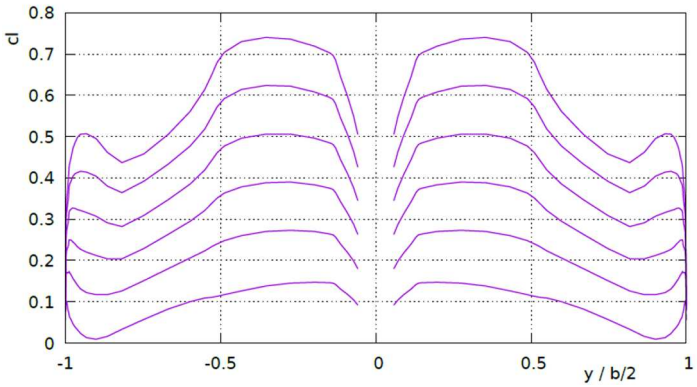
Praktyczne realizacje małych skrzydeł latających projektowanych bez zastosowania metod obliczeniowych są dość specyficzne. Zwykle stosuje się mało wygięte profile bądź tzw. profile samostateczne (z podgiętą do góry krawędzią spływu, kształtując szkieletową profilu w postaci leżącej litery S). Przyjmuje się, że w celu skutecznego zapewnienia sterowania należy umieścić powierzchnie sterowe w obszarze końcówki, w celu oddalenia ich możliwie znacznie do tyłu od środka ciężkości. Na rys. 4 przedstawiono jeden z typowych zrealizowanych na takiej zasadzie układów latającego skrzydła z widoczną wychyloną powierzchnią sterową, stosowaną do sterowania podłużnego jak i poprzecznego.

W celu zapewnienia równowagi podłużnej względem środka ciężkości powierzchnie sterowe wychylane są do góry, a wychylenie zwiększa się ze wzrostem kątów natarcia. Powoduje to redukcję siły nośnej na końcówce i zapewnia wymaganą wartość momentu podłużnego.

W efekcie zmiany kątów natarcia i kątów wychylenia sterów powodują zmiany w rozkładach współczynników siły nośnej Cz (oraz obciążenia $Cz \cdot c$). Na rys. 5 przedstawiono rozkłady współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości dla siły nośnej skrzydła $Cz = 0{,}1, \ldots, 0{,}6$ z przyrostami co 0,1 w warunkach równowagi podłużnej.

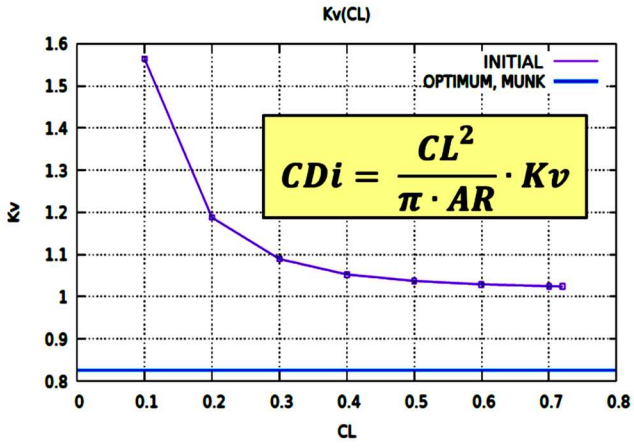


Rys. 4. Przykład samolotu w układzie latającego skrzydła



Rys. 5. Rozkłady wzdłuż rozpiętości współczynnika siły nośnej Cz

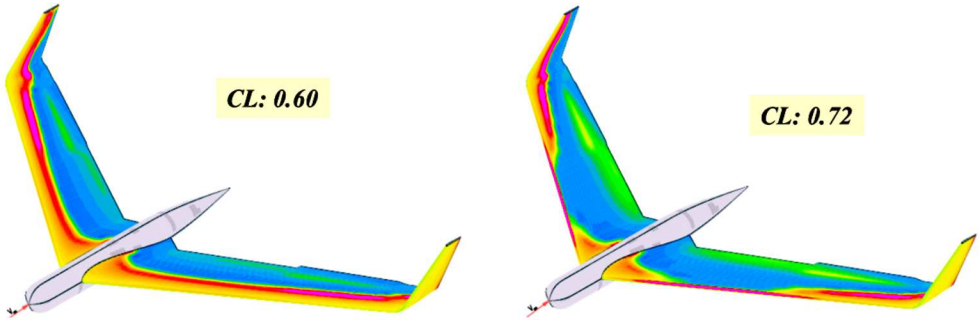
Wypadkowe rozkłady obciążenia są dalekie od optymalnych, co powoduje, że opór indukowany jest znacznie większy w porównaniu z minimalnym możliwym do uzyskania. Rysunek 6 przedstawia wartość współczynnika Kv, który jest swoistym „wskaźnikiem jakości" rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości, występującym w wyrażeniu na współczynnik oporu indukowanego. Jest on zawyżony o 25-30%.



Rys. 6. Wartość Kv z wyrażenia na współczynnik oporu indukowanego w funkcji współczynnika siły nośnej

Największym problemem jest jednak przebieg przeciągnięcia i zachowanie po przeciągnięciu. Oderwanie typowe dla profilu cienkiego rozpoczyna się na krawędzi natarcia w postaci oderwania laminarnego. Może się ono zamknąć (w postaci zamkniętego pęcherza oderwania laminarnego)

lub może nastąpić pełne, otwarte oderwanie, powodując gwałtowną utratę siły nośnej. Nie ma aktualnie możliwości wiarygodnej analizy takiego oderwania w oparciu o praktycznie stosowane metody obliczeniowei. Istnieją jednak skuteczne kryteria quasi-empiryczne, które pozwalają ocenić typ oderwania. Rysunek 7 przedstawia obraz rozkładu współczynnika kształtu warstwy przyściennej. Dla $Cz = 0{,}6$ występuje oderwanie warstwy laminarnej, które zamyka się po jej turbulizacji. Dla $Cz = 0{,}72$ (a więc relatywnie wcześnie) na wewnętrznej części skrzydła następuje turbulizacja bez oderwania, natomiast na części zewnętrznej, według stosownych kryteriów [4], [5], wystąpi otwarte oderwanie laminarne, które powinno spowodować efekt „pitch-up" doprowadzające do gwałtownego wzrostu kąta natarcia i przepadnięcia. Obserwowane zachowanie samolotu potwierdza przewidywania. Warto zaznaczyć, że pomimo zdecydowanej redukcji kątów natarcia i wartości współczynników siły nośnej w obszarze końcówek płata, zmiana rozkładu ciśnienia i gwałtowny wzrost podciśnień na nosku w przekrojach końcowych prowadzą do tak niekorzystnego przebiegu zjawisk.



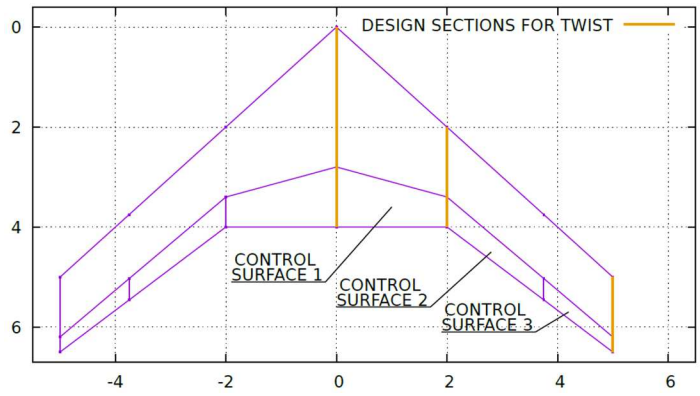
Rys. 7. Rozkład współczynnika kształtu warstwy przyściennej dla dwóch wartości współczynników siły nośnej

3. Opracowana uproszczona koncepcja projektowania aerodynamicznego latającego skrzydła

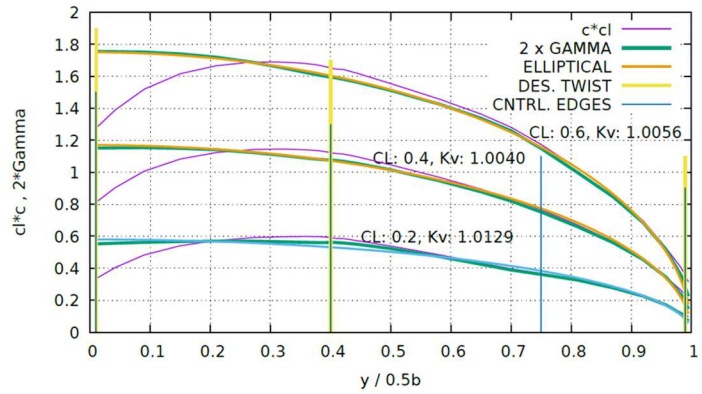
Ogólna metoda wielopunktowego projektowania aerodynamicznego skrzydła (lub nawet układu skrzydło-kadłub-usterzenie) oparta o pakiet programów KK-AERO pozwala na bardzo efektywne rozwiązanie postawionego problemu [6], [7]. Oparta jest ona na wielopunktowej metodzie odwrotnej i optymalizacji. Podstawowym problemem jest relatywna złożoność i czasochłonność takiego podejścia. W celu przyspieszenia i uproszczenia procesu projektowania układu latającego skrzydła opracowano uproszczoną metodę.

Na rysunku 8 przedstawiono układ płaskiego skrzydła skośnego, w którym zastosowano trzy segmenty powierzchni sterowych na krawędzi spływu. Przewidziano niezależne wychylenia tych segmentów celem zapewnienia zarówno równowagi podłużnej (zerowania momentu podłużnego względem środka ciężkości), jak i możliwie bliskiego optymalnemu rozkładowi obciążenia wzdłuż rozpiętości.

Funkcją celu była minimalizacją oporu indukowanego dla trzech wartości współczynnika siły nośnej ($Cz = 0{,}2$, $0{,}4$ i $0{,}6$) przy równoczesnym zapewnieniu równowagi podłużnej względem środka ciężkości w takiej pozycji, aby zapas stateczności statycznej wynosił 10% średniej cięciwy aerodynamicznej. Aby to zapewnić, określono optymalny rozkład skręceń skrzydła i wychyleń segmentów powierzchni sterowych. Liczba Reynoldsa w przeprowadzonych obliczeniach wynosiła $2{,}9/\sqrt{Cz}$ mln. Profile skrzydła były zadane na początku i nie podlegały modyfikacji. Na rys. 9 przedstawiono uzyskane rozkłady cyrkulacji i obciążenia wzdłuż rozpiętości dla projektowych wartości Cz. Jak widać, rozkłady cyrkulacji dla wszystkich przypadków są bliskie optymalnym (czyli w przypadku analizowanego tu skrzydła płaskiego – rozkłady eliptyczne).

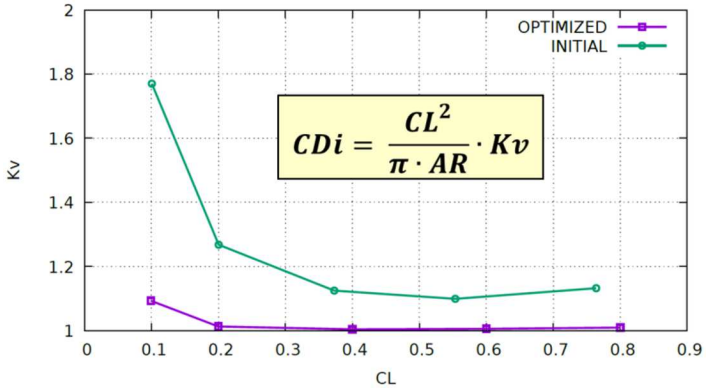


Rys. 8. Układ skrzydła skośnego z trzema niezależnymi segmentami powierzchni sterowych



Rys. 9. Rozkład cyrkulacji i obciążenia na zaprojektowanym skrzydle w punktach konstrukcyjnych

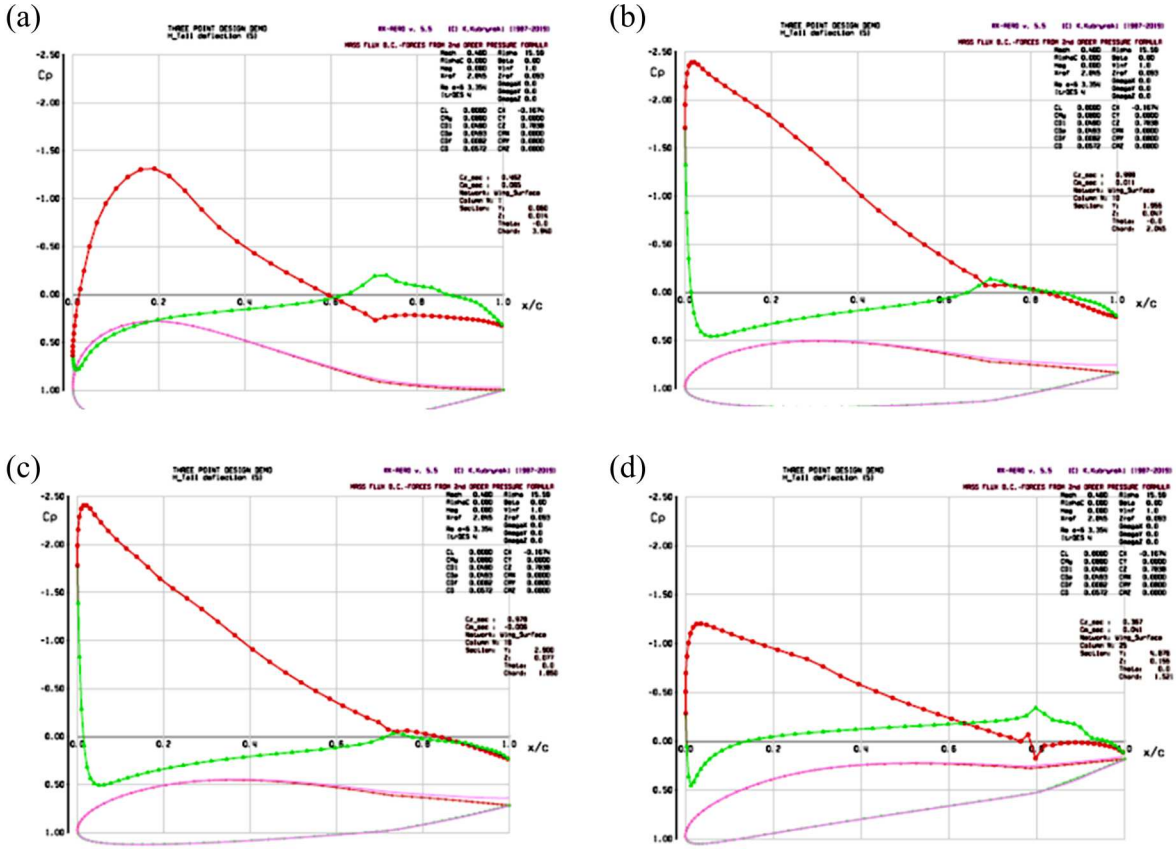
Ma rysunku 10 przedstawiono wartości współczynnika Kv związanego z oporem indukowanym, przy czym wykres uzupełniono wartościami spoza zakresu projektowego. Teoretyczne minimum tego współczynnika dla prezentowanego skrzydła płaskiego wynosi jeden. Jak widać, jest on praktycznie na poziomie minimum, podczas gdy początkowa wartość (dla skrzydła nieskręconego i z niewychylonymi powierzchniami sterowymi) była większa i dodatkowo nie zapewniała równowagi.



Rys. 10. Wartości współczynnika Kv oporu indukowanego

Przekroje skrzydła z widocznymi wychyleniami powierzchni sterowych i rozkładami ciśnienia dla Cz skrzydła równym 0,8 (czyli spoza zakresu optymalizacji, ale przy zapewnieniu równowagi)

przedstawiono na rys. 11. Wartości i gradienty ciśnień dla tych warunków zapewniają przepływ bez jakichkolwiek tendencji do oderwania warstwy przyściennej.



Rys. 11. Przekroje i rozkłady ciśnienia w kolejnych przekrojach skrzydła dla $Cz = 0{,}8$

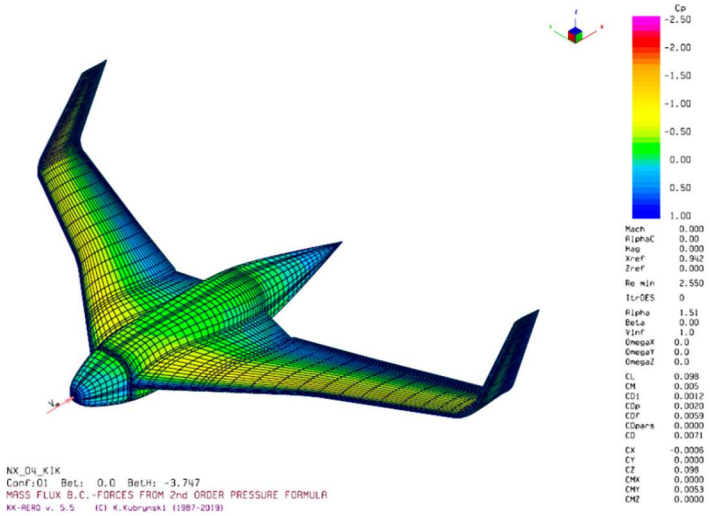
4. Przykład rzeczywistego projektu latającego skrzydła

Prezentowana metodyka projektowania została opracowana do realizacji projektu bezzałogowego samolotu obserwacyjnego, a uzyskane efekty okazały się w pełni zadowalające. Poniższy przykład pokazuje pełną ideę takiego procesu projektowania.

W odróżnieniu od pełnej metodyki projektowania [6], [7] w obecnej uproszczonej wersji wyjściowe profile przekrojów są zadawane na wstępnie i podlegają w trakcie projektowania jedynie ograniczonym modyfikacjom, w postaci wychylania części powierzchni traktowanych jako segmenty symulujące klapy tylne lub przednie (noskowe).

Na rys. 12 pokazano wstępną geometrię układu samolotu z zastosowanymi początkowo symetrycznymi profilami przekrojów skrzydła, brakiem skręceń i bez wychyleń powierzchni sterowej. Funkcją celu użytą podczas projektowania były:

- minimalizacja oporu w pięciu punktach konstrukcyjnych – wartościach współczynnika siły nośnej $Cz = 0{,}1$, $0{,}3$, $0{,}5$, $0{,}7$ i $0{,}9$, przy czym największą wagę miał $Cz = 0{,}5$ (główny punkt konstrukcyjny),
- zapewnienie równowagi podłużnej przy 5% zapasie stateczności statycznej,
- niedopuszczenie do powstania nadmiernych podciśnień na nosku w zewnętrznych partiach rozpiętości w celu zapobieżenia tendencji do oderwania i utraty stateczności podłużnej („pitch-up").



Rys. 12. wstępna geometria projektowanego samolotu

Układ ten podlegał następnie projektowaniu/optymalizacji. Zmiennymi projektowania były:

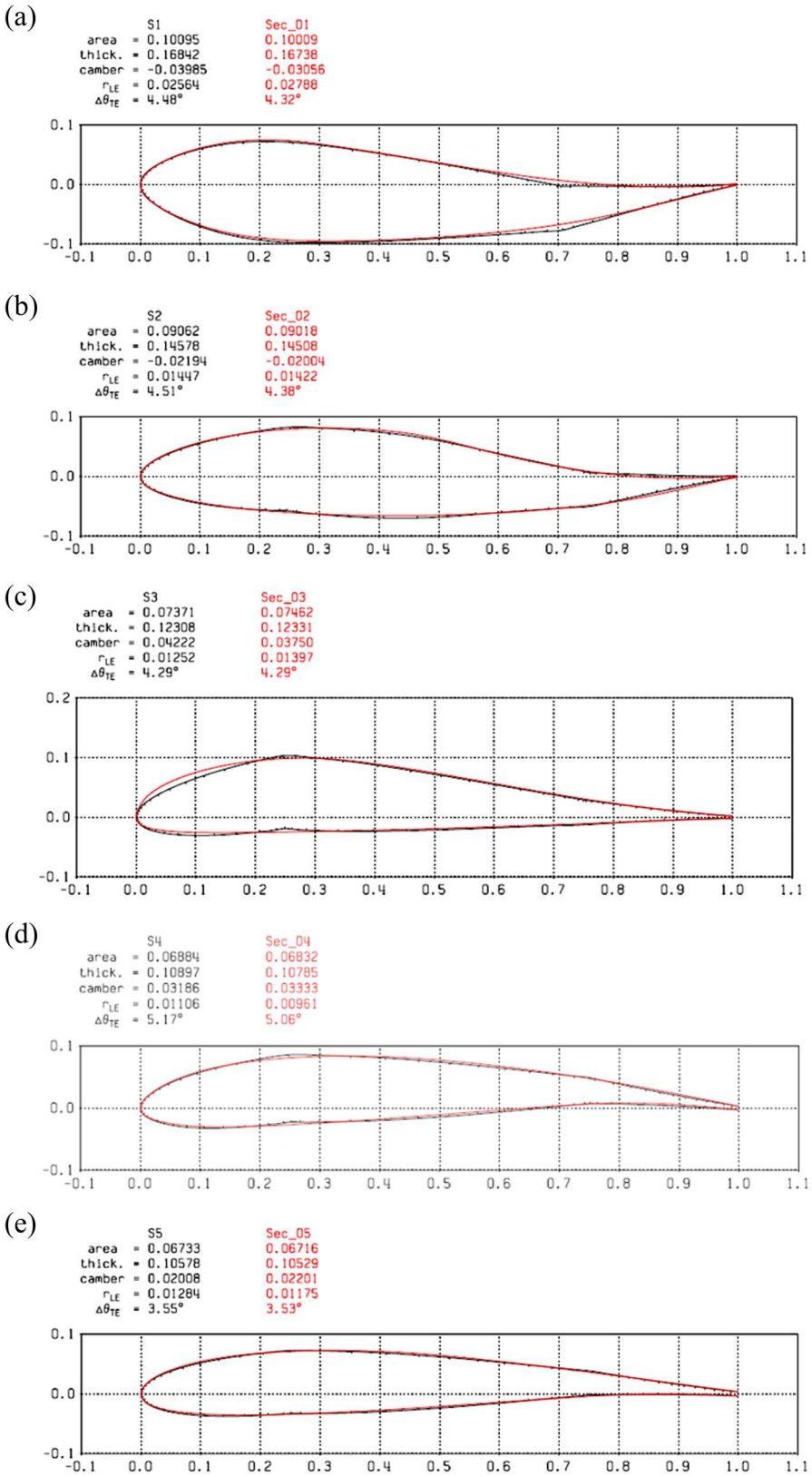
- skręcenia w czterech przekrojach skrzydła i dwóch przekrojach wingleta,
- 5 wartości kątów natarcia,
- 3 segmenty klap przednich wychylanych niezależnie, lecz o te same wartości dla wszystkich kątów natarcia (cięciwa względna klap 25%),
- 3 segmenty klap tylnych wychylanych niezależnie, lecz o te same wartości dla wszystkich kątów natarcia i cięciwie względnej 30-25%,
- 5 wartości wychyleń powierzchni sterowej (pojedynczej, bez segmentowania) w celu zapewnienia równowagi podłużnej samolotu

Obliczenia realizowane były dla liczby Reynoldsa $\mathrm{Re} = 0{,}8/\sqrt{Cz}$ mln.

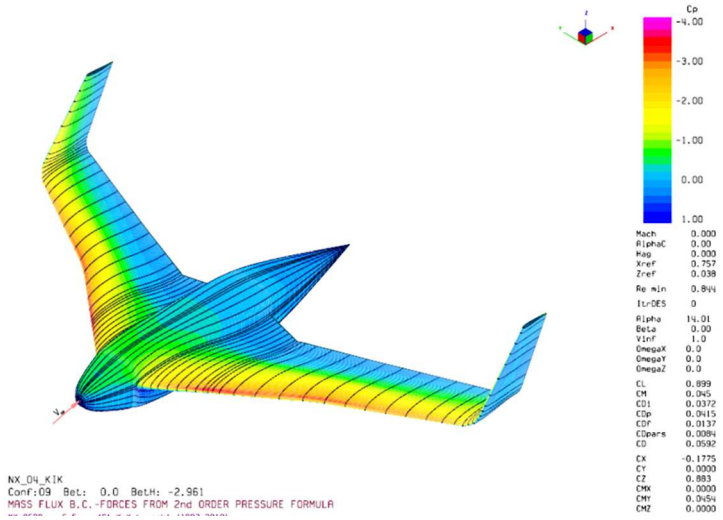
Po określeniu optymalnych wartości zmiennych projektowania wyznaczone wychylenia poszczególnych segmentów „klap" przednich i tylnych „wkomponowano" w geometrię poszczególnych profili (przekrojów) skrzydła i wingleta. Jako dodatkowy element procedury zastosowano wygładzanie tak uzyskanych nowych profili. Rysunek 13 przedstawia geometrię kolejnych przekrojów skrzydła uwzględniającą wyznaczone wychylenia „klap" oraz przekroje po wkomponowaniu tych wychyleń w kształt konturu profili. Odpowiadają one przekrojom skrzydła począwszy od części przykadłubowej, a kończąc przy nasadzie wingleta.

Jak widać, program optymalizacyjny określił dość zaskakujące rozwiązanie, całkowicie niezgodne z powszechnie stosowanym rozwiązaniem intuicyjnym. Przekroje przykadłubowe zostały wysklepione ujemnie (i ustawione pod dużym kątem poprzez dodatnie skręcenie przekroju przykadłubowego), co zwiększyło podciśnienia na nosku i wygenerowało silny moment zadzierający w tej części skrzydła, przybliżając układ do równowagi podłużnej. Przekrój w obszarze zmiany kąta skosu krawędzi natarcia wygenerował znaczne opuszczenie noska, zapobiegające powstaniu naturalnej tendencji generowania dużych podciśnień na takim uskoku. Natomiast przekroje końcowe uzyskały kształt klasycznych dodatnio wysklepionych profili o relatywnie dużej nośności i małych podciśnieniach na nosku.

Na kolejnym rysunku (14) przedstawiono geometrię i rozkłady ciśnienia na zaprojektowanej konfiguracji samolotu dla $Cz = 0{,}9$, czyli dla górnego punktu konstrukcyjnego. Jak widać, największe podciśnienia występują na wewnętrznych partiach rozpiętości, sugerując małe ryzyko oderwania na końcówce i wystąpienia zjawiska „pitch-up", a w efekcie wystąpienia problemów z zachowaniem samolotu na dużych kątach natarcia i z poprawnym sterowaniem samolotem.

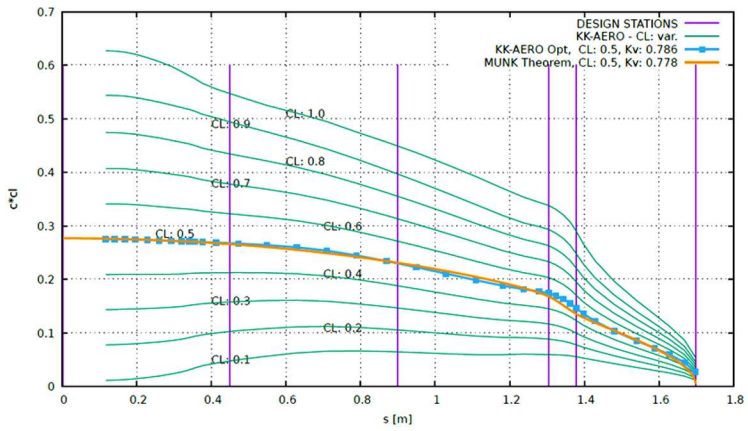


Rys. 13. Kolejne przekroje skrzydła z wychylonymi segmentami „klap” oraz profile powstałe z wkomponowaniu tych wychyleń w kontur



Rys. 14. Geometria i rozkłady ciśnienia dla $Cz = 0{,}9$ po projektowaniu aerodynamicznym

Na rysunku 15 zaprezentowano rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości dla wartości Cz od 0,1 do 1,0 (więc aż poza zakres konstrukcyjny) oraz przedstawiono optymalny rozkład wyznaczony z twierdzenia Munka dla $Cz = 0{,}5$. Zaznaczono też położenia przekrojów, w których określano skręcenia skrzydła. Jak widać, dla głównego punktu konstrukcyjnego ($Cz = 0{,}5$) niemal osiągnięto optymalny rozkład cyrkulacji, zapewniając niemal teoretyczne minimum współczynnika Kv (który dla tej konfiguracji może osiągnąć wartość 0,778).

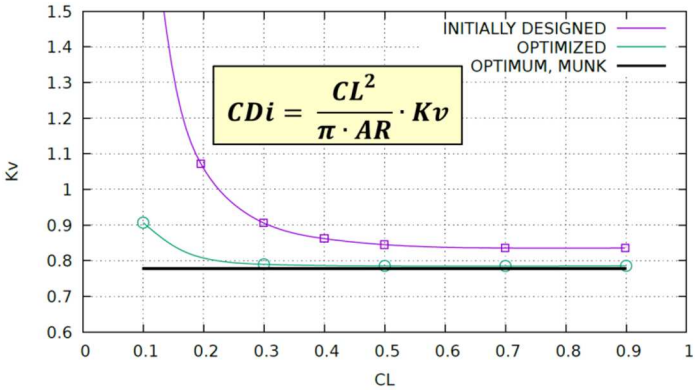


Rys. 15. Rozkład cyrkulacji wzdłuż rozpiętości zaprojektowanego układu skrzydła

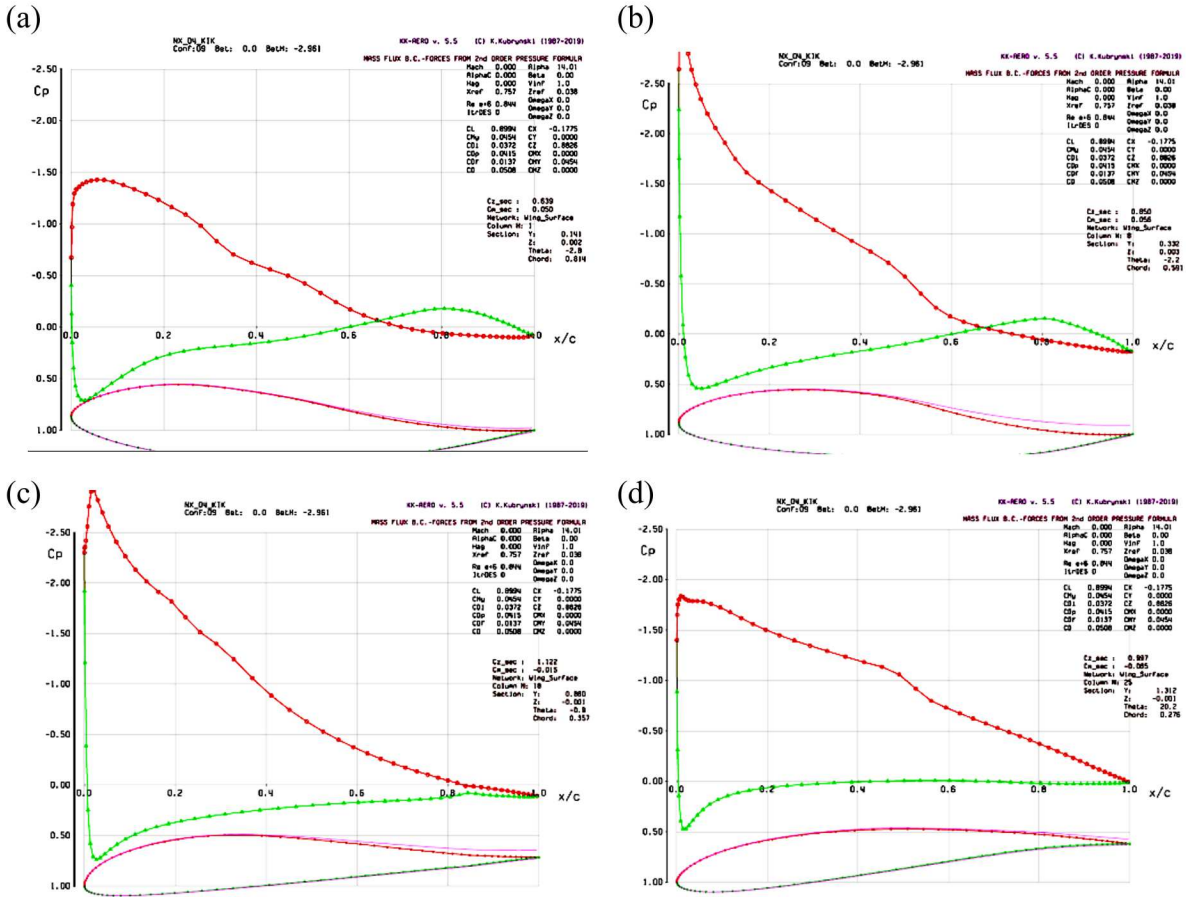
Wykres na rysunku 16 przedstawia przebieg wartości tego parametru dla różnych wartości współczynnika siły nośnej w warunkach równowagi podłużnej, zapewniając w efekcie minimalizację tzw. oporu wyważania („trim drag"). Wskazano też wartości dla konfiguracji początkowej (bez zapewnienia równowagi podłużnej) oraz teoretyczne minimum.

Rozkład ciśnienia w czterech przekrojach skrzydła dla warunków z rysunku 14 ($Cz = 0{,}9$) przedstawiono na wykresach na rys. 17. Maksymalne podciśnienia sugerujące ewentualny przekrój, w którym rozpocznie się oderwanie, leży w połowie rozpiętości wewnętrznego segmentu między kadłubem i załamaniem krawędzi natarcia (rys. 17b).

Rozkłady wzdłuż rozpiętości wartości maksymalnych podciśnień na nosku profilu pokazują bardziej szczegółowo potencjalnie krytyczne przekroje zagrożone najwcześniej oderwaniem zarówno na pierwotnej konfiguracji, jak i po projektowaniu – rys. 18.

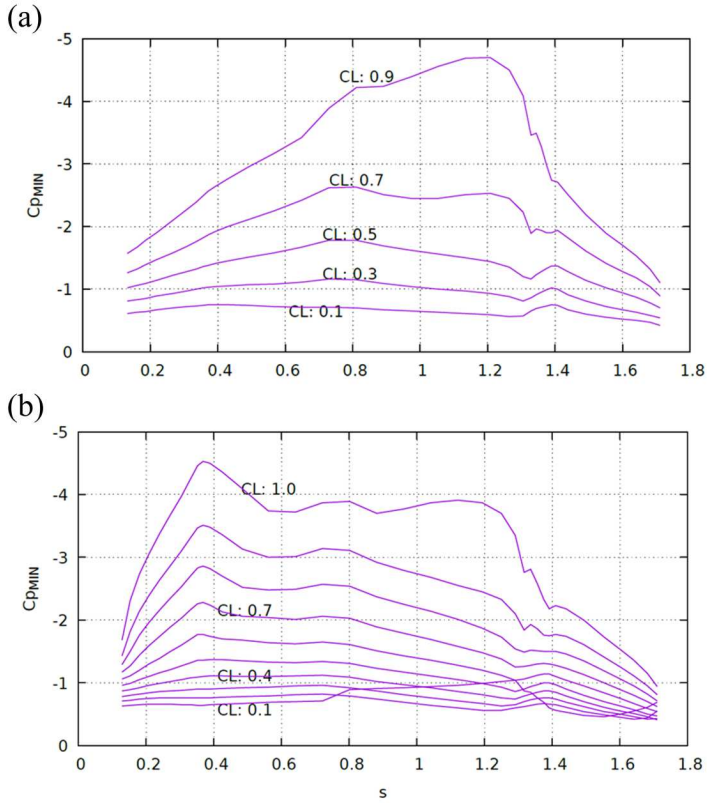


Rys. 16. Wartości współczynnika Kv dla zaprojektowanego układu



Rys. 17. Rozkłady ciśnienia w czterech przekrojach skrzydła, $Cz = 0{,}9$

Jak widać, dla pierwotnej geometrii krytyczny przekrój leży w $y = 1{,}2\,\mathrm{m}$, czyli w 92% połowy rozpiętości ($b/2 = 1{,}3\,\mathrm{m}$). Po projektowaniu przewidywany krytyczny przekrój dla konstrukcyjnego zakresu współczynników siły nośnej ($Cz = 0{,}1, \ldots, 0{,}9$) leży w $y = 0{,}37\,\mathrm{m}$, czyli poniżej 30% połowy rozpiętości i powinien zapewnić w pełni poprawne własności. Podciśnienia w zewnętrznych partiach rozpiętości szybko rosną dopiero po przekroczeniu zakresu projektowego – na rysunku 18 dla wartości $Cz = 1{,}0$.



Rys. 18. Rozkład maksymalnych podciśnień na nosku profili skrzydła przed projektowaniem (a) oraz po procesie projektowania (b)

5. Podsumowanie i wnioski

Zaprojektowanie samolotu w układzie skośnego latającego, który zapewniłby poprawne zachowanie w pełnym zakresie przewidywanych warunków lotu, ale też zagwarantował dobre osiągi, stanowi znaczące wyzwanie dla konstruktora. W pracy przedstawiono typowe problemy i wyzwania z tym związane. Opracowana i zaprezentowana tu metodyka projektowania, oparta o pakiet programów KK-AERO i metody optymalizacyjne, stanowi istotne uproszczenie wcześniej opracowanej pełnej metodyki projektowania aerodynamicznego skrzydła [6], [7]. Tym niemniej, jak wynika ze zrealizowanych już projektów, zapewnia w pełni zadowalające efekty przy umiarkowanym nakładzie pracy projektowej. Metoda ta została dwukrotnie zastosowana praktycznie do opracowania bezzałogowych statków latających w takim układzie aerodynamicznym, a wyniki (zarówno obliczeniowe, jak i zweryfikowane badaniami w locie) w pełni potwierdziły jej efektywność.

Bibliografia

1. Harper C.W., Maki L.R., *A Review of the Stall Characteristics of Swept Wings*, NASA TN D-2373, 1964
2. Kuchemann D., *The Aerodynamic Design of Aircraft*, Pergamon, 1978
3. Hoerner S.F., *Fluid Dynamic Lift*, 1975
4. Pavelka J., Tatum K.E., Validation of a wing leading-edge stall prediction technique, *Journal of Aircraft*, **10**, 1981

5. Herring R.N, Ely W.L., *Improved Prediction of Laminar Leading Edge Separation*, NASA CP-2045, 1978
6. Kubrynski K., Wing-winglet design methodology for low speed applications, *AIAA Pap.*, **03-0215**, 41 Aerospace Science Meeting, Reno, 2003
7. 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, Vol. 68, 1999, Vieweg

Aerodynamic design and optimization of an aircraft in flying wing configuration

The paper describes a number of problems related to aerodynamic design of an aircraft flying in a swept wing layout (without tail). The idea of a relatively simple methodology usable for design of such a configuration is presented. The method uses software package KK-AERO which allows for multipoint inverse design and optimizetion of a coomplex three-dimensional configuration. Despite relative simplicity and limited workout, the results are fully satisfactory and provide much better characteristics compared to classical, intuitive and non-numerical treatment.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/251-276

ALGORYTM OPTYMALNEGO BODŹCOWANIA RUCHOWEGO Z LQR DO GENEROWANIA ZŁUDZENIA PRZECHYLENIA W SYMULATORZE LOTU Z PLATFORMĄ STEWARTA-GOUGHA

Rafał Lewkowicz
Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej, Warszawa
e-mail: rlewkowicz@wiml.waw.pl

Celem prezentowanych badań było opracowanie algorytmu optymalnego bodźcowania ruchowego (ang. *Motion Cueing Algorithm*, MCA), który przy uwzględnieniu fizycznych ograniczeń przestrzeni roboczej układu ruchu symulatora (platformy Stewarta-Gougha) będzie generował sygnały sterujące jej ruchem, zapewniając wysoką wierności symulacji złudzenia przechylenia. Przedstawiono optymalny MCA oparty na regulatorze liniowo-kwadratowym (ang. *Linear-Quadratic Regulator*, LQR), w którym uwzględniono model matematyczny układu przedsionkowego człowieka oraz wybrane parametry kinematyki układu ruchu. Dobór wzmocnień LQR, dla których kwadratowa funkcja kosztów osiąga najmniejsze wartości, przeprowadzono przy zastosowaniu algorytmu genetycznego. Proponowana optymalizacja MCA została zaimplementowana i przetestowana w środowisku MATLAB/Simulink. Wyniki symulacji numerycznych wykazały wzrost wierności odtwarzania złudzenia przechylenia przy wykorzystaniu zaproponowanego optymalnego MCA w porównaniu do standardowego algorytmu stosowanego do sterowania platformą Stewarta. Skuteczność proponowanej metody generowania złudzenia przechylenia widoczna jest w większej zgodności percepcyjnej.

Wykaz skrótów i oznaczeń

MCA – algorytm bodźcowania ruchowego (ang. *Motion Cueing Algorithm*),
CWF – klasyczny filtr wymywający (ang. *Classical Washout Filter*),
OWF – optymalny filtr wymywający (ang. *Optimal Washout Filter*),
GA – algorytm genetyczny (ang. *Genetic Algorithm*),
$\mathbf{u}_A, \mathbf{u}_S$ – wektor sygnałów ruchu samolotu oraz ruchu platformy symulatora,
$\mathbf{a}_A, \mathbf{a}_S$ – wektor przyspieszenia liniowego samolotu oraz platformy ruchu,
$\boldsymbol{\omega}_A, \boldsymbol{\omega}_S$ – wektor yprędkości kątowej samolotu oraz platformy ruchu,
$\mathbf{f}_A, \mathbf{f}_S$ – przyspieszenie grawitacyjno-inercyjne oddziałujące na głowę pilota w samolocie i symulatorze,
$\mathbf{A}_{SCC}, \mathbf{B}_{SCC}, \mathbf{C}_{SCC}, \mathbf{D}_{SCC}$ – macierze równań przestrzeni stanu kanałów półkolistych,
$\mathbf{A}_{OTO}, \mathbf{B}_{OTO}, \mathbf{C}_{OTO}, \mathbf{D}_{OTO}$ – macierze równań przestrzeni stanu narządów otolitowych,
$\mathbf{A}_v, \mathbf{B}_v, \mathbf{C}_v, \mathbf{D}_v$ – macierze reprezentacji przestrzeni stanu narządu przedsionkowego,
$\mathbf{x}_e$ – wektor błędu stanu narządu przedsionkowego,
$\mathbf{L}_{AZ}$ – macierz przejścia z układu ruchomego związanego z Ziemią do układu związanego z samolotem,
$\mathbf{L}_{PB}$ – macierz przejścia z układu związanego z podstawą symulatora do układu związanego z platformą,
ψ_i, θ_i, ϕ_i – kąty Eulera określające orientację i-tego układu współrzędnych,
$\boldsymbol{\beta}_i = [\psi_i, \theta_i, \phi_i]$ – wektor kątów Eulera,
$\mathbf{W}(s)$ – zestaw liniowych filtrów OWF,

$\mathbf{R}_S$ – macierz transformacji wektora prędkości kątowych z układu, którego osie wyznaczają prędkości uogólnione (pochodne względem czasu kątów Eulera) do układu związanego z platformą,
$\mathbf{T}_S$ – macierz transformacji odwrotna do macierzy $\mathbf{R}_S$,
$\mathbf{x}_d$ – wektor stanu platformy ruchu symulatora,
$\mathbf{A}_d, \mathbf{B}_d$ – macierze równania stanu platformy ruchu,
$\mathbf{x}_n$ – przefiltrowany sygnał białego szumu,
$\mathbf{e}$ – wektor błędu odczuć pilota pomiędzy warunkami rzeczywistymi i symulowanymi,
$\mathbf{Q}, \mathbf{R}_d, \mathbf{R}$ – macierze wagowe kwadratowej funkcji kosztów,
$\mathbf{P}$ – rozwiązanie algebraicznego równania Riccatiego,
$\mathbf{O}_i$ – wektor opisujący i-tego osobnika w populacji (algorytm genetyczny),
$\mathbf{J}(\mathbf{O}_i)$ – funkcja przystosowania i-tego osobnika (algorytm genetyczny),
$\widehat{\cdot}$ – sygnał odczuwany przez pilota (oznaczenie umieszczone nad znakiem).

1. Wstęp

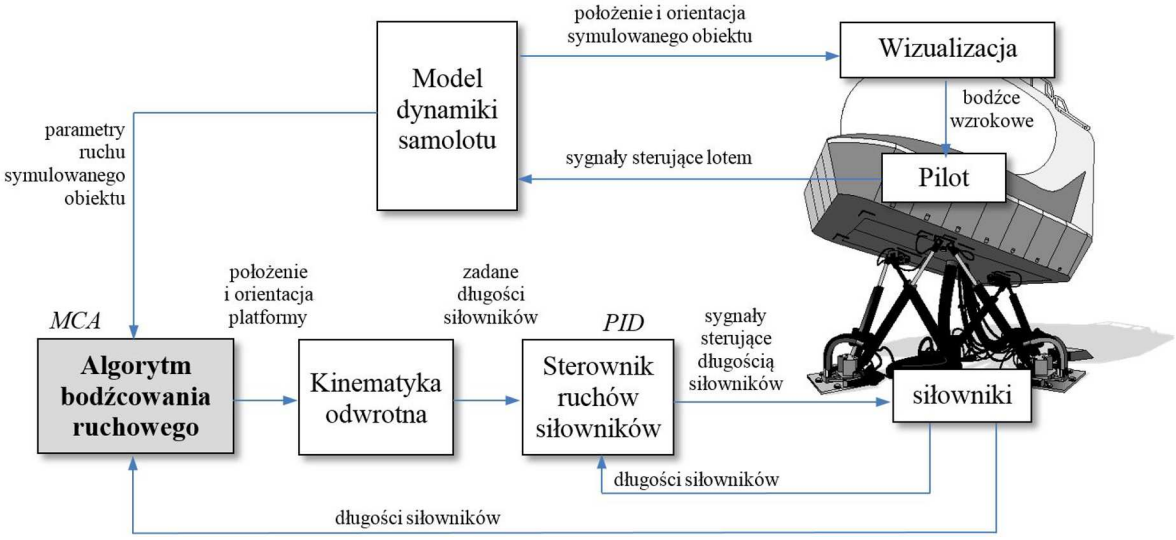
Złudzenie przechylenia jest zjawiskiem, które spośród grupy złudzeń somatoobrotowych najczęściej występuje w czasie lotu, powodując zaburzenia orientacji przestrzennej pilota [1]-[5]. Złudzenie to powstaje przy braku dostatecznych wskazówek wzrokowcy (np. podczas lotu w chmurach lub nocą) na skutek szybkiego wyprowadzenia statku powietrznego z przedłużonego, skoordynowanego zakrętu, podczas którego pilot nie odczuwa przechylenia. W rezultacie pilot po wyprowadzeniu z zakrętu, utrzymując lot poziomy, przez pewien czas ma wrażenie przechylenia w kierunku przeciwnym do wcześniej wykonywanego zakrętu. W celu zwiększenia wiedzy pilotów na temat tego typu złudzeń oraz sytuacji, w których mogą one wystąpić, stosuje się naziemną ich demonstrację przy wykorzystaniu symulatorów lotniczych [6], [7].

Dotychczasowe badania wykazały, że pomimo stosowania w symulatorach lotu różnych metod bodźcowania ruchowego (algorytmów starowania ruchem kabiny symulatora) [8]-[11], w dalszym ciągu nie opracowano skutecznej procedury naziemnej demonstracji złudzenia przechylenia. Dotyczy to przede wszystkim konwencjonalnej platformy ruchu typu heksapod (tzw. platformy Stewarta-Gougha), która jest najbardziej rozpowszechnioną konstrukcją układu ruchu symulatorów [12]-[14].

1.1. Odwzorowanie bodźców ruchowych w symulatorach lotu

Struktura systemu sterowania układem ruchu symulatora wyposażonego w platformę Stewarta-Gougha przedstawiona została na rys. 1. Zadaniem tego systemu jest dostarczenie operatorowi symulatora – pilotowi bodźców ruchowych, które będą przez niego interpretowane tak jak bodźce oddziałujące na niego w rzeczywistym statku powietrznym.

Danymi wejściowymi systemu sterowania układem ruchu symulatora są parametry ruchu symulowanego obiektu, generowane przez model dynamik obiektu latającego (blok „Model dynamiki samolotu" rys. 1). Dane te przetwarzane są przez algorytm bodźcowania ruchowego (ang. *Motion Cueing Algorithm*, MCA), którego zadaniem jest przekształcenie sygnałów ruchów symulowanego obiektu w komendy ruchów platformy symulatora. Przekształcenie to ma być wykonane w taki sposób, aby pilot w symulatorze miał wrażenie wykonywania lotu w warunkach rzeczywistych, przy istniejących ograniczeniach konstrukcyjnych symulatora (m.in. przestrzeni roboczej, maksymalnych oraz minimalnych prędkości i przyspieszeń jego członów wykonawczych). Wynikiem działania MCA jest informacja o pożądanym położeniu i orientacji platformy symulatora. Dane te są przekształcane w bloku „Kinematyka odwrotna" do postaci sygnałów opisujących długość siłowników, a następnie przetwarzane przez regulator (blok „Sterownik ruchów



Rys. 1. Struktura systemu sterowania układem ruchu symulatora bazującego na platformie Stewarta-Gougha. Szarym kolorem oznaczono moduł systemu sterowania, którego dotyczą prezentowane badania

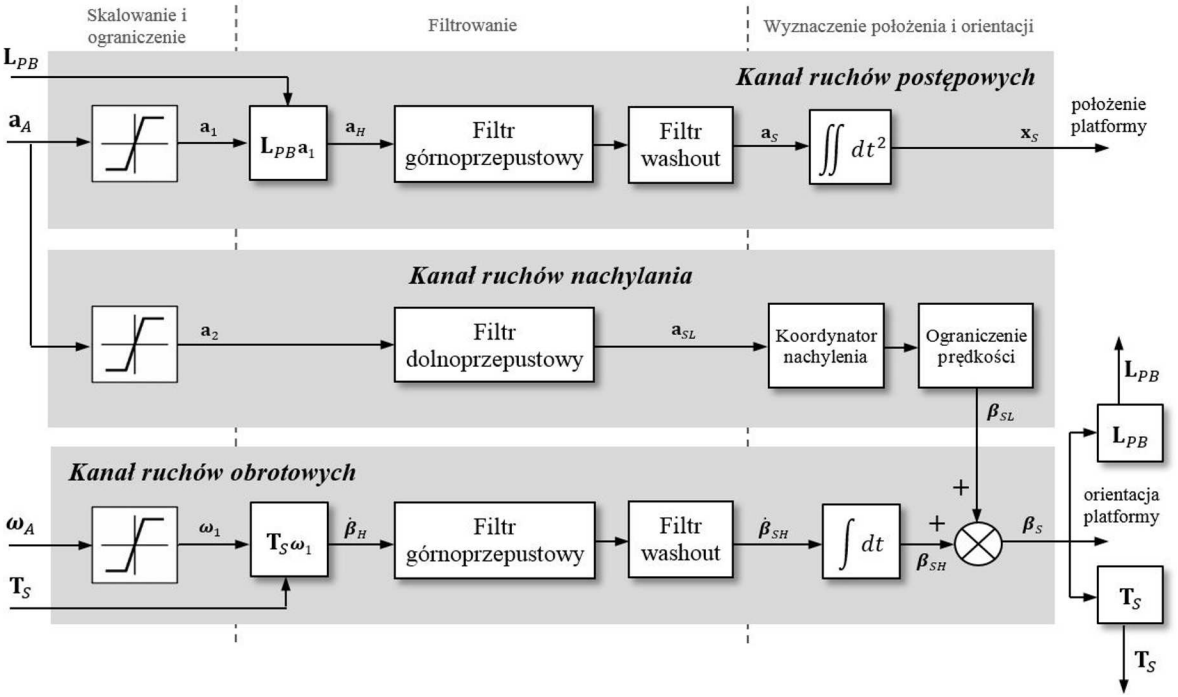
siłowników"), który w sprzężeniu zwrotnym odpowiada za osiągniecie przez człony wykonawcze platformy (siłowniki) zadanej długości w ustalonym czasie.

1.2. Algorytmy bodźcowania ruchowego

Najczęściej stosowanym algorytmem sterowania układem ruchu symulatora jest klasyczny MCA (ang. *Classical Washout Filter*, CWF) [15]. Algorytm ten tworzy zestaw dobranych eksperymentalnie liniowych filtrów dolno- i górnoprzepustowych, których parametry (współczynniki tłumienia i częstotliwości odcięcia) wyznaczane są metodą prób i błędów na podstawie opinii ekspertów pilotów porównujących swoje wcześniejsze odczucia z odczuciami w symulatorze. Struktura klasycznego algorytmu sterowania ruchem platformy symulatora została przedstawiona na rys. 2.

Pierwszy etap przetwarzania sygnałów wejściowych ($\mathbf{a}_A$, $\boldsymbol{\omega}_A$ opisujących wektory odpowiednio przyspieszenia liniowego oraz prędkości kątowej generowane przez model symulacyjny samolotu) w CWF obejmuje skalowanie i ograniczanie tych sygnału. Skalowanie jest liniową funkcją zmiany wartości sygnału, natomiast ograniczanie jest funkcją nieliniową. Celem tego etapu jest zmniejszenie amplitudy generowanych ruchów platformy, umożliwiając częściowo niwelowanie fizycznych ograniczeń ruchowych oraz dynamiki układu ruchu symulatora. W dalszej kolejności przeskalowany sygnał zostaje przekształcony do układu związanego z ruchomą platformą symulatora. Zadanie to realizują macierze przejścia $\mathbf{L}_{PB}$ oraz $\mathbf{T}_S$, których elementy zależą od bieżącego stanu platformy (wektora $\boldsymbol{\beta}_S$), w oparciu o który są stale aktualizowane.

W kolejnym etapie, w każdym z trzech kanałów (ruchów postępowych, nachylania i obrotowych) sygnał podlega filtracji (bloki „Filtr górno- i dolnoprzepustowy"), która jest najbardziej złożonym i najważniejszym procesem w MCA. Filtrami nazywane są transmitancje, które filtrują sygnał częstotliwościowo według wcześniej ustalonych parametrów (częstotliwości odcięcia ω_n oraz współczynnika tłumienia ζ_t). Klasyczna koncepcja MCA (CWF) jest kombinacją różnych liniowych filtrów, których zadaniem jest wyodrębnienie z sygnałów wejściowych ($\mathbf{a}_A$, $\boldsymbol{\omega}_A$) tych wartości, które będą następnie odtwarzane przez układ ruchu. Równania filtrów stosowanych w CWF mają zwykle następującą postać:



Rys. 2. Struktura klasycznego algorytmu bodźcowania ruchowego (CWF)

— filtr górnoprzepustowy II rzędu (kanał ruchów postępowych)

$$W_{HPT} = \frac{s^2}{s^2 + 2\zeta_t \omega_n s + \omega_n^2} \tag{1.1}$$

— filtr dolnoprzepustowy II rzędu (kanał ruchów nachylania)

$$W_{LPT} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta_t \omega_n s + \omega_n^2} \tag{1.2}$$

— filtr górnoprzepustowy I rzędu (kanał ruchów obrotowych)

$$W_{HPR} = \frac{s}{s + \omega_n} \tag{1.3}$$

Przefiltrowany sygnał w kanale ruchów postępowych i ruchów obrotowych jest w dalszej kolejności poddany transformacji w bloku „Filtr washout", którego działanie może być opisane równaniem (1.3). Celem tego przekształcenia, znanego pod nazwą wymywanie (ang. *washout*), jest „pokonanie" fizycznych ograniczeń ruchowych. Technika ta polega na powrocie platformy (z przyspieszeniem poniżej progu percepcji człowieka) do pozycji neutralnej po zakończeniu ruchów generowanych przez bloki filtracji górnoprzepustowej.

W ostatnim etapie przetwarzania sygnałów wyznaczane są położenie $\mathbf{x}_S$ i orientacja platformy $\boldsymbol{\beta}_S$. W bloku „Koordynatora nachylenia" (rys. 2) niskoczęstotliwościowe składowe ruchów liniowych przekształcane są w kąty Eulera $\boldsymbol{\beta}_{SL} = [\phi_{SL}, \theta_{SL}, \psi_{SL}]$. Zadanie to realizuje macierz koordynacji nachylenia w następujący sposób [16]

$$\boldsymbol{\beta}_{SL} = \begin{bmatrix} 0 & -1/g & 0 \\ 1/g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{a}_{SL} \tag{1.4}$$

gdzie g jest przyspieszeniem grawitacyjnym. W kolejnym kroku zmiana składowych wektora $\boldsymbol{\beta}_{SL}$ podlega ograniczeniu (blok „Ograniczenie prędkości") do wartości 3°/s. Ma to na celu utrzymania prędkości obrotu platformy poniżej ludzkiego progu percepcji. W rezultacie wykrywany

będzie tylko komponent grawitacyjny związany z nachyleniem platformy. Po tym kroku ostateczna orientacja platformy (opisana kątami Eulera) obliczana jest jako suma $\beta_{SL} + \beta_{SH} = \beta_S$ (rys. 2).

Klasyczny MCA (CWF) swoją popularność zawdzięcza głównie swojej prostocie, niskiemu obciążeniu obliczeniowemu oraz zadowalającej wydajności. Jest on jednak często zastępowany algorytmami o bardziej złożonej strukturze [17]-[23], których działanie wykazuje wzrost jakości bodźcowania ruchowego. Wybrane charakterystyki tych algorytmów przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Wybrane charakterystyki algorytmów bodźcowania ruchowego (MCA) [24]

Rodzaj algorytmu	Niskie koszty obliczeń	Łatwy dobór parametrów filtrów	Uwzględnia błędy percepcji człowieka	Stała jakość w całym obszarze roboczym
Klasyczny (CWF)	√	–	–	–
Adaptacyjny	–	√	–	√
Optymalny (OWF)	–	√	√	√
Optymalny odporny	–	√	√	√
Predykcyjny	–	√	√	√

Do rozwiązania problemów związanych z niedoskonałością CWF (tabela 1), którą algorytm ten wykazuje w zadaniu wywołania u pilota złudzenie przechylenia w symulatorze lotu z platformą Stewarta-Gougha [7], [9], [10], w prezentowanej pracy zaproponowano zastosowanie optymalnego MCA (OWF).

1.3. Cel badań

Celem prezentowanych badań było udzielenie odpowiedzi na pytanie „czy algorytm optymalnego bodźcowania ruchowego (OWF) oparty na regulatorze liniowo-kwadratowym (ang. *Linear-Quadratic Regulator*, LQR) może zapewnić odtworzenie złudzenia przechylenia w symulatorze z platformą Stewarta-Gougha?". Autora interesowało szczególnie to, czy od momentu wyprowadzenia z zakrętu do lotu poziomego możliwe jest pojawienie się odczucia silnego przechylenia w kierunku przeciwnym do wcześniej wykonywanego zakrętu.

Dodatkowym celem tych badań była ocena optymalnego bodźcowania ruchowego (OWF) pod względem poprawy skuteczności generowania złudzenia przechylenia w stosunku do bodźcowania uzyskanego za pomocą klasycznego algorytmu sterowania (CWF).

Do osiągniecia powyższych celów badań opracowano OWF, w którym do minimalizacji błędu percepcji pomiędzy postrzeganym ruchem samolotu i symulatora oraz optymalizacji wykorzystania przestrzeni roboczej platformy ruchu zastosowano LQR. Określenie pożądanych właściwości tego regulatora, zależnych od macierzy wag funkcji kosztów, przeprowadzono z wykorzystaniem algorytmu genetycznego (ang. *Genetic Algorithm*, GA). Optymalizację MCA zrealizowano w pełnym horyzoncie czasowym predefiniowanego manewru (profil lotu ze złudzeniem przechylenia).

Oprócz prezentacji metody opracowania OWF przedstawiono również wyniki obliczeń numerycznych pokazujących możliwości zastosowanego podejścia w odtworzeniu złudzenia przechylenia w symulatorze z platformą Stewarta-Gougha. Przy opracowaniu OWF wykorzystano wyniki następujących badań [17], [25]-[30].

Struktura dalszej części pracy jest następująca: W rozdziale 2 opisano metodę opracowania algorytmu optymalnego MCA bazującego na LQR. W rozdziale 3 przedstawiono procedurę symulacji działania opracowanego algorytmu podczas generowania bodźców wywołujących złudzenie przechylenia. Opis ten uzupełniono omówieniem wyników przeprowadzonej symulacji. W rozdziale 4 sformułowano wnioski z wykonanych badań. Na końcu pracy zamieszczono do-

datek A, w którym przedstawiono procedurę wyprowadzenia równania kinematyki odwrotnej platformy Stewarta-Gougha.

2. Metoda opracowania algorytmu optymalnego bodźcowania ruchowego

2.1. Bodźce ruchowe oddziałujące na pilota w samolocie oraz symulatorze

Do opisu bodźców ruchowych (przyspieszeń liniowych i kątowych) oddziałujących na pilota w samolocie oraz symulatorze wykorzystano niżej zdefiniowane prostokątne, prawoskrętne układy współrzędnych (rys. 3):

- układ inercjalny związany z Ziemią – $O_Z x_0 y_0 z_0$, o osi Z skierowanej zgodnie z wektorem siły grawitacji, o zwrocie w kierunku Ziemi,
- układ ruchomy związany z Ziemią – $Ox_Z y_Z z_Z$, grawitacyjny układ ziemski o początku w środku masy samolotu oraz osiach równoległych do osi układu $O_Z x_0 y_0 z_0$,
- układ związany z samolotem – $O_A x_A y_A z_A$, o początku w środku masy samolotu oraz osiach pokrywających się z osiami symetrii samolotu,
- układ związany z podstawą symulatora – $O_B x_B y_B z_B$, o początku w środku podstawy i osiach zawsze równoległych do osi układu $O_Z x_0 y_0 z_0$,
- układ związany z platformą symulatora – $O_p x_p y_p z_p$, o początku w środku platformy, położeniu i orientacji zmieniających się w czasie względem układu $O_B x_B y_B z_B$,
- układ związany z głową pilota – $Gx_G y_G z_G$, którego osie definiują linie przecięcia płaszczyzny Reidsa [31] i są one zawsze równoległe do osi układu $O_A x_A y_A z_A$,
- układ związany z głową operatora (pilota w symulatorze) – $Dx_D y_D z_D$, którego osie definiują linie przecięcia płaszczyzny Reidsa i są one zawsze równoległe do osi układu $O_p x_p y_p z_p$.

Między układami współrzędnych występują następujące relacje:

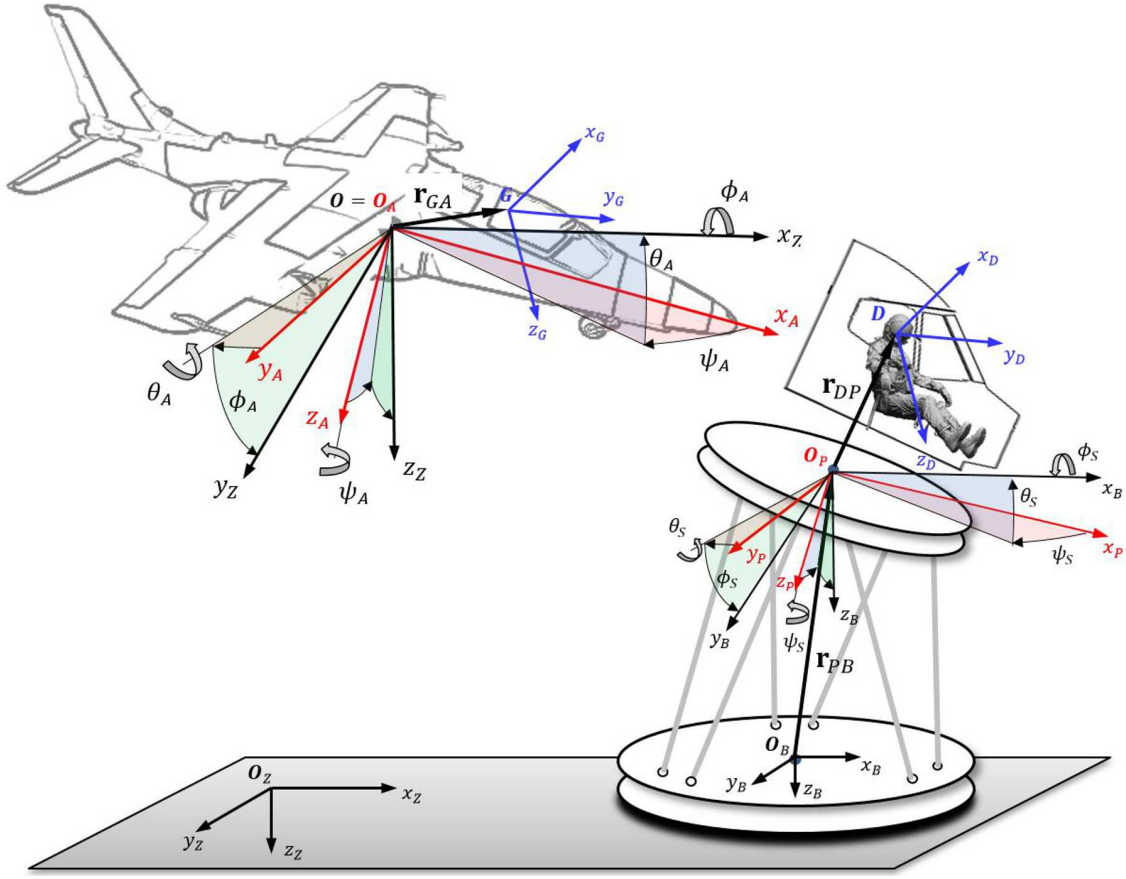
- położenie początku układu $O_p x_p y_p z_p$ względem początku układu $O_B x_B y_B z_B$ jest zmienne w czasie i opisuje je wektor $\mathbf{r}_{PB}$,
- położenie początku układu $O_A x_A y_A z_A$ względem początku układu $Gx_G y_G z_G$ jest niezmienne w czasie i opisuje je wektor $\mathbf{r}_{GA}$,
- położenie początku układu $O_p x_p y_p z_p$ względem początku układu $Dx_D y_D z_D$ jest niezmienne w czasie i opisane jest wektorem $\mathbf{r}_{DP}$.

Orientację układów $O_A x_A y_A z_A$ oraz $O_p x_p y_p z_p$ względem odpowiednio układów $Ox_Z y_Z z_Z$ oraz $O_B x_B y_B z_B$ określają kąty Eulera. Do transformacji współrzędnych między tymi układami zastosowano sekwencję obrotów w ustalonej ich kolejności (ZYX) otrzymując następujące macierze przejść pomiędzy nimi:
— macierz przejścia $\mathbf{L}_{AZ}$ z układu ruchomego $Ox_Z y_Z z_Z$ związanego z Ziemią do układu $O_A x_A y_A z_A$ związanego z samolotem otrzymuje się, dokonując obrotów kolejno o kąty ψ_A, θ_A, ϕ_A. Macierz ta jest równa

$$\mathbf{L}_{AZ} = \begin{bmatrix} c\theta_A \cdot c\psi_A & c\theta_A \cdot s\psi_A & -s\theta_A \\ s\phi_A \cdot s\theta_A \cdot c\psi_A - c\phi_A \cdot s\psi_A & s\phi_A \cdot s\theta_A \cdot s\psi_A + c\phi_A \cdot c\psi_A & s\phi_A \cdot c\theta_A \\ c\phi_A \cdot s\theta_A \cdot c\psi_A + s\phi_A \cdot s\psi_A & c\phi_A \cdot s\theta_A \cdot s\psi_A - s\phi_A \cdot c\psi_A & c\phi_A \cdot c\theta_A \end{bmatrix} \tag{2.1}$$

gdzie $c = \cos$, $s = \sin$, natomiast ϕ_A, θ_A, ψ_A oznaczają kąty odpowiednio przechylenia, pochylenia i odchylenia samolotu względem układu $Ox_Z y_Z z_Z$ (rys. 3).

— macierz przejścia $\mathbf{L}_{PB}$ z układu $O_B x_B y_B z_B$ związanego z podstawą symulatora do układu $O_p x_p y_p z_p$ związanego z platformą otrzymuje się, dokonując obrotów kolejno o kąty: ψ_S, θ_S, ϕ_S w sposób analogiczny do opisanego powyżej (2.1). Otrzymuje się macierz



Rys. 3. Rozmieszczenie układów współrzędnych związanych z samolotem oraz symulatorem

$$\mathbf{L}_{PB} = \begin{bmatrix} c\theta_S \cdot c\psi_S & c\theta_S \cdot s\psi_S & -s\theta_S \\ s\phi_S \cdot s\theta_A \cdot c\psi_A - c\phi_S \cdot s\psi_S & s\phi_S \cdot s\theta_S \cdot s\psi_S + c\phi_S \cdot c\psi_S & s\phi_S \cdot c\theta_S \\ c\phi_S \cdot s\theta_S \cdot c\psi_S + s\phi_S \cdot s\psi_S & c\phi_S \cdot s\theta_S \cdot s\psi_S - s\phi_S \cdot c\psi_S & c\phi_S \cdot c\theta_S \end{bmatrix} \tag{2.2}$$

gdzie kąty ψ_S, θ_S, ϕ_S reprezentują odpowiednio przechylenie, pochylenie i odchylenie układu $O_p x_p y_p z_p$ względem układu $O_B x_B y_B z_B$ (rys. 3).

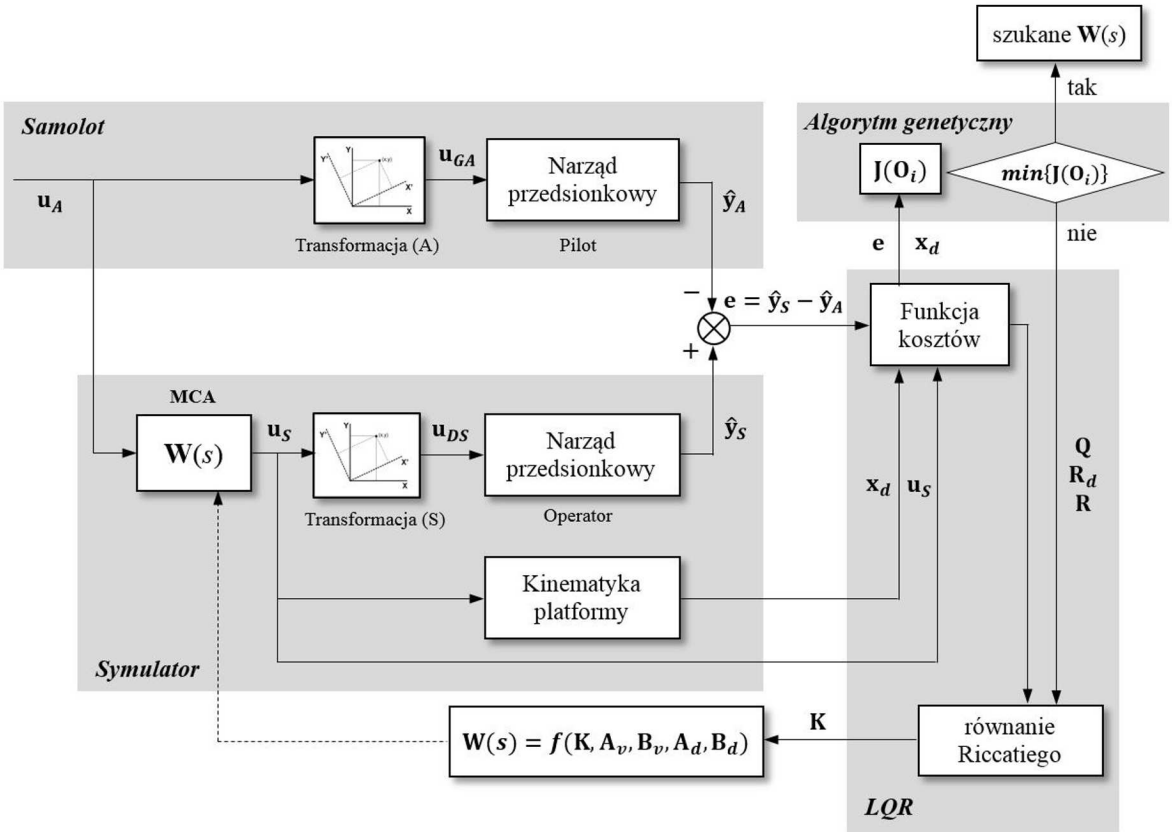
2.2. Algorytm optymalnego bodźcowania ruchowego

Problem opracowywania algorytmu optymalnego bodźcowania ruchowego (OWF) sprowadza się do wyznaczenia zestawu liniowych filtrów $\mathbf{W}(s)$ (rys. 4), które minimalizują różnice między ruchem postrzeganym przez pilota w samolocie, a ruchem postrzeganym w symulatorze (wektor $\mathbf{e}$, rys. 4). Wykorzystując model matematyczny receptorów narządu przedsionkowego, poszukiwana funkcja $\mathbf{W}(s)$ jest generowana offline w symulacji komputerowej, a następnie implementowana online do oprogramowania sterującego układem ruchu symulatora. Metodę doboru parametrów OWF (zestawu liniowych filtrów $\mathbf{W}(s)$) z zastosowaniem LQR oraz algorytmu genetycznego (GA) przedstawiono na rys. 4.

Danymi wejściowymi przedstawionej metody (rys. 4) są sygnały ruchu generowane przez samolot. Sygnały te reprezentowane są przez wektor $\mathbf{u}_A$, którego składowe w układzie $O_A x_A y_A z_A$ związanym z samolotem są następujące

$$\mathbf{u}_A = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_A \\ \mathbf{a}_A \end{bmatrix} \tag{2.3}$$

gdzie $\mathbf{a}_A$ wektor przyspieszenia liniowego samolotu, $\boldsymbol{\omega}_A$ wektor prędkości kątowej samolotu.



Rys. 4. Metoda doboru w trybie offline parametrów optymalnego MCA (OWF) z minimlaizają funkcji kosztów bazujacą na algorytmie genetycznym (GA)

Wektor $\mathbf{u}_A$ jest przetwarzany równolegle w dwóch torach (rys. 4), które reprezentują środowisko lotu rzeczywistego (samolot) oraz środowisko symulacji tego lotu (symulator). W symulatorze wektor $\mathbf{u}_A$ przekształcany jest do postaci wektora $\mathbf{u}_S = [\boldsymbol{\omega}_S, \mathbf{a}_S]^{\mathrm{T}}$, który opisuje sygnały wykorzystywane do sterowania położeniem platformy symulatora. Wektor ten obliczany jest z wykorzystaniem następującego równania

$$\mathbf{u}_S = \mathbf{W}(s)\mathbf{u}_A \tag{2.4}$$

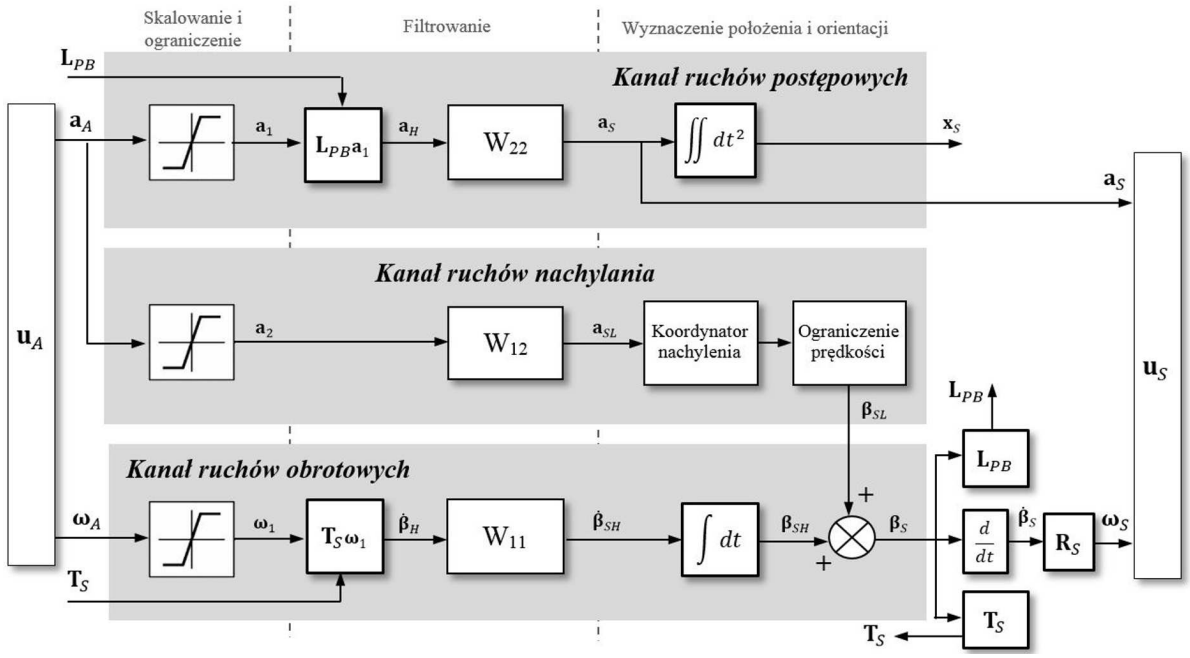
gdzie $\mathbf{W}(s)$ jest macierzą, której elementy są liniowymi górno- i dolnoprzepustowymi filtrami, których lokalizację w strukturze OWF przedstawiono na rys. 5

$$\mathbf{W}(s) = \begin{bmatrix} W_{11} & W_{12} \\ W_{21} & W_{22} \end{bmatrix}$$

Przedstawiona na schemacie OWF (rys. 5) macierz przejścia $\mathbf{L}_{PB}$ opisana jest równaniem (2.2), natomiast pozostałe macierze określają przekształcenia prędkości kątowych. Przekształcenie wektora prędkości z układu, którego osie wyznaczają prędkości uogólnione $\boldsymbol{\beta}_S = [\phi_S, \theta_S, \psi_S]$ (pochodne względem czasu kątów Eulera) do układu związanego z platformą $\boldsymbol{\omega}_S = [p_S, q_S, r_S]$ opisuje macierz

$$\mathbf{R}_S = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta_S \\ 0 & \cos\phi_S & \sin\phi_S\cos\theta_S \\ 0 & -\sin\phi_S & \cos\phi_S\cos\theta_S \end{bmatrix} \tag{2.5}$$

natomiast przekształcenie odwrotne realizowane jest za pomocą macierzy



Rys. 5. Schemat algorytmu optymalnego bodźcowania ruchowego (OWF)

$$\mathbf{T}_S = \begin{bmatrix} 1 & \sin\theta_S \tan\theta_S & \cos\phi_S \tan\theta_S \\ 0 & \cos\phi_S & -\sin\phi_S \\ 0 & \sin\phi_S/\cos\theta_S & \cos\phi_S/\cos\theta_S \end{bmatrix} \tag{2.6}$$

Z uwagi na fakt, że receptory narządu przedsionkowego człowieka (blok „Narząd przedsionkowy", rys. 4) reagują na pobudzenie sygnałami w układzie związanym z głową, wektory sygnałów $\mathbf{u}_A$ oraz $\mathbf{u}_S$ zostają przekształcane odpowiednio do układów $Gx_Gy_Gz_G$ oraz $Dx_Dy_Dz_D$ związanych z głową pilota w samolocie i symulatorze (rys. 4). Po przekształceniu wektory te mają następujące składowe

$$\mathbf{u}_{GA} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{AV} \\ \mathbf{a}_{GA} \end{bmatrix} \quad \text{(samolot)} \qquad \mathbf{u}_{DS} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{SV} \\ \mathbf{a}_{DS} \end{bmatrix} \quad \text{(symulator)} \tag{2.7}$$

gdzie:

- $\boldsymbol{\omega}_{AV} = \boldsymbol{\omega}_A$ oraz $\boldsymbol{\omega}_{SV} = \boldsymbol{\omega}_S$ w związku z przyjętym założeniem o niezmiennej w czasie orientacji układu $Gx_Gy_Gz_G$ względem układu $O_Ax_Ay_Az_A$ oraz układu $Dx_Dy_Dz_D$ względem układu $O_px_py_pz_p$,
- $\mathbf{a}_{GA}$ przyspieszenie liniowe opisane równaniem

$$\mathbf{a}_{GA} = \mathbf{a}_A + \dot{\boldsymbol{\omega}}_A \times \mathbf{r}_{GA} + \boldsymbol{\omega}_A \times (\boldsymbol{\omega}_A \times \mathbf{r}_{GA}) \tag{2.8}$$

  w którym: $\mathbf{a}_A$ – wektor przyspieszenia środka masy samolotu w układzie $O_Ax_Ay_Az_A$ związanym z samolotem, $\boldsymbol{\omega}_A$, $\dot{\boldsymbol{\omega}}_A$ – wektory prędkości kątowej oraz przyspieszenia kątowego samolotu w układzie z nim związanym, $\mathbf{r}_{GA}$ – wektor opisujący położenie głowy pilota względem środka masy samolotu (początku układu $O_Ax_Ay_Az_A$ związanego z samolotem) (rys. 3),
- $\mathbf{a}_{DS}$ przyspieszenie liniowe obliczane za pomocą równania (2.8), w którym $\mathbf{a}_A = \mathbf{a}_S$, $\dot{\boldsymbol{\omega}}_A = \dot{\boldsymbol{\omega}}_S$, $\boldsymbol{\omega}_A = \boldsymbol{\omega}_S$ oraz $\mathbf{r}_{GA} = \mathbf{r}_{DS}$.

W przypadku symulatora dane wejściowe do modelu przedsionkowego $\mathbf{u}_{DS}$ (2.7) obliczane są z sygnałów $\mathbf{u}_S$ (2.4) przy założeniu doskonałej odpowiedzi układu ruchu symulatora (siłowniki platformy odtwarzają w zadanym czasie zadane długości).

Wektory $\mathbf{u}_{GA}$ oraz $\mathbf{u}_{DS}$ (2.7) tworzą sygnały wejściowe narządu przedsionkowego (blok „Narząd przedsionkowy", rys. 4). Ich pierwsza składowa – prędkość kątowa ($\boldsymbol{\omega}_{GA}$ oraz $\boldsymbol{\omega}_{DS}$) rejestrowana jest przez kanały półkoliste, których dynamika opisana jest zależnością [26]

$$\widehat{\omega}(s) = \frac{\tau_1 \tau_a s^2}{(\tau_1 s + 1)(\tau_2 s + 1)(\tau_a s + 1)} \omega(s) \tag{2.9}$$

gdzie: s – operator Laplace'a, $\widehat{\omega}$, ω – odczuwana przez pilota i rzeczywista składowa prędkości kątowej, τ_1, τ_2 – długa i krótka stała czasowa charakteryzująca dynamikę odpowiedzi receptora, τ_a – stała czasowa adaptacji.

Receptorami przyspieszenia liniowego ($\mathbf{a}_{GA}$ oraz $\mathbf{a}_{DS}$) są narządy otolitowe, których model dynamiki ma postać [26]

$$\widehat{f}(s) = K_{OTO} \frac{1 + \tau_{LOTO} s}{(1 + \tau_{1OTO} s)(1 + \tau_{2OTO} s)} f(s) \tag{2.10}$$

gdzie: $\widehat{f}$, f – odczuwana przez pilota i rzeczywista składowa przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego, przy czym $f = a - g$, gdzie g jest przyspieszeniem grawitacyjnym, τ_{1OTO}, τ_{2OTO}, τ_{LOTO} – stałe czasowe, które charakteryzują dynamikę odpowiedzi narządu, K_{OTO} – współczynnik charakteryzujący gęstości endolimfy oraz warstwy kamyków błędnikowych.

Wykorzystując te same modele receptorów narządu przedsionkowego (2.9), (2.10) w symulatorze i w samolocie, dynamikę percepcji ruchu można zapisać w przestrzeni stanu:
— dla percepcji w samolocie

$$\dot{\mathbf{x}}_A = \mathbf{A}_v \mathbf{x}_A + \mathbf{B}_v \mathbf{u}_{GA} \qquad \widehat{\mathbf{y}}_A = \mathbf{C}_v \mathbf{x}_A + \mathbf{D}_v \mathbf{u}_{GA} \tag{2.11}$$

— dla percepcji w symulatorze

$$\dot{\mathbf{x}}_S = \mathbf{A}_v \mathbf{x}_S + \mathbf{B}_v \mathbf{u}_{DS} \qquad \widehat{\mathbf{y}}_S = \mathbf{C}_v \mathbf{x}_S + \mathbf{D}_v \mathbf{u}_{DS} \tag{2.12}$$

w której macierze mają postać

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_v &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{SCC} & 0 \\ 0 & \mathbf{A}_{OTO} \end{bmatrix} & \mathbf{B}_v &= \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{SCC} \\ \mathbf{B}_{OTO} \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_v &= \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{SCC} & 0 \\ 0 & \mathbf{C}_{OTO} \end{bmatrix} & \mathbf{D}_v &= \begin{bmatrix} \mathbf{D}_{SCC} \\ \mathbf{D}_{OTO} \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.13}$$

i zostały szczegółowo opisane w pracy [11].

Zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 4, w odpowiedzi na bodźce ruchowe $\mathbf{u}_{GA}$ oraz $\mathbf{u}_{DS}$ (2.7) receptory narządu przedsionkowego wypracowują sygnały wyjściowe:

$$\widehat{\mathbf{y}}_A = \begin{bmatrix} \widehat{\boldsymbol{\omega}}_{AV} \\ \widehat{\mathbf{f}}_{GA} \end{bmatrix} \quad \text{(samolot)} \qquad \widehat{\mathbf{y}}_S = \begin{bmatrix} \widehat{\boldsymbol{\omega}}_{SV} \\ \widehat{\mathbf{f}}_{DS} \end{bmatrix} \quad \text{symulator} \tag{2.14}$$

gdzie: $\widehat{\boldsymbol{\omega}}_i$, $\widehat{\mathbf{f}}_i$ są wektorami estymowanych wartości odczuwanych prędkości kątowej oraz przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego w i-tym układzie.

Wektor błędów percepcji między postrzeganym ruchem w symulatorze a ruchem w samolocie postaci $\mathbf{e} = \widehat{\mathbf{y}}_S - \widehat{\mathbf{y}}_A$ oraz wektor błędów stanu narządu przedsionkowego $\mathbf{x}_e = \mathbf{x}_S - \mathbf{x}_A$, po uwzględnieniu zależności (2.11) i (2.12) mogą być opisane równaniami

$$\dot{\mathbf{x}}_e = \mathbf{A}_v \mathbf{x}_e + \mathbf{B}_v \mathbf{u}_S - \mathbf{B}_v \mathbf{u}_A \qquad \mathbf{e} = \mathbf{C}_v \mathbf{x}_e + \mathbf{D}_v \mathbf{u}_S - \mathbf{D}_v \mathbf{u}_A \tag{2.15}$$

Równania dla symulatora (2.12) i samolotu (2.11), (2.15) oraz dodatkowych zmiennych wewnętrznych (opisane poniżej) po złączeniu w jeden model przestrzeni stanu przyjmą postać

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}_S + \mathbf{H}\mathbf{u}_n \qquad \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u}_S \tag{2.16}$$

gdzie: $\mathbf{u}_n$ – wektor opisujący sygnał w postaci białego szumu oraz

$$\begin{aligned} &\mathbf{x} = [\mathbf{x}_e^{\mathrm{T}}, \mathbf{x}_d^{\mathrm{T}}, \mathbf{x}_n^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \qquad \mathbf{y} = [\mathbf{e}^{\mathrm{T}}, \mathbf{x}_d^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \\ &\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_v & \mathbf{0} & -\mathbf{B}_v \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_d & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{A}_n \end{bmatrix} \qquad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_v \\ \mathbf{B}_d \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{B}_n \end{bmatrix} \\ &\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_v & \mathbf{0} & -\mathbf{D}_v \\ \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_v \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.17}$$

zaś wektory i macierze składowe opisane są równaniami (2.13).

Włączenie do równania stanu $(2.16)_1$ sygnału wejściowego w postaci wektora $\mathbf{u}_n$ podyktowane było koniecznością określenia natury ruchu samolotu (sygnału wejściowego $\mathbf{u}_A$), ponieważ wpływa to na charakterysytykę regulatora (opracowywanego filtra). Wybierając wektor $\mathbf{u}_A$ (2.3) jako sygnał deterministyczny w postaci zdefiniowanego profil lotu (manewr wprowadzenia w zakręt i wyprowadzenia do lotu poziomego) doprowadzimy, że wynikowy regulator (zestaw filtrów) byłby optymalny jedynie dla tego konkretnego sygnału. W przypadku wyboru reprezentacji $\mathbf{u}_A$ w postaci sygnału losowego, np. białego szumu, istnieje możliwość uwzględnienia możliwie szerokiego zakresu częstotliwościowo-amplitudowego scenariusza sygnałów wejściowych. Z tego powodu przyjęto, że wektor $\mathbf{u}_A$ zastosowany w projektowaniu optymalnego regulatora (zestawu filtrów) jest filtrowanym sygnałem białego szumu opisanym za pomocą następującego równania w przestrzeni stanu [25]

$$\dot{\mathbf{x}}_n = \mathbf{A}_n\mathbf{x}_n + \mathbf{B}_n\mathbf{u}_n \qquad \mathbf{u}_A = \mathbf{x}_n \tag{2.18}$$

gdzie $\mathbf{u}_n$ jest białym szumem, a macierze $\mathbf{A}_n$ i $\mathbf{B}_n$ są postaci

$$\mathbf{A}_n = \begin{bmatrix} -\gamma_1 & 0 \\ 0 & -\gamma_2 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{B}_n = \begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \end{bmatrix}$$

gdzie γ_1 i γ_2 są częstotliwościami granicznymi filtru pierwszego rzędu [25], [26].

Obok wektora $\mathbf{x}_n$ opisującego filtrowany sygnał białego szumu $(2.18)_1$, w równaniu wektora stanu $\mathbf{x}$ $(2.17)_1$ występuje wektor $\mathbf{x}_d$, który reprezentuje stan platformy symulatora. Dynamikę zmian tego wektora można przedstawić za pomocą równania stanu platformy

$$\dot{\mathbf{x}}_d = \mathbf{A}_d\mathbf{x}_d + \mathbf{B}_d\mathbf{u}_S \tag{2.19}$$

gdzie $\mathbf{u}_S$ jest wektorem sygnałów sterujących położeniem platformy symulatora (2.4), natomiast $\mathbf{A}_d$ oraz $\mathbf{B}_d$ są macierzami, których elementy dobierane są w taki sposób, aby wektor $\mathbf{x}_d$ reprezentował pożądane w funkcji kosztów parametry kinematyki platformy symulatora.

Dla modelu (2.16) funkcja kosztów, która minimalizuje wektor błędu percepcji $\mathbf{e} = \widehat{\mathbf{y}}_S - \widehat{\mathbf{y}}_A$ $(2.15)_2$ oraz wektor $\mathbf{x}_d$ stanu platformy symulatora (2.19), ma postać funkcjonału kwadratowego ze skończonym horyzontem czasowym

$$J = \min\left\{ \int_{t_0}^{t_1} [\mathbf{e}^{\mathrm{T}}\mathbf{Q}\mathbf{e} + \mathbf{u}_S^{\mathrm{T}}\mathbf{R}\mathbf{u}_S + \mathbf{x}_d^{\mathrm{T}}\mathbf{R}_d\mathbf{x}_d]\, dt \right\} \tag{2.20}$$

gdzie: $\min\{\cdot\}$ – funkcja zwracająca rozwiązanie o najmniejszej wartości, $\mathbf{Q}$, $\mathbf{R}_d$ oraz $\mathbf{R}$ są symetrycznymi, dodatnio określonymi macierzami, których elementy są wagami opisującymi to, jaki duży ciężar kary związany jest z poszczególnymi składowymi stanu i sterowania. Od wartości elementów tych macierzy zależą właściwości układu regulacji, $\mathbf{e}$ – wektor błędów percepcji prędkości kątowej oraz przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego $(2.15)_2$, $\mathbf{u}_S$ – wektor sygnałów sterujących położeniem i orientacją platformy symulatora (2.4), $\mathbf{x}_d$ – wektor stanu platformy symulatora (2.19).

Minimalizacja kwadratowego wskaźnika jakości (2.20) (blok „Funkcja kosztów", rys. 4) obejmuje trzy zmienne. Są to wektor błędu percepcji $\mathbf{e}$, wektor stanu platformy symulatora $\mathbf{x}_d$ oraz wektora sygnałów sterujących platformą $\mathbf{u}_S$. Wyrażenie $\mathbf{e}^{\mathrm{T}}\mathbf{Q}\mathbf{e}$ wymusza regulator do próby osiągnięcia tego samego odczucia w symulatorze, co odczucie występujące w samolocie, podczas gdy wyrażenie $\mathbf{x}_d^{\mathrm{T}}\mathbf{R}_d\mathbf{x}_d$ ogranicza ruch symulatora dla podanych w wektorze $\mathbf{x}_d$ parametrów. Za pomocą wyrażenia $\mathbf{u}_S^{\mathrm{T}}\mathbf{R}\mathbf{u}_S$ dąży się, aby ograniczyć sygnał sterujący do wartości gwarantujących utrzymanie platformy w granicach jej przestrzeni roboczej.

Odpowiedni dobór macierzy wag $\mathbf{Q}$, $\mathbf{R}_d$ oraz $\mathbf{R}$, występujących w równaniu funkcji kosztu (2.20), ma kluczowe znaczenie dla działania układu wykorzystującego regulator. Za ich pomocą możliwa jest kontrola wartości wybranych składowych wektora stanu tak, aby ich wartości nie przekraczały przyjętych granic. Należy podkreślić, że w tym przypadku ważny jest stosunek poszczególnych wartości elementów tych macierzy, a nie ich wartość bezwzględna. Jeśli któryś ze współczynników macierzy przyjmiemy równy zero, oznacza to, że w procesie minimalizacji nie występuje kara za wartość odpowiadającego mu elementu wektora stanu lub sterowania.

2.3. Implementacja regulatora liniowo-kwadratowego (LQR)

Problem minimalizacji funkcji kosztów (2.20) przy ograniczeniu systemowym (2.16) jest standardowym problemem optymalizacji ze sprzężeniem zwrotnym od stanu. Do rozwiązaniem tego problemu, pod warunkiem zachowania warunków sterowalności i obserwowalności sterowanego układu, można zastosować regulator liniowo-kwadratowy (LQR), dla którego wektor sygnałów sterujących wyznaczany jest z zależności [32]

$$\mathbf{u}_S = -[\mathbf{R}_2^{-1}(\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P} + \mathbf{R}_{12}^{\mathrm{T}})]\mathbf{x} = -\mathbf{K}\mathbf{x} \tag{2.21}$$

w której

$$\mathbf{R}_2 = \mathbf{R} + \mathbf{D}^{\mathrm{T}}\mathbf{G}\mathbf{D} \qquad \mathbf{R}_{12} = \mathbf{C}^{\mathrm{T}}\mathbf{G}\mathbf{D} \qquad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{R}_d \end{bmatrix}$$

oraz $\mathbf{P}$ jest macierzą, która spełnia rozwiązanie algebraicznego równania Riccatiego dla czasu ciągłego

$$\mathbf{R}_1' - \mathbf{P}\mathbf{B}\mathbf{R}_2^{-1}\mathbf{B}^{\mathrm{T}}\mathbf{P} + \mathbf{A}^{\mathrm{T}}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}' = \mathbf{0} \tag{2.22}$$

gdzie

$$\mathbf{R}_1' = \mathbf{R}_1 - \mathbf{R}_{12}\mathbf{R}_2^{-1}\mathbf{R}_{12}^{\mathrm{T}} \qquad \mathbf{R}_1 = \mathbf{C}^{\mathrm{T}}\mathbf{G}\mathbf{C} \qquad \mathbf{A}' = \mathbf{A} - \mathbf{B}\mathbf{R}_2^{-1}\mathbf{R}_{12}^{\mathrm{T}}$$

Uwzględniając elementy wektora stanu $\mathbf{x}$ $(2.17)_1$ równanie (2.21), można zapisać następująco

$$\mathbf{u}_S = -[K_1, K_2, K_3][\mathbf{x}_e^{\mathrm{T}}, \mathbf{x}_d^{\mathrm{T}}, \mathbf{x}_n^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \tag{2.23}$$

Ponieważ $\mathbf{x}_n = \mathbf{u}_A$, $(2.18)_2$, oraz eliminując w równaniu stanu $(2.16)_1$ komponent związany z $\mathbf{u}_n$, otrzymujemy

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_e^{\mathrm{T}} \\ \dot{\mathbf{x}}_d^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_v & \mathbf{0} & -\mathbf{B}_v \\ \mathbf{0} & \mathbf{A}_d & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e^{\mathrm{T}} \\ \mathbf{x}_d^{\mathrm{T}} \\ \mathbf{u}_A^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_v \\ \mathbf{B}_d \end{bmatrix} \mathbf{u}_S \tag{2.24}$$

i podstawiając wektor $\mathbf{u}_s$ opisany równaniem (2.23), po przekształceniach równanie (2.24) przyjmie postać

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_e^{\mathrm{T}} \\ \dot{\mathbf{x}}_d^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_v - \mathbf{B}_v K_1 & -\mathbf{B}_v K_2 \\ -\mathbf{B}_d K_1 & \mathbf{A}_d - \mathbf{B}_d K_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e^{\mathrm{T}} \\ \mathbf{x}_d^{\mathrm{T}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\mathbf{B}_v(\mathbf{I} + K_3) \\ -\mathbf{B}_d K_3 \end{bmatrix} \mathbf{u}_A \tag{2.25}$$

Korzystając z przekształcenia Laplace'a, zależność (2.25) można sprowadzić do postaci, która jest poszukiwaną w równaniu (2.4) macierzą liniowych górno- i dolnoprzepustowych filtrów

$$\mathbf{W}(s) = [K_1, K_2] \begin{bmatrix} s\mathbf{I} - \mathbf{A}_v - \mathbf{B}_v K_1 & \mathbf{B}_v K_2 \\ \mathbf{B}_d K_1 & s\mathbf{I} - \mathbf{A}_d + \mathbf{B}_d K_2 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \mathbf{B}_v(\mathbf{I} + K_3) \\ \mathbf{B}_d K_3 \end{bmatrix} - K_3 \tag{2.26}$$

gdzie K_1, K_2, K_3 są elementami macierzy wzmocnień regulatora (2.21).

W przedstawionym podejściu (rys. 4) istnieją dwa rodzaje estymacji kosztów. Pierwszy rodzaj estymacji dotyczy kwadratowej funkcji kosztów (2.20), dla której rozwiązanie algebraicznego równania Riccatiego (2.22) wyznacza lokalne optimum. To lokalne optimum obliczane jest dla punktu startowego określonego przez wartości elementów macierzy $\mathbf{R}$, $\mathbf{R}_d$ oraz $\mathbf{Q}$ (2.20). W związku z tym proces poszukiwania globalnego optimum sprowadza się do testowania wielu konfiguracji wartości elementów tych macierzy. W celu odnalezienia tych optymalnych wartości macierzy $\mathbf{R}$, $\mathbf{R}_d$ oraz $\mathbf{Q}$ zastosowano drugi rodzaj estymacji kosztów. Macierze dobierane są w taki sposób, aby zmieniać punkt startowy, z którego rozwiązanie algebraicznego równania Riccatiego rozpoczyna swoje poszukiwania lokalnego optimum. Do generowania tych punktów startowych i poszukiwania w przestrzeni możliwych rozwiązań zastosowano podejście probabilistyczne, w którym punkty startowe wybierane są przez algorytm genetyczny.

2.4. Zastosowanie algorytmu genetycznego

Algorytm genetyczny (ang. *Genetic Algorithm*, GA) zaliczany jest do klasy algorytmów heurystycznych i jest jedną z ewolucyjnych metod optymalizacji (naśladując naturalną ewolucję). W prezentowanej pracy jego zadanie sprowadza się do wykonywania probabilistycznych skoków w całej przestrzeni poszukiwań, z której startuje algorytm rozwiązania równania Riccatiego. Dzięki zastosowaniu GA możliwe jest szybsze przeszukiwanie przestrzeni możliwych rozwiązań w celu uniknięciem pułapek minimum lokalnego i znalezienia rozwiązania najlepszego lub potencjalnie najlepszego.

Procedura poszukiwania optymalnego bodźcowania ruchowego w postaci zestawu filtrów $\mathbf{W}(s)$ z zastosowaniem GA przebiega według schematu przedstawionego na rys. 6. Schemat ten jest rozwinięciem metody doboru parametrów optymalnego algorytmu bodźcowania ruchowego przedstawionego na rys. 4.

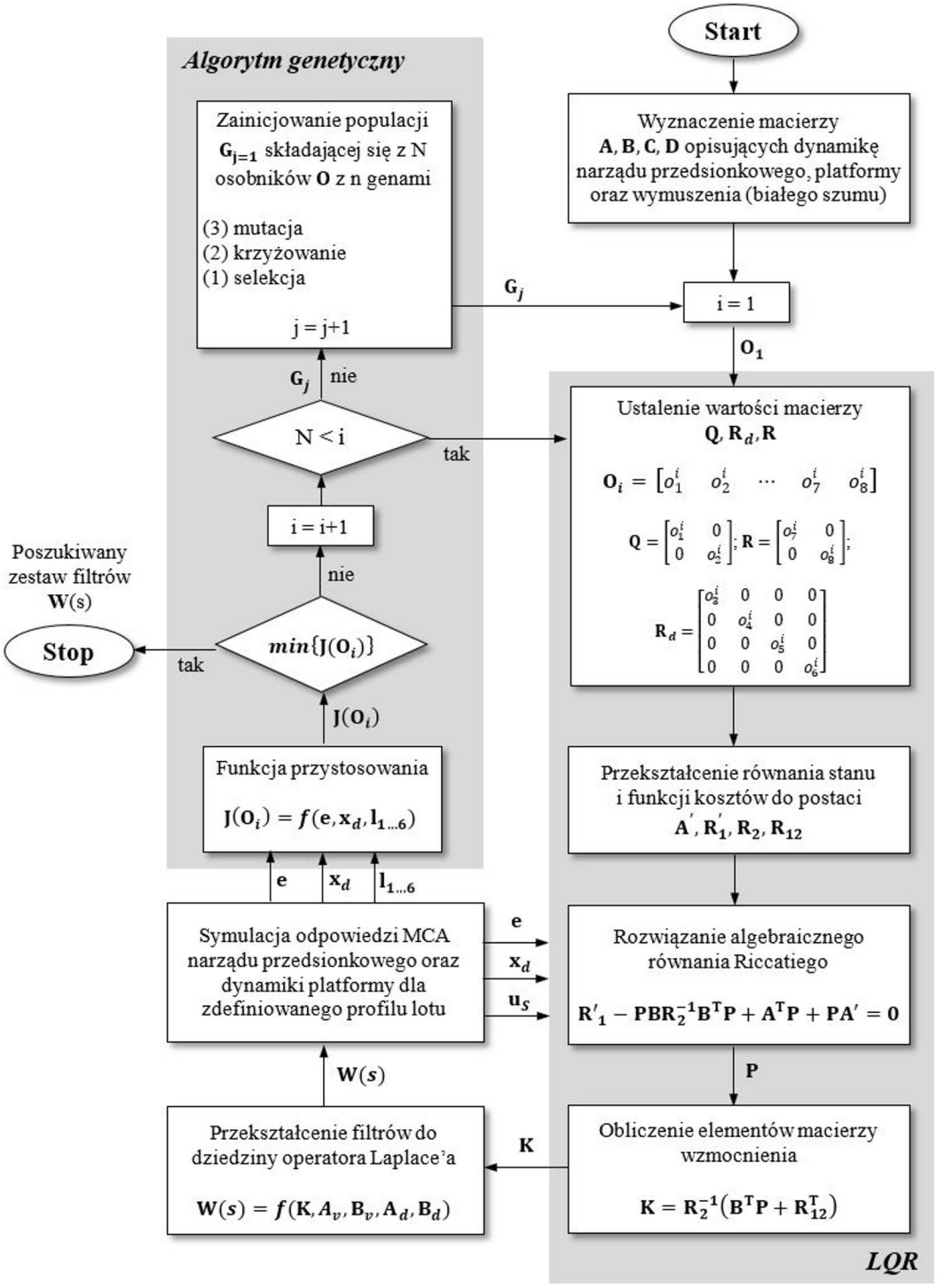
Procedura poszukiwania zestawu filtrów $\mathbf{W}(s)$ przebiega następująco:

1. Tworzona jest populacja początkowa $\mathbf{G}_{j=1}$, składająca się z N osobników. Każdy osobnik $\mathbf{O}_i$ jest reprezentacją potencjalnego rozwiązania podlegającego ocenie poprzez GA. Ma on następujące składowe (tzw. geny)

   $$\mathbf{O}_i = [q_1^i, q_2^i, r_1^i, r_2^i, r_{d1}^i, r_{d2}^i, r_{d3}^i, r_{d4}^i]$$

   które reprezentują elementy poniższych macierzy wag funkcji kosztów (2.20) w następujący sposób

$$\mathbf{Q}^i = \begin{bmatrix} q_1^i & 0 \\ 0 & q_2^i \end{bmatrix} \qquad \mathbf{R}^i = \begin{bmatrix} r_1^i & 0 \\ 0 & r_2^i \end{bmatrix} \qquad \mathbf{R}_d^i = \begin{bmatrix} r_{d1}^i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & r_{d2}^i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & r_{d3}^i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & r_{d4}^i \end{bmatrix} \tag{2.27}$$



Rys. 6. Schemat określania parametrów filtrów OWF z zastosowaniem LQR i algorytmu genetycznego

2. W każdej j-tej populacji (kolejnym pokoleniu) powtarzane są działania:
   - poszukiwanie rozwiązania równania Riccatiego $\mathbf{P}$ dla każdego i-tego osobnika $\mathbf{O}_i$ (2.22), którego składowe reprezentują wartości elementów macierzy $\mathbf{R}$, $\mathbf{R}_d$ oraz $\mathbf{Q}$ (2.27), a także sygnału wejściowego w postaci przefiltrowanego białego szumu $(2.18)_2$;
   - obliczenie macierzy wzmocnień $\mathbf{K}$ (2.21) i wyznaczenie zestawu filtrów $\mathbf{W}(s)$ (2.26);
   - wygenerowanie przez OWF bodźców ruchowych dla zdefiniowanego profilu lotu z zastosowaniem wyznaczonych równań filtrów $\mathbf{W}(s)$;

- ocena przystosowania i-tego osobnika $\mathbf{O}_i$ w populacji na podstawie obliczonej wartości funkcji przystosowania $f(\mathbf{e}, \mathbf{x}_d)$, w której $\mathbf{e}$ jest wektorem błędów odczuć $(2.15)_2$, natomiast $\mathbf{x}_d$ wektorem stanu platformy symulatora (2.19). Funkcja ta zwraca wartość liczbową, która reprezentuje jakość danego rozwiązania (większa wartość to słabsze przystosowanie);
- sprawdzenie, czy podczas generowania bodźców ruchowych długości siłowników platformy nie wykraczają poza swoje fizyczne granice $l_i \in (l_{min}, l_{max})$. Niespełnienie tego warunku wiąże się z przypisaniem osobnikowi $\mathbf{O}_i$ słabego przystosowania;
- na podstawie obliczonych wartości funkcji przystosowania dla całej populacji poszukiwane są rozwiązania, które minimalizują przyjęty wskaźnik jakości

$$\mathbf{J}(\mathbf{O}_i) = \min\{f(\mathbf{e}, \mathbf{x}_d)\} \tag{2.28}$$

- jeżeli znaleziono dostatecznie dobre rozwiązanie (2.28), to wybierany jest najlepszy osobnik z populacji (najsilniej przystosowany), dla którego zestaw filtrów $\mathbf{W}(s)$ jest poszukiwanym rozwiązaniem problemu optymalizacyjnego. W przeciwnym wypadku algorytm przechodzi do procedury selekcji osobników z danej populacji, w której najlepiej przystosowane osobniki (według funkcji oceniającej przystosowanie) biorą udział w procesie tworzenie kolejnej populacji, natomiast te najsłabiej przystosowane są usuwane. Jest to charakterystyczna cecha GA, w której następuje wzrost udziału osobników lepiej przystosowanych w populacji i wzmacnianie ich wpływu na postać kolejnych populacji poprzez tworzenie większej liczby ich potomków;
- poddanie elementów składowych osobników $\mathbf{O}_i$ operacjom ewolucyjnym:
  - krzyżowania, które polega na łączeniu fenotypów rodziców,
  - mutacji, polegającej na wprowadzaniu niewielkich losowych zmian w wybranym fenotypie osobnika,
- tworzone jest kolejna populacja (pokolenie) najlepiej przystosowanych osobników, wśród których może znajdować się najlepsze rozwiązanie.

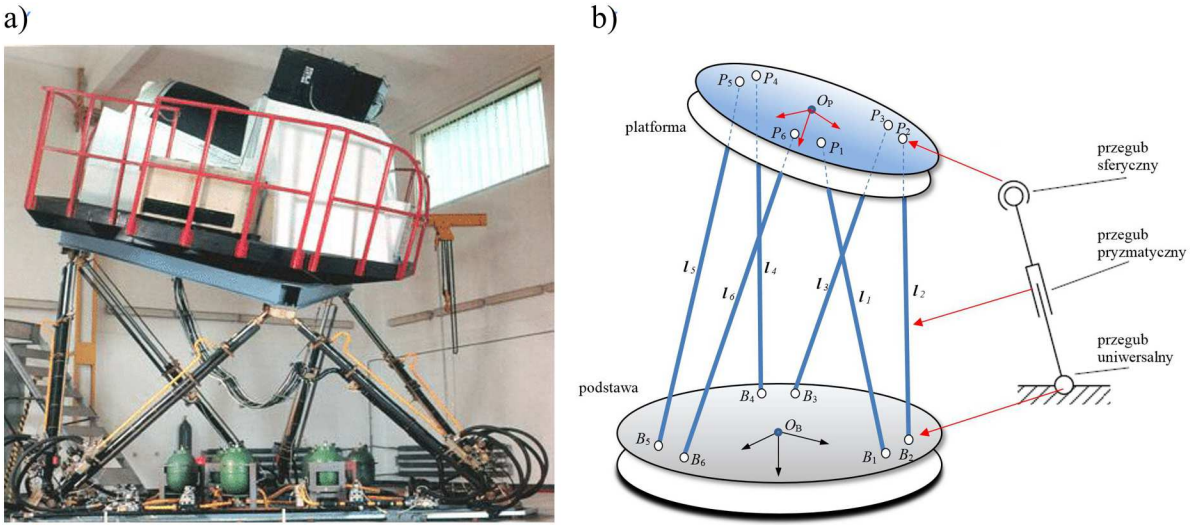
3. Symulacja złudzenia przechylenia z zastosowaniem opracowanego OWF

W pierwszym etapie badań opracowany OWF wykorzystano do przeprowadzenia symulacji otworzenia złudzenia przechylenia w symulatorze lotu wyposażonym w platformę Stewarta-Gougha. Celem tych badań była ocena, czy od momentu wyprowadzenia z zakrętu do lotu poziomego możliwe jest pojawienie się odczucia silnego przechylenia w kierunku przeciwnym do wcześniej wykonywanego zakrętu.

W drugim etapie badań wynik z pierwszego etapu porównano z wynikiem działania CWF aktualnie wykorzystywanego do sterowania platformą symulatora rozważanego w prezentowanej pracy. Celem tych badań była ocena optymalnego bodźcowania ruchowego pod względem poprawy skuteczności generowania złudzenia przechylenia w stosunku do bodźcowania uzyskanego z zastosowania CWF.

3.1. Obiekt badań

Obiektem badań była platforma Stewarta-Gougha wykorzystywana do generowania bodźców ruchowych w symulatorze samolotu I-22 Iryda (ETC-pZL Aerospace Industries, polska) (rys. 7a). Jest to manipulator typu równoległego, składający się z podstawy i platformy oraz sześciu siłowników pryzmatycznych (liniowych) (rys. 7b). Platforma ta umożliwia odtworzenie ruchu o sześciu stopniach swobody (trzy ruchy translacyjne oraz trzy obrotowe).



Rys. 7. Symulator samolotu I-22 Iryda [33] (a), Model platformy Stewarta-Gougha (b)

Siłowniki przytwierdzone są przegubowo (przeważnie przeguby sferyczne i uniwersalne) do podstawy i platformy symulatora, odpowiednio w punktach B_i oraz P_i (rys. 7b), gdzie i jest i-tym siłownikiem. Punkty mocowań siłowników w podstawie i platformie są niezmienne względem układów współrzędnych związanych z tymi elementami symulatora. Położenia tych punktów są określane przez producenta platformy, a ich wartości dla platformy Stewarta zastosowanej w symulatorze samolotu I-22 Iryda (rys. 7a) przedstawiono w tabeli 2.

Tabela 2. Współrzędne punktów mocowań siłowników w podstawie i platformie

Siłownik i-ty	Punkty mocowań			
	Podstawa B_i		Platforma P_i	
	x_B [m]	y_B [m]	x_P [m]	y_P [m]
1	2,307	−0,085	1,050	−1,678
2	−1,080	−2,040	0,928	−1,748
3	−1,227	−1,955	−1,978	−0,070
4	−1,227	1,955	−1,978	0,070
5	−1,080	2,040	0,928	1,748
6	2,307	0,085	1,050	1,678

Przestrzeń ruchu platformy ograniczona jest minimalną i maksymalną długością siłownika, która wynosi odpowiednio 2,59 m oraz 3,99 m. Ograniczenie to wymaga obliczania długości siłowników w każdym kroku czasowym symulacji. Do obliczenia tych długości wykorzystano zależność (A.4) opisująca kinematykę odwrotną platformy Stewarta-Gougha (dodatek A).

W symulatorze samolotu I-22 Iryda zastosowano CWF (rys. 2), którego działanie zostało zweryfikowane przez pilotów (niezależnie dla każdego z czterech trybów ruchu platformy Stewarta-Gougha: ruch podłużny i pochylanie, ruch poprzeczny i przechylanie, ruch pionowy oraz odchylanie).

3.2. Dane do obliczeń

W celu zademonstrowania działania opracowanego OWF wygenerowano sygnały testowe reprezentujące bodźce ruchowe wywołujące złudzenie przechylenia. Wywołanie tego zjawiska polegało na wprowadzeniu samolotu w zakręt skoordynowany w lewo z przechyleniem $\phi_A = 20°$ i stałą prędkością $V_A = 241$ km/h, a po upływie 30 s wyprowadzeniu do lotu poziomego. Wejście

w zakręt następowało z prędkością kątową 2°/s, natomiast wyprowadzenie do lotu poziomego z prędkością kątową 10°/s. Czas trwania tego profilu lotu wynosił 60 sekund.

Z uwagi na charakter zastosowanego w badaniu profilu lotu (wprowadzenie w zakręt skoordynowany oraz wyprowadzeniu do lotu poziomego), w którym występuje głównie prędkość kątowa przechylania, optymalizację MCA (OWF) wykonano dla trybu ruchu poprzecznego i przechylania. Wartości parametrów CWF dla tego trybu ruchu w symulatorze samolotu I-22 Iryda (obiekt badań) przedstawiono w tabeli 3 [15].

Tabela 3. Parametry CWF zastosowanego w symulatorze samolotu I-22 Iryda

Filtr*	Częstotliwość odcięcia ω_n [rad/s]	Współczynnik tłumienia ζ	Filtr opisany równaniem
Górnoprzepustowy ruchów postępowych	0,5	0,7	(1.1)
Górnoprzepustowy ruchów obrotowych	0,017	0,233	(1.3)
Dolnoprzepustowy ruchów postępowych	0,15	0,7	(1.2)
Postępowych ruchów powrotny (*washout*)	0,36	0,7	(1.3)
Obrotowych ruchów powrotnych (*washout*)	0,008	0,1	(1.3)

* dla trybu ruchu poprzecznego i przechylania

Dla trybu ruchu poprzecznego i przechylania wektor sygnałów wejściowych OWF (2.3) ma składowe $\mathbf{u}_A = [p_A, a_A^y]^{\mathrm{T}}$. Składowe te zostały przeskalowanie i ograniczone w OWF (rys. 5) do wartości podanych w tabeli 4.

Tabela 4. Parametry skalowania i ograniczeń wartości wektora wejściowego OWF

Parametr		Współczynnik skalowania	Wartość graniczna	
			górna	dolna
Składowa boczna przyspieszenia liniowego a_A^y [m/s^2]	w kanale ruchów postępowych	0,5	5,0	−5,0
	w kanale ruchów nachylania	1,0	5,0	−5,0
Prędkość przechylania p_A [°/s]		0,1	20	−20

Do obliczeń składowych przyspieszenia liniowego (2.8) oddziałującego na głowę pilota w samolocie i symulatorze przyjęto następujące wartości wektorów $\mathbf{r}_{GA} = [0, 0, -1, 3]$ oraz $\mathbf{r}_{DS} = [0, 0, -1, 0]$.

Uwzględniając przyjęty tryb ruchu platformy (poprzecznego i przechylania), zastosowano linearyzację macierzy (2.5) wokół $\theta_S = 0°$ oraz dla kąta przechylenia $\phi_S < 20°$ (wówczas $\sin\phi_S \approx \phi_S$, $\cos\phi_S \approx 1$). Macierz ta przyjmie zatem następującą postać

$$\mathbf{R}_S = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \phi_S \\ 0 & -\phi_S & 1 \end{bmatrix}$$

dla której równanie $\boldsymbol{\omega}_S = \mathbf{R}_S \dot{\boldsymbol{\beta}}_S$ można zapisać następująco

$$\boldsymbol{\omega}_S = \begin{bmatrix} \dot{\phi}_S \\ \dot{\theta}_S + \phi_S \dot{\psi}_S \\ -\phi_S \dot{\theta}_S + \dot{\psi}_S \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi}_S \\ \dot{\theta}_S \\ \dot{\psi}_S \end{bmatrix} = \dot{\boldsymbol{\beta}}_S$$

gdzie $\dot{\boldsymbol{\beta}}_S = [\dot{\phi}_S, \dot{\theta}_S, \dot{\psi}_S]$ jest wektorem prędkości uogólnionych (pochodnych położenia kątowego osi układu związanego z platformą względem układu $O_B x_B y_B z_B$ związanego z podstawą symulatora).

Dla modelu dynamiki kanału półkolistego (2.9) oraz narządów otolitowych (2.10) do badań symulacyjnych przyjęto wartości parametrów zestawionych w tabeli 5 (jedynie dla rozważanego trybu ruchu poprzecznego i przechylania platformy).

Tabela 5. Parametry modelu kanału półkolistego oraz narządu otolitowego

Względem osi	Wartość parametru [s]								
	kanał półkolisty [34]-[36]				narząd otolitowy [36], [37]				
	τ_1	τ_2	τ_A	TH_{KPK} [°/s]	τ_{1OTO}	τ_{2OTO}	τ_{LOTO}	K_{OTO}	TH_{OTO} [m/s^2]
G_{x_G}	6,1	0,1	80	3,0	–	–	–	–	–
G_{y_G}	–	–	–	–	0,5	0,016	1	3,4	0,17

Linearyzację modeli receptorów narządu przedsionkowego (kanału półkolistego i narządu otolitowego) osiągnięto poprzez pominięcie w ich modelu progów percepcji TH_{KPK} oraz TH_{OTO} (tabela 5).

W trybie ruchu poprzecznego i przechylania również macierze równania stanu receptorów narządu przedsionkowego (2.13) przyjmują uproszczoną postać [16]

$$\mathbf{A}_v = \begin{bmatrix} -T_2 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -T_1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -T_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau^y_{1OTO} & 1 \\ 0 & 0 & 0 & -\tau^y_{2OTO} & 0 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{B}_v = \begin{bmatrix} T_3 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -gK^y_{OTO}\tau^y_{LOTO}\tau^y_{2OTO} & K^y_{OTO}\tau^y_{LOTO}\tau^y_{2OTO} \\ -gK^y_{OTO}\tau^y_{2OTO} & K^y_{OTO}\tau^y_{2OTO} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}_v = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{D}_v = \begin{bmatrix} T_3 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

gdzie

$$T_0 = \frac{1}{\tau_1\tau_2\tau_A} \qquad T_1 = \frac{\tau_1\tau_2 + \tau_2\tau_A + \tau_1\tau_A}{\tau_1\tau_2\tau_A} \qquad T_2 = \frac{\tau_1 + \tau_2 + \tau_A}{\tau_1\tau_2\tau_A} \qquad T_3 = \frac{1}{\tau_2}$$

W macierzach $\mathbf{A}_n$ i $\mathbf{B}_n$ $(2.18)_1$ przyjęto następujące niezerowe wartości $\gamma_1 = 0{,}01$ oraz $\gamma_2 = 2\pi$. Kinematykę platformy symulatora opisano 4-elementowym wektorem stanu o składowych

$$\mathbf{x}_d = \left[\phi_s, \iiint a^y_S\, dt^3, \iint a^y_S\, dt^2, \int a^y_S\, dt\right]$$

dla którego macierze $\mathbf{A}_d$ oraz $\mathbf{B}_d$ w równaniu stanu (2.19) mają wymiar 4×4 oraz 4×2 oraz następujące niezerowe elementy $\mathbf{A}_d(2,3) = \mathbf{A}_d(3,4) = 1$, $\mathbf{B}_d(1,1) = \mathbf{B}_d(4,2) = 1$.

Uwzględniając przyjętą postać wektora sygnałów ruchu samolotu $\mathbf{u}_A$ oraz wektora stanu ruchu platformy $\mathbf{x}_d$, osobnik $\mathbf{O}_i$ w algorytmie genetycznym (rys. 6) przyjmuje następujące składowe

$$\mathbf{O}_i = \left[e^i_{\hat{p}}, e^i_{f_{\hat{y}}}, \phi^i_S, \iiint \phi^{yi}_S\, dt^3, \iint a^{yi}_S\, dt^2, \int a^{yi}_S\, dt, p^i_S, a^{yi}_S\right]$$

W obliczeniach przyjęto następujące parametry pracy algorytmu genetycznego (rys. 6): liczba osobników w populacji wynosi 400, selekcja proporcjonalna metodą koła ruletki oraz współczynniki krzyżowania i mutacji równe odpowiednio 0,8 i 0,9.

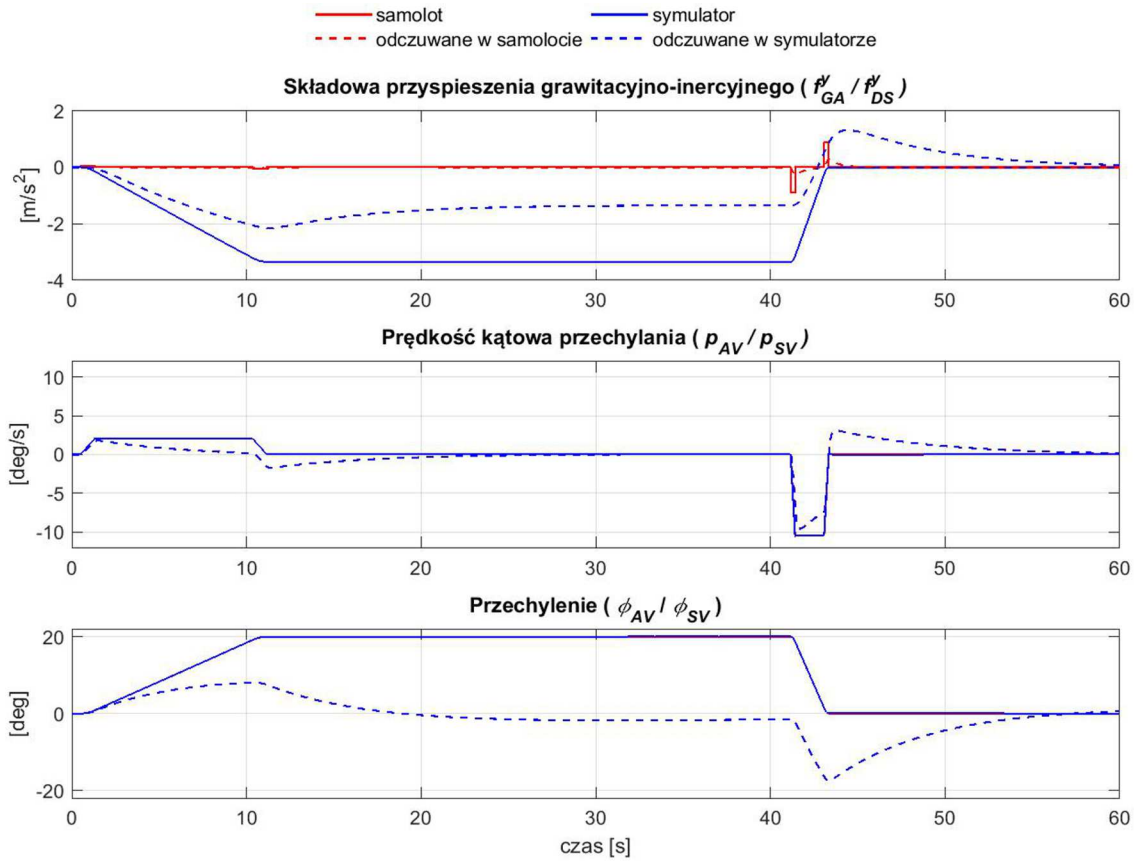
Model symulacyjny OWF z LQR oraz algorytmem genetycznym utworzono w środowisku MATLAB wersja R2018a z pakietem Simulink 9.1(MathWorks, US).

3.3. Wyniki symulacji działania optymalnego MCA

W pierwszym etapie badań sprawdzono, dla jakiej postaci funkcji przystosowania (2.28) algorytmu genetycznego istnieje optymalne sterowanie ruchem platformy podczas odtwarzania złudzenia przechylenia. Badania w tym etapie rozpoczęto od testowania funkcji przystosowania, w której uwzględniono jedynie błąd percepcji prędkości kątowej przechylania $e^i_{\hat{p}} = \hat{p}^i_{SV} - \hat{p}^i_{AV}$. Funkcja ta miała postać

$$\mathbf{J}(\mathbf{O}_i) = \sum (\hat{p}^i_{SV} - \hat{p}^i_{AV})^2$$

Wyniki badania przedstawiono na rysunku rys. 8. Przebieg zmian bodźców ruchowych w zdefiniowanym profilu lotu oznaczono linią czerwoną ciągłą, natomiast bodźców generowanych przez układ ruchu symulatora linią niebieską ciągłą. Odpowiadające im przebiegi odczuć w samolocie i symulatorze reprezentują linie przerywane.



Rys. 8. Bodźce ruchowe w samolocie oraz symulatorze podczas lotu ze złudzeniem przechylenia optymalizowane w OWF dla błędu odczucia prędkości kątowej przechylania

Widać że w pierwszych 10 sekundach symulacji ruch samolotu polegał na przechylaniu ze stałą prędkością $p_{AV} = 2°/\text{s}$. Po osiągnięciu zadanego kąta przechylenia $\phi_{AV} = 20°$ następowała faza lotu w zakręcie skoordynowanym, trwająca 30 s. Odpowiada to zapisowi pomiędzy 11 a 41 sekundą symulacji. W kolejnej fazie następowało wyprowadzanie do lotu poziomego z prędkością kątową przechylania $p_{AV} = 10°/\text{s}$. Od tego momentu samolot utrzymywał lot poziomy, który trwał do końca zdefiniowanego profilu lotu. W czasie całego 60-sekundowego profilu lotu składowa boczna przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego f^y_{GA} była równa zero.

Z sygnałów wygenerowanych przez OWF (linia niebieska ciągła) widać, że pokrywają się one z sygnałami prędkości kątowej przechylania p_{SV} oraz kąta przechylenia ϕ_{SV} samolotu (linia czerwona ciągła). Wyjątkiem jest składowa boczna przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego f^y_{DS}.

W tym przypadku występuje wyraźna różnica pomiędzy przyspieszeniem oddziałującym na pilota w samolocie f^y_{GA} a przyspieszeniem f^y_{DS} wygenerowanym przez OWF. Różnica ta wynosi w przybliżeniu $3{,}8\,\mathrm{m/s^2}$.

W otrzymanych z symulacji wynikach reprezentujących odczucia pilota (rys. 8, linia czerwona przerywana dla samolotu, niebieska przerywana dla symulatora) widać brak różnic pomiędzy odczuciami w samolocie a odczuciami w symulatorze. Dotyczy to reakcji na bodźce w postaci prędkości kątowej przechylania oraz kąta przechylenia. W przypadku odczucia przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego w samolocie i symulatorze widać, że wartości te różnią się znacząco. O ile składowa boczna przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego f^y_{GA} oddziałująca na pilota w samolocie nie wywołuje odczucia ruchu (linia czerwona przerywana), tak generowane w symulatorze przyspieszenie f^y_{DS} ($\sim 3{,}8\,\mathrm{m/s^2}$) tworzy odczucie, które w początkowej fazie zakrętu przekracza $2\,\mathrm{m/s^2}$ (linia niebieska przerywana). Wystąpienie tak dużej różnicy odczuć można wyjaśnić konstrukcją platformy Stewarta-Gougha, która do wytworzenia odczucia przechylenia wprowadza przechylenie platformy (linia niebieska ciągła na wykresie przechylenia ϕ_{SV}). W efekcie pojawia się składowa boczna przyspieszenia grawitacyjnego g^y_S, która względem niewielkiego i krótkotrwałego przyspieszenia liniowego generowanego przez ruch postępowy platformy, jest przyspieszeniem dominującym.

O ile w momencie wyprowadzenia z zakrętu do lotu poziomego (41. sekunda) pojawia się odczucia przechylenia w kierunku przeciwnym do wcześniej wykonywanego zakrętu (linia niebieska przerywana) i jest to odczucie zgodne do występującego w samolocie (linia czerwona przerywana), to generowane podczas zakrętu przyspieszenie $f^y_{DS} = g^y_S$ sprawia, że odtwarzane w ten sposób złudzenie przechylenia nie wywoła u pilota oczekiwanych odczuć. Wynik tego etapu badań oznacza, że zaproponowany OWF, z funkcją przystosowania w postaci błędu percepcji prędkości kątowej przechylania $e^i_{\hat{p}}$, nie jest w stanie generować bodźców ruchowych skutecznie wywołujących złudzenie przechylenia.

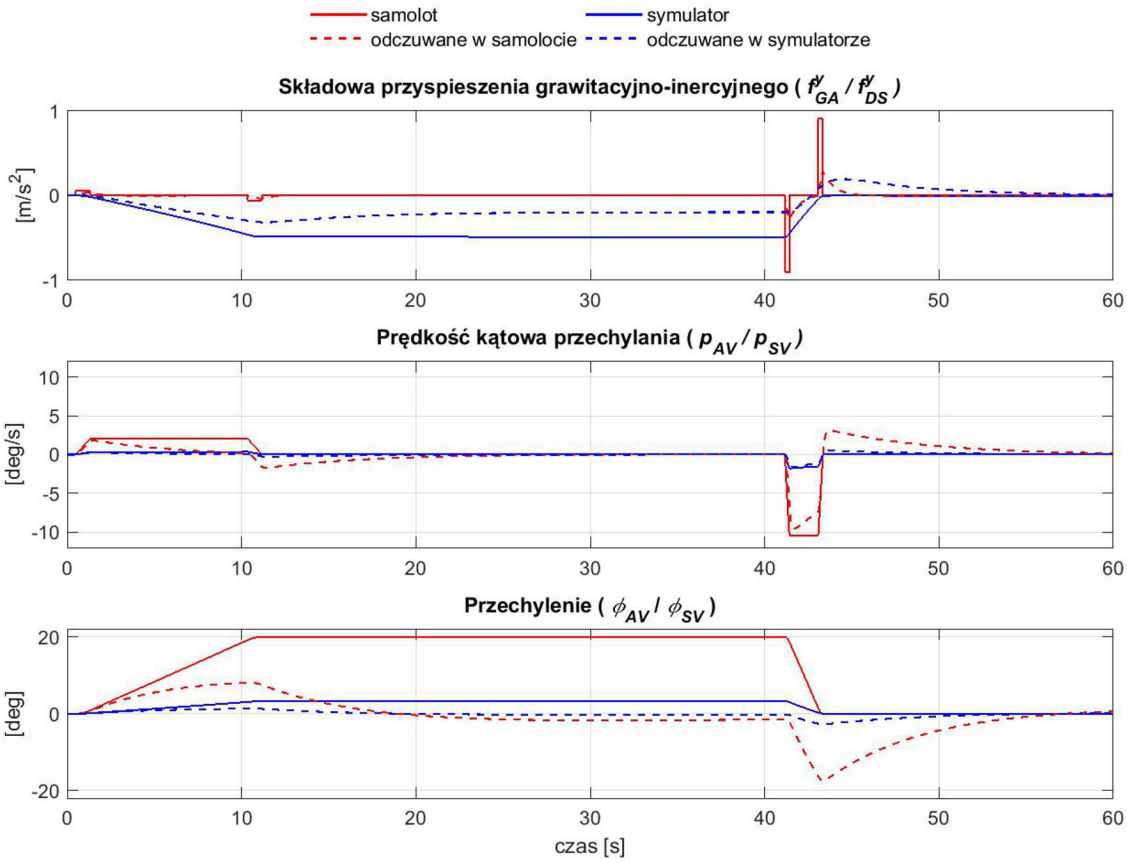
Kolejne testy mały na celu poprawę niedoskonałości wcześniejszej funkcji przystosowania, która polegała na braku kontroli wpływu przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego. Nowa funkcja (2.28) uwzględnia zatem błąd percepcji tego przyspieszenia $e^i_{\hat{f}_y} = \widehat{f}^{yi}_{DS} - \widehat{f}^{yi}_{DA}$ i przyjmuje postać

$$\mathbf{J}(\mathbf{O}_i) = \sum k_1(\widehat{p}^i_{SV} - \widehat{p}^i_{AV})^2 + \sum k_2(\widehat{f}^{yi}_{DS} - \widehat{f}^{yi}_{DA})^2$$

Współczynniki k_1 oraz k_2 w powyższym równaniu określają udział każdego z błędów percepcji w zawracanej przez funkcję wartości przystosowania i-tego osobnika $\mathbf{O}_i$. Dążąc do utrzymania wysokiej zgodności odczuć prędkości kątowej przechylania, przyjęto wartość k_1 o dwa rzędy większą od wartości k_2. Dodatkowo, w celu ograniczenia wartości składowej bocznej odczuwanego przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego, w obliczeniach przyjęto ograniczenie wartości kąta przechylenia platformy $\phi_s \leqslant 3{,}5^\circ$ podczas fazy zakrętu. Spełniając ten warunek, przyspieszenie f^y_{DS} nie będzie przekraczało $0{,}6\,\mathrm{m/s^2}$ i nie powinno być odczuwana przez pilota [9], [10]. Założenie to przyjęto, pomimo że wartość kąta $\phi_s = 3{,}5^\circ$ jest powyżej średniego progu percepcji przechylenia, który u człowieka wynosi około 2° [38].

Otrzymane wyniki symulacji pokazały (rys. 9), że w fazie zakrętu skoordynowanego odczuwane przechylenie jest niewielkie (linia niebieska przerywana), podobnie jak składowa boczna przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego f^y_{DS}, której wartości nie przekraczają $0{,}5\,\mathrm{m/s^2}$.

W chwili wyprowadzenia do lotu poziomego (41 sekunda symulacji) pojawia się odczucie przechylenia w kierunku przeciwnym do wykonywanego wcześniej zakrętu (linia niebieska przerywana). Wartość tego przechylenia wynosi ok. $2{,}7^\circ$ i zanika po upływie kilku sekund. Uwzględniając średni próg percepcji przechylenia wynoszący 2° [38], taki kąt przechylenia platformy może nie być odczuwany przez pilota. Zatem uzyskane wyniki wykazują, że włączenie do funkcji przystosowania (2.28) błędu percepcji przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego $\widehat{f}^{yi}_{DS} - \widehat{f}^{yi}_{DA}$ oraz wprowadzenie ograniczenia $\phi_s \leqslant 3{,}5^\circ$ znacząco zmniejszyło odczuwane złudzenia przechylenia.



Rys. 9. Odczuwane przez pilota bodźce ruchowe w samolocie i symulatorze wyznaczone dla błędów odczucia prędkości kątowej przechylania oraz przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego

Na podstawie wyników badań [39] można jednak przypuszczać, że wstępne utrzymywanie kąta przechylenia platformy $\phi_s = 3{,}5°$ (podczas manewru zakręt) wywoła efekt wtórny po powrocie platformy do poziomu ($\phi_s = 0°$). Efekt ten polega na dodatkowym przeszacowaniu przez pilota przechylenia w kierunku przeciwnym do wstępnego przechylenia platformy.

Ostatecznie wynik tego testu (rys. 9) wykorzystano do określenia parametrów OWF dla układu ruchu symulatora lotu I-22 Iryda. Optymalne sterowanie uzyskano dla macierzy wag funkcji kosztów (2.20) o następujących elementach

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 5{,}855 & 0 \\ 0 & 8{,}906 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{R} = \begin{bmatrix} 3{,}787 & 0 \\ 0 & 8{,}282 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{R}_d = \begin{bmatrix} 0{,}374 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0{,}151 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3{,}574 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 7{,}087 \end{bmatrix}$$

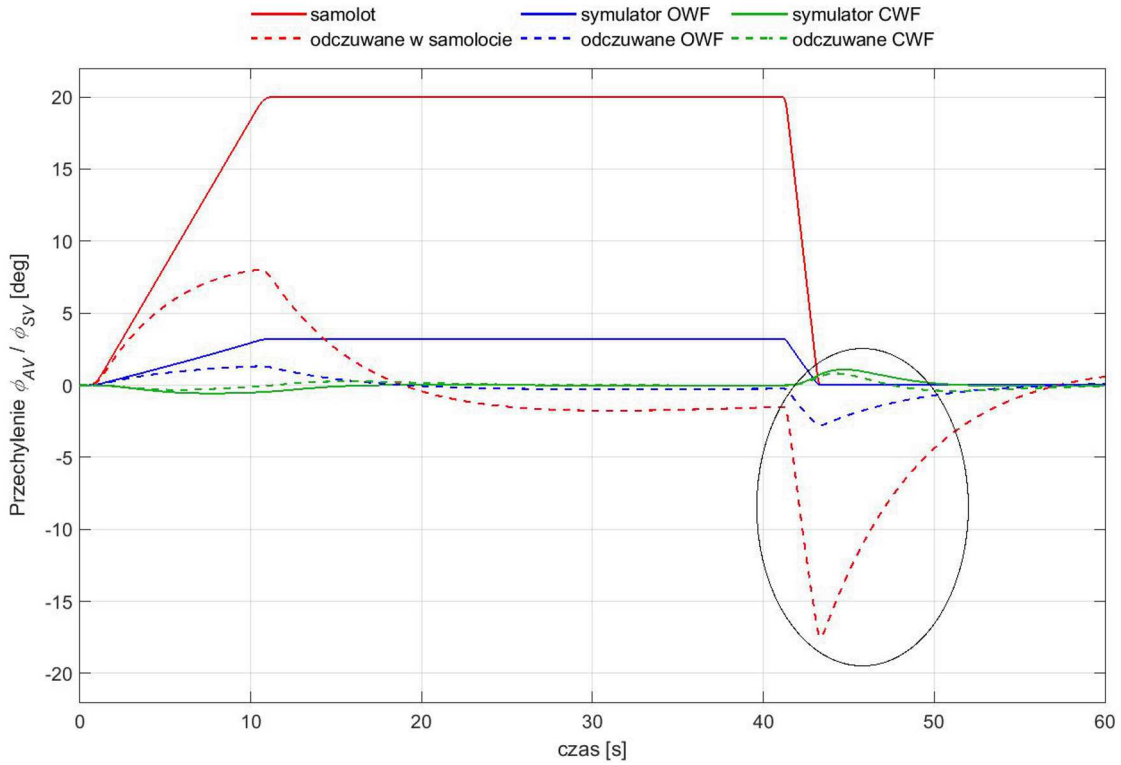
dla których równania filtrów $\mathbf{W}(s)$ z zależności (2.4) opisującej sygnały sterujące położeniem platformy symulatora, mają postać

$$\begin{aligned} W(1,1) &= (-20{,}42s^9 - 4079s^8 - 3{,}978e04s^7 - 6{,}882e04s^6 - 5{,}424e04s^5 - 2{,}263e04s^4 \\ &\quad - 4167s^3 - 310{,}4s^2 - 6{,}833s - 0{,}01127)/\mathcal{A} \\ W(1,2) &= (0{,}3857s^9 + 82{,}75s^8 + 814s^7 + 1424s^6 + 1124s^5 + 468{,}6s^4 \\ &\quad + 85{,}95s^3 + 6{,}364s^2 + 0{,}1391s + 0{,}0002129)/\mathcal{A} \\ W(2,2) &= (0{,}4768s^9 + 113{,}3s^8 + 1480s^7 + 1844s^6 + 1343s^5 + 554{,}9s^4 \\ &\quad + 102{,}1s^3 + 7{,}598s^2 + 0{,}1668s + 0{,}0002631)/\mathcal{A} \end{aligned}$$

gdzie

$$\mathcal{A} = 9s^9 + 2107s^8 + 2,068e04s^7 + 3,58e04s^6 + 2,822e04s^5 + 1,178e04s^4 + 2168s^3 + 161,4s^2 + 3,542s + 0,005588$$

Ostatni etap badań dotyczył porównania opracowanego OWF i algorytmu klasycznego (CFW) zastosowanego do sterowania układem ruchu symulatora lotu I-22 Iryda. Porównania dotyczyły oceny optymalnego bodźcowania ruchowego pod względem poprawy skuteczności w generowaniu złudzenia przechylenia. Wyniki tego porównania przedstawiono na rys. 10.



Rys. 10. Rzeczywiste i odczuwane przez pilota przechylenie wygenerowane przez klasyczny (CWF) oraz optymalny (OWF) algorytm bodźcowania ruchowego w symulatorze lotu I-22 Iryda

W zakreślonym na rys. 10 obszarze widać, że sygnał reprezentujący odczucie przechylenia w symulatorze dla OWF (linia niebieska przerywana) podąża za odczuciem przechylenia w samolocie (linia czerwona przerywana). W przypadku CWF sygnał odczucia przechylenia w symulatorze (linia zielona przerywana) nie tylko nie podąża za sygnałem odczuć w samolocie, lecz jest do niego w przeciw fazie. Wynik tego porównania wskazuje, że OWF może skuteczniej generować złudzenie przechylenia w symulatorze lotu I-22 Iryda w porównaniu do złudzenia uzyskanego z zastosowania CWF. Widoczne różnice pomiędzy odpowiedzią OWF a CWF (rys. 10, linia przerywana niebieska i zielona) są zapewne rezultatem różnicy rzędu filtrów zastosowanych w tych algorytmach. W równaniach filtrów $\mathbf{W}(s)$ dla OWF uwzględniono m.in. działanie narządu przedsionkowego, co sprawiło, że filtry te mają wyższy 9 rząd w porównaniu do flirtów stosowanych w CWF (2. rzędu).

4. Podsumowanie

W pracy przedstawiono procedurę opracowania OWF na potrzeby odtworzenia w symulatorze z platformą Stewarta-Gougha profilu lotu ze złudzeniem przechylenia. OWF, oparty na

LQR z doborem nastaw regulatora za pomocą algorytmu genetycznego, został zaproponowany w celu przezwyciężenia ograniczeń CWF.

Uzyskane z badań numerycznych wyniki dowodzą, że zaproponowany OWF może poprawnie odwzorować położenie kątowe wywołujące u pilota odczucia właściwe dla lotu ze złudzeniem przechylenia. Jednakże oszacowane dla opracowanego OWF odczucie przechylenia jest niewielkie i krótkotrwałe, co wymaga dodatkowej oceny jego skuteczności w rzeczywistym symulatorze, w badaniach doświadczalnych z udziałem pilotów.

W oparciu o wyniki symulacji numerycznej można ponadto stwierdzić, że zaproponowany OWF jest skuteczniejszy pod względem generowania złudzenia przechylenia od CWF. Skuteczność ta widoczna jest w większej zgodności percepcyjnej oraz efektywniejszym wykorzystaniu przestrzeni roboczej platformy.

Oparta na LQR metoda generowania sygnałów sterujących platformą Stewarta-Gougha, w której uwzględniono model narządu przedsionkowego człowieka, zwiększa wierność percepcyjną symulacji złudzenia przechylenia, przy jednoczesnym utrzymaniu platformy w zakresie jej fizycznych ograniczeń. Inną zaletą przedstawionego OWF jest to, że wagi funkcji kosztów LQR dobierane są przy wykorzystaniu algorytmu genetycznego. Sprawia to, że konfigurowanie parametrów OWF może być wykonane również przez osobę niebędącą ekspertem w specjalności symulatory lotu.

Niedoskonałością opracowanego OWF jest, podobnie jak w przypadku CWF, sterowanie w oparciu o stałe parametry filtrów, ustalone dla konkretnego scenariusza (w tym przypadku profilu lotu ze złudzeniem przechylenia). W rezultacie algorytm taki nie będzie przydatny w sterowaniu platformą podczas odtwarzania profilu lotu o znacząco odmiennych sygnałach ruchu samolotu. Przy próbie odtworzenia takiego profilu lotu brak zaimplementowanych w OWF dodatkowych ograniczeń może doprowadzić do awarii lub uszkodzenia sprzętu.

Pomimo wprowadzonych uproszczeń i ograniczeń (minimalny kąt przechylenia platformy $\phi_S \leqslant 20^\circ$, pominięcie progu percepcji ruchu), przedstawione w pracy podejście do optymalnego bodźcowania ruchowego może stanowić przydatne narzędzie w tworzeniu skuteczniejszych OWF dla symulatorów wyposażonych w układ ruchu oparty na platformie Stewarta-Gougha.

W dalszych pracach dotyczących poszukiwania skuteczniejszego MCA dla symulatora z platformą Stewarta-Gougha, należy rozważyć zastosowanie w funkcji przystosowania współczynnika korelacji jako „kryterium podążania za kształtem" [30]. Współczynnik ten mógłby zapewnić generowanie sygnałów, które będą dokładniej podążać za sygnałami referencyjnymi (sygnałami odczuć).

Dodatek A – Kinematyka odwrotna platformy Stewarta-Gougha

W prezentowanym badaniu kinematyka odwrotna platformy Stewarta-Gougha (rys. 1) dotyczy rozważań relacji pomiędzy pozycją platformy a długościami siłowników. Długości siłowników $(\mathbf{I}_1, \ldots, \mathbf{I}_6)$ można obliczyć na podstawie wektora $\mathbf{X}$ opisującego położenie i orientację platformy. Zależność tą można przedstawić następująco

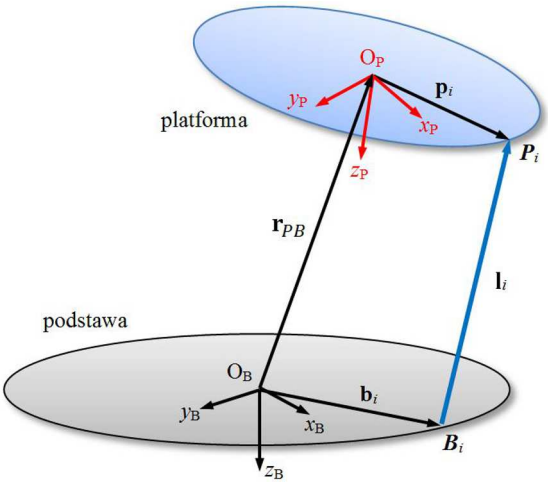
$$[\mathbf{I}_1, \ldots, \mathbf{I}_6]^{\mathrm{T}} = f(\mathbf{X}) \tag{A.1}$$

gdzie $\mathbf{X} = [x_S, y_S, z_S, \phi_S, \theta_S, \psi_S]^{\mathrm{T}}$ jest wektorem stanu platformy, którego pierwsze trzy składowe określają położenie środka układu $O_p x_p y_p z_p$ związanego z platformą, natomiast trzy pozostałe są kątami Eulera (rys. 3) opisującymi orientację platformy (2.2).

Do wyznaczenia związku opisującego długość i-tego siłownika przyjęto model platformy przedstawiony na rys. 11.

Na podstawie związku między wektorami przedstawionymi na modelu platformy (rys. 11)

$$\mathbf{r}_{PB} + \mathbf{p}_i = \mathbf{b}_i + \mathbf{I}_i \tag{A.2}$$



Rys. 11. Związek punktów mocowań siłowników w platformie Stewarta-Gougha

wyznaczana jest długość i-tego siłownika (wektory pomiędzy punktami mocowania siłownika do podstawy i platformy)

$$\mathbf{I}_i = \mathbf{r}_{PB} + \mathbf{p}_i - \mathbf{b}_i \tag{A.3}$$

która w układzie $O_B x_B y_B z_B$ związanym z podstawą symulatora (rys. 11) przyjmuje postać

$$\mathbf{I}_i = \mathbf{r}_{PB} + \mathbf{L}_{PB}^{-1}\mathbf{p}_i - \mathbf{b}_i \tag{A.4}$$

gdzie: $\mathbf{r}_{PB}$ – wektor łączący początek układu $O_B x_B y_B z_B$ z początkiem układu $O_p x_p y_p z_p$ (rys. 11), gdy platforma znajduje się w położeniu spoczynkowym (rys. 7b). Dla przyjętego obiektu badań wektor ten ma następujące składowe $\mathbf{r}_{PB} = [0, 0, 2{,}334]^{\mathrm{T}}$; $\mathbf{L}_{PB}^{-1}$ – macierz przejścia z układu $O_p x_p y_p z_p$ związanego z platformą do układu $O_B x_B y_B z_B$ związanego z podstawą. Jest to macierz odwrotna do macierzy $\mathbf{L}_{PB}$ opisanej zależnością (2.2). $\mathbf{b}_i$ oraz $\mathbf{p}_i$ – wektory, których elementy opisują położenia przegubów odpowiednio podstawy i platformy w układach współrzędnych z nimi związanymi (tabela 2).

Bibliografia

1. Tu M.Y., Cheng C.C., Hsin Y.H., Huang W.W., Li F.L., Hu J.M., Chiang K.T., Lai C.Y., Analysis of in-flight spatial disorientation among military pilots in Taiwan, *J. Med. Sci.*, **41**, 1, 22-28, 2021
2. Sujiang X., Preliminary survey of spatial disorientation in Chinese air force pilots, [abstract], *Aviat. Space. Environ. Med.*, **82**, 3, 102, 2011
3. Holmes S.R., Bunting A., Brown D.L., Hiatt K.L., Braithwaite M.G., Harrigan M.J., Survey of spatial disorientation in military pilots and navigators, *Aviat. Space. Environ. Med.*, **74**, 9, 957-965, 2003
4. Boril J., Smrz V., Leuchter J., Petru A., Frantis p., Blasch E., Jalovecky R., Survey of spatial disorientation and sensory illusion among air force pilots, *IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, IEEE, London, UK, pp. 1-7, ISBN: 9781538641125, 2018
5. Lewkowicz R., Biernacki M.P., A survey of spatial disorientation incidence in polish military pilots, *Int. J. Occup. Med. Environ. Health*, **33**, 6, 791-810, 2020
6. *Air Standardization Coordinating Committee*, Ground-based Demonstrations in Spatial Disorientation (AIR STD 61/117/14), 2000

7. Bles W. (ed.), *Spatial Disorientation Training – Demonstration and Avoidance*, RTO-TR-HFM-118 AC/323 Tp/206, The Research and Technology Organisation of NATO, Soesterberg, Netherlands, ISBN: 978-92-837-0056-2, 2008
8. Lewkowicz R., Kowaleczko G., Kinematic issues of a spatial disorientation simulator, *Mech. Mach. Theory*, **138**, 169-181, 2019
9. van den Hoed A., Landman A., Van Baelen D., Stroosma O., van paassen M.M., Groen E.L., Mulder M., *Leans Illusion in Hexapod Simulator Facilitates Erroneous Responses to Artificial Horizon in Airline Pilots*, Hum. Factors, 2020
10. Landman A., van den Hoed A., van Baelen D., Stroosma O., René van Paassen M.M., Groen E.L., Mulder M., A procedure for inducing the leans illusion in a hexapod motion simulator, *AIAA Scitech 2021 Forum*, 1-7, ISBN: 9781624106095, 2021
11. Lewkowicz R., Kowaleczko G., Modelowanie układu przedsionkowego pilota na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora lotu, [W:] *Mechanika w Lotnictwie, ML-XVII 2016*, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 247-262, ISBN: 978-83-932107-8-7, 2016
12. Nieuwenhuizen F.M., Beykirch K.A., Mulder M., van Paassen M.M., Bonten J.L.G., Blthoff H.H., Performance measurements on the MPI Stewart platform, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 1-11, ISBN: 9781563479458, 2008
13. Nieuwenhuizen F.M., van Paassen M.M., Stroosma O., Mulder M., Bulthoff H.H., Cross-platform validation for a model of a low-cost Stewart platform, *J. Model. Simulation, Identification, Control*, 1-23, 2013
14. Szostek G., Rzucidło P., Platforma Stewarta jako podstawa ruchomego symulatora lot, [W:] *Wybrane Zagadnienia Awioniki*, J. Gruszecki (Red.), Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, str. 170, ISBN: 978-83-7199-652-8, 2017
15. Szczepański C., Antropocentryczne systemy sterowania ruchem symulatorów, *Prace Naukowe ITWL*, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warsaw, 2005
16. Murgovski N., *Vehicle Modelling and Washout Filter Tuning for the Chalmers Vehicle Simulator*, Chalmers University of Technology, 2007
17. Nahon M.A., Reid L.D., Simulator motion-drive algorithms – a designer's perspective, *J. Guid. Control. Dyn.*, **13**, 2, 356-362, 1990
18. Garrett N.J.I., Best M.C., Driving simulator motion cueing algorithms – a survey of the state of the art, *Proc. 10th Int. Symp. Adv. Veh. Control*, 183-188, 2011
19. Stahl K., Abdulsamad G., Leimbach K.D., Vershinin Y.A., State of the art and simulation of motion cueing algorithms for a six degree of freedom driving simulator, *17th IEEE Int. Conf. Intell. Transp. Syst. ITSC 2014*, 537-541, ISBN: 9781479960781, 2014
20. Casas S., Olanda R., Dey N., Motion cueing algorithms: A review algorithms, evaluation and tuning, *Int. J. Virtual Augment. Real.*, **1**, 1, 90-106, 2017
21. Asadi H., Mohammadi A., Lim C.p., Mohamed S., Nahavandi D., Nahavandi S., 2019, Increasing motion fidelity in driving simulators using a fuzzy-based washout filter, *IEEE Trans. Intell. Veh.*, June, 1-1, 2019
22. Asadi H., Mohamed S., Nahavandi S., Incorporating human perception with the motion washout filter using fuzzy logic control, *IEEE/ASME Trans. Mechatronics*, **20**, 6, 3276-3284, 2015
23. Ellensohn F., Spannagl M., Agabekov S., Venrooij J., Schwienbacher M., Rixen D., A hybrid motion cueing algorithm, *Control Eng. Pract.*, **97**, January, 104342, 2020
24. Natal G.S., Arjoni D.H., de Oliveira W.R., Rodamilans G.B., da Silva E.T., Silveira L., Villani E., Trabasso L., Implementation analysis of a washout filter on a robotic flight simulator – A case study, *J. Aerosp. Technol. Manag.*, **11**, 1-14, ISBN: 0000000215435, 2019
25. Sivan R., Ish-Shalom J., Huang J.K., An optimal control approach to the design of moving flight simulators, *IEEE Trans. Syst. Man Cybern.*, **12**, 6, 818-827, 1982

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

27. Telban R.J., Wu W., Cardullo F.M., Houck J.A., Motion cueing algorithm development: Initial investigation and redesign of the algorithms, *Report No. NASA/CR-2000-209863*, 2000

28. Telban R.J., Cardullo F.M., Kelly L.C., Motion cueing algorithm development: New motion cueing program implementation and tuning, *Report No. NASA/CR-2005-213746*, 2005

29. Reid L.D., Nahon M.A., Flight simulation motion-base drive algorithms: Part 1. Developing and testing equations, *UTIAS Report No. 296*, University of Toronto, Toronto, Canada, 1985

30. Asadi H., Mohamed S., Zadeh D.R., Nahavandi S., Optimisation of nonlinear motion cueing algorithm based on genetic algorithm, *Veh. Syst. Dyn.*, **53**, 4, 526-545, 2015

31. Della Santina C.C., Potyagaylo V., Migliaccio A.A., Minor L.B., Carey J.P., Orientation of human semicircular canals measured by three-dimensional multiplanar CT reconstruction., *J. Assoc. Res. Otolaryngol.*, **6**, 3, 191-206, ISBN:1525-3961, 2005

32. Reid L.D., Nahon M.A., Flight simulation motion-base drive algorithimns: Part 1 – Developing and testing the equations, *UTIAS Report, No. 296*, University of Toronto, 1985

33. Szczepański C.J., Anthropocentric method of flight simulator motion system control law synthesis, *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, San Francisco, CA, 479-489, ISBN: 1563477351, 2005

34. van Egmond A.A.J., Groen J.J., Jongkees L.B.W., 1949, The mechanics of the semicircular canal, *J. Physiol.*, **110**, 1-2, 1-17, 1949

35. Meiry J.L., The vestibular system and human dynamic space orientation, PhD Dissertation, Massachusetts Institute of Technology, 1965

36. Zacharias G.L., Motion cue models for pilot-vehicle analysis, *Report No. AM4RL-TR-78-2*, Wright Patterson Air Base, Ohio, 1978

37. Hosman R.J.A.W., Pilot's Perception and Control of Aircraft Motions, PhD Dissertation, Delft University of Technology, 1996

38. Janssen M., Lauvenberg M., van Der Ven W., Bloebaum T., Kingma H., Perception threshold for tilt, *Otol. Neurotol.*, **32**, 5, 818-825, 2011

39. Crane B.T., Roll aftereffects: influence of tilt and inter-stimulus interval, *Exp. Brain Res.*, **223**, 1, 89-98, 2012

An optimal motion cueing algorithm with LQR for inducing the leans illusion in a flight simulator equipped with the Stewart-Gough platform

The aim of the presented study is to develop an optimal Motion Cueing Algorithm (MCA), which for physical constraints of a simulator motion system (Stewart-Gough platform) would generate signals to control its motion, providing a high fidelity simulation of the leans illusion. The optimal MCA based on a Linear-Quadratic Regulator (LQR) includes a mathematical model of the human vestibular system, and the state of motion system is presented. The LQR gains, for which the quadratic cost function reaches the smallest values, were selected using a genetic algorithm. The proposed MCA optimisation was implemented and tested in the MATLAB/Simulink environment. The numerical simulation results showed an increase in the fidelity of reproduction of the leans illusion using the proposed optimal MCA compared to the classical algorithm based on control by the Stewart-Goufgh platform. The effectiveness of the proposed method for generating the leans illusion can be seen in a higher perceptual fidelity.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/277-286

ZASTOSOWANIE TRANSFORMATY FALKOWEJ DO ESTYMACJI POCHODNYCH STABILNOŚCI I STEROWANIA

Piotr Lichota
Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
e-mail: Piotr.Lichota@pw.edu.pl

W artykule przedstawiono wyniki identyfikacji parametrycznej statku powietrznego przeprowadzonej przy użyciu zasady największej wiarygodności oraz dyskretnej transformaty falkowej. Analizę przedstawiono dla pionowzlotu w zawisie wzbudzonego sygnałami świergotowymi i jego ruchu kierunkowo-bocznego. Zarejestrowane parametry lotu poddano dekompozycji za pomocą falki Haara. Ich wpływ na wyniki identyfikacji został określony w oparciu o jakość i ilość informacji o obiekcie dostępną w zarejestrowanych danych pomiarowych. W tym celu wykorzystano funkcję koherencji w dziedzinie częstotliwości. Do przekształcenia przebiegów parametrów lotu z dziedziny czasu użyto nakładających się pół-sinusowych okien wygładzających i transformaty chirp-Z. Strukturę identyfikowanego modelu zbudowano, wykorzystując zlinearyzowane dynamiczne równania ruchu. Do oceny przeprowadzonej identyfikacji wykorzystano statystyczne miary jakości estymacji, analizę rezyduów i zdolności predykcyjne zidetyfikowanego modelu.

1. Wprowadzenie

Identyfikacja systemów jest procesem polegającym na wyznaczeniu modelu matematycznego danego obiektu, systemu lub procesu na podstawie zbioru wymuszeń, którym poddany został obiekt oraz jego odpowiedzi. Dla obiektów dynamicznych w procesie tym można wyróżnić główne etapy w postaci:

- zaplanowania i wykonania eksperymentów identyfikacyjnych,
- pomiaru sygnałów wejściowych i wyjściowych wraz z ich przetworzeniem,
- doboru właściwej metody identyfikacji,
- stworzenia adekwatnego modelu,

oraz etap weryfikacji służący do oceny jakości przeprowadzonej identyfikacji.

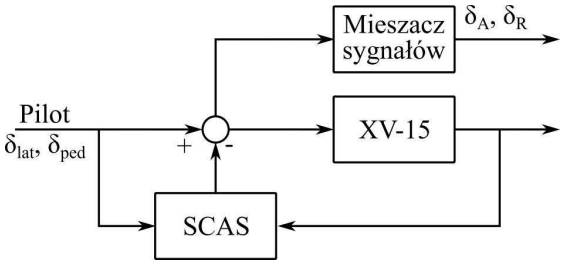
Dokładność uzyskanych rezultatów silnie zależy od sposobu, w jaki zostały przeprowadzone poszczególne etapy [2]. Jeśli eksperymenty identyfikacyjne nie będą w stanie dostarczyć odpowiednio bogatej informacji o obiekcie, to nie wszystkie cechy tego obiektu będzie dało się należycie odwzorować, np. gdy celem będzie identyfikacja oscylacji szybkich, ale w eksperymencie wzbudzone zostaną jedynie wysokie częstotliwości. W przypadku, gdy np. brak jest pomiarów określonych parametrów lotu lub są one zmierzone np. z niewystarczającą rozdzielczością, należy przeprowadzić proces ich rekonstrukcji na podstawie przebiegów pozostałych zarejestrowanych sygnałów wyjściowych. Określony typ zagadnienia może także powodować, że część z metod identyfikacji nie będzie nadawać się do jego realizacji, np. dla obiektów niestabilnych dynamicznie nie można zastosować identyfikacji w dziedzinie czasu metodą błędu wyjścia ze względu na problemy ze zbieżnością. Dobór właściwej struktury do danego problemu wywiera także silny wpływ na dokładność uzyskanych rezultatów, np. modele o zbyt dużej ilości identyfikowanych parametrów będą charakteryzowały się zwiększoną elastycznością podczas rozwiązywania problemu, wskutek czego zidentyfikowane współczynniki aerodynamiczne będą obarczone zbyt dużą niepewnością statystyczną.

W przypadku niestabilnych dynamicznie obiektów możliwa jest ich identyfikacja za pomocą: metod błędu równania (gdyż w podejściu tym nie ma bezpośredniego związku pomiędzy kolejnymi punktami pomiarowymi), metody błędu wyjścia w dziedzinie częstotliwości, metody błędu równania (ze względu na stabilizującą rolę estymatora stanu) czy sztucznych sieci neuronowych. W przypadku metod błędu równania wymaga to jednak danych pomiarowych o lepszej jakości niż w pozostałych metodach i zazwyczaj ogranicza się to do identyfikacji układów liniowych metodą najmniejszych kwadratów. W przypadku metody błędu wyjścia w dziedzinie częstotliwości również ogranicza się ona do identyfikacji modeli liniowych. Przeprowadzenie identyfikacji w dziedzinie czasu za pomocą tego podejścia wymaga wprowadzenia modyfikacji (np. dla stabilizowanej metody najmniejszych kwadratów czy metody najmniejszych kwadratów z rozdzieleniem zmiennych), które wprowadzają błędy modelowania lub dodatkowy szum przetwarzania. Zastosowanie metod błędu filtra, które podczas estymacji wykorzystują filtr Kalmana (w tym rozszerzony i bezśladowy), pozwala na identyfikację takich obiektów, ze względu na jego stabilizującą rolę, ale może prowadzić do zbyt dużej elastyczności modelu ze względu na identyfikację dodatkowych parametrów opisujących szumy pomiarowy i przetwarzania. Co więcej, jeśli do identyfikacji wykorzystywane są dane z kilku manewrów (aby ograniczyć błędy przypadkowe), to nie można połączyć tych zbiorów w jednym procesie ze względu na odmienne wartości parametrów opisujących szum dla każdego manewru. Z kolei zastosowanie sztucznych sieci neuronowych wymaga większych zbiorów danych, co podnosi koszt identyfikacji. Dodatkowo, uzyskiwana jest bezpośrednio odpowiedź estymowanego modelu, a nie bezpośrednio wartości pochodnych i sterowania, które mogą być potrzebne np. w procesie projektowania układów stabilizacji.

Metodą na rozwiązanie tego problemu może być zastosowanie transformaty falkowej, która pozwala na połączenie cech dziedziny czasu, jak i dziedziny częstotliwości. Metoda ta została wykorzystana do identyfikacji modeli symulacyjnych samolotu transportowego (dla niemal liniowego i dla nienliniowego modelu ruchu) [3] oraz dla wirującego pocisku rakietowego [4]. W niniejszej pracy metoda ta została wykorzystana do identyfikacji niestabilnego w zawisie pionowzlotu XV-15 na podstawie danych z rzeczywistych lotów testowych uzyskanych z [6].

2. Eksperyment identyfikacyjny

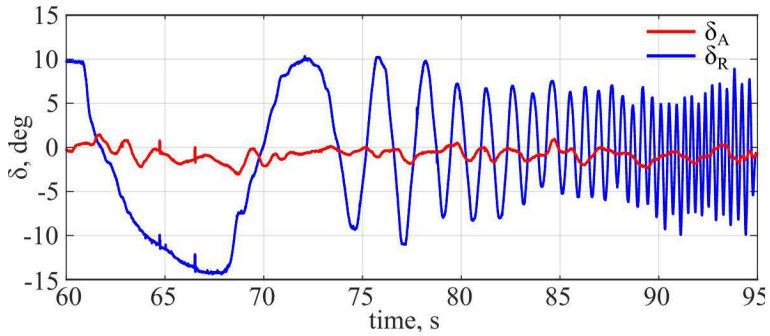
Podczas zawisu sterowanie pionowzlotem XV-15 w kanale przechyleń odbywa się poprzez zmianę sił ciągu każdego z wirników tak, aby na każdym miała różną wartość i tworzyła w ten sposób moment przechylający. Aby uzyskać sterowanie w kanale przechyleń, płaszczyzny wirników pochylane są w przeciwnym kierunku, wskutek czego poziome składowe sił ciągu tworzą moment pary sił będący momentem odchylającym. Działania te są mechanicznie sprzężone z wychyleniami lotek (δ_A) i steru wysokości (δ_R). Obiekt dodatkowo wyposażony jest w układ poprawy stateczności (SCAS), zaś jego strukturę przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Architektura badanego układu

Obecność zamkniętej pętli sprzężenia zwrotnego powoduje, że w układzie pojawia się dodatkowy szum w sygnałach wejściowych, a ilość informacji o obiekcie zawartej w jego odpowiedzi jest ograniczona przez system SCAS. Ze względu na mechaniczne sprzężenie pomiędzy wymuszeniami dla wirnika oraz lotkami i sterem kierunku możliwa jest jednak identyfikacja w otwartej pętli sprzężenia zwrotnego poprzez przyjęcie wychyleń lotek i steru kierunku jako odpowiednika sygnałów wymuszających.

Do identyfikacji wykorzystano zbiór sygnałów wejściowych skradający się z danych z pięciu manewrów. W dwóch z nich główny sygnał sterujący realizowany był w kanale poprzecznym, a w trzech z nich w kanale odchyleń. Wymuszenia były dane w postaci sygnałów świergotowych, w których najpierw wzbudzano niskie, a następnie wysokie częstotliwości. Dodatkowo, w każdym z manewrów sterowanie realizowane było także w drugim z kanałów, aby zmniejszyć wpływ szumu w sygnałach wejściowych dla otwartej pętli sprzężenia zwrotnego (który wynikał z obecności układu poprawy stateczności SCAS). Zbiór użytych wymuszeń dla jednego z manewrów został przedstawiony na rys. 2. W przypadku, gdy sygnał wejściowy był zadawany przez pilota głównie w kanale poprzecznym, to system SCAS był aktywny zarówno dla ruchu przechylającego, jak i odchylającego. Gdy wymuszenie było zadawane głównie w kanale odchyleń, to dla ruchu przechylającego system był włączony, zaś dla odchylającego był wyłączony.



Rys. 2. Sygnały wymuszające w manewrze dla ruchu przechylającego

Parametrami lotu, które wykorzystano jako sygnały wyjściowe były: prędkość kątowa przechylania p, prędkość kątowa odchylania r, kąt przechylenia ϕ oraz przyspieszenie boczne mierzone w środku ciężkości statku powietrznego a_y. Dane pomiarowe próbkowane były z częstotliwością 250 Hz.

3. Model matematyczny

Model matematyczny identyfikowanego pionowzlotu wyprowadzono w kartezjańskim, prawoskrętnym układzie współrzędnych $Oxyz$ związanym z obiektem [1]. Początek układu współrzędnych znajdował się w środku ciężkości pionowzlotu, zaś oś Ox leżała w płaszczyźnie symetrii, była równoległa do średniej cięciwy aerodynamicznej i skierowana w stronę nosa statku powietrznego. Oś Oy skierowana była wzdłuż prawego skrzydła, a oś Oz do dołu. Orientację przestrzenną obiektu względem inercjalnego układu współrzędnych (grawitacyjnego), który pozostaje równoległy względem nieruchomego układu współrzędnych związanego z ziemią określają lotnicze kąty Eulera: przechylenia ϕ, pochylenia θ i odchylenia ψ.

Podczas wyprowadzania dynamicznych równań ruchu pionowzlotu przyjęto następujące założenia:

- statek powietrzny jest bryłą sztywną o sześciu stopniach swobody,
- statek powietrzny posiada pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej,
- masa statku powietrznego oraz momenty bezwładności nie ulegają zmianie,

- sterowanie lotem odbywa się przez zmianę wartości i kierunku siły ciągów wirników nośnych oraz wychylenia powierzchni sterowych.
- wpływ wiatru można pominąć.

Do wyprowadzenia dynamicznych równań ruchu wykorzystano zasady zmienności pędu $\mathbf{\Pi}$ i krętu $\mathbf{K}_O$, które w układzie $Oxyz$ można zapisać jako

$$\frac{\widetilde{\delta}\mathbf{\Pi}}{\widetilde{\delta}t} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{\Pi} = \mathbf{F} \qquad \frac{\widetilde{\delta}\mathbf{K}_O}{\widetilde{\delta}t} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{K}_O = \mathbf{M}_O \tag{3.1}$$

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 $\widetilde{\delta}/\widetilde{\delta}t$ oznacza pochodną lokalną.

Pęd i kręt bryły sztywnej w układzie $Oxyz$ dane są w postaci

$$\mathbf{\Pi} = m\mathbf{V} \qquad \mathbf{K}_O = \mathbf{I}\mathbf{\Omega} \tag{3.2}$$

gdzie m jest masą samolotu, $\mathbf{I}$ macierzą bezładności, zaś $\mathbf{V} = [U, V, W]^{\mathrm{T}}$ wektorem prędkości liniowej,

Ze względu na symetrię geometryczną i masową obiektu, momenty dewiacyjne $I_{xy} = 0$ i $I_{yz} = 0$, zatem macierz bezwładności dana jest jako

$$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

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

Po transformacji sił i momentów sił do układu współrzędnych $Oxyz$ i uzupełnieniu uzyskanych zależności o związki kinematyczne otrzymuje się

$$\begin{aligned}
&X + T - mg\sin\Theta = m(\dot{U} + QW - RV)\\
&Y + mg\sin\Phi\cos\Theta = m(\dot{V} + RU - PW)\\
&Z + mg\cos\Phi\sin\Theta = m(\dot{W} + PV - QU)\\
&L = I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ\\
&M = I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})PR + I_{xz}(P^2 - R^2)\\
&N = I_{zz}\dot{R} - I_{xz}\dot{P} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR\\
&\dot{\Phi} = P + Q\sin\Phi\tan\Theta + R\cos\Phi\tan\Theta\\
&\dot{\Theta} = Q\cos\Phi - R\sin\Phi\\
&\dot{\Psi} = Q\sin\Phi\sec\Theta + R\cos\Phi\sec\Theta
\end{aligned} \tag{3.4}$$

gdzie X, Y, Z są składowymi wektora wszystkich sił działających na obiekt za wyjątkiem siły ciężkości, L, M, N są składowymi wektora wszystkich momentów sił działających na obiekt.

Do linearyzacji wykorzystano teorię małych zaburzeń, przy czym w punkcie równowagi pionowzlot znajdował się w zawisie. Ze względu na stałą wartość przyspieszenia ziemskiego zlinearyzowane równania ruchu rozprzęgnięto na równania ruchu podłużnego i ruchu kierunkowo-bocznego. Z modelu dodatkowo wyeliminowano równanie opisujące zmiany kąta odchylania, gdyż kąt ten nie wpływa na zmiany pozostałych parametrów lotu. W rezultacie otrzymano równania stanu

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{V} \\ \Delta\dot{P} \\ \Delta\dot{R} \\ \Delta\dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_V & Y_P & Y_R & g\cos\Theta_0 \\ L_V & L_P & L_R & 0 \\ N_V & N_P & N_R & 0 \\ 0 & 1 & \tan\Theta_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta P \\ \Delta R \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_A} & Y_{\delta_R} \\ L_{\delta_A} & L_{\delta_R} \\ N_{\delta_A} & N_{\delta_R} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_A \\ \Delta\delta_R \end{bmatrix} \tag{3.5}$$

gdzie Y_j, L_j i N_j to pochodne stanu i sterowania względem j-tej zmiennej stanu lub j-tej zmiennej sterowania:

$$\begin{aligned} Y_j &= \frac{1}{m}\frac{\partial Y}{\partial j} \\ L_j &= \frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}\frac{\partial L}{\partial j} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}\frac{\partial N}{\partial j} \\ N_j &= \frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}\frac{\partial N}{\partial j} + \frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2}\frac{\partial L}{\partial j} \end{aligned} \tag{3.6}$$

Ponieważ zestaw zarejestrowanych danych nie zawierał pomiarów prędkości bocznej, to w celu estymacji wielkości związanych z siłą boczną wykorzystane zostały przyspieszenia liniowe na tym kierunku. Równania obserwacji dane były zatem w postaci

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{P} \\ \Delta\dot{R} \\ \Delta\dot{\phi} \\ \Delta a_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ Y_V & Y_P & V_R & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V \\ \Delta P \\ \Delta R \\ \Delta\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ Y_{\delta_A} & Y_{\delta_R} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\delta_A \\ \Delta\delta_R \end{bmatrix} \tag{3.7}$$

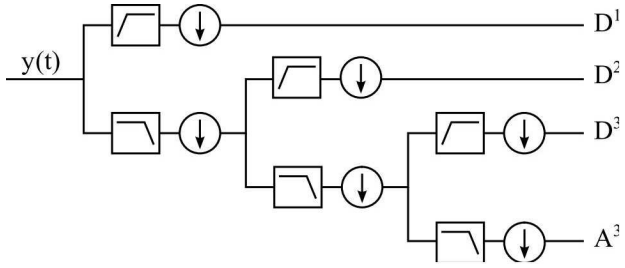
4. Analiza falkowa

Analiza falkowa jest narzędziem pozwalajacym połączyć cechy opisu układu z dziedzin czasu oraz częstotliwości. Opiera się na funkcji wzorcowej z dwoma zmiennymi parametrami: skali a i przesunięcia b, które odpowiadają częstotliwości i chwili rozpoczęcia falki

$$\Psi_{a,b}(t) = \frac{1}{\sqrt{a}}\Psi\Big(\frac{t-b}{a}\Big) \tag{4.1}$$

Dany sygnał pomiarowy porównywany jest z funkcją falkową o zadanych wartościach współczynników skali i przesunięcia. W wyniku tego otrzymywany jest współczynnik falkowy, który prezentuje zatem nie tylko jak duży jest wpływ danej częstotliwości na zachowanie układu, ale także w jakiej chwili czasu on występuje.

W celu zmniejszenia kosztu obliczeniowego opisane działanie może być wykonane w sposób dyskretny za pomocą algorytmu piramidy Mallata [5]. W podejściu tym sygnał pomiarowy jest dzielony na składowe nisko- i wysokoczęstotliwościowe (aproksymacje i detale). Następnie każda otrzymana składowa opisująca niskie częstotliwości ponownie jest dzielona na elementy nisko- i wysokoczęstotliwościowe. Proces jest powtarzany aż do ostatniego, założonego podziału (poziomu dekompozycji). Schemat tego działania można porównać do kaskady filtrów i przedstawiono go na rys. 3.



Rys. 3. Dekompozycja sygnału

Współczynniki aproksymacji oraz detali uzyskiwane w ten sposób otrzymuje się za pomocą zależności

$$A_l^{i,j} = \sum_k h_\psi[k-2l]A_k^{i,j-1} \qquad D_l^{i,j} = \sum_k g_\psi[k-2l]D_k^{i,j-1} \tag{4.2}$$

gdzie h_ψ i g_ψ są współczynnikami filtrów zależącymi od wybranej wzorcowej funkcji falkowej. W analizowanym problemie do dekompozycji wybrana została falka Haara, gdyż jest mniej wymagająca obliczeniowo od innych funkcji falkowych, jej użycie wymaga wykorzystania mniejszej ilości pamięci, jest odwracalna i użyto jej skutecznie także podczas innych prac badawczych z tego zakresu. Współczynniki falkowe dla falki Haara wynoszą $h_\Psi = [1/\sqrt{2}, 1/\sqrt{2}]$ oraz $g_\Psi = [1/\sqrt{2}, -1/\sqrt{2}]$.

Analiza falkowa została przeprowadzona dla każdego sygnału wyjściowego. W rezultacie otrzymano informację, jak dużo informacji o systemie można otrzymać na podstawie zadanej częstotliwości dla określonego przedziału czasu. Aby zwiększyć dokładność późniejszej identyfikacji, wprowadzono dodatkowo funkcję wagową, która kładła większy nacisk na dane pomiarowe obarczone mniejszymi błędami

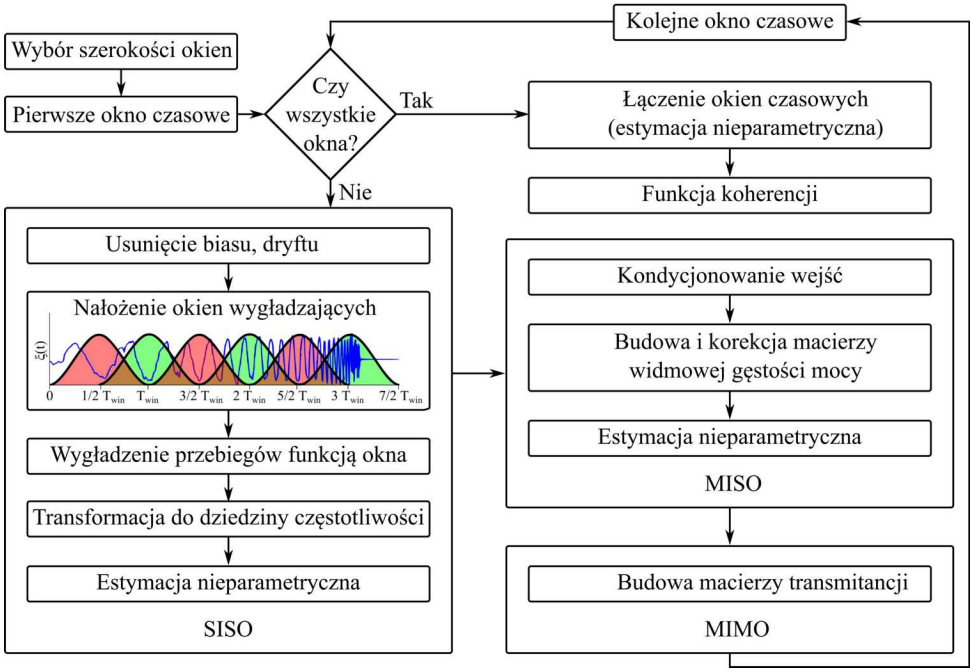
$$W_\gamma = 1.58(1 - \mathrm{e}^{-\gamma^2_{xy_c}}) \tag{4.3}$$

Funkcja wagowa opierała się na kwadracie modułu funkcji koherencji, która z kolei wyraża stopień, w jakim sygnały wyjściowe odpowiadają wymuszeniom

$$\gamma^2_{xy_c} = \frac{|\widehat{S}_{xy_c}(f)|^2}{|\widehat{S}_{xx_c}(f)||\widehat{S}_{yy_c}(f)|} \tag{4.4}$$

gdzie S_{xx} i S_{yy} to widmowe gęstości mocy dla sygnałów wejściowych i wyjściowych, a S_{xy} to wzajemna gęstość mocy sygnałów wejściowych i wyjściowych.

Funkcja koherencji została uzyskana w wyniku identyfikacji nieparametrycznej dla zarejestrowanych danych pomiarowych zgodnie z [6] i w sposób przedstawiony na rys. 4.



Rys. 4. Wyznaczenie funkji koherencji

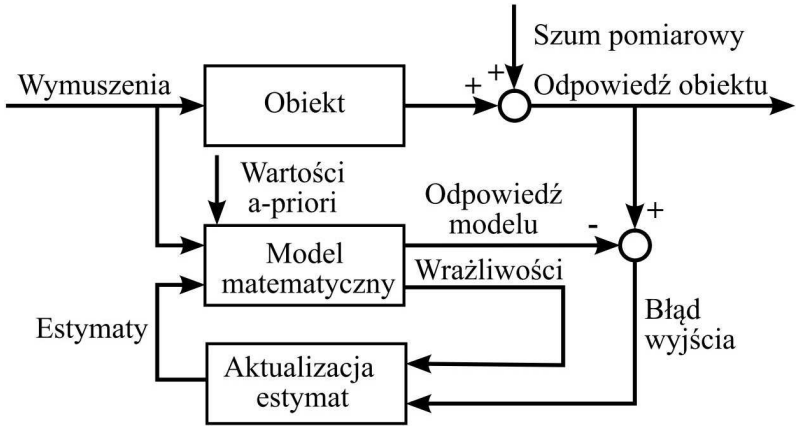
W tym celu najpierw dokonano usunięcia błędów systematycznych, a następnie wygładzono przebiegi z użyciem funkcji pół-sinusowych okien nakładających się w 50%. Później dokonano przetworzenia danych do dziedziny częstotliwości za pomocą transformaty chirp-Z. Działanie to wykonano osobno dla każdej pary w postaci wymuszenie i sygnał wyjściowy. W rezultacie estymowany został zbiór układów o jednym wejściu i jednym wyjściu.

Następnie poprzez technikę kondycjonowana wejść uwzględniono wzajemny wpływ wychyleń lotek i steru kierunku na transmitancję operatorową dla danego parametru lotu. W rezultacie estymowany został zbiór układów o wielu wejściach i jednym wyjściu.

Na podstawie uzyskanych rezultatów stworzono macierz transmitancji i tym samym zidentyfikowano model nieparametryczny dla pionowzlotu. Estymację charakterystyk częstotliwościowych przeprowadzono, stosując okna czasowe różnej długości, a następnie uzyskane wyniki połączono, aby ostateczny rezultat charakteryzował się wysoką dokładnością w pełnym zakresie analizowanych częstotliwości.

5. Zasada największej wiarygodności

Analiza falkowa została wykorzystana podczas identyfikacji metodą błędu wyjścia. W podejściu tym celem jest minimalizacja błędu pomiędzy zarejestrowaną odpowiedzią obiektu a odpowiedzią estymowanego modelu symulacyjnego. Schemat ideowy tego podejścia przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Schemat ideowy metody błędu wyjścia

Minimalizacja błędu wyjścia przeprowadzona została przy użyciu zasady największej wiarygodności [2]. W podejściu tym poszukiwane są takie wartości estymowanych parametrów modelu, dla których jest największe prawdopodobieństwo zaobserwowania danych pomiarowych. Dla danych przetworzonych za pomocą transformaty falkowej zasadę tę można wyrazić jako

$$\widehat{\Theta} = \arg\max_{\Theta} p(\widetilde{z}|\Theta) \tag{5.1}$$

gdzie p jest prawdopodobieństwem warunkowym, Θ poszukiwanym zbiorem parametrów modelu, zaś $\widetilde{z}$ zarejestrowaną odpowiedzią obiektu po dekompozycji transformatą falkową.

Funkcja gęstości prawdopodobieństwa warunkowego dla wielowymiarowego rozkładu normalnego dana jest jako

$$p(\widetilde{z}|\Theta) = [(2\pi)^n \det(R)]^{-N/2} \exp\left(-\frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N}[\widetilde{z}(k) - \widetilde{y}(k)]^{\mathrm{T}} R^{-1}[\widetilde{z}(k) - \widetilde{y}(k)] \right) \tag{5.2}$$

Ze względu na wykładniczą naturę użytej funkcji gęstości prawdopodobieństwa zagadnienie jego maksymalizacji zostało zamienione na minimalizację ujemnej i logarytmicznej funkcji wiarygodności $\mathcal{L}$

$$\mathcal{L}(\Theta|\widetilde{z}) = \frac{1}{2}\sum_{k=1}^{N}[\widetilde{z}(k) - \widetilde{y}(k)]^{\mathrm{T}} R^{-1}[\widetilde{z}(k) - \widetilde{y}(k)] + \frac{nN}{2}\ln(2\pi) + \frac{N}{2}\ln(\det(R)) \tag{5.3}$$

Nieznana macierz kowariacji błędu pomiarowego estymowana była jako

$$\widehat{R} = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[\widetilde{z}(k) - \widetilde{y}(k)][\widetilde{z}(k) - \widetilde{y}(k)]^{\mathrm{T}} \tag{5.4}$$

W rezultacie, po odrzuceniu wartości stałych i jeśli błędy pomiarowe nie są wzajemnie skorelowane, funkcja kosztu upraszcza się do postaci

$$J(\mathbf{\Theta}) = \prod_{i=1}^{n}\left(\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}[\widetilde{z}_i(k) - \widetilde{y}_i(k)]^2\right) \tag{5.5}$$

Ponieważ wartości estymat zależą od macierzy kowariacji błędu pomiarowego R i na odwrót, to minimalizację funkcji kosztu przeprowadzona dwuetapowo. Najpierw dla założonych (z wartości *a priori* lub poprzedniej iteracji) parametrów modelu estymowano wartość macierzy kowariancji błędu pomiarowego R. Następnie przeprowadzono minimalizację funkcji kosztu J dla wyznaczonej (estymowanej) macierzy kowariancji błędu pomiarowego R. Po wykonaniu tego kroku ponownie estymowano wartość macierzy kowariancji R, po czym ponownie minimalizowano funkcję celu J. Proces ten powtarzany był do osiągnięcia kryteriów stopu w postaci względnej zmiany wartości funkcji kosztu na poziomie 10^{-6}.

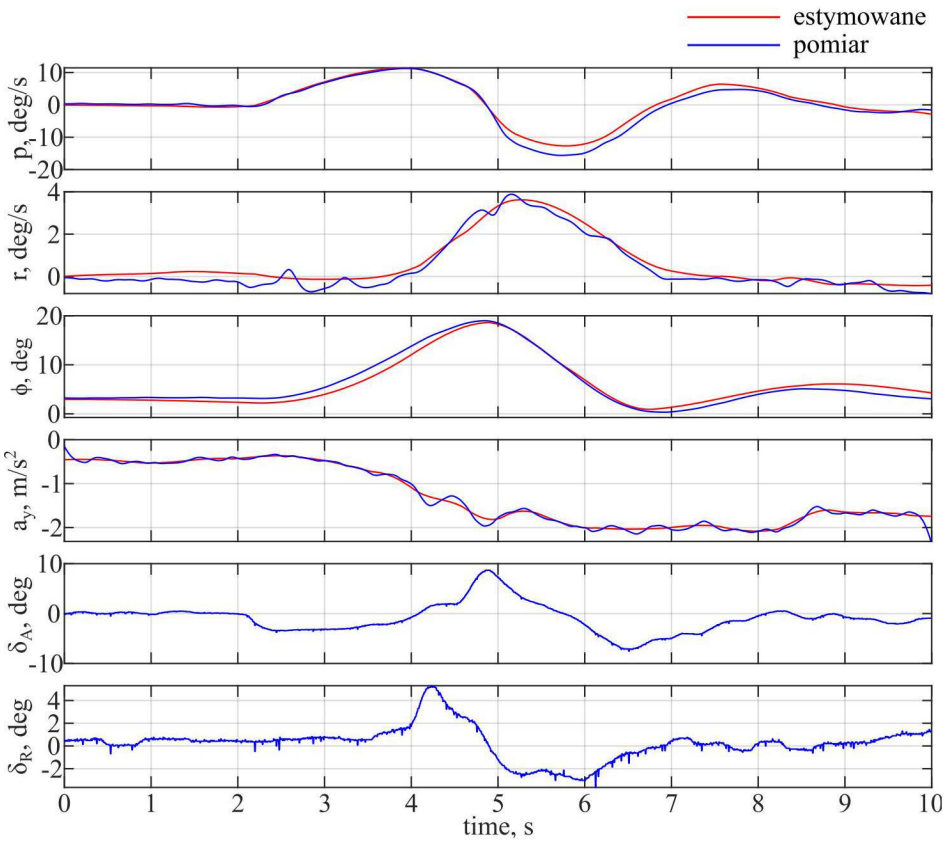
6. Wyniki

Do walidacji zidentyfikowanego modelu wykorzystano zbiór danych, którego nie użyto podczas identyfikacji. Przebiegi czasowe zarejestrowanych parametrów oraz odpowiedź zidentyfikowanego modelu symulacyjnego została przedstawiona na rys. 6, gdzie niebieskie linie oznaczają pomiar, a czerwone wyniki estymacji. Na podstawie uzyskanych rezultatów można stwierdzić, że zidentyfikowany model wizualnie dobrze odwzorowuje zachowanie rzeczywistego obiektu.

W przypadku modeli o zbyt dużej ilości parametrów może się jednak okazać, że część z nich powoduje zbyt dużą łatwość modelu w uzyskaniu dobrego wizualnie dopasowania krzywych. W związku z tym przy ocenie wyników identyfikacji konieczna jest również statystyczna analiza uzyskanego wyniku, np. w postaci względnych odchyleń standardowych, którymi obarczone są poszczególne estymaty. Wartości te przedstawiono w tabeli 1 (WA), gdzie dodatkowo zawarto informację dla innego możliwego podejścia – identyfikacji przy pomocy analizy charakterystyk częstotliwościowych (FRA).

Table 1. Standard deviations

Θ_i	$\sigma_{rel_{WA}}$ [%]	$\sigma_{rel_{FRA}}$ [%]
Y_V	3.11	3.32
Y_P	5.40	6.38
Y_{δ_A}	2.32	2.87
L_V	2.60	2.61
L_P	5.21	6.38
L_{δ_A}	0.98	1.20
N_V	2.83	3.86
N_P	9.21	14.28
N_R	5.57	6.90
N_{δ_A}	2.24	2.55
N_{δ_R}	1.97	2.30



Rys. 6. Przebiegi czasowe

Na podstawie uzyskanych wyników można stwierdzić, że nieznacznie mniejsze względne odchylenia standardowe uzyskano w podejściu wykorzystującym analizę falkową. W obu przypadkach identyfikację przeprowadzono z wysoką dokładnością – dla analizy metodą charakterystyk częstotliwościowych tylko N_P charakteryzuje się względnym odchyleniem standarowym większym niż 10%. Ponadto w obu podejściach z modelu wyeliminowany te same pochodne stabilności i sterowania (Y_R, Y_{δ_R}, L_R, L_{δ_R}), ze względu na ich niewielki wpływ na odpowiedź obiektu.

7. Podsumowanie

W pracy przedstawiono proces identyfikacji niestabilnego dynamicznie pionowzlotu, w którym estymowanymi parametrami były wartości pochodnych stabilności i sterowania dla określonego punktu na planie lotów próbnych. Do identyfikacji wykorzystano metodę łączącą analizę falkową oraz zasadę największej wiarygodności. W przedstawionej metodzie, za pomocą funkcji koherencji dodatkowo położono większy nacisk na dane pomiarowe o mniejszych błędach pomiaru i mniejszej ilości niezamodelowanej dynamiki układu.

Zastosowanie przedstawionego podejścia okazało się skuteczne, prowadząc do wyników identyfikacji o wysokiej dokładności. Uzyskane estymaty charakteryzowały się niewielką niepewnością statystyczną, mniejszą niż np. w przypadku zastosowania metody analizy charakterystyk częstotliwościowych. W przeciwieństwie do identyfikacji w dziedzinie częstotliwości metoda umożliwia bezpośrednią identyfikację błędów przesunięcia zera. Co więcej, jej zakres stosowalności nie ogranicza się tylko do układów liniowych. Metoda nie przejawiała również problemów ze zbieżnością, które występują dla niestabilnych dynamicznie obiektów przy identyfikacji metodą błędu wyjścia w dziedzinie czasu. W odróżnieniu od metody błędu filtra, metoda nie wymaga wprowadzenia

dodatkowych parametrów szumu i tym samym lepiej odpowiada strukturze identyfikowanego obiektu.

Jednocześnie ze względu na dekompozycję danych zwiększeniu uległ czas obliczeń na pojedynczą iterację - proporcjonalnie do liczby użytych poziomów dekompozycji, co stanowi podstawowe ograniczenie tego podejścia. W związku z tym metoda w nie może być stosowana do identyfikacji w czasie rzeczywistym. Ponadto nie powinna być pierwszym wyborem, gdy identyfikowany obiekt jest stabilny dynamicznie, dane pomiarowe pochodzą z czujników o wysokiej dokładności i lot odbywał się w dobrych warunkach pogodowych, gdyż wówczas można efektywnie zastosować klasyczną metoda błędu wyjścia w dziedzinie czasu.

Bibliografia

1. Cook M.V., 2013, *Flight Dynamics Principles*, Elsevier, Amsterdam, 3 wyd.
2. Jategaonkar R.V., 2015, *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2 wyd.
3. Lichota P., article in press, Wavelet transform-based aircraft system identification, *Journal of Guidance Control and Dynamics*
4. Lichota P., Jacewicz M., Miedziński D., Głębocki R., 2022, Wavelet-based identification for spinning projectile with gasodynamic control aerodynamic coefficients determination, *Sensors*, **22**, 11, Paper 4090
5. Mallat S.G., 1989, A theory for multiresolution signal decomposition: The wavelet representation, *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, **11**, 7, 674-693
6. Tischler M.B., Remple R.K., 2012, *Aircraft and Rotorcraft System Identification*, AIAA Education Series, AIAA, Reston, VA, 2 wyd.

Wavelet transform for estimation of stability and control derivatives

This article presents the outcomes of aircraft parametric system identification performed using the maximum likelihood principle and wavelet transform. The results are shown for a hovering tilt-rotor excited by frequency sweeps and its lateral-directional motion. The recorded flight parameters were decomposed using the Haar wavelet. Their impact on the identification results was weighted based on the quality and amount of information about the object available in the recorded measurement data. For this purpose, a coherence function in the frequency domain was used. Overlapping half-sine smoothing windows and the chirp-Z transform were used to transform the flight parameter measurements from the time domain. The structure of the identified model was built using linearized dynamic equations of motion. Statistical measures of estimation quality, residual analysis and predictive capabilities of the identified model were used to evaluate the identification.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/287-308

BADANIA NUMERYCZNE AERODYNAMIKI AUTORSKIEGO SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO

Łukasz Malicki

Politechnika Wrocławska, Katedra Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej

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

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

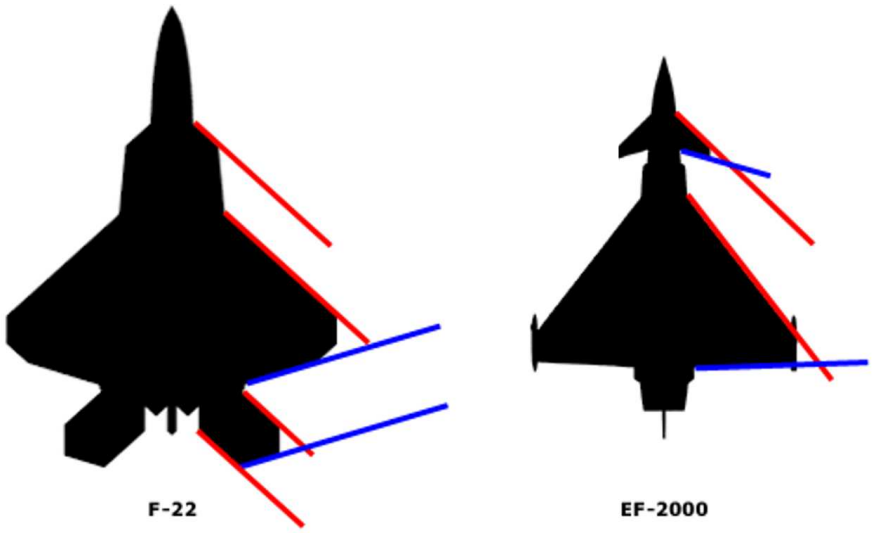
1. Wstęp

W artykule została zbadana geometria samolotu myśliwskiego opracowana na podstawie analizy porównawczej wybranych samolotów myśliwskich generacji 4.5 oraz 5, którą wykonano w trakcie pracy inżynierskiej. W ramach analizy porównano przeznaczenie samolotów, ich gabaryty i masy oraz parametry lotne. Zgromadzone informacje przyczyniły się do opracowania założeń projektowych i zdefiniowania wymagań stawianych przed projektowanym samolotem myśliwskim. Jednym z efektów końcowych pracy inżynierskiej był model bezzałogowego samolotu myśliwskiego oznaczonego nazwą CFA Phantom. Do najważniejszych wymagań stawianych przed samolotem należała wysoka manewrowość oraz niska skuteczna powierzchnia odbicia (RCS). W poniższych punktach przedstawiono szereg czynności podjętych w kierunku symulacji numerycznych przeprowadzonych na opracowanym modelu samolotu.

2. Opracowana geometria samolotu

Zaprojektowany samolot posiadał układ klasyczny, ponieważ konfiguracja ta zapewnia mniejszą skuteczną powierzchnię odbicia (RCS) niż układ kaczki. Na etapie projektowania opierano się głównie na zastosowaniu reguły kątów, zarówno dla skrzydła jak i usterzenia samolotu. Ponadto samolot został wyposażony w płytowe usterzenie wysokości oraz płytowe usterzenie kierunku. Kadłub został zaprojektowany jako kadłub nośny (ang. *lifting blended body*), a ze względu na wysoki nacisk na aspekt Stealth w samolotach myśliwskich piątej generacji, cała konstrukcja

została zaprojektowana przy użyciu podstawowych zasad projektowania tego typu samolotów, takich jak zasada ciągłej krzywizny (ang. *continous curvature*) oraz zasada poszanowania kątów (ang. *planform aligment*).

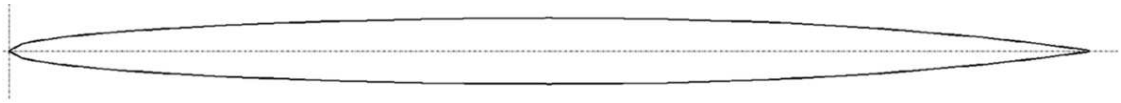


Rys. 1. Porównanie reguły kątów dla układu klasycznego oraz układu kaczki [10]

Ostateczny profil skrzydła został wybrany poprzez analizę porównawczą profili aerodynamicznych o kształtach zbliżonych do profili aktualnie stosowanych w amerykańskich samolotach myśliwskich. Spośród analizowanych profili wybrano NACA 64-206.

Rys. 2. Profil NACA 64-206 wybrany na profil skrzydła samolotu [11]

W przypadku profili dla usterzenia kierunku i wysokości zastosowano profil o kształcie zbliżonym do przypadku idealnego profilu naddźwiękowego (bi-convex). W oparciu o dostępne źródła i analizę porównawczą wybrano profil o oznaczeniu NACA 16-006.



Rys. 3. Profil NACA 16-006 wybrany na profile usterzeń [12]

W tabeli 1 przedstawiono dane układu aerodynamicznego samolotu, dobrane profile, mechanizację oraz wielkości dotyczące skrzydła.

W tabeli 2 zestawiono zakładane dane techniczne samolotu oraz teoretyczne wartości wynikające z obliczeń empirycznych.

Ostateczny model, wraz z pełnym wyposażeniem, został wykonany w oprogramowaniu Autodesk Inventor. Do opracowania skomplikowanej geometrii kadłuba nośnego (ang. *blended wing body*) wykorzystano kluczową funkcję wyciągnięć złożonych z użyciem ścieżek 3D.

Na rysunkach 4-7 przedstawiono rzuty samolotu w konfiguracji gładkiej.

Tabela 1. Układ aerodynamiczny samolotu

Wygląd	układ klasyczny
Profil skrzydła	NACA 64-206
Profil usterzenia poziomego	NACA 16-006
Profil usterzenia pionowego	NACA 16-006
Kształt skrzydła	obcięte skrzydło delta, skrzydło pasmowe
Mechanizacja skrzydła	klapolotki, klapy przednie, LEVCON
Usterzenie samolotu	płytowe usterzenie wysokości i kierunku
Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła pasmowego	64°
Kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła delta	42°
Kąt skosu skrzydła delta	30°
Kąt ścięcia skrzydła delta	42°
Kąt spływu skrzydła delta	17°
Zwichrzenie aerodynamiczne	nie
Skręcenie geometryczne skrzydła delta	−7°
Kąt wzniosu skrzydła delta	−3°
Kąt zaklinowania skrzydła delta	1°
Rozpiętość płata	13,8 m
Całkowite pole powierzchni płata	82,15 m^2
Wydłużenie	2,32
Zbieżność skrzydła (C_k/C_p)	0,08

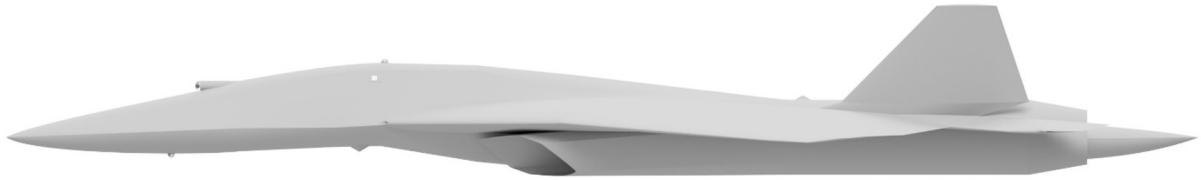
Tabela 2. Zestawienie założonych osiągów samolotu z wynikami obliczeń empirycznych

Osiągi samolotu CFA Phantom			Założenie	Wynik z obliczeń	
1	Prędkość minimalna	V_{min}	< 240	206*	km/h
2	Prędkość maksymalna	V_{max}	> 2200	2230	km/h
3	Długość startu	L_s	~ 400	300-500	m
5	Zasięg	L	~ 5000	4825	km
6	Promień działania bojowego	R_p	~ 1500	1670	km
7	Masa użytkowa	m_u	~ 8000	7900	kg

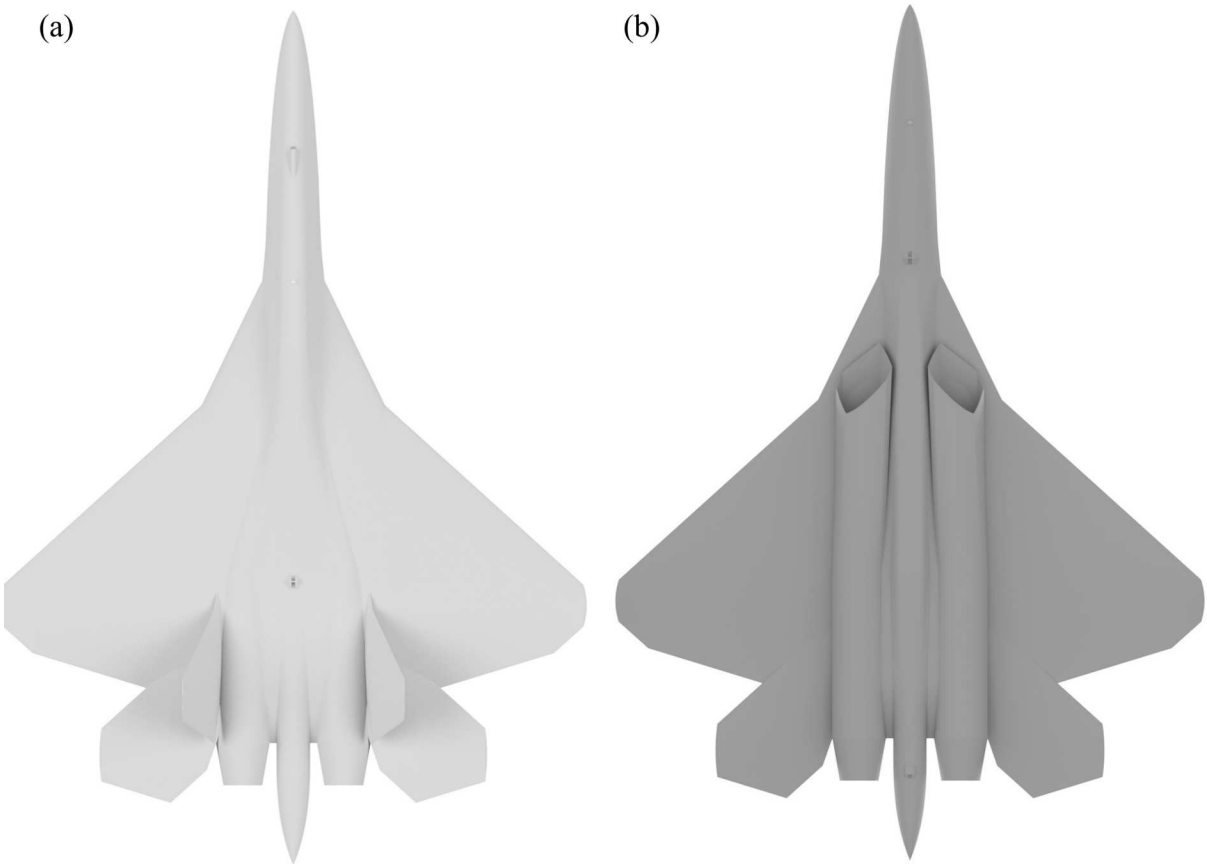
* – zakładając mechanizację skrzydła

Rys. 4. Przedni rzut samolotu w konfiguracji gładkiej

Rys. 5. Tylny rzut samolotu w konfiguracji gładkiej



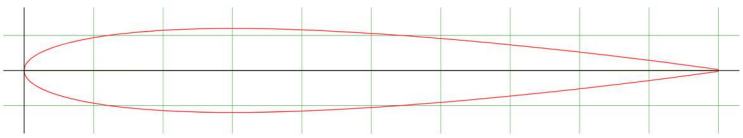
Rys. 6. Rzut boczny samolotu w konfiguracji gładkiej



Rys. 7. (a) Górny i (b) dolny rzut samolotu w konfiguracji gładkiej

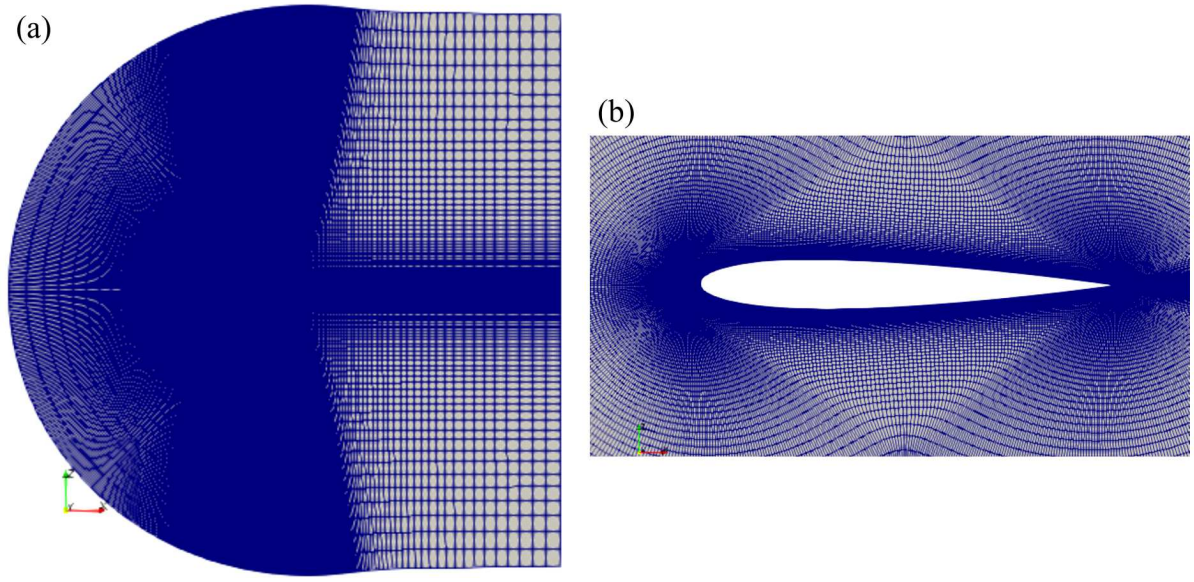
3. Opracowany model obliczeniowy

W celu opracowania wiarygodnego modelu obliczeniowego skorzystano z przykładu walidacji charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012, który zamieszczony został w rozszerzonej instrukcji obsługi OpenFOAM na stronie openfoam.com. W przykładzie zostały opisane wszelkie aspekty przeprowadzenia symulacji weryfikującej profil NACA 0012. Model obliczeniowy przygotowany według wytycznych zamieszczonych w owym poradniku powinien zapewnić wyniki bardzo zbliżone do wyników badań eksperymentalnych. Badany profil NACA 0012 to profil symetryczny o maksymalnej grubości wynoszącej 12% długości cięciwy, która znajduje się na 30% długości cięciwy.



Rys. 8. Profil NACA 0012 [13]

Spośród zapewnionych przez NASA siatek numerycznych, została wybrana siatka 2D o 1028 punktach na powierzchni profilu. Domena obliczeniowa posiadała wymiary $(x, y, z) = (985{,}5, 1, 1015\,!6)$ m. Boczny rzut siatki przedstawiono na rysunku poniżej. Bezwymiarowa odległość ściany dla profilu NACA 0012 wynosiła $y^+ = 1$, a więc rozwiązaniu uległa lepka podwarstwa w pełnym zakresie profilu. Zbliżenie na siatkę numeryczną w pobliżu profilu NACA 0012 zostało przedstawione na rysunku 9b.



Rys. 9. (a) Domena obliczeniowa profilu NACA 0012 [15], (b) siatka numeryczna w pobliżu profilu NACA 0012 [15]

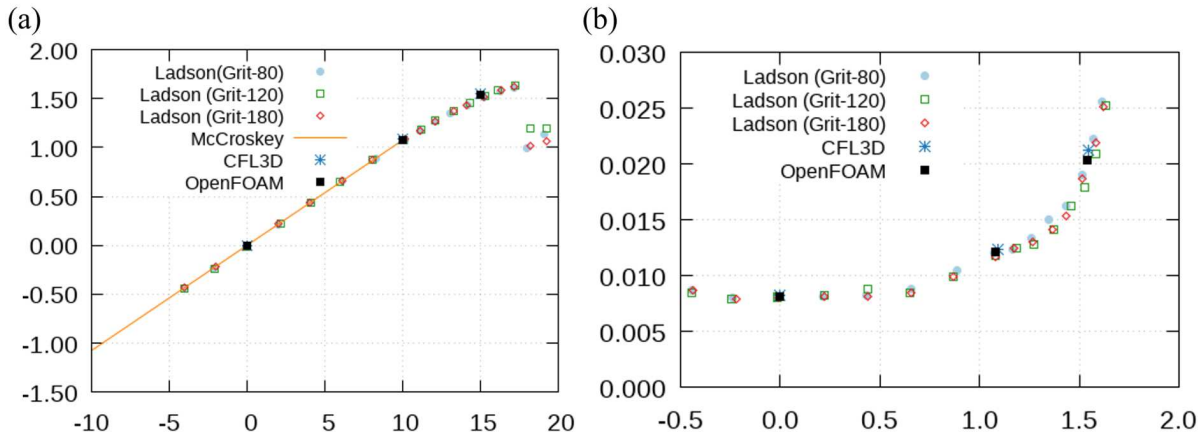
Fizyka opływu opisana została jako ustalony poddźwiękowy opływ zewnętrzny o wysokiej liczbie Reynoldsa i niskiej liczbie Macha. Jako płyn określono jednofazowy, nieściśliwy i nereakcyjny płyn Newtonowski. Solverem, z którego należało skorzystać był *simpleFoam*. Przypadek bazował na podstawowym turorialu *airFoil2D*.

W przykładzie skorzystano z warunku brzegowego typu Robina – *freestream*, który zapewnia warunek swobodnego strumienia. Jest to pochodna warunku *inletOutlet*, w którym tryb działania przełącza się w oparciu o kierunek strumienia pomiędzy warunkiem Dirichleta – *fixedValue* (*freestreamValue*), a warunkiem Neumanna – *zeroGradient*. Dodatkowo skorzystano z warunku brzegowego *freestreamPressure*, który jest warunkiem Neumanna (*zeroGradient*) ograniczającym strumień na powierzchni w oparciu o prędkość swobodnego strumienia.

Problemem fizycznym był dwuwymiarowy profil lotniczy znajdujący się w centrum domeny obliczeniowej, której wymiary były znacząco większe od cięciwy profilu. Liczba Reynoldsa wynosiła $\mathrm{Re} = 6{\cdot}10^6$, a prędkość przepływu *freestream* $U = 51{,}4815$ m/s. Długością charakterystyczną była długość cięciwy profilu, która wynosiła 1 m. Wobec powyższych danych wartość lepkości kinematycznej płynu wynosiła $\nu = 8{,}58 \cdot 10^{-6}$, a liczba Macha około $\mathrm{Ma} = 0{,}15$. Modelem turbulencji, z którego należało skorzystać do rozwiązania problemu, był model Spalart-Allmaras.

Obliczenia zostały wykonane w oprogramowaniu OpenFOAM v7 dla zakresów kąta natarcia $\alpha = 15 \div 20^\circ$ w celu dokładnego zbadania charakterystyki przeciągnięcia profilu NACA 0012. Badania dla katów $\alpha = 0 \div 15^\circ$ pominięto, ponieważ zostały wykonane one na stronie openfoam.com i wykazują wysoką zgodność z wynikami eksperymentalnymi.

Na rysunkach 10a i 10b przedstawiono charakterystykę $C_L(\alpha)$ oraz $C_D(C_L)$ dla profilu NACA 0012. Charakterystyki zostały zaczerpnięte z poradnika na stronie openfoam.com, a pomiary zostały wykonane dla katów natarcia $\alpha = 0^\circ, 10^\circ, 15^\circ$.



Rys. 10. Charakterystyka $C_L(\alpha)$ (a) oraz $C_D(C_L)$ (b) dla profilu NACA 0012 wyznaczone na stronie OpenFOAM [14]

Na charakterystykach można zaobserwować wysoką zgodność obliczeń wykonanych w OpenFOAM z charakterystykami eksperymentalnymi Ladsona. Badania profilu NACA 0012 postanowiono rozszerzyć do zakresu kątów natarcia za punktem przeciągnięcia. Dzięki temu możliwe było ustalenie, czy model obliczeniowy zdefiniowany według wytycznych w poradniku walidacji profilu NACA 0012 zapewnia również realistyczne wyniki dla katów natarcia w okolicach punktu przeciągnięcia. Warunki brzegowe domeny obliczeniowej zostały zdefiniowane w tabelach 3-6.

Tabela 3. Prędkość przepływu U (velocity)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestream	51,4815 m/s
Wylot (Outlet)	freestream	51,4815 m/s
Profil (Aerofoil)	noSlip	–
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Tabela 4. Ciśnienie kinematyczne p (kinematic pressure)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestreamPressure	0.0
Wylot (Outlet)	freestreamPressure	0.0
Profil (Aerofoil)	zeroGradient	–
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Tabela 5. Lepkość kinematyczna turbulencji ν_t (turbulent kinematic viscosity) – nut

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestream	$8{,}58 \cdot 10^{-6}$
Wylot (Outlet)	freestream	$8{,}58 \cdot 10^{-6}$
Profil (Aerofoil)	nutUSpaldingWallFunction /zeroGradient	0.0
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Tabela 6. Zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\widetilde{\nu}$ (Spalart-Allmaras modified viscosity) – nuTilda

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (Inlet)	freestream	$3{,}432 \cdot 10^{-5}$
Wylot (Outlet)	freestream	$3{,}432 \cdot 10^{-5}$
Profil (Aerofoil)	fixedValue	0.0
Ściany boczne w osi Y	empty	–

Lepkość kinematyczną turbulencji ν_t zdefiniowano jako równą lepkości kinematycznej płynu, natomiast zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\widetilde{\nu}$ została zdefiniowana jako czterokrotność lepkości kinematycznej płynu. Wielkości tych wartości były jedynie założeniem i należy pamiętać, że zostały wykorzystane zaledwie do zdefiniowania warunków początkowych, od których OpenFOAM rozpoczął proces iteracyjny.

Z uwagi na fakt, że pozycja profilu w domenie była stała, w celu odwzorowania kąta natarcia profilu, wartość prędkości freestream została rozłożona wektorowo.

Tabela 7. Rozłożona prędkość freestream

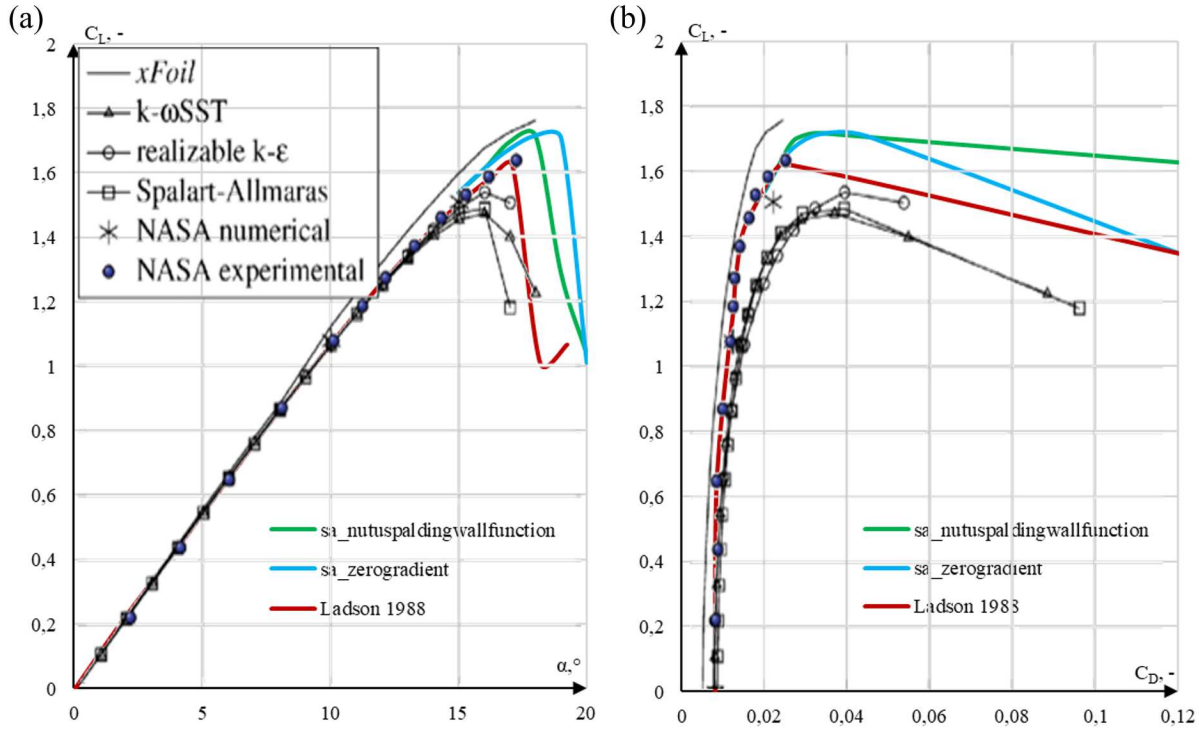
U_x [m/s]	U_z [m/s]	α [°]
49,7273	13,3244	15
49,4872	14,1902	16
49,2320	15,0517	17
48,9618	15,9087	18
48,6767	16,7607	19
48,3768	17,6077	20

Wyniki obliczeń dla katów natarcia $\alpha = 15 \div 20°$ zostały zawarte w tabeli 8.

Tabela 8. Wyniki obliczeń numerycznych dla profilu NACA 0012

C_L [–]	C_D [–]	α [°]
Warunek brzegowy nutUSpaldingWallFunction		
1,53803	0,02008	15
1,61215	0,02317	16
1,69749	0,02734	17
1,71615	0,03359	18
1,28694	0,40361	19
1,03695	0,36338	20
Warunek brzegowy zeroGradient		
1,53804	0,02008	15
1,61228	0,02349	16
1,67465	0,02729	17
1,71594	0,03392	18
1,70787	0,04519	19
1,00874	0,19012	20

Z danych zawartych w tabeli 8 wyraźnie można wywnioskować, że przeciągnięcie dla profilu NACA 0012 dla zadanych parametrów przepływu następuje pomiędzy kątem natarcia $\alpha = 18 \div 19°$. Otrzymane wyniki zostały następnie porównane z wynikami eksperymentalnymi Ladsona na rysunkach 11a i 11b.

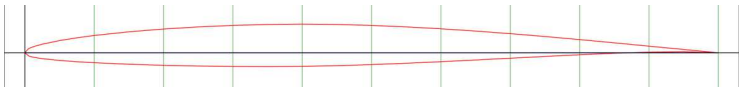


Rys. 11. Charakterystyki $C_L(\alpha)$ (a) oraz $C_L(C_d)$ (b) dla profilu NACA 0012

Punkt przeciągnięcia w modelu obliczeniowym z użyciem warunku brzegowego funkcji ścianki (nutUSpaldingWallFunction) następuje o 1 stopień dalej niż dla charakterystyki eksperymentalnej, natomiast dla warunku brzegowego zeroGradient przeciągnięcie następuje 2 stopnie dalej.

4. Porównanie wyników pomiędzy wartościami y^+

Na przykładzie profilu NACA 64-206, który został wykorzystany jako profil skrzydła samolotu CFA Phantom, przeprowadzono analizę wpływu wartości y^+ na uzyskiwane wyniki współczynników siły nośnej oraz siły oporu. NACA 64-206 to asymetryczny profil o maksymalnej grubości wynoszącej 6% długości cięciwy. Maksymalna grubość profilu znajduje się w 40% długości cięciwy, natomiast największa wartość strzałki ugięcia wynosi 1,1% i znajduje się w 50% długości cięciwy. Profil przedstawiono na rysunku 12.



Rys. 12. Profil NACA 64-206 [11]

Badania zostały przeprowadzone dla określonej stałej liczby Reynoldsa dla wszystkich badanych geometrii. Do wyznaczenia liczby Reynoldsa skorzystano z wielkości średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła delta badanego samolotu. W tabeli 9 zamieszczone zostały dane w postaci prędkości opływu, długości charakterystycznej oraz lepkości kinematycznej atmosfery wzorcowej.

Wartość liczby Reynoldsa dla parametrów z tabeli 9 została obliczona według wzoru

$$\mathrm{Re} = \frac{U c_a}{\nu} = \frac{66{,}(6) \cdot 7{,}69}{1{,}46 \cdot 10^{-5}} = 35\,114\,155 \tag{4.1}$$

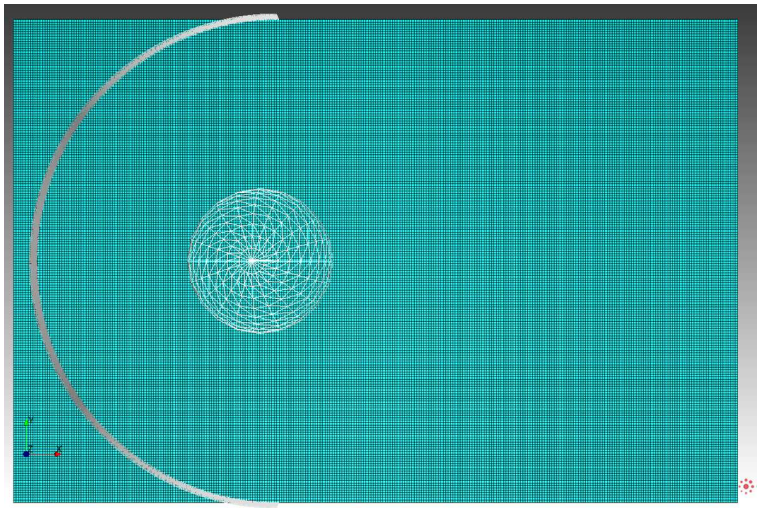
Tabela 9. Dane prędkości oraz lepkość powietrza

Prędkość opływu freestream	U	66,(6)	m/s
Średnia cięciwa aerodynamiczna skrzydła delta	c_a	7,69	m
Lepkość kinematyczna atmosfery wzorcowej	ν	$1{,}46 \cdot 10^{-5}$	m^2/s

W celu uproszczenia wymiarów domeny, profil przeskalowano do długości 1 metra. Aby liczba Reynoldsa była tożsama z pełnowymiarowym profilem średniej cięciwy aerodynamicznej, skorzystano ze wzoru na liczbę podobieństwa Reynoldsa, z którego otrzymano lepkość kinematyczną dla przeskalowanego profilu

$$\mathrm{Re} = \frac{U c_a}{\nu} = \frac{(U' c_a'}{\nu'} = \mathrm{Re}' \;\Rightarrow\; \nu' = \frac{U' c_a'}{\mathrm{Re}} = \frac{66{,}(6) \cdot 1}{35\,114\,155} = 1{,}8986 \cdot 10^{-6}\ \frac{\mathrm{m}^2}{\mathrm{s}} \tag{4.2}$$

Domena obliczeniowa posiadała wymiary $(x, y, z) = (50, 30, 0{,}1)$ m, a jako wlot zdefiniowany został łuk o promieniu 10 metrów. Domena była podzielona na sześcienne komórki o objętości $10^{-3}\,\mathrm{m}^3$. Wokół profilu stworzono obszar zagęszczenia w formie okręgu o promieniu $R = 3\,\mathrm{m}$, w którym objętość komórek wynosiła $1{,}95 \cdot 10^{-6}\,\mathrm{m}^3$. Dodatkowo w odległości 0,1 m od powierzchni profilu stworzono strefę komórek o objętości $3{,}05 \cdot 10^{-8}\,\mathrm{m}^3$. Na rysunku 13 przedstawiono rzut boczny domeny obliczeniowej, którą wygenerowano w interfejsie graficznym Helyx-OS.



Rys. 13. Rzut boczny domeny obliczeniowej profilu NACA 64-206

Siatki numeryczne dla profilu NACA 64-206 zostały wykonane dla dwóch bezwymiarowych odległości ściany $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$. Wartość $y^+ = 70$ nie jest przypadkowa, ponieważ leży ona w środku przedziału $30 < y^+ < 120$, czyli wewnętrznej warstwy logarytmicznego prawa ściany. W przypadku siatki 2D wartości y^+_{min} oraz y^+_{max} nie będą diametralnie odbiegać od średniej wartości y^+, lecz w przypadku samolotu niektóre komórki mogą znajdywać się poniżej zadanej wartości. Dlatego w celu uniknięcia komórek w przedziale buforowym $5 < y^+ < 30$ wybrano wartość $y^+ > 30$. Ponadto obliczenia dla $y^+ = 70$ pozwoliły zweryfikować dokładność obliczeń przy użyciu funkcji ścianki.

W celu przygotowania siatek numerycznych należało obliczyć grubość pierwszej warstwy przyściennej y za pomocą wzoru

$$y = \frac{y^+ \nu}{\sqrt{\left[2 \log_{10}\left(\frac{UL}{\nu}\right) - 0{,}65\right]^{-2{,}3} \frac{1}{2} U^2}} \tag{4.3}$$

gdzie: y^+ – bezwymiarowa odległość ściany, U – prędkość przepływu, L – długość charakterystyczna, ν – lepkość kinematyczna.

Następnie w celu określenia wymaganego rozmiaru komórek pierwszej warstwy przyściennej należało skorzystać ze wzoru na grubość ostatniej warstwy przyściennej y_n

$$y_n = y(\Delta y)^{n-1} \tag{4.4}$$

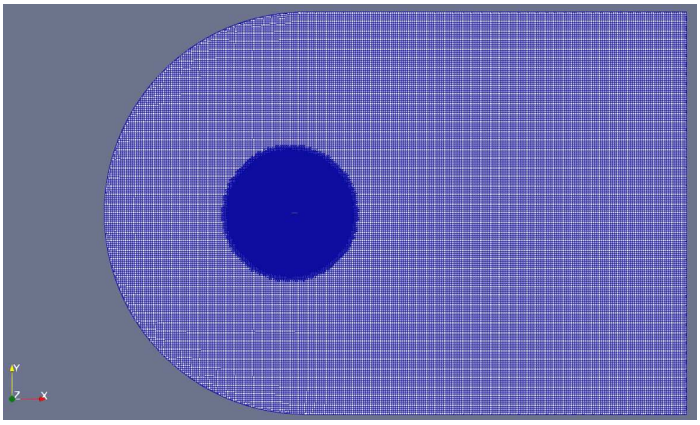
gdzie: y – grubość pierwszej warstwy przyściennej, Δy – współczynnik ekspansji (ang. *expansion ratio*), n – liczba warstw przyściennych.

Obliczone grubości charakterystycznych warstw przyściennych przedstawiono w tabeli 10.

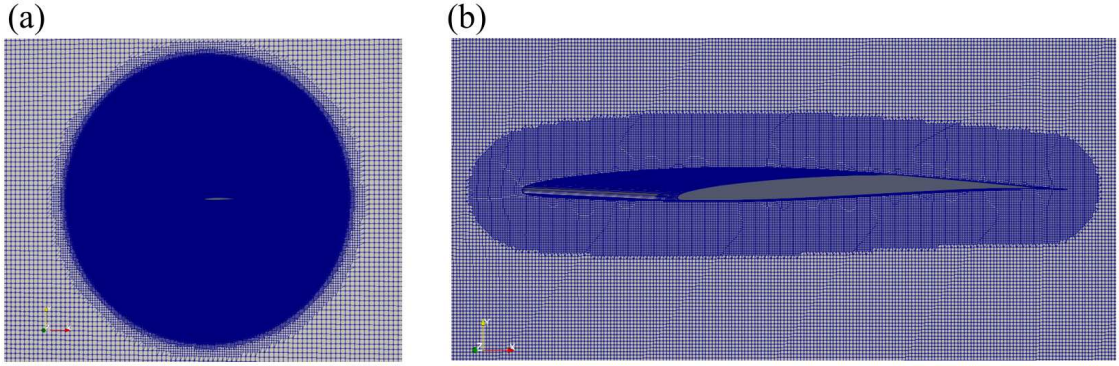
Tabela 10. Obliczone wartości y oraz y_n dla profilu NACA 64-206

y^+ [–]	Re [–]	c_a [m]	ν [m^2/s]	U [m/s]	n [–]	Δy [–]	y [m]	y_n [m]
1	35114155	1	$1{,}8986 \cdot 10^{-6}$	66,(6)	15	1,3	$8{,}68 \cdot 10^{-7}$	$3{,}42 \cdot 10^{-5}$
70					6	1,2	$6{,}08 \cdot 10^{-5}$	$1{,}51 \cdot 10^{-4}$

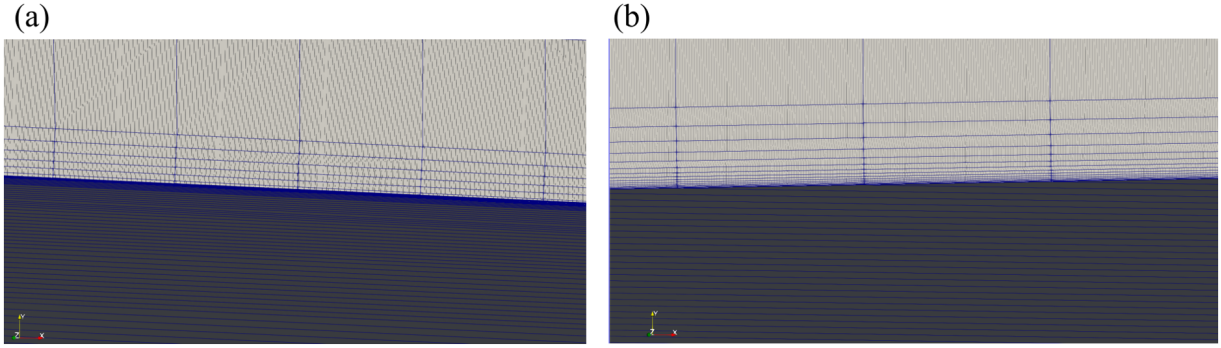
Główne różnice między siatkami zachodzą w drugiej strefie zagęszczenia komórek, ponieważ to ta strefa ulega procesowi gradacji w celu zapewnienia komórek o odpowiedniej objętości w warstwie przyściennej. Siatki o $y^+ = 1$ są o wiele bardziej wymagające, ponieważ liczba warstw jest znacznie większa niż w przypadku siatek o $y^+ = 70$, a co za tym idzie, większa liczba komórek w warstwie przyściennej musi mieć bardzo małe objętości, aby nastąpiła odpowiednia inflacja warstw z zadanym współczynnikiem ekspansji. Na rysunkach 14-16 przedstawiono siatkę numeryczną dla profilu NACA 64-206.



Rys. 14. Domena obliczeniowa profilu NACA 64-206



Rys. 15. (a) Pierwsza i (b) druga strefa zagęszczenia wokół profilu



Rys. 16. Warstwy przyścienne dla: (a) $y^+ = 70$, (b) $y^+ = 1$

Do przeprowadzenia symulacji zdefiniowano warunki brzegowe przedstawione w tabelach 11-14.

Tabela 11. Prędkość przepływu U (velocity)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestream	66,6 m/s
Wylot	freestream	66,6 m/s
Ściana górna	freestream	66,6 m/s
Ściana dolna	freestream	66,6 m/s
Profil (naca64206)	fixedValue	0,0
Ściana boczna	empty	–

Tabela 12. Ciśnienie kinematyczne p (kinematic pressure)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestreamPressure	0,0
Wylot	freestreamPressure	0,0
Ściana górna	freestreamPressure	0,0
Ściana dolna	freestreamPressure	0,0
Profil (naca64206)	zeroGradient	–
Ściana boczna	empty	–

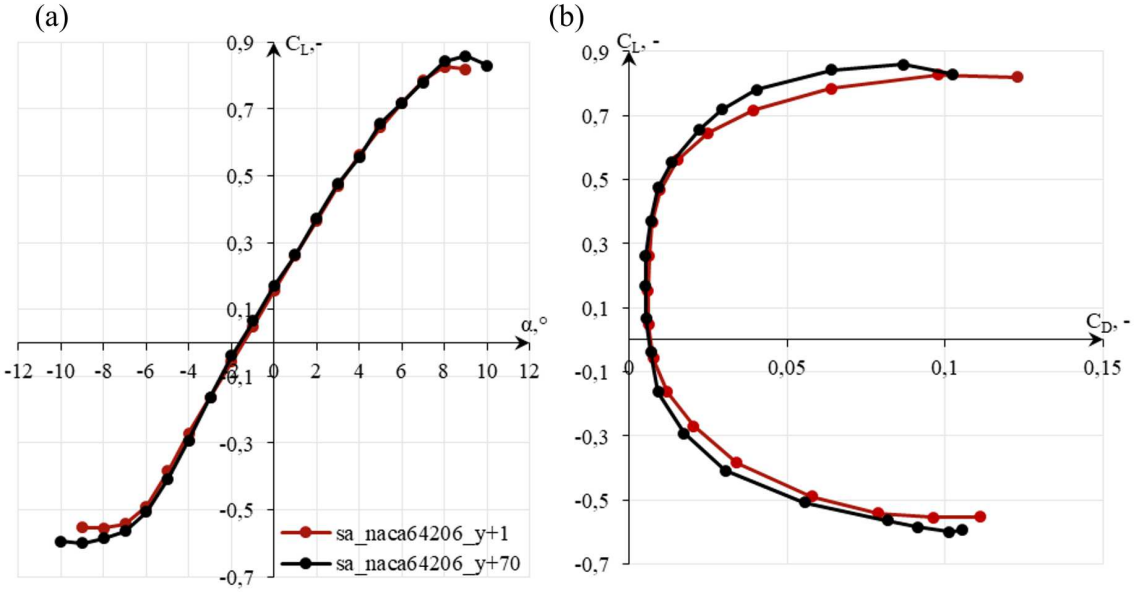
Tabela 13. Lepkość kinematyczna turbulencji ν_t (turbulent kinematic viscosity) – nut

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestream	$1{,}8986 \cdot 10^{-6}$
Wylot	freestream	$1,\ 8986 \cdot 10^{-6}$
Ściana górna	freestream	$1{,}8986 \cdot 10^{-6}$
Ściana dolna	freestream	$1{,}8986 \cdot 10^{-6}$
Profil (naca64206)	nutUSpaldingWallFunction / zeroGradient	0,0 / –
Ściana boczna	empty	–

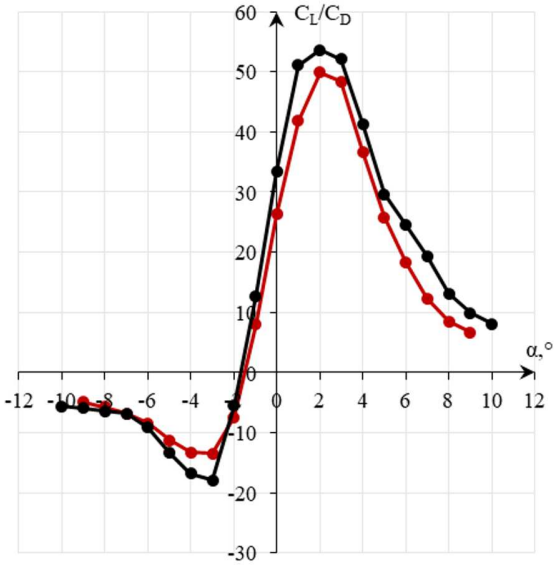
Tabela 14. Zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\widetilde{\nu}$ (Spalart-Allmaras modified viscosity) – nuTilda

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot (arc)	freestream	$7{,}5943 \cdot 10^{-6}$
Wylot	freestream	$7{,}5943 \cdot 10^{-6}$
Ściana górna	freestream	$7{,}5943 \cdot 10^{-6}$
Ściana dolna	freestream	$7{,}5943 \cdot 10^{-6}$
Profil (naca64206)	fixedValue	0,0
Ściana boczna	empty	–

Na rysunkach 17 i 18 przedstawiono porównanie charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 64-206 dla wartości $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$.



Rys. 17. Charakterystyki $C_L(\alpha)$ (a) oraz $C_L(C_D)$ (b) profilu NACA 64-206 dla $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$



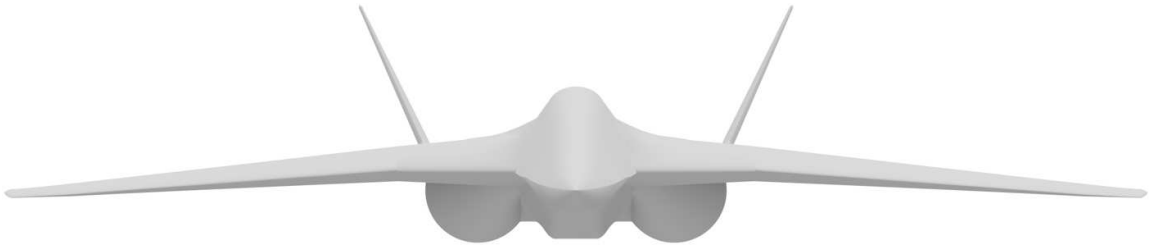
Rys. 18. Charakterystyki $L/D(\alpha)$ profilu NACA 64-206 dla $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$

Otrzymane wyniki potwierdzają, że w znacznej części charakterystyk funkcja ścianki daje wyniki zbliżone, jak w przypadku rozwiązywania lepkiej podwarstwy. Różnice zaczynają się uwidaczniać przy zbliżaniu się do punktu przeciągnięcia. Wartości współczynników siły nośnej są zawyżone oraz punkt przeciągnięcia występuje dalej. Funkcja ścianki gwarantuje wysoką zgodność dla współczynników oporów w zakresie niskich kątów natarcia, jednakże przy większych kątach natarcia funkcja ścianki zaniża realne wartości tych współczynników.

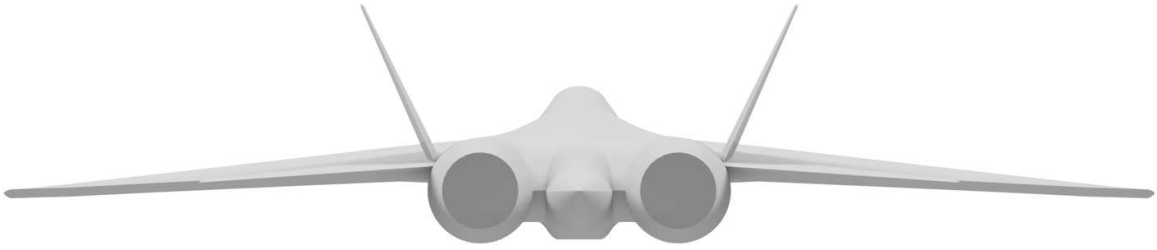
Oba zjawiska mają bezpośredni wpływ na przebieg krzywej doskonałości aerodynamicznej, która w największym stopniu wykazuje różnicę pomiędzy wartościami bezwymiarowej odległości ściany $y^+ = 1$ oraz $y^+ = 70$.

5. Badania numeryczne modelu samolotu

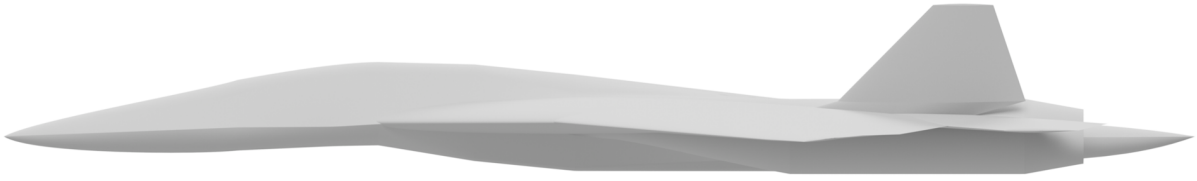
W celu obniżenia stopnia komplikacji siatki numerycznej, a dodatkowo wyeliminowania potencjalnych artefaktów, które mogłyby powstać z przyczyny ostrych krawędzi oraz ciasnych przestrzeni, postanowiono uprościć model w konfiguracji gładkiej poprzez usunięcie jakichkolwiek podwieszeń, uzbrojenia, czujników MAWS, głowic IRST oraz dodatkowo usunięto wloty silników, a także zaślepiono dysze dopalaczy. Na rysunkach 19-22 przedstawiono rzuty modelu samolotu uproszczonego do badań numerycznych.



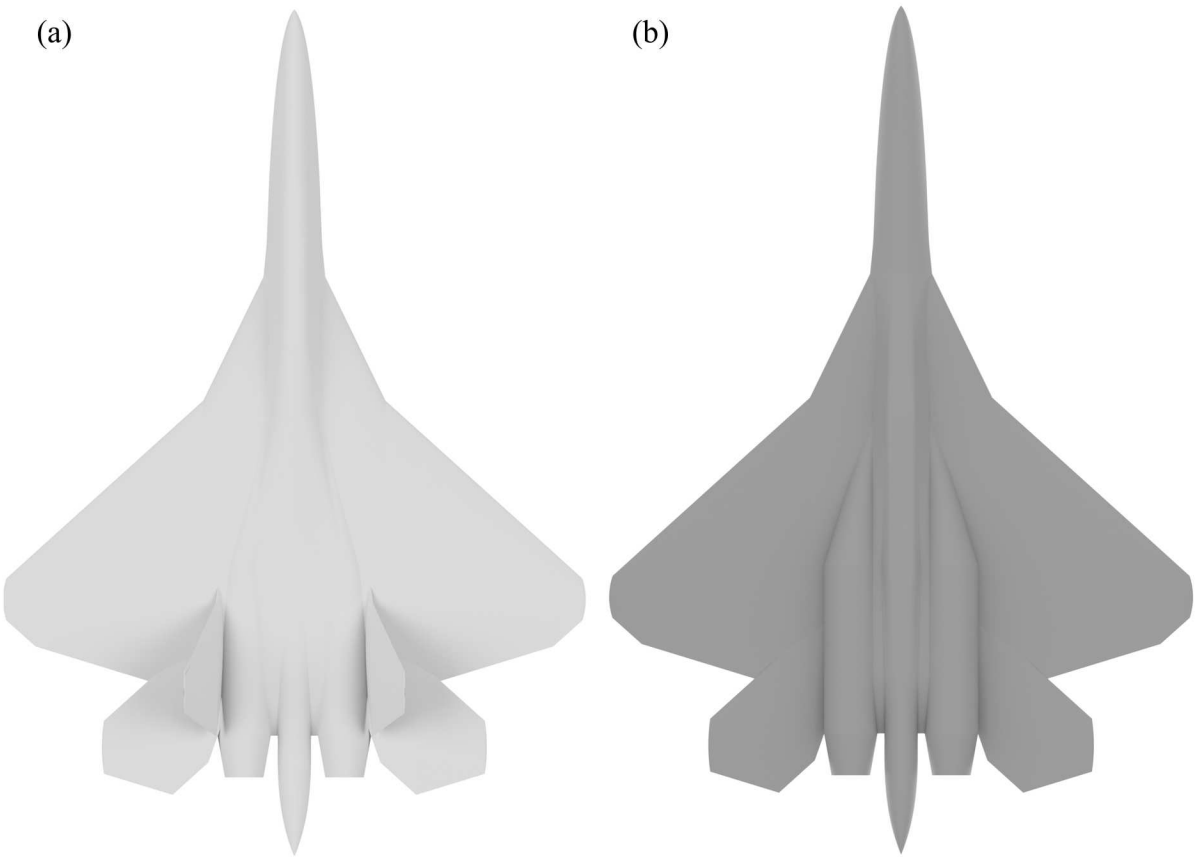
Rys. 19. Przedni rzut badanego modelu samolotu



Rys. 20. Tylny rzut badanego modelu samolotu



Rys. 21. Boczny rzut badanego modelu samolotu



Rys. 22. (a) Górny oraz (b) dolny rzut badanego modelu samolotu

W celu uproszczenia wymiarów domeny obliczeniowej, samolot został przeskalowany do długości całkowitej wynoszącej 1 m. Następnie ponownie obliczono wartość lepkości kinematycznej dla średniej cięciwy aerodynamicznej modelu. Do obliczenia długości średniej cięciwy aerodynamicznej przeskalowanego samolotu skorzystano z poniższego wzoru

$$c_{a\,modelu} = \frac{c_a}{L} L_{modelu} = \frac{7{,}69}{20{,}28?1} = 0{,}379212\,\mathrm{m} \tag{5.1}$$

Lepkość kinematyczną dla średniej cięciwy aerodynamicznej modelu samolotu otrzymano ze wzoru na liczbę podobieństwa Reynoldsa

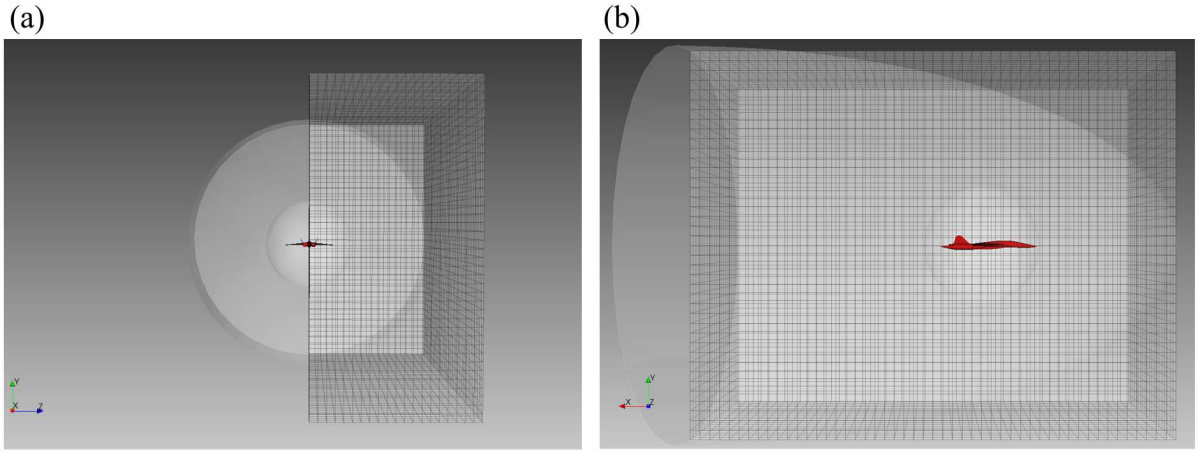
$$\nu' = \frac{U c_{a\,modelu}}{\mathrm{Re}} = \frac{66{,}(6) \cdot 0{,}379212}{35\,114\,155} = 7{,}1996 \cdot 10^{-7}\,\frac{\mathrm{m}^2}{\mathrm{s}} \tag{5.2}$$

Kształt domeny obliczeniowej dla samolotu skonstruowano poprzez obrót półelipsy o wymiarach $(a, b) = (5, 2)\,\mathrm{m}$. Ze względu na fakt, że samolot jest symetryczny oraz w celu zminimalizowania wymaganej mocy obliczeniowej, domena obliczeniowa została podzielona przez płaszczyznę symetrii. Wymiary domeny po uproszczeniu wynosiły $(x, y, z) = (5, 4, 2)\,\mathrm{m}$, a jako wlot zdefiniowano całą powierzchnię czołową obróconej półelipsy. Obliczone wartości grubości pierwszej oraz ostatniej warstwy przyściennej przedstawiono w tabeli 15.

Podobnie jak w przypadku domeny dla profilu, domena dla samolotu została podzielona na sześcienne komórki o objętości $10^{-3}\,\mathrm{m}^3$. Wokół samolotu stworzono obszar zagęszczenia w formie sfery o promieniu $R = 1\,\mathrm{m}$, w którym objętość komórek wynosiła $1{,}95 \cdot 10^{-6}\,\mathrm{m}^3$. Dodatkowo w odległości 0,2 m od powierzchni samolotu stworzono strefę komórek o objętości $3{,}05 \cdot 10^{-8}\,\mathrm{m}^3$. Na rysunkach 23-25 przedstawiono kształt domeny. Na rysunkach 23a i 23b widoczny jest także obszar zagęszczenia w formie sfery.

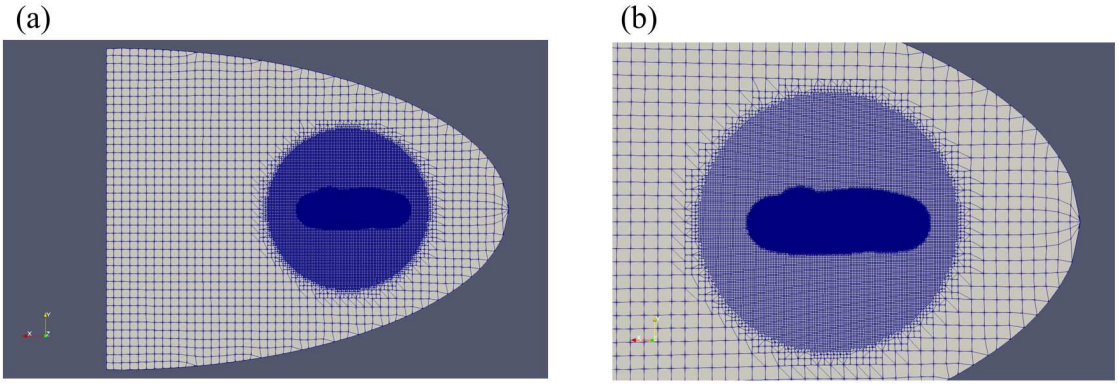
Tabela 15. Obliczone wartości y oraz y_n dla modelu samolotu

y^+ [–]	Re [–]	c_a [m]	ν [m^2/s]	U [m/s]	n [–]	Δy [–]	y [m]	y_n [m]
70	35114155	0,379212	$7{,}1996 \cdot 10^{-7}$	66,(6)	15	1,3	$2{,}30 \cdot 10^{-5}$	$9{,}07 \cdot 10^{4}$

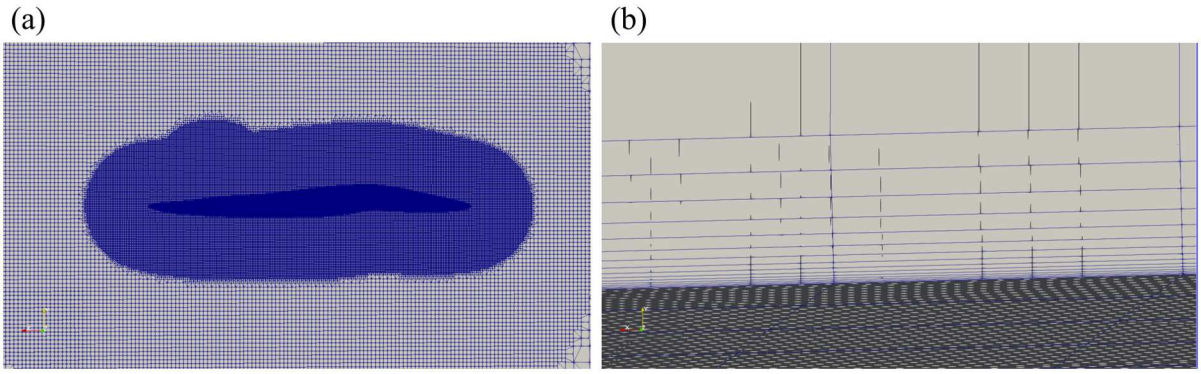


Rys. 23. (a) Przedni oraz (b) boczny rzut domeny obliczeniowej modelu samolotu

Na rysunkach 24 i 25 przedstawiono siatkę numeryczną modelu samolotu, natomiast warunki brzegowe do badań symulacyjnych zostały przedstawione w tabelach 16-19.



Rys. 24. (a) Siatka numeryczna dla modelu samolotu, (b) pierwsza strefa zagęszczenia wokół samolotu



Rys. 25. (a) Druga strefa zagęszczenia wokół samolotu, (b) warstwy przyścienne dla $y^+ = 1$

Tabela 16. Prędkość przepływu U (velocity)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestream	66,6666 m/s
Samolot	fixedValue	0,0
Ściana boczna	symmetry	–

Tabela 17. Ciśnienie kinematyczne p (kinematic pressure)

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestreamPressure	0,0
Samolot	zeroGradient	–
Ściana boczna	symmetry	–

Tabela 18. Lepkość kinematyczna turbulencji ν_t (turbulent kinematic viscosity) – nut

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestream	$7{,}1996 \cdot 10^{-7}$
Samolot	nutUSpaldingWallFunction / zeroGradient	0,0 / –
Ściana boczna	symmetry	–

Tabela 19. Zmodyfikowana lepkość kinematyczna $\widetilde{\nu}$ (Spalart-Allmaras modified viscosity) – nuTilda

Patch	Warunek brzegowy	Wartość
Wlot/wylot (Domena)	freestream	$2{,}8798 \cdot 10^{-6}$
Samolot	fixedValue	0,0
Ściana boczna	symmetry	–

Uzyskane z badań numerycznych współczynniki siły nośnej oraz siły oporu zostały zaprezentowane w postaci charakterystyk na rysunkach 26 i 27.

Krytyczny kąt natarcia samolotu wyniósł 35 stopni, natomiast maksymalna doskonałość aerodynamiczna wyniosła 9,9, co oznacza, że zawiera się ona w przedziale samolotów myśliwskich $L/D = 8 \div 10$. Korzystając z wzoru (5.1), wyznaczono minimalne prędkości w ustalonym locie poziomym samolotu w kilku konfiguracjach masowych

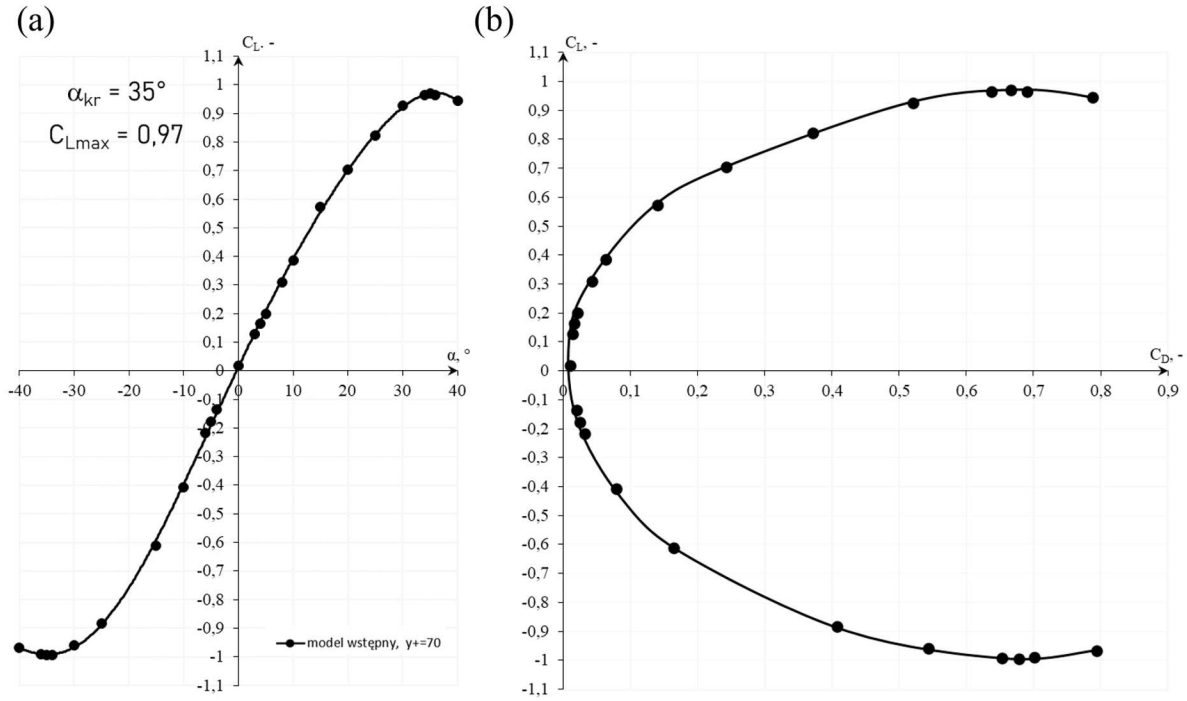
$$V_{min} = \sqrt{\frac{2m_0 g}{c_{z\,max}\rho S}} \tag{5.3}$$

gdzie: m_0 – masa startowa samolotu, g – przyspieszenie ziemskie, $c_{z\,max}$ – maksymalny współczynnik siły nośnej, ρ – gęstość powietrza, S – powierzchnia nośna.

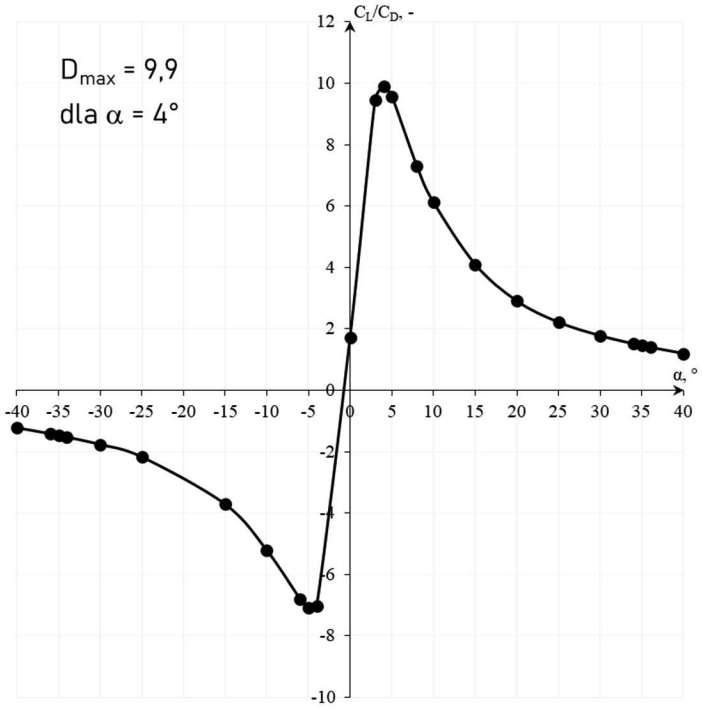
Dane wymagane do obliczenia prędkości minimalnych w kilku przypadkach masowych zostały przedstawione w tabeli 20. Wyniki obliczeń przedstawiono w tabeli 21.

Tabela 20. Dane samolotu wymagane do dalszych obliczeń

Maksymalna masa startowa	m_0	35280	kg
Masa startowa w konfiguracji przewagi powietrznej	$m_{0\,AS}$	28503	kg
Masa startowa w konfiguracji gładkiej (bez uzbrojenia)	$m_{0\,C}$	27325	kg
Całkowita powierzchnia nośna	S_c	108,77	m^2
Maksymalny współczynnik siły nośnej	$c_{L\,max}$	0,97005	–



Rys. 26. (a) Charakterystyka $C_L(\alpha)$ modelu samolotu, (b) biegunowa samolotu $C_L(C_D)$



Rys. 27. Doskonałość aerodynamiczna samolotu $L/D(\alpha)$

Tabela 21. Minimalne prędkości lotu w kilku konfiguracjach

Wstępne założenie projektowe z uwzględnieniem mechanizacji		$\leqslant 240$	km/h
Minimalne prędkości lotu dla otrzymanego współczynnika siły nośnej	Maksymalna masa startowa	263	km/h
	Przewaga powietrzna	237	km/h
	Konfiguracja gładka	232	km/h

Wyznaczone prędkości minimalne ustalonego lotu poziomego w kilku konfiguracjach zbliżone są do założeń projektowych za wyjątkiem maksymalnej masy startowej. Wynika to przede wszystkim z faktu, że zbadany numerycznie model nie był wyposażony w mechanizację skrzydła.

Oprócz krytycznego kąta natarcia w przypadku samolotów myśliwskich można również wyróżnić kąt natarcia, na który pozwala tzw. limiter kąta natarcia. Ogranicznik ten jest wykorzystywany, ponieważ zapewnia on bezpieczeństwo oraz maksymalne możliwości aerodynamiczne samolotu myśliwskiego. Stosuje się go w celu pozostania w zakresie przeciążeń, dla których konstrukcja samolotu została zaprojektowana. Limiter wyznacza również maksymalny kąt natarcia samolotu, dla którego zachowana jest pełna kontrola nad samolotem. Możliwa jest pełna sterowność, a opływ wokół powierzchni sterowych statku powietrznego nie jest w pełni turbulentny. Dla badanego modelu kąt ten został wyznaczony przy użyciu wizualizacji przepływu w oprogramowaniu ParaView.

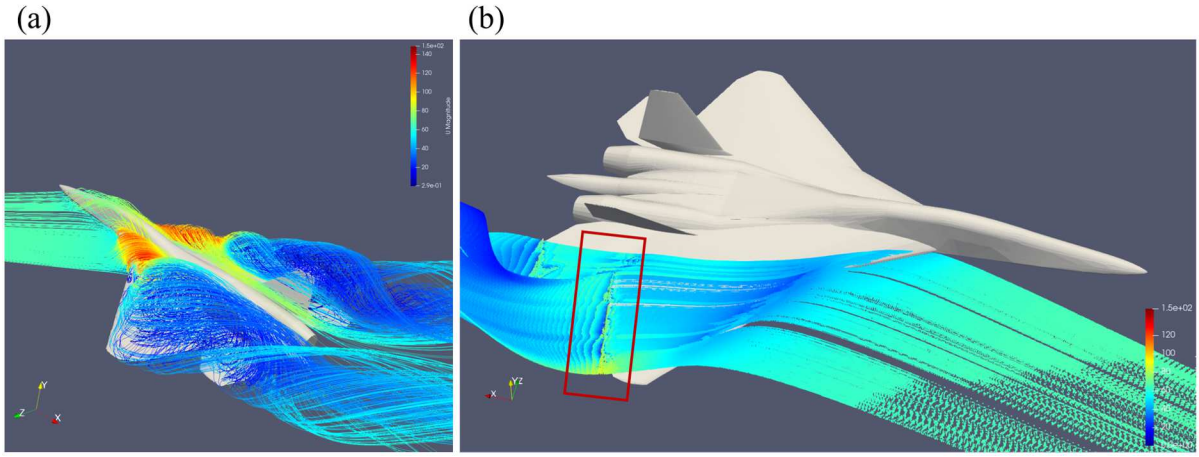
Otrzymane wartości prędkości oraz maksymalne kąty natarcia wyznaczone w badaniach numerycznych porównano z kilkoma samolotami myśliwskimi generacji 4 oraz 4,5, dla których dane te są powszechnie dostępne. Analizę porównawczą przedstawiono w tabeli 22.

Tabela 22. Zestawienie osiągów autorskiego samolotu z osiągami innych samolotów podobnego typu

Samolot	Minimalna prędkość lotu [km/h]	Układ	Kąt natarcia z zachowaniem pełnej sterowności	Krytyczny kąt natarcia
CFA Phantom	232	Klasyczny	25**	35**
F-16 Fighting Falcon	230	Klasyczny	25,5	b.d.
F/A-18 Super Hornet	222	Klasyczny	25	40*
Eurofighter Typhoon	203	Kaczka	34	45*
Dassault Rafale	222	Kaczka	29	b.d.

* – wyniki badań eksperymentalnych, ** – bez mechanizacji

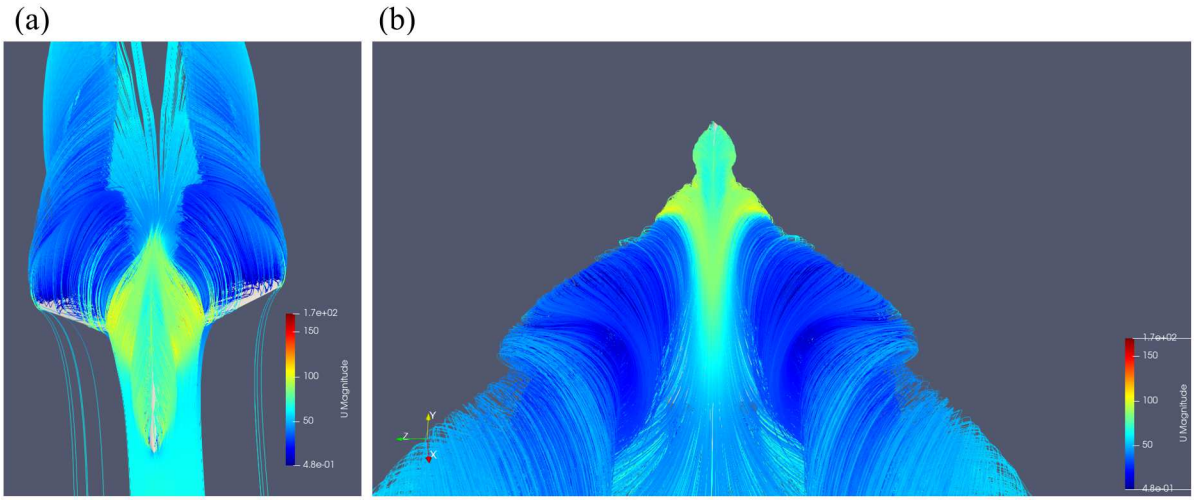
Na rysunkach 28a i 28b przedstawiono wizualizację opływu samolotu dla maksymalnego kąta natarcia, dla którego zachowana jest domniemana pełna sterowność samolotu. W przypadku badanego samolotu kąt ten wynosił $\alpha = 25°$.



Rys. 28. (a) Wyszczególniony opływ wokół LERX dla $\alpha = 25°$, (b) opływ skrzydła delta oraz usterzenia poziomego przez warstwę przyścienną dla $\alpha = 25°$

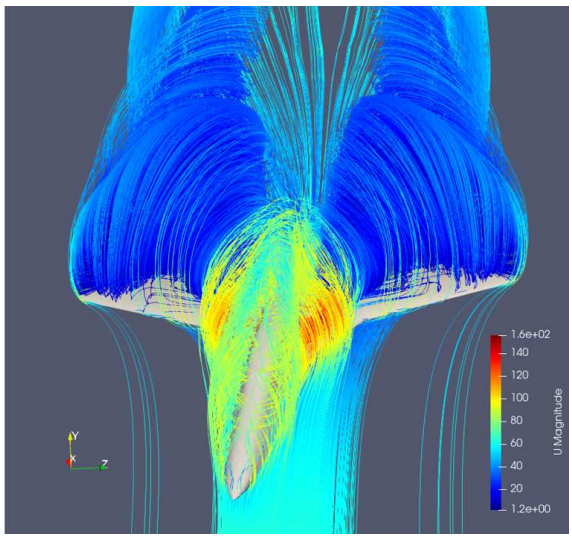
Czerwony prostokąt na rysunku 28b przedstawia obszar, w którym znajdowałyby się potencjalne lotki oraz klapolotki. Kolor linii opływów zdradza, że prędkość przepływu wokół znacznej

części skrzydła nie różni się zbytnio od prędkości lotu. Można również zaobserwować pojawianie się pierwszych lokalnych turbulencji w warstwie przyściennej tuż za krawędzią natarcia skrzydła delta. Na rysunkach 29a i 29b przedstawiono linie prądu opływające samolot dla krytycznego kąta natarcia. Przedstawiony opływ odpowiada kątowi $\alpha = 35°$.



Rys. 29. (a) Wyszczególniony opływ wokół LERX dla $\alpha = 35°$, (b) widok z lotu ptaka na obszar wokół LERX dla $\alpha = 35°$

Przy tak wysokim kącie natarcia opływ skrzydeł jest całkowicie turbulentny, a jedynymi elementami samolotu wytwarzającymi siłę nośną zdolną utrzymać go w powietrzu jest skrzydło pasmowe oraz kadłub nośny. Równie interesującym jest także wartość prędkości, którą osiągają strugi powietrza, ponieważ wynosi ona aż 150-170 m/s. Wartość ta jest ponad dwukrotnie większa niż zadana prędkość lotu samolotu. W ramach artykułu. zostały wykonane również wizualizacje dla zakrytycznych kątów natarcia, a na poniższym rysunku przedstawiono opływ samolotu dla kąta natarcia $\alpha = 40°$.



Rys. 30. Opływ samolotu dla zakrytycznego kąta natarcia $\alpha = 40°$

W tym przypadku samolot otoczony jest opływem w pełni turbulentnym i pomimo pracy skrzydła pasmowego warstwa przyścienna odrywa się tuż za krawędzią natarcia skrzydła.

6. Wnioski i rekomendacje do dalszych badań

Na podstawie przeprowadzonych badań oraz analizy wyników wyciągnięto następujące ogólne wnioski dotyczące metodyki badań:

- korzystając z metod numerycznej mechaniki płynów (CFD), można wyznaczyć charakterystyki aerodynamiczne wysokomanewrowych samolotów myśliwskich,
- numeryczna mechanika płynów jest obarczona pewnym błędem wynikowym w porównaniu do badań eksperymentalnych, którego wielkość zależna jest od wykorzystanego modelu turbulencji, jakości siatki numerycznej oraz warunków brzegowych,
- wydajność obliczeniowa współczesnych komputerów w przypadku symulacji 3D o wysokich liczbach Reynoldsa pozwala na zastosowanie jedynie analiz RANS,
- opracowana geometria samolotu wykazuje własności zbliżone do innych samolotów tego samego typu.

Jako kolejny krok badań numerycznych należy zweryfikować dokładność kodu źródłowego oprogramowania OpenFOAM pod kątem wyznaczania nośności wirowej. Uproszczona geometria samolotu powinna zostać wyposażone we wloty silnikowe oraz mechanizację, a następnie ponownie przeanalizowana symulacyjnie w celu otrzymania bardziej realistycznych wyników. Wyniki badań numerycznych należy również zweryfikować przy pomocy badań eksperymentalnych.

Bibliografia

1. Malicki Ł., *Opracowanie charakterystyk aerodynamicznych samolotu myśliwskiego*, Wrocław, Politechnika Wrocławska, 2018
2. Andersson B., Andersson R., Hakansson L., Mortensen M., Sudiyo R., van Wachem B,, *Computational Fluid Dynamics for Engineers*, Cambridge, Cambridge University Press, 2012
3. Rodriguez S., *Applied Computational Fluid Dynamics and Turbulence Modeling: Practical Tools, Tips and Techniques*, Cham, Springer International Publishing, 2019
4. Dillmann A., Heller G., Krämer E., Wagner C., Breitsamter C., *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X: Contributions to the 19th STAB/DGLR Symposium Munich, Germany, 2014*, Cham, Springer International Publishing, 2016
5. Moukalled F., Mangani L., Darwish M., *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics: An Advanced Introduction with OpenFOAM and MatLab*, Cham, Springer International Publishing, 2016
6. Danilecki S., *Projektowanie samolotów*, Warszawa, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 2000
7. Paturski Z., *Przewodnik po projektach z Mechaniki Lotu – wyd. 4.1*, Warszawa, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej – Zakład Mechaniki
8. Spick M., *Brassey's Modern Fighters*, Lincoln, Potomac Books, 2002
9. Jackson P., Munson K., Peacock L., *Jane's All The World's Aircraft 2004-2005*, Coulsdon, Jane's Information Group, 2004

Witryny internetowe:

10. https://i.stack.imgur.com/8SZjj.gif
Reguła kątów – porównanie układów aerodynamicznych [dostęp: 11.2022]
11. http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca64206-il
Profil NACA 64-206 [dostęp: 11.2022]
12. http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca16006-il
Profil NACA 16-006 [dostęp: 11.2022]

13. http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il
Profil NACA 0012 [dostęp: 11.2022]

14. https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/index.html
OpenFOAM: User Guide [dostęp: 11.2022]

15. https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/verification-validation-naca0012-airfoil-2d.html
Turbulent flow over NACA0012 airfoil (2D) [dostęp: 11.2022]

16. https://www.comsol.com/blogs/which-turbulence-model-should-choose-cfd-application/
Which Turbulence Model Should I Choose for My CFD Application? [dostęp: 11.2022]

17. https://www.simscale.com/forum/t/what-is-y-yplus/82394
What is y^+ (yplus)? [dostęp: 11.2022]

18. https://www.learncax.com/knowledge-base/blog/by-category/cfd/basics-of-y-plus-boundary-layer-and-wall-function-in-turbulent-flows
Basics of Y Plus, Boundary Layer and Wall Function in Turbulent Flows [dostęp: 11.2022]

19. https://www.youtube.com/watch?v=fJDYtEGMgzs
Wall Functions and How do they work [dostęp: 11.2022]

20. https://www.simscale.com/forum/t/y-yplus-generate-wall-spacing-for-cfd/82451
Generate Wall Spacing for CFD

21. https://www.cfd-online.com/Wiki/Y_plus_wall_distance_estimation
Y+ wall distance estimation [dostęp: 11.2022]

22. https://simteq.co.za/blog/targeting-a-specific-y-value-for-your-turbulent-flow-cfd-simulation-part-1/
Targeting a specific y^+ value for your turbulent flow CFD simulation [dostęp: 11.2022]

23. https://www.simscale.com/forum/t/layering-for-yplus-of-less-than-1/83022/12
Layering for y^+ of less than 1 [dostęp: 11.2022]

24. http://www.ingaero.uniroma1.it/users/ingaero/joomla/attachments/683_filippone.pdf
Data and performances of selected aircraft and rotorcraft [dostęp: 11.2022]

25. https://ntrl.ntis.gov/NTRL/dashboard/searchResults/titleDetail/ADA177941.xhtml
Evaluation of the Angle of Attack Limiter of the F-16 C/D Aircraft [dostęp: 11.2022]

26. http://www.f-16.net/forum/viewtopic.php?t=3028
Stall speed of an F-16 [dostęp: 11.2022]

27. https://info.publicintelligence.net/F18-EF-200.pdf
NATOPS flight manual, performance data of navy model F/A-18E/F and up aircraft [dostęp: 11.2022]

28. https://trace.tennessee.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3700&context=utk_gradthes
F/A-18 External Configuration Effects on High Angle of Attack Departure Resistance [dostęp: 11.2022]

29. https://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88489main_H-2149.pdf
The F/A-18 High-Angle-of-Attack Ground-to-Flight Correlation: Lessons Learned [dostęp: 11.2022]

30. http://www.doppeladler.com/oebh/eurofighter.htm?eurofighter_tech.htm
Der Eurofighter Typhoon (Taifun) [dostęp: 11.2022]

31. http://gnanavelaviator.blogspot.com/2014/06/eurofighter-typhoon.html?m=1
Gnanam's Tech Precinct: Eurofighter Typhoon [dostęp: 11.2022]

32. http://www.ccsenet.org/journal/index.php/mas/article/download/0/0/38038/38510
Sukhoi SU-47 Berkut and Eurofighter Typhoon Models Flow Visualization and Performance Investigation Using GAMA Water Tunnel [dostęp: 11.2022]

33. https://www.dassault-aviation.com/en/defense/rafale/specifications-and-performance-data/ Rafale specifications and performance data [dostęp: 11.2022]

34. https://www.flightglobal.com/flight-test-dassault-rafale-rampant-rafale/90047.article Flight test: Dassault Rafale – Rampant Rafale [dostęp: 11.2022]

Numerical studies of an author's custom fighter aircraft

The report presents numerical research related to the design of an unmanned combat aerial vehicle based on the shape of the 5th generation fighter jets, whose key features are the smallest possible radar cross section and high maneuverability. The simulations carried out concerned aerodynamics of the aircraft in steady flight at stall velocity. The simulation tests were performed by using the OpenFOAM open-source software and their aim was to develop aerodynamic characteristics of a 3D model of thedesigned airplane. A series of works related to preparation of the numerical model, preparation of geometry and the process of generating a numerical grid are presented. Particular attention is paid to the influence of numerical mesh density and dimensionless wall distance y^+ parameter on quality of the results. The obtained test results were analyzed and the selected characteristic values were then compared to other aircraft of the same type. In order to more precisely observe the phenomena occurring around the model, flow visualizations are presented, which illustrate the principles of operation of the applied aerodynamic solutions.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/309-322

ANALIZA PORÓWNAWCZA PROFILU SKRZYDŁA WYPOSAŻONEGO W KLAPĘ JEDNOSZCZELINOWĄ ORAZ W KLAPĘ ZMIENNOKSZTAŁTNĄ

Marta Marciniuk, Katarzyna Strzelecka
Politechnika Wrocławska, Kriogeniki i Inżynierii Lotniczej, Wrocław
e-mail: marta.marciniuk@pwr.edu.pl; katarzyna.strzelecka@pwr.edu.pl

Praca przedstawia dwuwymiarowe badania numeryczne profilu NACA 2412 wyposażonego w klapę jednoszczelinową oraz w klapę zmiennokształtną. Skrzydła o zmiennokształtnym profilu od zawsze były obecne w lotnictwie, od projektów Leonarda da Vinci przez samolot braci Wright po projekty NASA. Wyniki przeprowadzonych badań wskazują, że skrzydło wyposażone w zmiennokształtną krawędź spływu generuje mniejszy opór od skrzydła z klapą zwykłą. Brak w literaturze jednak badań nad porównaniem skrzydła z klapą zmiennokształtną do skrzydła z klapą jednoszczelinową na małych liczbach Reynoldsa. Wykonano cztery siatki numeryczne o wartości parametru y^+ poniżej 1. Przeprowadzono szereg badań symulacyjnych w oparciu o oprogramowanie OpenFOAM w celu ustalenia charakterystyk aerodynamicznych profilu skrzydła wyposażonego w przykładowe klapy jednoszczelinową oraz zmiennokształtną w dwóch przypadkach: klapy zamkniętej i klapy wychylonej o kąt 15°. Dokonano analizy porównawczej uzyskanych charakterystyk aerodynamicznych. Opisano zmianę charakterystyk aerodynamicznych pomiędzy skrzydłem wyposażonym w klapę jednoszczelinową i w klapę zmiennokształtną w przebadanym zakresie kątów natarcia.

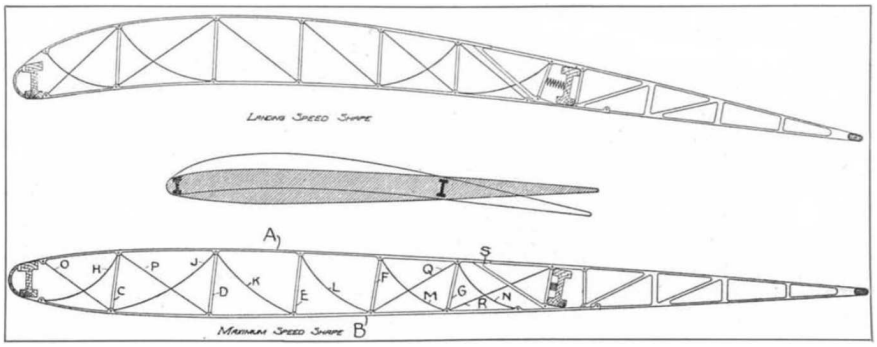
Słowa kluczowe: skrzydło o zmiennokształtnym profilu, klapa zmiennokształtna, obliczenia numeryczne

1. Wstęp

Kluczowym elementem podczas projektowania brył współczesnych samolotów jest osiągnięcie najkorzystniejszych warunków aerodynamicznych w jak największym zakresie faz lotu. Fazy startu i lądowania zdecydowanie różnią się wymaganiami dotyczącymi siły oporu, siły nośnej czy doskonałości od fazy lotu poziomego w celu wykonania zadania lotniczego [1]. Z punktu widzenia aerodynamiki, w takim przypadku koniecznym staje się odpowiedni dobór parametrów wpływających na siłę nośną oraz siłę oporu [2]. Podczas fazy startu i lądowania wykorzystuje się mechanizację skrzydła z kilku powodów. Jednym z nich jest zwiększenie siły nośnej poprzez zwiększenie kątów natarcia lotu przy jednoczesnym zmniejszeniu prędkości lotu podczas podejścia do lądowania. W większości przypadków jest to jednak niewystarczające i koniecznym staje się zwiększenie siły oporu i siły nośnej, zwykle poprzez zastosowanie klap, co bezpośrednio przekłada się na wzrost oporu kształtu. Powoduje to szybsze opadanie statku powietrznego, jak również zwiększenie kątów natarcia, a tym samym wzrost siły nośnej. Dzięki zwiększonym kątom natarcia oraz zwiększonej sile oporu możliwe jest obniżenie prędkości lotu podczas zniżania. Podczas fazy startu często konieczne jest wytworzenie dodatkowej siły nośnej przy zmniejszonej prędkości lotu w celu szybszego oderwania statku powietrznego i zmniejszenia długości rozbiegu [3]-[5].

W skład oporu całkowitego statku powietrznego wchodzą między innymi opór kształtu profili skrzydła oraz opór szczelinowy klap i slotów. Dzięki ich obniżeniu można obniżyć opór całego statku powietrznego. Proponowanym do tego celu rozwiązaniem jest skrzydło o zmiennokształtnym profilu, które od zawsze było obecne w lotnictwie, od projektów Leonarda da Vinci [6] przez

samolot braci Wright [7] po projekty NASA. Jednym z pierwszych, którzy zajmowali się tym tematem był H.F. Parker, który zaprojektował żebrowane skrzydło o zmiennokształtnym profilu w latach 20. XX w. (rys. 1) [8].



Rys. 1. Żebrowany profil zmiennokształtny H.F. Parker-a [8]

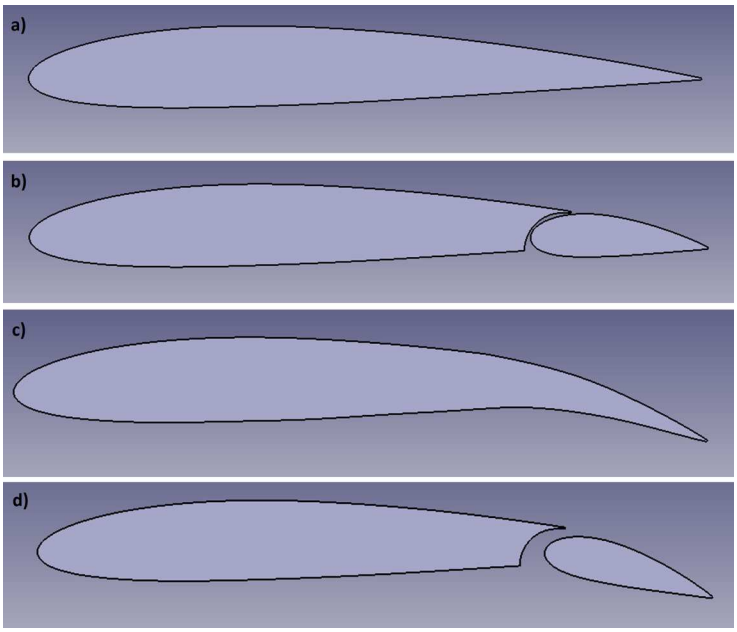
Uproszczenie geometrii i brak odpowiednich materiałów skłoniły konstruktorów do odejścia od tego pomysłu, jednak intensywny rozwój materiałów pozwolił na powrót do tych rozważań. Jednymi z bardziej znanych i zaawansowanych projektów są projekty NASA, gdzie już od lat 70. ubiegłego wieku prowadzono program badań samolotu wyposażonego w skrzydło o zmiennokształtnym profilu. Program MAW (Mission Adaptive Wing) prowadzony na samolocie F-111 zakładał użycie zmiennokształtnej krawędzi spływu oraz noska na całej rozpiętości skrzydła (rys. 2). W latach 80. XX w. wykonano niemal 60 lotów, które wykazały spadek oporu skrzydła o zmiennokształtnym profilu w porównaniu do zwykłego skrzydła od około 7% w locie poziomym, do ponad 20% w skrajnych warunkach lotu [9]-[11]. Kolejnym programem prowadzonym przez NASA jest program ACTE (Adaptive Compliant Trailing Edge), który zakładał stworzenie i zbadanie zmiennokształtnej klapy połączonej ze skrzydłem elastyczną membraną w celu zwiększenia osiągów aerodynamicznych oraz zmniejszenia poziomu hałasu [12]-[15]. Wyniki badań wskazują, że skrzydło wyposażone w zmiennokształtną krawędź spływu generuje mniejszy opór od skrzydła z klapą zwykłą [16]-[20]. Skrzydło ze zmiennokształtną krawędzią spływu generuje także większą siłę nośną ze względu na większe wysklepienie i ugięcie profilu [6], [21]-[25].

Rys. 2. Samolot F-111 ze skrzydłem o zmiennokształtnym profilu [10]

Pomimo dużej liczby badań na temat skrzydeł o zmiennokształtnym profilu, literatura nie opisuje w sposób wystarczający zastosowania klapy zmiennokształtnej do małych samolotów klasy General Aviation wyposażonych w klapę jednoszczelinową. W wielu statkach powietrznych należących do klasy General Aviation stosuje się obecnie klapy jednoszczelinowe, które dzięki szczelinie między skrzydłem a klapą zapewniają wzrost prędkości na klapie, a co za tym idzie zwiększenie krytycznego kąta natarcia oraz siły nośnej [3].

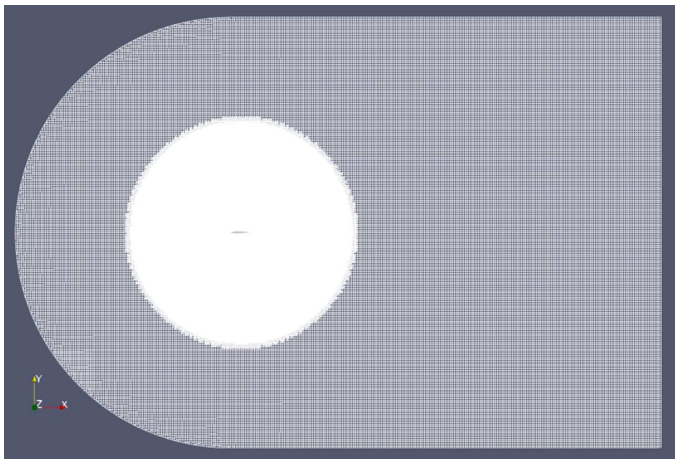
2. Przygotowanie geometrii i metodyka badań

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki wstępnych badań numerycznych 2D na przykładowym profilu lotniczym w celu określenia ogólnych charakterystyk klapy zmiennokształtnej w porównaniu do przykładowej klapy jednoszczelinowej. Do obliczeń wybrano profil NACA 2412. Badania numeryczne zostały wykonane przy użyciu oprogramowania OpenFoam. Oprogramowanie to nie umożliwia stworzenia dwuwymiarowej siatki numerycznej, więc domena obliczeniowa została zamodelowana trójwymiarowo w wymiarach: długość 30 m, wysokość 20 m, grubość 0,1 m. Wlot został zamodelowany jako łuk o promieniu 10 m. Stworzono cztery siatki numeryczne, po dwie dla klapy jednoszczelinowej i klapy zmiennokształtnej. Każda z dwóch siatek dla każdej z klap zawierała model trójwymiarowy profilu NACA 2412 z klapą wychyloną na 0° i 15° (rys. 3). Dla profilu z klapą jednoszczelinową na klapie zastosowano profil NACA 4424.

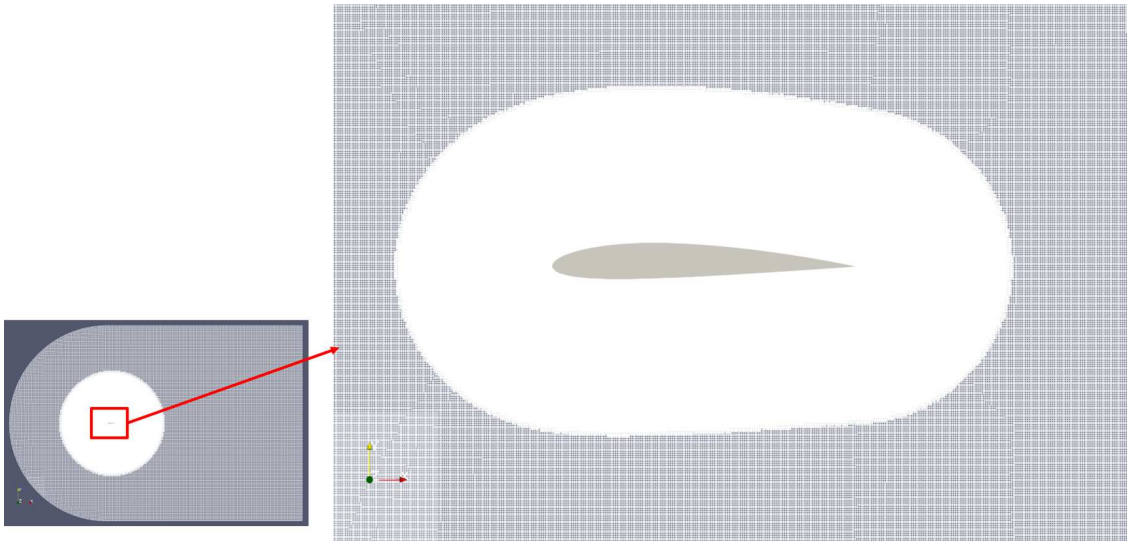


Rys. 3. Profil NACA 2412: (a) z klapą zmiennokształtną wychyloną o kąt 0°, (b) z klapą jednoszczelinową wychyloną o kąt 0°, (c) z klapą zmiennokształtną wychyloną o kąt 15°, (d) z klapą jednoszczelinową wychyloną o kąt 15°

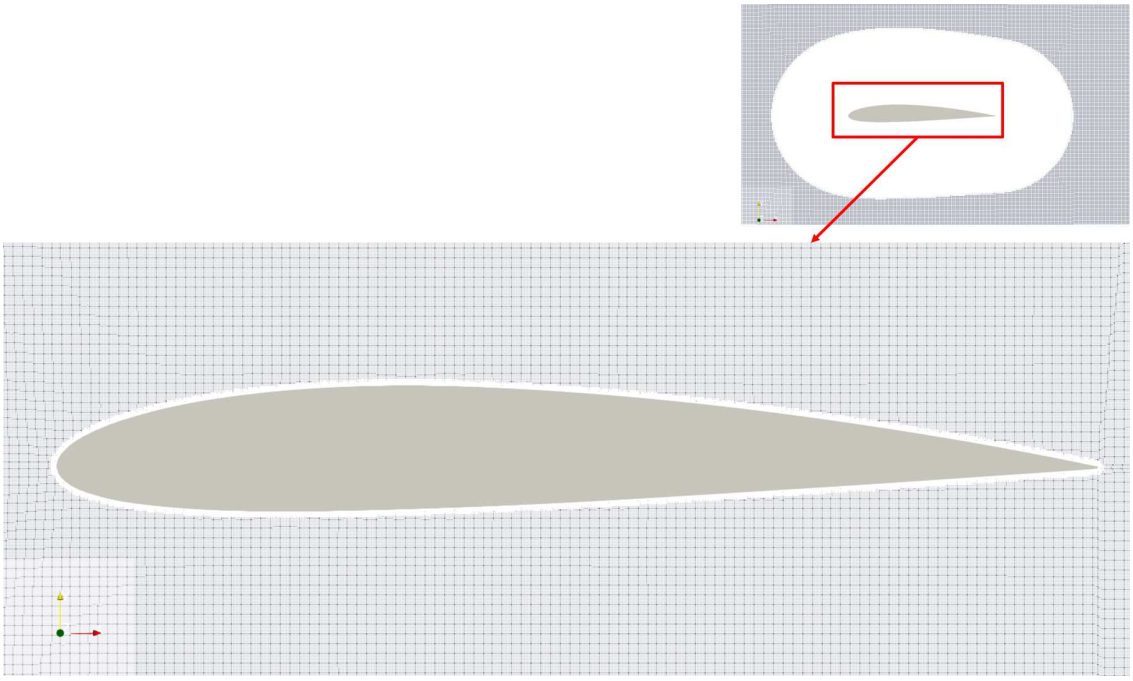
Każda siatka numeryczna została zagęszczona w taki sam sposób, aby zachować możliwie najbardziej zbliżone do siebie parametry wejściowe. Pierwszym zagęszczeniem była sfera, której promień wynosił 5 m, a jej środek został usytuowany w centrum łuku tworzącego wlot (rys. 4). Środek sfery pokrywał się nie tylko ze środkiem łuku tworzącego wlot, lecz także z noskiem badanego profilu (geometrii). Kolejne zagęszczenie dodano jako obwiednię wokół profilu o grubości 0,5 m w każdym punkcie geometrii (rys. 5). Aby uzyskać średnią wartość bezwymiarowej odległości od ściany, znanej także jako funkcja y^+, poniżej 1, zastosowano 12 warstw przyłożonych do profilu na jego obwodzie (rys. 6 i 7).



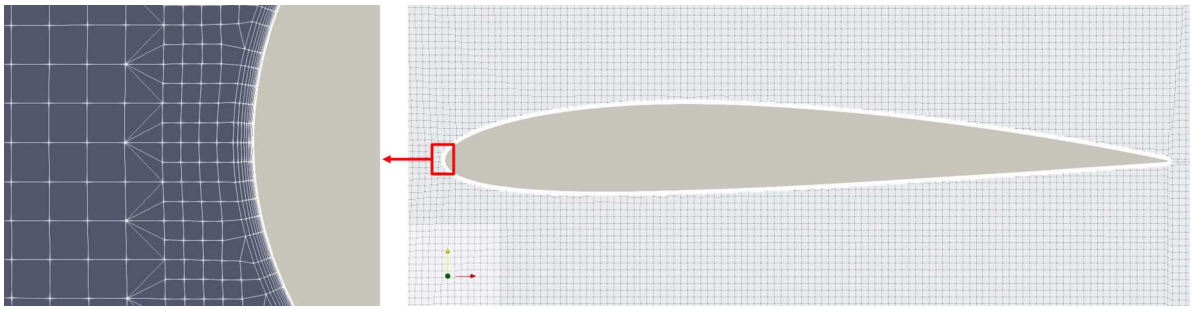
Rys. 4. Domena obliczeniowa i pierwsze zagęszczenie siatki numerycznej



Rys. 5. Zagęszczenie siatki numerycznej wokół profilu



Rys. 6. Zagęszczenie siatki numerycznej w warstwie przyściennej



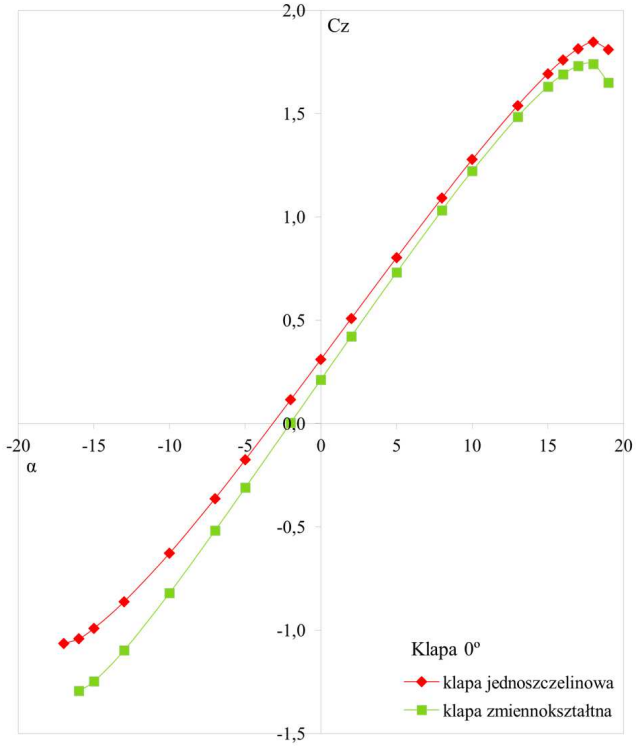
Rys. 7. Zbliżenie na zagęszczenie siatki numerycznej w warstwie przyściennej

Siatkę numeryczną stworzono przy użyciu komendy snappyHexMesh, a następnie gotową siatkę wyciągnięto komendą extrudeMesh, co zmieniło domenę trójwymiarową na dwuwymiarową i możliwe było przeprowadzenie badań dwuwymiarowych. Badania numeryczne zostały przeprowadzone w oparciu o jednorównaniowy model turbulencji Spalart-Allmaras. Prędkość przepływu ustalono na $u = 22{,}2\,\mathrm{m/s}$, co w przybliżeniu odpowiada prędkości bliskiej prędkości minimalnej części małych samolotów klasy General Aviation. Badania przeprowadzono w powietrzu o lepkości kinematycznej równej $\nu = 1{,}461 \cdot 10^{-5}\,\mathrm{m^2/s}$ i gęstości $\rho = 1{,}205\ \mathrm{kg/m^3}$. W literaturze przedstawiono ten sam model numeryczny i przeprowadzono jego walidację dla profilu NACA 0012 w zakresie kątów natarcia od 0° do 20° oraz porównano wyniki z badaniami eksperymentalnymi z 1988 roku [26]. W niniejszej pracy zmieniona została jedynie geometria, prędkość przepływu i lepkość kinematyczna powietrza, dlatego dla wstępnych badań zdecydowano się skorzystać z dostępnej w literaturze walidacji. W kolejnych etapach badań dla zmienionej geometrii zostanie przeprowadzona walidacja modelu numerycznego na podstawie badań eksperymentalnych w tunelu powietrznym.

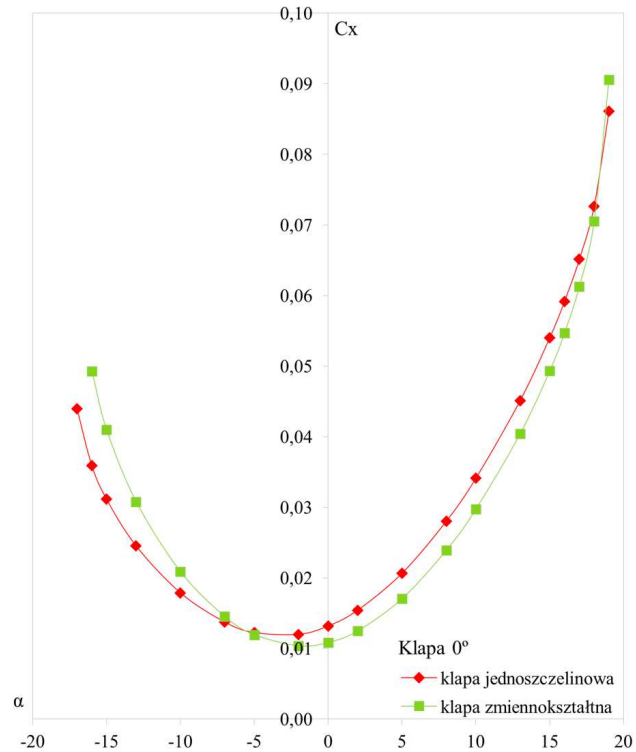
3. Wyniki

Przeprowadzono szereg symulacji dla różnych kątów natarcia dla każdej siatki numerycznej, w celu uzyskania pełnych charakterystyk profili wyposażonych w klapę jednoszczelinową oraz zmiennokształtną na kątach wychylenia klap 0° i 15°. Dla kąta wychylenia klapy 0°, profil z klapą jednoszczelinową charakteryzuje się większym współczynnikiem siły nośnej c_z w pełnym zakresie kątów natarcia α od profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 8). W zakresie kątów natarcia od −5° do 15° współczynnik siły oporu c_x jest większy dla profilu z klapą jednoszczelinową. W pozostałym zakresie kątów natarcia współczynnik siły oporu jest większy dla profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 9 i 10). Wynika z tego, że dla użytkowanych w locie poziomym kątów natarcia klapa zmiennokształtna generuje mniejszy opór od klapy jednoszczelinowej.

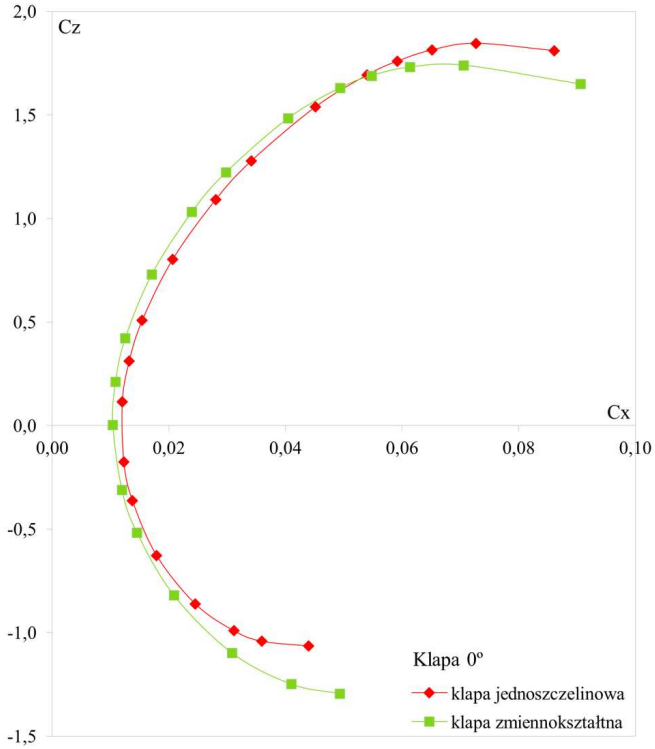
Pomimo większego współczynnika siły nośnej c_z dla profilu z klapą jednoszczelinową, większą doskonałością D charakteryzuje się profil z klapą zmiennokształtną, jednak tylko w użytkowanych do lotu poziomego kątach natarcia α (rys. 11). Dobrze zobrazowane jest to na rozkładzie prędkości na profilu dla kąta natarcia wynoszącego 10°. Rozkład prędkości jest taki sam dla obu badanych geometrii do miejsca, w którym pojawia się klapa. Na klapie profilu z klapą jednoszczelinową widać znacznie większy obszar obniżonej prędkości w porównaniu do profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 12), co świadczy o większym obszarze zawirowań i większym oporze skrzydła z klapą jednoszczelinową. Rozkład ciśnienia jest podobny dla obu analizowanych geometrii w pierwszej części profilu, patrząc od strony noska, w drugiej zaś części profilu następuje niewielki wzrost podciśnienia dla profilu z klapą jednoszczelinową (rys. 13), co wskazuje na niewielki wzrost siły nośnej dla profilu z klapą jednoszczelinową w porównaniu do profilu z klapą zmiennokształtną.



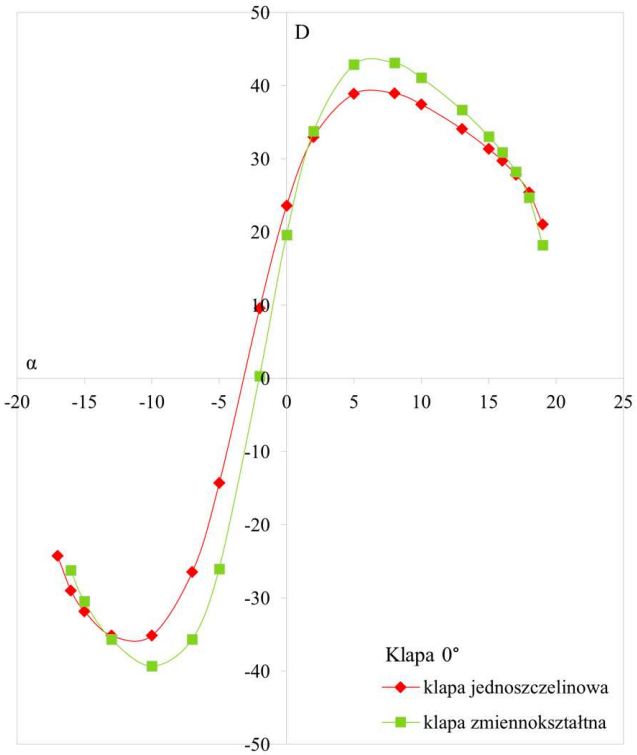
Rys. 8. Charakterystyka współczynnika siły nośnej c_z w zależności od kąta natarcia α, dla klapy wychylonej na 0°



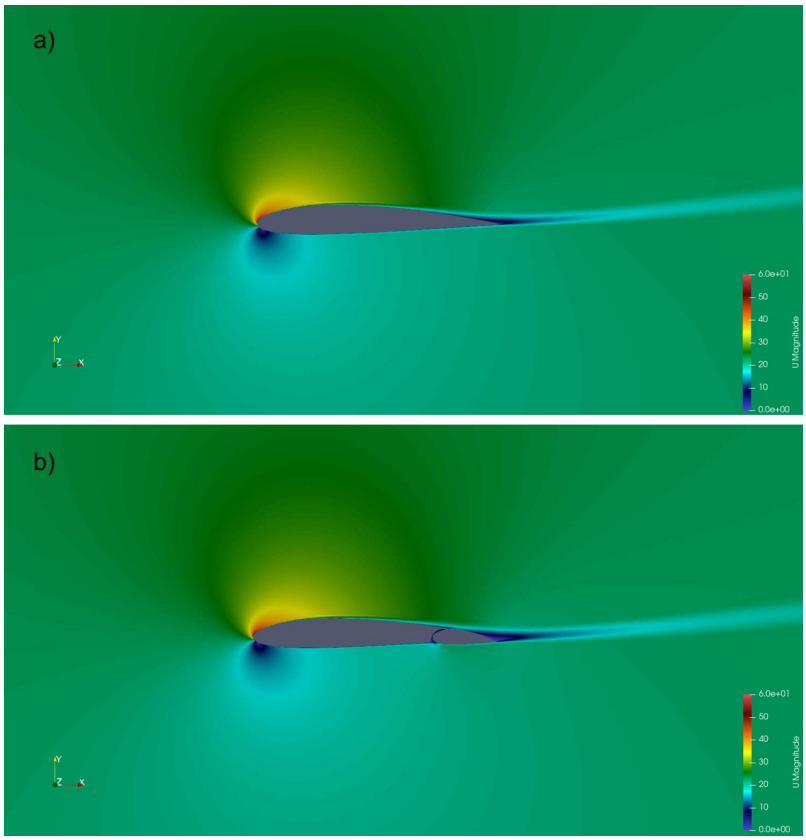
Rys. 9. Charakterystyka współczynnika siły oporu c_x w zależności od kąta natarcia α, dla klapy wychylonej na 0°



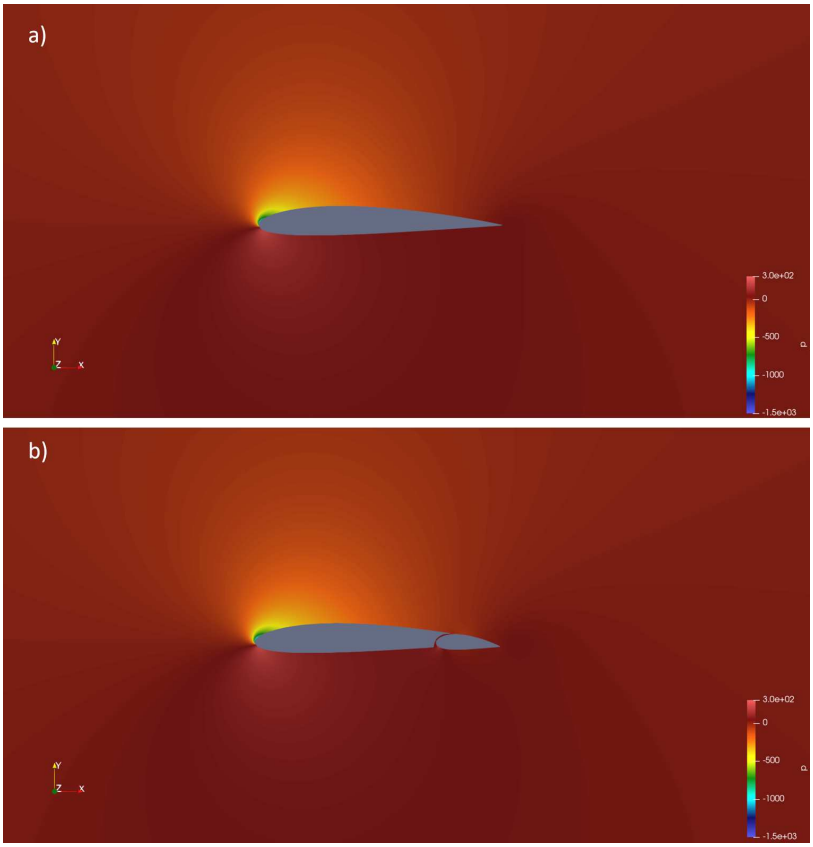
Rys. 10. Biegunowa profilu z klapą zmiennokształtną i jednoszczelinową dla klapy wychylonej na 0°



Rys. 11. Charakterystyka doskonałości D w zależności od kąta natarcia α dla klapy wychylonej na 0°

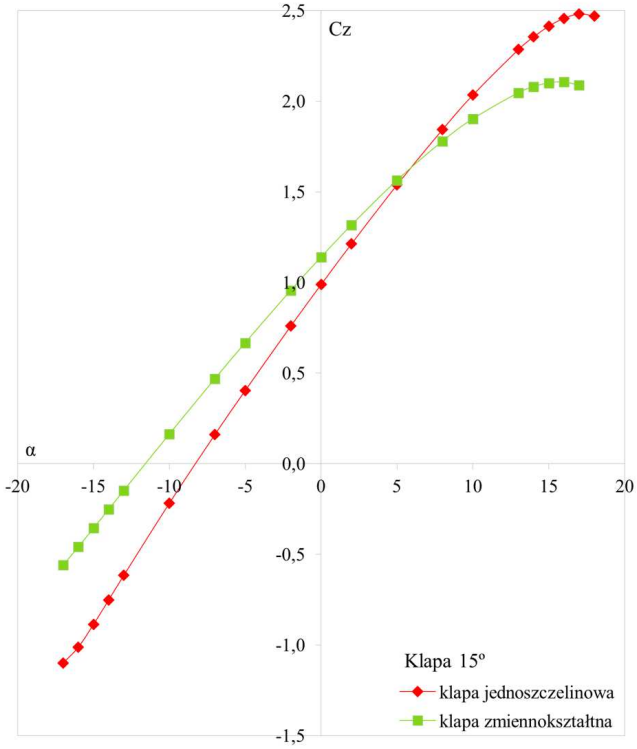


Rys. 12. Rozkład prędkości wokół profilu: (a) z klapą zmiennokształtną, (b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt 0°, dla kąta natarcia 10°



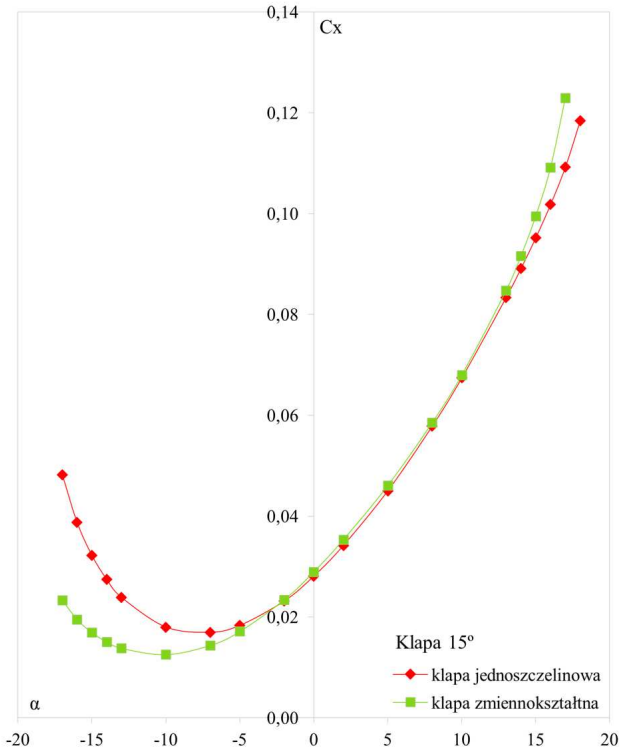
Rys. 13. Rozkład ciśnienia wokół profilu: (a) z klapą zmiennokształtną, (b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt 0°, dla kąta natarcia 10°

Dla kąta wychylenia klapy 15° profil z klapą zmiennokształtną charakteryzuje się większym współczynnikiem siły nośnej c_z w zakresie od ujemnych kątów natarcia do 5°, powyżej 5° większy współczynnik siły nośnej ma profil z klapą jednoszczelinową (rys. 14). Współczynnik siły oporu c_x jest podobny dla obu analizowanych przypadków w zakresie kątów natarcia α od −5° do 13°. Powyżej kąta natarcia 13° większy współczynnik siły oporu ma profil z klapą zmiennokształtną, a poniżej kąta natarcia −5° większym oporem charakteryzuje się profil z klapą jednoszczelinową (rys. 15). Biegunowa profilu wskazuje jednak, że klapa zmiennokształtna generuje mniejszy opór dla małych współczynników siły nośnej w porównaniu do klapy jednoszczelinowej (rys. 16). Oznacza to, że klapa jednoszczelinowa miałaby lepsze osiągi podczas startu samolotu, gdy samolot leci na dużych kątach natarcia i potrzebuje większej siły nośnej, jednak podczas podejścia do lądowania na małych klapach mniejszym oporem charakteryzowałby się profil z klapą zmiennokształtną. Zaznaczyć należy jednak, że są to wstępne badania dwuwymiarowe i nie uwzględniają podpór klap. Podpory klap generują dodatkowy opór, więc opór profilu z klapą jednoszczelinową wzrośnie. Badania potwierdzające to założenie będą przeprowadzone eksperymentalnie w tunelu aerodynamicznym.

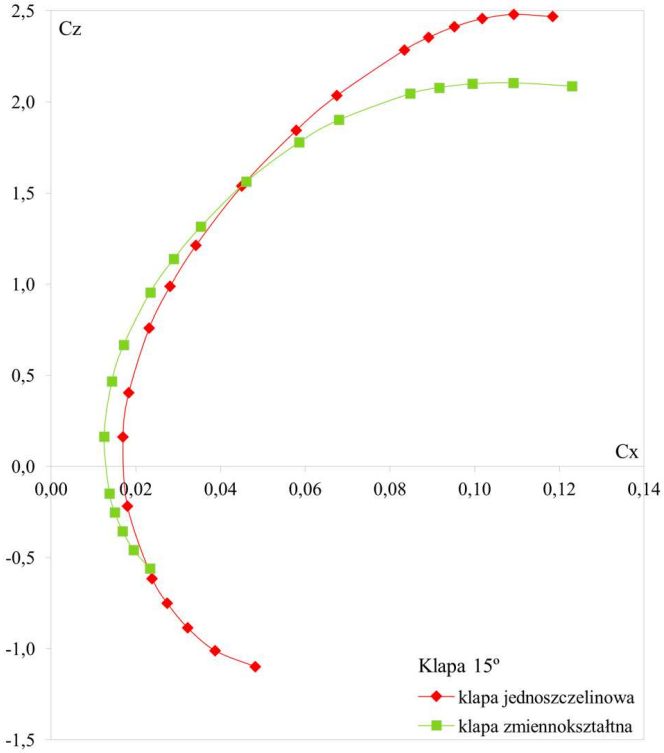


Rys. 14. Charakterystyka współczynnika siły nośnej c_z w zależności od kąta natarcia α, dla klapy wychylonej na 15°

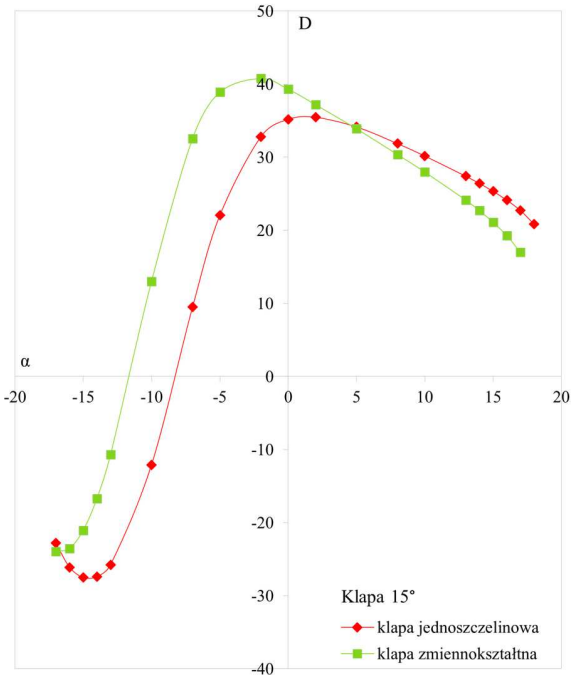
Na podstawie obecnie uzyskanych wyników współczynników siły nośnej c_z i oporu c_x opracowano charakterystykę doskonałości D w zależności od kąta natarcia α. W zakresie ujemnych kątów natarcia oraz do 5° dodatniego kąta natarcia wyższą doskonałością charakteryzuje się profil z klapą zmiennokształtną, jednak powyżej kąta natarcia 5° większą od niego doskonałość ma profil z klapą jednoszczelinową (rys. 17). Rozkład prędkości w pierwszej części profilu jest podobny dla obu geometrii. Znaczne różnice widać w drugiej części profilu, gdzie struga przyspiesza w szczelinie klapy jednoszczelinowej i powoduje wzrost prędkości na klapie, podczas gdy na klapie zmiennokształtnej struga odrywa się, co obrazuje obszar zmniejszonej prędkości za wychyloną klapą zmiennokształtną (rys. 18). Na rozkładzie ciśnienia widać znacznie większy obszar podciśnienia nad profilem z klapą jednoszczelinową, co obrazuje wyższy współczynnik siły nośnej



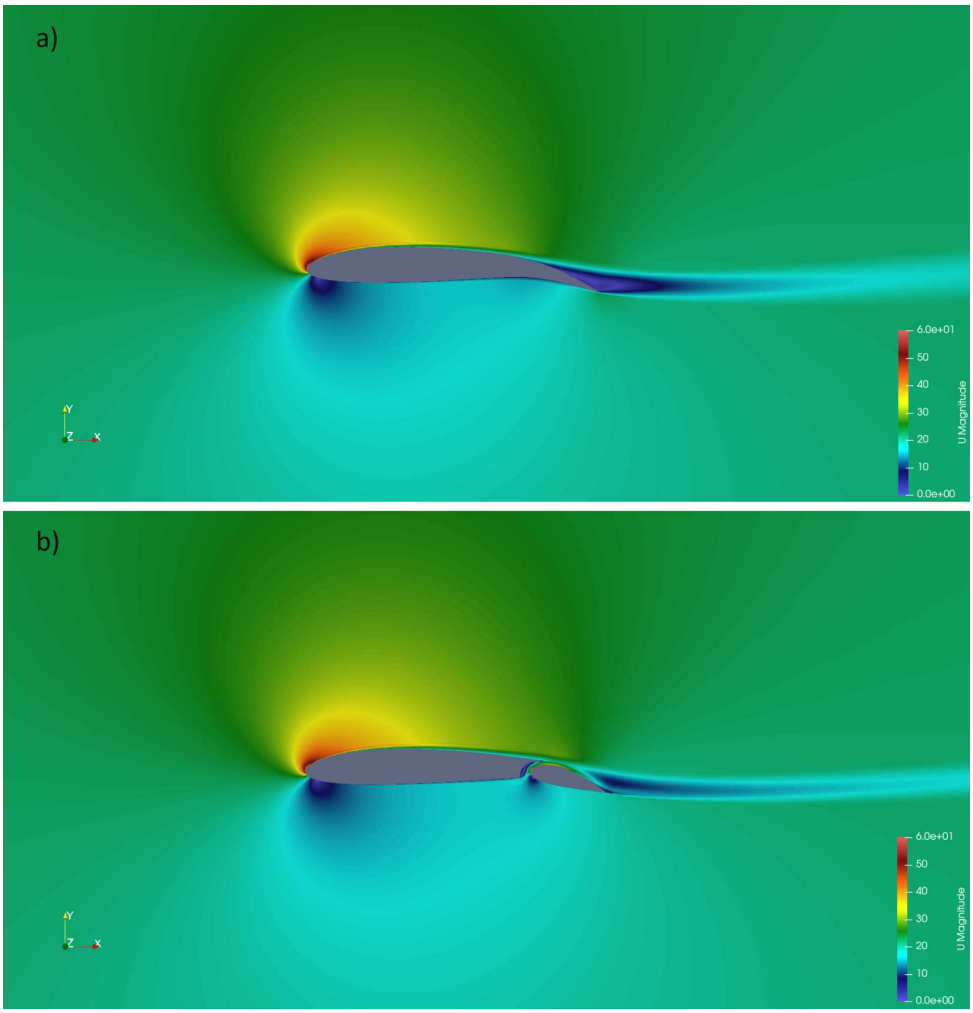
Rys. 15. Charakterystyka współczynnika siły oporu c_x w zależności od kąta natarcia α, dla klapy wychylonej na 15°



Rys. 16. Biegunowa profilu z klapą zmiennokształtną i jednoszczelinową dla klapy wychylonej na 15°

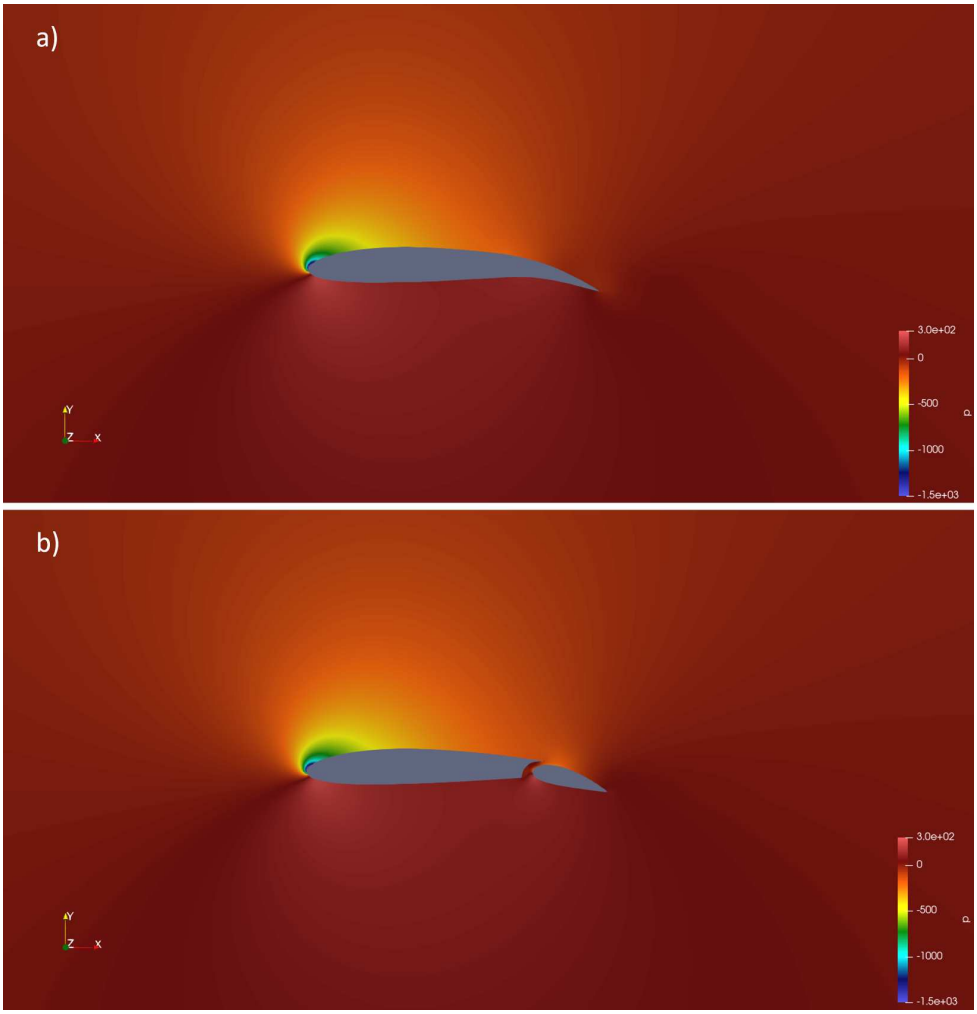


Rys. 17. Charakterystyka doskonałości D w zależności od kąta natarcia α dla klapy wychylonej na 15°



Rys. 18. Rozkład prędkości wokół profilu: (a) z klapą zmiennokształtną, (b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt 15°, dla kąta natarcia 10°

dla tej klapy na kątach natarcia powyżej 5°. Dodatkowo dla profilu z klapą jednoszczelinową tworzy się obszar podciśnienia na klapie, co nie występuje dla profilu z klapą zmiennokształtną (rys. 19).



Rys. 19. Rozkład ciśnienia wokół profilu: (a) z klapą zmiennokształtną, b) z klapą jednoszczelinową, wychyloną o kąt 15°, dla kąta natarcia 10°

4. Podsumowanie

Wykonano dwuwymiarowe badania numeryczne czterech geometrii, które bazowały na profilu NACA 2412: z klapą zmiennokształtną i jednoszczelinową wychylone o kąt 0° i 15°. Stworzono siatkę numeryczną i zagęszczono ją w trzech stopniach, co umożliwiło przeprowadzenie symulacji numerycznych dla wartości bezwymiarowej odległości od ściany (parametru y^+) poniżej 1. Obliczenia wykonano przy użyciu jednorównaniowego modelu turbulencji Spalart-Allmaras dla prędkości przepływu równej 22,2 m/s. Przeprowadzono szereg symulacji numerycznych, które wskazały, że profil z klapą zmiennokształtną charakteryzuje się mniejszym oporem w porównaniu do profilu z klapą jednoszczelinową dla użytkowanych w locie poziomym kątów natarcia. Dla klapy wychylonej na kąt 15° profil z klapą jednoszczelinową generuje znacznie większą siłę nośną w porównaniu do profilu z klapą zmiennokształtną dla kątów natarcia powyżej 5°. Charakterystyka oporu dla użytkowych kątów natarcia jest podobna dla profili z obydwiema klapami, jednak zaznaczyć należy, że są to wstępne badania, które nie uwzględniają podpór klap. Po ich dodaniu opór profilu z klapą jednoszczelinową wzrośnie. Dla wstępnych badań posiłkowano się

geometrią opracowaną na podstawie roboczych pomiarów rzeczywistej szczeliny. W kolejnym etapie badań geometria zostanie zmodyfikowana tak, aby szczelina między skrzydłem a klapą zwiększała w sposób efektywny prędkość na górnej powierzchni klapy. Przeprowadzone badania wykazują częściową zgodność ze wstępnymi założeniami, wymagają jednak zmiany geometrii oraz rozszerzenia o trójwymiarowe badania eksperymentalne skrzydła z klapą jednoszczelinową wraz z jej podporami. Planowane są również badania eksperymentalne całego samolotu wyposażonego w klapę jednoszczelinową i zmiennokształtną, aby odnieść wyniki do samolotu General Aviation.

Bibliografia

1. Antonio Concilio A., Dimino I. i inni, *Morphing Wing Technologies. Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters*, Butterworth-Heinemann, 1st edition, Oxford, UK, 2018, ISBN 978-0-08-100964-2
2. Sołtyk W., *Budowa płatowców*, PWNT, Warszawa, str. 113-116, 1957
3. Galiński C., *Wybrane zagadnienia projektowania samolotów*, Wyd. ILOT, Warszawa, 2016, ISBN 978-83-63539-36-8, str. 32-33, 70-74, 136-142
4. Maruszkiewicz J., *Aerodynamika. Część II Mechanika Lotu*, Wyd. WAT, Warszawa, str. 106-119, 1973
5. Lebiediew A., Strażewa I., Sacharow G., *Aeromechanika samolotu*, Wyd. MON, Warszawa, str. 337-350, 1958, ISBN 978-83-24708-06-2
6. Moens F., Augmented aircraft performace with the use of morphing technology for a turboprop regional aircraft wing, *Biomimetics*, **4**, 2019, DOI: 10.3390/biomimetics4030064
7. Barbarino S., Bilgen O. i inni, A review of morphing aircraft, *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, **22**, 2011, DOI: 10.1177/1045389X11414084
8. Parker H.F., *The Variable Camber Wing*, Scientific American Monthly, 1920
9. Powwers S.G., Webb L.D. i inni, Flight test results from a supercritical mission adaptive wing with smooth variable camber, *NASA Technical Memorandum 4415, Dryden Flight Research Facility*, Edwards, California, 1992
10. Smith J.W., Lock W.P. i inni, Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing, *NASA Technical Memorandum 4370, Dryden Flight Research Facility*, Edwards, California, 1992
11. https://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/F-111AFTI/F-111AFTI_proj_desc.html [dostęp: 14.02.2022]
12. https://www.nasa.gov/centers/armstrong/news/NewsReleases/2014/14-33.html [dostęp: 14.03.2021]
13. https://www.nasa.gov/centers/armstrong/research/ACTE/index.html [dostęp: 14.03.2021]
14. https://www.nasa.gov/centers/dryden/Features/flexsys.html [dostęp: 14.03.2021]
15. Woods B.K.S., Parsons L., Morphing elastically lofted transition for active camber control surfaces, *Aerospace Science and Technology*, **55**, 2016, DOI: 10.1016/j.ast.2016.06.017
16. Majid T., Jo B.W., Comparative aerodynamic performance analysis of camber morphing and conventional airfoils, *Applied Science*, **11**, 2021, DOI: 10.3390/app112210663
17. Hao F., Tang T. i inni, Continous morphing trailing-edge wing concept based on multi-stable nanomaterial, *Chinese Journal of Aeronautics*, **34**, 2021, DOI: 10.1016/j.cja.2020.03.041
18. Bashir M., Longtin-Martel S. i inni, Aerodynamic design optimization of a morphing leading edge and trailing edge airfoil-application on the UAS-S45, *Applied Science*, **11**, 2021, DOI: 10.3390/app11041664

19. Communier D., Botez R.M. i inni, Experimental validation of a new morphing trailing edge system using Price – Paidoussis wind tunel tests, *Chinese Journal of Aeronautics*, **32**, 2019, DOI: 10.1016/j.cja.2019.03.016

20. Chanzy Q., Keane A.J., Analysis and experimental validation of morphing UAV wings, *The Aeronautical Journal*, **122**, 2018, DOI: 10.1017/aer.2017.130

21. Rana Z.A., Mauret F. i inni, Computational analysis and design of an aerofoil with morphing tail for improved aerodynamic performance in transonic regime, *The Aeronautical Journal*, **126**, 2022, DOI: 10.1017/aer.2021.122

22. Nguyen N., Kaul U. i inni, Development of variable camber continous trailing edge flap for performance adaptive aeroelastic wing, *SAE AeroTech Congress and Exhibition*, Seattle, WA, United States, 2015, DOI: 10.4271/2015-01-2565

23. Nguyen N., Precup N. i inni, Experimental investigation of a flexible wing with a variable camber continous trailing edge flap design, *AIAA Space 2014 Conference and Exposition*, San Diego, CA, United States, 2014, DOI: 10.2514/6.2014-2441

24. Ippolito C., Nguyen N. i inni, Initial assessment of a variable-camber continous trailing-edge flap system on a rigid wing for drag rediction in subsonic cruise, *AIAA Space 2013 Conference and Exposition*, Boston, MA, United States, 2013, DOI: 10.2514/6.2013-5143

25. Li B., Li G., Analysis and optimization of a camber morphing wing model, *International Journal of Advanced Robotic Systems*, **13**, 2016, DOI: 10.1177/1729881416664846

26. Malicki Ł., *Badania numeryczne aerodynamiki autorskiego samolotu myśliwskiego*, Politechnika Wrocławska, Wrocław, 2020

Comparative analysis of airfoil with variable camber continuous trailing edge flap to airfoil with single-slotted flap

The article presents two-dimensional numerical simulations of NACA2412 airfoil with a variable camber continuous trailing edge flap and a single-slotted flap. Morphing wings have been present in aviation since Leonardo da Vincis projects, through Wright brothers airplane to NASAs modern day projects. The current research results show a possibility of reducing the airfoil drag by using a morphing flap when compared to a single-slotted flap. However, currently there is a lack of research about comparing the morphing wings and wings with single-slotted flaps in low Reynolds numbers scenarios. In this article, four numerical grids were prepared with y^+ parameter values below 1. Then a series of simulations were performed using the OpenFOAM open-source software to create lift and drag coefficient characteristics in two cases of flap deflection angle: 0 and 15 degrees. The obtained results were compared and analysed. The conclusion describes the differences in aerodynamic characteristics between the morphing flap and the single-slotted flap in the examined range of angles of attack.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/323-335

WYKORZYSTANIE METOD OPTYMALIZACYJNYCH DO STEROWANIA POCISKIEM RAKIETOWYM WYPOSAŻONYM W ZESTAW SILNIKÓW KOREKCYJNYCH NA STAŁY MATERIAŁ PĘDNY

Dariusz Miedziński, Robert Głębocki, Mariusz Jacewicz
Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
e-mail: dariusz.miedzinski2.dokt@pw.edu.pl; robert.glebocki@pw.edu.pl; mariusz.jacewicz@pw.edu.pl

W poniższym artykule przedstawiono możliwości wykorzystania metod optymalizacyjnych do sterowania rakietą wyposażoną w zestaw silników korekcyjnych na stały materiał pędny. Optymalizacja jest istotnym procesem wykorzystywanym w procesie projektowania obiektów latających. Pozwala ona na dopracowanie konstrukcji oraz na maksymalizację osiągów projektowanego systemu. Istnieje wiele sprawdzonych metod służących do optymalizacji funkcji ciągłych, natomiast w przypadku dużej nieliniowości i dyskretnego zachowywania się systemu złożoność problemu znacząco rośnie. Rakieta będąca przedmiotem badań w niniejszym artykule jest sterowana za pomocą dyskretnych impulsów produkowanych przez silniki korekcyjne, które mogą zostać odpalone tylko raz i generują dużą wartość ciągu przez bardzo krótki okres czasu w kierunku prostopadłym do osi podłużnej rakiety. W celu minimalizacji błędu trafienia oraz minimalizacji zużycia energii w układzie sterowania zaprojektowany został proces optymalizacji, który został podzielony na dwie części. Podzielono go na część związaną z optymalizacją sygnału ciągłego oraz część związaną z dyskretyzacją tego sygnału w celu uzyskania momentów odpaleń silników korekcyjnych. W poniższym artykule opisano pełen nieliniowy model symulacyjny rakiety, opracowany w środowisku MATLAB/Simulink. Przedstawiono założenia upraszczające wymagane w obu częściach przygotowanego procesu optymalizacji. Omówiono przyjętą metodę optymalizacji wraz z funkcją kosztu oraz wyniki analizy wrażliwości wyniku optymalizacji na wagi nałożone na poszczególne jej elementy. Na koniec przedstawiono metodę dyskretyzacji sygnału ciągłego oraz wyniki wstępnych symulacji dla całego procesu.

1. Wprowadzenie

Rakiety artyleryjskie są nieodzownym elementem współczesnego pola walki. Aby zwiększyć precyzję rażenia celów naziemnych, wyposaża się je w różne systemy sterowania aerodynamicznego, przednie lub tylne powierzchnie sterowe, lub gazodynamicznego w postaci możliwości wektorowania ciągu, lub użycie silniczków korekcyjnych. Użycie systemów sterowania potrafi zmniejszyć rozrzut takich pocisków z kilkuset metrów do kilkudziesięciu, co pozwala na precyzyjne niszczenie celów mniejszą liczbą pocisków oraz uniknięcie strat pobocznych.

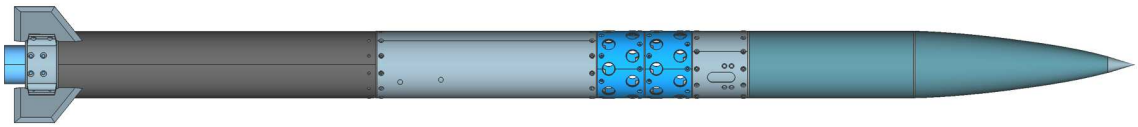
Istnieje wiele metod i algorytmów sterowania wykorzystywanych w celu poprawy precyzji rażenia. Algorytm bazujący na podążaniu za trajektorią referencyjną został pokazany w [1], [2], gdzie zbadano wpływ czasu odpaleń między kolejnymi silnikami, rozmiar okna błędu pozycji względem trajektorii zadanej oraz wpływ szumów czujników pomiarowych na rozrzut. Zmodyfikowana wersja podążania za trajektorią referencyjną została przestawiona w [3]. Odpowiedni dobór warunków w logice sterującej odpaleniem kolejnych silników korekcyjnych pozwolił na znaczącą redukcję rozrzutu. Wyniki analizy Monte Carlo dla tego algorytmu zostały przedstawione w [4]. Algorytmy bazujące na nawigacji proporcjonalnej zostały opisane w [5], [6], gdzie ich wpływ na redukcję rozrzutu został porównany do metod bazujących na podążaniu za trajektorią zadaną. Metody sterowania optymalnego zostały wykorzystane do sterowania rakietą

w [7], gdzie użyto metod sterowania predykcyjnego, a w [8] przedstawiono optymalizację czasu i kąta fazy i ich wpływ na redukcję rozrzutu.

W tym artykule zostaną przedstawione możliwości wykorzystania metod optymalizacyjnych do sterowania pociskiem rakietowym wyposażonym w zestaw silników korekcyjnych na stały materiał pędny. W rozdziale 2 przedstawiona została platforma testowa, na podstawie której powstał model symulacyjny pocisku opisany w rozdziale 3. Dwuczęściowy proces optymalizacji został opisany dokładnie w rozdziale 4, a wyniki wstępnych analiz przedstawiono i omówiono w rozdziale 5. Artykuł zamyka krótkie podsumowanie.

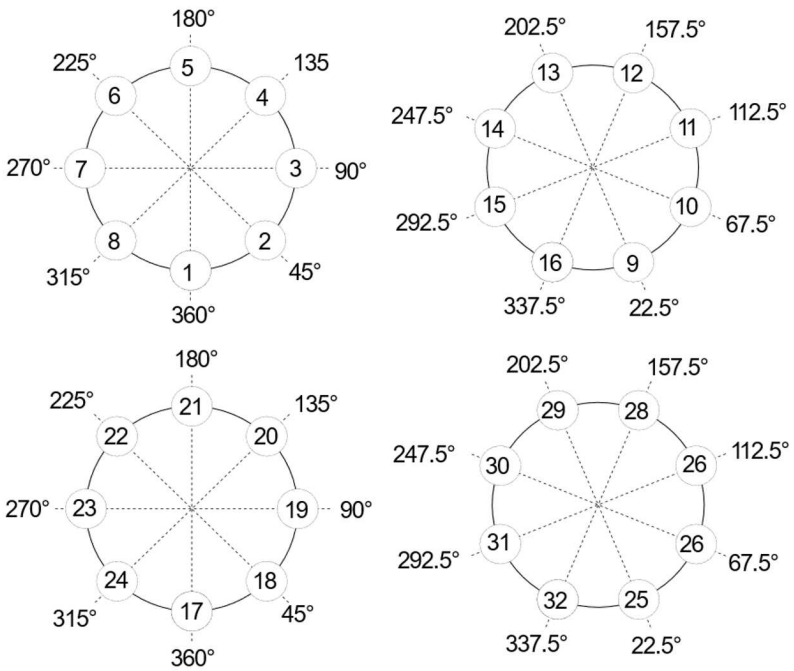
2. Platforma testowa

Opracowany model symulacyjny powstał na podstawie rakietowej platformy testowej, ORION 1, przedstawionej na rys. 1. Jest to rakieta o długości około 2 m i kalibrze 122 mm. Masa startowa wynosi około 30 kg, z czego niemal 6 kg stanowi materiał pędny silnika głównego. Rakieta podczas około 2,5 s działania silnika rozpędza się do prędkości maksymalnej wynoszącej prawie 1,5 Macha.



Rys. 1. Rakietowa platforma badawcza

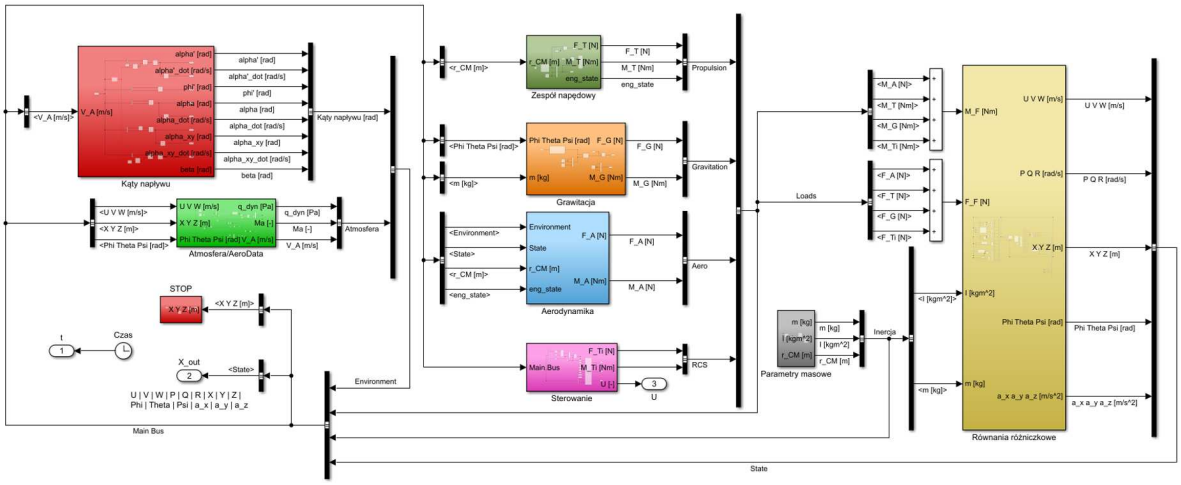
Rakietowa platforma badawcza wyposażona jest w zestaw 32 silników korekcyjnych na stały materiał pędny. Silniki te są równo rozmieszczone w czterech prostopadłych płaszczyznach, po 8 w każdej, jak przedstawiono na rys. 2.



Rys. 2. Położenie silników korekcyjnych w kolejnych płaszczyznach

3. Model symulacyjny

Model symulacyjny rakiety został opracowany w środowisku MATLAB/Simulink wersji 2020b. Główną architekturę symulacji przedstawiono na rys. 3. Model składa się z bloków rozwiązujących różniczkowe równania ruchu, wyliczających obciążenia od grawitacji, zespołu napędowego, aerodynamiki, z uwzględnieniem modelu atmosfery standardowej, oraz obciążenia wynikające z działania silników korekcyjnych. Model uwzględnia także zmianę parametrów bezwładnościowych, czyli masy, położenia środka ciężkości oraz momentów bezwładności, wraz z wypalaniem się materiału pędnego silnika głównego.



Rys. 3. Główna architektura modelu symulacyjnego

3.1. Różniczkowe równania ruchu

W przyjętym modelu rakieta jest ciałem sztywnym o sześciu stopniach swobody poruszającym się ruchem dowolnym. Różniczkowe równania ruchu rozwiązywane są w układzie związanym ze środkiem masy obiektu względem układu lokalnego horyzontu i są przestawione w równaniach [9]

$$m\dot{\mathbf{V}} + m\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{V} = \mathbf{F} \qquad \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\Omega}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{M} \tag{3.1}$$

gdzie: m – masa rakiety, $\mathbf{V}$ – wektor prędkości liniowej, $\boldsymbol{\Omega}$ – wektor prędkości kątowej, $\mathbf{I}$ – macierz momentów bezwładności, $\mathbf{F}$ – wektor sił zewnętrznych, $\mathbf{M}$ – wektor momentów sił zewnętrznych. Powyższe równania są uzupełnione o równania kinematyczne opisujące zmianę trajektorii

$$\dot{\mathbf{R}} = (\mathbf{C}_N^F)^{\mathrm{T}}\mathbf{V} \tag{3.2}$$

gdzie: $\mathbf{R}$ – wektor współrzędnych położenia w układzie lokalnego horyzontu, $\mathbf{C}_N^F$ – macierz transformacji z układu nawigacyjnego (N) do układu związanego z obiektem (F) dana zależnością

$$\mathbf{C}_N^F = \begin{bmatrix} \cos\Theta\cos\Psi & \cos\Theta\sin\Psi & -\sin\Theta \\ \sin\Phi\sin\Theta\cos\Psi - \cos\Phi\sin\Psi & \sin\Phi\sin\Theta\sin\Psi + \cos\Phi\cos\Psi & \sin\Phi\cos\Theta \\ \cos\Phi\sin\Theta\cos\Psi + \sin\Phi\sin\Psi & \cos\Phi\sin\Theta\sin\Psi - \sin\Phi\cos\Psi & \cos\Phi\cos\Theta \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

gdzie: Φ, Θ, Ψ – kąty orientacji przestrzennej odpowiednio przechylenia, pochylenia i odchylenia. Dodatkowo zmiana orientacji przestrzennej w czasie jest obliczana za pomocą kwaternionów zgodnie z równaniem

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} 0 & -P & -Q & -R \\ P & 0 & R & -Q \\ Q & -R & 0 & P \\ R & Q & -P & 0 \end{bmatrix} \mathbf{q} + (1 - |\mathbf{q}|^2)\mathbf{q} \tag{3.4}$$

gdzie: $\mathbf{q}$ – czteroelementowy wektor kwaternionu, a druga część równania jest poprawką numeryczną służącą zachowaniu przez kwaternion normy równej jeden.

3.2. Grawitacja

Model grawitacji nie uwzględnia zmiany wartości przyspieszenia grawitacyjnego wraz z wysokością i przyjmuje wartość stałą wynoszącą $g_0 = 9{,}80665\,\mathrm{m/s^2}$. Siła grawitacji jest dana równaniem

$$\mathbf{F}_G = \mathbf{C}_N^F [0, 0, g_0]^{\mathrm{T}} \tag{3.5}$$

Moment od siły grawitacji wynosi zero, ze względu na umieszczenie środka układu obiektu w jego środku masy.

3.3. Zespół napędowy

Model siły ciągu zakłada, że ciąg rakiety działa wzdłuż osi podłużnej obiektu i opisany jest równaniem

$$\mathbf{F}_T = [T(t), 0, 0]^{\mathrm{T}} \tag{3.6}$$

gdzie: $T(t)$ – wartość siły ciągu w czasie. Moment od siły ciągu dany jest zależnością

$$M_T = -\mathbf{r}_{SC} \times \mathbf{F}_T \tag{3.7}$$

gdzie $\mathbf{r}_{SC}$ jest położeniem środka ciężkości rakiety względem końca rakiety.

3.4. Aerodynamika

Obciążenia aerodynamiczne w postaci sił i momentów są obliczane na podstawie równań

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_A &= \frac{1}{2}\rho(h) V_A^2 S [C_X, C_Y, C_Z]^{\mathrm{T}} \\ \mathbf{M}_A &= \frac{1}{2}(h) V_A^2 S d [C_l, C_m, C_n]^{\mathrm{T}} + (\mathbf{r}_A - \mathbf{r}_{SC}) \times \mathbf{F}_A \end{aligned} \tag{3.8}$$

gdzie: $\rho(h)$ – gęstość powietrza w funkcji wysokości otrzymywana wykorzystując model atmosfery standardowej, V_A – wartość prędkości obiektu względem powietrza, S – powierzchnia największego przekroju poprzecznego rakiety, d – średnica rakiety, $\mathbf{r}_A$ – wektor położenia punktu referencyjnego dla momentów aerodynamicznych względem końca rakiety, $C_X, C_Y, C_Z, C_l, C_m, C_n$ – współczynniki odpowiednio sił (X, Y, Z) oraz momentów aerodynamicznych (l, m, n). Współczynniki sił aerodynamicznych dane są zależnościami

$$\begin{aligned} C_X &= C_{X_0}(\mathrm{Ma}, T) + C_{X_{\alpha^2}}(\mathrm{Ma}, T)\sin^2\alpha + C_{X_{\beta^2}}(\mathrm{Ma}, T)\sin^2\beta \\ C_Y &= -C_{Y_\beta}(\mathrm{Ma})\sin\beta \qquad\qquad C_Z = -C_{Z_\alpha}(\mathrm{Ma})\sin\alpha \end{aligned} \tag{3.9}$$

gdzie: α – kąt natarcia, β – kąt ślizgu, Ma – liczba Macha, dane zależnościami

$$\alpha = a\tan\frac{2V_{A_z}}{V_{A_x}} \qquad \beta = a\sin\frac{V_{A_y}}{V_A} \qquad \mathrm{Ma} = \frac{V_A}{\alpha} \tag{3.10}$$

gdzie: a – prędkość dźwięku wyliczana z modelu atmosfery standardowej. Współczynniki momentów aerodynamicznych dane są zależnościami

$$\begin{aligned} C_l &= C_{l_0}(\mathrm{Ma}) + \frac{\Omega_x d}{2V_A} C_{l_p}(\mathrm{Ma}) \\ C_m &= C_{m_\alpha}(\mathrm{Ma}) \sin\alpha + \frac{\Omega_y d}{2V_A} C_{m_q}(\mathrm{Ma}) \\ C_n &= -C_{n_\beta}(\mathrm{Ma}) \sin\beta + \frac{\Omega_z d}{2V_A} C_{n_r}(\mathrm{Ma}) \end{aligned} \tag{3.11}$$

gdzie: współczynniki postaci C_{i_j} są pochodnymi aerodynamicznymi zależnymi od liczby Macha i w przypadku współczynnika C_X również od pracy silnika $C_X = C_X(\mathrm{Ma}, T)$.

3.5. Charakterystyki bezwładnościowe

Model uwzględnia zmienne w czasie, wynikające ze spalania materiału pędnego silnika głównego, charakterystyki bezwładnościowe. Masa rakiety dana jest zależnością

$$m(t) = m_0 - \frac{m_p}{I_c} \int_{t_0}^{t} T(t)\, dt \tag{3.12}$$

gdzie: m_0 – masa rakiety w momencie startu, m_p – masa materiału pędnego, I_c – impuls całkowity silnika głównego. Położenie środka ciężkości względem końca rakiety dane jest wzorem

$$\mathbf{r}_{SC} = \mathbf{r}_{SC_0} - \frac{\mathbf{r}_{SC_0} - \mathbf{r}_{SC_k}}{I_c} \int_{t_0}^{t} T(t)\, dt \tag{3.13}$$

gdzie: $\mathbf{r}_{SC_0}$, $\mathbf{r}_{SC_k}$ – położenie środka ciężkości rakiety odpowiednio w momencie startu i po wypaleniu materiału pędnego. Macierz momentów bezwładności można obliczyć z zależności

$$I_{ij}(t) = I_{ij_0} - \frac{I_{ij_0} - I_{ij_k}}{I_c} \int_{t_0}^{t} T(t)\, dt \tag{3.14}$$

gdzie: I_{ij} – moment bezwładności względem osi i, gdy ciało jest obracane względem osi j.

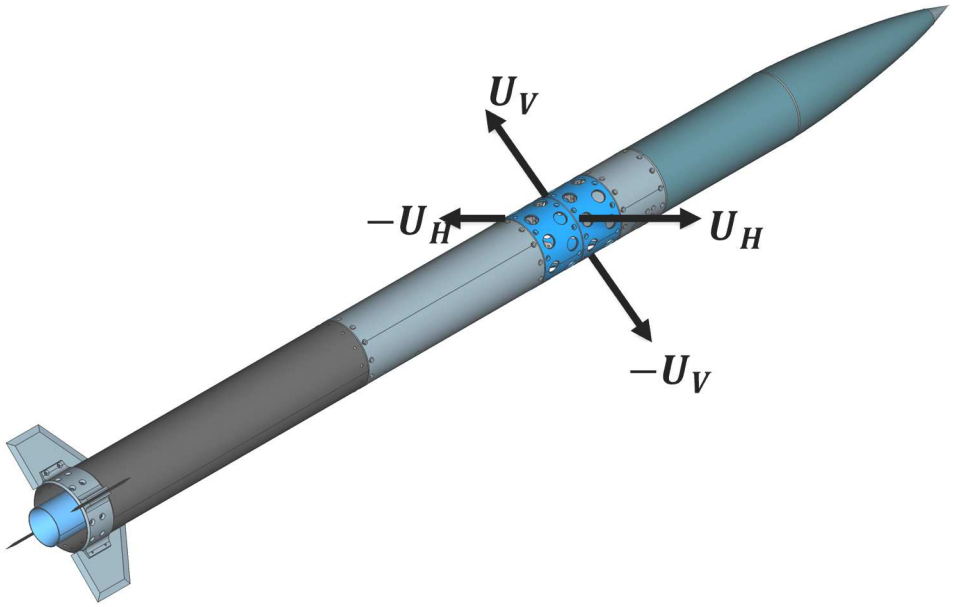
4. Optymalizacja

Opracowany model symulacyjny został użyty w procesie optymalizacji. Głównym celem optymalizacji było wyznaczenie momentów, w których należałoby odpalić kolejne silniki korekcyjne, aby zminimalizować błąd punktu trafienia rakiety w zadany cel. Dodatkowo optymalizacja miała na celu także ograniczyć do minimum liczbę wykorzystanych w tym celu silników korekcyjnych. Cały proces optymalizacji został podzielony na dwie części: optymalizację sygnału ciągłego oraz jego dyskretyzację w celu wyznaczenia momentów odpaleń kolejnych silników. Obie części zostaną opisane poniżej.

4.1. Optymalizacja sygnału ciągłego

W wyniku procesu optymalizacji powinny zostać wyznaczone punkty w czasie lotu, w których należałoby odpalić kolejne silniki korekcyjne. Bardzo szybko okazało się przy wstępnych obliczeniach, że czasy odpaleń nie mogą być bezpośrednio zmiennymi optymalizacyjnymi. Wynika

to z faktu, że przy stosowaniu tradycyjnych metod optymalizacji gradientowej, zmiana wartości funkcji kosztu w kolejnych iteracjach przy liczeniu gradientów były zbyt mała i optymalizacja bardzo szybko się kończyła. Z tego względu należało zastosować inne podejście. Przyjęto założenia upraszczające. Założono, że rakieta jest wyposażona tylko w dwa silniki korekcyjne o stałym dostępie do ciągu, które umieszczone są w dwóch prostopadłych płaszczyznach, jak przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Uproszczony model działania silników korekcyjnych

Silniki te są w stanie generować ciąg w obu kierunkach przez cały okres lotu rakiety. Dodatkowo założono, że proces sterowania będzie miał miejsce dopiero po osiągnięciu przez rakietę apogeum, czyli punktu maksymalnej wysokości lotu.

Znormalizowany przebieg ciągu silników korekcyjnych w czasie lotu przedstawiono na rys. 5. Założono, że wartość ciągu silników korekcyjnych może ulec zmianie tylko w pewnych dyskretnych chwilach czasu, pozostając stała pomiędzy kolejnymi zmianami. Jako zmienne optymalizacyjne, oznaczone jako u, przyjęto właśnie kolejne poziomy zmian wartości ciągu, których może być $2N$, gdzie N jest liczbą możliwych zmian definiowanych przez użytkownika, a 2 wynika z użycia dwóch silników korekcyjnych.

Na zmienne optymalizacyjne nałożono więzy w postaci ograniczenia przedziału ich wartości do zakresu $\langle -1, 1\rangle$, co powoduje konieczność wykorzystania metod optymalizacyjnych z więzami. Wartości ciągu silników korekcyjnych w kolejnych przedziałach są uzyskiwane poprzez przemnożenie wartości zmiennych optymalizacyjnych u przez maksymalną wartość ciągu silnika korekcyjnego definiowaną przez użytkownika.

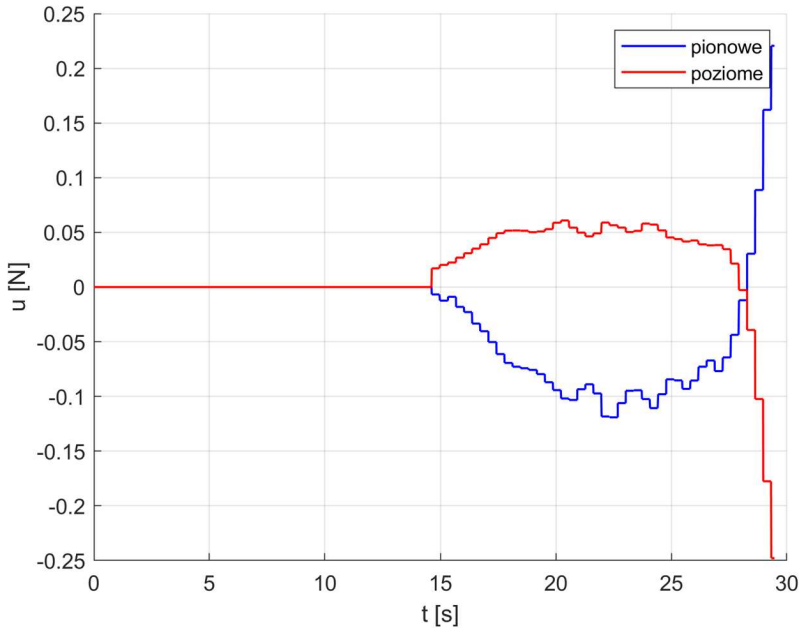
Przyjęto w procesie optymalizacji funkcja kosztu składała się z trzech części i dana jest zależnością

$$J(u) = J_1 + J_2 + J_3 \tag{4.1}$$

Kolejne składniki oznaczają kolejno koszt wynikający z błędu punktu trafienia dany równaniem

$$J_1 = Q\sqrt{(X_{end} - X_{ref})^2 + (Y_{end} - Y_{ref})^2} \tag{4.2}$$

gdzie: X_{end}, Y_{end} – końcowe współrzędne położenia rakiety, X_{ref}, Y_{ref} – współrzędne celu, Q – parametr wagowy błędu punktu trafienia. Kolejna część funkcji kosztu odpowiadała za minimalizację wartości ciągu silników korekcyjnych i dana była zależnością



Rys. 5. Wykres znormalizowanej wartości ciągu silników korekcyjnych w funkcji czasu

$$J_2 = \sum u^{\mathrm{T}} R u \tag{4.3}$$

gdzie: R – parametr wagowy wartości sterowania. Ostatni składnik funkcji kosztu odpowiadał za minimalizację zmian wartości kolejnych poziomów ciągu silników korekcyjnych i dany jest wzorem

$$J_3 = \sum (u_i - u_{i-1})^{\mathrm{T}} S (u_i - u_{i-1}) \tag{4.4}$$

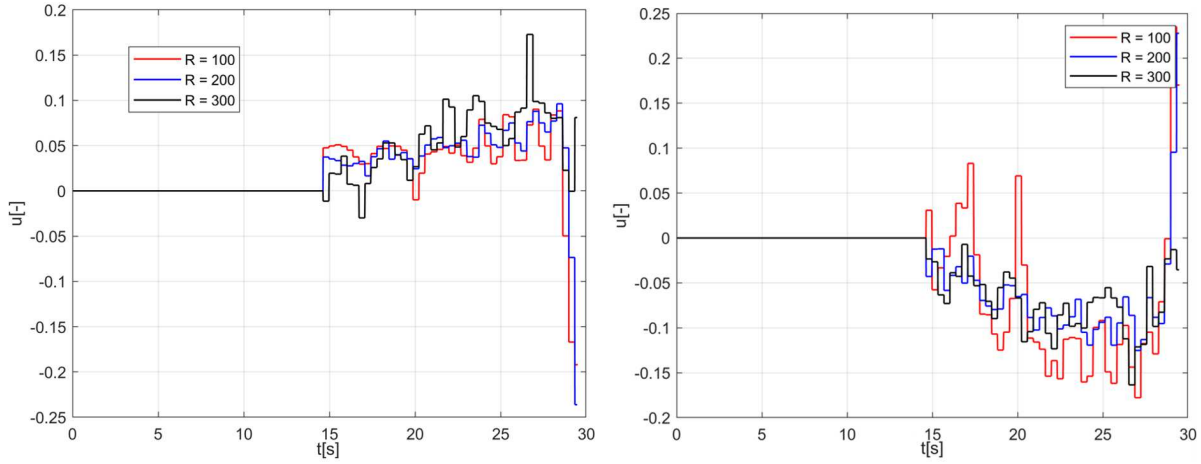
gdzie: S – parametr wagowy zmiany wartości ciągu w kolejnych poziomach.

Na wstępnym etapie obliczeń przygotowana funkcja kosztu była minimalizowana wbudowaną w środowisko MATLAB funkcją *fmincon* [10], która pozwala rozwiązywać nieliniowe problemy optymalizacyjne z więzami. Wykorzystuje ona algorytm quasi-Newton, który w sposób iteracyjny oblicza gradient oraz przybliżenie Hesjanu funkcji celu, a więzy uwzględniane są wykorzystując metodę *Interior Point*. W celu znaczącego przyspieszenia obliczeń wykorzystano także bibliotekę *Parallel Computing Toolbox* dostępna w środowisku MATLAB, co pozwoliło skrócić czas obliczeń pojedynczego przypadku z kilku dni do maksymalnie kilku godzin.

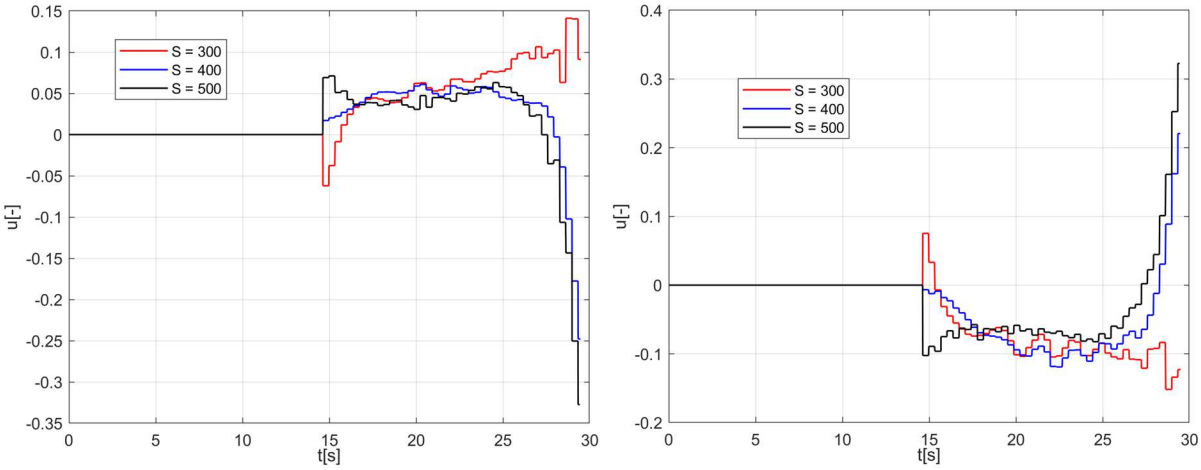
4.1.1. Analiza wrażliwości

Przed przystąpieniem do drugiej części procesu optymalizacji przeprowadzono analizę wrażliwość zmiany wartości parametrów wagowych R i S, odpowiadających za wartość ciągu silników korekcyjnych i jej zmianę między kolejnymi poziomami. W tym celu wygenerowano trajektorię referencyjną rakiety, poprzez ustawienie kątów strzału azymutu i elewacji, a jej punkt końcowy przyjęto jako współrzędne celu. Optymalizację przeprowadzono następnie dla kątów strzału zmienionych o pojedyncze stopnie, w celu wygenerowania potrzeby użycia silników korekcyjnych, aby trafić w cel. Analizę przeprowadzono osobno dla każdej z wag R i S, przy ustalonych wartościach pozostałych dwóch wag. Wyniki dla zmiany wartości wagi R przedstawiono na rys. 6.

Z przedstawionych wyników można zauważyć, że zmiana wartości parametru R nie ma znaczącego wpływu na zachowanie się wyniku optymalizacji w danym przedziale jego wartości. Na prawym wykresie widać nieznaczne zmniejszenie się wartości sygnału u przy zwiększaniu wartości wagi R. Podobną analizę przeprowadzono również dla parametru wagowego S wpływającego



Rys. 6. Wyniki analizy wrażliwości na zmianę wartości parametru wagowego R: (lewo) w kanale poziomym, (prawo) w kanale pionowym



Rys. 7. Wyniki analizy wrażliwości na zmianę wartości parametru wagowego S: (lewo) w kanale poziomym, (prawo) w kanale pionowym

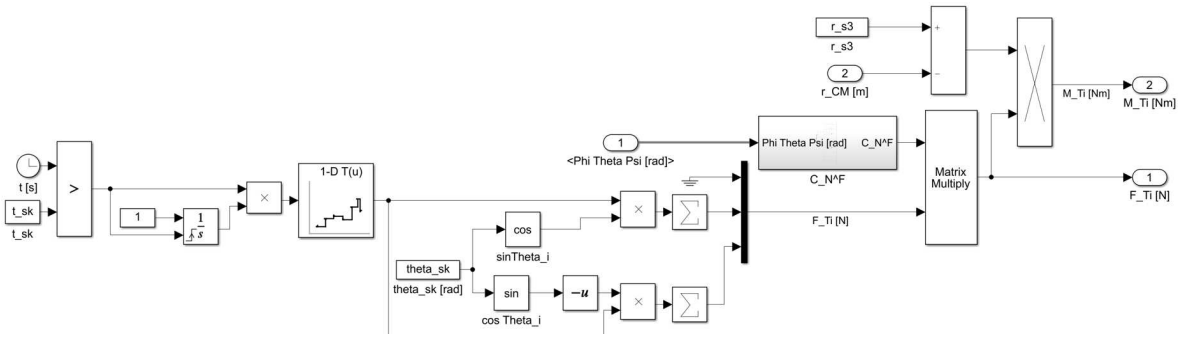
na zmianę wartości sygnału u w kolejnych poziomach. Wyniki przedstawiono na rys. 7. Analizując wykresy, można dostrzec, że poziom oscylacji wraz ze wzrostem wartości parametru S maleje, ponownie nie są to jednak duże zmiany. Nieznacznie maleje także sama wartość sygnału u. Po przeprowadzeniu analizy zdecydowana ustalić wartości parametrów wagowych na $R = 300$, $S = 500$ i takie wartości wykorzystywano do dalszych obliczeń.

4.2. Dyskretyzacja

Mając uzyskany wynik pierwszej części procesu optymalizacji w postaci przebiegu czasowego ciągu silników korekcyjnych w obu płaszczyznach, w części drugiej sygnał ten został zamieniony na dyskretne chwile odpaleń kolejnych silników i kierunki działania ciągu.

Na tym etapie przyjęto kolejne założenia upraszczające. Założono, że rakieta dysponuje dowolną liczbą silników korekcyjnych, które są dowolnie rozłożone w jednej płaszczyźnie na obwodzie rakiety. Schemat uproszczonego modelu działania silników przedstawiono na rys. 8.

Model ten sprawdza, w którym czasie oraz w jakim kierunku dany silnik powinien zadziałać, a następnie go uruchamia. Po niezbędnych transformacjach siła oraz moment generowane przez silnik korekcyjny dodawane są do reszty obciążeń działających na rakietę.



Rys. 8. Uproszczony model działania silników korekcyjnych

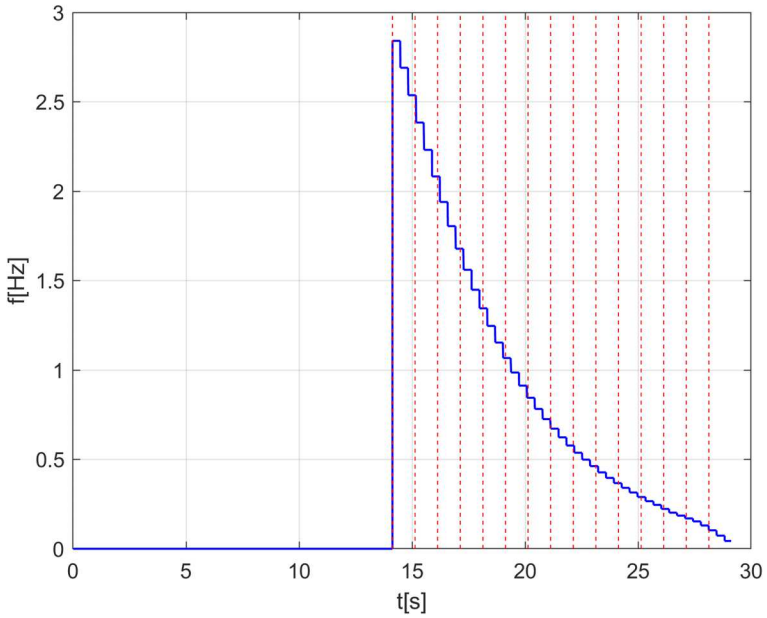
Transformację sygnału w postaci przebiegu ciągu silników korekcyjnych na czas i kierunek odpalenia odpowiedniego silnika podzielono na kilka części. Na początku, licząc pierwiastek z sumy kwadratów z odpowiednimi wagami z sygnałów z obu płaszczyzn działania, otrzymano częstotliwość, z jaką powinny się uruchamiać kolejne silniki korekcyjne. Zależność na częstotliwość przedstawia równanie

$$f = T_{sk}\sqrt{(KV \cdot u_V)^2 + (KH \cdot u_H)^2} \tag{4.5}$$

gdzie: T_{sk} – maksymalna wartość ciągu silnika korekcyjnego, KV, KH – wagi na sygnały w kanale odpowiednio pionowym i poziomym. Za pośrednictwem wag KV, KH można zmieniać wpływ poszczególnego kanału na zmianę trajektorii rakiety. Kierunek działania ciągu można obliczyć z zależności

$$\theta_u = a\tan 2(u_V, u_H) \tag{4.6}$$

Otrzymany z równania (4.5) przebieg częstotliwość odpaleń silników korekcyjnych przedstawiono na rys. 9. Przebieg taki następnie uśredniano w kolejnych przedziałach o długości około 1 s, zaznaczonych na wykresie przerywanymi liniami. Znając częstotliwość odpalenia silników w danym przedziale czasowym, zamieniano ją na kolejne czasy odpaleń.



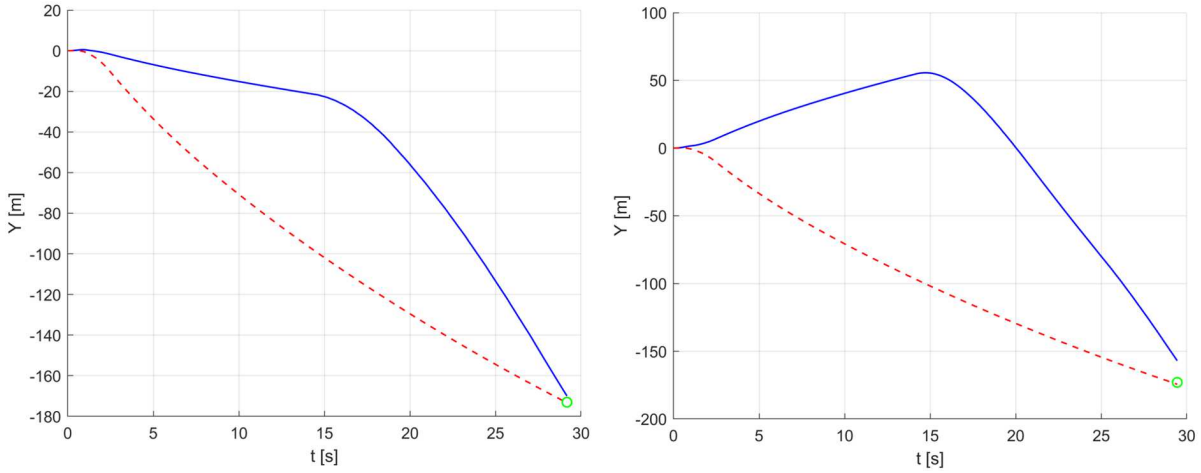
Rys. 9. Wyznaczenie przedziałów uśredniania częstotliwości

Po wykonaniu tych operacji czasy odpaleń i kierunki działania silników korekcyjnych wczytywano do modelu symulacyjnego w celu wygenerowania wyników.

5. Wyniki

Opisany w powyższych rozdziałach dwuczęściowy proces optymalizacji został zastosowany do wstępnych obliczeń. Na początku wygenerowana została trajektoria referencyjna rakiety dla kątów strzału wynoszących: azymut 0°, elewacja 25°, a jej ostatni punkt został przyjęty jako współrzędne położenia celu. Następnie dla kolejnych odchyłek kątów strzału wynoszących 1° lub 2° przeprowadzany był cały proces optymalizacji, czyli wyliczany był ciągły przebieg ciągu silników korekcyjnych oraz na jego podstawie wyznaczane były dyskretne chwile odpaleń i kierunki działania kolejnych silników korekcyjnych. Na kolejnych rysunkach linią ciągłą niebieską przedstawiony jest przebieg w czasie odpowiedniej współrzędnej położenia rakiety, dla błędu kąta azymutu współrzędnej Y, a dla błędu kąta elewacji współrzędnej X. Linią czerwoną przerywaną jest zaznaczony przebieg odpowiedniej współrzędnej dla trajektorii referencyjnej. Ze względu na to, że czas lotu rakiety dla odchyłek kątów strzału nie pokrywał się z czasem lotu po trajektorii referencyjnej, współrzędne celu dodatkowo zostały zaznaczone zielonym markerem.

Na rys. 10 przedstawiono wyniki dla błędu kąta azymutu wynoszącego 1° oraz 2°. W czasie lotu rakieta użyła 16 silników korekcyjnych, uzyskując błąd trafienia wynoszący 7,15 m dla błędu wynoszącego 1°, a dla błędu wynoszącego 2° błąd trafienia wyniósł 33,76 m przy użyciu 33 silników korekcyjnych.



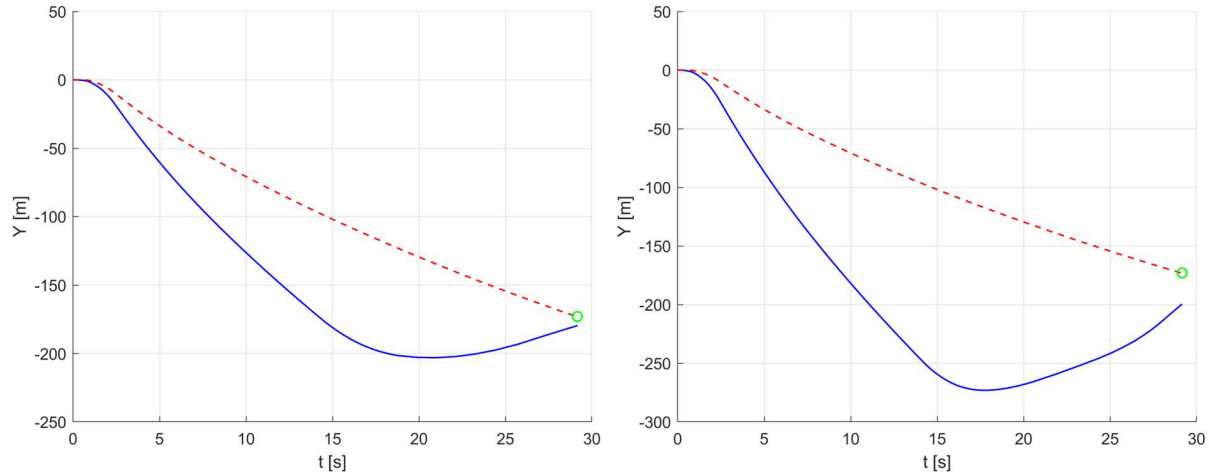
Rys. 10. Trajektoria rakiety (niebieski), trajektoria referencyjna (czerwony), położenie celu (zielony) dla początkowego błędu kąta azymutu wynoszącego (lewo) 1°, (prawo) 2°

Na rys. 11 przedstawiono wyniki dla błędu kąta azymutu wynoszącego odpowiednio −1° oraz −2°. W czasie lotu rakieta użyła odpowiednio 15 oraz 34 silników korekcyjnych, uzyskując przy tym błąd trafienia wynoszący odpowiednio 11,18 m oraz 34,34 m.

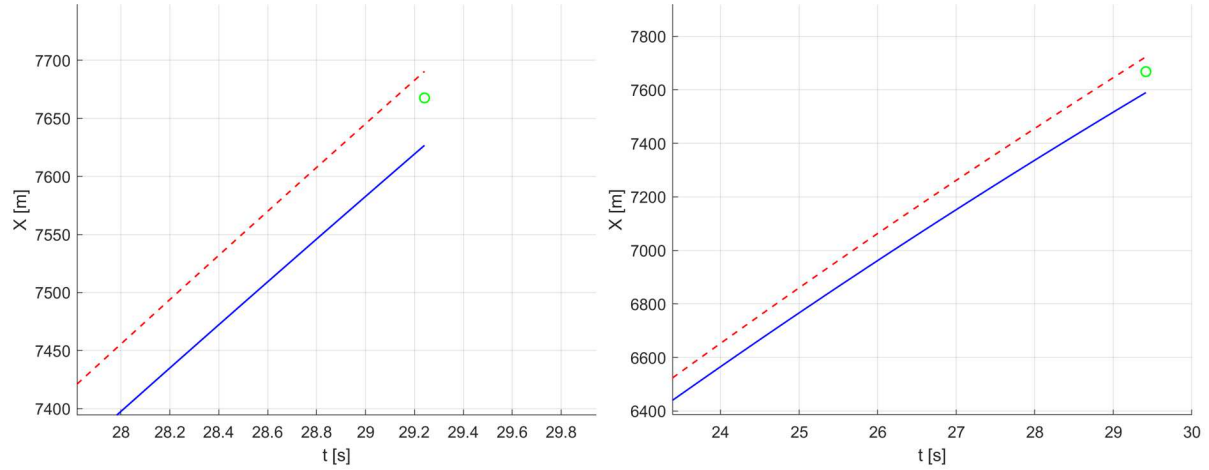
Na rys. 12 przedstawiono wyniki dla błędu kąta elewacji wynoszącego 1° i 2°. Błąd trafienia dla obu przypadków wyniósł odpowiednio 40,98 m przy użyciu 24 silników korekcyjnych oraz 83,38 m przy użyciu 66 silników korekcyjnych.

Na rys. 13 pokazano wyniki dla błędu kąta elewacji wynoszącego −1° oraz −2°. Dla tych przypadków liczba użytych silników wynosiła odpowiednio 28 oraz 27, przy błędach trafienia wynoszących 35,81 m i 66,03 m.

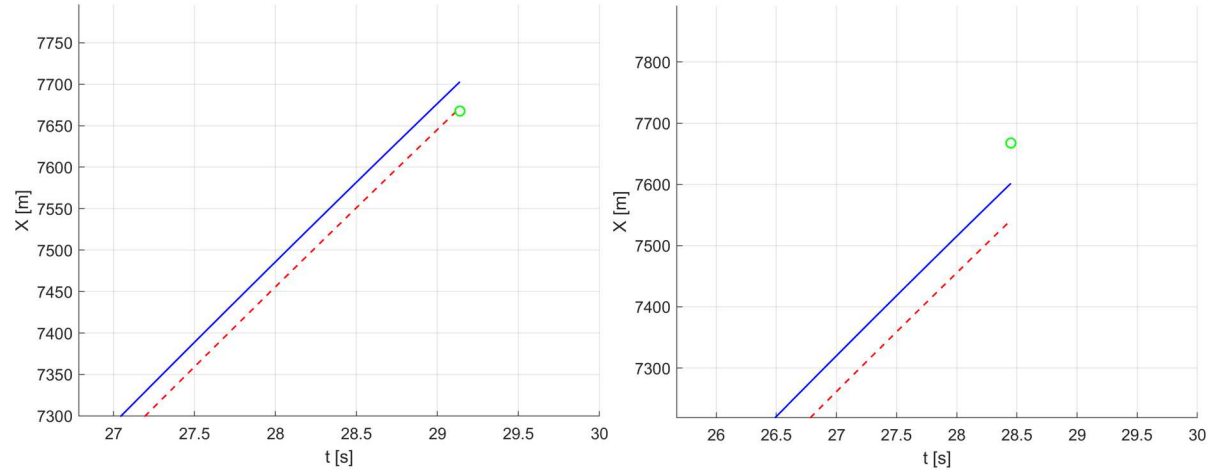
Analizując uzyskane wyniki, można zauważyć, że wraz ze wzrostem początkowego błędu kąta strzału rośnie niezbędna liczba silników korekcyjnych, które należy uruchomić. Tylko dla



Rys. 11. Trajektoria rakiety (niebieski), trajektoria referencyjna (czerwony), położenie celu (zielony) dla początkowego błędu kąta azymutu wynoszącego (lewo) $-1°$, (prawo) $-2°$



Rys. 12. Trajektoria rakiety (niebieski), trajektoria referencyjna (czerwony), położenie celu (zielony) dla początkowego błędu kąta elewacji wynoszącego (lewo) $1°$, (prawo) $2°$



Rys. 13. Trajektoria rakiety (niebieski), trajektoria referencyjna (czerwony), położenie celu (zielony) dla początkowego błędu kąta elewacji wynoszącego (lewo) $-1°$, (prawo) $-2°$

ostatniego przypadku błędu kąta elewacji liczba silników wyszła zbliżona dla dwóch wartości błędu. Dużo lepiej algorytm sobie radzi w przypadku błędów kąta azymutu niż elewacji, osiągając mniejsze wartości odległości miejsca uderzenia rakiety od współrzędnych położenia celu.

6. Podsumowanie

W ramach przygotowania artykułu przeprowadzono analizę zastosowania metod optymalizacji do sterowania pociskiem rakietowym wyposażonym w zestaw silników korekcyjnych na stały materiał pędny. Proces optymalizacji był podzielony na dwie części, najpierw optymalizowano wartość ciągu silników korekcyjnych w dwóch płaszczyznach rakiety, a następnie zamieniano go na dyskretny sygnał odpaleń silników korekcyjnych. Sprawdzono wrażliwość algorytmu optymalizacji na zmianę wartości macierzy wagowych występujących w funkcji kosztu, a także przedstawiono wyniki wstępnych symulacji zastosowania opisanej procedury do sterowania rakietą. Plany na przyszłość obejmują dostosowanie metody optymalizacji gradientowej do założonego problemu, a także modyfikację algorytmu dyskretyzacji, aby poprawić działanie algorytmu dla błędu kąta elewacji.

Bibliografia

1. Gupta S., Saxena S., Singhal A., Ghosh A., Trajectory correction flight control system using pulsejet on an artillery rocket, *Defence Science Journal*, **58**, 1, 15-33, 2008
2. Jitpraphai T., Costello M., Dispersion reduction of a direct fire rocket using lateral pulse jets, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **38**, 6, 929-936, 2001
3. Ożóg R., Jacewicz M., Głębocki R., Modified trajectory tracking guidance for artilery rocket, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **58**, 3, 611-622, 2020
4. Głębocki R., Jacewicz M., Parametric study of guidance of a 160 mm projectile steered with lateral thrusters, *Aerospace*, **7**, 61, 1-27, 2020
5. Jitpraphai T., Burchett B., Costello M., Mechanism, a comparison of different guidance schemes for a direct fire rocket with a pulse jet control, *Army Research Laboratory*, Corvalis, OR, 2002
6. Jacewicz M., Lichota P., Miedziński D., Głębocki R., Study of model uncertainties influence on the impact point dispersion for a gasodynamicaly controlled projectile, *Sensors*, **22**, 9, 1-20, 2022
7. Burchett B., Costello M., Model predictive lateral pulse jet control of an atmospheric rocket, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, **25**, 5, 860-867, 2002
8. Gao M., Zhang Y., Yang S., Firing control optimization of impulse thrusters for trajectory correction projectiles, *International Journal of Aerospace Engineering*, **2015**, 1-12, 2015
9. Stevens B., Lewis F., Johnson E., *Aircraft Control and Simulation*, 3rd Ed., Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems, Hoboken, New Jersey: Wiley, 2016
10. Mathworks, „MATLAB Documentation", Mathworks, [Online]. Available: https://uk.mathworks.com/help/optim/ug/fmincon.html [Data uzyskania dostępu: 5.12.2022]

An approach to optimal control using pulse jet thrusters for a gasodynamically controlled missile

In this article, an approach to optimize the use of correction thrusters for a gasodynamically controlled missile is presented. Optimization is an import aspect of the design process of flight vehicles. It allows one to tailor the design of an object and to maximize its performance and efficiency during flight. There exist

many well-known and established methods to optimize continuous functions, but the complexity of the problem intensifies when dealing with discrete and highly nonlinear systems. The missile examined in this article is controlled by a discrete impulse control signals in a form of pulse correction thrusters which can be fired only once and give a high value of thrust for a very short time in the direction perpendicular to the missile longitudinal axis. In order to minimize its hit error and energy consumption in the control system, a two part optimization process was developed. It was divided into optimization of the continuous control signal and its discretization in order to obtain discrete values of the times when the control thrusters should fire. In the article, a full nonlinear simulation model of the missile created in MATLAB/Simulink environment is presented. All necessary simplifications of the model needed for continuous control signal optimization and discretization are discussed detail. The optimization method and the cost function used for calculations are described. The results of analysis of the sensitivity of optimization output to the weights of different components of the cost function are presented. The approach to discretization of the continuous control signal along with the preliminary results of performed simulations are presented.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/337-348

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

Aleksander Olejnik, Stanisław Kachel, Jarosław Milczarczyk, Robert Rogólski
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; stanislaw.kachel@wat.edu.pl; jaroslaw.milczarczyk@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl

W pracy opisano metody projektowania oraz techniki wytwarzania, które znajdują zastosowanie w budowie skalowanych modeli samolotów przeznaczonych do prób w locie. Model zredukowany o zmniejszonych wymiarach geometrycznych powinien być skonstruowany w taki sposób, aby zachować podobieństwo jego specyficznych cech konstrukcyjnych do realnych właściwości pełnoskalowego statku powietrznego. Zachowując podobieństwo masy, sztywności i rozkładów obciążeń oddziałujących na płatowiec oraz zapewniając pożądane relacje wartości obciążenia ciągu oraz obciążenia powierzchni nośnej, można przygotować wielopłaszczyznowo skalowany model dynamicznie podobny wykazujący w locie cechy analogiczne do cech samolotu rzeczywistego. Metodyka konstruowania modeli dynamicznie skalowanych została zaprezentowana w odniesieniu do średniego samolotu pasażerskiego Tu-154M. Na Wydziale Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej przeprowadzono kompleksowy cykl prac projektowo-konstrukcyjnych, których celem była budowa modeli skalowanych o różnych zastosowaniach, w tym modeli do tunelowych badań aerodynamicznych oraz modeli do badań w locie swobodnym. Budowa i testowanie dynamicznie skalowanego modelu to jedno z wielu zadań realizowanych w ramach złożonego projektu badawczego, którego celem było przeprowadzenie szerokiego zakresu badań numerycznych i eksperymentalnych przydatnych w analizowaniu okoliczności katastrofy smoleńskiej.

1. Wprowadzenie

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

w obu przypadkach, wykazując podobieństwo sztywności giętnej skrzydła modelowego i rzeczywistego.

Badania aerodynamiczne w stanach lotu po utracie kontroli nad ruchem samolotu jak przeciągnięcie czy korkociąg są ważną częścią badań przyczyn niektórych wypadków lotniczych oraz analiz przy projektowaniu nowych samolotów. W ciągu ostatnich kilku dekad zostały osiągnięte znaczące postępy w modelowaniu aerodynamicznym konfiguracji myśliwców w warunkach przeciągnięcia i korkociągu. Symulacje konfiguracji transportowych w tych reżimach lotu stały się przedmiotem badań stosunkowo niedawno. Uznano jednak, że walidacja lotu pełnowymiarowych samolotów transportowych w fazie po przeciągnięciu, w przeciwieństwie do konfiguracji myśliwców, jest poważnie ograniczona ze względu na niedopuszczalne zagrożenia dla bezpieczeństwa lotu. W rezultacie zaproponowano wykorzystanie bezzałogowych aparatów latających w mniejszej skali jako alternatywny sposób walidacji symulacji w warunkach lotu wysokiego ryzyka. Eksperymenty przeprowadzone na Politechnice Warszawskiej [1] potwierdziły, że w przypadku niestabilności badanego samolotu wartościowe jest przeprowadzenie prób w locie na podobnych dynamicznie bezzałogowych statkach powietrznych. W ostatniej dekadzie Wydział Mechatroniki Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej zrealizował kilka projektów z wykorzystaniem dynamicznie skalowanych modeli (samoloty OSA i Harnaś należące do ICAO klasy A, samolot pasażerski Tu-154M należący do ICAO klasy D). W niniejszym artykule przedstawiamy przykłady z budowy modelu samolotu Tu-154M, który jest jednym z naszych ostatnich projektów.

2. Podstawowe założenia projektowe i kryteria podobieństwa modeli skalowanych

Model skalowany dynamicznie powinien być skonstruowany w taki sposób, aby zachować zarówno warunki przepływu aerodynamicznego, jak i podobieństwo jego właściwości konstrukcyjnych do rzeczywistego statku powietrznego. Zachowując podobieństwo przepływu aerodynamicznego, mas, sztywności konstrukcji i rozkładu obciążeń zewnętrznych, a ponadto zachowując odpowiednio wyskalowane wartości współczynników ciągu do masy i obciążenia skrzydła, można skonstruować model zredukowany o identycznych właściwościach w locie lub przynajmniej bardzo podobny do cech pełnowymiarowego obiektu [2], [3].

Aby w pełni odzwierciedlić efekty aerodynamiczne i aeroelastyczne przeskalowanego modelu latającego, konieczne jest spełnienie kryteriów podobieństwa pod względem zgodności geometrii, rozkładu masy i sztywności oraz przepływu aerodynamicznego. W procesie projektowania i budowy modelu latającego w skali należy uwzględnić następujące zasady kompatybilności:

- geometryczne podobieństwo bryły aerodynamicznej modelu do bryły rzeczywistej,
- zachowanie tych samych wartości charakterystycznych liczb kryterialnych dla zapewnienia podobieństwa opływu dynamicznego wokół obiektu rzeczywistego i opływu wokół modelu – szczególnie ważne jest zachowanie wartości Re (liczby Reynoldsa) i St (liczby Strouhala),
- zachowanie stałych proporcji w stosunku do charakterystycznych wskaźników obciążeń względnych, tj. stosunku ciągu do masy T/Q i obciążenia skrzydła W/S,
- zachowanie warunków podobieństwa sztywności głównych zespołów płatowca (skrzydeł, kadłuba, ogona) w kontekście odkształceń giętno-skrętnych,
- zachowanie stałych proporcji wartości masy cząstkowej i jej rozkładów,
- zapewnienie powtarzalnego stosunku kolejnych częstotliwości rezonansowych modelu i rzeczywistego statku powietrznego.

Powyższe postulaty mogą zostać spełnione w wyniku doboru odpowiednich współczynników skalujących. Podstawowy czynnik dotyczy skali podobieństwa geometrycznego, czyli stosunku

wymiaru liniowego modelu l_m do odpowiadającego mu wymiaru liniowego obiektu rzeczywistego l_r, co można zapisać jako

$$n = \frac{l_m}{l_r} \tag{2.1}$$

Kolejny czynnik skalujący może być związany z czasem i choć wydaje się nieco sztuczny jest bardzo przydatny, zwłaszcza gdy nie można ustalić jednolitych wartości kryteriów liczb aerodynamicznych. Skalę czasu n_t można wyznaczyć analogicznym równaniem do (2.1), uwzględniając stosunki czasowe zjawisk modelowych do czasu rzeczywistego, tj.

$$n_t = \frac{t_m}{t_r} \tag{2.2}$$

W przypadku niemożności ustalenia jednolitych wartości dla liczb Re i St można z reguły przyjąć, że:

$$n_t = \sqrt{n} \tag{2.3}$$

Innym ważnym czynnikiem skalującym jest skala gęstości, a liczba ta może odnosić się zarówno do skalowania gęstości przepływu powietrza, jak i gęstości materiałów konstrukcyjnych użytych do budowy modelu skalowanego i rzeczywistego samolotu. Współczynnik gęstości można opisać jako następujący stosunek

$$n_\rho = \frac{\rho_m}{\rho_r} \tag{2.4}$$

Po wprowadzeniu powyższych podstawowych czynników skali można wyprowadzić inne ważne współczynniki przy wymiarowaniu modelu. Można zdefiniować takie czynniki skalowania jak: skala powierzchni, skala objętości, skala prędkości, skala masy, skala bezwładności masy, skala sztywności strukturalnej, skala częstotliwości, skala ciągu do masy, skala obciążenia skrzydła i wiele innych.

Przyjęto, że przeskalowany model samolotu Tu-154M zostanie zbudowany w skali geometrycznej $n = 1/10$. Wykorzystując zależność (2.3), przyjęto skalę czasową $n_t = \sqrt{n} = 0{,}316$. Dla przyjętej skali gęstości $n_\rho = 1$ wyznaczono pozostałe współczynniki skalujące, których symbole i wartości zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Wybrane współczynniki skali i wartości odpowiednich parametrów samolotu Tu-154M oraz modelu skalowanego dynamicznie w skali 1 do 10

Parametr	Samolot	Miara	Skala	Model
Minimalna masa	55000	kg	n^3	55,0
Maksymalna masa	102000	kg	n^3	102,0
Maksymalny ciąg (każdy silnik)	106000	N	n^3	106,0
Rozpiętość skrzydeł	37,6	m	1	3,76
Długość kadłuba	47,9	m	1	4,79
Powierzchnia nośna	201,5	m^2	n^2	2,02
Prędkość minimalna	65,3	m/s	$\sqrt{n}$	20,6
Prędkość lądowania	80	m/s	$\sqrt{n}$	25,3
Prędkość maksymalna	263,9	m/s	$\sqrt{n}$	83,5

3. Wirtualna rekonstrukcja pełnowymiarowego samolotu Tu-154M

Ze względu na brak dokumentacji konstrukcyjnej samolotu większość danych związanych z budową i geometrią samolotu zebrano poprzez pomiary rzeczywistego statku powietrznego. Wymiary samolotu są następujące: rozpiętość skrzydeł 37,6 m, długość kadłuba 47,9 m i wysokość 11,5 m.

Rys. 1. Widok samolotu podczas skanowania

Większość danych o zewnętrznej geometrii pochodzi ze skanowania prawdziwego samolotu. Do skanowania wykorzystano system ATOS 2. Skanowanie tak dużego obiektu wymagało przezwyciężenia określonych wyzwań.

Duże rozmiary obiektów powodują następujące trudności podczas skanowania:

- konieczność zapewnienia stabilnej pracy skanera na dużej wysokości (do 13 m),
- konieczność minimalizacji wpływu warunków atmosferycznych (wiatr, słońce, deszcz),
- zmiany wymiarów spowodowane rozszerzalnością cieplną.

Jeśli chodzi o ostatni punkt, to np. wydłużenie kadłuba w wyniku wzrostu temperatury o 1 stopień wynosi 1,2 mm (kadłub o długości 50 m wykonany z aluminium: $0{,}000023 \cdot 50\,\text{m} \cdot 1^\circ = 0{,}0012\,\text{m}$). Przy różnicy temperatur między nocą a dniem 30° (typowe dla słonecznego dnia w lecie) powoduje to wydłużenie o 36 mm. Jest to niedopuszczalne i prowadzi do konieczności pracy na hali lub w nocy.

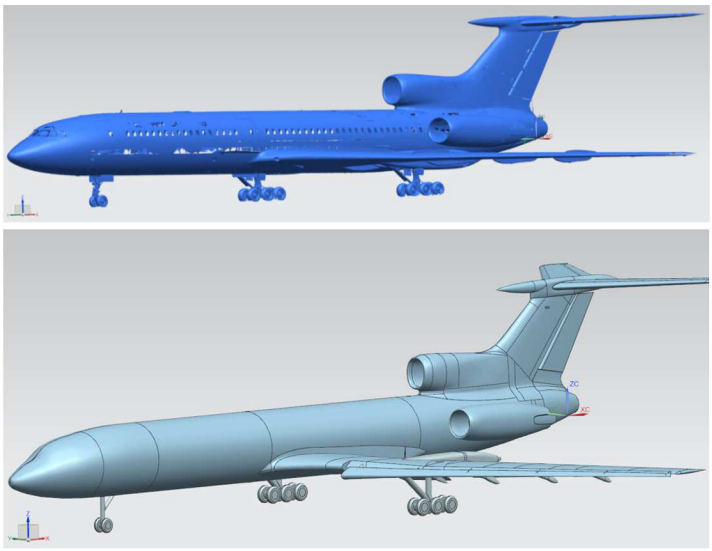
W wyniku pomiarów wykonano model CAD powierzchni w postaci chmury punktów, który przedstawiono na rysunku 2. Zbudowany na podstawie tego skanu model CAD geometrii zewnętrznej przedstawiono na rysunku 2. Widoczna różnica między obrazami skrzydeł na rys. 2 wynika z faktu, że samolot na rysunku górnym jest w konfiguracji gładkiej, a na rysunku dolnym w konfiguracji do lądowania.

4. Techniki projektowania i budowy modeli skalowanych dynamicznie

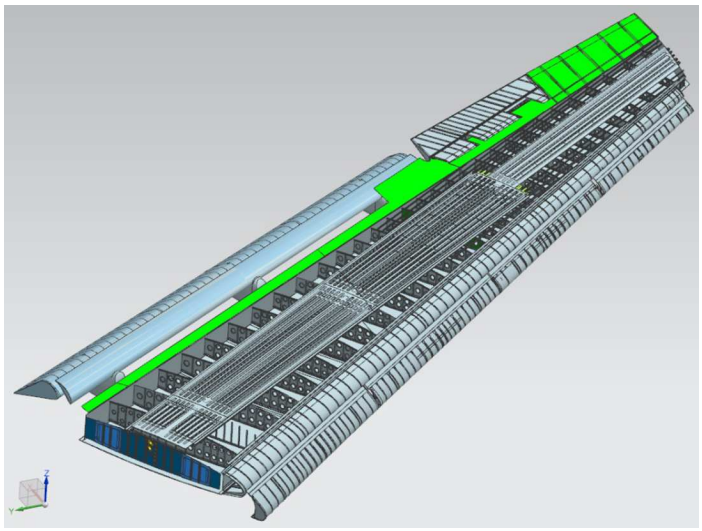
Projektowanie i budowa modelu zostaną zaprezentowane na przykładzie skrzydeł, które są najważniejszą częścią samolotu z punktu widzenia podobieństwa dynamicznego [4]. Na rysunku 3 przedstawiono konstrukcję lewego skrzydła samolotu rzeczywistego [7], [8].

Muszą zostać spełnione warunki podobieństwa sztywności głównych zespołów konstrukcji skrzydła samolotu i modelu:

- skalowana sztywność na zginanie i skręcanie,
- rozkład masy dostrojony w taki sposób, aby zachować odpowiednie proporcje między masami składowymi płatowca.



Rys. 2. Model CAD samolotu: postać geometrii po skanowaniu oraz widok modelu po obróbce powierzchni



Rys. 3. Struktura skrzydła samolotu rzeczywistego. Widok obejmuje część doczepną skrzydła, która zaczyna się od żebra nr 14; pokrycie górne centropłata usunięto

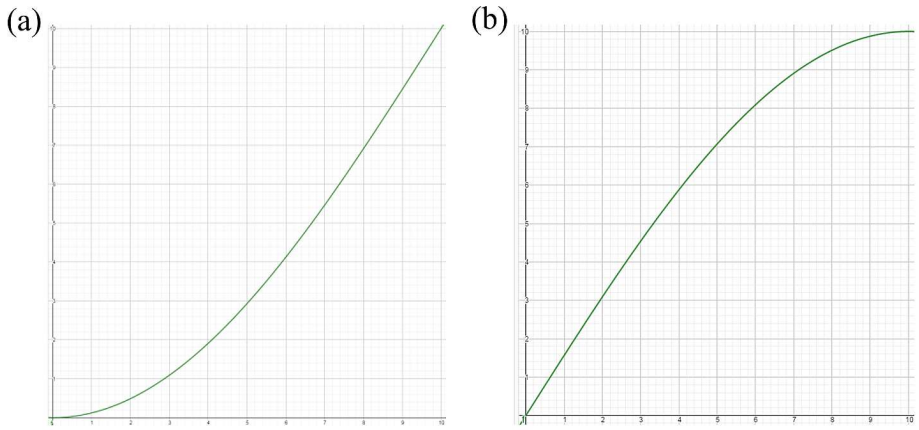
W procesie konstruowania modelu ważny jest dobór materiałów i rodzaju konstrukcji w taki sposób, aby konstrukcja modelu wykazywała cechy sprężyste w sposób analogiczny do rzeczywistego samolotu. W celu racjonalnego prognozowania zjawisk aeroelastycznych na podstawie zachowania się modelu w locie [9], elementy płatowca powinny mieć konstrukcję o podobnych rozkładach sztywności i mas. Pod względem zgodności właściwości statycznych samolotu, modelowa konstrukcja powinna wykazywać identyczną odkształcalność pod wpływem obciążeń zewnętrznych w locie. Odkształcenie statyczne jednostek konstrukcyjnych powinno być identyczne dla obu obiektów. Oznacza to, że funkcje opisujące linię ugięcia i linię odkształcenia skrętnego fragmentu konstrukcji dla obu przypadków powinny być takie same. Postulat zgodności funkcji przemieszczenia statycznego dla zginania i skręcania (np. skrzydeł) można opisać matematycznie następującymi równaniami

$$\overline{Z}_m(\overline{y}) = \overline{Z}_r(\overline{y}) \qquad \overline{\Phi}_m(\overline{y}) = \overline{\Phi}_r(\overline{y}) \tag{4.1}$$

W powyższych wzorach funkcje: $\overline{Z}(\overline{y})$ i $\overline{\Phi}(\overline{y})$ o określonych dolnych indeksach m i r wyznaczają przemieszczenie liniowe i skręcenie kątowe skrzydła modelowego i skrzydła rzeczywistego wzdłuż jego osi sprężystej. Oczywiście funkcje są względne względem bezwymiarowych współrzędnych $\overline{y} = y/l$ i ich wartości $\overline{Z}$ i $\overline{\Phi}$ również są bezwymiarowe. Typowe przebiegi linii ugięcia i linii skręcenia przykładowego skrzydła można zapisać za pomocą prostych wzorów wykorzystujących funkcje trygonometryczne

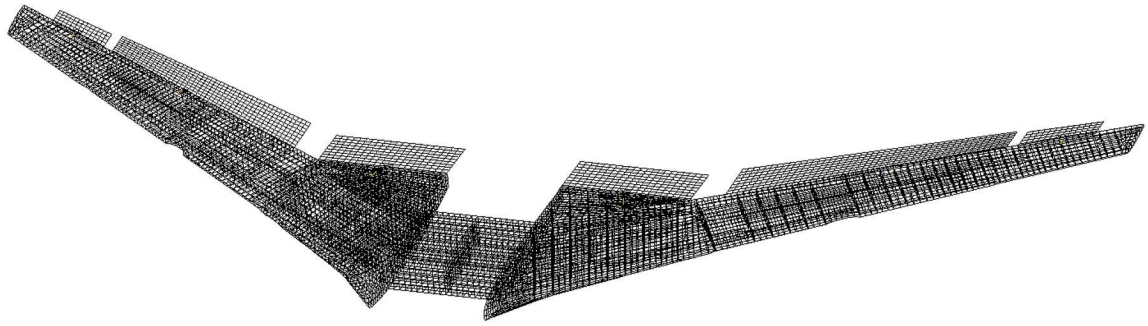
$$\overline{Z}(\overline{y}) = \overline{Z}_0\Big(1 - \cos\frac{\pi\overline{y}}{2}\Big) \qquad \overline{\Phi}(\overline{y}) = \overline{\Phi}_0 \sin\frac{\pi\overline{y}}{2} \tag{4.2}$$

Obie postaci funkcji przedstawiono na rys. 4.



Rys. 4. Funcje $\overline{Z}(\overline{y})$ oraz $\overline{\Phi}(\overline{y})$ pokazujące odkształcenia giętne i skrętne dla wzorcowego skrzydła, $\overline{y} \in \langle 0, 1\rangle$

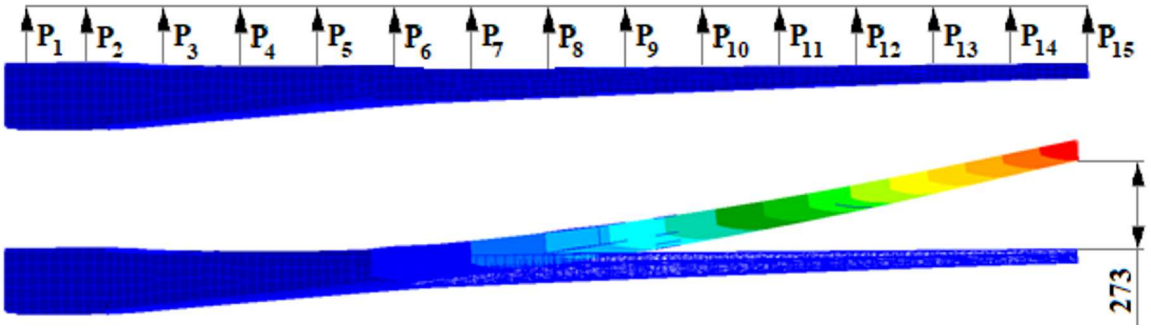
Postulat podobieństwa deformacji obu konstrukcji może być przydatny przy projektowaniu zastępczego modelu konstrukcji, który będzie znacznie uproszczony w stosunku do konstrukcji rzeczywistej. Tożsamość odkształcalności tworzy dodatkowe warunki obliczeniowe dające możliwość wymiarowania przekrojów modelu projektowego. Do przeprowadzenia żądanych obliczeń, oprócz postulatu podobieństwa sztywności, potrzebny jest dokładnie opracowany model dyskretny, wiernie odwzorowujący rzeczywistą konstrukcję (rys. 5).



Rys. 5. Model całej konstrukcji nośnej skrzydeł samolotu Tu-154M (dwa skrzydła połączone kesonem wewnątrz kadłuba)

Symulacja deformacji statycznej modelu MES rzeczywistej konstrukcji skrzydła dla obciążenia aproksymowanego dyskretnie ustalonymi siłami (rys. 6) pozwala na wyznaczenie rozkładu przemieszczeń zgodnie z macierzową zależnością

$$\mathbf{u} = \boldsymbol{\delta}\mathbf{P} \tag{4.3}$$



Rys. 6. Rozkład równoważnych obciążeń zewnętrznych w postaci 15 sił skupionych działających na skrzydło przy zadanym współczynniku obciążenia i wynikający z tego rozkład przemieszczeń liniowych ($u_{max} = 273\,\text{mm}$)

gdzie **u** jest macierzą przemieszczenia, $\boldsymbol{\delta}$ jest macierzą współczynników elastyczności, a **P** jest macierzą sił zewnętrznych.

Wartości współczynników sprężystości δ_{ij} można wyznaczyć w serii symulacji cząstkowych, wyznaczając numerycznie przemieszczenia translacyjne w poszczególnych przekrojach u_i w wyniku przypisania siły jednostkowej w j-tym punkcie, czyli dla $P_j = 1$. Jednocześnie każdy współczynnik można opisać następującym wzorem analitycznym

$$\delta_{ij} = m_i \frac{l_j^3}{EI_j} \tag{4.4}$$

gdzie l_j jest odległością między j-tym przekrojem skrzydła a płaszczyzną mocowania w kadłubie, E jest modułem Younga materiału konstrukcyjnego, a I_j jest płaskim drugim momentem pola powierzchni dla j-tego przekroju. W powyższym wzorze jedyną niewiadomą wielkością jest mnożnik m_i, ale można go wyliczyć z przekształconej zależności (4.4) z uwzględnieniem wartości liczbowych $\delta_{ij(num)}$ wyznaczonych z serii wcześniej wspomnianych symulacji. Tak więc każdy m_i można obliczyć w następujący sposób

$$m_i = \delta_{ij(num)} \frac{EI_j}{l_j^3} \tag{4.5}$$

Wszystkie te mnożniki można wykorzystać we wzorach do obliczania współczynników elastyczności dla skalowanej struktury modelu $\delta_{ij}^{(m)}$, które można wyprowadzić w następujący sposób

$$\delta_{ij}^{(m)} = m_i \frac{(l_j^{(m)})^3}{E^{(m)} I_j^{(m)}} = m_i \frac{n^3 l_j^3}{n_E E n^4 I_j} = m_i \frac{l_j^3}{EI_j} \frac{1}{n_E n} = \delta_{ij} \frac{1}{n_E n} \tag{4.6}$$

gdzie n_E jest współczynnikiem skalowania modułu sprężystości branym pod uwagę w przypadku zastosowania alternatywnego materiału do budowy modelu w skali. Z powyższego łańcucha powiązań można obliczyć wartość drugiego momentu powierzchni dla dowolnego j-tego odcinka przeskalowanej konstrukcji modelu

$$I_j^{(m)} = \frac{n^4 l_j^3}{E\delta_{ij}} \tag{4.7}$$

Wartości $I_j^{(m)}$ wyznaczone z zależności (4.7) umożliwiają wymiarowanie elementów przekrojowych modelu skalowanego dla dowolnej przyjętej konstrukcji równoważnej. Ostateczne sprawdzenie przemieszczeń translacyjnych znormalizowanych względem lokalnego maksymalnego

przemieszczenia ($u = u/u_{max}$, gdzie u_{max} jest przemieszczeniem końcówki) powinno potwierdzić poprawność następującej zależności w każdym i-tym przekroju skrzydła

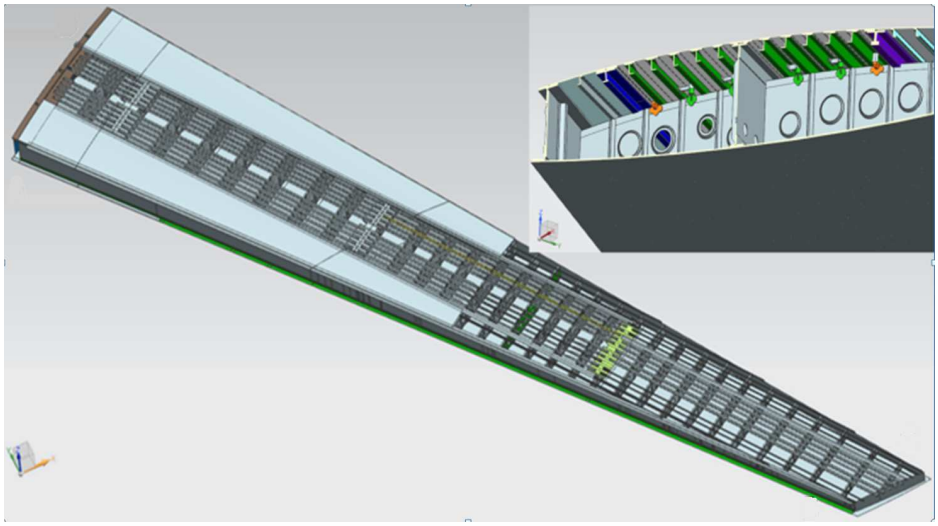
$$\overline{u}_i^{(m)} = \overline{u}_i \tag{4.8}$$

Ugięcie skrzydła modelu odpowiada liniowemu współczynnikowi skali n zadeklarowanemu w tabeli 1. Dla współczynnika skali 1/10 ugięcie konstrukcji modelu powinno być 10 razy mniejsze niż w rzeczywistym samolocie.

5. Techniki wytwarzania modeli skalowanych

Na podstawie analizy struktury skrzydła samolotu wzorcowego można przyjąć, że spełnienie warunków podobieństwa dla kesonu jest wystarczające do zachowania przybliżonego podobieństwa dynamicznego skrzydła. Wynika to z faktu, że sztywność kesonu stanowi około 80-90% sztywności skrzydła. Założenie to pozwala na znaczne zmniejszenie zakresu prac projektowych i doświadczalnych przy budowie modelu, jednak wymaga zachowania przybliżonych warunków podobieństwa przy wykonywaniu pozostałych części struktury skrzydeł, jak pokrycie, sloty i klapy. W niniejszym opracowaniu przedstawiamy budowę kesonu.

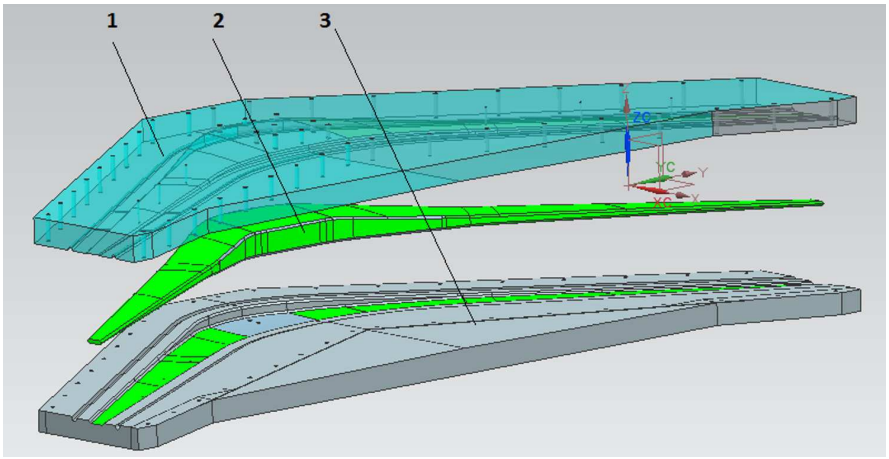
Konstrukcja kesonu skrzydeł samolotu to zamknięta rura dwuobwodowa wykonana z nitowanych części duralowych. Składa się z trzech dźwigarów ze ścianami usztywnionymi za pomocą słupków i pokrycia wzmocnionego podłużnicami. Przykładem tej struktury jest keson doczepnej części skrzydła (rys. 7). Jego budowa jest podobna do części centralnej skrzydła.



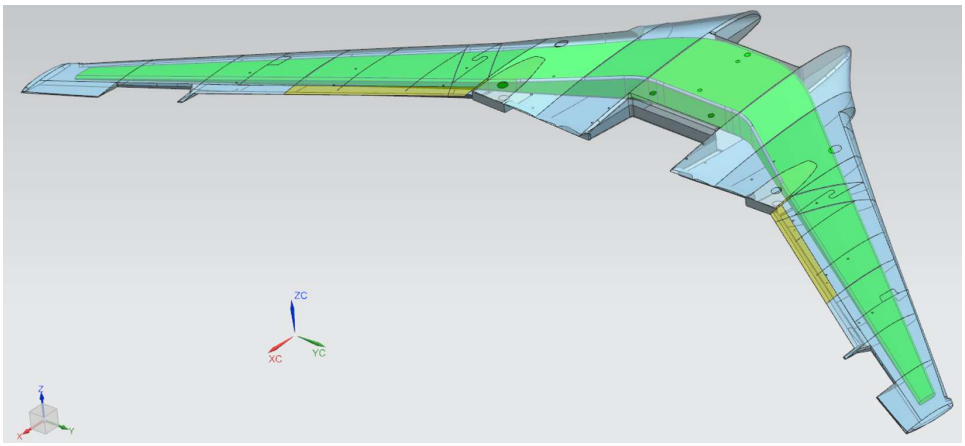
Rys. 7. Struktura kesonu części doczepnej skrzydła (3 dźwigary, pokrycie frezowane o zmiennej grubości z nitowanymi podłużnicami)

Struktura skrzydła modelu składa się z cienkiej powłoki i kesonu. Widok kesonu skrzydłowego z foremnikiem do jego budowy pokazano na rysunku 8. Keson (2), najważniejsza część ze względu na zachowanie podobieństwa dynamicznego jest na tym rysunku w kolorze jasnozielonym. Elementy skrzydeł wykonano z kompozytów laminowanych na mokro w formach negatywowych.

W przeciwieństwie do złożonej konstrukcji kesonu skrzydłowego prawdziwego samolotu (rys. 7), budowa kesonu modelu jest prosta. Warto zaznaczyć, że czym struktura jest mniej skomplikowana, tym łatwiej wykonać projekt z zachowaniem podobieństwa dynamicznego oraz zbudować model o właściwościach zgodnych z projektem. Konstrukcja kesonu skrzydeł modelu tworzy zamkniętą rurę jednoobwodową, która została wykonana z kompozytów (rys. 9).

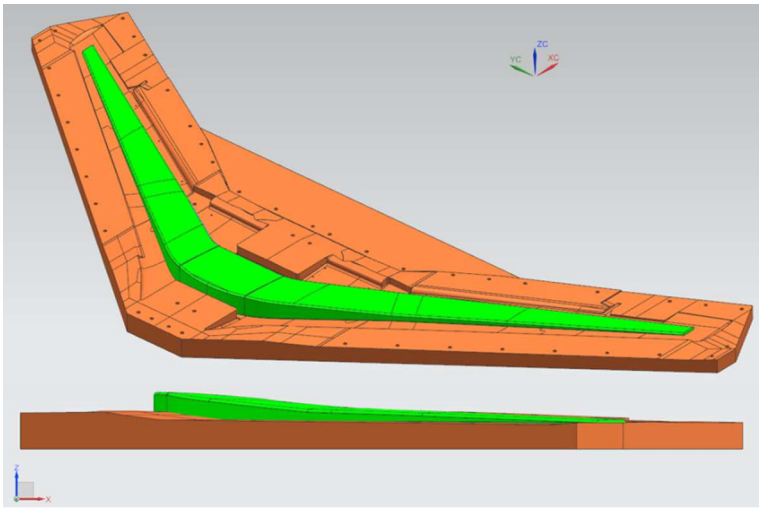


Rys. 8. Kompletny foremnik kesonu skrzydeł (wykonany na maszynie CNC) wraz z kesonem: 1 – górna część formy, 2 – keson skrzydłowy, 3 – dolna część formy



Rys. 9. Struktura skrzydeł: kolor zielony – dźwigar, kolor niebieski – powłoka zewnętrzna skrzydeł

Włókna wzmacniające kesonu zostały ułożone tak [6], aby spełnić warunki podobieństwa sztywności zgodne z wymaganiami dynamicznego skalowania, m.in. zachować rozkład ugięcia skrzydeł, których wynik pokazano na rysunku 6.



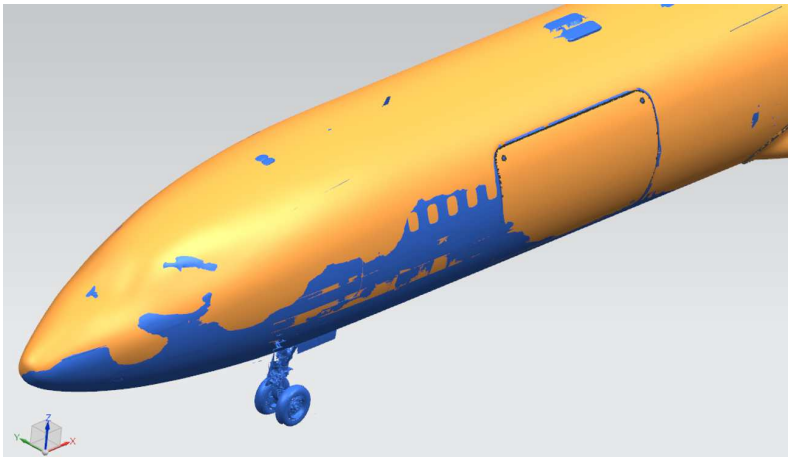
Rys. 10. Foremnik poszycia skrzydeł modelu (pomarańczowy) z kesonem skrzydła (zielony)

Foremnik pokrycia skrzydeł modelu jest pokazany na rysunku 10. Poszycie skrzydła składa się z dwuczęściowej skorupy kompozytowej (górna i dolna część). Struktura poszycia ma dużo mniejszą sztywność w stosunku do kesonu, aby zminimalizować wpływ jego sztywności na sztywność skrzydła.

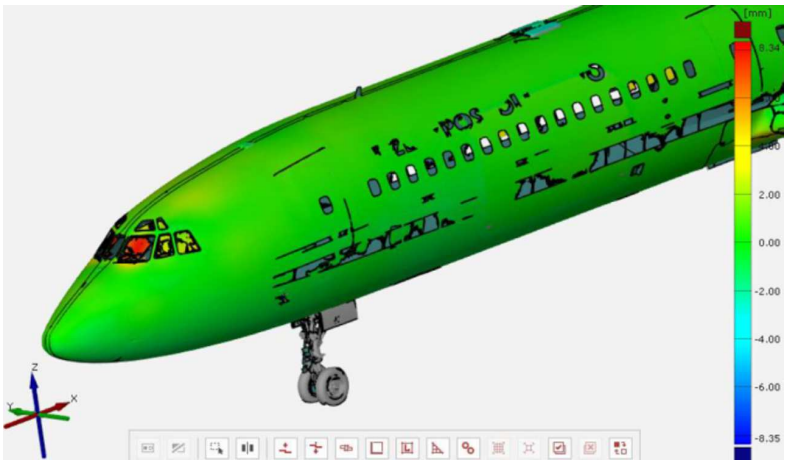
6. Weryfikacja podobieństwa geometrycznego modelu do samolotu

Weryfikacja podobieństwa geometrycznego jest przedstawiona na przykładzie kadłuba. Weryfikacja dokładności odwzorowania geometrii najskuteczniej może zostać przeprowadzona za pomocą skanowania. Pierwszym krokiem jest wykonanie skanów samolotu i jego modelu (rys. 2). Po przeskalowaniu skanu geometrii zewnętrznej samolotu do skali wykonywanego modelu można go porównać ze skanem modelu.

Przykładowe obrazy porównawcze (w tym wypadku 1:20) dla skanów kadłuba samolotu Tu-154M przedstawiono na rysunkach 11 i 12. Skany wykonano skanerem ATOS 2, a obrazy wykonano za pomocą NX i dedykowanego oprogramowania.



Rys. 11. Nałożone skany samolotu rzeczywistego i jego modelu. Kolor niebieski przedstawia skan samolotu, żółty skan modelu

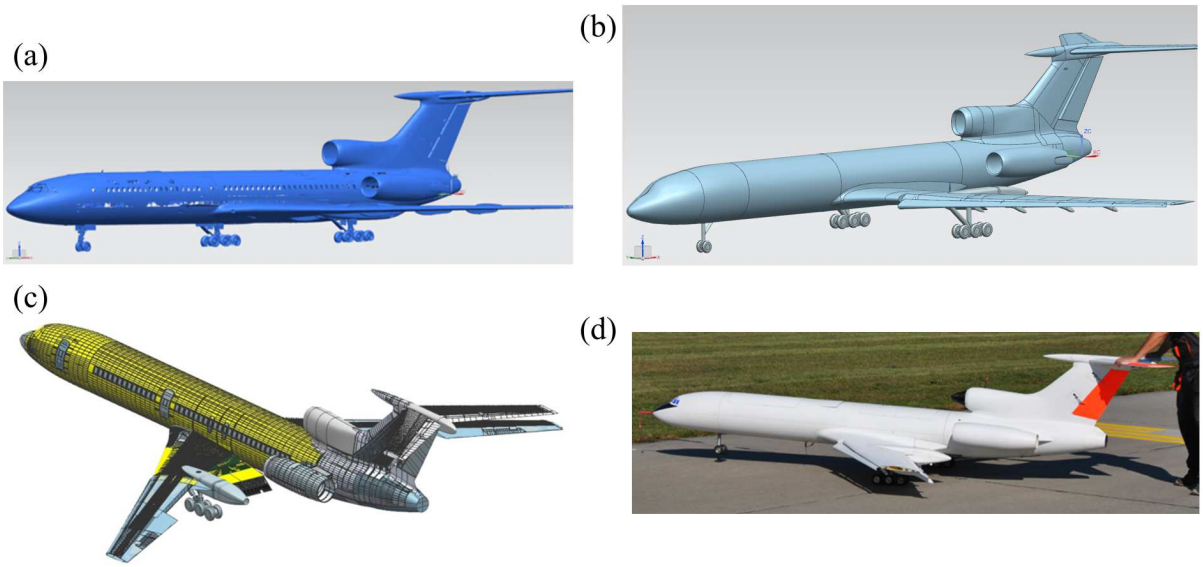


Rys. 12. Kontrola dokładności kadłuba. Kolor pokazuje różnicę w mm pomiędzy samolotem a geometrią jego modelu. Kolor zielony oznacza różnicę < 2 mm

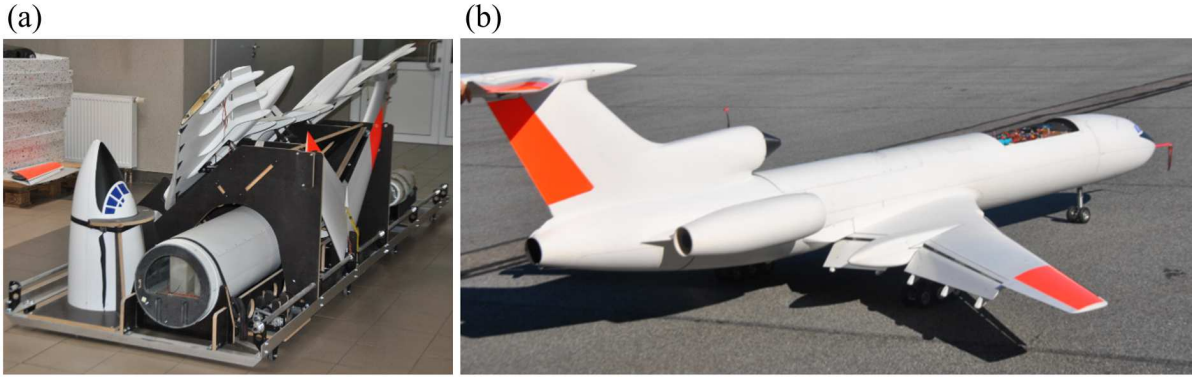
Na rys. 12 widać, że maksymalna różnica pomiędzy modelem a samolotem wynosi 2 mm, co oznacza błąd rzędu 1% na średnicy kadłuba.

7. Uwagi końcowe

W wyniku przeprowadzenia cyklu przedsięwzięć projektowo-technologicznych opracowano skalowany model samolotu Tu-154M o cechach dynamicznego podobieństwa do samolotu rzeczywistego. Kolejne stadia modelowania zaprezentowano na rysunku 13. Model został dopracowany z uwzględnieniem wiernego odwzorowania geometrii bryły omywanej oraz podobieństwa podstawowych cech konstrukcyjnych, tzn. sztywności zespołów nośnych oraz dystrybucji masy konstrukcyjnej. Poza spełnieniem wymogów podobieństwa dynamicznego struktura modelu musi także spełniać wymogi użytkowe. Model wykonany w skali 1:10 został podzielony na części dla umożliwienia transportu w kontenerze, który zmieści się na przyczepce do samochodu osobowego. Widok spakowanego modelu jest przedstawiony na rysunku 14. Podział technologiczny na komponenty o podobnej wielkości oraz rozsądny sposób ich rozmieszenia i przewożenia na platformie transportowej ułatwiają realizację czynności logistyczno-obsługowych związanych z przygotowaniem modelu do lotów testowych.



Rys. 13. Kolejne stadia rozwijania konstrukcji dynamicznie skalowanego modelu samolotu Tu-154M: (a) chmura punktów (po zeskanowaniu), (b) model powierzchniowy (CAD), (c) model strukturalny (CAD), (d) fizyczny model latający w skali 1:10 wykazujący cechy podobieństwa dynamicznego



Rys. 14. Finalna postać modelu skalowanego samolotu Tu-154M w skali 1:10: (a) komponenty modelu na platformie transportowej, (b) model na nawierzchni startowej przygotowywany do lotu

Innym proponowanym sposobem sprawdzenia właściwości strukturalnych modelu skalowanego może być analiza porównawcza drgań własnych. Postacie modalne uzyskane po przetestowa-

niu pełnowymiarowego modelu MES i jego skalowanego odpowiednika powinny być identyczne. Z kolei częstotliwości własne będą takie same tylko w przypadku, gdy masy i sztywności komponentów konstrukcyjnych obiektu rzeczywistego i modelowego będą skalowane w tych samych proporcjach. Dalsze fazy badań porównawczych na rzecz oceny stopnia podobieństwa modelu skalowanego do samolotu rzeczywistego będą związane właśnie z analizą drgań własnych oraz wyznaczeniem prędkości krytycznych typowych zjawisk aerosprężystych (flatter, dywergencja, rewers lotek).

Zaprezentowane badania zostały sfinansowane przez Wojskową Akademię Techniczną w ramach realizacji uczelnianego grantu badawczego nr UGB 782/ 2022 pt. „Metody optymalnego projektowania statków powietrznych w zastosowaniu do poprawy ich własności konstrukcyjnych i aerodynamicznych".

Bibliografia

1. Szender M., *Badania modelu w locie na dużych kątach natarcia*, Praca doktorska, Politechnika Warszawska, Warszawa, 2003
2. Cook M.V., *Flight Dynamics Principles*, Elsevier Ltd., 2 wyd., 2007
3. Wolowicz Ch.H., Bowman J.S., Gilbert W.P., *Similitude Requirements and Scaling Relationships as Applied to Model Testing*, NASA Technical Paper 1435, 61, 1979
4. Jordan T.L., Langford W.M., Hill J.S., *Airborne Subscale Transport Aircraft Research; Testbed-Aircraft Model Development*, NASA Langley Research Center,VA, 23681
5. Goraj Z., Kitmann K., Nitschmann R.V., Szender M., Design and Integration of Flexi Bird –a lowcost sub-scale research aircraft for safety and environmental issues, *27th International Congress of Aeronautical Sciences*, Nice, France, 2010
6. Niu M.Ch.Y., *Composite Airframe Structures, Practical design Information and Data*, Conmilit Press Ltd., 1992
7. Praca zbiorowa, *Tu-154M Techniczna Instrukcja Obsługi* (oryginał po rosyjsku), 1984
8. Eger S.M., *Aircraft Design* (oryginał po rosyjsku), Moscow, Mechanical Engineering, 1983
9. Bechtir W.P., *Practical aerodynamics of the Tu-154M aircraft* (oryginał po rosyjsku), Moscow, Air Transport, 1997

Techniques of structural design and manufacturing applied to constructing of dynamically scalable aircraft models

The paper describes design methods and manufacturing techniques that are used in the construction of scaled aircraft models for flight tests. A reduced model with reduced geometric dimensions should be designed in such a way as to maintain the similarity of its specific design features to the real properties of a full-scale aircraft. By maintaining the similarity of mass, stiffness and distribution of loads acting on the airframe, and ensuring the desired relations between the thrust load and the wings surface load, a dynamically similar multiplane scaled model can be prepared showing flight characteristics analogous to those of a real aircraft.

The methodology of constructing dynamically scaled models is presented in relation to the Tu-154M medium passenger aircraft. A comprehensive series of design and construction works was carried out at the Faculty of Mechatronics, Armament and Aviation of the Military University of Technology, the purpose of which was to build scaled models for various applications including models for tunnel aerodynamic tests and models for free flight tests. The construction and testing of a dynamically scaled model was one of many tasks carried out as a part of a complex research project the aim of which was to conduct a wide range of numerical and experimental research useful in analyzing the circumstances of the Smolensk crash.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/349-368

KONTAKTOWE I BEZKONTAKTOWE METODY POMIARU DRGAŃ W ZASTOSOWANIACH DO KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

Aleksander Olejnik, Stanisław Kachel, Robert Rogólski, Michał Szcześniak
Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa, Warszawa
e-mail: aleksander.olejnik@wat.edu.pl; stanislaw.kachel@wat.edu.pl; michal.szczesniak@wat.edu.pl; robert.rogolski@wat.edu.pl

W pracy przedstawiono dwie niezależne metody pomiaru drgań konstrukcji, z których jedna jest metodą kontaktową bazującą na sygnałach przetwarzanych przez czujniki, natomiast druga metoda jest bezkontaktowa i wykorzystuje emisję wiązki laserowej w charakterze medium identyfikacyjno-przesyłowego. Zaprezentowano oba systemy pomiarowe. Omówiono zalety i wady obu metod, wskazano problemy i ograniczenia użytkowe. Zaproponowano metodę porównania wyników otrzymanych obiema metodami w odniesieniu do drgań rezonansowych miniaturowego samolotu bezzałogowego.
Kontaktowa technika badań rezonansowych opiera się na kontrolowanym wzbudzeniu drgań harmonicznych badanego obiektu oraz pomiarze i analizie sygnału odpowiedzi. System pomiarowy składa się z wielokanałowego analizatora modalnego, zestawu czujników piezoelektrycznych, wzbudników elektrodynamicznych oraz komputera z dedykowanym oprogramowaniem. Zasada działania polega na zebraniu sygnałów odpowiedzi przez rozmieszczone na strukturze czujniki w trakcie zadawania wymuszeń wibracyjnych. Zmierzone sygnały umożliwiają wyznaczenie widmowych funkcji przejścia. W dokładnym badaniu miejsc okołorezonansowych możliwe jest dostrojenie sygnału wymuszenia do wzbudzenia czystego rezonansu. W punkcie dostrojenia określa się częstość, tłumienie oraz postać modalną. Laserowy wibrometr skanujący służy z kolei do pomiarów bezkontaktowych. Zasada działania opiera się na wykorzystaniu emitowanej wiązki lasera rozdzielonej na dwa niezależne tory. Jeden jest wiązką referencyjną, natomiast drugi jest nośnikiem sygnału pomiarowego. Wiązka pomiarowa odbita od obiektu wraca do detektora kamery i jest porównywana z referencyjną. Dodatkowy moduł skanowania geometrii umożliwia wykonanie pomiaru obiektu i zapis modelu wirtualnego na potrzeby wizualizacji zmierzonych postaci ruchu. Zebrane dane poddawane są analizie programowej. Miejsca charakterystycznych pików amplitudowych są identyfikowane jako punkty rezonansowe. Animacje ruchu drganiowego w tych punktach są postaciami rezonansowymi.

1. Wstęp

Zasady budowy statków powietrznych w kontekście oceny właściwości projektowanej konstrukcji uwzględniają konieczność określenia jej drgań rezonansowych przed realizacją prób w locie. Wyniki analizy modalnej, tj. postaci własne, częstotliwości i współczynniki tłumienia dostarczają podstawowej wiedzy o dynamice obiektu, którą można wykorzystać w dalszej fazie badań – w analizie flatteru, w analizie odpowiedzi częstotliwościowej, a także w badaniach eksperckich dotyczących oceny stanu technicznego płatowca. Zakładając, że częstotliwości i postacie drgań własnych statku powietrznego nie zmieniają się istotnie podczas lotu, powszechnie stosuje się metody ich wyznaczania w badaniach na stanowisku naziemnym. Tradycyjne pomiary tzw. drgań własnych określane jako naziemne próby rezonansowe (*Ground Vibration Tests*, GVT) polegają na identyfikacji postaci drgań własnych i częstotliwości przez zewnętrzne wymuszenia oraz pomiary sygnałów odpowiedzi konstrukcji za pośrednictwem czujników kontaktowych.

Technika badań rezonansowych polega na kontrolowanym wzbudzaniu harmonicznych drgań badanego obiektu oraz na pomiarze i analizie uzyskanego sygnału odpowiedzi. Matematyczny model drgań badanego obiektu jest znany i z góry założony. Przyjmując, że wibracje charakteryzują się małymi amplitudami i występują w zakresie liniowym. obiekt można opisać układem równań różniczkowych zwyczajnych, których ogólną postać da się zapisać w formule macierzowej

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{Q} \tag{1.1}$$

gdzie $\mathbf{M}$, $\mathbf{C}$, $\mathbf{K}$ są diagonalnymi macierzami odpowiednio bezwładności, tłumienia i sztywności, $\mathbf{q}$ jest wektorem przemieszczeń w układzie współrzędnych głównych, natomiast $\mathbf{Q}$ to wektor zewnętrznych sił wymuszających. W trakcie badania realizowane są pomiary pewnych parametrów, utożsamianych następnie ze współczynnikami modelu matematycznego w następującym porządku:

- postaci drgań rezonansowych związane ze współrzędnymi głównymi modelu,
- częstość rezonansowa utożsamiana jest z częstością drgań własnych,
- współczynniki charakteryzujące własności struktury w danej postaci rezonansowej przyjmowane są jako uogólnione współczynniki masy, sztywności i tłumienia,
- uogólniona siła wymuszająca powinna charakteryzować się rozkładem zgodnym z funkcją odkształcenia odpowiadającą wymuszonej postaci modalnej.

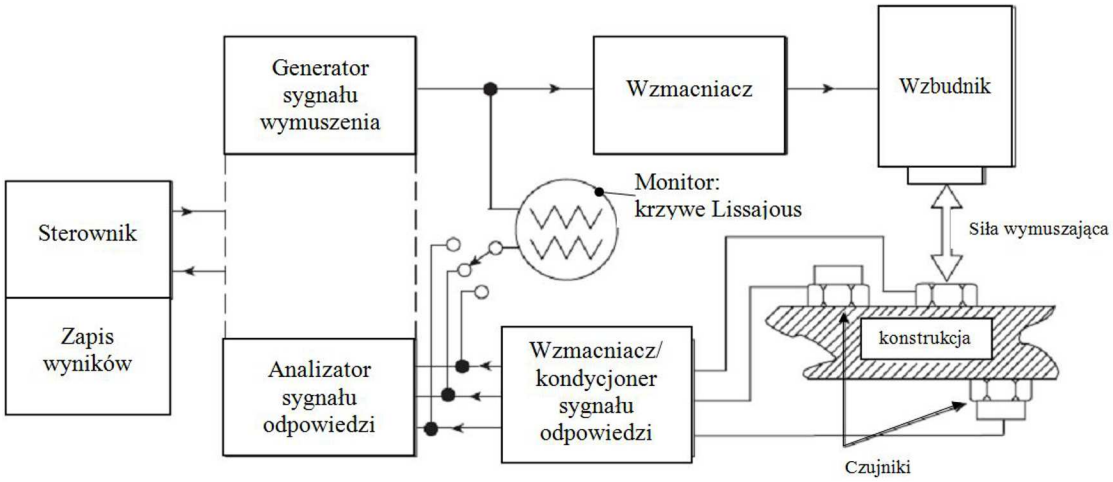
2. Technologia pomiarów kontaktowych

Obiekt, który w rzeczywistych warunkach jest swobodny, musi być podparty lub zawieszony na stanowisku badawczym. W celu uniknięcia wpływu zamocowania stosuje się zwykle zawieszenie podatne. Dobiera się je tak, aby rezonans obiektu na zawieszeniu miał częstości wyraźnie niższe od najniższego rezonansu obiektu swobodnego. Niestety dodatkowa sztywność i masa wprowadzonego zawieszenia powodują deformację częstości rezonansów obiektu swobodnego, przy czym wpływ ten może być szczególnie istotny w przypadku najniższych częstości własnych. Aby więc uniknąć wpływu zawieszenia, wskazane byłoby podparcie obiektu w węzłach najniższej postaci drgań (zwykle symetryczne zginanie skrzydeł). Często jednak węzły najniższej postaci symetrycznej są jednocześnie strzałkami innej wyższej postaci. Zwykle także względy konstrukcyjno-technologiczne narzucają przyjęcie konkretnie już ustalonych punktów zawieszenia. Układ zawieszenia powinien być maksymalnie podatny, tak aby minimalizować błędy mierzonych rezonansów. W trakcie doboru punktów i sztywności mocowania zalecane jest kryterium zawieszenia, wymagające aby stosunek częstości drgań samolotu na zawieszeniu do częstości drgań zawieszenia był bliski jedności.

W celu zasymulowania warunków swobody obiektu potrzebne jest umiejscowienie statku powietrznego z podwoziem schowanym na podatnych podporach, wspornikach pneumatycznych lub elastycznych zawiesiach. Najczęściej spotykanym sposobem jest sytuacja, gdy samolot podwieszany jest na elastycznych podciągach. Często stosuje się wiązki zaczepiane, składające się z kilkunastu gumowych pętli mocowanych za pomocą łączników widełkowych we wzmocnionych punktach płatowca (okucia, wręgi główne). Możliwe jest również zastosowanie pętli linowych opasujących wybrany fragment konstrukcji lub cięgien sprężystych z mocowaniami punktowymi (rys. 1). W podporach pneumatycznych rolę gumowej linki przejmuje kolumna powietrzna. Proponowane obecnie urządzenia tego typu wyposażone są w samopoziomujące elektromechaniczne serwozawory nadmuchowe umożliwiające tzw. „pływanie" samolotu podczas próby.

Agregaty, instalacje i urządzenia należy montować zgodnie z wykazem końcowego wykonania. Masy równoważne mogą być użyte do zastąpienia brakującego wyposażenia, pod warunkiem, że nie wpłynie to na sztywność konstrukcji i elementów sterujących. Mogą to być masy punktowe

Rys. 1. Samolot bezzałogowy (odrzutowy cel powietrzny – OCP) zawieszony na gumowych linach



Rys. 2. Schemat układu do pomiaru drgań rezonansowych

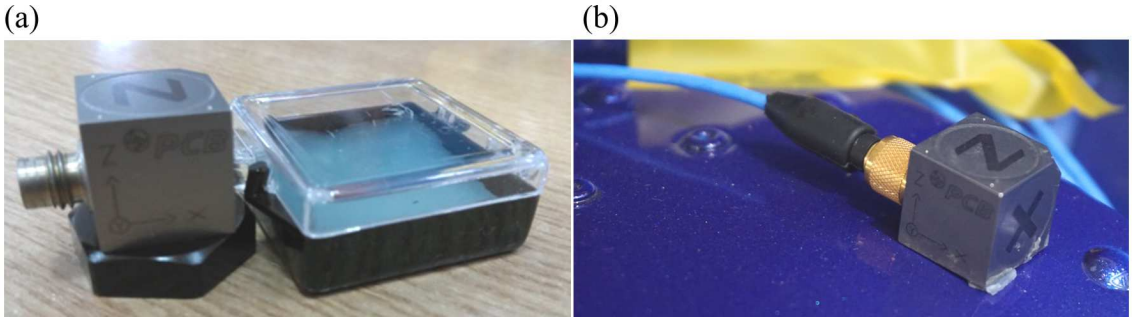
imitujące poszczególne elementy lub masy zbiorcze w przypadku zastąpienia kilku blisko położonych elementów jedną masą całkowitą. Powierzchnie sterowe, lotki i klapy muszą znajdować się w położeniu neutralnym.

Czujniki stosowane w układach pomiarowych do badań drgań to różnego rodzaju przetworniki przetwarzające energię mechaniczną ruchu oscylacyjnego na sygnał mechaniczny, elektryczny lub optyczny proporcjonalny do parametru badanego ruchu. Sygnał ten może być funkcją przyspieszenia, prędkości lub amplitudy drgań w zależności od typu czujnika. Najpopularniejsze w użyciu są akcelerometry, dokonujące pomiaru przyspieszenia, czyli wielkości, której amplituda jest proporcjonalna do amplitudy przemieszczenia zgodnie z zależnością

$$u_0 = -\omega^2 u_0 \tag{2.1}$$

Czujniki są umieszczane na powierzchni płatowca przede wszystkim w miejscach, w których spodziewane są znaczne przemieszczenia dynamiczne (duże amplitudy drgań). Lokuje się je na krawędziach powierzchni konstrukcyjnych (skrzydła, stabilizatory), elementach odchylających (stery, klapy), a także w wystających punktach charakterystycznych (początek części dziobowej, skrajne punkty gondoli silnika, końce podwieszeń). W celu jak najdokładniejszego odczytu i jednoznacznej identyfikacji cyfr wskazane jest maksymalne skupienie czujników. Najbardziej zalecane jest ich symetryczne rozmieszczenie, które zapewnia jednoznaczne zdefiniowanie rezonansów symetrycznych i antysymetrycznych. Przy małej liczbę czujników akceptowalny jest rozkład asymetryczny. Wówczas po jednej stronie obiektu jest mniej czujników, które pełnią

jedynie funkcję kontrolną dla pomiarów dokonywanych czujnikami umieszczonymi po stronie przeciwnej.

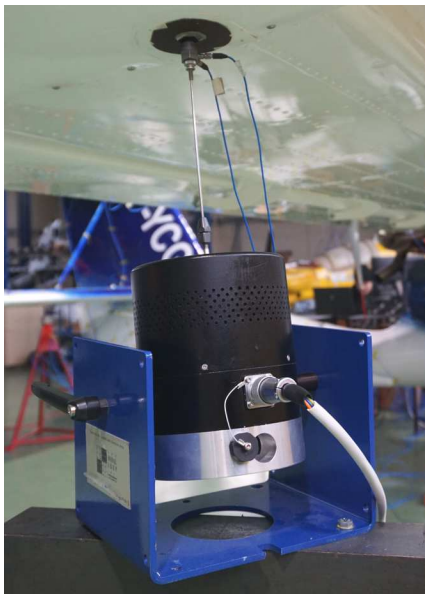


Rys. 3. Czujnik piezoelektryczny PCB T356A15: (a) z kołkiem montażowym i woskiem, (b) przymocowany do powierzchni woskiem i połączony kablem

Zestaw kilku, a nawet kilkunastu wzbudników służy do wymuszenia drgań w konstrukcji. Działają z siłami harmonicznymi o równej częstotliwości i zwykle różnych wartościach. Zbiór tych sił definiuje się jako uogólnioną siłę wzbudzającą, charakteryzującą się pewną wartością i określonym rozkładem. Rozkładem siły wzbudzającej n-tej postaci drgań jest układ przestrzenny i siły wymuszające o różnych wartościach, przy których w określonym środowisku częstotliwości rezonansowej wzbudzana jest postać identyczna z n-tą formą. Na przykładzie nietłumionego dyskretnego układu dynamicznego rozkład siły wzbudzającej (zwanej także główną postacią wymuszenia) można przedstawić za pomocą następującego zapisu

$$\mathbf{P}_{(n)} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{a}_{(n)} \tag{2.2}$$

gdzie $\mathbf{P}_{(n)} = [P_{n1}, \ldots, P_{ni}]^{\mathrm{T}}$ jest kolumnowym wektorem i sił wymuszających n-tą postać własną, $\mathbf{B}$ jest prostokątną macierzą bezwładności, $\mathbf{a}_{(n)}$ jest kolumną współrzędnych n-tej postaci rezonansowej.



Rys. 4. Elektrodynamiczny wzbudnik TMS z głowicą impedancyjną umieszczony pod skrzydłem

3. Pomiar metodą kontaktową

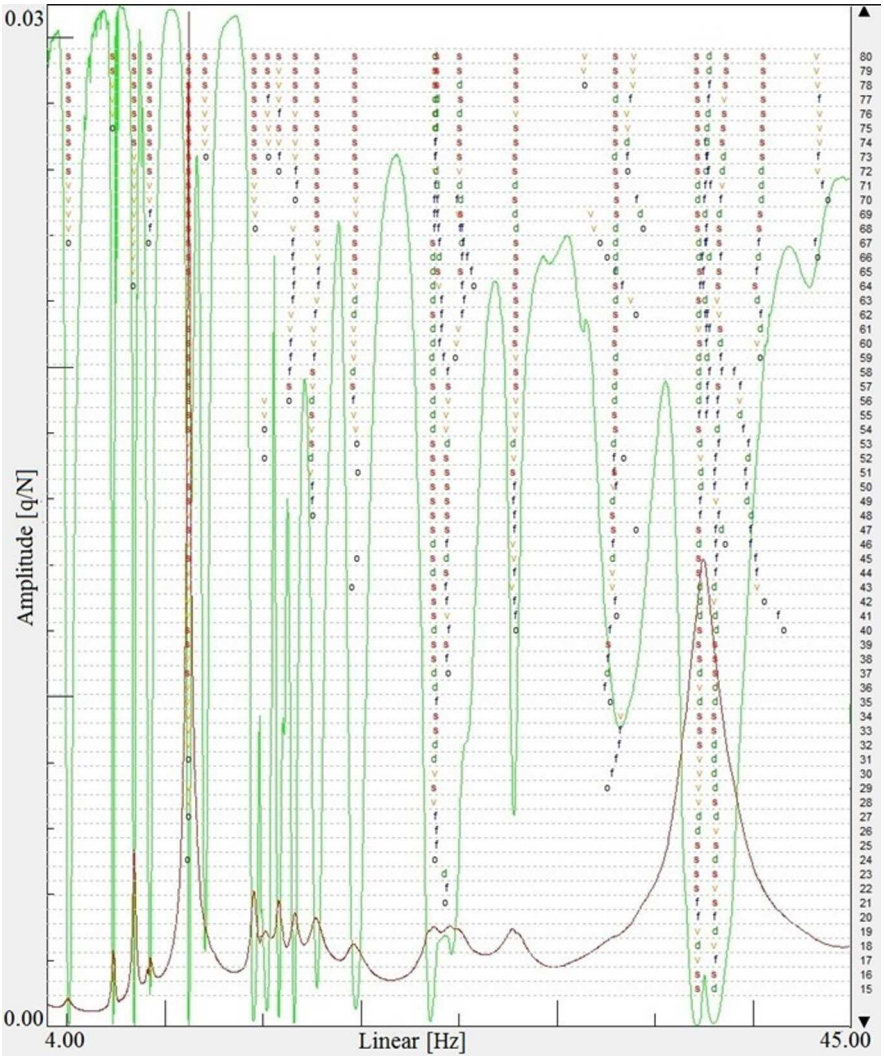
Generator wytwarza stabilny sygnał sinusoidalny o określonej częstotliwości. Sygnał ten po wzmocnieniu steruje pracą wzbudników. Dostępna jest regulacja fazy i amplitudy, co umożliwia dobór rozkładu siły wzbudzenia. Akcelerometry pomiarowe identyfikują chwilowe wartości przyspieszeń. Po wstępnej separacji i wzmocnieniu sygnał z czujników jest rozkładany na dwie składowe: składową zgodną z sygnałem wymuszenia oraz składową przesuniętą w fazie o kąt $\pi/2$ w stosunku do sygnału generowanego przez wzbudniki. Przebieg odpowiedzi obiektu jest wizualizowany w postaci krzywych Lissajous.

W toku realizacji pomiarów można wyróżnić 4 charakterystyczne etapy:

1. Wstępne poszukiwanie rezonansów – dla kilku wybranych rozkładów siły wzbudzającej wykonuje się pomiary odpowiedzi obiektu na wymuszenia harmoniczne zmieniające się w sposób ciągły w całym zakresie częstotliwości pomiarowych.
2. Izolowanie pojedynczych rezonansów – dla oczekiwanych (wstępnie wykrytych) form rezonansowych rozkład siły wzbudzającej dobiera się tak, aby uzyskać drgania dające się opisać w postaci układu o jednym stopniu swobody.
3. Ocena rezonansu i prawidłowości jego izolacji – krzywa rezonansu jest badana w charakterystycznym punkcie konstrukcji (zwykle tam, gdzie amplituda drgań jest największa). W zakresie częstotliwości rezonansowych mierzone są amplitudy odpowiedzi ze wszystkich punktów sensorowych, wykorzystując ustaloną globalną miarę odległości tych odpowiedzi od odpowiedzi rezonansowej, tzw. współczynnik jakości strojenia'
4. Pomiar postaci i parametrów rezonansu – za częstotliwość rezonansu izolowanego uważa się częstotliwość siły wzbudzającej, która spełnia odpowiednie kryterium. Na podstawie znormalizowanych amplitud drgań punktów sensorycznych sporządza się wykres postaci, dodatkowo wyznacza się współczynniki uogólnione.

Moduł *MIMO Sine Sweep & Stepped Sine Testing* oprogramowania Test.Lab służy do wstępnej identyfikacji częstotliwości. Wzbudniki są umieszczone w konfiguracji, która daje najwięcej możliwych odpowiedzi (dla samolotów na końcach skrzydeł). Wygenerowany sygnał jest funkcją sinusoidalną, która zmieniała swoją częstotliwość w zadanym zakresie. Wzbudzenie wibracyjne w trybie tzw. „przemiatania" przeprowadza się dwukrotnie. Podczas pierwszego przebiegu wzbudniki działają w tych samych fazach. Drugi przebieg prowadzony jest z zadanym przesunięciem fazowym o 180°. Pozwala to na kontrolowanie amplitudy i fazy podczas dostrajania. W rezultacie uzyskuje się charakterystyki częstotliwościowe dla każdego kanału pomiarowego. Za pomocą modułu PolyMAX tworzona jest zbiorcza charakterystyka amplitudowo-częstotliwościowa. Dodatkową charakterystyką jest współczynnik IMIF (*Inverse Mode Indicator Factor*) określający spadek amplitudy siły wzbudzającej podczas wzrostu skumulowanej amplitudy odpowiedzi. W miarę zmniejszania się przyłożonej siły podczas zjawiska rezonansu spadki współczynnika IMIF do zera i jednocześnie gwałtowny wzrost charakterystyki amplitudowej dają wyraźny sygnał, że w pobliżu tego punktu może znajdować się rezonans. Następnie dla zawężonego zakresu częstotliwości tworzony jest wykres stabilizacyjny (rys. 5). Dla form rezonansowych ważne są bieguny stabilne (oznaczone czerwonym S), które powinny pojawiać się kilka razy w danym skoku (*peak*) i tworzyć w przybliżeniu linię prostą.

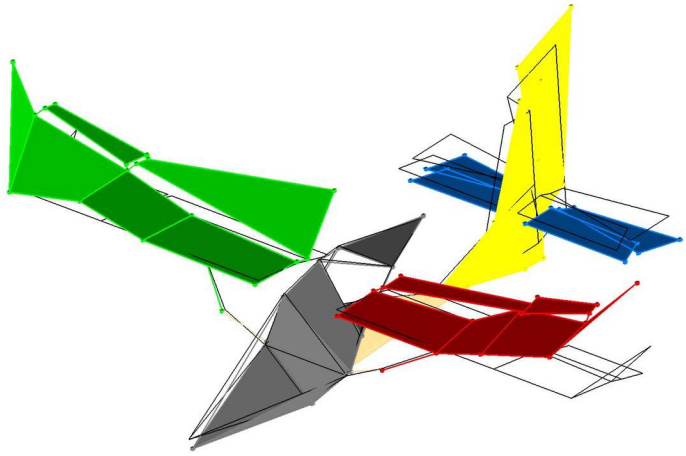
Zaznaczone punkty uzyskanych charakterystyk są obliczane, a zidentyfikowane znaki są wyświetlane na animacji (rys. 6). Na jej podstawie można określić postać drgań, zdefiniować punkty o największej amplitudzie, określić charakter przemieszczenia i przypisać mu określoną częstotliwość. Dodatkowo określane jest przybliżone tłumienie potrzebne do dostrojenia do częstotliwości w aplikacji *Normal Modes Testing*. W ten sposób uzyskuje się szereg punktów o charakterystycznym wzmocnieniu amplitudowym, które następnie należy poddać procesowi weryfikacji i ewentualnego strojenia.



Rys. 5. Wykres stabilizacji z aplikacji PolyMAX (LMS Test.Lab) – zbiorcze widmo amplitudowo-fazowe wygenerowane z odpowiedzi wszystkich kanałów pomiarowych oraz wykres IMIF

Rys. 6. Stanowisko sterowania pomiarami z analizatorem modalnym LMS SCADAS Lab

Dynamikę obiektu scharakteryzowano w postaci zależności amplitudowo-częstotliwościowych, czyli zbioru odpowiedzi układu w rozdzieleniu na dwie składowe w funkcji częstotliwości wzbudzenia. Charakterystyki są rejestrowane dla każdego akcelerometru z osobna w przeszukiwanym zakresie częstości. Aby stwierdzić, czy zarejestrowany stan dynamiczny odpowiadający



Rys. 7. Przykładowa wizualizacja zmierzonej postaci modalnej

danej częstotliwości jest rzeczywiście rezonansem, należy posłużyć się odpowiednimi kryteriami oceny odpowiedzi obiektu.

Proces dostrajania rezonansu polega na znalezieniu częstości maksymalnej odpowiedzi sygnału przesuniętego w fazie o $\pi/2$ oraz wyznaczeniu współczynników uogólnionych. Istnieje kilka kryteriów określania punktu rezonansu. W programie LMS Test.Lab moduł służący do identyfikacji drgań własnych nosi nazwę *Normal Modes Testing*. Zastosowano następujące kryteria:

- Wizualizacja dynamicznych deformacji konstrukcji – Na widoku geometrii prezentowany jest udział części rzeczywistej przemieszczenia i część urojona. W przypadku idealnego strojenia powinien nastąpić zanik ruchu postaci rzeczywistej, natomiast maksymalne oscylacje w obrazie części urojonej.
- Kryterium krzywych Lissajous – Rezonans występuje w tym przypadku, gdy krzywa przyjmuje postać w przybliżeniu prostej, co widać na rys. 8 (w rzeczywistości wykres bazowy powinien mieć postać eliptyczną, ale zostaje przekształcony w linię po dodatkowym przesunięciu fazowym składowej przesuniętej fazowo o $\pi/2$).
- Wykres wskaźnikowy ilustrujący rozkład punktów, które wskazują amplitudy dwóch składowych sygnału odpowiedzi z poszczególnych czujników, tj. wielkości rzeczywistej i urojonej – W przypadku osiągnięcia rezonansu punkty obrazujące reakcje czujników kumulowane są w wąskim paśmie w otoczeniu osi pionowej, co pokazano na rys. 9.

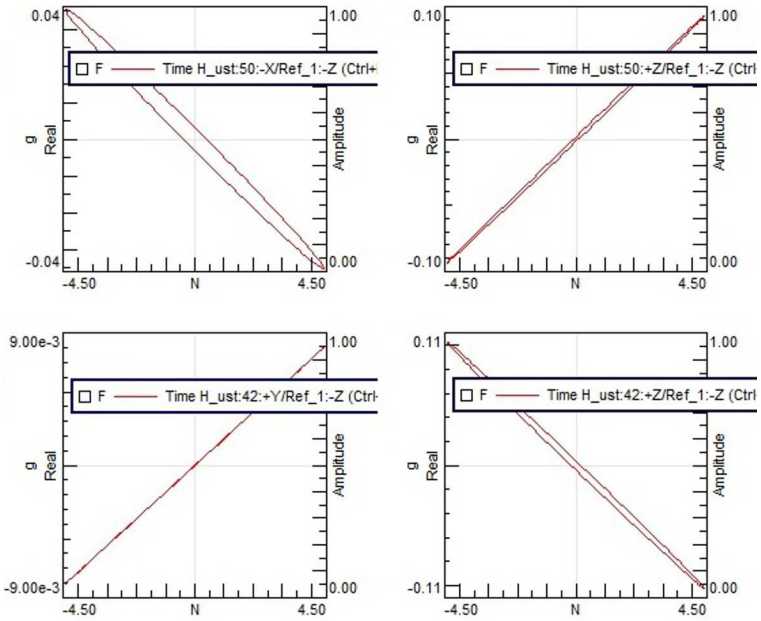
Dla zidentyfikowanych postaci i częstotliwości rezonansowych współczynniki uogólnione odnoszą się do izolowanego rezonansu. Traktuje się go jako drgania modelowego układu zastępczego o jednym stopniu swobody. Poszczególnym stopniom swobody, które podlegają kolejnym drganiom, przypisuje się tzw. współrzędne główne $\mathbf{q}$. Zatem każdy stan rezonansowy struktury można opisać równaniem specyficznym przekształconym z równania ogólnego (1.1), które dla dowolnej n-tej postaci modalnej przyjmuje formę

$$\mu_n \ddot{\mathbf{q}} + \beta_n \dot{\mathbf{q}} + \chi_n \mathbf{q} = \mathbf{Q}_n \tag{3.1}$$

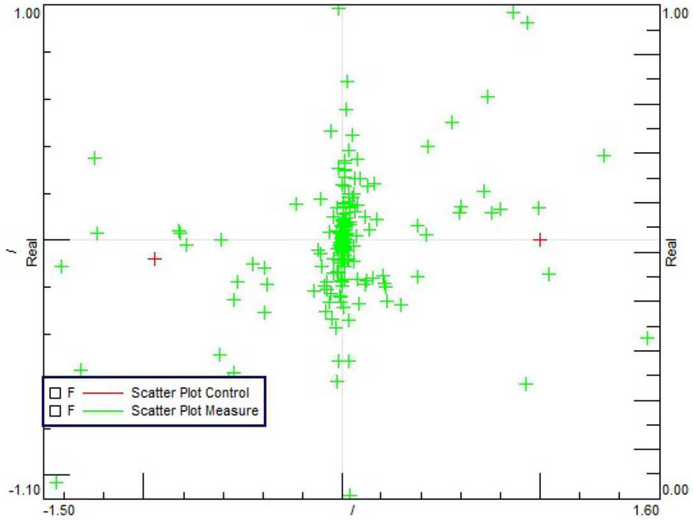
gdzie: μ_n – współczynnik masy uogólnionej n-tej postaci, β_n – współczynnik tłumienia uogólnionego n-tej postaci, β_n – współczynnik sztywności uogólnionej n-tej postaci, $\mathbf{Q}_n$ – główna siła wymuszająca.

Jako miarę tłumienia w danej postaci przyjmuje się zwykle współczynnik bezwymiarowy

$$\alpha_n = \frac{\beta_n}{2\mu_n \omega_{rn}} \tag{3.2}$$



Rys. 8. Wykresy ilustrujące zależność pomiędzy sygnałami zgodnymi i przesuniętymi fazowo w wybranych punktach – widoki krzywych Lissajous dla określonych kanałów pomiarowych (wykresy po przekształceniu umożliwiające podgląd pozornie nałożonych na siebie sygnałów, podczas gdy w rzeczywistości są one przesunięte o $\pi/2$)



Rys. 9. Wykres punktowy ilustrujący amplitudy

gdzie ω_{rn} jest częstością rezonansową n-tego drgania. Wyznaczona częstość rezonansowa jednoznacznie ustala stosunek sztywności i masy uogólnionej zgodnie z formułą

$$\omega_{rn} = \sqrt{\frac{\chi_n}{\mu_n}} \tag{3.3}$$

Z kolei po podstawieniu do równania (3.1) postaci szczególnej rozwiązania otrzymuje się zapis w dziedzinie częstości z amplitudami przemieszczenia i siły wymuszającej Q_{0n}

$$(-\mu_n\omega_n^2 + \beta_n\omega_n + \chi_n)a = Q_{0n} \tag{3.4}$$

Przy częstości rezonansowej $\omega_n = \omega_{rn}$ równanie (3.4) przyjmuje uproszczoną postać

$$\beta_n \omega_{rn} a = Q_{0n} \tag{3.5}$$

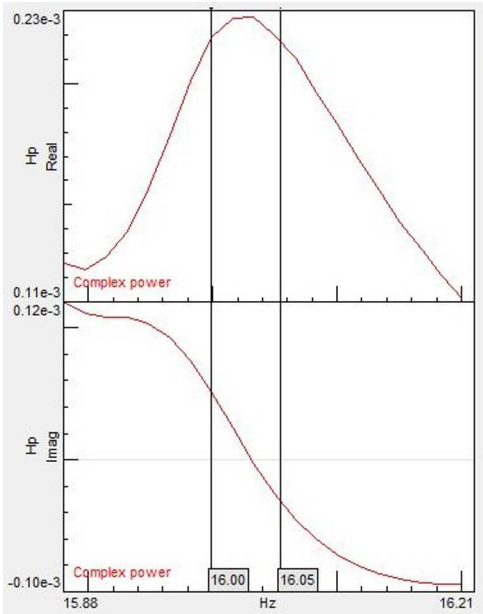
Wyznaczenie wszystkich trzech współczynników uogólnionych wymaga dodatkowo analizy odpowiedzi układu w zakresie przyrezonansowym. Możliwe jest wówczas ustalenie dodatkowego równania. Dodatkowa zależność łącznie z równaniami (3.5) i (3.3) utworzą układ trzech równań z trzema niewiadomymi: masą, sztywnością i tłumieniem uogólnionym. Doświadczalne wyznaczenie przynajmniej jednego ze współczynników: μ_n, β_n, χ_n gwarantuje zatem wyliczenie pozostałych dwóch.

Po strojeniu rozpoczyna się procedura wyznaczania parametrów uogólnionych [4]. Oszacowanie uogólnionych parametrów odpowiadających punktom rezonansu przeprowadzono w oparciu o tzw. metodę mocy zespolonej. Metoda opiera się na bilansie mocy całkowitej mierzonych oscylacji w stosunku do mocy sygnału zgodnego ze wzbudzeniem i sygnałem przesuniętym w fazie. Całkowita moc zrównoważona w cyklu drgań wokół dostrojonej częstotliwości jest zatem wielkością zespoloną i jest określona wzorem

$$P = \sum_{i=1}^{n} \frac{F_i V_i}{2} \tag{3.6}$$

gdzie: $F_i = F_i' + jF_i''$ – siła zespolona w i-tym punkcie konstrukcji, $V_i = V_i' + jV_i''$ – prędkość zespolona w punkcie i, $P = P' + jP''$ – moc zespolona w punkcie i, n – liczba wszystkich punktów wymuszenia.

Przebiegi zależności obu składowych mocy w przedziale okołorezonansowym przedstawiono na rys. 10. Wykreślenie części rzeczywistej (aktywnej mocy) realizowane jest jako krzywa funkcji



Rys. 10. Charakterystyczny przebieg mocy zespolonej – składowa rzeczywista i urojona dla analizowanego sygnału w zakresie okołorezonansowym

częstotliwości osiągającej maksimum przy rezonansie. Wykres części urojonej jako części mocy przechodzi z wartości dodatnich do ujemnych, przechodząc przez wartość zerową przy rezonansie. Dodatkowo krzywa w okolicy rezonansu powinna zachowywać liniowy charakter. Takie własności obrazują poniższe zależności matematyczne

$$\left[\frac{dP'}{d\omega}\right]_{\omega_k} = 0 \tag{3.7}$$

oraz

$$P''(\omega_k) = 0 \tag{3.8}$$

Można zapisać

$$P''(\omega_k) = \zeta_k \omega_k k_k \tag{3.9}$$

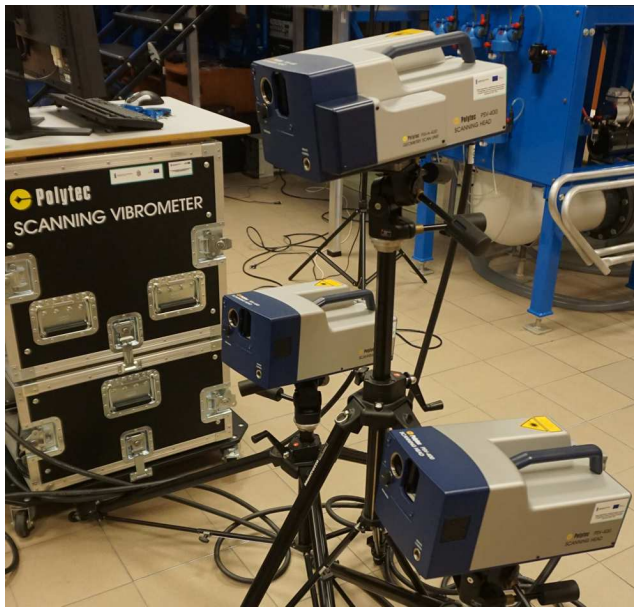
oraz

$$\left[\frac{dP''}{d\omega}\right]_{\omega_k} = -k_k = -m_k \omega_k^2 \tag{3.10}$$

gdzie: ω_k – pulsacja odpowiadająca k-tej postaci drgań, m_k – masa uogólniona przy k-tej częstotliwości rezonansowej, k_k – sztywność uogólniona przy k-tej częstotliwości rezonansowej, ζ_k – współczynnik tłumienia przy k-tej częstotliwości rezonansowej.

4. Metoda bezkontaktowa

Wibrometr laserowy POLYTEC PSV-400-3D (rys. 11) jest urządzeniem umożliwiającym analizę i wizualizację wszelkiego rodzaju drgań konstrukcji. Zasada działania opiera się na sepa-



Rys. 11. Wibrometr laserowy POLYTEC PSV-400-3D w Laboratorium Badań Napędów Lotniczych WML WAT

racji wiązki laserowej wewnątrz głowicy. Jedna część wiązki pozostaje wewnątrz toru projekcji i pełni rolę sygnału odniesienia, druga część jest emitowana ku powierzchni wibrującego obiektu. Po odbiciu powracająca wiązka jest przechwytywana przez kamerę i porównywana z wiązką odniesienia. Na tej podstawie aparat wyznacza przemieszczenia na elemencie i dopasowuje je do częstotliwości zadanej na generatorze. Pomiar 3D polega na wyznaczeniu trzech wektorów przemieszczenia (każda głowica po jednym wektorze). Dzięki zastosowaniu trzech niezależnych głowic skanujących i trzech kontrolerów prędkość drgań mierzona jest jednocześnie we wszystkich trzech kierunkach przestrzeni 3D w każdym punkcie pomiarowym. Trzy przetwornice sterowane są jednocześnie przez jednostkę centralną PSV i dedykowane oprogramowanie. Całkowita powierzchnia danego obiektu może być automatycznie skanowana zgodnie z zadaną siatką punktów

pomiarowych. Dedykowane oprogramowanie analizuje zebrane dane pomiarowe i na ich podstawie tworzy animacje pokazujące postaci drgań danego obiektu.

Interferencja optyczna może być obserwowana, gdy dwie koherentne wiązki światła zbiegają się. Powstałe natężenie na przykład na fotodetektorze różni się od różnicy faz $\Delta\varphi$ pomiędzy dwoma wiązkami zgodnie z równaniem

$$I(\varphi) = \frac{I_{max}}{2}(1 + \cos\varphi) \tag{4.1}$$

Różnica faz $\Delta\varphi$ jest funkcją różnicy ścieżki ΔL pomiędzy dwoma wiązkami, zgodnie z formułą

$$\varphi = \frac{L}{\lambda}2\pi \tag{4.2}$$

gdzie λ jest długością fali lasera. Jeśli jedna z dwóch wiązek jest odbita od obiektu ruchomego (wiązka obiektu), różnica ścieżki staje się funkcją czasu $\Delta L = \Delta L(t)$. Wzór prążków zakłóceń przemieszcza się na detektorze, a przemieszczenie obiektu może zostać określone za pomocą kierunkowego zliczania przejść prążków zakłóceń.

Składowa prędkości w kierunku wiązki przedmiotowej jest funkcją różnicy dróg ΔL zgodnie z zależnością

$$\frac{dL(t)}{dt} = v(t)2\pi \tag{4.3}$$

Dla stałej prędkości propagacji v można zapisać relację

$$\Big|\frac{dL(t)}{dt}\Big| = \frac{\lambda}{2\pi}\Big|\frac{d\varphi}{dt}\Big| = f_D\lambda = 2|v| \tag{4.4}$$

Prowadzi to do przesunięcia częstotliwości

$$f_D = 2\frac{|v|}{\lambda} \tag{4.5}$$

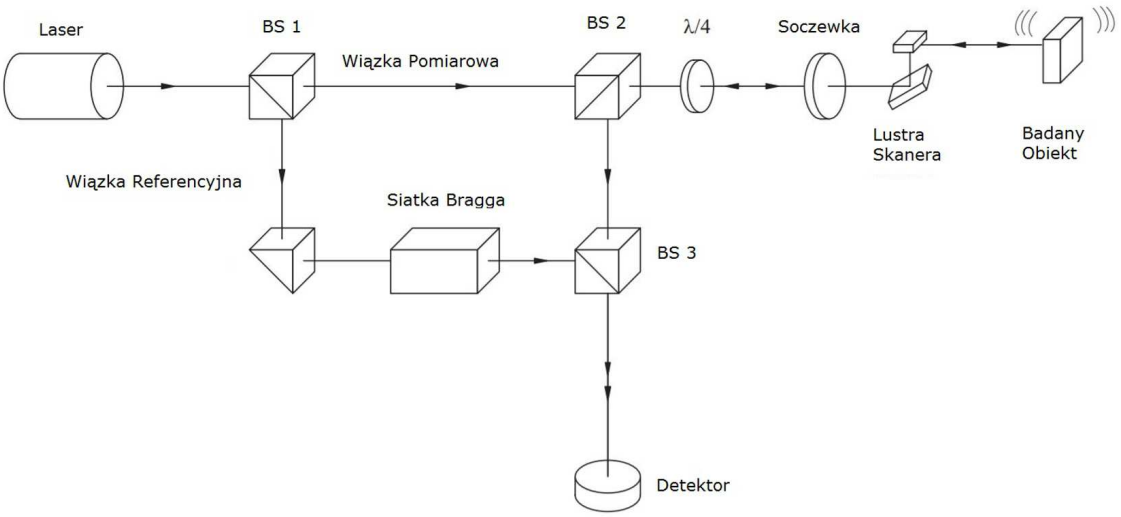
Zatem ruch obiektu powoduje przesunięcie częstotliwości na wiązkę obiektu, która nazywa się przesunięciem Dopplera f_D i jest funkcją składową prędkości w kierunku wiązki obiektu. Nadrzędne wiązki obiektu i wewnętrzna wiązka odniesienia, tzn. dwie fale elektromagnetyczne o nieco różnych częstotliwościach generują częstotliwość pobudzenia w detektorze, która jest równa przesunięciu Dopplera. Wyrażenie (3.3) służy do określenia prędkości i jest niezależne od jej znaku. Kierunek prędkości można określić przez wprowadzenie dodatkowego przesunięcia częstotliwości stałej f_B w interferometrze, do którego dodano przesunięcie dopplerowskie z odpowiednim znakiem. Tak więc ostatecznie uzyskana częstotliwość w detektorze f_{mod} jest obliczana wg wzoru

$$f_{mod} = f_B + 2\frac{v}{\lambda} \tag{4.6}$$

W wibrometrze pomiar prędkości przeprowadza się za pomocą zmodyfikowanego interferometru Macha-Zehndera. Konfiguracja optyczna torów projekcji wiązek laserowych przedstawiona na rysunku 12. Źródłem światła jest laser neonowy generujący koherentną wiązkę spolaryzowaną. Rozgałęźnik polaryzacyjny BS1 dzieli wiązkę na wiązkę pomiarową i wiązkę referencyjną. Promień obiektu przechodzi przez rozdzielacz światła polaryzacyjnego BS2, a także płytkę $\lambda/4$, a następnie zostaje skupiony przez soczewkę na obiekcie i ponownie rozproszony. Rozgałęźnik polaryzacyjny BS2 działa wtedy jako łącznik kierunkowy optyczny wraz z płytą $\lambda/4$ i odbija wiązkę obiektu do rozdzielacza wiązki BS3. Ponieważ obie ramiona wewnętrznego interferometru są symetryczne, różnica ścieżki optycznej pomiędzy wiązką obiektu a wiązką odniesienia zanika

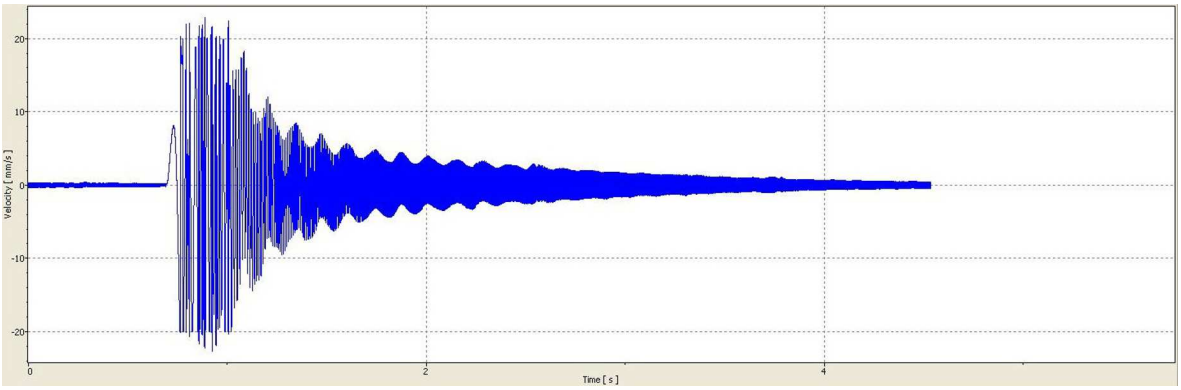
w interferometrze. Wynikająca różnica ścieżki jest równa dwukrotnej odległości pomiędzy rozgałęźnikiem BS2 a obiektem. Komórka Bragga w ramieniu odniesienia interferometru generuje dodatkowe przesunięcie częstotliwości w celu określenia prędkości. Powstały sygnał zakłóceń wiązki obiektu i wiązki odniesienia jest przekształcany w sygnał elektryczny w fotodetektorze, a następnie dekodowany w sterowniku.

Wymuszenie jest realizowane przez wzbudniki, na które sygnał podają wzmacniacze. Przemieszczenia są przenoszone ze wzbudnika na strukturę poprzez cienki stinger, na którego końcu znajduje się płaska tarcza przyklejona do struktury. Wzbudniki oraz wzmacniacze są produktem firmy The Modal Shop (TMS). Wzbudnik Model 2100E11 jest elektromagnetycznym wibratorem. Jest w stanie oddziaływać z siłą do 50 lbf (220 N) bez chłodzenia, natomiast przy zastosowaniu dedykowanej dmuchawy do chłodzenia 100 lbf (440 N). Maksymalne przyspieszenie wynosi 1000 m/s^2, a największa prędkość 1,6 m/s. Wzbudnik może pracować w temperaturach od 5° do 35°C, przy wilgotności poniżej 85% oraz nieprzerwanie do 8 godzin z częstotliwością od 2 Hz do 3000 Hz, przy czym pierwsza częstotliwość rezonansowa urządzenia występuje powyżej 3600 Hz.. Wzmacniacze model RMX 4500, moc 450 W, pasmo przenoszenia +0,0, −1,0 dB, współczynnik tłumienia powyżej 200, wzmocnienie napięcia 35 dB, (56,2x), zniekształcenie poniżej 0,01%.

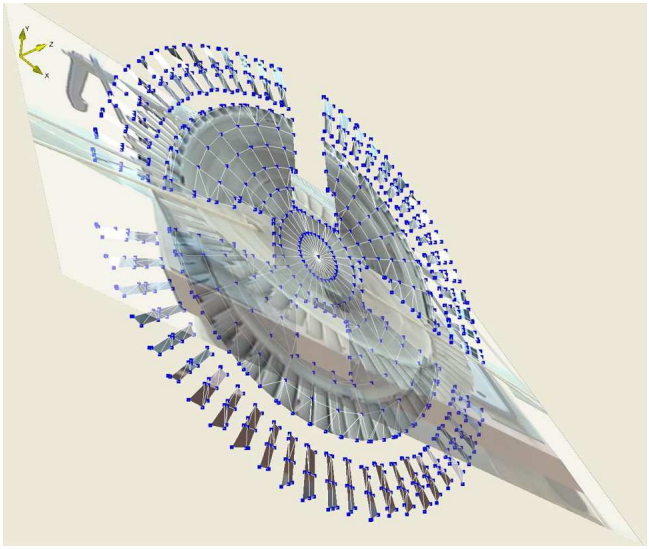


Rys. 12. Schemat torów projekcji laserowych wiązek pomiarowych wibrometru

Tryb 1D wykorzystuje pojedynczą głowicę. Popularnym sygnałem wymuszającym jest modulowany przebieg tłumiony typu Periodic Chirp (tzw. sygnał świergotowy). Jest to szerokopasmowy sygnał modulowany, w którym fala nośna jest dodatkowo modulowana w szerokim zakresie częstotliwości i transmitowana w czasie trwania impulsu (przykładowy przebieg na rys. 13). Zaletą korzystania z chirp jest to, że jest to złożony zakodowany przebieg, co zapewnia dobrą dokładność pomiarów czasu lotu, ponieważ dobrze koreluje tylko z jednym dobrze określonym czasem przybycia. Dodatkowo może zostać wykryty, gdy poziom odbieranego ćwierkania jest znacznie niższy od poziomu jakiegokolwiek przypadkowego szumu. Sygnał generowany jest przez wewnętrzne urządzenie pomiarowe (puszka przyłączeniowa – wyjście generatora). Pomiar 1D charakteryzuje się tym, że pomiary przemieszczeń wykonywane są tylko w jednej osi. W celu uzyskania dobrej jakości kształtów przemieszczeń konieczne było stworzenie gęstej siatki pomiarowej (rys. 14). Jednakże niedostosowana powierzchnia badanego obiektu może być powodem problemów. Bardzo niski współczynnik odbicia spowodował powstanie punktów stanu przeciążenia. Skutkowało to nieskorelowanymi przemieszczeniami pojedynczych punktów względem drgającego elementu.

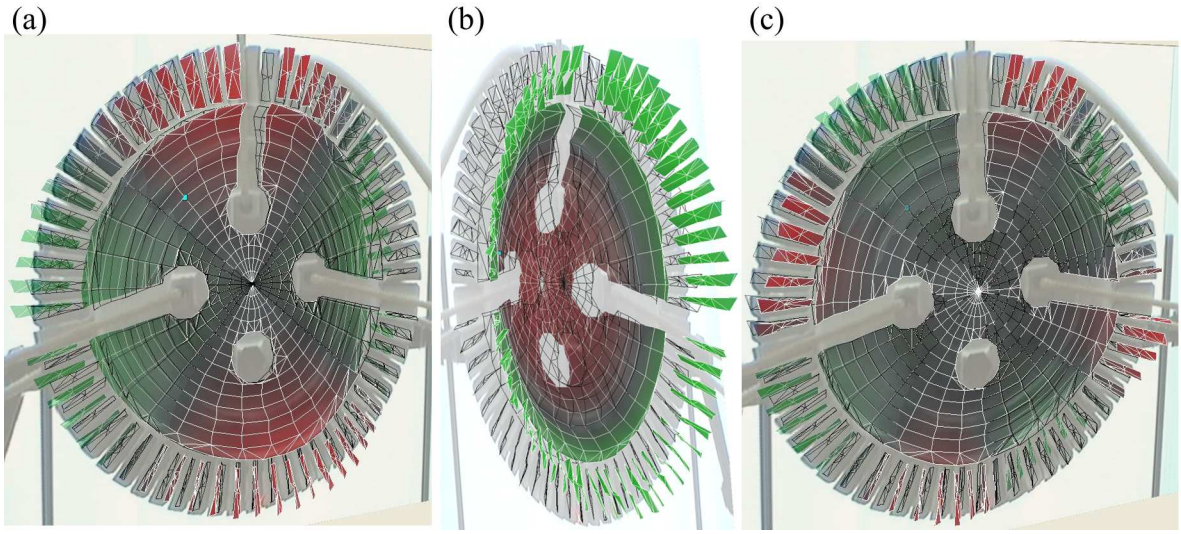


Rys. 13. Przebieg sygnału wymuszającego pulsującego modulowanego częstotliwościowo typu „chirp"



Rys. 14. Siatka pomiarowa na skanie 3D

Tryb 3D umożliwia pomiar drgań we wszystkich osiach. Przykładowe efekty: wizualizacje postaci modalnych uzyskane dla tarczy łopatkowej turbinowego silnika rozruchowego pokazano na rys. 15. Trzy niezależne głowice mierzą wektory przemieszczeń, a oprogramowanie przekształca składowe na wypadkowe przemieszczenia. Pomiar trzema głowicami jest znacznie trudniejszy, ponieważ muszą być one odpowiednio wyregulowane i skalibrowane. Należy je umieścić mniej więcej w rogach trójkąta równobocznego, wewnątrz którego znajduje się badany obiekt. Należy pamiętać, że większe odległości między głowicami dają lepsze wektory przemieszczeń, ale powodują przesunięcie w obszarze ruchu wiązki laserowej. Osiowanie 2D wykonywane jest dla każdej z głowic z osobna. Głównym celem wyrównania 2D i 3D jest wyrównanie trzech wiązek laserowych. Aby zminimalizować negatywne efekty rozpraszania wiązki laserowej na krawędziach obiektu, utwórz więcej punktów na różnych elementach w trybie wyrównania 2D (około 20). Tryb wyrównania 3D umożliwia skupienie trzech wiązek laserowych. Konieczne jest jak najdokładniejsze wyrównanie plamek, aby uzyskać dokładność poniżej 1-2 mm, jest to bardzo trudne i wymaga dużej precyzji (głowica TOP jako referencja ma dokładność 0,0). Podczas pomiaru 1D możliwe było ustawienie głowicy w taki sposób, aby uzyskać wystarczającą widoczność (poziom sygnału) dla wszystkich punktów siatki. Kiedy użyto trzech głowic, stało się to trudne do osiągnięcia.



Rys. 15. Przykłady zmierzonych postaci drgań tarczy turbiny: (a) 1,83 kHz, (b) 3,07 kHz, (c) 4,47 kHz

5. Pomiary drgań mini-BSP

Badanie z użyciem obu metod zostały przeprowadzone na bezzałogowym statku powietrznym Rybitwa. Jest to miniaturowy samolot rozpoznawczy opracowany w Instytucie Techniki Lotniczej WML WAT. Obiekt zbudowano, uwzględniając założenia projektowe dotyczące BSP klasy mini – niewielkie rozmiary i masa, możliwość przenoszenia samolotu przez jedną osobę, operacje misyjne w zakresie bliskiego zasięgu. Koncepcję rozwinięto w ramach projektu badawczo-rozwojowego pt. „Autonomiczne bezzałogowe statki powietrzne wyposażone w środki monitorowania i nadzorowania wspomagające działania Policji i Straży Pożarnej realizowanego w latach 2010-2012 przez uczelniano-przemysłowe konsorcjum: AGH Katedra Robotyki i Mechatroniki – WAT Instytut Techniki Lotniczej – EC Engineering". Mini-BSP Rybitwa jest miniaturowym kompozytowym samolotem rozpoznawczym o klasycznym układzie aerodynamicznym z usterzeniem typu T. Płat składany z czterech półskorupowych segmentów nośnych jest wyposażony w lotki i klapy. W kadłubie montowany jest spadochronowy układ odzyskiwania. Zespół napędowy stanowi trójfazowy silnik elektryczny ze śmigłem ciągnącym. Pokładowe wyposażenie awioniczne montowane jest w podkadłubowym zasobniku. Wewnątrz gondoli zainstalowany jest moduł autopilota (MicroPilot MP2128g) oraz akumulatorowe pakiety zasilania. Samolot funkcjonuje w ramach systemu rozpoznawczego, w skład którego wchodzi komponent latający (mini-samolot z wyposażeniem misyjnym) oraz komponent naziemny (naziemna stacja kontroli lotu).

Lekkość badanej konstrukcji była największym wyzwaniem przy badaniach rezonansowych. Wstępny etap zakładał rozmieszczenie 60 akcelerometrów trójosiowych (rys. 16). Czujniki zamocowane na małych, lekkich elementach sterowych swoją masą powodowały ich wychylenia. W związku z tym ograniczono liczbę akcelerometrów do 27 sztuk umieszczonych głównie na elementach stałych. Przewody zostały częściowo podwieszone, aby zniwelować ich wpływ na konstrukcję. W efekcie otrzymano gorsze wizualizacje postaci. W konsekwencji wystąpiły trudności w zidentyfikowaniu i opisaniu niektórych modów. Kolejnym elementem wpływającym na pomiar był zasobnik. Badany model nie posiadał wyposażenia awionicznego oraz akumulatorów, dlatego w ich miejsce wmontowano masy zastępcze. Charakter konstrukcji powoduje, że w dolnej części (w zasobniku) skupia się duża masa, którą można w przybliżeniu przyjąć jako punktową. Ścianki łączące zasobnik z właściwym cienkim kadłubem nie są usztywnione, powo-

duje to że zasobnik jest wysoce podatny i utrudnia pomiary. W trakcie eksperymentu wstępnie zidentyfikowano po kilkanaście postaci drgań, z czego udało się dostroić do 18 postaci.

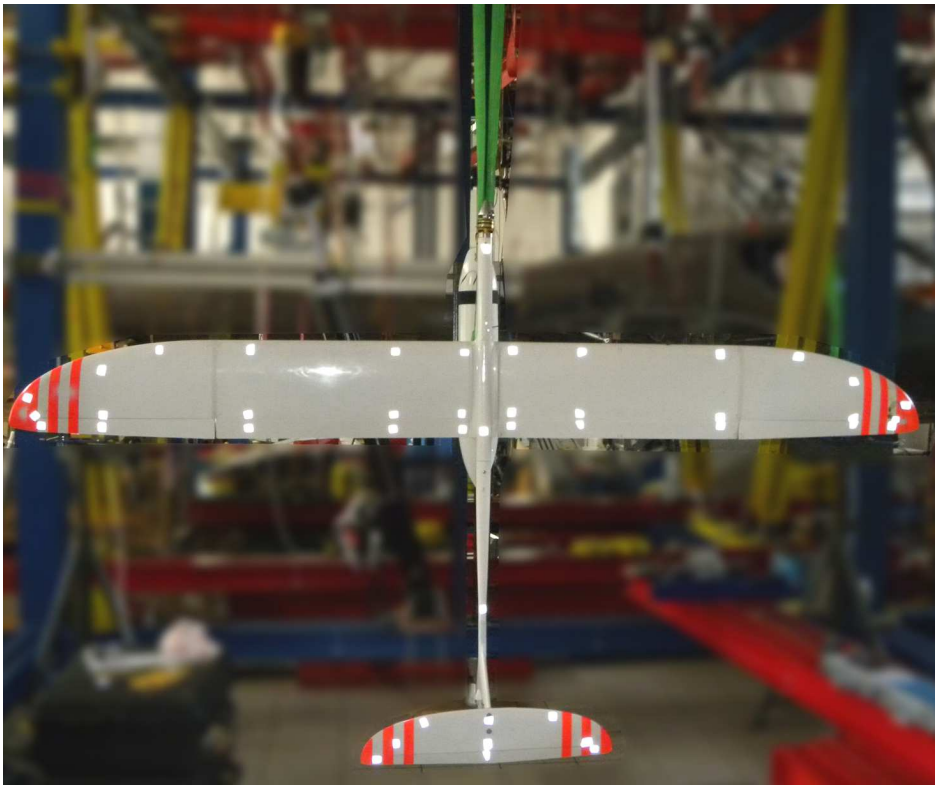
Rys. 16. Mini-BSP Rybitwa podczas próby rezonansowej z użyciem akcelerometrów

Głowice impedancyjne były montowane za pomocą płaskich blaszek i taśmy dwustronnej bezpośrednio do struktury. Ponieważ obiekt wisiał na elastycznych linach często podczas dostrajania konieczna była korekcja przylegania blaszek do pokrycia. Wszystkie zmierzone postacie były jednoznacznie widoczne i dla większości udało się poprawnie wyznaczyć krzywe mocy zespolonej. Pomiary zostały wykonane poprawnie, ponieważ otrzymane wyniki są zgodne z teorią.

Ponieważ liczba czujników była ograniczona, postanowiono zastąpić kontaktowe czujniki bezkontaktową wiązką laserową. Narzędziem pomiarowym zastępującym system do pomiarów kontaktowych został laserowy wibrometr skanujący 3D firmy Polytec. Ponieważ podczas pracy wibrometru operuje się na obrazie z kamery, konieczne było takie ustawienie samolotu, aby powierzchnia skrzydeł była ustawiona na wprost obiektywu. Zasobnik przysłania część centropłatu, w związku z tym obiekt został umieszczony w pozycji pionowej z silnikiem do góry i górną powierzchnią skierowaną do obiektywu. Podwieszenie zostało zrealizowane poprzez zawieszenie wężowe przeciągnięte przez zwężenie kadłuba przy łączeniu z zasobnikiem i dodatkowo zabezpieczone opaskami zaciskowymi. W ten sposób samolot miał możliwość swobodnych przemieszczeń i skręceń w pożądanych kierunkach. Do wzbudzania został wykorzystany ten sam wzbudnik elektrodynamiczny firmy TMS 2100E11, który był wykorzystywany w metodzie czujnikowej.

W omawianym przypadku konieczne było eksperymentalne dobranie parametrów wymuszenia. Siatka pomiarowa została uproszczona do 11 punktów. Zabieg ten miał na celu skrócić pomiar, aby eksperymentalnie dobrać parametry ustawień. Ponieważ najniższy zakres pomiarowy dla urządzenia wynosi 0,1 kHz, konieczne było zwiększenie próbkowania. Zalecane jest, aby częstotliwość próbkowania sygnału cyfrowego była dwukrotnie wyższa niż najwyższa częstotliwość badanego sygnału. W związku z tym częstotliwość próbkowania musi być powyżej 200 Hz. Jedynie ustawienie najwyższych wartości linii FFT spełnia te warunki: 3200 i 6400 linii FFT. Ponieważ jakość jest zbliżona, a pomiar dla wartości 6400 trwa dwa razy dłużej, zdecydowano się na wartość 3200, co daje częstotliwość próbkowania 256 Hz i rozdzielczość 31,25 mHz. W przypadku sygnału wymuszającego sprawdzane były sygnały typu: *sine*, *periodic chirp*, *white noise* oraz *sweep* w zakresie 1-100 i 1-50 Hz. Najczystszą odpowiedź otrzymano z sygnału sweep. Dodatkowo sprawdzano różne tryby uśredniania. Tryb *Magnitude* z trzema uśrednieniami okazał się najefektywniejszy. Dzięki zastosowaniu kilku uśrednień oprogramowanie ogranicza wpływ pojedynczych skoków na całą charakterystykę. Następnie, po dobraniu parametrów wy-

muszających, zbudowano siatkę właściwą składającą się z 127 punktów (rys. 17). Aby objąć zakresem pomiarowym trzech głowic całą badaną powierzchnię samolotu, konieczne było odsunięcie głowić od obiektu o 5,2 m. Uzyskana dokładność w takim ustawieniu wyniosła 0,8 mm dla wszystkich trzech głowic (głowica TOP jako referencyjna ma dokładność 0,0). Odległość od elementu oraz jego krzywizna spowodowały, że nie udawało się wykonać pomiarów bez przesterowań. Zawsze w jakimś punkcie któraś głowica nie miała dostatecznego poziomu sygnału. Aby zwiększyć refleksyjność w miejscach punktów siatki, przyklejono z użyciem taśmy dwustronnej kawałki materiału odblaskowego. Na krzywiznach sprawiających problemy skrawki miały większą powierzchnię, aby zniwelować lekkie przesunięcia lub rozejścia się wiązek. Wymuszenie zostało podane na spód końcówek skrzydeł, tak jak w metodzie kontaktowej.



Rys. 17. BSP Rybitwa na stanowisku z widocznymi markerami w punktach siatki pomiarowej

6. Proponowana metoda porównawcza

Jednym z najpopularniejszych narzędzi do ilościowego porównywania wektorów modalnych jest wskaźnik jakości dostrojenia postaci drgań określany jako *Modal Assurance Criterion* (MAC). Rozwój MAC był modelowany po opracowaniu zwykłego obliczenia koherencji związanego z obliczeniem funkcji odpowiedzi częstotliwościowej. MAC jest wskaźnikiem statystycznym, podobnie jak zwykła spójność. Ta forma analizy regresji liniowej oparta na najmniejszych kwadratach daje wskaźnik, który jest najbardziej wrażliwy na największą różnicę między wartościami porównawczymi i daje modalne kryterium pewności, które jest niewrażliwe na małe zmiany lub małe wielkości. MAC został pierwotnie wprowadzony do testowania modalnego w połączeniu z The Modal Scale Factor, jako dodatkowy czynnik pewności w ocenie wektora modalnego z różnych miejsc wzbudzenia. Gdy macierz FRF jest wyrażona w postaci rozwinięcia frakcji cząstkowej, licznik każdego składnika reprezentuje macierz reszt lub stałych modalnych. Wynikiem kryterium MAC jest współczynnik, który ilustruje korelację między dwiema postaciami.

Wartość współczynnika oscyluje między 0 a 1, gdzie 1 to idealne zestawienie dwóch wektorów. Przyjmuje się, że współczynnik, którego wartość przekracza 0,9 oznacza, że oba wektory są bardzo podobne, podczas gdy małe wartości wskazują na słabe podobieństwo postaci. Macierz MAC jest obliczana według wzoru

$$\mathbf{MAC} = \frac{|(\boldsymbol{vp}_A)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{vp}_X|^2}{((\boldsymbol{vp}_A)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{vp}_A)((\boldsymbol{vp}_X)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{vp}_X)} \tag{6.1}$$

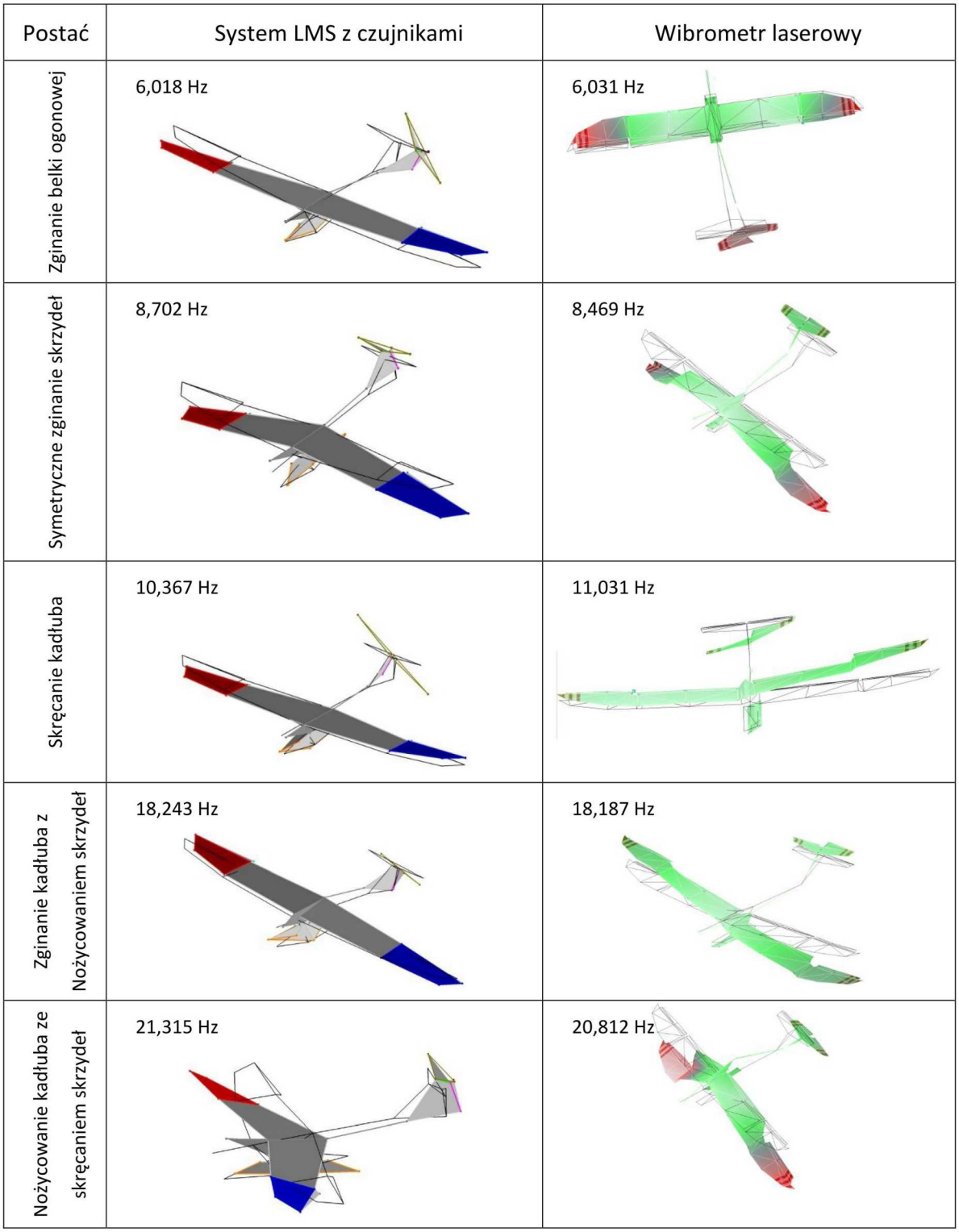
gdzie $\boldsymbol{vp}_A$ i $\boldsymbol{vp}_X$ są kolumnowymi macierzami przemieszczeń poszczególnych węzłów MES i czujników pomiarowych. Idealna macierz **MAC** nie może być macierzą jednostkową, ponieważ wektory modalne nie są bezpośrednio ortogonalne, ale masowo ortogonalne. Jednak macierz **MAC** wskazuje, które poszczególne tryby z dwóch zestawów odnoszą się do siebie. Jeśli dwa wektory są zamienione w jednym zestawie, to największe wpisy macierzy **MAC** nie znajdują się już na wiodącej przekątnej i przypomina ona macierz permutacji. **MAC** może tylko wskazywać spójność, a nie ważność, dlatego jest używany głównie w parowaniu w trybie przedtestowym. **MAC** nie jest w stanie odróżnić błędów systematycznych od lokalnych rozbieżności. Nie może określić, czy wektory są ortogonalne, czy niekompletne.

7. Wnioski

Badanie właściwości dynamicznych konstrukcji lotniczych jest bardzo ważnym zagadnieniem. Modelowanie elementu o odpowiednich właściwościach aeroelastycznych jest bardzo trudne. Tylko badanie rzeczywistego obiektu daje rzeczywiste wyniki. Wykonywanie pomiarów drgań jest procesem bardzo złożonym i trudnym. Wymaga ogromnej wiedzy i znajomości zjawisk. W technice lotniczej bardzo trudno jest prowadzić badania w rzeczywistych warunkach, ponieważ większość interesujących nas przypadków ma miejsce podczas lotu. Dlatego należy zbliżyć się jak najbardziej do rzeczywistych warunków, stosując odpowiednie podparcie i przykładając wymuszenie o właściwie dobranej dystrybucji. Znajomość badanych zjawisk jest istotna, aby przewidzieć ich naturę, znać obszary, w których należy spodziewać się przesunięć lub gdzie powinny znajdować się punkty pomiarowe. Obie przedstawione metody, mimo tego samego celu, różnią się zastosowaniem.

Metoda kontaktowa oparta na akcelerometrach pozwala na rejestrację sygnału w czasie rzeczywistym. Pozwala także modyfikować siłę lub warunki. Jest powtarzalny, tzn. przy tych samych ustawieniach aparatury możemy przerwać badanie i wznowić je lub wznowić bez wpływu na przebieg badania. W przypadku utraty czujnika można wstrzymać test, poprawić czujnik i kontynuować test. Podczas badania można zastosować różnego rodzaju czujniki, w zależności od potrzeb lub możliwości. Czujniki trójosiowe lub jednoosiowe mogą być stosowane, gdy chcemy mierzyć przemieszczenia tylko w jednej osi. Sam system pomiarowy zapisuje całą tabelę danych z czujników i generatora. Zaawansowane oprogramowanie dedykowane usprawnia proces analizy danych. Największą wadą tej metody jest jej czasochłonność, w szczególności montaż czujników i wzbudników drgań. W tym czasie poza montażem należy poprowadzić odpowiednie przewody łączące czujnik z analizatorem oraz odpowiednio ustawić w oprogramowaniu kierunki współrzędnych dla każdego punktu. Kolejnym problemem są czujniki, które należy rozmieścić odpowiednich miejscach i odpowiednio gęsto. Zastosowane sensory ważą około 10 g. Do tego dochodzi masa przewodów, które muszą łączyć akcelerometr z analizatorem. Za pomocą kilkuset czujników do konstrukcji dodaje się znaczną masę. Niemniej graficzny interfejs oprogramowania jest intuicyjny i pozwala szybko wykryć nieścisłości.

Wibrometr laserowy przeznaczony jest do pomiarów o wysokiej częstotliwości. Jego zakres kończy się w okolicy 80 kHz. Ze względu na tak szeroki zakres próbkowanie może być niedokładne przy stosunkowo niskich częstotliwościach. Wibrometr działa na obrazie widocznym z kamery.



Rys. 18. Zestawienie wybranych postaci modalnych mini-samolotu Rybitwa

W trybie 3D jest to górna głowica umieszczona pod kątem (nie prostopadle) do mierzonej płaszczyzny. Osiągnięcie dobrej kompatybilności belek jest bardzo dużym wyzwaniem. Przy odpowiednim ustawieniu można osiągnąć dokładność mniejszą niż 0,01 mm. Siatka pomiarowa może być bardzo gęsta (maksymalna powierzchnia 512×512 punktów), dzięki czemu można uzyskać

bardzo dokładną animację i łatwiej przybliżyć punkty, które zostały błędnie zmierzone. Wbudowany moduł geometrii bardzo pomaga przy tworzeniu obiektu przestrzennego. Największą wadą systemu jest jego stabilność. Ponieważ na obrazie z kamery operujemy z odległości kilku metrów z dokładnością do milimetra, każda wibracja lub minimalny ruch głowy lub obiektu całkowicie zaburza ustawienia. Wymagana jest ponowna kalibracja. Sam proces pomiaru z gęstym próbkowaniem i drobną siatką może zająć ponad godzinę. Drugim dużym problemem są pomiary na krzywych. Podczas operowania trzema głowicami, z których każda jest pochylona pod innym kątem, na krzywych lub krawędziach dochodzi do sytuacji, w której jedna z wiązek nie trafia w mierzony obiekt. Zdarzają się też sytuacje, w których plamki rozchodzą się na krzywych, mimo bardzo dobrej kalibracji. Tabela przedstawiona na rysunku 18 zestawiono kilka przykładowych postaci modalnych zidentyfikowanych obiema metodami.

Zaprezentowane badania zostały sfinansowane przez Wojskową Akademię Techniczną w ramach realizacji uczelnianego grantu badawczego nr UGB 782/2022 pt. „Metody optymalnego projektowania statków powietrznych w zastosowaniu do poprawy ich własności konstrukcyjnych i aerodynamicznych".

Bibliografia

1. Heylen W., Lammens S., Sas P., *Modal Analysis Theory and Testing*, Katholieke Universiteit Leuven, Faculty of Engineering, Department of Mechanical Engineering, Division of Production Engineering, Machine Design and Automation, 1998
2. Wiśniowski W., Resonance testing of flying objects – methods and analysis of results, *Transactions on Aerospace Research*, **2010**, 7, 2019
3. Schwarz B.J., Richardson M.H., *Experimental Modal Analysis*, 5th Ed., Butterworth-Heinemann, CSI Reliability Week, Orlando, FL, 1999
4. Özkök B., Weltin U., *Aeroelastic Analysis for the CH601XL and the CH601 with a Maximum Take-off Mas of 600 kg*, Hamburg University of Technology, Hamburg, 2009
5. Peeters B., Climent H., De Diego R., De Alba J., Ahlquist J.R., Carreño J.M., Hendricx W., Rega A., Garca G., Deweer J., Debille J., Modern solutions for ground vibration testing of large aircraft, *26th Conference and Exposition on Structural Dynamics, IMAC-XXVI*, 2008
6. Pastor M., Binda M, Hararik T., Modal assurance criterion, *Procedia Engineering*, **48**, 543-548, 2012

Contact and non-contact vibration measurement methods in application for aircraft structures

The paper presents two independent methods of measuring structure vibrations. One of them is a contact method based on signals processed by sensors, the other is a non-contact method using the emission of a laser beam as an identification and transmission medium. Both measurement systems are presented. The advantages and disadvantages of both methods are discussed, problems and limitations of use are indicated. A method of comparing the results obtained by both methods in relation to resonant vibrations of a miniature unmanned aerial vehicle is proposed.

The contact technique of resonance testing is based on a controlled excitation of harmonic vibrations of the tested object and the measurement and analysis of the response signal. The measurement system consists of a multi-channel modal analyzer, a set of piezoelectric sensors, electrodynamic exciters and a computer with dedicated software. The principle of operation consists in collecting response signals by sensors placed on the structure while applying vibration excitations. The measured signals enable determination of spectral transfer functions. By carefully examining the ner resonant sites, it is possible to tune the excitation signal to excite a pure resonance. At the tuning point, the frequency, attenuation and

modal form are specified. The laser scanning vibrometer, in turn, is used for non-contact measurements. The principle of operation is based on the use of an emitted laser beam divided into two independent paths. One is the reference beam, while the other is the measurement signal carrier. The measurement beam reflected from the object returns to the camera detector and is compared with the reference one. The additional geometry scanning module allows one to measure the object and save the virtual model for visualization of the measured forms of motion. The collected data is subject to software analysis. The places of characteristic amplitude peaks are identified as resonance points. Animations of the vibration motion at these points present the resonant modes.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/369-379

PROBLEMY MODELOWANIA OPŁYWU PROFILU NACA 0018 PRZY WYKORZYSTANIU KLASYCZNEGO MODELU TURBULENCJI SST k-ω ORAZ MODELU KORELACYJNEGO γ-Re_θ

Krzysztof Rogowski, Jan Michna

Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Warszawa

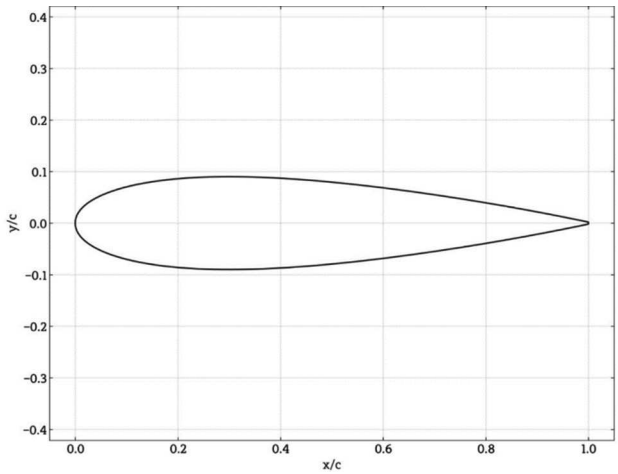
e-mail: krzysztof.rogowski@pw.edu.pl; jan.michna.dokt@pw.edu.pl

W niniejszym artykule zestawiono przegląd najważniejszych rezultatów trzyletnich badań autorów nad z pozoru łatwym opływem symetrycznego profilu aerodynamicznego NACA 0018 w zakresie małych i średnich liczb Reynoldsa oraz dla kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia. Badania były prowadzone metodami numerycznymi dynamiki płynów przy wykorzystaniu modelu turbulencji k-ω SST i modelu korelacyjnego γ-Re_θ. Celem autorów było sprawdzenie potencjału zastosowanych modeli do wyznaczenia osiągów aerodynamicznych profilu, wykorzystując jedynie dwuwymiarowe modele przepływu. Wyniki badań pokazały, że klasyczny dwurównaniowy model turbulencji k-ω SST jest zbyt mało dokładny w zakresie małych liczb Reynoldsa, natomiast model korelacyjny daje rezultaty znacznie lepsze, jednak wymaga kalibracji. Otrzymane biegunowe profilu NACA 0018 wykorzystano również jako dane wejściowe dla zmodyfikowanej metody elementu łopaty, aby oszacować składowe siły aerodynamicznej łopaty wirnika Darrieusa. Badania pokazały, że obciążenia aerodynamiczne łopaty wirnika istotnie zależą od jakości wprowadzonych danych.

1. Wstęp

Symetryczny profil NACA 0018 (rys. 1) opracowany przez Amerykański Komitet Doradczy do spraw Aeronautyki (ang. *National Advisory Committee for Aeronautics*, w skrócie NACA) jest stosunkowo często wykorzystywany przez konstruktorów do projektowania siłowni wiatrowych Darrieusa. Wynika to z kompromisu między dostatecznie dobrymi osiągami aerodynamicznymi profilu oraz z jego dostatecznie dużej grubości względnej zapewniającej odpowiednią sztywność łopaty wirnika na zginanie. Należy jednak pamiętać, że profile czterocyfrowe serii NACA nie były projektowane z myślą o takich warunkach przepływu. Chodzi tu przede wszystkim o zakres liczb Reynoldsa, który wacha się między 40 000 (wirnik o średnicy 0,6 m, prędkość obrotowa 300 obr/min) a 2 900 000 (wirnik o średnicy 17,6 m, prędkość obrotowa 78 obr/min) [1], [2]. Dotychczas zbudowano oczywiście wirniki o większych mocach znamionowych i większych średnicach, jednak obecnie tak duże konstrukcje rozważa się jedynie teoretycznie dla rozwiązań typu *offshore* [3], [4].

Do analizy osiągów aerodynamicznych tych urządzeń opracowano kilka metod. Najmniej kosztowne obliczeniowo są metody oparte o teorię strumieniową, wykorzystywane również do analizy osiągów aerodynamicznych śmigieł oraz klasycznych siłowni wiatrowych o pionowej osi obrotu. Nieco bardziej zaawansowane są metody wirowe, zwane po angielsku *vortex models*. Metody te bywają niekiedy nazywane metodami zredukowanymi. Współczesne metody numeryczne mechaniki płynów są obecnie wciąż zbyt kosztowne numerycznie i zbyt mało dokładne dla kątów natarcia powyżej krytycznego kąta natarcia. Dlatego w dalszym ciągu powszechnie wykorzystuje się metody oparte na kombinacji teorii strumieniowej i teorii elementu łopaty. Metody te wymagają jednak danych wejściowych w postaci charakterystyk aerodynamicznych profili. Badania opublikowane przez Rogowskiego i in. w 2021 roku [5] pokazują duży wpływ charakterystyk



Rys. 1. Profil NACA 0018

aerodynamicznych profilu na charakterystyki składowych siły aerodynamicznej łopaty wirnika, to zagadnienie jest również dyskutowane w ostatniej części tego artykułu.

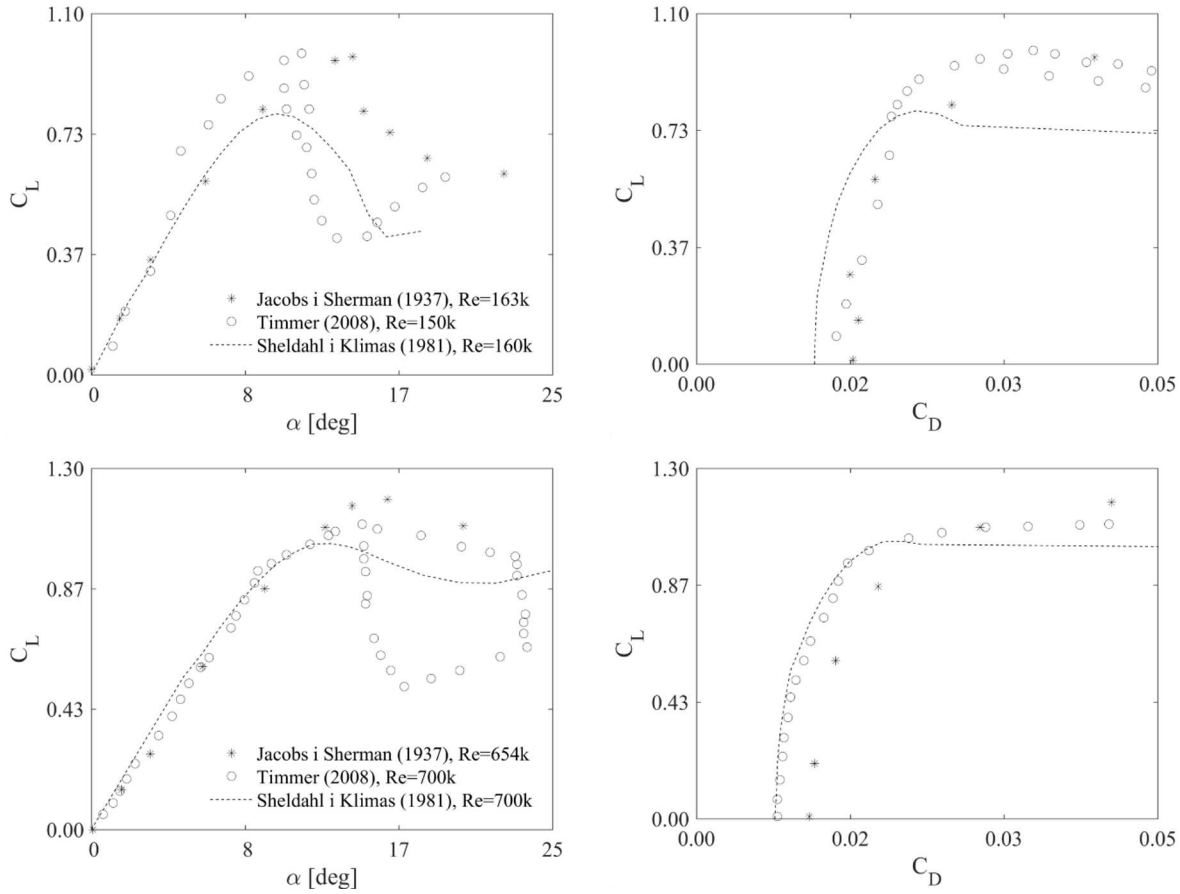
2. Badania eksperymentalne profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa

Dużym ograniczeniem w rozwoju metod zredukowanych oraz tym samym w optymalizacji aerodynamicznej wirnika Darrieusa i analizie jego własności dynamicznych był i nadal jest brak dobrej jakości danych eksperymentalnych profili aerodynamicznych dla typowych warunków pracy tych urządzeń. Pierwsze badania eksperymentalne profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa przeprowadzili Jacobs i Sherman w 1937 roku [6]. Zgodnie z najlepszą wiedzą autorów tego artykułu, aż do 2008 roku nie pojawiły się żadne nowe badania eksperymentalne tego profilu [7]. Począwszy od 2008 roku baza nowych badań eksperymentalnych na ten temat znacznie wzrosła, co wynikało między innymi z większego zainteresowania mikroelektrowniami wiatrowymi o pionowej osi obrotu. Duży wkład w wypełnieniu luk w stanie wiedzy w tym zakresie wniósł między innymi profesor Serhiy Yarusevych z University of Waterloo [8]. Wiele z jego prac dotyczy trudnych do analizy zjawisk przejścia lamiarno-turbulentnego w warstwie przyściennej wokół profilu. Na uwagę zasługuje również praca [9], która streszcza większość współczesnych badań eksperymentalnych oraz numerycznych profilu NACA 0018 w zakresie małych i średnich liczb Reynoldsa.

W tym miejscu warto jednak wspomnieć o pewnym zagadnieniu. Tak jak wspomniano w poprzednim akapicie, w okresie od 1937 do 2008 roku nie opublikowano żadnych nowych wyników badań eksperymentalnych profilu NACA 0018. Bynajmniej nie wynikało to z braku zainteresowania koncepcją Darrieusa. Wręcz przeciwnie, to właśnie szeroko zakrojone prace nad siłowniami wiatrowymi o pionowej osi obrotu prowadzone w latach 70. i 80. XX wieku zaowocowały powstaniem raportu Sheldahla i Klimasa [10], traktowanego przez wielu badaczy jako źródło badań eksperymentalnych. Motywacją powstania tego raportu były zbyt duże ograniczenia charakterystyk opracowanych przez Jacobsa i Shermana. Badania Jacobsa i Shermana były wykonane dla liczb Reynoldsa w zakresie od 41 400 do 2 970 000. Większym problemem tych danych był jednak zbyt mały zakres kątów natarcia, który wynosił od $-2°$ do $28°$. Natomiast w przypadku siłowni wiatrowych Darrieusa potrzebny jest znacznie większy zakres kątów. Wyniki badań Sheldahla i Klimasa znalazły się również w znanej książce *Wind Turbine Design: With Emphasis on Darrieus Concept* autorstwa Iona Paraschivoiu [4]. Książka ta jest podsumowaniem

prac prowadzonych przez Sandia National Laboratories oraz stała się przewodnikiem dla podejścia zwanego Double-Multiple Stream Tube (w skrócie DMST, niekiedy wykorzystuje się skrót DMS), czyli metody umożliwiającej szybkie wyznaczenie charakterystyk aerodynamicznych wirnika Darrieusa z łopatami zarówno prostymi jak również profilowanymi. Jest to jedna z najbardziej zaawansowanych metod opartych o teorię strumieniową w kombinacji z teorią elementu łopaty. Raport [10] streszcza wyniki serii pomiarowych czterech profili NACA-0009, -0012, -0015 oraz zmodyfikowanego profilu NACA 0012H dla małych i średnich liczb Reynoldsa. Otrzymane wyniki pomiarów tunelowych zostały następnie ekstrapolowane na profile NACA-0018, -0021 oraz -0025. Dlatego w przypadku profili NACA 0018 i grubszych rezultatów opublikowanych w pracy [10] nie można traktować jako wyników eksperymentalnych, lecz jako wyniki obliczeń.

Na rys. 2 porównano charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0018 otrzymane w 1937 roku przez Jacobsa i Shermana z charakterystykami zmierzonymi przez Timmera w 2008 roku. Dodatkowo dla porównania na rysunku naniesiono również charakterystyki obliczone przez Sheldahla i Klimasa. Dla przejrzystości tych wykresów na rys. 2 przedstawiono jedynie rezultaty eksperymentalne otrzymane przez Timmera, ponieważ późniejsze badania eksperymentalnie innych badaczy nie wykazują istotnych różnic w porównaniu z tymi biegunowymi [9]. Dodatkowo na rysunku zestawiono serie pomiarowe dla dwóch liczb Reynoldsa 160 000 oraz 700 000. Wykresy te jasno pokazują, że w przypadku mniejszej z liczb Reynoldsa rozbieżność uzyskanych charakterystyk jest bardzo duża. Ponadto najmniej wiarygodną serią danych jest ta otrzymana z ekstrapolacji. Wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa rozbieżność w charakterystykach aerodynamicznych profilu jest już znacznie mniejsza [9].



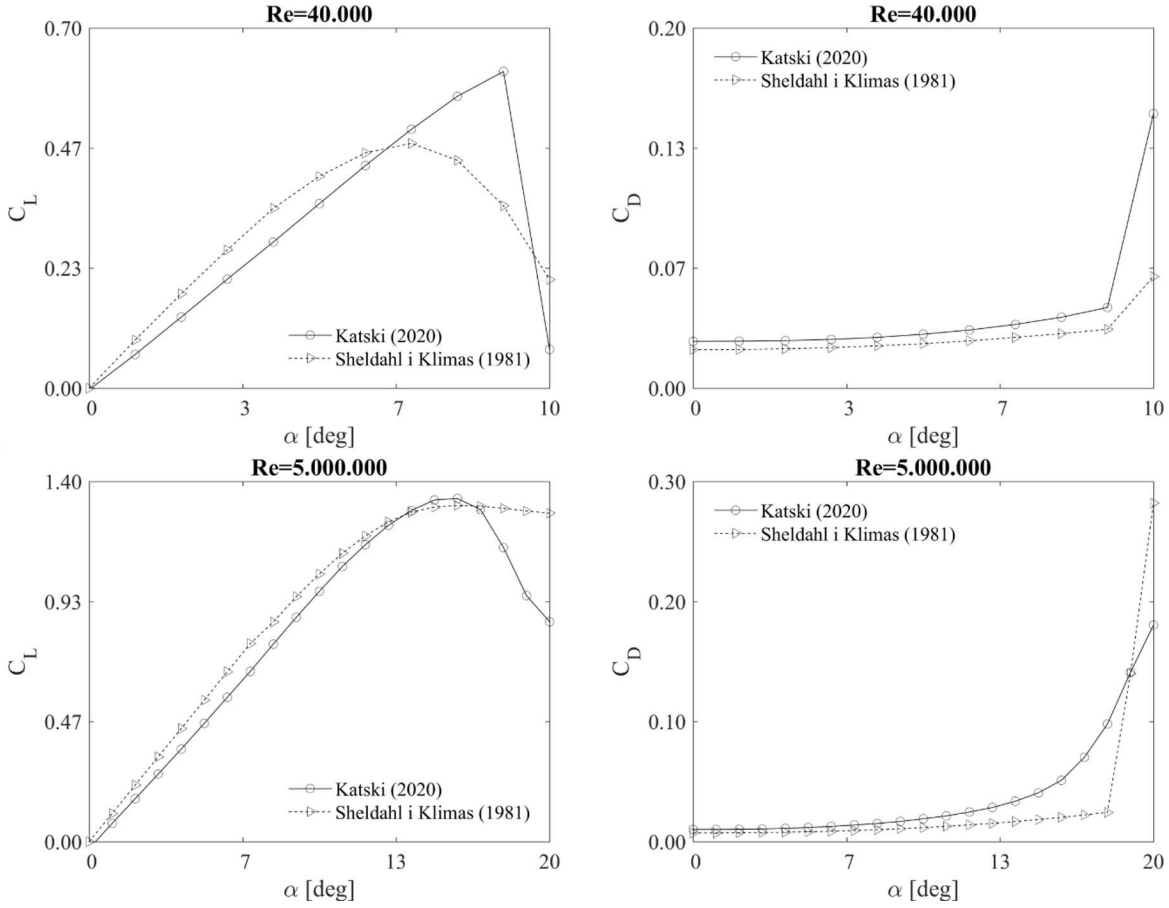
Rys. 2. Osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018 dla liczby Reynoldsa 160 000 (rysunki górne) oraz dla liczby Reynoldsa 700 000

3. Badania numeryczne profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa

Wraz z rozwojem technologii komputerowej pojawiły się techniki numeryczne pozwalające rozwiązywać uśrednione równania Naviera-Stokesa dla bardziej skomplikowanych przepływów. Uśrednienie równań pędu dla przepływu spowodowało konieczność opracowania matematycznych modeli turbulencji celem rekompensaty informacji utraconych w wyniku uśrednienia. Liczba dotychczas opracowanych modeli turbulencji jest imponująca, jednak nadal nie powstał jeden uniwersalny model dla wszystkich klas przepływu. Obecnie niemal każdy komercyjny solver tak zwanej „obliczeniowej mechaniki płynów" (ang. *Computational Fluid Dynamics*, w skrócie CFD) posiada zaimplementowanych przynajmniej kilka różnych modeli turbulencji różniących się od siebie stopniem złożoności, który to stopień bardzo często przejawia się liczbą dodatkowych równań transportu koniecznych do rozwiązania. Spośród bardzo wielu dotychczas opracowanych modeli turbulencji jedynie kilka zyskało większą popularność. Należą do nich między innymi dwa dwurównaniowe modele: k-ω i k-ε. Jednak liczne badania dowodzą, że znacznie dokładniejsze i bardziej stabilne są ich zmodyfikowane wersje, np. RNG k-ε, realizable k-ε czy SST k-ω. W szczególności ten ostatni z wymienionych modeli zyskał powszechne uznanie w środowisku lotniczym. W ostatnich wersjach programu ANSYS Fluent stał się on nawet modelem domyślnym [11]. Wybór modelu turbulencji jest jednym z kluczowych etapów modelowania CFD. Natomiast model turbulencji SST k-ω wydaje się dobrym punktem startowym w obliczeniach.

B. Kątski w swojej pracy dyplomowej [12] przeprowadził serię obliczeń profilu NACA 0018 oraz dla bardzo szerokiego zakresu liczb Reynoldsa od 10 000 do 10 mln, co pokrywa pełen zakres liczb Reynoldsa wykorzystanych w badaniach Sheldahla i Klimasa [10]. Ponieważ w pracy dyplomowej wykorzystano jedynie uśrednione Reynoldsa równania Naviera-Stokesa (ang. Reynolds-Averaged Navier-Stokes, w skrócie RANS), badania Kątskiego ograniczyły się jedynie do krytycznych kątów natarcia. Cześć wyników pracy dyplomowej Kątskiego została również opublikowana w artykule [13]. Na rys. 3 porównano charakterystyki profilu NACA 0018 uzyskane za pomocą podejścia k-ω SST z wynikami badań Sheldahla i Klimasa. Jak można zauważyć, charakterystyki uzyskane przez Kątskiego oraz Sheldahla i Klimasa są z dobrym przybliżeniem zgodne, aż do krytycznego kąta natarcia oraz od liczby Reynoldsa równej 40 000. W przypadku mniejszych liczb Reynoldsa osiągi profilu otrzymane za pomocą podejścia k-ω SST różniły się już znacząco, co pokazano w pracy [13]. Należy jednak podkreślić, że różnice w wynikach dla obu podejść są stosunkowo niewielkie dla bardzo szerokiego zakresu liczb Reynoldsa. Ponadto, wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa różnice w rezultatach otrzymanych za pomocą podejścia CFD oraz wyników Sheldahla i Klimasa maleją.

Charakterystyki aerodynamiczne profilu obliczone przy wykorzystaniu klasycznego modelu turbulencji SST k-ω, jak również te otrzymane przez Sheldahla i Klimasa (rys. 3), nie wskazują charakterystycznego przegięcia na krzywej $C_L(\alpha)$ dla kątów natarcia mniejszych niż krytyczny kąt natarcia (rys. 2). Pochodne aerodynamiczne $dC_L/d\alpha$ poniżej i powyżej tego charakterystycznego przegięcia są różne. Gerakopulos i in. [14], którzy analizowali osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018 w zakresie liczb Reynoldsa od 80 000 do 200 000 oraz w zakresie kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia, potraktowali to miejsce jako umowną granicę pomiędzy regionem pierwszym (poniżej przegięcia) i drugim (powyżej przegięcia). Badania eksperymentalne Gerakopulosa i in. pokazały, że pochodna aerodynamiczna w pierwszym regionie nieznacznie maleje wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa od wartości 0,14 dla $\mathrm{Re} = 80\,000$ do 0,11 dla $\mathrm{Re} = 200\,000$. Wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa „poszerza się" również pierwszy region; dla $\mathrm{Re} = 80\,000$ zawiera się on w przedziale od 0 do 6 stopni zaś dla $\mathrm{Re} = 200\,000$ w przedziale od 0 do 8 stopni. Wartość pochodnej aerodynamicznej $dC_L/d\alpha$ w drugim regionie różni się natomiast bardzo niewiele dla wszystkich analizowanych liczb Reynoldsa i wynosił w przybliżeniu 0,03, czyli znacznie mniej niż pochodna aerodynamiczna w pierwszym obszarze.

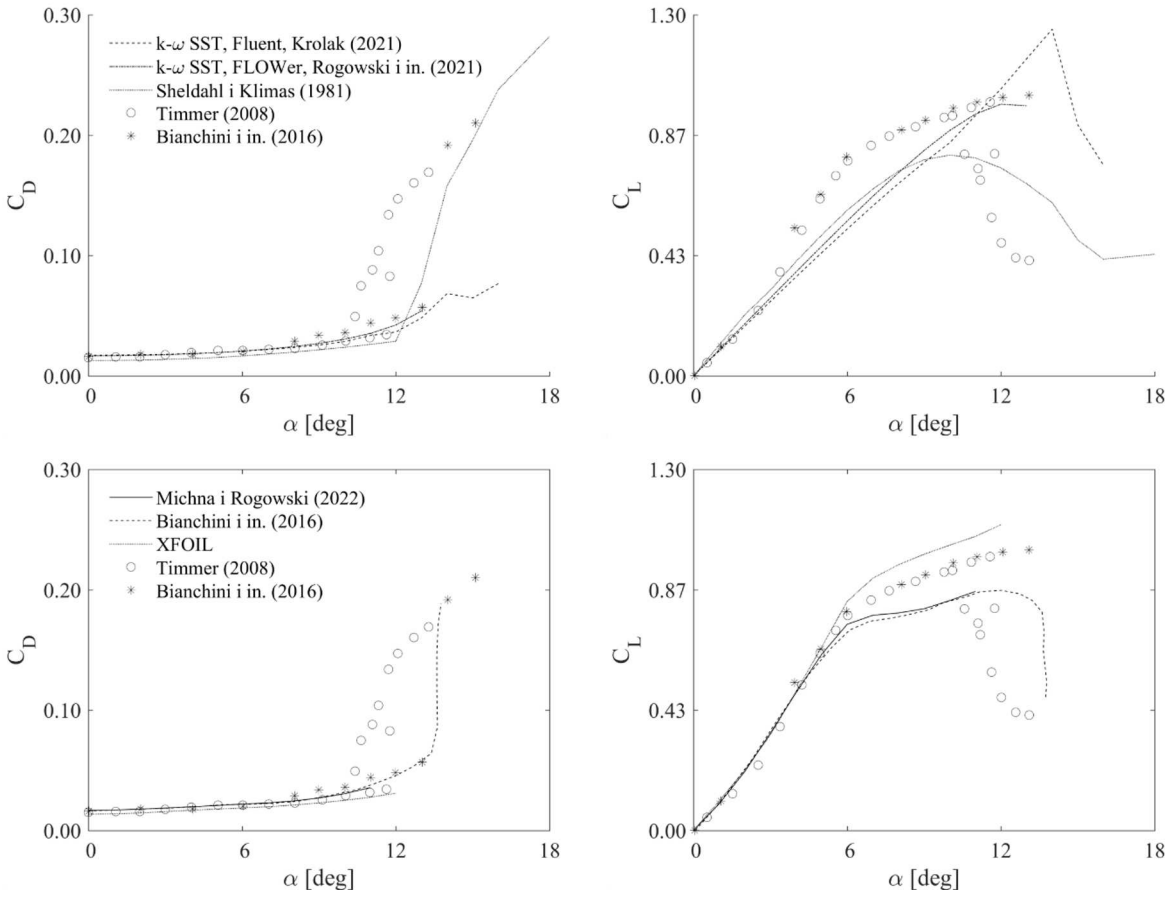


Rys. 3. Osiągi aerodynamiczne profilu NACA 0018 dla liczby Reynoldsa równej 40 000 (rysunki górne) oraz dla liczby Reynoldsa równej 5 000 000. Porównanie modelu k-ω SST [12] oraz wyników otrzymanych przez Sheldahla i Klimasa [10]

Występowanie dwóch pochodnych aerodynamicznych wynika z obecności pewnych zjawisk fizycznych występujących w warstwie przyściennej łopaty, które nie są uwzględniane przez klasyczne modele turbulencji, takie jak np. model SST k-ω. Tak jak wspomniano w poprzednim akapicie, ten charakterystyczny punkt przegięcia dzieli umownie dwa regiony i ma to fizyczne uzasadnienie. W pierwszym regionie, zarówno na stronie ssącej jak i ciśnieniowej płata, formuje się tak zwany laminarny pęcherz oderwaniowy (ang. *laminar separation bubble*) [15]. W przypadku drugiego regionu pęcherz formuje się już tylko na stronie ciśnieniowej.

Laminarny pęcherz oderwaniowy nie jest jedynym znanym mechanizmem powstania przejścia laminarno-turbulentnego w warstwie przyściennej. Podczas opływu ciała możliwe jest również wystąpienie tak zwanego naturalnego przejścia laminarno-turbulentnego oraz przejścia typu bypass. Niestety, zjawisk występujących w warstwie może być znacznie więcej, co powoduje olbrzymie trudności w ich modelowaniu opartym na uśrednianiu równań Naviera-Stokesa. Pomimo tych trudności w ostatnich latach pojawiło się kilka modeli turbulencji ogólnego przeznaczenia, które uwzględniają typowe mechanizmy przejścia spotykane w zagadnieniach inżynieryjnych. W programie ANSYS Fluent są obecnie dwa zaimplementowane modele przejścia: model γ-Re_θ, znany również jako model Transition SST, oraz model k-k_L-ω. Model k-k_L-ω jest rzadziej wykorzystywany, chociaż istnieją badania potwierdzające jego przewagę w porównaniu z modelem γ-Re_θ [16]. Właśnie ze względu na większą popularność tego modelu w naszych badaniach zdecydowaliśmy się wykorzystać ten model korelacyjny. Szczegółowy opis modelu γ-Re_θ można znaleźć między innymi w rozprawie doktorskiej [17] dostępnej online.

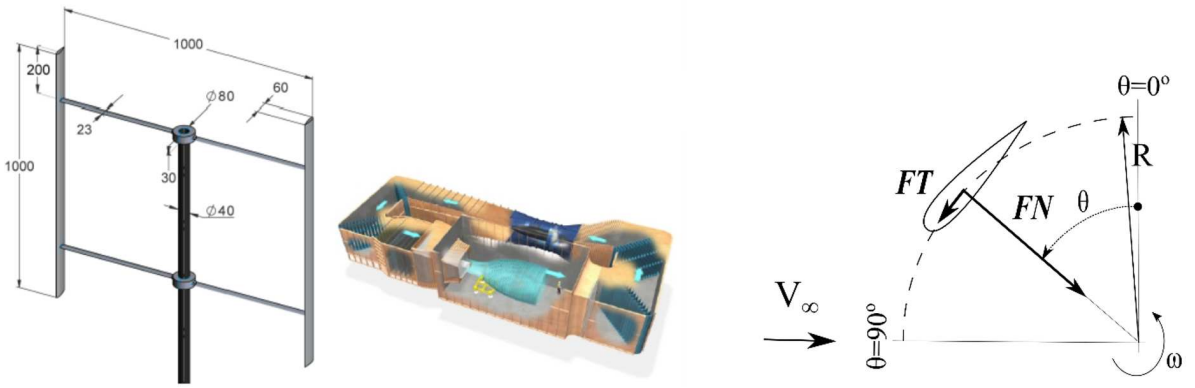
Na rysunku 4 przedstawiono porównanie wyników doświadczalnych dwóch niezależnych serii pomiarowych [7] i [9] oraz rezultatów numerycznych otrzymanych za pomocą modeli k-ω SST i Transition SST. Badania eksperymentalne Timmera były wykonane dla liczby Reynoldsa równej 150 000, zaś badania Bianchini i in. dla liczby Reynoldsa 160 000. Natomiast obliczenia numeryczne zostały wykonane dla liczby Reynoldsa równej 160 000. W przypadku modelu turbulencji k-ω SST wykonane zostały dwie niezależne serie obliczeń za pomocą programów ANSYS Fluent i FLOWer. W celu uwidocznienia niedostatków, jakie niosą wykorzystane modele turbulencji, charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0018 otrzymane za pomocą tych dwóch modeli turbulencji pokazano na osobnych wykresach. Na rysunkach górnych pokazano wyniki dla modeli k-ω SST, na dolnych zaś dla modelu Transition SST. Dodatkowo na wykresach górnych dodano również rezultaty badań Sheldahla i Klimasa [10], aby pokazać ich lepszą zgodność z klasycznym modelem turbulencji k-ω SST. Rysunki dolne pokazują natomiast, że wyniki uzyskane za pomocą korelacyjnego modelu γ-Re$_\theta$ są znacznie dokładniejsze. Problem pojawia się jednak w drugim regionie charakterystyki $C_L(\alpha)$. Bardziej szczegółowa analiza rozkładów ciśnień na profilu [5], jak również korespondencja emaliowa z Florianem Menterem wskazują na konieczność kalibracji modelu Transition SST poprzez zmianę stałych modelu. Rysunek 4 pokazuje ponadto, że prawidłowe oszacowanie współczynnika siły nośnej za pomocą podejścia XFOIL w drugim regionie również wymaga kalibracji modelu.



Rys. 4. Charakterystyki współczynnika oporu (po lewej) oraz współczynnika siły nośnej (po prawej) profilu NACA 0018 dla liczby Reynoldsa 160 000. Porównanie modelu k-ω SST z wynikami doświadczalnymi (rysunki górne) oraz modelu Transition SST z wynikami doświadczalnymi (rysunki dolne)

4. Wpływ charakterystyk profilu na charakterystyki obciążeń aerodynamicznych łopaty wirnika Darrieusa

Autorzy pracy [3] porównali osiągi aerodynamiczne dwułopatowego wirnika Darrieusa z łopatami prostymi, tzw. wirnika w układzie H, wykorzystując metodę elementu łopaty oraz różne zestawy charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018. Badany wirnik miał średnicę równą 1 m oraz cięciwę łopaty równą 6 cm. Na rysunku 5 pokazano schemat geometryczny wirnika wraz z wymiarami podanymi w milimetrach. Zarówno schemat wirnika jak również szkic numeru aerodynamicznego opublikowano za zgodą autorów pracy [20]. Ponieważ autorzy pracy [3] dysponowali jedynie charakterystykami aerodynamicznymi profilu w zakresie do krytycznego kąta natarcia, w badaniach wykorzystano parametry pracy wirnika odpowiadające w przybliżeniu optymalnemu wyróżnikowi szybkobieżności równemu 4,5. Wyróżnik szybkobieżności jest to stosunek prędkości stycznej łopaty do prędkości przepływu niezakłóconego. W przypadku wirników o niskim wypełnieniu wirnika ich maksymalna sprawność jest właśnie osiągana przy wyróżniku równym 4,5. Im wyróżnik jest mniejszy, tym lokalny kąt natarcia łopaty rośnie, dlatego w celu wyznaczenia osiągów wirnika niezbędne są charakterystyki profilu w oderwaniu. Prędkość obrotowa badanego wirnika wynosiła 800 obr/min, natomiast prędkość przepływu niezakłóconego była równa 9,3 m/s. Do analizy osiągów aerodynamicznych wirnika wybrano zmodyfikowaną metodę double multiple streamtube (ang. *improved double multiple streamtube*, w skrócie IDMS) szegółowo opisaną w pracach [18] i [19]. Dodatkowo na prośbę autorów tego artykułu Martin O.L. Hansen, profesor Technical University of Denmark, przeprowadził symulacje wirnika, wykorzystując oryginalne sformułowanie metody double multiple streamtube bez modyfikacji. W obliczeniach podejściem IDMS użyto pięć zestawów charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018 otrzymanych za pomocą: modelu turbulencji k-ω SST, modelu korelacyjnego Transition SST, charakterystyk eksperymentalnych Timmera [7], wyników uzyskanych podejściem XFOIL. W przypadku podejścia DMS wykorzystano jedynie charakterystyki obliczone za pomocą modeli k-ω SST oraz Transition SST.

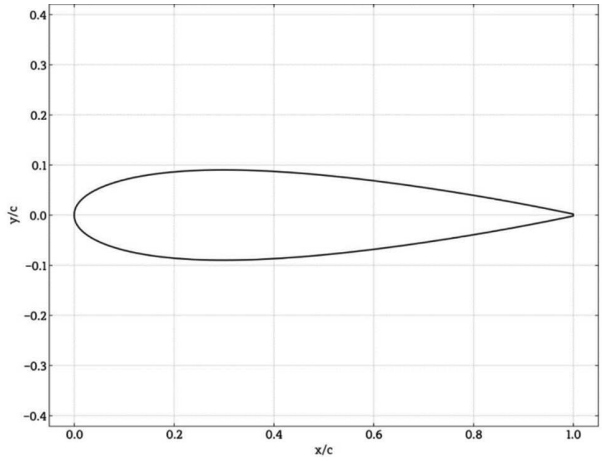


Rys. 5. Model tunelowy wirnika Darrieusa z wirnikiem w układzie H (po lewej); szkic tunelu aerodynamicznego TU Delft (rysunek środkowy); składowe siły aerodynamicznej łopaty wirnika (po prawej) [3], [20]

Bezwymiarowe współczynniki składowych siły aerodynamicznej pokazane na rys. 6 zostały znormalizowane przez iloczyn ciśnienia dynamicznego i promienia wirnika. Wyniki numeryczne porównano z wynikami badań eksperymentalnych Casteleina i in. [20]. Należy jednak podkreślić, że rezultaty sił aerodynamicznych nie zostały zmierzone bezpośrednio, lecz obliczone na podstawie lokalnych rozkładów pól prędkości otrzymanych za pomocą techniki PIV. Autorzy pracy [20] obliczyli co prawda składową styczną siły aerodynamicznej, jednak ze względu na dużą niepewność otrzymanych rezultatów rekomendowali polegać jedynie na wynikach składowej normalnej. Duża niepewność wynika między innymi z wartości obu składowych. Jak można

zauważyć na rys. 6, wartość maksymalna składowej stycznej jest o rząd wielkości mniejsza w porównaniu z wartością maksymalną składowej normalnej. Ten aspekt już od dawna stanowił duży problem w oszacowaniu tej składowej siły aerodynamicznej, zarówno numerycznie jak również eksperymentalnie [21]. Należy również zauważyć, że siła styczna w zawietrznej części wirnika (dla azymutu w przedziale od 180 do 360 stopni) ma zdecydowanie o wiele mniejsze wartości niż w części nawietrznej. Wynika to ze spowolnienia przepływu powietrza przez łopaty poruszające się w części nawietrznej wirnika.

Jak można zauważyć z rys. 6, oryginalne podejście DMS jest mniej wrażliwe na wprowadzone charakterystyki aerodynamiczne. Należy jednak podkreślić, że nie uwzględnia ono niektórych ważnych aspektów, takich jak np.: zjawisko znane jako virtual camber; rozszerzenie strumienia przepływu, gdy przejdzie on przez część nawietrzną wirnika; efekty związane z dynamicznym oderwaniem przepływu, które może wystąpić nawet przy mniejszych lokalnych kątach natarcia. Dlatego wydaje się, że podejście IDMS prezentuje rezultaty bardziej realistyczne. Na podstawie rys. 6 można również sądzić, że najbardziej zbliżone do siebie są rezultaty bezwymiarowych składowych siły aerodynamicznej, które otrzymano, wykorzystując charakterystyki eksperymentalne oraz te otrzymane za pomocą metod uwzględniających zjawiska przejścia laminarno-turbulentnego.



Rys. 6. Bezwymiarowe składowe siły aerodynamicznej łopaty wirnika Darrieusa oszacowane za pomocą dwóch metod zredukowanych przy wykorzystaniu różnych zestawów charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018 [3]

5. Podsumowanie

W tym artykule streszczono przegląd najważniejszych rezultatów trzyletnich badań autorów dotyczących opływu symetrycznego profilu aerodynamicznego NACA 0018 w zakresie małych i średnich liczb Reynoldsa oraz dla kątów natarcia poniżej krytycznego kąta natarcia, wykorzystując model turbulencji k-ω SST i model korelacyjny γ-Re$_\theta$, znany również jako model transition SST.

W przypadku opływu profilu NACA 0018 w przepływie o niskim poziomie intensywności turbulencji na stronie ssącej i ciśnieniowej profilu powstają szerokie pęcherze laminarne, które w sposób istotny wpływają na charakterystykę siły nośnej. Rezultaty tej siły otrzymane za pomocą klasycznego modelu turbulencji k-ω SST różnią się istotnie w porównaniu z rezultatami eksperymentalnymi. Przede wszystkim wyniki numeryczne są niedoszacowane i nie jest widoczne charakterystyczne ugięcie krzywej $C_L(\alpha)$ wynikające z charakterystyki pęcherza po stronie ciśnieniowej.

Charakterystyki siły nośnej w funkcji kąta natarcia obliczone za pomocą podejść uwzględniających zjawiska przejścia laminarno-turbulentnego, zarówno podejście XFOIL jak również o czterorównaniowy model korelacyjny Transition SST, dają znacznie dokładniejsze rezultaty tej składowej siły aerodynamicznej w porównaniu z klasycznym dwurównaniowym modelem turbulencji k-ω SST.

Wykorzystanie biegunowych profilu obliczonych za pomocą metod uwzględniających zjawiska przejścia jako dane wejściowe dla zredukowanych modeli aerodynamicznych opracowanych z myślą o analizie charakterystyk aerodynamicznych wirnika siłowni wiatrowej Darrieusa daje rezultaty porównywalne z tymi otrzymanymi przy wykorzystaniu biegunowych eksperymentalnych jako dane wejściowe.

Przedstawione badania numeryczne bynajmniej nie kończą prac autorów nad tym zagadnieniem. Nasze prace ujawniły szereg problemów, jakie powoduje stosowanie różnych modeli turbulencji, a przede wszystkim modelu korelacyjnego. Najistotniejszymi problemami są:

- Oszacowanie punktów separacji warstwy laminarnej oraz przyklejenia warstwy turbulentnej jest jedynie przybliżone i odbiega od wartości otrzymanych w eksperymencie. Dzięki temu lokalizacja samego przejścia jest również przybliżona i również odbiega od wartości eksperymentalnych.
- Używanie modelu transition SST jest kosztowne numerycznie. Przez koszt obliczeń należy rozumieć ilość czasu oraz zasobów komputera koniecznych do przeprowadzenia symulacji. W przypadku modelu turbulencji NACA 0018 koszt ten wynika z dwóch rzeczy. Po pierwsze, badania Królaka [23] dowiodły, że stosowanie podejścia RANS prowadzi co prawda do zbieżności rozwiązania, jednak na rozkładach ciśnienia statycznego widoczne są liczne niefizyczne oscylacje. Występują one przeważnie w otoczeniu samego przejścia. Dlatego model transition SST powinien być stosowany w trybie nieustalonym, co znacznie wydłuża czas obliczeń. Po drugie, wbrew rekomendacjom [11] model transition SST wymaga gęstej siatki, szczególnie w okolicy pęcherza laminarnego.
- Nasze wstępne badania pokazują również problemy przy intensywnościach turbulencji większych niż typowe dla współczesnych tuneli aerodynamicznych. W przypadku intensywności bliskiej zeru rozkłady ciśnienia statycznego są z reguły poprawne. Wzrost intensywności powoduje, że rozkłady ciśnienia statycznego są niedoszacowane.

Dotychczasowe badania zmusiły nas do postawienia i realizacji kolejnych celów. Konieczna jest przede wszystkim próba kalibracji modelu Transition SST dla naszych przepływów poprzez dopasowanie stałej modelu. Istotne jest również sprawdzenie modelu Transition SST dla modelu 2,5D.

Podziękowania

Praca została wykonana z wykorzystaniem Infrastruktury PL-Grid. Badania były finansowane przez POB Energy ze środków Politechniki Warszawskiej w ramach Programu Inicjatywa Doskonałości – Uczelnia Badawcza (IDUB).

Bibliografia

1. Rogowski K., Hansen M.O.L., Maroński R., Steady and unsteady analysis of NACA 0018 airfoil in vertical-axis wind turbine, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **51**, 1, 203-212, 2018
2. Rogowski K., Hansen M.O.L., Bangga G., Performance analysis of a H-Darrieus wind turbine for a series of 4-digit NACA airfoils, *Energies*, **13**, 12, 3196, 2020
3. Paulsen U.S., Vita L., Madsen H.A., Hattel J., Ritchie E., Leban K.M., Berthelsen P.A., Carstensen S. 1st DeepWind 5 MW baseline design, *Energy Procedia*, **24**, 27-35, 2012

4. Paraschivoiu I., *Wind Turbine Design: with Emphasis on Darrieus Concept*, Presses Internationales Polytechnique: Montréal, QC, Canada, 2002
5. Rogowski K., Królak G., Bangga G.:, Numerical study on the aerodynamic characteristics of the NACA 0018 airfoil at low Reynolds number for Darrieus wind turbines using the Transition SST model, *Processes*, **9**, 9, 477, 2021
6. Jacobs E.N., Sherman A., Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number, *NACA Rep.*, **586**, 227-267, 1937
7. Timmer W.A., Two-dimensional low-Reynolds number wind tunnel results for airfoil NACA 0018, *Wind Engineering*, **32**, 6, 525-537, 2008
8. Boutilier M.S.H., Yarusevych S., Parametric study of separation and transition characteristics over an airfoil at low Reynolds numbers, *Experiments in Fluids*, **52**, 1491-1506, 2012
9. Melani P.F., Balduzzi F., Ferrara G., Bianchini A., An annotated database of low Reynolds aerodynamic coefficients for the NACA0018 Airfoil, *AIP Conference Proceedings*, **2191**, 020110, 2019
10. Sheldahl R.E., Klimas P.C., *Aerodynamic Characteristics of Seven Symmetrical Airfoil Sections Through 180-Degree Angle of Attack for Use in Aerodynamic Analysis of Vertical Axis Wind Turbines*, Technical report SAND80-2114; Sandia National Labs: Albuquerque, NM, USA, 1981
11. *ANSYS Fluent User's Guide*, 2021R1
12. Kątski B., *Analiza profilu NACA0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa z wykorzystaniem metod numerycznych mechaniki płynów*, Praca dyplomowa inżynierska, Politechnika Warszawska, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej, Warszawa, 2020
13. Kątski B., Rogowski K., Analiza własności aerodynamicznych profilu NACA 0018 w zakresie małych liczb Reynoldsa, [W:] *Mechanika w Lotnictwie ML-XIX 2020*, Sibilski Krzysztof (Red.), **1**, 57-65, 2020
14. Gerakopulos R, Boutilier M.S.H., Yarusevych S., Aerodynamic characterization of a NACA 0018 airfoil at low Reynolds numbers, *40th Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA 2010-4629*, Chicago, Illinois, 2020
15. Steller J., Nieściśliwy opływ profilu umieszczonego w palisadzie prostoliniowej oraz między ściankami równoległymi z uwzględnieniem niektórych zjawisk zachodzących w warstwie przyściennej, *Prace Instytutu Maszyn Przepływowych PAN*, Warszawa-Poznań, 1984
16. Choudhry A., Arjomandi M., Kelso R., A study of long separation bubble on thick airfoils and its consequent effects, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **52**, 84-96, 2015
17. Langtry R.B., *A correlation-based transition model using local variables for unstructured parallelized CFD codes*, PhD Thesis, University of Stuttgart, 2006
18. Bangga G., Dessoky A., Lutz T., Krmer E., Improved double-multiple-streamtube approach for H-Darrieus vertical axis wind turbine computations, *Energy*, **182**, 673-688, 2019
19. Bangga G., Dessoky A., Wu Z., Rogowski K., Hansen O.L.H., Accuracy and consistency of CFD and engineering models for simulating vertical axis wind turbine loads, *Energy*, **206**, 118087, 2020
20. Castelein D., Ragni D., Tescione G., Ferreira C.J.S., Gaunaa M., Creating a benchmark of Vertical Axis Wind Turbines in Dynamic Stall for validating numerical models, *Proceedings of the 33rd Wind Energy Symposium, AIAA SciTech, AIAA 2015-0723*, Kissimmee, FL, USA, 5-9 January 2015
21. Strickland J.H, Smith T., Sun K., *A Vortex Model of the Darrieus Turbme: An Analytical and Experimental Study*, Technical Report No. SAND81-7017 Sandia National Laboratories, 1981
22. Rogowski K., Hansen M.O.L., Maroński R., Lichota P., Scale adaptive simulation model for the Darrieus wind turbine, *Journal of Physics: Conference Series*, **753**, 022050, 2016
23. Królak G., *Analiza numeryczna charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0018 wykorzystanego w siłowniach wiatrowych Darrieusa*, Praca dyplomowa magisterska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Warszawa, 2020

Problems of modeling the NACA 0018 airfoil using the classical SST k-ω turbulence model and the γ-Re_θ correlation-based model

This article presents an overview of the most important results of a three-year research on a seemingly easy flow around the symmetrical NACA 0018 airfoil in the range of small and medium Reynolds numbers for angles of attack below the critical value. The research was conducted using numerical methods of fluid dynamics and two models: the k-ω SST turbulence model and the γ-Re_θ correlation-based model. The intention of the authors was to check the possibility of numerical approaches used to determine the aerodynamic performance of the profile using only two-dimensional models. The research results showed that the classical two-equation k-ω SST turbulence model was too inaccurate in the range of small Reynolds numbers, whereas the correlation-based model gives much better results but requires calibration. The obtained airfoil characteristics were also used as an input for the modified blade element method to estimate the aerodynamic force components of the Darrieus rotor blade. The obtained results of aerodynamic forces significantly depended on the quality of entered data and, despite the shortcomings, speak in favor of the transition models.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/381-390

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

Anna Sibilska-Mroziewicz, Edyta Ładyżyńska-Kozdraś
Politechnika Warszawska, Wydział Mechatroniki
e-mail: anna.mroziewicz@pw.edu.pl; edyta.ladyzynska@pw.edu.pl
Krzysztof Sibilski
Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
e-mail: krzysztof.sibilski@pw.edu.pl

W pracy zaprezentowano analizę modelowania numerycznego układu wózka startowego wyrzutni magnetycznej oraz startującego z niej BSP. Program komputerowy do analizy dynamiki wózka startowego wyrzutni zaimplementowany został w środowisku MATLAB. Wyniki symulacji zobrazowano graficznie oraz jako animacje w Wirtualnej Rzeczywistości. Program wizualizacyjny został napisany w programie Unity i uruchamiany jest na goglach VR Oculus Quest2.

1. Wprowadzenie

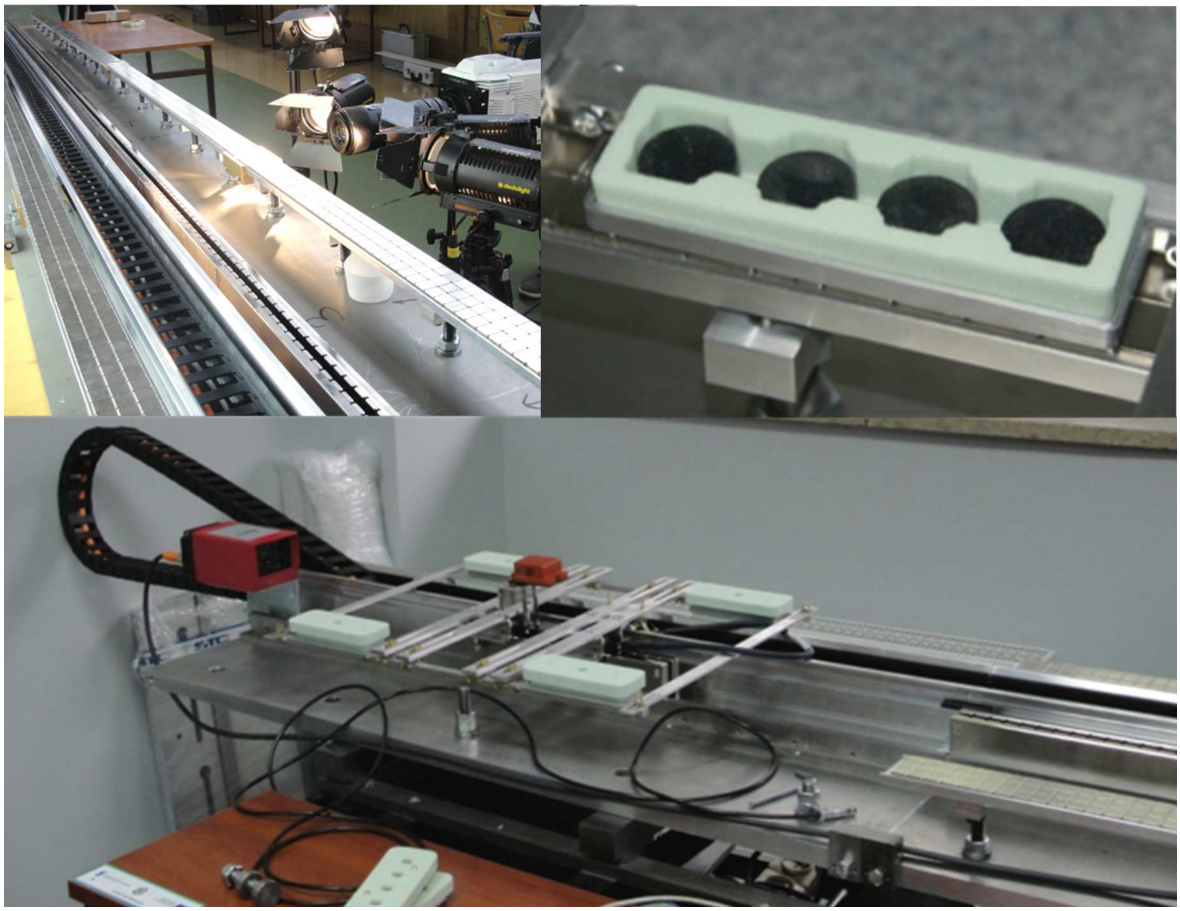
Start i lądowanie są jednymi z najistotniejszych manewrów wykonywanych przez każdy samolot, a szczegóły ich procedur zależą od klasy i typu samolotu. Zdecydowana większość samolotów transportowych i wojskowych wykorzystuje pasy startowe w celu rozwinięcia prędkości zapewniającej wystarczającą siłę nośną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

Przedmiotem badań jest model wyrzutni magnetycznej (rys. 1) zbudowany w ramach 7 PR UE GABRIEL (Integrated Graund and on-Board system for Support of the Aircraft safe Take-off and Landing) [1], [2]. Analizowana wyrzutnia jest innowacyjną alternatywą dla występujących komercyjnie wyrzutni samolotów bezzałogowych. Modułowa konstrukcja podstawy wyrzutni ułatwia transport i montaż urządzenia, do czego wymagane są jedynie dwie osoby obsługi.

Jak wykazały przeprowadzone dotąd badania [3], [4], możliwość rozpędzenia samolotu na dłuższej drodze startowej oferowanej przez wyrzutnię zmniejsza przeciążenia statku powietrznego występujące w trakcie startu, dzięki czemu wyrzutnia, samolot oraz sprzęt pokładowy są dużo bezpieczniejsze. Największą zaletą wyrzutni magnetycznej jest to, iż brak tarcia pomiędzy wózkiem startowym a wyrzutnią poprawia znacząco wydajność energetyczną układu.

W celu zobrazowania zachowania w czasie rzeczywistym elementów modelowanego układu wyrzutni magnetycznej przeprowadzono symulacje numeryczne procesu startu BSP z wyrzutni, a ich wyniki zaimplementowano w programie Wirtualnej Rzeczywistości (VR). Do głównych zalet tego rozwiązania należy możliwość:

- analizy zarówno położenia jak i orientacji samolotu oraz wózka,
- zmiany przez użytkownika perspektywy obserwacji sceny,



Rys. 1. Elementy wyrzutni magnetycznej GABRIEL w trakcie testów

- obserwacji abstrakcyjnych parametrów lotu,
- zatrzymywania, przewijania i zwalniania czasu symulacji w trakcie kluczowych momentów lotu.

2. VR w lotnictwie

Technologia VR (Virtual Reality) coraz śmielej wkracza do świata nauki i przemysłu, gdzie jest wykorzystywana w takich obszarach jak projektowanie i tworzenie modeli produktów, ich serwis, a także szkolenie pracowników. Ogromny potencjał VR związany jest z faktem, że oddziałuje na wszystkie zmysły użytkownika, zapewniając jednocześnie oszczędność czasu i redukcję kosztów.

Wirtualna rzeczywistość jest już stosowana szeroko jako narzędzie edukacyjne podczas szkolenia załogi samolotu [5]-[10] oraz personelu lotniska [11]-[16]. Na rys. 2 przedstawiono widok komercyjnej aplikacji Flying Aces: Navy Pilot Simulator dostępnej na platformie Oculus oraz STEAM, w której użytkownik steruje samolotem F-18 Super Hornet w trakcie lądowania na lotniskowcu [5]. Na rysunku 3 pokazano aplikację szkoleniową pracowników kontroli lotów na lotniskach Air Traffic Control Simulator dostępną na platformie SideQuest [11]. Na rysunku 4 widoczne są aplikacje szkoleniowe skierowane dla obsługi naziemnej lotniska [12].

Treningowe programy VR pozwalają na zapoznanie się użytkownika z obsługą samolotu bądź panelu sterującego, symulację szerokiej gamy zdarzeń w trakcie lotu, w tym awarii oraz wyrobieniu efektu pamięci mięśniowej. W porównaniu do tradycyjnych symulatorów programy VR

Rys. 2. 2. Flying Aces: Navy Pilot Simulator [5]

Rys. 3. ATC VR – Air Traffic Control Simulator [11]

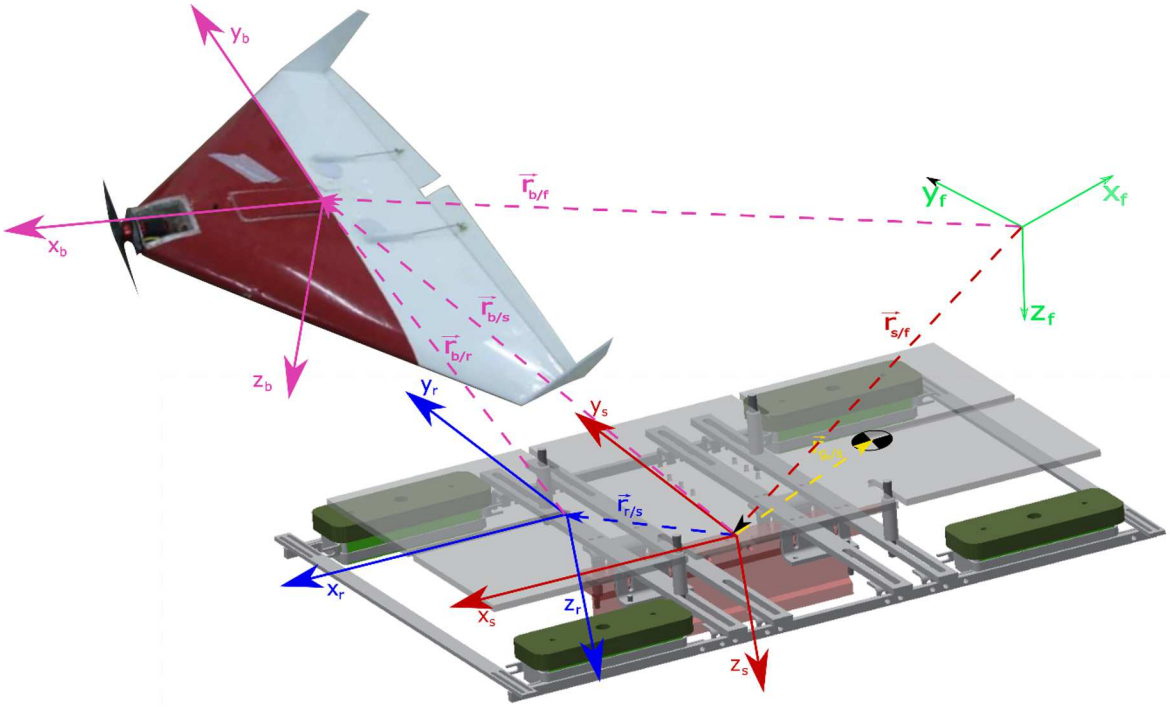
Rys. 4. Airport Ground Handling Simulator VR [12]

znacząco minimalizują koszt i czas implementacji oraz ograniczają niezbędny sprzęt. Dodatkowo postępy osoby szkolonej mogą być monitorowane i automatycznie oceniane.

Z drugiej strony technologię VR coraz częściej wykorzystuje się do tworzenia modeli i wizualizacji 3D umożliwiających stworzenie wirtualnego prototypu. Podczas symulacji zachowania się produktu można sprawdzić, czy prototyp spełnia wszystkie założone kryteria i wymagania dotyczące funkcjonalności, ergonomii i bezpieczeństwa. Dzięki wielokrotnemu tworzeniu i poprawianiu prototypu z zastosowaniem wizualizacji produkt szybciej pojawia się na rynku. W dodatku wykorzystanie VR pomaga zmniejszyć koszty prototypowania oraz usprawnić proces analizowania i ulepszania projektu na podstawie uwag potencjalnych użytkowników lub cenzorów.

3. Model symulacyjny wyrzutni magnetycznej

W układzie modelowanej wyrzutni magnetycznej wyróżnić można trzy podstawowe elementy: nieruchomą podstawę wyrzutni z zamontowanymi na stałe torami generującymi pole magnetyczne, lewitujący ponad torami wózek startowy oraz startujący BSP. Na rys. 5 przedstawiono elementy wyrzutni wraz z położeniem głównych układów współrzędnych wykorzystanych do opisu jej dynamiki. Są to układ inercyjny $O_f x_f y_f z_f$ oraz równoległy do niego układ magnetyczny $O_m x_m y_m z_m$ związany z torami wyrzutni, układ wózka startowego $O_s x_s y_s z_s$ oraz układ bryły samolotu $O_b x_b y_b z_b$.



Rys. 5. Wzajemne usytuowanie układów odniesienia modelowanej wyrzutni magnetycznej

Stosując metody modelowania dynamiki ciała sztywnego oraz mechaniki lotu, a także podstawowe prawa elektromagnetyzmu i nadprzewodnictwa, wyprowadzono model matematyczny dynamiki ruchu układu BSP-wózek startowy-tory wyrzutni magnetycznej [17]. Ma on postać wygodnych w implementacji numerycznej macierzowych równań ruchu opisanych w lokalnym, ruchomym układzie związanym z analizowanym obiektem. Równania dynamiki układu wózek-BSP podczas startu z wyrzutni przyjmują postać (3.1), przy czym w poniższym układzie górne indeksy wektorów i tensorów oznaczają układ współrzędnych, w którym opisano dany wektor, natomiast dolne indeksy informują o tym początek którego układu i względem którego układu jest opisywany

$$\begin{bmatrix} (m_{(s)}+m_{(b)})\mathbf{I} & -m_{(s)}\mathcal{S}(r^s_{g_s/s})-m_{(b)}\mathcal{S}(r^s_{g_b/s}) \\ m_{(s)}\mathcal{S}(r^s_{g_s/s})+m_{(b)}\mathcal{S}(r^s_{g_b/s}) & \mathcal{J}^s_{(s)s}+\mathcal{J}^s_{(b)s}-m_{(b)}[\mathcal{S}(r^s_{g_b/b})\mathcal{S}(r^s_{b/s})+\mathcal{S}(r^s_{b/s})\mathcal{S}(r^s_{g_b/b})] \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a^{s(ff)}_{s/f} \\ \varepsilon^{s(f)}_{s/f} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\mathcal{S}(\omega^s_{s/f}[m_{(s)}\mathcal{S}(r^s_{g_s/s})+m_{(b)}\mathcal{S}(r^s_{g_b/s})]\omega^s_{s/f} \\ \mathcal{S}(\omega^s_{s/f}[\mathcal{J}^s_{(s)s}+\mathcal{J}^s_{(b)s}-m_{(b)}(\mathcal{S}(r^s_{g_b/b})\mathcal{S}(r^s_{b/s})+\mathcal{S}(r^s_{b/s})\mathcal{S}(r^s_{g_b/b}))]\omega^s_{s/f} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^s_{(s)}+F^s_{(b)} \\ M^s_{(s)s}+M^s_{(b)b}+\mathcal{S}(r^s_{b/s})F^s_{(b)} \end{bmatrix} \tag{3.1}$$

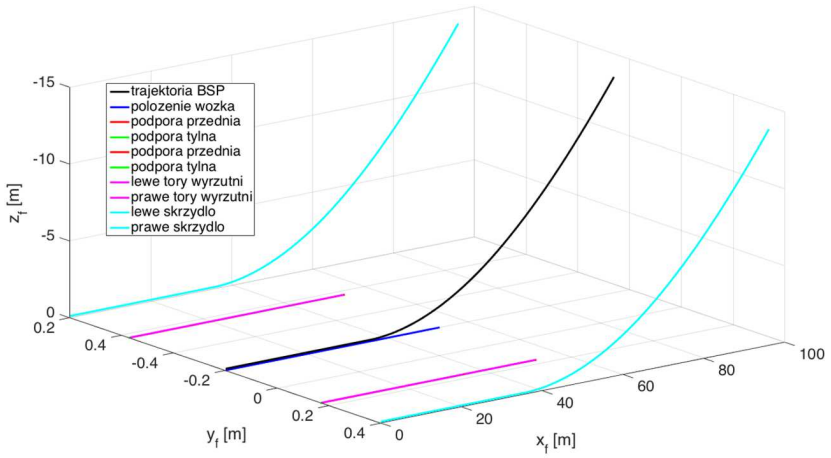
gdzie: $\mathbf{I}$ – macierz jednostkowa o wymiarze 3×3; $m_{(s)}$, $m_{(b)}$ – odpowiednio masa wózka startowego i BSP; $\mathcal{J}^s_{(s)s}$, $\mathcal{J}^s_{(b)s}$ – tensory bezwładności wózka i BSP w układzie $O_s x_s y_s z_s$; $\mathcal{S}(r^s_{g_s/s})$, $\mathcal{S}(r^s_{g_b/s})$ – tensory antysymetryczny wektora przesunięcia środka masy wózka i BSP w układzie $O_s x_s y_s z_s$; $a^{s(ff)}_{s/f}$, $\varepsilon^{s(f)}_{s/f}$ – bezwzględne przyspieszenie liniowe i kątowe układu wózek-BSP; $\omega^s_{s/f}$ – bezwzględna prędkość kątowa układu wózek-BSP; $F^s_{(s)}$, $F^s_{(b)}$, $M^s_{(s)s}$, $M^s_{(b)s}$ – siły i momenty sił działające na wózek i BSP analizowane w układzie $O_s x_s y_s z_s$.

Proces modelowania sił i momentów sił działających na układ wyrzutni został szczegółowo omówiony w pracy [18]. W przeprowadzonych tam analizach zwrócono uwagę na wzajemne interakcje oddziaływań i ich wpływ na proces startu BSP. Ma to istotne znaczenie dla bezpieczeństwa eksploatacji wyrzutni ze względu na wartości sił i momentów sił powstających w wyniku wzajemnego oddziaływania startującego BSP z ramą wózka, a przez to z torami magnetycznymi.

Program komputerowy przeznaczony do analizy dynamiki ruchu układu wyrzutni magnetycznej zaimplementowano w środowisku MATLAB. Model symulacyjny sformułowano jako zagadnienie początkowe równań różniczkowych zwyczajnych (3.1) uzupełnione o związki kinematyczne i geometryczne analizowanego układu wyrzutni. 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 [4] oraz analizy pola magnetycznego, generowanego przez tory wyrzutni.

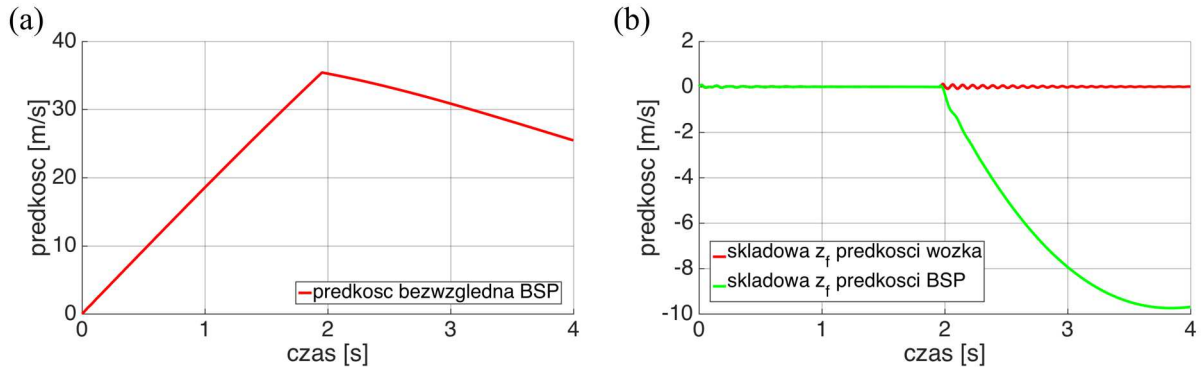
Przykładową symulację numeryczną przeprowadzono dla przypadku startu testowego BSP klasy mikro Bullit o masie 1,2 kg i rozpiętości skrzydeł 0,84 m [19]. Zgodnie z procedurą startu założono, że w chwili początkowej samolot posadowiony jest na platformie startowej na wysokości 0,1 m ponad wózkiem startowym. Masę wózka startowego przyjęto jako równą 1,4 kg. Start przeprowadzono dla przypadku, w którym wózek napędzany jest przez pierwsze 2 s siłą 50 N, a następnie jest hamowany do chwili zatrzymania siłą −60 N. Start odbywa się przy wyłączonym napędzie BSP.

Jak wynika z symulacji, których wyniki zestawiono na rys. 5-7, oderwanie samolotu nastąpiło w chwili $t = 1{,}95$ s po przebyciu 35 m. Na rys. 5 obrazującym trajektorię ruchu BSP oraz wózka w trakcie startu granatową linią zaznaczony został ruch środka masy wózka, widoczne po lewej i prawej stronie różowe przebiegi odzwierciedlają położenie podpór wózka. Położenie środka masy samolotu zaznaczono linią czarną, natomiast linie niebieskie opisują położenie końcówek skrzydeł BSP. W chwili oderwania samolot osiągną prędkość 35,4 m/s (rys. 6a), którą następnie wytraca (ze względu na założony w symulacji brak napędu).

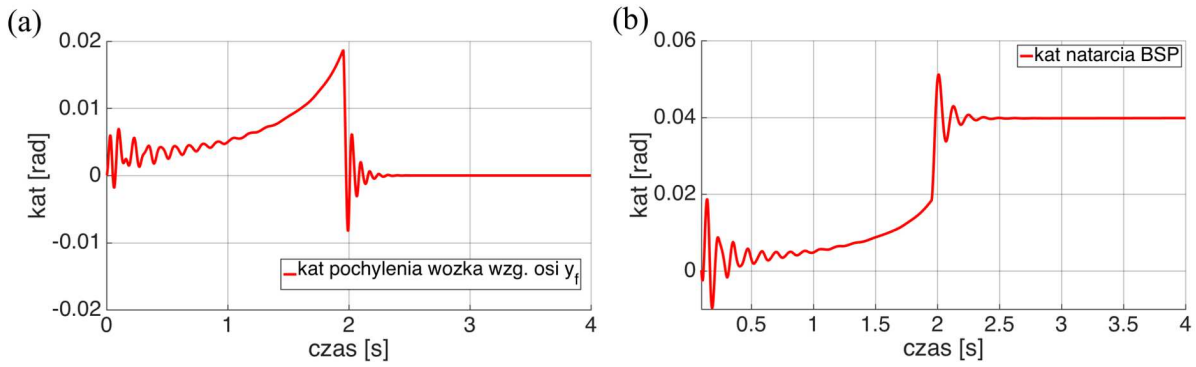


Rys. 6. Trajektoria BSP i wózka startowego podczas startu

Rysunek 6b przedstawia przebieg zmian składowej prędkości wózka i samolotu względem osi z_f inercyjnego układu współrzędnych, co odpowiada składowej pionowej prędkości wózka



Rys. 7. Przebieg zmian: (a) prędkości bezwzględnej BSP podczas startu oraz (b) składowej prędkości wózka i samolotu względem osi zf inercyjnego układu współrzędnych



Rys. 8. Przebieg zmian kątów: (a) pochylenia wózka startowego oraz (b) natarcia BSP

startowego oraz prędkości wznoszenia samolotu. Amplituda prędkości pionowej wprawionego w drgania wózka nie przekraczała 0,1 m/s. Prędkość wznoszenia BSP po oderwaniu ma wartość ujemną, a więc samolot wznosi się ponad torami. W chwili oderwania wózek startowy zostaje wprawiony w słabo tłumione drgania wokół położenia równowagi na wysokości $h_0 = 6{,}6$ mm.

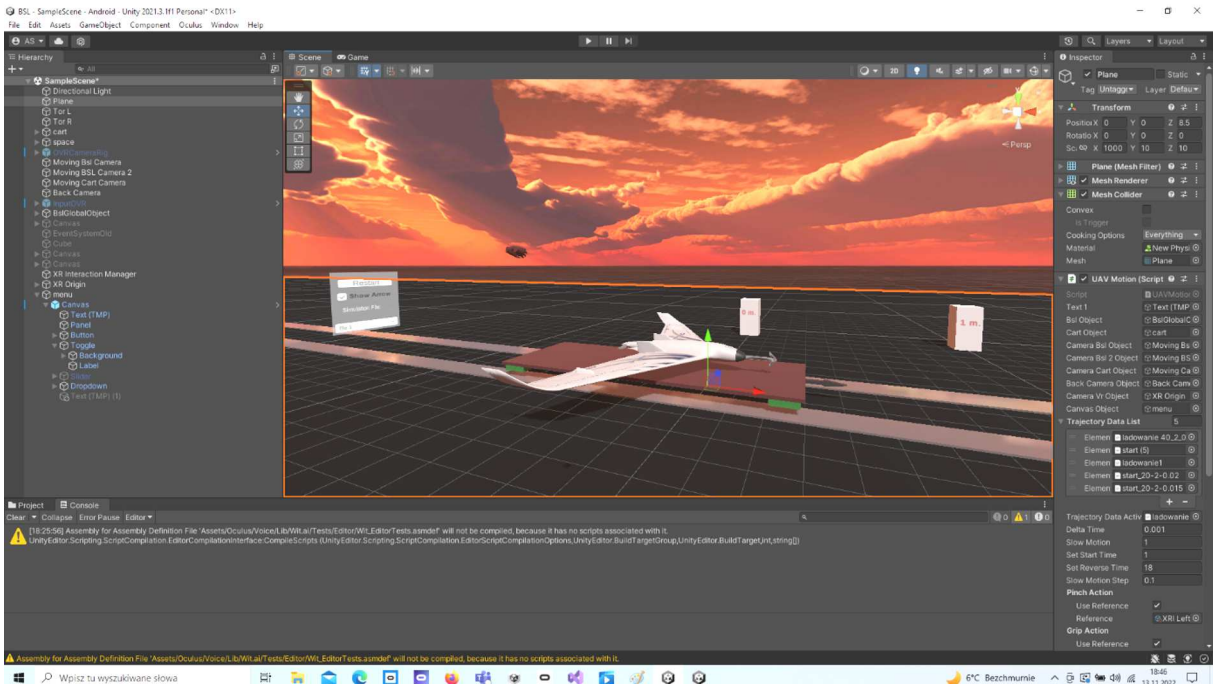
Kąt pochylenia wózka (rys. 7a) narasta aż do chwili startu BSP, a po starcie stabilizuje się wokół zera. Z ruchu pochylającego wózka startowego wynikają podczas startu drgania kąta natarcia BSP (rys. 7b). Kąt natarcia BSP w trakcie wznoszenia stabilizuje się na poziomie 0,041 rad.

4. Wizualizacja ruchu układu BSP-wózek startowy w VR

W związku z pracami w projekcie badawczym BEYOND POB realizowanym w Politechnice Warszawskiej w ramach projektu „Inicjatywa doskonałości – uczelnia badawcza", zaprojektowano i wykonano program wizualizacyjny VR, który umożliwia analizę wyników symulacji numerycznych przeprowadzonych w MATLAB. Połączenie wykresów parametrów ruchu samolotu oraz wózka wygenerowanych w MATLAB wraz z animacją VR pokazującą wzajemne ich położenie i orientację daje pełny wgląd w dynamikę systemu. Program zaimplementowano w środowisku Unity [20] – jednym z czołowych silników do tworzenia gier komputerowych oraz innych materiałów interaktywnych. Proces implementacji interaktywnych funkcji związanych z wirtualną rzeczywistością, takich jak obsługa GUI za pomocą kontrolerów, został ułatwiony dzięki wykorzystaniu gotowych komponentów biblioteki XR Interaction Toolkit.

Program został zainstalowany i uruchomiony (rys. 9) na goglach VR Oculus Quest 2. Gogle te są samodzielne, tzn. nie wymagają mocy obliczeniowej komputera. W skład zestawu VR wcho-

dzą gogle o rozdzielczości 3664x920 (1832x1920 na każde oko) oraz częstotliwości odświeżania 90 Hz oraz 2 kontrolery umożliwiające śledzenie dłoni użytkownika z zestawem interaktywnych przycisków (zdjęcie zestawu).



Rys. 9. Środowisko Unity z implementacją programu

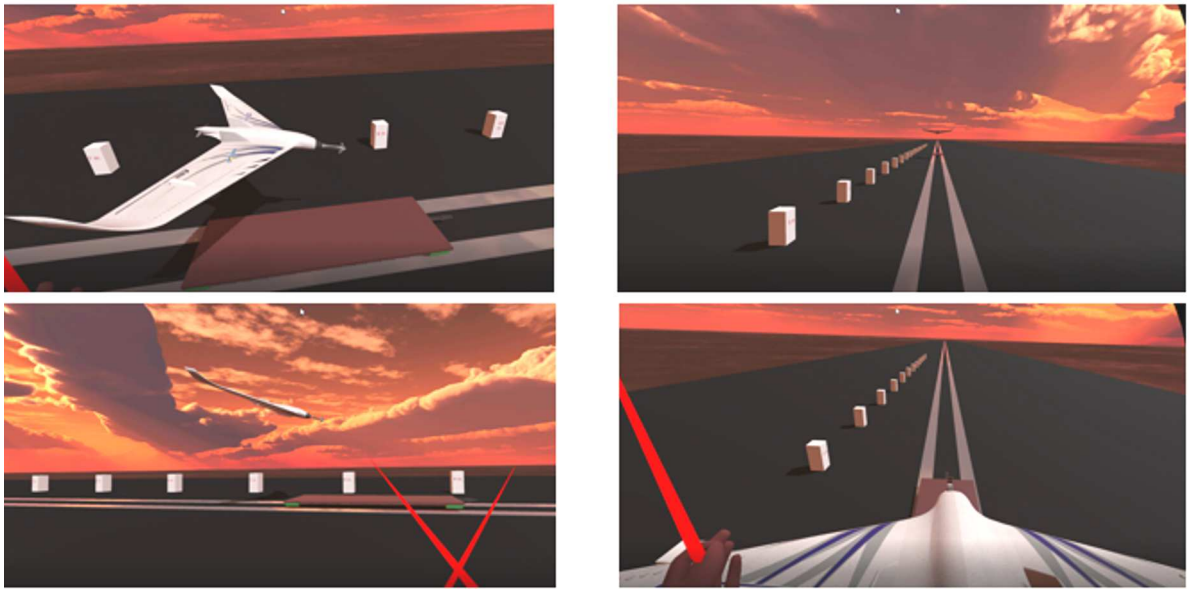
Rys. 10. Obsługa aplikacji za pomocą kontrolerów VR

W zaimplementowanej aplikacji użytkownik za pomocą kontrolerów (rys. 10) może sterować czasem symulacji. Może on zatrzymać symulację w wybranym momencie, przewinąć ją oraz obejrzeć w zwolnionym tempie. Aby zatrzymać lub przewinąć symulację, użytkownik musi wcisnąć przycisk znajdujący się pod wskazującym palcem. Lekkie naciśnięcie przycisku spowoduje zatrzymanie symulacji, a mocniejsze jej przewinięcie. Prędkość symulacji zależy od siły przy-

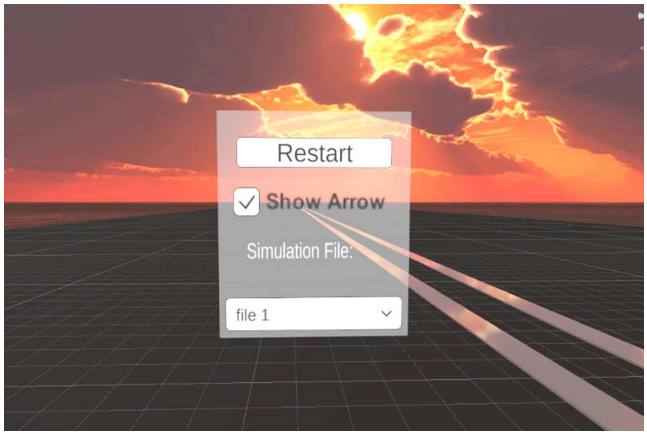
ciśnięcia przycisku znajdującego się pod środkowym palcem lewej ręki użytkownika. Im silniej zostanie on wciśnięty, tym bardziej spowalnia działanie programu. Dodatkowo może pojawić się sprzężenie haptyczne (drgania kontrolerów) w wybranym momencie symulacji, np. w chwili zetknięcia samolotu z wózkiem.

W implementacji programu uwzględniono możliwość zmiany położenia kamery obserwującej scenę. W tym celu użytkownik musi wybrać jeden z guzików X/Y/A/B na obu kontrolerach. W ramach prac zaimplementowano 5 pozycji kamery:

- domyślna nieruchoma ustawiona prostopadle do torów w miejscu położenia początkowego wózka,
- po wciśnięciu X – ruchoma kamera prostopadła do torów śledząca ruch samolotu,
- po wciśnięciu Y – ruchoma kamera prostopadła do torów śledząca ruch wózka,
- po wciśnięciu A – nieruchoma kamera równoległa do torów ustawiona w położeniu początkowym wózka,
- po wciśnięciu B – ruchoma kamera równoległa do torów śledząca ruch samolotu ustawiona ponad dziobem.



Rys. 11. Pozycje kamery odpowiadające przyciskom X/Y/A/B



Rys. 12. Interfejs użytkownika VR

Niezależnie od wybranej pozycji kamery, jeżeli użytkownik obróci w lewo głowę zobaczy interfejs użytkownika (rys. 12), za pomocą którego może zrestartować symulację oraz wybrać wygenerowany przez MATLAB plik z wynikami symulacji.

5. Podsumowanie – przyszły rozwój aplikacji VR

Zaprezentowane w pracy połączenie wyników symulacji numerycznej w MATLAB z ich animacją w wirtualnej rzeczywistości stanowi nowatorskie podejście do analizy dynamiki obiektów ruchomych. Połączenie wykresów wygenerowanych w MATLAB parametrów startującego BSL i lewitującego nad torami wózka wraz z animacją VR wzajemnego ich położenia i orientacji daje pełny wgląd w dynamikę układu wyrzutni magnetycznej.

W ramach przyszłych prac interfejs użytkownika umożliwi również włączanie/wyłączanie wizualizacji parametrów ruchu samolotu i wózka, w tym strzałki przedstawiającej wektor prędkość lub przyspieszania wózka i samolotu oraz kąt przestrzenny pokazujący orientację elementów wyrzutni magnetycznej, w szczególności kąt natarcia i ślizgu samolotu. Dodatkowo będą wyświetlane wartości numeryczne symulacji, np. odległość pomiędzy samolotem a wózkiem.

Badania były finansowane ze środków Politechniki Warszawskiej w ramach Programu Inicjatywa Doskonałości - Uczelnia Badawcza (IDUB).

Bibliografia

1. Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing [dostęp 15.01.2023], https://cordis.europa.eu/article/id/92581-magnetic-takeoff-and-landing-for-fuelefficient-aircraft/pl
2. Rohacs D., Rohacs J., 2016, Magnetic levitation assisted aircraft take-off and landing (feasibility study GABRIEL concept), *Progress in Aerospace Sciences*, **85**, 33-50
3. Ładyżyńska-Kozdraś E., Sibilska-Mroziewicz A., Czubaj S.K., Falkowski K., Sibilski K., Wróblewski W., 2017, Take-off and landing magnetic system for UAV carriers, *Journal of Marine Engineering and Technology*, **16**, 4, 298-304
4. Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K., Sibilski K., 2020, Estimation of the force causing the levitation of the starting trolley of the unmanned aerial vehicle, *Bulletin of the Polish Academy of Sciences, Technical Sciences*, **68**, 5, 1177-1185
5. Flying Aces – Navy Pilot Simulator [dostęp 15.01.2023], https://store.steampowered.com/app/837430/Flying_Aces_Navy_Pilot_Simulator
6. Trinon H., 2019, Immersive technologies for virtual reality-case study: Flight simulator for pilot training, [dostęp 15.01.2023], https://matheo.uliege.be/bitstream/2268.2/6443/4/MasterThesis_Trinon_Helene.pdf
7. Garcia A.D., Schlueter J., Paddock E., 2020, Training astronauts using hardware-in-the-loop simulations and virtual reality, *AIAA Scitech 2020 Forum*
8. Xue S.U.N., et al., 2020, Team effectiveness evaluation and virtual reality scenario mapping model for helicopter emergency rescue, *Chinese Journal of Aeronautics*, **33**, 12, 3306-3317
9. Trinon H., 2019, Immersive technologies for virtual reality-case study: Flight simulator for pilot training, *Computer Science*
10. Sakib Md N., et al., 2020, An experimental study of wearable technology and immersive virtual reality for drone operator training, *Proceedings of the EG-ICE 2020 Workshop on Intelligent Computing in Engineering*, Berlin, Germany

11. ATC VR – Air Traffic Control Simulator [dostęp 15.01.2023], https://sidequestvr.com/app/1906/atc-vr-air-traffic-control-simulator

12. Just Flight, Airport Ground Handling Simulator VR [dostęp 15.01.2023], https://www.justflight.com/product/airport-ground-handling-simulator-vr

13. Tian Y., et al., 2019, Research on 3D virtual training courseware development system of civil aircraft based on virtual reality technology, *Proceedings of the 2019 3rd International Conference on Artificial Intelligence and Virtual Reality*

14. Buttussi F., Chittaro L., 2020, A comparison of procedural safety training in three conditions: virtual reality headset, smartphone, and printed materials, *IEEE Transactions on Learning Technologies*, **14**, 1, 1-15

15. Ze L., Lijie C., Bo R., 2020, Study on the virtual simulation training system for SCS maintenance, *2020 International Conference on Virtual Reality and Intelligent Systems (ICVRIS). IEEE*

16. Wu W.-C., Vu V.-H., 2022, Application of virtual reality method in aircraft maintenance servicetaking Dornier 228 as an example, *Applied Sciences*, **12**, 14, 7283

17. Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., 2018, Mathematical model of levitating cart of magnetic UAV catapult, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **56**, 793-802

18. Sibilska-Mroziewicz A., Ładyżyńska-Kozdraś E., Falkowski K., 2020, Modelling of forces acting on a system of the UAV launcher, based on passive magnetic suspensions with superconductors, *Nase More*, **67**, 1, 60-68

19. Kondratiuk M., Ambroziak L., 2016, Concept of the magnetic launcher for medium class unmanned aerial vehicles designed on the basis of numerical calculations, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **54**, 1, 163-177

20. Unity Real-Time Development Platform 3D, 2D VR & AR Engine [dostęp 15.01.2023], https://unity.com/

Numerical simulations of a cart-UAV system during take-off from a magnetic launcher

The paper analyses the results of numerical simulations of the cart of a magnetic launcher and UAV during the taking-off procedure. A computer program for analyzing the system dynamics was implemented in the MATLAB environment. Simulation results were visualized graphically and in form of animations in Virtual Reality. The VR application was implemented into Unity software and ran on VR goggles Oculus Quest2.

MECHANIKA W LOTNICTWIE
ML-XX 2022
https://doi.org/10.15632/ML2022/391-422

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

Paweł Szczepaniak, Paweł Kalinowski, Leszek Ułanowicz
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
e-mail: pawel.szczepaniak@itwl.pl; pawel.kalinowski@itwl.pl; leszek.ulanowicz@itwl.pl
Krzysztof Sibilski
Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnicwa
e-mail: krzysztof.sibilski@pw.edu.pl

W artykule omówiono wyniki badań w locie systemu technicznego *ASFochrona* opracowane w ramach realizacji projektu badawczo-rozwojowego finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju. Przedstawiono wyniki badań osiągów bezzałogowych statków powietrznych *NeoxASF* i *AtraxASF* oraz możliwości operacyjne podsystemów przeznaczonych do wykrywania dzików w ich naturalnym środowisku oraz identyfikacji dzików chorych na Afrykański pomór świń. Zaprezentowano zestawienia badań w locie oraz sformułowano wnioski wynikające z tych badań.

1. Wstęp

W artykule zostaną przedstawione efekty realizacji projektu badawczego pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich występowania", nr umowy DOB-BIO9/30/01/2018, realizowanego w ramach projektów na rzecz obronności i bezpieczeństwa państwa, konkurs 9/2018, finansowanego przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju. Efektem realizacji tego grantu jest system *ASFochrona*.

System *ASFochrona* służy do wykrywania i prowadzenia zdalnej obserwacji watah dzików oraz identyfikacji osobników z objawami afrykańskiego pomoru świń (ASF). Dziki są monitorowane w naturalnym terenie ich występowania. Z pomocą systemu *ASFochrona* można określić liczebność dzików oraz monitorować drogi ich przemieszczania się.

System *ASFochrona* składa się z dwuch podsystemów technicznych praznaczonych do:

- oblotów większych obszarów (tzw. oblotu wielkoobszarowego), podsystemu *NeoxASF* z samolotem bezzałogowym klasy mini oraz,
- oblotów precyzyjnych podsystemu technicznego *AtraxASF* z bezzałogowym statkiem powietrznym w układzie czterowirnikowego mikrowiropłata.

Bezzałogowe statki powietrzne *NeoxASF* i *AtraxASF* wyposażone są w system sterowania i kontroli lotu (SSKL), pracujący w trybie sterowania zdalnego RC (w zakresie widzialnym) oraz w automatycznym trybie sterowania AP (głównie w lotach bez widzialności BVLOS).

Zadaniem SSKL jest:

- sterowanie BSP w czasie wykonywania zadania w rożnych misjach,
- odbiór transmisji danych pilotażowo nawigacyjnych z pokładu BSP,
- odbiór i rozkodowywanie obrazów przesyłanych z pokładu BSP,
- prezentacja graficzna parametrów pilotażowo-nawigacyjnych,
- prezentacja mapy zobrazowującej planowaną i aktualnie realizowaną trasę lotu.

BSP *NeoxASF* wykonuje start ze stabilizacją (w trybie RC) z lekkiej wyrzutni startowej (LWS) i ląduje w trybie sterowania RC na utwardzonej, trawiastej powierzchni. Prędkość startu BSP *NeoxASF* z LWS wynosi do 15 m/s, a maksymalna energia startu z wyrzutni wynosi około 2 kJ. *NeoxASF* jest wyposażony w pirotechniczny układ spadochronowy zabezpieczający bezpieczne lądowanie w sytuacjach awaryjnych.

Watahy oraz pojedyncze dziki są wykrywane na podstawie analizy serii zdjęć wykonanych przez zainstalowane na pokładach BSP kamery termowizyjne. Częstotliwość wykonywania serii zdjęć termowizyjnych zależy od typu kamery.

Podczas oblotu w wielkoobszarowego wykrycie dzików jest możliwe dzięki zabudowanej na BSP *NeoxASF* kamerze termowizyjnej KTCH. Kamera KTCH wykonuje zdjęcia w rozdzielczości 640x512 pixeli z częstotliwością migawki 60 Hz. Zdjęcia te są przekazywane w czasie rzeczywistym („on line") z BSP *NeoxASF* do znajdującej się w pojeździe dowodzenia stacji wstępnego przetwarzania obrazu (SWPO).

Podczas oblotu interwencyjnego wykonywanego przez czterowirnikowiec *AtraxASF* dziki są rejestrowane przez znajdującą się na jego pokładzie kamerę termowizyjną KTX. Kamera KTX wykonuje zdjęcia o wysokiej rozdzielczości 1024x768 pixeli z częstotliwością 15 Hz. Obraz z kamery KTX jest przekazywany telemetrycznie na ekran monitora znajdującego w pojeździe interwencyjnego, a wykonywane przez tę kamerę zdjęcia są rejestrowane w pamięci komputera pokładowego. Po zakończeniu misji i wylądowaniu BSP informacje zapisane w komputerze pokładowym przenoszone są z wykorzystaniem pamięci flash do znajdującej się w pojeździe dowodzenia stacji analizy obrazu (SAO). Efektem działania algorytmu stacji SAO jest wygenerowanie automatycznego raportu zawierającego informacje o liczbie wykrytych podczas wykonywania lotu precyzyjnego dzików oraz ilości osobników potencjalnie zainfekowanych wirusem ASF. Raport ten jest generowany w formacie pdf i jest wysyłany za pomocą sieci GSM na skrzynki mailowe odpowiednich służb weterynaryjnych i leśnych.

W artykule przedstawimy wyniki badań w locie systemu *ASFochrona*. Badania odbywały się na terenie wybranych nadleśnictw w różnych rejonach Rzeczpospolitej Polskiej. Badania w locie obejmowały sprawdzenie efektywności działania obu podsystemów:

- oblotu wielkoobszarowego z zainstalowanym na pojeździe dowodzenia samolotem *NeoxASF*,
- oblotu precyzyjnego z zainstalowanym na pojeździe interwencyjnym czterowirnikowym mikrowiropłatem *AtraxASF*.

Sprawdzeniu podlegały zarówno osiągi BSP oraz ich systemów automatycznego sterowania lotem, jak też poprawność działania naziemnych układów transmisji danych oraz efektywność podsystemów informatycznych. Badania odbywały się w trudnych jesienno-zimowych warunkach pogodowych.

2. Implementacja metodyki śledzenia i wykrawania dzików z symptomami ASF w systemie *ASFochrona*

W celu zwiększenia stabilności klasyfikacji i szybkości działania aplikacji opracowano algorytm śledzenia obiektów sklasyfikowanych jako dziki. W przypadku, gdy dzik zostanie kilkukrotnie dobrze sklasyfikowany, zostaje przypisany mu identyfikator i zaczyna się proces śledzenia. Algorytm śledzący oparty jest na określaniu różnic odległości między środkami śledzonych obiektów w kolejnych klatkach. Najczęściej stosowane w dziedzinie przetwarzania obrazu są filtr Kalmana i algorytm kondensacji, które różnią się sposobem opisu gęstości prawdopodobieństwa stanu. Zastosowanie filtra Kalmana w śledzeniu obiektów na danych obrazowych z kamery termowizyjnej zostało opisane m.in. w pracach [1], [3], [6].

Na bazie zebranych danych pomiarowych z kamer termowizyjnych oraz w oparciu o powyżej opisane metody analizy obrazów termowizyjnych opracowano algorytmy automatycznego wykrywania i wskazywania potencjalnych watah dzików w warunkach naturalnych oraz modele klasyfikacji i identyfikacji osobników z objawami choroby ASF. Do opracowania modeli klasyfikacyjnych wykorzystane zostały najnowsze techniki uczenia maszynowego typu *Deep Learning*, poprzez zintegrowanie ich z klasycznymi metodami analizy obrazu typu *Feature Engineering* w celu redukcji liczby danych wejściowych do sieci neuronowej.

Na podstawie analizy obrazów termowizyjnych ze stanowiska stacjonarnego oraz lotów BSP w naturalnych środowiskach bytowania dzików wysunięto następujące spostrzeżenia:

1) Na wiarygodny pomiar za pomocą kamery termowizyjnej wpływają m.in.: nasłonecznienie otoczenia, elementy emitujące promieniowanie, warunki atmosferyczne (wiatr, deszcz, opady śniegu) wpływające na temperaturę powierzchni badanego obiektu.
2) Istotnym parametrem mającym wpływ na wyniki badań jest wilgotność powietrza w otoczeniu obiektu obserwacji. Istotne znaczenie odgrywa również odległość kamery termowizyjnej od obiektu obserwacji. Istnieje silna korelacja wielkości obiektu obserwacji z odległością rejestracji kamerą termowizyjną.
3) Kamera termowizyjna rejestruje pozorną temperaturę obiektu obserwacji.
4) Ze względu na wyższy kontrast temperatury między dzikiem i otoczeniem preferowaną porą pomiarów jest noc.
5) Kamera nie powinna rejestrować obrazu dzika w rzucie poziomym. Rejestracja powinna się odbywać za pomocą kamery umieszczonej pod kątem ostrym, tak aby możliwe było zarejestrowanie profilu bocznego dzika. Wyłącznie profil dzika pozwoli odróżnić go od innych zwierząt.

W analitycznych pracach algorytmicznych nad wykrywaniem watah dzików wykorzystano następujące rodzaje algorytmów: *ImResA*, *ImA.*1.2./1*, *TopHat & Contrast Adjust*.

W algorytmie *ImResA* realizowana jest funkcja wyostrzania obrazu wejściowego zapisanego w skali szarości. W algorytmie stosowana jest metoda maskowania wyostrzającego. Odchylenie standardowe filtru dolnoprzepustowego Gaussa, określone jako liczba, kontroluje rozmiar obszaru wokół pikseli brzegowych, na który wpływa wyostrzenie. Duża wartość wyostrza szersze obszary wokół krawędzi, a mała wyostrza węższe obszary wokół krawędzi. Zastosowanie nielokalnego filtru opartego na środkach do obrazu w skali szarości usuwa szumy z obrazu wejściowego, ale zachowuje ostrość silnych krawędzi. Funkcja ta wygładza również obszary teksturowane, takie jak trawa na pierwszym planie obrazu, co zobrazowuje mniej szczegółów w porównaniu do obrazu źródłowego. Wykorzystano również operację odwzorowania wartości intensywności obrazu IL w skali szarości na nowe wartości w procedurze *ImResA*. Ta operacja zwiększa kontrast obrazu wyjściowego *ImResA*.

W algorytmie *ImA.*1.2./1* użyto na wstępie operację odwzorowania wartości intensywności obrazu w skali szarości na nowe wartości, wykorzystując w tym celu funkcję *imadjust*, a następnie dokonano operacji mnożenia/dzielenia poszczególnych wartości pikseli obrazu przez stałą wartość. Operacja ta powoduje rozjaśnienie obrazu, przy czym poziom tego rozjaśnienia będzie w większym stopniu dostrzegalny w obszarze pikseli bliższych wartości odpowiadającej jaśniejszym elementom obrazu, a więc tym, pod którymi prawdopodobnie zapisany będzie obiekt, który nas interesuje.

W algorytmie *TopHat & Contrast Adjust* w pierwszym kroku wykonano morfologiczne filtrowanie *Top-Hat*. Na skali szarości transformacja *Top Hat* jest zdefiniowana jako operacja otwarcia morfologicznego i jest tożsama z nałożeniem operacji dyletacji na wynik erozji obrazu pierwotnego. Operacja otwarcia zachowuje rozmiary obiektów obrazu przy ich jednoczesnym wygładzeniu, czyli usunięciu wszystkich „wystających" elementów. Zwiększanie rozmiaru elementu strukturalnego skutkuje usuwaniem coraz większych detali obrazu oraz upodabnianiem powstałych obszarów do elementu strukturalnego. Dodatkowo operacja otwarcia posiada własność idempotencji,

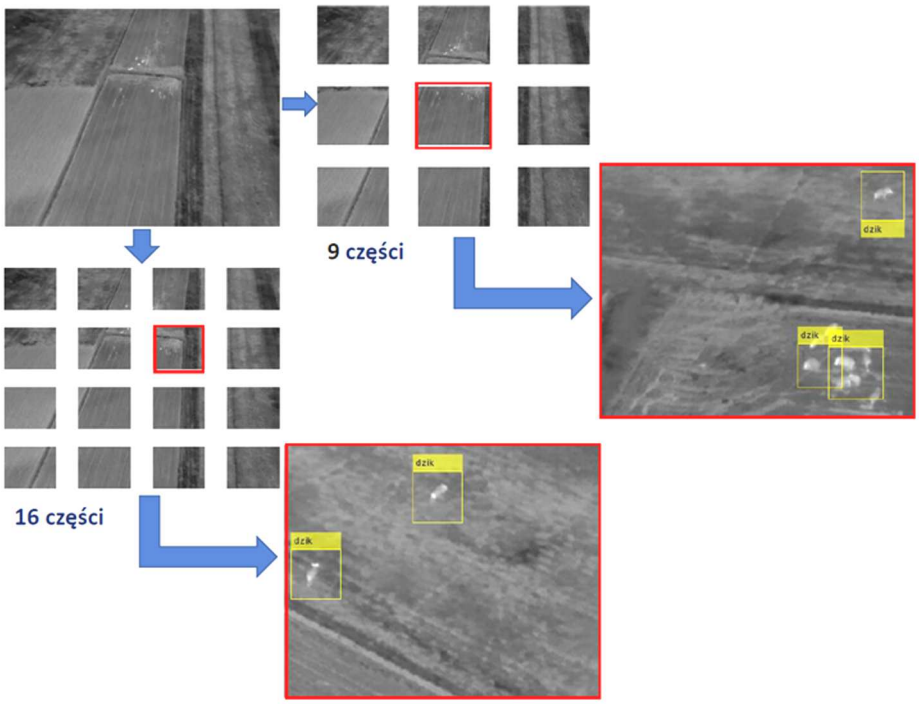
czyli niezmienności wyniku niezależnie od wielokrotności stosowania operacji. Transformacje *Top Hat* ze względu na swoje właściwości stosowane są zazwyczaj do przetwarzania obrazów monochromatycznych w celu wykrycia ekstremów. Dla takich danych obrazowych operacja *Top Hat* pozwala na ujednolicenie ciemnego tła i pozostawienie jasnych obiektów, a operacja *Bottom Hat* pozwala na pozostawienie obiektów ciemniejszych od tła. Ich zestawienie wykorzystano do poprawy kontrastu badanych obrazów.

Powyższe algorytmy wykorzystano do analiz obrazowych termowizyjnych. Analizując uzyskane wyniki, zauważono, że największą skuteczność z punktu widzenia przyjętych kryteriów mają algorytmy *ImA.*1.2./1* oraz *TopHat & Contrast Adjust*. W przypadku użycia algorytmu *ImA.*1.2./1* otrzymano ewidentne zwiększenie kontrastu, co w znaczący sposób może być przydatne na etapie dalszej obróbki z wykorzystaniem algorytmów *Machine Learning* zastosowanych do identyfikacji. W przypadku użycia algorytmu *TopHat & Contrast Adjust* zauważono wygaszenie szczegółów tła. Algorytm ten daje znacznie lepsze efekty przy obrazach mniej wyraźnych oraz na których obiekty są znacznie mniejsze. Wynika to z faktu, że stosunek sygnału pochodzącego od obiektu bardziej wyraźnie odróżnia się od tła i jest bardziej jednolity.

W celu przeprowadzenia walidacji opracowanego algorytmu pod kątem wykrywania watah dzików przygotowany został protokół pomiarowy. W ramach protokołu wybrana została grupa reprezentatywnych obrazów zarejestrowanych zgodnie z założonymi parametrami lotu, w szczególności:

- pułap,
- kąt pochylenia głowicy termowizyjnej 40°.

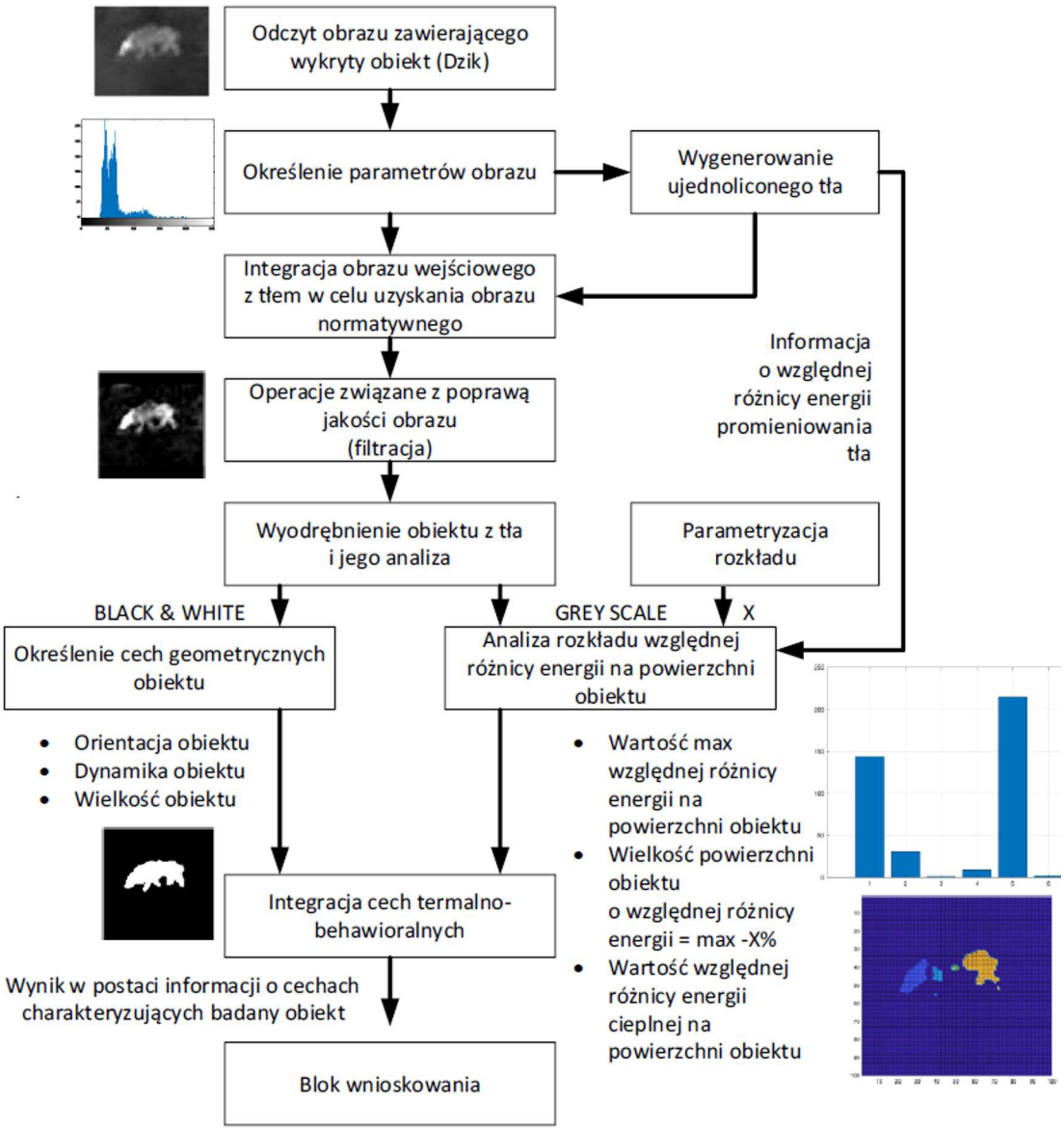
Spośród zebranych obrazów, które nie zostały wykorzystane na etapie treningu algorytmu, wybrano zestaw testowy 1117 zdjęć, które zostały wizualnie przeanalizowane przez wykwalifikowanego eksperta. Rolą eksperta było potwierdzenie, że na mniejszych obrazach przedstawione są dziki.



Rys. 1. Schemat algorytmu zwiększenie skuteczności wykrywania dzików [4]

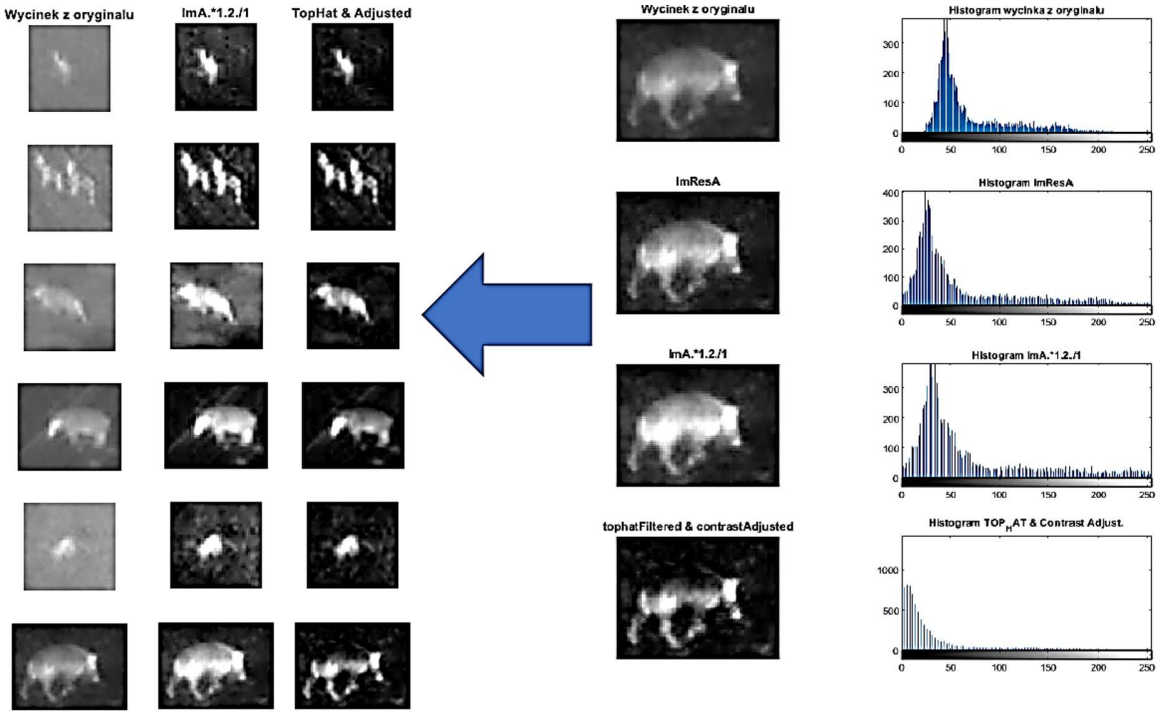
Zestaw walidacyjny został zapisany w postaci „sklepu" danych obrazowych *ImageDatcislore*. Obiekt tego typu przechowuje wskaźniki do obrazów zamiast całych obrazów oraz posiada zaszyte różne funkcje obsługi plików, łącznie z augmentacją danych (rys. 1).

Na rysunku 2 przedstawiono algorytm wykrywania i klasyfikacji dzików potencjalnie chorych na ASF. Algorytm ten został zaimplementowany w algorytmach obliczeniowych. W algorytmie uwzględniono rozkład średniej względnej wartości różnicy energii na powierzchni obiektu w zależności od jego usytuowania (widok z boku, z góry, od przodu/tyłu) oraz dynamikę obiektu na podstawie jego cech geometrycznych. W celu przeprowadzenia testów poprawnego działania opracowanego modelu obliczeniowego algorytmu z badań zbioru danych obrazowych wybrano grupę reprezentacyjną (testową) czterech obiektów, a następnie za pomocą zaimplementowanego modelu obliczeniowego algorytmu wyznaczono współczynniki cech charakteryzujących badanego obiektu. Współczynniki cech charakteryzujących badane obiekty stanowią dane wejściowe do bloku wnioskowania o przynależności obiektów badanych do danej klasy (dzik zdrowy, dzik chory) [4].

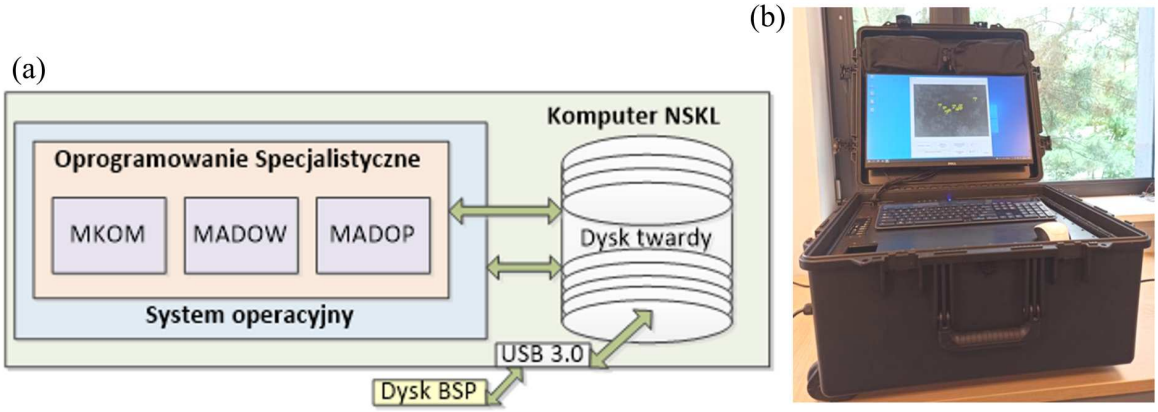


Rys. 2. Algorytm wykrywania anomalii stanu zdrowia dzików na podstawie obrazów termowizyjnych i cech behawioralnych [4]

Na podstawie wartości wyznaczonych współczynników, w wyniku działania bloku wnioskowania (porównanie wyliczonych współczynników cech z wielkościami referencyjnymi) wypracowywana zostaje decyzja na temat każdego z analizowanych przypadków i następuje przyporządkowanie analizowanego przypadku do danej klasy obiektów. Wielkości referencyjne współczynników cech charakterystycznych wyznaczane są w wyniku analizy danych obrazowych dzików z potwierdzoną chorobą ASF (rys. 3) [4].



Rys. 3. Działanie algorytmy wykrywania dzików [4]



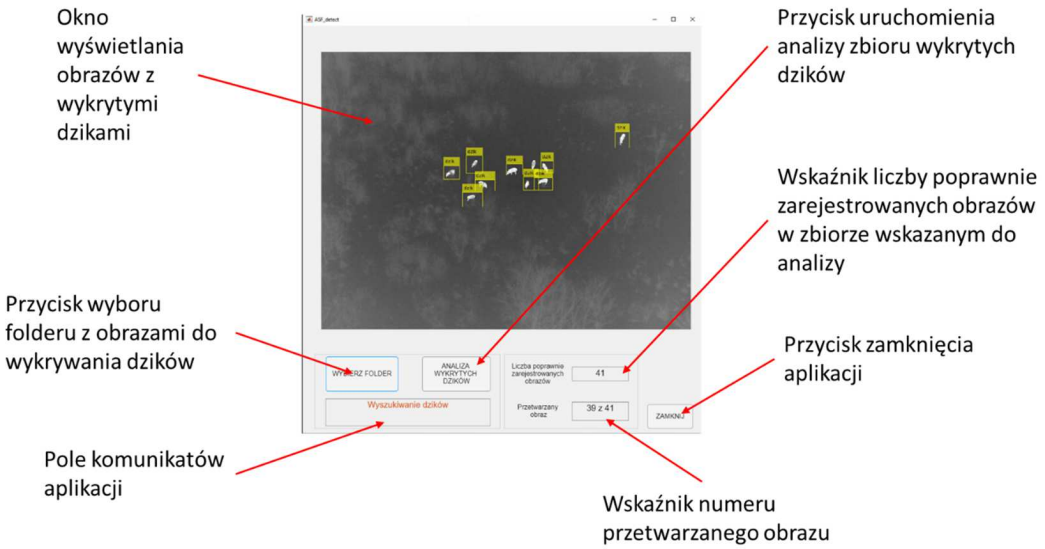
Rys. 4. (a) Schemat blokowy przyjętego rozwiązania dla podsystemu analizy danych z oblotów oraz identyfikacji dzików, (b) widok stacji analizy obrazu [4], [5]

Pakiety programów komputerowych przeznaczonych do wykrywania dzików i klasyfikacji osobników potencjalnie chorych na ASF zostały zainstalowane na komputerach: Naziemnej Stacji Kontroli Lotów (NSKL) oraz Stacji Analizy Obrazu (SAO) wchodzących w skład stanowiska koordynatora lotów w pojeździe dowodzenia. Aplikację wraz z komputerami NSKL i SAO tworzy podsystem analizy danych z lotów. Na rysunku 4 przedstawiono schemat blokowy podsystemu analizy danych z oblotów z wyróżnieniem jego najważniejszych komponentów.

Elementami oprogramowania specjalistycznego są: dedykowany interfejs użytkownika oraz skompilowane moduły specjalizowane z zaimplementowaną logiką działania aplikacji do wykrywania i klasyfikacji dzików potencjalnie chorych na ASF, do uruchomienia których niezbędne jest wykorzystanie instalatora Matlab Runtime. W skład oprogramowania wchodzą następujące moduły [4]:

- Moduł komunikacyjny (MKOM) – stanowi graficzny interfejs użytkownika (ang. *Graphical User Interface* – GUI), zapewniający obsługę funkcjonalności oprogramowania specjalistycznego, tj. wczytanie danych obrazowych z oblotów do analizy, uruchomienie analizy danych, generowanie krótkich raportów i zestawień.
- Moduł analizy danych obrazowych z oblotów wielkopowierzchniowych (MADOW) – jest odpowiedzialny za wykrywanie i lokalizację watah dzików lub osobników pojedynczych na zdjęciach zarejestrowanych podczas oblotów wielkopowierzchniowych. Zawiera on zaimplementowane algorytmy wykrywania, lokalizacji i zliczania dzików, jak również mechanizmy do zobrazowania wyników działania zaimplementowanych algorytmów bazujące na Google Maps API, do której to aplikacji użytkownik końcowy powinien zapewnić subskrypcję na czas wykonywania oblotów.
- Moduł analizy danych obrazowych z oblotów precyzyjnych (MADOP) – jest odpowiedzialny za wykrycie i klasyfikację dzików, w tym osobników potencjalnie chorych na ASF na zdjęciach zarejestrowanych podczas oblotów precyzyjnych. Zawiera on zaimplementowane algorytmy wykrywania lokalizacji i klasyfikacji dzików, w tym osobników potencjalnie chorych na ASF.

Interfejs graficzny umożliwia komunikowanie się użytkownika z oprogramowaniem. Jest on bardzo prosty i czytelny, co ułatwia użytkownikom obsługę systemu. Jest on odporny na możliwe pomyłki użytkownika. Widok interfejsu graficznego oprogramowania został zamieszczony na rysunku 5.



Rys. 5. Okno główne interfejsu graficznego [4], [5]

Głównym elementem interfejsu użytkownika jest *Okno główne*. Na nim są umieszczone w ustalonych miejscach trzy pola: *Zdjęcie*, *Analiza wielkopowierzchniowa*, *Analiza precyzyjna*. W każdym polu *Analiza...* umieszczony jest przycisk *Wczytaj*, który umożliwia użytkownikowi wczytanie zdjęć w poszczególnych trybach analizy. Przycisk *Archiwum* umożliwia wczytanie historycznych danych z przeprowadzonych oblotów (np. z dnia poprzedniego), których wyszukiwanie będzie możliwe po dacie oblotu.

Należy podkreślić, że pod wieloma względami dane rozwiązanie przewyższa dostępne na rynku rozwiązania, zaproponowanymi funkcjonalnościami. Ponadto dzięki zastosowaniu uniwersalnej struktury oprogramowania będzie ono łatwe w utrzymaniu i dopasowaniu do indywidualnych potrzeb użytkowników.

3. Bezzałogowe statki powietrzne w systemie *ASFochrona*

System *ASFochrona* składa się z: podsystemu technicznego *NeoxASF* przeznaczonego do wykrywania dzików na dużych obszarach lasów i pól oraz podsystemu *AtraxASF* do lotów precyzyjnych pozwalających na wykrycie chorych na ASF dzików. W tym rozdziale zostaną opisane bezzałogowe statki powietrzne wchodzące w skład systemu [6].

3.1. Samolot *NeoxASF*

Jednym z zasadniczych elementów wielkoobszarowego podsystemu detekcji i śledzenia watah dzików jest bezzałogowy statek powietrzny klasy mini *NeoxASF* (rys. 6). Samolot ten charakteryzuje się dużym zasięgiem i pułapem operowania oraz możliwością wykonywania lotu z prędkością do 150 km/h. Samolot ten ma następujące parametry techniczne: masa startowa: 16 kg, rozpiętość: 3765 mm, długość: 2375 mm, pułap operacyjny: 100 m, maksymalny czas lotu: 2,5 godz, prędkość lotu: 65-130 km/h. Samolot jest wyposażony w system automatycznego sterowania pozwalający na wykonywanie w pełni autonomicznego lotu.

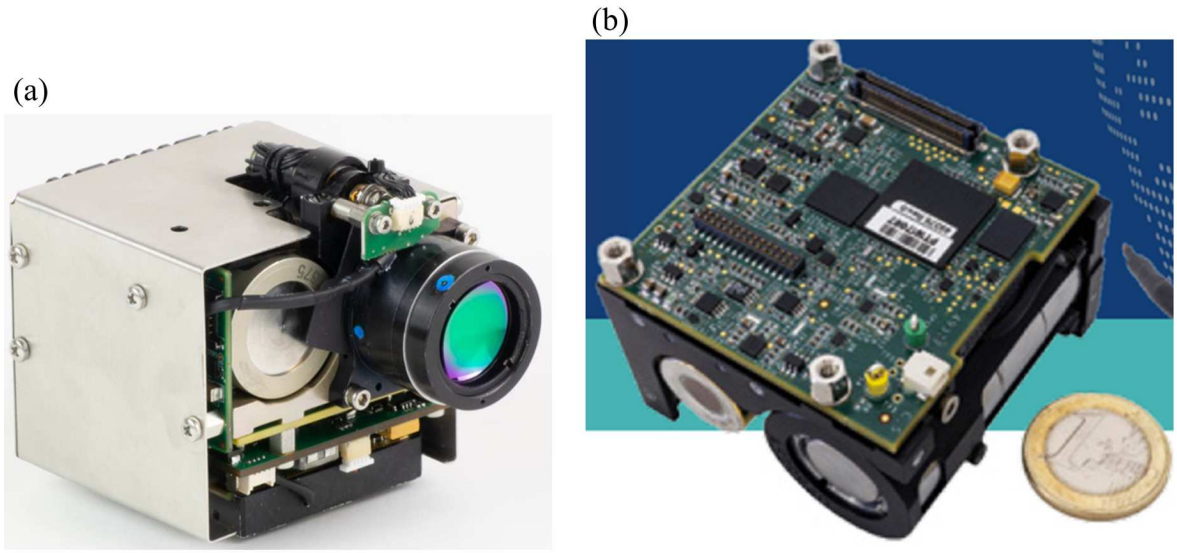
Rys. 6. Bezzałogowy samolot klasy mini *NeoxASF*, z lewej strony *NeoxASF* na wyrzutni startowej; z prawej strony *NeoxASF* w locie

Samolot *NeoxASF* spełnia warunki pozwalające na dopuszczenie do autonomicznego lotu poza horyzontem (BVLOS). Zadaniem BSP *NeoxASF* jest przeprowadzenie skanowania obszaru wielkopowierzchniowego w trybie lotu programowego, w wyniku którego zarejestrowany zostanie materiał pozwalający na lokalizację zbiorowisk dzików, a także pojedynczych osobników. Informacje te w postaci zdjęć termowizyjnych wykonanych z określonej wysokości stanowią podstawę identyfikacji, z jakiego typu zwierzętami mamy styczność (rys. 7) [2].

Po zakończeniu oblotu wielkopowierzchniowego zarejestrowane zostają następnie poddane dalszej obróbce pozwalającej na detekcję i lokalizację dzików. W przypadku rozpoznania zwierząt jako watahy dzików bądź pojedynczych osobników miejsce odpowiadające ich lokalizacji zostaje oznaczone na mapie operacyjnej. Następnie w oznaczony rejon zostaje wysłany pojazd interwencyjny z czterowirnikowcem *AtraxASF*, przeznaczonym do precyzyjnych inspekcji w celu zebrania dokładnego materiału zdjęciowego do identyfikacji i weryfikacji zlokalizowanych osobników pod względem występowania u nich objawów charakterystycznych dla ASF.

Samolot *NeoxASF* jest wyposażony w średniofalową kamerę obserwacyjną KTCH specjalnie zaprojektowaną i wykonaną (na potrzeby projektu) we współpracy z firmą polską Etronika

Rys. 7. Skanowanie terenu podczas oblotu wielkopowierzchniowego przez bezzałogowy samolot klasy mini



Rys. 8. (a) Średniofalowa głowica termowizyjna KTCH, (b) Detektor Sparrow-Blackbird 640 zastosowany w kamerze termowizyjnej KTCH

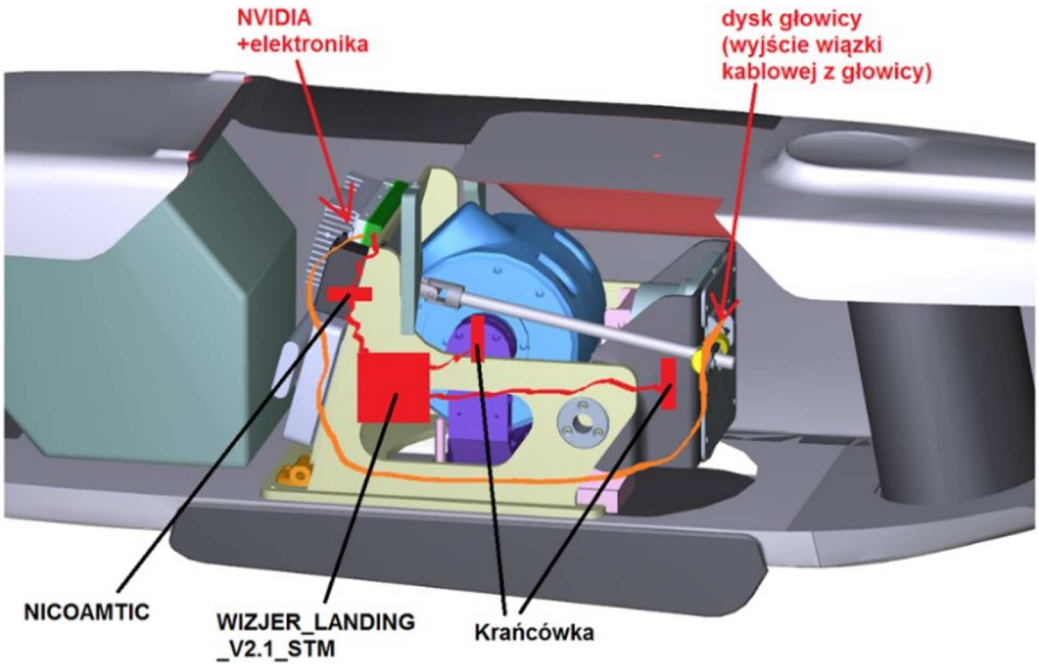
(rys. 8a). Termowizyjna kamera średniofalowa KTCH wyposażona jest w detektor Sparrow-Blackbird 640 (rys. 8b). Podstawowe parametry techniczne termowizyjnej kamery średniofalowej KTCH: rozdzielczość 640x512 pikseli, liczba klatek na sekundę 60 Hz, czułość termiczna 28 mK, wymiary $58 \times 62 \times 42$ mm, masa mniejsza niż 1,0 kg.

Kamera KTCH jest zamocowania na pokładzie samolotu w stabilizacyjnej trójosiowej głowicy (rys. 9).

Głowica stabilizacyjna dedykowana do kamery termowizyjnej KTCH wyposażona jest w specjalnie zaprojektowany mechanizm wciągający (rys. 10) umożliwiający chowanie głowicy z kamerą termowizyjną w kadłub BSP *NeoxASF*. Widok modelu kadłuba BSP *NeoxASF* wraz z kamerą termowizyjną KTCH zaprezentowano na rysunku 10.

Głowica stabilizacyjna kamery termowizyjnej KTCH jest wyposażona w trzy bezszczotkowe silniki i ma możliwość utrzymywania kamery termowizyjnej w poziomie na wszystkich osiach (odchylenie, nachylenie i przechylenie), gdy występuje jakikolwiek ruch BSP. Wyposażona jest w inercyjną jednostkę pomiarową (IMU), która reaguje na ruch i wykorzystuje trzy oddzielne silniki do stabilizacji kamery termowizyjnej. IMU wykorzystuje zaprogramowane algorytmy, które zapewniają stabilizację i zapewniają operatorowi swobodną kontrolę. Głowica tłumi średnie i wysokie częstotliwości drgań z BSP docierające do kamery, jednocześnie umożliwia rzeczywisty

Rys. 9. Widok głowicy stabilizacyjnej dedykowanej do kamery termowizyjnej KTCH do BSP *NeoxASF*



Rys. 10. Widok modelu kadłuba BSP *NeoxASF* wraz z kamerą termowizyjną KTCH [6]

ruch kamery. Amortyzator głowicy pomiarowej z kamerą termowizyjną został wykonany z włókna węglowego z płytą antywibracyjną z 4 gumowymi kulkami specjalnie zaprojektowanymi do głowicy. Głowica stabilizacyjna zapewnia niezależność fotografowania lub filmowania kamerą termowizyjną bez wibracji lub wstrząsów kamery.

Głowica stabilizacyjna wyposażona jest w mikroprocesor, który pobiera dane z żyroskopów i reaguje, informując silniki głowicy, w którym kierunku mają się poruszać. Moduł ten łączy się i komunikuje z systemem kontroli lotu, aby pomóc w kontrolowaniu głowicy stabilizacyjnej. Jednocześnie wysyła informacje wideo do łącza w celu transmisji wideo. Głowica stabilizacyjna wyposażona jest w moduł zasilania elektrycznego (baterie 3S LiPo). Zapewniają one zasilanie ka-

mery termowizyjnej i głównego kontrolera. Głowica stabilizacyjna ma odpowiednie mocowania, śruby i przewody elektryczne do podłączenia kamery termowizyjnej do BSP.

Sygnały z zestawu czujników współpracujących z układem sterowania autopilota przy wykorzystaniu algorytmów obliczeniowych zaprogramowanych w głównym procesorze układu sterowania pozwalają na wyznaczenie kątów orientacji, pozycji, wysokości oraz stanu (wektory prędkości i przyspieszeń) BSP. Dokładność i częstość wyznaczonych parametrów uzależniona jest od możliwości obliczeniowych procesora, zastosowanych algorytmów oraz cech czujników. Ten sam fragment oprogramowania z racji korzystania z sygnałów z odbiornika GPS odpowiada za nawigację we wszystkich trybach lotu. Za wypracowywanie sygnałów sterowania odpowiada fragment oprogramowania realizujący prawa sterowania, czyli obliczający sygnały wyjściowe sterowania do zadanych parametrów lotu (zadanych przez operatora z pulpitu sterowania). Ten fragment oprogramowania (a konkretnie współczynniki regulatorów PID wyróżnionych równań) jest ściśle związany z BSP (kinematyką układu sterowania, cechami dynamicznymi i aerodynamicznymi oraz napędem).

Do komunikacji z układami wykonawczymi BSP oraz systemami zdalnego sterowania układu sterowania służy system elektronicznego miksowania funkcji sterowania TH-2 Mikro oraz specjalny moduł umożliwiający podłączenie odbiornika zdalnego sterowania oraz elektrycznych silników wykonawczych. Fragment programu procesora odpowiadający za tę komunikację zarządza konwersją sygnałów sterujących z odbiornika zdalnego sterowania oraz wypracowanych przez układ sterowania automatycznego do postaci odpowiedniej dla elektrycznych silników sterujących elementami wykonawczymi platformy latającej. Duża część tego fragmentu programu jest ściśle związana z geometrią kinematyki układu sterowania.

Za komunikację ze stacją naziemną z wykorzystaniem radiomodemów (urządzenia do cyfrowej transmisji danych) odpowiada fragment programu zarządzającego transmisją szeregową do i z urządzeń zewnętrznych poprzez sprzętowe porty UART procesora. Konfigurację portów w zakresie: przypisania wejść/wyjść, prędkości transmisji, zdefiniowania liczby bitów, bitów stopu, parzystości, sposobu obliczania sumy kontrolnej oraz typu protokołu odpowiada ten sam fragment oprogramowania z wykorzystaniem dodatkowego pliku konfiguracyjnego łatwego do modyfikacji w miarę bieżących potrzeb konfiguracji platformy latającej oraz wykonywanego zadania. Dla ułatwienia i zwiększenia dokładności regulacji i programowania układu sterowania automatycznego istnieje możliwość korzystania z zapisu parametrów oraz stanu pracy układu. Za wybór parametrów, ustawienie cyklu czasowego oraz format zapisu odpowiada fragment oprogramowania, do którego najwygodniejszy dostęp można uzyskać przez plik konfiguracyjny. Realizacja wszystkich obszarów programu (wątków programu) wykonywana jest z zachowaniem zadanych, stałych przedziałów czasowych, charakterystycznych dla poszczególnych wątków. Wątkom nadane są priorytety, tak aby obsługa przerwań procesora realizowana była poprawnie z ewentualną utratą procesów mniej kluczowych dla bezpieczeństwa lotów platformy latającej. Tym niemniej do prawidłowego zaprogramowania układu sterowania automatycznego realizowana jest bieżąca kontrola stopnia zajętości ramki czasowej, tak aby nie doprowadzić do zerwania ciągłości procesów.

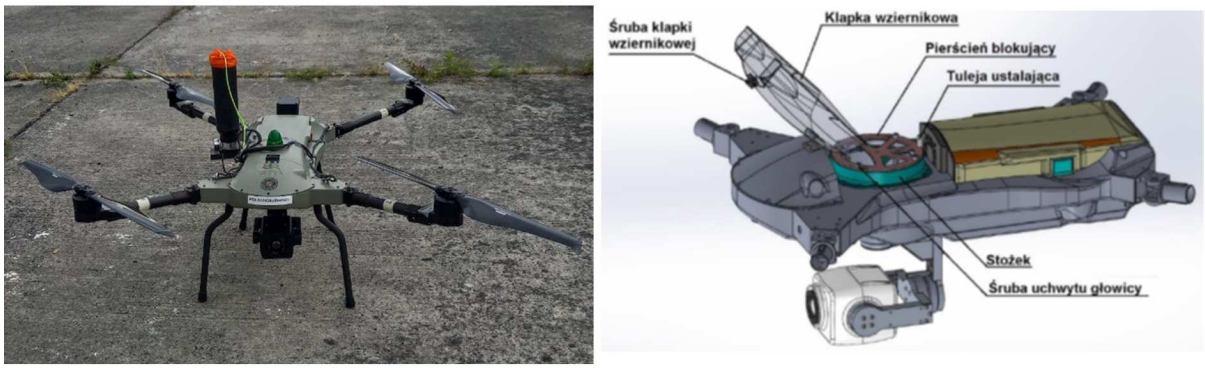
Program napisany dla procesora głównego autopilota układu sterowania realizuje jednocześnie kilka wątków obejmujących główne procesy obliczeniowe:

- odczyt, filtrowanie i interpretacja sygnałów z czujników,
- odczyt sygnałów sterujących z odbiornika zdalnego sterowania,
- obliczenia kątów orientacji i stanu platformy,
- obliczenia nawigacyjne,
- obliczenia praw sterowania,
- obliczenia sygnałów sterujących,
- generowanie sygnałów sterujących dla serwomechanizmów wykonawczych,
- odczyt i generowanie cyfrowej transmisji danych z naziemną stacją sterowania.

3.2. Czterowirnikowy mikrowiropłat *AtraxASF*

Bezzałogowe statki powietrzne typu wielowirnikowych mikrowiropłatów wykazują się mniejszym zasięgiem i pułapem operowania niż typu BSP samolotowego, lecz dzięki swojej konstrukcji umożliwiają lot z małą prędkością, pionowy start i lądowanie oraz zawis nad obiektem. Wielowirnikowy mikrowiropłat *AtraxASF* przedstawiono na rysubku 11. Mikrowiropłat *AtraxASF* ma następujące parametry techniczne:

- masa startowa: 10,5 kg,
- prędkość lotu: 0-50 km/h,
- maksymalny czas lotu: 50 min,
- zasięg lotu: 3,5 km (w zależności od ukształtowania terenu),
- start/lądowanie: system pionowego startu/system pionowego lądowania,
- wymiary po spakowaniu (do transportu): $636 \times 430 \times 172$ mm.



Rys. 11. Widok BSP typu wielowirnikowego *AtraxASF* z głowicą pomiarową wyposażoną w kamerę termowizyjną wraz z elementami mocowania głowicy pomiarowej do kadłuba

Do kontrolowania lotu BSP zaprojektowano system składający się z układów pokładowych oraz układów naziemnej stacji kontroli lotu ściśle ze sobą związanych przy pomocy łączy radiowych i wzajemnie uzależnionych od bezprzewodowej wymiany danych. Do sterowania lotu BSP wykorzystywany jest jeden z dwóch podstawowych systemów sterowania:

- sterowanie zdalne drogą radiową z wykorzystaniem aparatury RC z bezpośrednią, wzrokową obserwacją BSP (system sterowania zewnętrznego),
- sterowanie automatyczne (programowe), poprzez stację naziemną NSKL z wykorzystaniem w locie nawigacji GPS.

Dla zapewnienia zdalnego pilotowania BSP autopilota zaprojektowano tak, aby: wykonać pomiar niezbędnych przyspieszeń i prędkości kątowych i kątów orientacji przestrzennej, zapewnić stabilizację platformie (w pętli sprzężenia zwrotnego), chroniąc przed szybkimi zakłóceniami typu podmuch, turbulencja itp., mierzyć kurs (kompas magnetyczny) w celu orientacji platformy podczas zawisu, mierzyć precyzyjnie wysokość (szczególnie ważne podczas automatycznego lądowania), posiadać informację o swoim położeniu, położeniu punktu docelowego oraz odpowiednio przeliczać te dane (informacja o położeniu z odbiornika GPS), utrzymywać łączność („data link") ze stacją naziemną NSKL, z której nadzorowany jest lot platformy.

BSP *AtraxASF* umożliwia wykonywanie lotów automatycznych poza zasięgiem wzroku (BVLOS). Z tego względu zgodnie z obowiązującymi przepisami lotniczymi dotyczącymi BSP przeprowadzona została procedura rejestracji urządzenia w Urzędzie Lotnictwa Cywilnego (ULC). Bezzałogowe statki powietrzne o numerach fabrycznych AtraxASF-1 i AtraxASF-2 otrzymały kolejno znaki rozpoznawcze SP-YASA oraz SP-YASB. Dodatkowo AtraxASF-1 uzyskał zgodę (nr 100/A/2020) na wykonywanie lotów automatycznych poza zasięgiem widoczności

wzrokowej BVLOS. Ponadto przeprowadzone zostały pomiary natężenia dźwięku generowanego przez bezzałogowe statki powietrzne (*AtraxASF* oraz *NeoxASF*). Celem pomiarów było określenie poziomu natężenia dźwięku generowanego przez BSP w aspekcie potencjalnego wpływu na środowisko. Wyniki pomiarów natężenia dźwięku dla *AtraxASF* (54 dB) oraz *NeoxASF* (53 dB) nie przekroczyły poziomu tła akustycznego (54 dB). Otrzymane wartości natężenia dźwięku jednoznacznie świadczą o neutralnym wpływie badanych bezzałogowych statków powietrznych dla środowiska.

Kluczowymi w wyborze kamer termowizyjnych były ich parametry funkcjonalne. Przeprowadzono dialog techniczny z potencjalnymi producentami takich kamer. Na tej podstawie wybrano rozwiązania najkorzystniejsze z punktu widzenia realizacji celów projektowych. Czterowirnikowiec *AtraxASF* został wyposażony w kamerę długofalową KTX. Kamera termowizyjna ma interfejs i protokół komunikacyjny: Gigabit Ethernet oraz UART, zestaw bibliotek SDK (Software Development Kit), oprogramowanie wraz z kodem źródłowym do odbioru strumienia wideo po protokole UDP oraz oprogramowanie do konfiguracji kamery. Kamera jest osadzona w trójosiowej głowicy stabilizacyjnej. Widok głowicy stabilizacyjnej dedykowanej do kamery termowizyjnej KTX przedstawiono na rys. 12.

Rys. 12. Widok głowicy pomiarowej do kamery termowizyjnej KTX

Głowice stabilizacyjne kamer termowizyjnych wyposażone są w trzy bezszczotkowe silniki i mają możliwość utrzymywania kamery termowizyjnej w poziomie na wszystkich osiach (odchylenie, nachylenie i przechylenie), gdy występuje jakikolwiek ruch BSP. Wyposażone są w inercyjną jednostkę pomiarową (IMU), która reaguje na ruch i wykorzystuje trzy oddzielne silniki do stabilizacji kamery termowizyjnej. IMU wykorzystuje zaprogramowane algorytmy, które zapewniają stabilizację i zapewniają operatorowi swobodną kontrolę. Głowica tłumi średnie i wysokie częstotliwości drgań z BSP docierające do kamery, jednocześnie umożliwia rzeczywisty ruch kamery. Amortyzator głowicy pomiarowej z kamerą termowizyjną został wykonany z włókna węglowego z płytą antywibracyjną z 4 gumowymi modułami łącznymi o specjalnie dobranych do głowicy charakterystykach. Głowica stabilizacyjna zapewnia niezależność fotografowania lub filmowania kamerą termowizyjną bez wibracji lub wstrząsów kamery.

Głowica stabilizacyjna wyposażona jest w mikroprocesor, który pobiera dane z giroskopów i reaguje, informując silniki głowicy, w którym kierunku mają się poruszać. Moduł ten łączy

się i komunikuje z systemem kontroli lotu, aby pomóc w kontrolowaniu głowicy stabilizacyjnej. Jednocześnie wysyła informacje wideo do łącza w celu transmisji wideo. Głowica stabilizacyjna wyposażona jest w moduł zasilania elektrycznego – baterie 3S LiPo. Zapewniają one zasilanie kamery termowizyjnej i głównego kontrolera. Głowica stabilizacyjna ma odpowiednie mocowania, śruby i przewody do podłączenia kamery termowizyjnej do BSP.

Widok BSP typu wielowirnikowego *AtraxASF* z głowicą pomiarową wyposażoną w kamerę termowizyjną wraz z elementami mocowania głowicy pomiarowej do kadłuba *AtraxASF* przedstawiono na rysunku 7.

Procesor graficzny głowicy pomiarowej przetwarza (nieskompresowany) strumień danych fotograficznych z kamery termowizyjnej i wykonuje algorytmy rozpoznawania i śledzenia obiektów (zwierząt). Procesor przeprowadza całe przetwarzanie fotograficzne bezpośrednio w głowicy pomiarowej, a mianowicie kompresuje duże ilości informacji i przesyła skompresowany strumień przez kanał Ethernet 100 Base-tx do zewnętrznego modemu pokładowego. Taka konfiguracja pozwala na synchronizację z danymi pokładowego systemu nawigacyjnego BSP.

Sygnały z zestawu czujników współpracujących z układem sterowania autopilota przy wykorzystaniu algorytmów obliczeniowych zaprogramowanych w głównym procesorze układu sterowania pozwalają na wyznaczenie kątów orientacji, pozycji, wysokości oraz stanu (wektory prędkości i przyspieszeń) BSP. Dokładność i częstość wyznaczonych parametrów uzależniona jest od możliwości obliczeniowych procesora, zastosowanych algorytmów oraz cech czujników. Ten sam fragment oprogramowania, z racji korzystania z sygnałów z odbiornika GPS odpowiada na nawigację we wszystkich trybach lotu. Za wypracowywanie sygnałów sterowania odpowiada fragment oprogramowania realizujący prawa sterowania, czyli obliczający sygnały wyjściowe sterowania do zadanych parametrów lotu (zadanych przez operatora z pulpitu sterowania). Ten fragment oprogramowania (a konkretnie współczynniki regulatorów PID wyróżnionych równań) jest ściśle związany z BSP (kinematyką układu sterowania, cechami dynamicznymi i aerodynamicznymi oraz napędem).

Do komunikacji z układami wykonawczymi BSP oraz systemami zdalnego sterowania układu sterowania służy system elektronicznego miksowania funkcji sterowania TH-2 Mikro oraz specjalny moduł umożliwiający podłączenie odbiornika zdalnego sterowania oraz elektrycznych silników wykonawczych. Fragment programu procesora odpowiadający za tę komunikację zarządza konwersją sygnałów sterujących z odbiornika zdalnego sterowania oraz wypracowanych przez układ sterowania automatycznego do postaci odpowiedniej dla elektrycznych silników sterujących elementami wykonawczymi platformy latającej. Duża część tego fragmentu programu jest ściśle związana z geometrią kinematyki układu sterowania.

Za komunikację ze stacją naziemną z wykorzystaniem radiomodemów (urządzenia do cyfrowej transmisji danych) odpowiada fragment programu zarządzającego transmisją szeregową do i z urządzeń zewnętrznych poprzez sprzętowe porty UART procesora. Konfigurację portów w zakresie: przypisania wejść/wyjść, prędkości transmisji, zdefiniowania liczby bitów, bitów stopu, parzystości, sposobu obliczania sumy kontrolnej oraz typu protokołu odpowiada ten sam fragment oprogramowania z wykorzystaniem dodatkowego pliku konfiguracyjnego łatwego do modyfikacji w miarę bieżących potrzeb konfiguracji platformy latającej oraz zadania. Dla ułatwienia i zwiększenia dokładności regulacji i programowania układu sterowania automatycznego istnieje możliwość korzystania z zapisu parametrów oraz stanu pracy układu. Za wybór parametrów, ustawienie cyklu czasowego oraz format zapisu odpowiada fragment oprogramowania, do którego najwygodniejszy dostęp można uzyskać przez plik konfiguracyjny. Realizacja wszystkich obszarów programu (wątków programu) wykonywana jest z zachowaniem zadanych, stałych przedziałów czasowych, charakterystycznych dla poszczególnych wątków. Wątkom nadane są priorytety, tak aby obsługa przerwań procesora realizowana była poprawnie z ewentualną utratą procesów mniej kluczowych dla bezpieczeństwa lotów platformy latającej. Tym niemniej do prawidłowego zaprogramowania układu sterowania automatycznego realizowana jest bieżą-

ca kontrola stopnia zajętości ramki czasowej, tak aby nie doprowadzić do zerwania ciągłości procesów.

Program napisany dla procesora głównego autopilota układu sterowania realizuje jednocześnie kilka wątków obejmujących główne procesy obliczeniowe:

1) odczyt, filtrowanie i interpretacja sygnałów z czujników,
2) odczyt sygnałów sterujących z odbiornika zdalnego sterowania,
3) obliczenia kątów orientacji i stanu platformy,
4) obliczenia nawigacyjne,
5) obliczenia praw sterowania,
6) obliczenia sygnałów sterujących,
7) generowanie sygnałów sterujących dla serwomechanizmów wykonawczych,
8) odczyt i generowanie cyfrowej transmisji danych z naziemną stacją sterowania.

4. Badania w locie systemu *ASFochrona*

Ostatecznym potwierdzeniem poprawności działania systemu *ASFochrona* były badania w locie. Loty były wykonywane nad terenami leśnymi, polami uprawnymi oraz łąkami, czyli w rzeczywistym środowisku bytowania dzików. Badania te miały za zadanie potwierdzenie trafności założeń konstrukcyjnych i osiągów bezzałogowych statków powietrznych *NeoxASF* i *AtraxASF*, stwierdzenie poprawności działania podsystemów obu typów BSP, wykazanie praktycznych możliwości wykrywania dzików oraz identyfikacji chorych na ASF osobników. W trakcie lotów uzupełniano także bazę zdjęć termowizyjnych dzików. Zdjęcia te wykorzystywano do ciągłego treningu sieci neuronowej oprogramowania wykrywającego dziki oraz identyfikującego zwierzęta z objawami ASF. Loty odbywały się w różnych rejonach Polski, w rzeczywistych warunkach środowiskowych bytowania dzików, różnych warunkach pogodowych oraz różnych porach roku.

4.1. Badania podsystemu *NeoxASF*

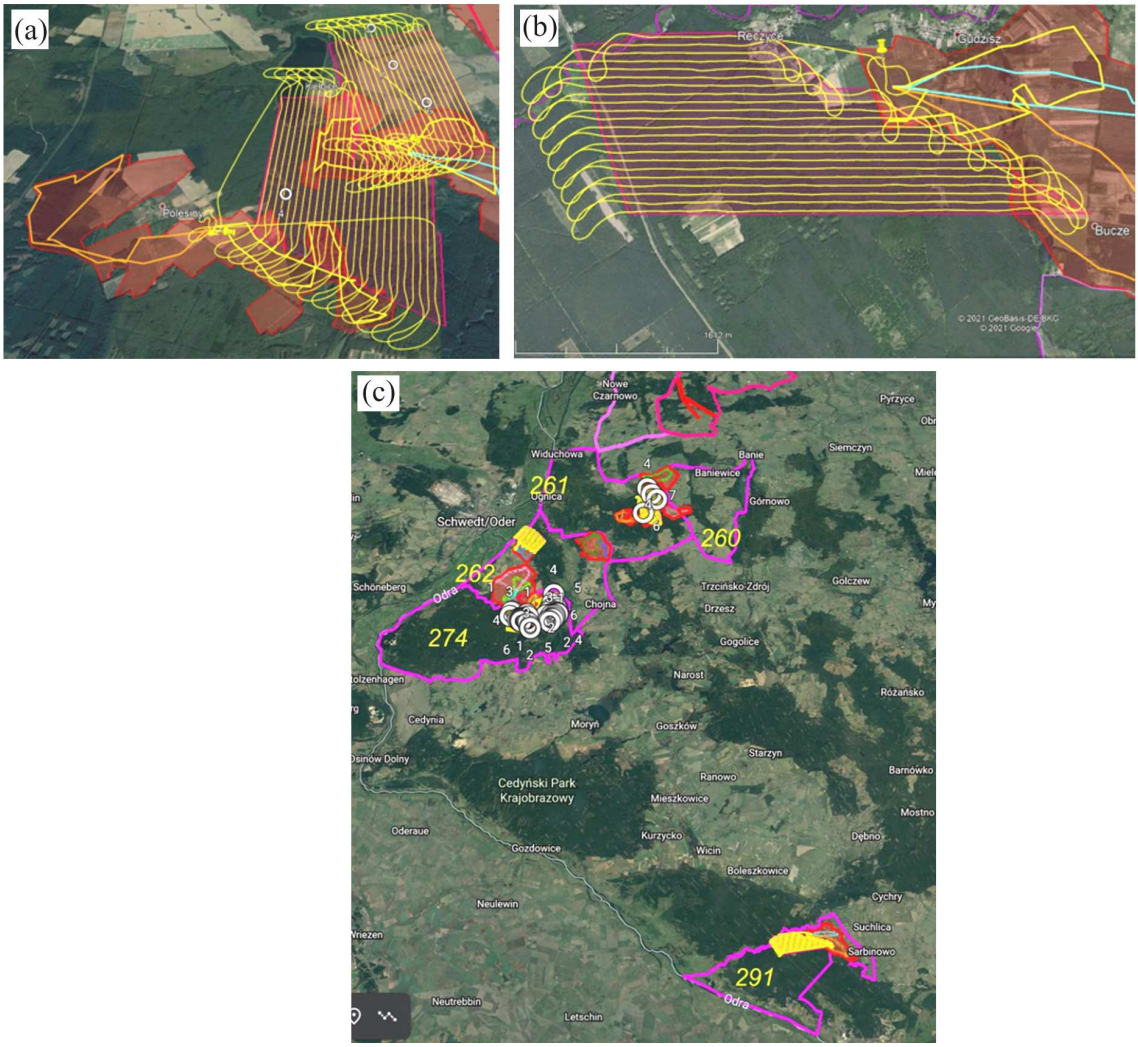
W tabeli 1 zestawiono przykłady badań terenowych podsystemu *NeoxASF*. Poszczególne kolumny tabeli 1 zawierają: datę wykonania lotu, godzinę startu, długotrwałość lotu, pokonany w trakcie lotu dystans, miejsce oblotu (numer obwodu łowieckiego) oraz powierzchnię zeskanowanego w trakcie lotu terenu. W dniu 3.02.2021 loty się nie odbyły z powodu minimalnych do wykonywania lotów warunkach atmosferycznych.

Tabela 1. Zestawienie lotów wykonanych systemem *NeoxASF* podczas badań w terminie 2-5.02.2021 r.

Lot	Data	Start [hh:min]	Czas lotu [min]	Dystans [km]	Obwód nr	$\mathcal{A}$	Pow. [km^2]
1	2.02.2021	18:50	75	84	261	10/0	6
2	2.02.2021	22:50	63	69	261	21/0	
3	4.02.2021	06:25	74	81	291	3/3	4
4	4.02.2021	19:20	75	84	274	125/37	8
5	4.02.2021	21:20	75	82	274	9/9	
6	5.02.2021	00:35	76	81	262	19/19	4
			438			**187/68**	**22**

$\mathcal{A}$ – Liczba zaobserwowanych zwierząt/dzików

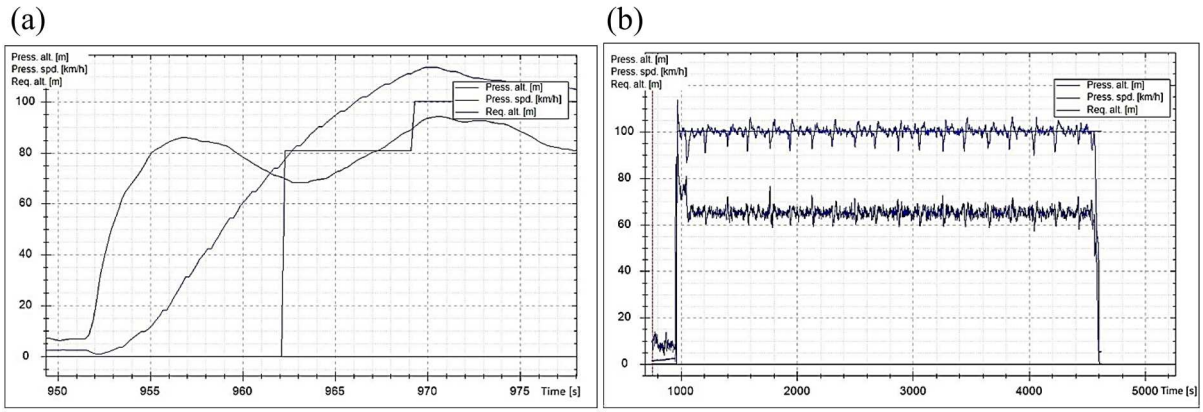
Na podstawie zawartych w tabeli 1 danych, w ciągu 6 lotów samolot *NeoxASF* był w powietrzu 7 godzin i 18 minut oraz zeskanował obszar 22 km^2. W trakcie wykonywania lotów wykryto



Rys. 13. Trasy lotów wykonywanych przez BSP *NeoxASF* oraz *AtraxASF*: (a) loty wykonane w dniu 2.03.2021; (b) lot wykonany w dniu 5.02.3021; (c) mapa terenów, nad którymi wykonano loty. Żółte linie oznaczają trasy lotów samolotu *NeoxASF*, białe kółka oznaczają lokalizacje zaobserwowanych i zarejestrowanych przez kamery BSP zwierząt (dzików, ale także saren, łosi, wilków), czerwone linie oznaczają trasy lotu czterowirnikowca *AtraxASF*, fioletowe linie oznaczają granice obwodów łowieckich

187 zwierząt, w tym 68 dzików. Na rysunku 13 przedstawiono mapy obszarów, nad którymi odbywały się loty. Na mapie (rys. 13c) wraz z zaznaczonymi obszarami obwodów łowieckich oznaczono także miejsca lotów samolotu *NeoxASF* i czterowirnikowca *AtraxASF*. Zadaniem samolotu *NeoxASF* było wykonanie serii zdjęć termowizyjnych. Wykonywane z częstotliwością 60 Hz przez kamerę KTCH zdjęcia termowizyjne były rejestrowane w pamięci komputera pokładowego BSP oraz przekazywane telemetrycznie z pokładu BSP na ekran znajdującej się w pojeździe dowodzenia stacji kontroli lotu. Działające w oparciu o sieci neuronowe oprogramowanie komputera BSP *NeoxASF* analizowało zdjęcia i wykrywało dziki, podając jednocześnie ich lokalizację w oparciu w dane systemu GPS. Dane te były przesyłane telemetrycznie do stacji kontroli lotu. Samolot *NeoxASF* wykonywał oblot wielkoobszarowy w trybie automatycznym (BVLOS). Trajektoria tego w pełni automatycznego lotu jest charakterystyczna dla lotów aerofotogrametrycznych. W trakcie wykonywania lotu aerofotogrametrycznego samolot leci wzdłuż linii prostej, wykonując serię zdjęć. Po pokonaniu założonego przed startem dystansu lotu prostoliniowego samolot wykonuje zakręt o 180° i kontynuuje lot powrotny po linii prostej do następnego punktu zwrotnego. Przykładowe trasy lotów aerofotogrametrycznych BSP *NeoxASF* są przedstawione na rys. 13a i rys. 13b.

Jednym z elementów badań było sprawdzenie czasu wznoszenia na zadany pułap wykonywania lotu aerofotogrametrycznego wynoszącego 100 m oraz pożądanej prędkości lotu 65 km/h. Na rysunku 14 przedstawiono przebiegi zarejestrowanych przez sensory pokładowe BSP prędkości i wysokości lotu podczas startu z wyrzutni (rys. 14a) oraz podczas trwającego 1 godzinę automatycznego lotu BVLOS (rys. 13b). Samolot *NeoxASF* w locie automatycznym utrzymuje pożądaną wysokość lotu (100 m) oraz prędkość przelotową (65 km/h).

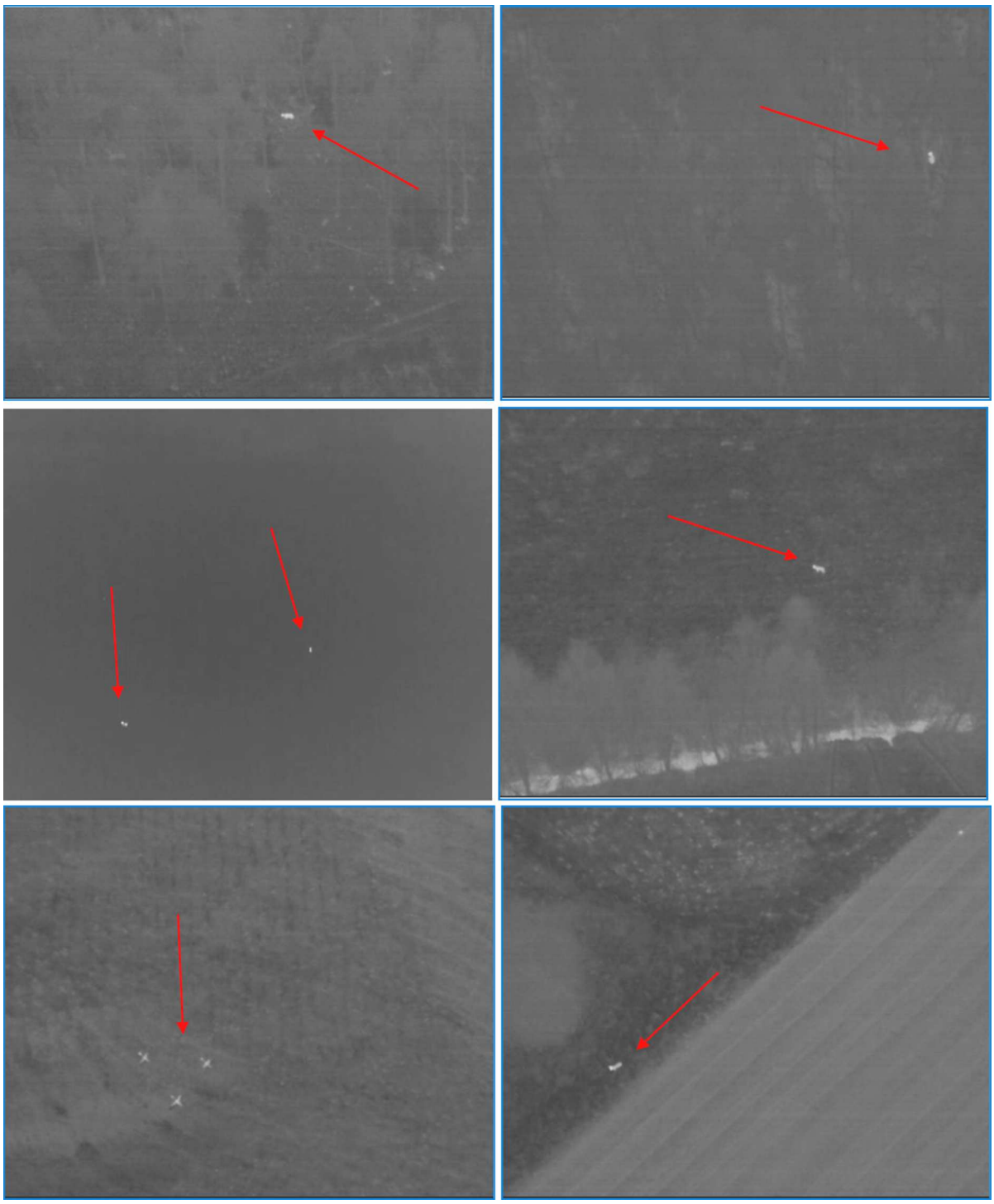


Rys. 14. (a) Wysokość lotu [m], zadana wysokość lotu [m] oraz prędkość powietrzna [km/h] w trakcie startu (parametry zarejestrowane na pokładzie BSP). Wysokość lotu [m], zadana wysokość lotu [m], prędkość powietrzna [km/h] zarejestrowane na pokładzie BSP

Większość lotów badawczych systemu *ASFochrona* wykonywano w porach: wieczorno-nocnej, nocnej lub rannej. Loty odbywały się w obszarach zapowietrzonych ASF. Celem badań w locie było wykazanie skuteczności wykrywania dzików, ocena ich liczebności oraz identyfikacji dzików z objawami ASF. Na rysunku 15 przedstawiono przykładowe zrzuty ekranu z działającą aplikacją do przetwarzania danych z BSP *NeoxASF*.

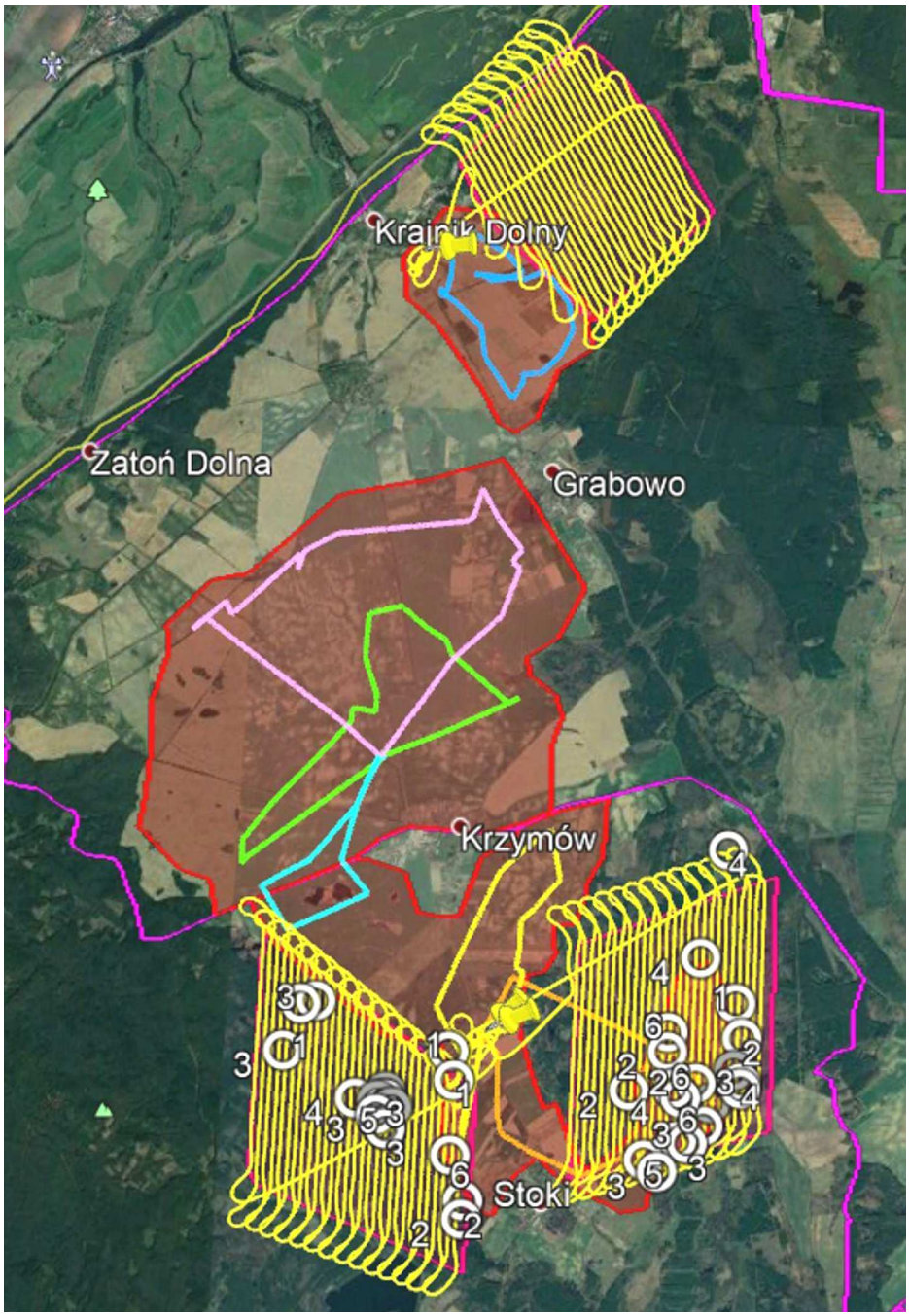
Rys. 15. Przykładowy zrzut ekranu stacji wstępnego przetwarzania obrazu z działającą aplikacją do przetwarzania danych z BSP *NeoxASF* w czasie rzeczywistym

Przykładowe zdjęcia zwierząt uzyskanych z lotów BSP *NeoxASF* lecącego na wysokości 100 m przedstawiono na rys. 16. Lokalizację zaobserwowanych zwierząt w trakcie lotów BSP *NeoxASF* przedstawiono na rys. 17.



Rys. 16. Przykładowe zdjęcia zwierząt uzyskanych w czasie lotów BSP *NeoxASF*

Podsumowując wyniki badań podsystemu *NeoxASF*, można stwierdzić, że samolot umożliwia dokładne oblatanie dużych powierzchni. Średnio w ciągu 1 godziny lotu samolot *NeoxASF* skanuje ponad 3 km^2 terenu, bez względu na jego konfigurację i zalesienie. W trakcie oblotu *NeoxASF* przesyła do pojazdu dowodzenia informacje o rejonach występowania dzików. Należy podkre-



Rys. 17. Lokalizacja zaobserwowanych zwierząt w trakcie lotów BSP *NeoxASF*

ślić, że wstępny postprocessing rejestrowanych przez kamerę KRCH zdjęć termowizyjnych na komputerze pokładowym samolotu *NeoxASF* umożliwia przesyłanie alertu związanego z wykryciem dzików oraz tagowanie (oznaczenie) zebranego materiału. Umożliwia to szybkie wysłanie w miejsce występowania dzików wielowirnikowca *AtraxASF* w celu stwierdzenia potencjalnego zagrożenia ASF.

4.2. Badania podsystemu *AtraxASF*

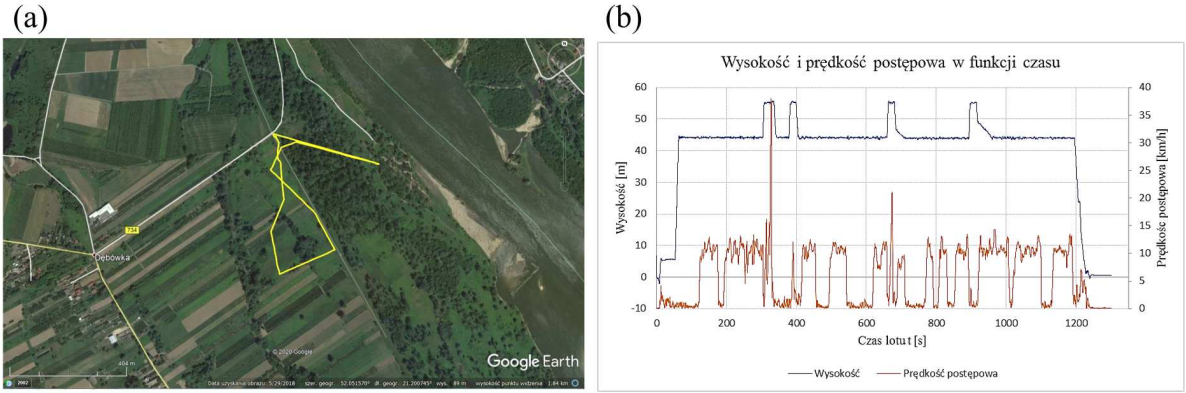
W celu określenia charakterystyk BSP *AtraxASF* wyposażonego w głowicę pomiarową z termowizyjną kamerą KTX firmy Etronika wykonano serię lotów kontrolnych na różnych wysoko-

ściach z różnymi prędkościami lotu BSP. Loty kontrolne BSP *AtraxASF X* wykonywano zgodnie z „Metodyką badań nr 01/BSP/AtraxASF/2020", (opracowanie ITWL). W czasie badań w locie określono jego zachowanie się BSP *AtraxASF* w:

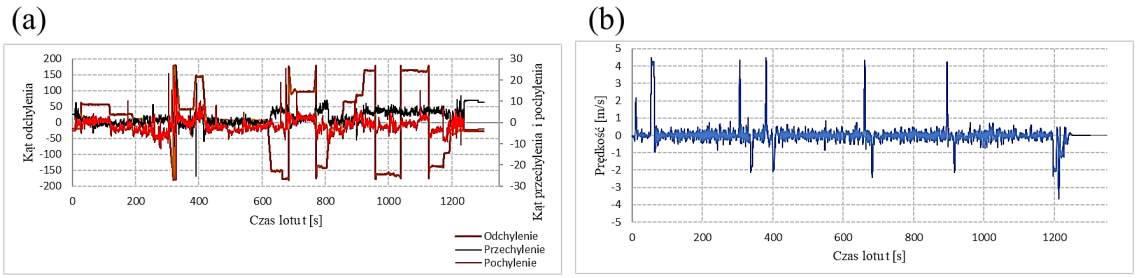
- typowych stanach lotu: start, wznoszenie, lot poziomy, lot w zakręcie, opadanie, lądowanie,
- lotach w trybie automatycznym (poza widocznością),
- oraz oceniono jego sterowność, manewrowość i długotrwałość lotu, a także funkcjonalność głowicy pomiarowej z kamerą termowizyjną na różnych wysokościach z różnymi prędkościami jego lotu.

Dane o trasie lotu BSP *AtraxASF*, jego aktualnym położeniu, prędkości i wysokości lotu, kątach pochylenia, przechylenia i odchylenia, mocy odbioru sygnału GPS rejestrowane były w rejestratorze parametrów lotu BSP.

Na rysunkach od 18-22 przedstawiono przykładowe trasy lotów kontrolnych BSP *AtraxASF* oraz charakterystyki tego czterowirnikowca zarejestrowane podczas tych lotów. Na rysunku 22c przedstawiono charakterystykę prądową BSP *AtraxASF* oraz osiąganą długotrwałość lotu.



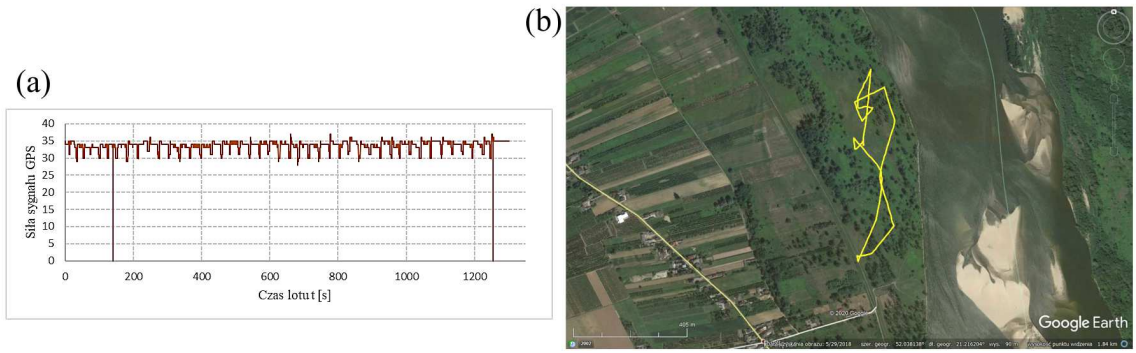
Rys. 18. (a) Trasa lotu nr 1 BSP *AtraxASF* w trybie automatycznym (poza widocznością BVLOS); (b) wysokość i prędkość lotu BSP *AtraxASF* zarejestrowane podczas lotu nr 1



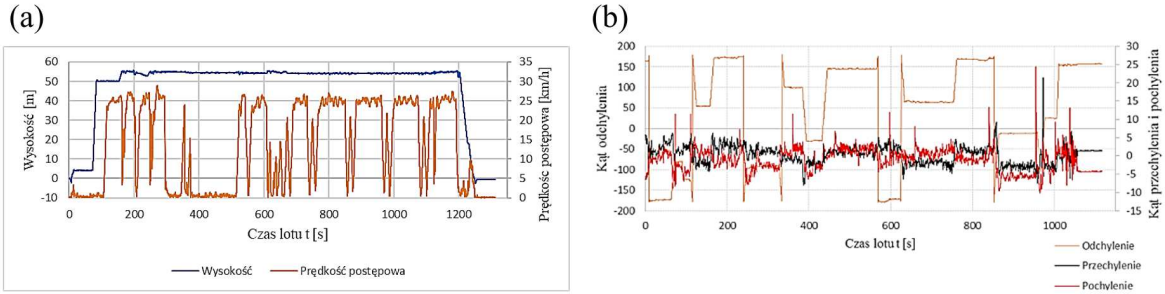
Rys. 19. Kąty pochylenia, przechylenia i odchylenia BSP *AtraxASF* zarejestrowane w locie nr 1 oraz prędkość wznoszenia i opadania BSP *AtraxASF* zarejestrowane w locie nr 1

Na podstawie wyników badań w locie BSP *AtraxASF* z głowicą pomiarową można stwierdzić co następuje:

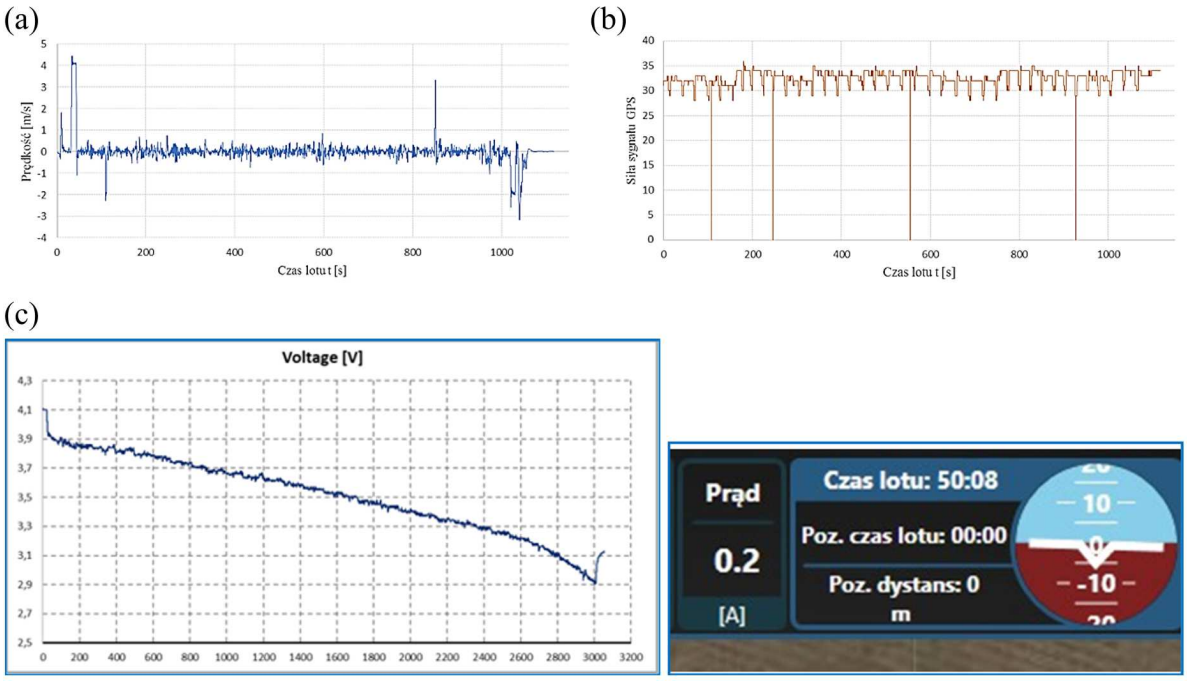
- *AtraxASF* jest sterowalny i wykazuje odpowiednią manewrowość w locie ustalonym oraz w typowych manewrach zawierających start, zawis, manewry przyziemne zawierające obroty oraz przemieszczenia we wszystkich kierunkach, wznoszenie, lot poziomy, zakręty i lądowanie.
- W locie poziomym, wznoszeniu, opadaniu, podczas wykonywania ustalonych zakrętów z kątami przechylenia do 30° w lewo lub w prawo zapasy sterowania cyklicznego i kierunkowego są wystarczające (nie mniej niż 20%).



Rys. 20. (a) Moc odbioru sygnału GPS w czasie lotu nr 1 BSP *AtraxASF*; (b) trasa lotu nr 2 BSP *AtraxASF* w trybie automatycznym (poza widocznością BVLOS)



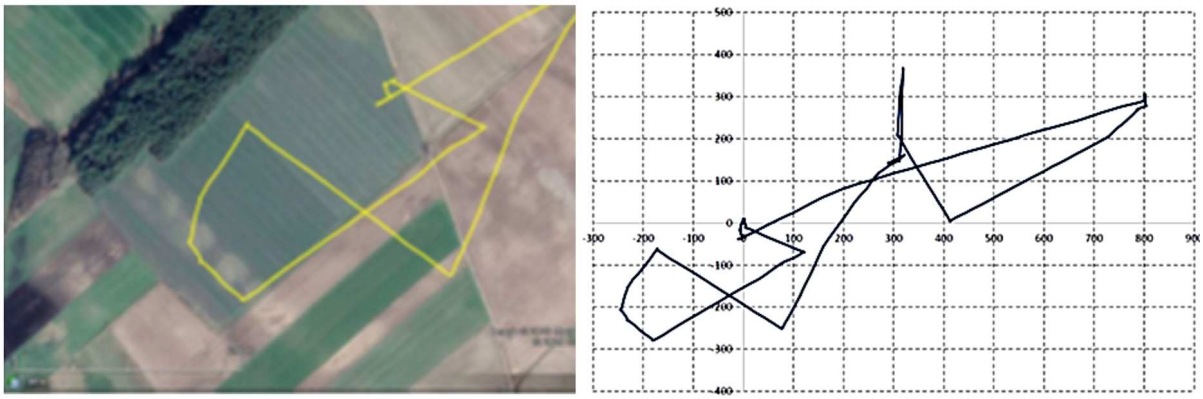
Rys. 21. (a) Wysokość i prędkość lotu BSP *AtraxASF* w locie nr 2, (b) kąty pochylenia, przechylenia i odchylenia BSP *AtraxASF* w locie nr 2



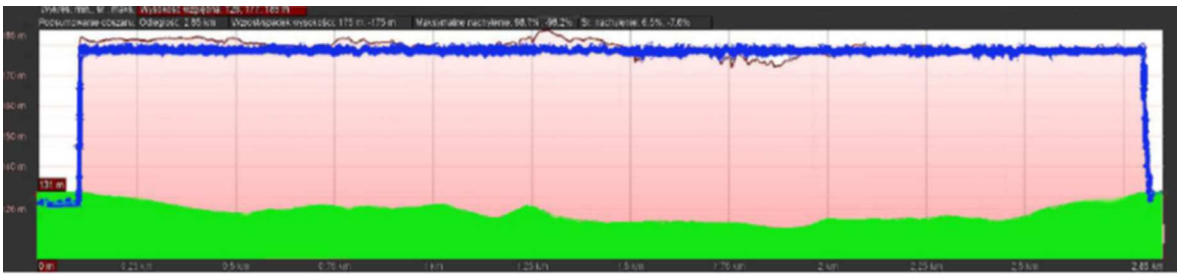
Rys. 22. (a) Prędkość wznoszenia i opadania BSP *AtraxASF* zarejestrowane podczas lotu nr 2; (b) moc odbioru sygnału GPS w czasie lotu nr 5 BSP *AtraxASF*; (c) parametry prądowe BSP *AtraxASF* w czasie lotu na długotrwałość lotu

- W ocenie pilota-operatora podczas wykonywania zakrętów z kątami przechylenia do 30° *AtraxASF* zachowuje odpowiednią sterowność i manewrowość oraz ma wystarczające zapasy sterowania dla bezpiecznego wykonania manewrów.
- *AtraxASF* może przemieszczać się do przodu z maksymalną prędkością wynoszącą 80 km/h, w bok (w lewo i w prawo) z prędkością do 20 km/h oraz do tyłu z prędkością do 20 km/h.
- Maksymalny czas lotu BSP *AtraxASF* wynosi około 50 min, a maksymalny zasięg lotu 3,5 km.
- Maksymalna wysokość lotu operacyjnego wynosi około 350 m.

W celu określenia funkcjonalności głowic pomiarowych z kamerą termowizyjną zabudowanych na BSP przeprowadzono loty rozpoznawcze (zadaniowe) na BSP *AtraxASF* w naturalnym terenie występowania dzików oraz BSP *NeoxASF* w lotach wielkoobszarowych. Charakterystyki przykładowych lotów rozpoznawczych BSP *NeoxASF* przedstawiono w punkcie 4.1. Poniżej zostaną omówione charakterystyki przykładowych lotów rozpoznawczych BSP *AtraxASF* z kamerą termowizyjną KTX. Loty wykonywano w porze wieczorno-nocnej. Na rysunkach od 23 do rys. 28 przedstawiono przykładowe zdjęcia termowizyjne zarejestrowane przez kamerę KTX podczas dwu wybranych lotów badawczych mających na celu sprawdzenie funkcjonalności głowicy termowizyjnej czterowirnikowca *AtraxASF*.



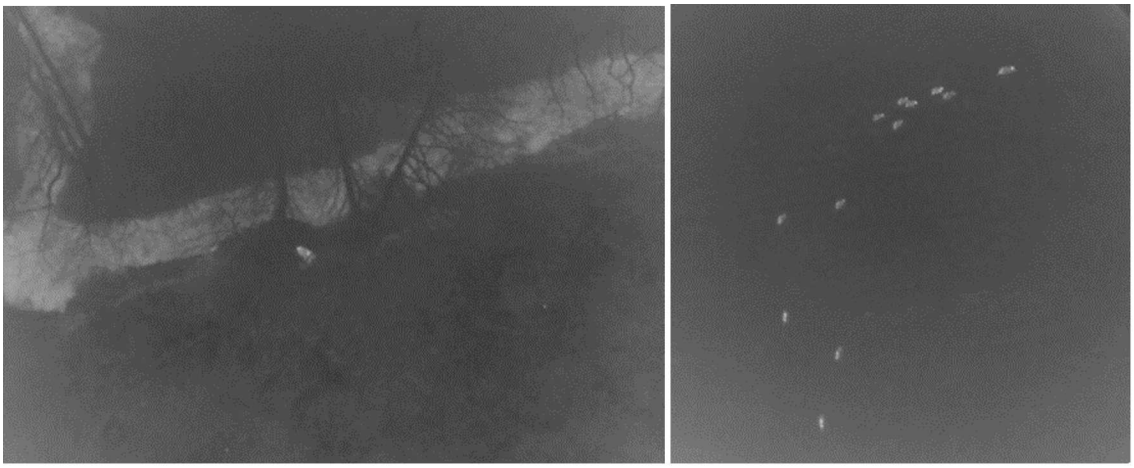
Rys. 23. Trasa lotu rozpoznawczego nr 1 BSP *AtraxASF* z kamerą termowizyjną w porze nocnej (prawy wykres w siatce metrycznej)



Rys. 24. Profil z nocnego lotu rozpoznawczego nr 1; kolor zielony – profil terenu, wysokość nad poziomem morza; niebieski – zarejestrowana wysokość barometryczna względem miejsca startu; czerwony – rzeczywista wysokość BSP nad poziomem morza odczytana z danych GPS

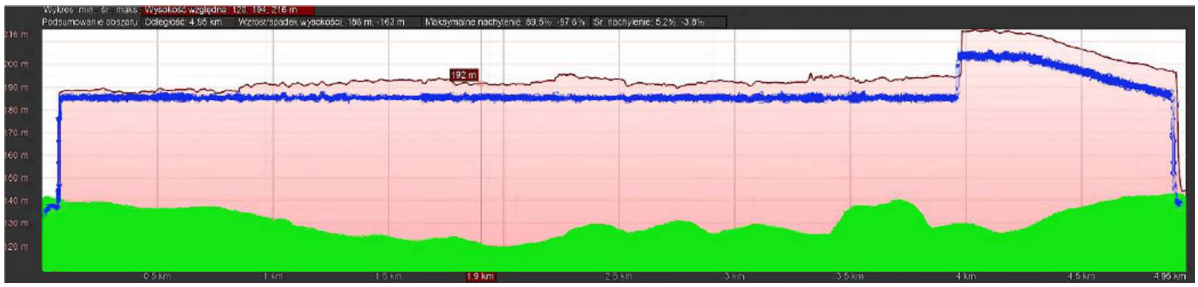
Na podstawie badań funkcjonalności głowic pomiarowych z kamerą termowizyjną zabudowanych na BSP *AtraxASF* oraz analiz obrazów termowizyjnych z lotów BSP *AtraxASF* wysunięto następujące spostrzeżenia:

- Podczas lotu BSP *AtraxASF* operator może w dowolnej chwili rozpocząć i zakończyć rejestrację kamerą KTX. Istnieje również możliwość zmiany parametrów częstotliwości zapisu,



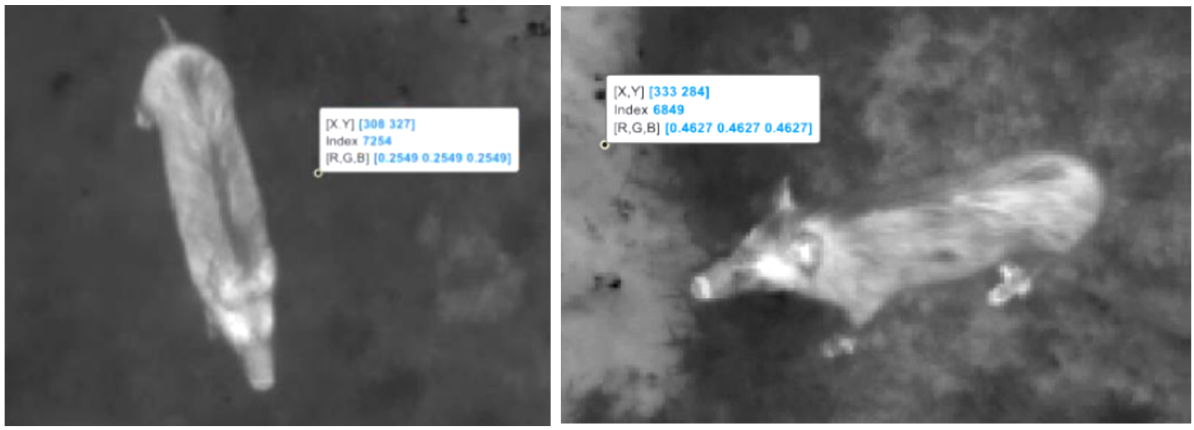
Rys. 25. Obrazy z kamery termowizyjnej z nocnego lotu rozpoznawczego nr 1: pojedynczy dzik w pobliżu wody (lewe zdjęcie); uciekająca wataha dzików (prawe zdjęcie)

Rys. 26. Trasa lotu rozpoznawczego nr 2 BSP *AtraxASF* z kamerą termowizyjną w porze nocnej (prawy wykres w siatce metrycznej)

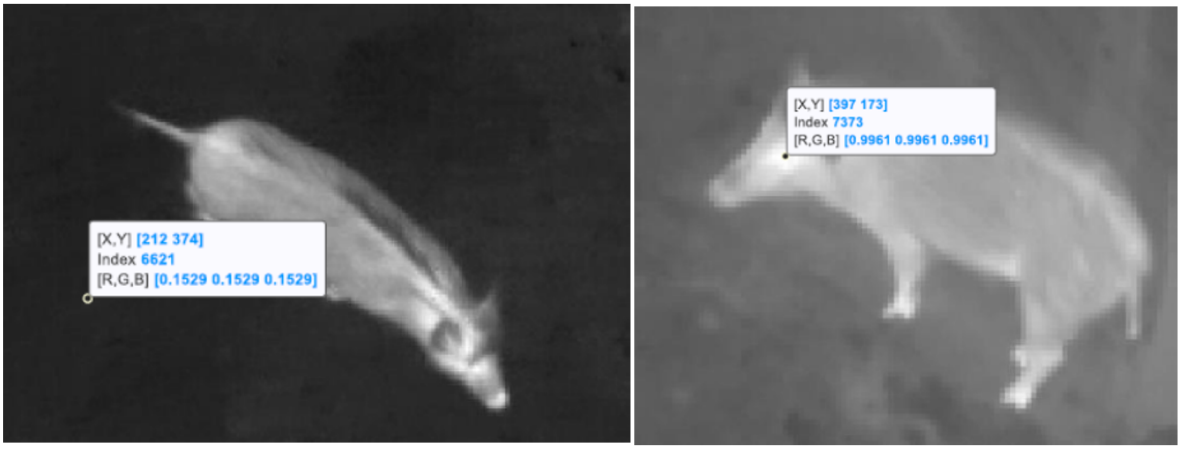


Rys. 27. Profil z nocnego lotu rozpoznawczego nr 2; kolor zielony – profil terenu, wysokość nad poziomem morza; niebieski – zarejestrowana wysokość barometryczna względem miejsca startu; czerwony – rzeczywista wysokość BSP nad poziomem morza odczytana z danych GPS

Rys. 28. Obrazy z kamery termowizyjnej z nocnego lotu rozpoznawczego nr 2: góra lewe zdjęcie, wataha dzików w pobliżu wody (lewe zdjęcie); wataha dzików na obrzeżu lasu; zdjęcia poniżej: lewe zdjęcie trzy dziki w młodniku iglastym; prawe zdjęcie wataha dzików w młodniku iglastym



Rys. 29. Przykład rejestracji obrazów termowizyjnych ze stanowiska stacjonarnego w porach dziennych [4]



Rys. 30. Przykład rejestracji obrazów termowizyjnych ze stanowiska stacjonarnego w porach nocnych [4]

co zostało przećwiczone dla zapisów z częstotliwością 30, 10 i 5 klatek/s. W czasie oblotów zapewniony jest również pełny monitoring parametrów zapisu danych na BSP z bieżącą oceną wolnego miejsca na dysku urządzenia zapisującego obraz z kamery termowizyjnej.
- W czasie badań zebrano materiał, z którego wybrano zbiór przeszło 3000 zdjęć, które posłużą do trenowania (douczenia) i testowania algorytmu wykrywania.
- Nieruchome nogi podstawy BSP *AtraxASF* w niektórych fazach lotu zakłócają rejestrację z kamery KTX (pojawia się prześwietlenie obrazu). Dlatego też podczas rejestracji dzików operator BSP *AtraxASF* powinien obracać BSP w taki sposób, aby kamerę utrzymywać nieruchomo w jednej z dogodnych pozycji.

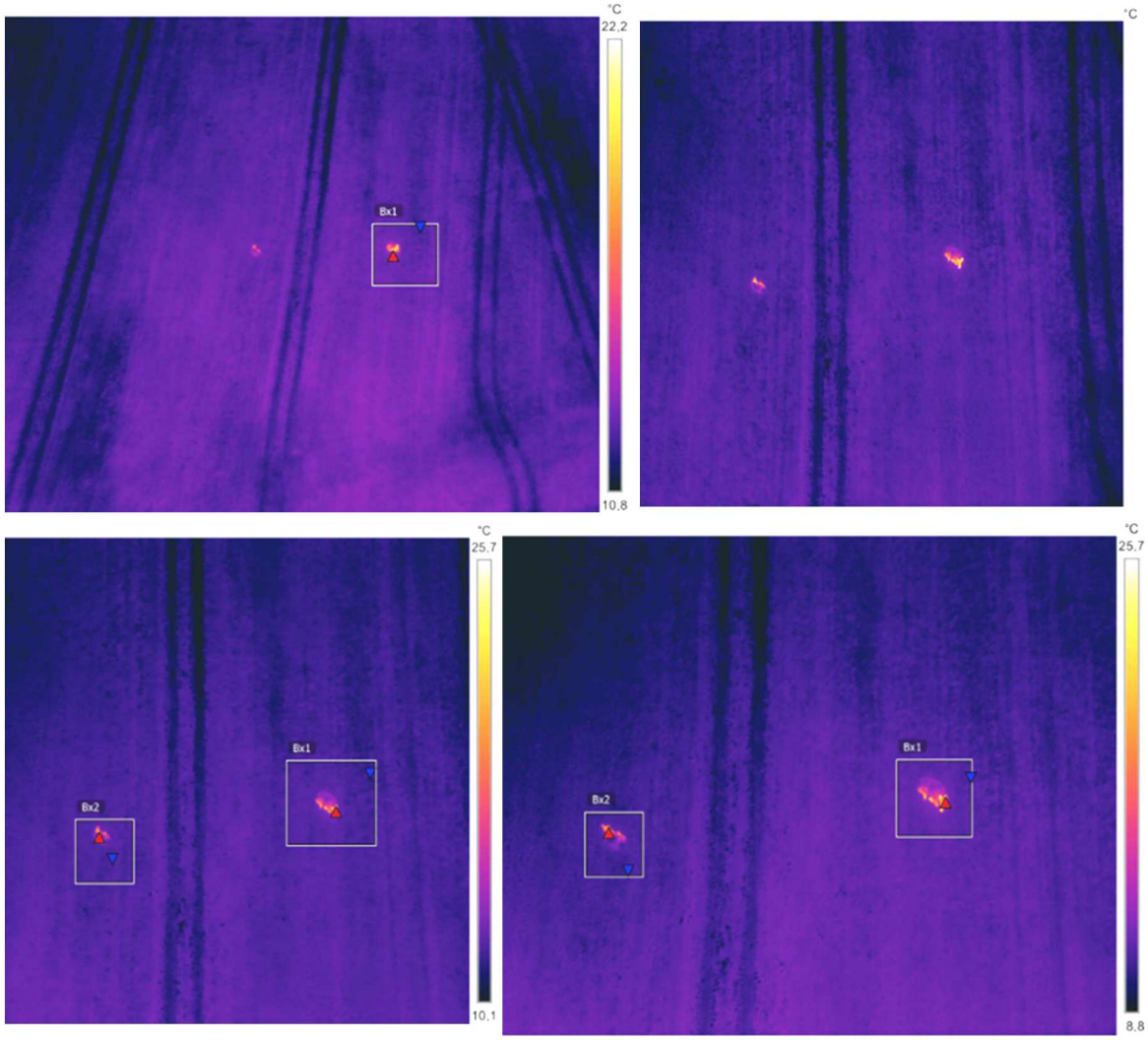
W ramach realizacji badań ponadto przeprowadzono:

- analizę parametrów technicznych kamer termowizyjnych jako źródła danych obrazowych, w tym emisyjność i rejestrację promieniowania podczerwonego;
- wykonano badania kamer termowizyjnych oraz rozkładu temperatur obiektów i otoczenia, w tym badanie jakości rejestracji kamery KTX, rejestrację obrazów termowizyjnych ze stanowiska stacjonarnego, rejestrację obrazów termowizyjnych z BSP;
- analityczne prace algorytmiczne nad wykrywaniem watah dzików, w tym klasyfikacja osobników potencjalnie chorych na ASF. Opracowano algorytm wykrywania dzików na obrazach termowizyjnych z wykorzystaniem modelu sieci neuronowej i cech behawioralnych;
- badania terenowe i gromadzenie zbiorów danych obrazowych;
- algorytm lokalizacji dzików wykrytych z uwzględnieniem danych z GSP i danych z oblotów terenowych i jego weryfikację.

Przykłady rejestracji obrazów termowizyjnych ze stanowiska stacjonarnego w porach dziennych przedstawiono na rysunku 29, a w porach nocnych na rysunku 30.

Na rysunku 31 przedstawiono obrazy termowizyjne zarejestrowane przez kamerę termowizyjną uzyskane w czasie zawisu BSP *AtraxASF* na wysokościach 120 m, 100 m, 60 m i 50 m. Na obrazach widoczne są dwa dziki oznaczone Bx1 i Bx2.

Analizując uzyskane obrazy termowizyjne, można zauważyć silną korelację wielkości zwierząt z wysokością, z jakiej realizowana była rejestracja. Przy wysokości zawisu BSP *AtraxASF* powyżej 60 m obrazy termowizyjne stają się niejednoznaczne pod względem identyfikacji obiektów znajdujących się w polu widzenia. Rysunek 32 przedstawia przykład rejestracji obrazu widoczny w aplikacji stacji naziemnej NSKL.



Rys. 31. Przykład rejestracji obrazów termowizyjnych z termowizyjnej kamery zabudowanej na czterowirnikowcu wykonane z wysokościach 120 m, 100 m, 60 m i 50 m [4]

Rys. 32. Przykład rejestracji obrazu widoczny w aplikacji stacji naziemnej stacji kontroli lotu (NSKL)

Na bazie zebranych danych pomiarowych z kamery termowizyjnej opracowano modele algorytmów automatycznego wykrywania i wskazywania potencjalnych watah dzików w warunkach naturalnych, modele klasyfikacji i identyfikacji osobników z objawami chorobowymi i ich zliczanie.

W ramach badań końcowych systemu *AtraxASF* wykonano loty w porze wieczorno-nocnej, nocnej i rannej w obszarach zapowietrzonych afrykańskim pomorem świń (rys. 33).

Rys. 33. Po lewej miejsce badań końcowych; po prawej przygotowania BSP *AtraxASF* do badań końcowych systemów *ASFochrona*

Trasy wykonanych lotów BSP *AtraxASF* wraz z profilem lotu przedstawiono na rys. 34.

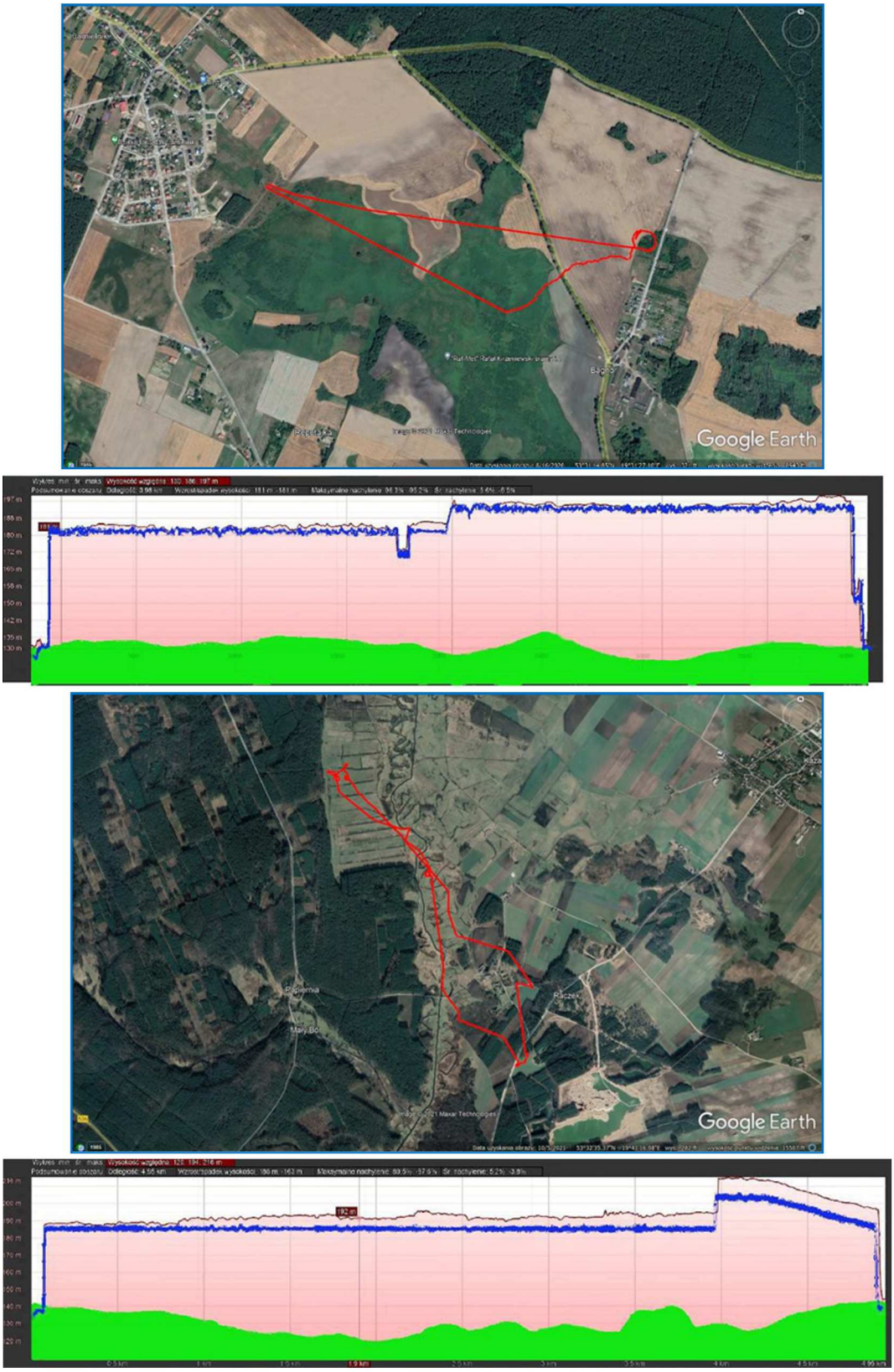
Przykładowe zrzuty ekranu z działającą aplikacją do przetwarzania danych z BSP *AtraxASF* przedstawiono na rys. 35.

Przykładowe zdjęcia zwierząt uzyskanych z lotów BSP *AtraxASF* na wysokości 50 m przedstawiono na rys. 36. Dziki niewykazujące oznak zakażenia wirusem ASF oznaczone są zieloną ramką. Dzik wykazujący anomalię temperaturowe i behawioralną został oznaczony ramką czerwoną. Na zdjęciu jest widoczny myśliwy oznaczony zieloną ramką.

Podsumowując badania terenowe, można stwierdzić, że podsystem techniczny *AtraxASF* umożliwia wykonanie przeszukań terenów trudnodostępnych dla ludzi, w nocy, z wydajnością ponad 10 km^2/lot. Przeszukiwanie terenów w celu detekcji dzików z dobrymi efektami, ze względu na ponadprzeciętne charakterystyki sensora, możliwe jest nawet w warunkach wysokiej temperatury zewnętrznej oraz gęstej roślinności.

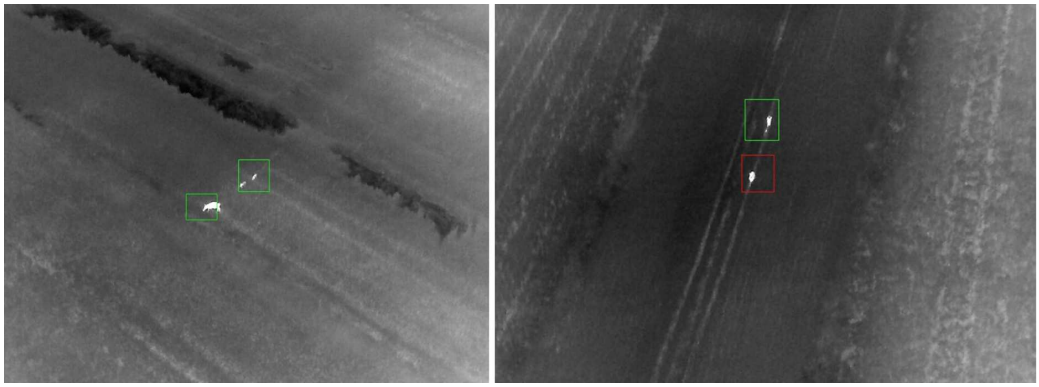
W tabeli na rys. 37 zestawiono badania terenowe systemu przeprowadzone w 2020 i 2021 roku. Podczas lotów testowych system automatycznie wykrył 166 dzików oraz zidentyfikował 9 dzików potencjalnie zakażonych wirusem ASF. W 7 przypadkach podejrzane zwierzęta zostały odstrzelone i po zbadaniu w laboratoriach weterynaryjnych potwierdzono zakażenie wirusem ASF oraz występowanie przeciwciał. Dwa dziki zidentyfikowane przez system jako osobniki chore nie udało się odstrzelić, że względu na bardzo trudne warunki terenowe (loty w dniach 25-29 kwietnia w powiecie zielonogórskim). W lotach od grudnia 2020 roku do marca 2021 chorych na ASF dzików system jeszcze nie wykrywał, trwały prace nad systemem komputerowym stacji analizy obrazu. Na rysunku 38 przedstawiony jest przykładowy raport generowany przez oprogramowanie stacji analizy obrazu.

Na rysunku 39 przedstawiono zaznaczone ma mapie Google lokalizacje innych zwierząt na terenach objętych lotami badawczymi. Na mapie zaznaczono miejsce startu podsystemu *AtraxASF* oraz godziny startów.



Rys. 34. Trasy lotów BSP *AtraxASF* wraz z profilem lotu realizowanych w ramach badań końcowych. Kolor zielony oznacza profil terenu, wysokość nad poziomem morza; kolor niebieski oznacza zarejestrowana wysokość barometryczną lotu względem miejsca startu; czerwony oznacza rzeczywistą wysokość BSP nad poziomem morza odczytaną z danych GPS

Rys. 35. Przykładowy zrzut ekranu z działającą aplikacją do przetwarzania danych z BSP *AtraxASF*



Rys. 36. Przykładowe obrazy z kamery termowizyjnej zarejestrowane podczas lotów końcowych BSP *AtraxASF*. Po prawej dzik z objawami ASF wytypowany do odstrzału. Na prawym zdjęciu zieloną ramką oznaczono myśliwego

L.p.	Miejsce	Termin	Przeszukana powierzchnia [km²]	Liczba dzików [szt.]	Liczba dzików potencjalnie chorych na ASF [szt.]
1	pow. ostrowiecki **woj. świętokrzyskie**	**28-29.09.2021r.**	**17,6**	**18**	**5***
2	pow. mielecki i pow. stalowowolski **woj. podkarpackie**	**06-10.09.2021r.**	**101,5**	**0**	**0**
3	pow. hrubieszowski **woj. lubelskie**	**26-29.07.2021r.**	**54,0**	**0**	**0**
4	pow. mielecki **woj. podkarpackie**	**04-08.07.2021r.**	**67,9**	**9**	**2***
5	pow. zielonogórski **woj. lubuskie**	**25-29.04.2021r.**	**32,1**	**9**	**2****
6	pow. Gorlicki i Magurski PN **woj. podkarpackie i małopolskie**	**22-26.03.2021r.**	**17,3**	**0**	**0**
7	pow. kraśnicki **woj. lubelskie**	**05-08.03.2021r.**	**42,0**	**12**	**b.d.**
8	pow. piaseczyński **woj. mazowieckie**	**23-25.02.2021r.**	**18,0**	**8**	**b.d.**
9	pow. gryfiński **woj. zachodniopomorskie**	**02-05.02.2021r.**	**65,0**	**59**	**b.d.**
10	pow. ostródzki i powiat iławski **woj. warmińsko-mazurskie**	**14-18.12.2020r.**	**27,1**	**51**	**b.d.**
		ŁĄCZNIE:	**442,5** (44.250,0 ha)	**166**	

Rys. 37. Badania terenowe systemu przeprowadzone w 2020 i 2021 roku

RAPORT Z BADAN TERENOWYCH DETEKCJA, LOKALIZACJA i ZLICZANIE DZIKÓW: Wyniki analizy danych pozyskanych podczas oblotów

by

Published 07-Jul-2021 18:02:08

Abstract

RAPORT Z BADAN TERENOWYCH DETEKCJA, LOKALIZACJA i ZLICZANIE DZIKÓW Niniejszy Raport jest dokumentem opracowanym i generowanym w sposób automatyczny na podstawie danych (obrazy termowizyjne i parametry lotu nosiciela) z badan terenowych. Opracowane oprogramowanie powstalo w ramach projektu finansowanego przez Narodowe Centrum Badan i Rozwoju w ramach programu "Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umozliwiajacych wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich wystepowania. Celem projektu bylo opracowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umozliwiajacych prowadzenie zdalnej obserwacji w celu wykrycia watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich wystepowania oraz okreslenia ich liczebnosci i monitorowania dróg przemieszczania sie i tym sposobem ograniczenie transmisji ASF do populacji swin. Raport prezentuje wyniki analizy danych pozyskanych z oblotów i rejestracji obrazów termowizyjnych. Opracowane wyniki obejmuja zagadnienia: detekcji dzików w analizowanym obszarze oraz okreslenia ich liczebnosci i lokalizacji, jak równiez wystepowania potencjalnych anomalii temperaturowo-behawioralnych, mogacych swiadczyc o potencjalnym nosicielstwie ASF.

Wyniki detekcji anomalii

W wyniku przeprowadzonych analiz danych otrzymanych podczas oblotów wykryto dziki. Osobniki niewykazujące oznak wskazujących na zakażenie ASF zaznaczone są na zalaczonych przykładowych obrazach kolorem zielonym zaś osobniki wykazujace anomalie temperaturowe i behawioralne, kolorem czerwonym.
Dane o lokalizacji oraz godzinie wykonania zdjęcia zawarto w poniższej tabeli.

Table 1.2. Wynik procesu wykrywania dzikow, lokalizacji i detekcji anomalii ASF

Folder	Image	Grup	Latitude	Longitude	D_Time	Dt	Anomaly
E:\04-08.07.2021\2021-07-06T221446\log.txt	2021 07 06 22 15 41 004.tiff	1	50.2300	21.3300	06-Jul-2021 22:15:41	0	1

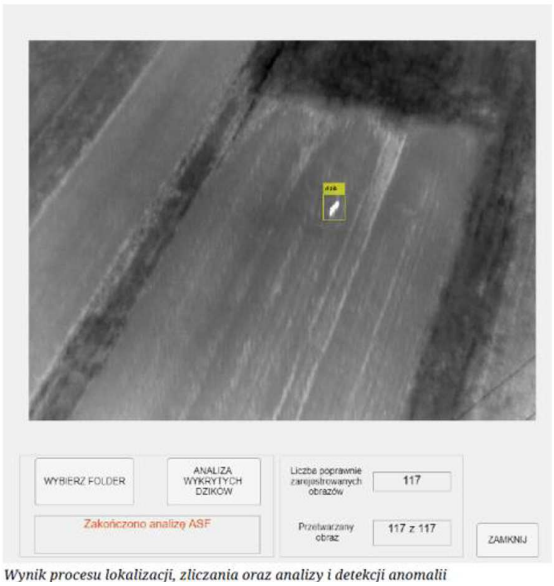
Chapter 1. Wyniki przeprowadzonych analiz

Wyniki procesu lokalizacji i zliczania dzików

Wykryto 1 grup dzików zlokalizowanych w miejscach przedstawionych na mapie i wskazanych przez współrzedne zawarte w tabeli

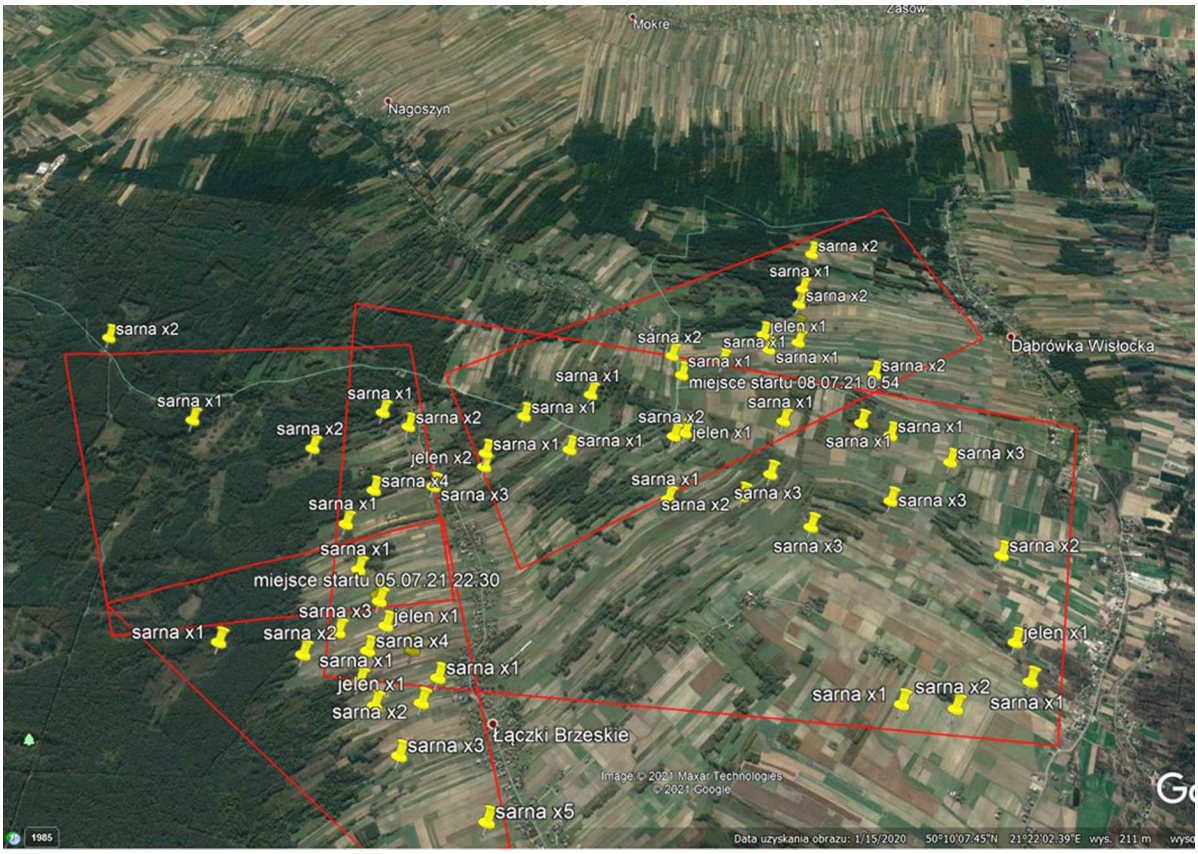
Table 1.1. Wynik procesu wykrywania, lokalizacji i zliczania

Grup	Latitude	Longitude	Abundance	D_Time	Dt	DtT
1	50.2300	21.3300	1	06-Jul-2021 22:15:41	0	78.3362



Wynik procesu lokalizacji, zliczania oraz analizy i detekcji anomalii

Rys. 38. Przykładowy raport generowany przez oprogramowanie stacji analizy obrazu



Rys. 39. Inne zwierzęta wykryte przez system *ASFochrona* podczas lotów końcowych

5. Podsumowanie

W ramach badań w locie systemu *ASFochrona* przeszukano łącznie 442,5 km^2 (44 250,0 ha). BSP wykonywały misje, przebywając w powietrzu ponad 150 godzin. Podczas lotów testowych system ASF ochrona wykrył 166 dzików oraz zidentyfikował 9 chorych na ASF osobników, 7 przypadków zostało potwierdzonych.

Należy podkreślić, że w przypadku trudnego terenu, zwartej i gęstej roślinności, bez systemu *ASFochrona* (lub podobnego), poszukiwanie chorych na ASF dzików oraz liczenie ich pogłowia jest niezwykle trudne i czasochłonne, a czasami wręcz niemożliwe (np. w przypadku niebezpiecznych bagnistych trenów).

Materiał z przeszukania analizowany jest w „postprocessingu" automatycznie za pomocą specjalnie opracowanego oprogramowania i algorytmów opracowanych w ramach realizacji Projektu. Istnieje możliwość generowania raportu z przeszukania za pomocą opracowanej aplikacji.

Opracowany w ramach realizacji projektu badawczego pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym terenie ich występowania", nr umowy DOB-BIO9/30/01/2018, system *ASFochrona* umożliwia także wyszukiwanie oraz identyfikację innych zwierząt. Badania wykazały, że kamery podczerwieni, a w szczególności kamera o wysokiej rozdzielczości KTX umożliwia rozpoznanie nie tylko dużych zwierząt, takich jak dziki, sarny, jelenie czy łosie, ale umożliwia także wykrycie zwierząt mniejszych – zajęcy czy też bobrów.

Bibliografia

1. Canny J., A computational approach to edge detection, *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, **PAMI-8**, 6, 679-698, Nov. 1986, DOI: 10.1109/TPAMI.1986.4767851
2. Kacprzak M., Wodziński K., Realizacja misji fotolotniczych z wykorzystaniem załogowych i bezzałogowych statków powietrznych, *Prace Instytutu Lotnictwa*, **243**, 2, 130-141, DOI: 10.5604/05096669.1205269
3. Oishi Y., Oguma H., Tamura A., Nakamura R., Matsunaga T., Animal detection using thermal images and its required observation conditions, *Remote Sens.*, **10**, 10, 1050, 2018, DOI: 10.3390/rs10071050
4. Kowalski M., Panasiuk J., Załączniki sprawozdania merytorycznego z wykonanych badań naukowych i prac rozwojowych: Z.1 Dokumentacja techniczna algorytmu; Z.2 Dokumentacja techniczna algorytmu grupowania, lokalizacji, zliczania dzików oraz detekcji anomalii wskazujących na objawy ASF; Z.3 Instrukcja obsługi oprogramowania ASF_detect; Z.4 Metodyka badań algorytmu wykrywania dzików, algorytmu wykrywania dzików potencjalnie chorych na ASF oraz aplikacji ASF_detect, *Sprawozdanie wewnętrzne GIGACO Sp. z o.o dla Lidera projektu* ASFochrona*/2021 Warszawa*, 2021 (niepublikowane)
5. Szczepanik P., Ułanowicz L., Sibilski K., Nowakowski M. i inni, Sprawozdanie końcowe realizacji projektu badawczego pt. pt. „Zastosowanie innowacyjnych i efektywnych metod i technologii umożliwiających wykrycie watah dzików, identyfikacji osobników z objawami klinicznymi ASF w naturalnym ter enie ich występowania", nr umowy DOB-BIO9/30/01/2018, *Sprawozdanie Nr BK/*ASFochrona*/2021*, ITWL, Warszawa, ITWL 2021 (niepublikowane)
6. Tadeusiewicz R., Korohoda P., *Computer Image Analysis and Processing*, Publishing House of the Telecommunications Progress Foundation, Kraków, 1997

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

Application of aerophotogrammetry in infrared to track wild boars in their natural environment and identify individuals infected with African swine fever. Part II – Evaluation of the *ASFochrona* system

This article presents the results of flight tests conducted on the *ASFochrona* technical system, which was developed as a part of a research and development project supported by the National Center for Research and Development. The study evaluates the performance of the NeoxASF and AtraxASF unmanned aerial vehicles and their subsystems, which are designed for detecting wild boars in their natural environment and for identifying those infected with the African swine fever. The article provides a detailed description of the flight tests conducted and presents the findings and conclusions resulting from these tests. The article aims to contribute to the development of effective management strategies for wild boar populations and to control the African swine fever in natural conditions.

Wojskowa Akademia Techniczna

WOJSKOWA AKADEMIA TECHNICZNA
im. Jarosława Dąbrowskiego

ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2
00-908 Warszawa 46

Numer konta: **60 1030 1016 0000 0000 0873 0005**
NIP: 527-020-63-00
REGON: 012122900

Adres skrzynki e-PUAP: /WAT/SkrytkaESP

WAT Military University of Technology

Wydział Bezpieczeństwa, Logistyki i Zarządzania

Wydział Inżynierii Mechanicznej

Wydział Cybernetyki

Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa

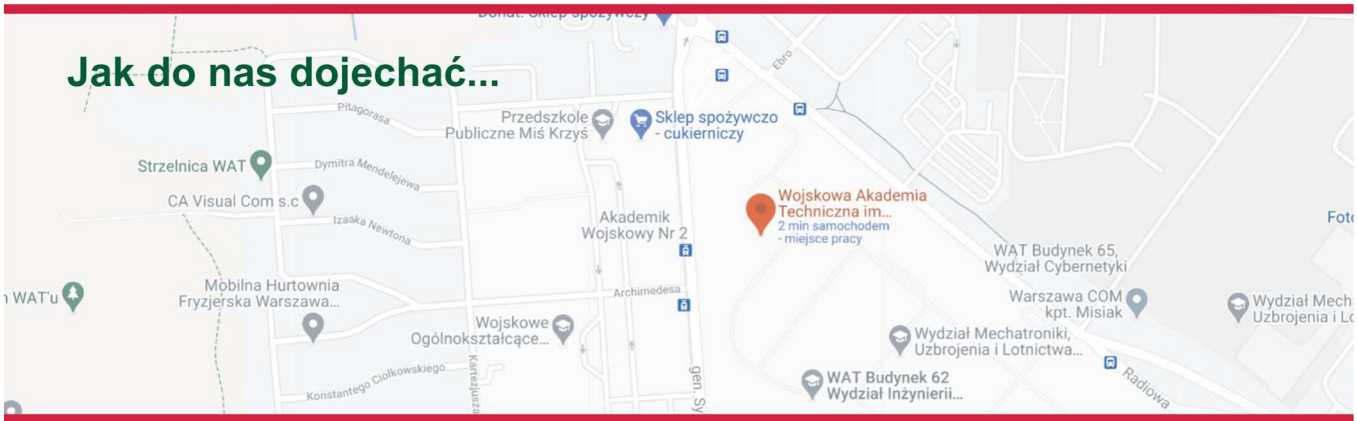
Wydział Elektroniki

Wydział Nowych Technologii i Chemii

Wydział Inżynierii Lądowej i Geodezji

Instytut Optoelektroniki

Jak do nas dojechać...



REKRUTACJA od 1 marca

tel. +48 261 837 938, 261 837 939, 261 837 956
faks +48 261 837 938, 261 839 159
e-mail rekrutacja@wat.edu.pl

Wojskowa Akademia Techniczna

Wydział Mechatroniki, Uzbrojenia i Lotnictwa

I stopień - inżynierskie (7 semestrów)
dla osób posiadających świadectwo dojrzałości

II stopień - magisterskie (3 semestry)
dla osób posiadających tytuł zawodowy licencjata, inżyniera, magistera

Prowadzimy STACJONARNE i NIESTACJONARNE

studia wyższe na czterech kierunkach kształcenia

kierunek:
MECHATRONIKA

akredytacje: ***PKA i KAUT***

Specjalności:

- artyleria rakietowa *
- eksploatacja przeciwlotniczych zestawów rakietowych *
- eksploatacja przeciwlotniczych zestawów rakietowych średniego zasięgu *
- eksploatacja sprzętu wojskowego *
- robotyka i automatyka przemysłowa
- środki bojowe *
- uzbrojenie i elektronika *
- radioelektronika przeciwlotniczych zestawów rakietowych *

Bachelor studies in English
Mechatronics

- computer techniques in mechatronics
- robotics and industrial automation

kierunek:
LOTNICTWO I KOSMONAUTYKA

akredytacje: ***PKA i KAUT***

Specjalności:

- awionika **
- samoloty i śmigłowce *
- płatowce i napędy
- uzbrojenie lotnicze *

Bachelor studies in English
Aeronautics and Astronautics

- aircraft engine and airframe
- avionics

kierunek:
INŻYNIERIA BEZPIECZEŃSTWA

akredytacja: ***PKA***

Specjalności:

- inżynieria bezpieczeństwa technicznego
- inżynieria bezpieczeństwa publicznego
- inżynieria bezpieczeństwa *

kierunek:
INŻYNIERIA SYSTEMÓW BEZZAŁOGOWYCH

Specjalności:

- inżynieria bezzałogowych platform latających
- projektowanie robotów i systemów autonomicznych pojazdów

* specjalność na zamówienie MON
** specjalność na studiach cywilnych oraz na zamówienie MON

Wydział prowadzi kursy dokształcające

https://wml.wat.edu.pl

Dziekanat e-mail: dziekanat.wml@wat.edu.pl, tel.: 261 839 555, 261 837 645, fax: 261 837 581

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

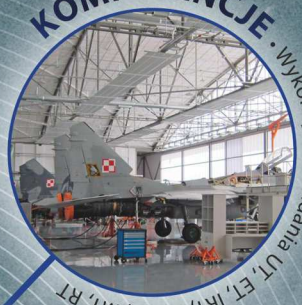
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa
tel.: +48 261 851 300; fax: +48 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl

ZAKŁAD ZDATNOŚCI DO LOTU STATKÓW POWIETRZNYCH

Prowadzimy badania na statkach powietrznych eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP

PRACOWANIA BADAŃ NIENISZCZĄCYCH

KOMPETENCJE • Wykonujemy badania UT, ET, IRT, ST, PT, MT, RT



SZKOLENIA NDT • Prowadzimy szkolenia zgodnie z EN 4179/NAS410

MOBILNOŚĆ • Wykonujemy badania w kraju i za granicą

WYPOSAŻENIE • Posiadamy wyposażenie we wszystkich metodach NDT

Współpracujemy z: WZL nr 1 S.A. • WZL nr 2 S.A. • LOT Aircraft Maintenance Services Sp. z o.o.
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-Świdnik" S.A." • Polskie Zakłady Lotnicze Sp. z o.o. • Airbus Poland S.A. • Leonardo S.p.A.

DZIAŁAMY W OBSZARACH:
Diagnostyka nawierzchni drogowych i lotniskowych
Systemy diagnostyczne dla techniki lotniczej
Wspomaganie sterowania eksploatacją
Integracja systemów awionicznych
Bezzałogowe systemy powietrzne
Badania paliw i cieczy roboczych
Systemy rozpoznania i szkolenia
Badania naziemne i w locie
Integracja systemów C4ISR
Symulacja i modelowanie
Struktury kompozytowe
Uzbrojenie lotnicze
INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH
70 LAT
INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH
ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa
tel.: 261 851 300; fax: 261 851 313
www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl