POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

MECHANIKA WLOTNICTWIE ML-XVII 2016

TOM I

pod redakcją Krzysztofa Sibilskiego



Warszawa 2016

Organizator konferencji

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Oddział Warszawski

Komitet Naukowy

Krzysztof Sibilski (PW) – przewodniczący

Krzysztof Arczewski	PW	Maciej Lasek	PW
Wojciech Blajer	UTH Rad.	Edyta Ładyżyńska-Kozdraś	\mathbf{PW}
Michał Burek	WSOSP	Andrzej Majka	PRz
Józef Gacek	WAT	Aleksander Olejnik	WAT
Cezary Galiński	ILot	Marek Orkisz	PRz
Robert Głębocki	PW	Andrzej Panas	ITWL, WAT
Zdzisław Gosiewski	PB	Mirosław Rodzewicz	\mathbf{PW}
Jacek Goszczyński	PGE	Ryszard Szczepanik	ITWL
Antoni Jankowski	ITWL	Cezary Szczepański	PWr
Stanisław Kachel	WAT	Kazimierz Szumański	ILot
Zbigniew Koruba	PŚw	Witold Wiśniowski	ILot
Grzegorz Kowaleczko	WSOSP	Wiesław Wróblewski	PWr
Mirosław Kowalski	ITWL	Andrzej Żyluk	ITWL
Adam Kozakiewicz	WAT		

$Wy dawnic two \ do finanso wali$

- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Instytut Lotnictwa w Warszawie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wydział Mechatroniki i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej

ISBN 978-83-932107-8-7

 \bigodot Copyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej Warszawa 2016

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



Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego Konferencja finansowana w ramach umowy 937/P-DUN/2016 ze środków Ministerstwa Nauki i Szkolnictwa Wyższego przeznaczonych na działalność upowszechniającą naukę

Spis treści

Adamski M., Gibuła J. – Projekt koncepcyjny i wykonanie działa w układzie Gaussa .	5
Bęczkowski G., Krajniewski S., Krzonkalla J., Mordzonek M., Rymaszewski S., Zgrzywa F. – Badania spadochronu hamującego SH-29	13
Bęczkowski G., Krajniewski S., Krzonkalla J., Mordzonek M., Rymaszewski S., Zgrzywa F. – Badania w locie śmiglowców Mi-17 modernizowanych dla potrzeb Sil Zbrojnych RP	21
Chmielewski P., Wróblewski W. – Techniczne aspekty budowy bezzałogowego samolotu stratosferycznego o dużej długotrwałości lotu	35
Chodnicki M., Kordowski P., Nowakowski M., Kowaleczko G. – Systemy bezpieczeństwa w bezzałogowych statkach powietrznych	51
Ciopcia M., Szczepański C. – Koncepcja bezzałogowego śmigłowca wielowirnikowego o obracanych gondolach silników	57
Dul F. – Czynne tłumienie nieliniowych drgań aeroelastycznch metodami sterowania odpornego	65
Felisiak P.A., Sibilski K.S., Wróblewski W.A. – Modelowanie ruchu względnego dla reorganizacji przestrzennej konstelacji satelitów	81
Głębocki R., Jacewicz M. – System nawigacji wizyjnej na potrzeby serwisowania satelitów	89
Głębocki R., Marynoshenko O. – Algorithm for formation flight of unmanned aerial vehicles	103
Graffstein J. – Symulacja przebiegu automatycznie sterowanego manewru omijania ruchomej przeszkody w warunkach podejścia do lądowania	113
Jarzębowska E., Szwajewski M. – Dynamiczny model sterowania śledzącego satelitą w misji serwisowej	125
Jastrzębski G., Jóźko M., Szczepaniak P., Ułanowicz L. – Modele systemu eksploatacji bezzałogowych statków powietrznych	135
Jastrzębski G., Jóźko M., Szczepaniak P., Ułanowicz L. – Przegląd i kryteria doboru wyrzutni BSP (UAV)	145
Jastrzębski G., Sabak R., Szczepaniak P., Ułanowicz L. – Metoda wyznaczania charakterystyk mocy i momentu tłokowego silnika spalinowego małej mocy do bezzałogowych statków powietrznych	155
Kachel S., Kozakiewicz A. – Statyczne modele prognozowania optymalnego rozwoju statków powietrznych	165

Kmiecik M., Sibilski K. – Samolokalizacja i stabilizacja orientacji przestrzennej czterowirnikowego mikrowiropłata za pomocą sygnałów optycznych w pomieszczeniach zakrutuch	77
Kordowski P., Chodnicki M., Cuper W., Jóźko M., Nowakowski M. – System diagnostyczny pamięci cyfrowej rejestratora parametrów lotu	01
Kowaleczko G., Nowakowski M., Michalczewski M. – Dynamika układu spadochron-ładunek o ograniczonej stateczności	05
Krzymień W. – Uwagi do wymagań przepisów budowy wiatrakowców	17
Krzysiak A. – Eksperymentalne badania charakterystyk aerodynamicznych samolotu z uszkodzonym skrzydłem	23
Kunicka-Kowalska Z. – Badanie ruchu skrzydla Nymphalis xanthomelas podczas lotu trzepoczącego	31
Lasek M. – Ewolucja systemu i organizacji badania wypadków lotniczych w Polsce 23	39
Lewkowicz R., Kowaleczko G. – Modelowanie układu przedsionkowego pilota na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora lotu 24	47
Lichota P., Rogowski K., Szulczyk J. – Identyfikacja parametryczna statków powietrznych poprzez manewry typu Multi-axis	63
Majka A. – Integracja lotów załogowych i bezzałogowych we wspólnej przestrzeni powietrznej w świetle prac realizowanych w ramach programu SESAR	71
Majka A. – Planowanie trajektorii lotu samolotu bezzałogowego w awaryjnych stanach lotu	85

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

PROJEKT KONCEPCYJNY I WYKONANIE DZIAŁA W UKŁADZIE GAUSSA

MIROSŁAW ADAMSKI, JAROSŁAW GIBUŁA

Wyższa Szkoła Oficerska Sil Powietrznych w Dęblinie, Wydział Lotnictwa e-mail: tetrazen@wp.pl; gibula.jar@gmail.com

Artykuł przedstawia etapy projektowania i konstruowania jednocewkowego działka Gaussa. Każdy rozdział krok po kroku przedstawia problemy, z jakimi musieli uporać się autorzy, aby osiągnąć ostateczny "sukces". Pierwszy rozdział zawiera koncepcję, wykorzystane wzory oraz symulacje magnetyczne, jakie zostały przeprowadzone przed wykonaniem oraz pierwszymi testami coilguna. Kolejny rozdział zawiera opis schematów elektrycznych. Następnie opisano, czym kierowano się przy wyborze materiałów, z jakich została wykonana lufa oraz pocisk. Ostatnim rozdziałem artykułu jest krótki opis testów przeprowadzanych po zakończeniu budowy, problemy powstałe podczas prób oraz sposoby, w jaki zostały rozwiązane. Podsumowanie przedstawia koncepcje oraz kierunki, w jakich należy prowadzić dalsze badania w celu zwiększenia sprawności działka.

1. Wstęp

Działa kinetyczne (coilgun, railgun) spotykane są nie tylko w tematyce science fiction, ale również w rzeczywistości. Można wręcz stwierdzić, iż technologia ta jest dosyć stara, ponieważ pierwsze działko cewkowe opatentował norweski uczony w 1904 roku. Mimo prostej zasady działania zrezygnowano z pomysłu wykorzystania działa Gaussa w przemyśle zbrojeniowym ze względu na brak odpowiedniego źródła zasilnia. Wraz z upływem czasu odkurzono temat dział elektromagnetycznych, czego dowodem są próby wykonywane przez naukowców pracujących dla US Navy w laboratoriach w Dahrlgen. Już w 2008 roku przeprowadzono próby, z których wynikało, że strzał wykonany z railguna uzyskał ogromna energie 11 MJ. Już 2 lata później pobito ten rekord i pocisk wystrzelony z tego samego działa uzyskał 33 MJ. Ogólna zasada działania jest podobna do tej wykorzystanej przy dziale szynowym. Różnica tkwi w budowie. Railgun w dużym uproszczeniu składa się dwóch szyn, przez które przepływa prąd. W momencie umieszczenia pocisku wykonanego z materiału przewodzacego zostaje zamknięty obwód elektryczny. W jednej chwili zostają wyładowane ogromne ilości zgromadzonej energii. Powstaje siła oddziaływania magnetycznego, która usiłuje rozsunąć szyny. W sytuacji, gdy szyny są nieruchome, cała energia działa tylko na pocisk. Zasada działania coilguna polega na akceleracji pocisku poprzez zastosowanie solenoidu. Prad przepływający przez cewkę wytwarza pole magnetyczne wewnątrz lufy wykonanej z materiału niebędącego ferromagnetykiem. Głównym problemem w tego typu działach jest ich mała sprawność, która wynosi od kilku do kilkunastu procent. W celu podniesienia sprawności stosuje się konstrukcje wielocewkowe, które pozwalają na zwiększanie prędkości podczas przemieszczania się pocisku w kierunku kolejnych cewek.

2. Koncepcja

Do wykonania niniejszego projektu potrzebne są dosyć duże nakłady finansowe związane głownie z zakupem części elektrycznych i elektronicznych wykorzystywanych do budowy. Sam

aspekt fizyczny oraz teoretyczny również wymaga poświęcenia dużej ilości czasu, lecz wykorzystując kilka prostych wzorów, można w bardzo prosty sposób uzyskać podstawowe dane potrzebne do projektu, tj.:

— długość drutu nawiniętego na cewkę

$$J = \frac{\pi DH}{10d} \tag{2.1}$$

-natężenie pola magnetycznego

$$H = \frac{NI}{l} \tag{2.2}$$

— energię zgromadzonej na baterii kondensatorów

$$E = \frac{U^2 C}{2} \tag{2.3}$$

Umożliwiło to wykonanie wstępnego projektu działka Gaussa. Następnie wykonano symulacje magnetyczne, wykorzystując do tego program FEMM 4.2 (ang. *Finite Element Method Magnetic*), który pozwala na zbadanie powyższych parametrów w różnych konfiguracjach i przy założeniu różnej budowy działek Gaussa. Pozwala to na dostrzeżenie oraz przewidzenie pewnych zachowań cewki. Jednak jedną z najważniejszych funkcji tego programu jest wykorzystanie języka skryptów LUA, który umożliwia nam przeprowadzenie serii symulacji z zaprojektowaną cewką.

W przypadku rozważanego problemu można przeprowadzić symulację doboru długości pocisku, zachowania się pocisku w trakcie drogi do cewki i wewnątrz niej oraz wiele innych. Przedstawiają to poniższe rysunki.



Rys. 1. (a) Rozkład lini pola magnetycznego, (b) linie pola po umieszczeniu pocisku

Rysunek 1a przedstawia rozkład linii pola magnetycznego oraz indukcyjność pola (B), które jest wytwarzane przez cewkę. Natężenie prądu płynącego przez cewkę wynosi 2150 A w impulsie. Na rysunku 1a wyraźnie widać, że największa indukcyjność pola znajduje się wewnątrz cewki. Linie pola równomiernie otaczają cewkę, co świadczy o niezakłóconym przepływie prądu przez cewkę powietrzną. Wektory przedstawiają kierunek linii pola magnetycznego. Po umieszczeniu pocisku w polu magnetycznym cewki linie pola magnetycznego symetrycznie reagują na pocisk wykonany z czystej stali (rys. 1b). Początkowo, gdy przez cewkę nie płynie prąd, nie ma żadnej reakcji pomiędzy cewką a pociskiem. Po wyzwoleniu ładunku zgromadzonego na kondensatorach powstałe pole magnetyczne zaczyna przyciągać pocisk.

W miarę zbliżania się pocisku do cewki oddziałujące pole magnetyczne powoduje gwałtowne przyspieszenie. W praktyce przedstawione na rys. 2 sytuacje nie są widoczne gołym okiem ze względu na czas, w jakim są rozładowywane kondensatory (milisekundy). Głównym problemem przy wykonaniu takiego działka jest dobór materiałów, z jakich zostanie wykonana cewka oraz pocisk. Na rysunku 2b przedstawiono sytuację, w której pocisk minął środek cewki, lecz działanie pola magnetycznego nie ustało. Natężenie pola magnetycznego spadło, co spowodowało zmniejszenie energii uzyskanej przez pocisk, a co za tym idzie również spadek prędkości wylotowej pocisku. Jednym ze sposobów przeciwdziałania takim zjawiskom jest zastosowanie fotorezystorów lub fotokomórek, które poprzez wykrycie położenia pocisku wyślą sygnał, który spowoduje odcięcie źródła zasilania. Wymagałoby to zastosowania mikroprocesora, który odpowiadałby za cały proces.



Rys. 2. (a) Pocisk na początku cewki, (b) pocisk po minięciu środka cewki

3. Schematy, opis elementów oraz wykonanie działa

Głównym problemem, z jakim należało się uporać, było znalezienie odpowiedniego źródła zasilania, które pozwoliłoby na naładowanie kondensatorów do 450 V. Podczas ładowania napięciem sieciowym można było osiągnąć wartość równą 325 V. Wynika to z faktu, że współczynnik szczytu k_s dla przebiegu sinusoidalnego wynosi $\sqrt{2}$:

$$k_s = \frac{U_s}{U_s k} \tag{3.1}$$

gdzie: U_s – wartość szczytowa napięcia sieci zasilającej, U_{sk} – wartość skuteczna napięcia sieci zasilającej.

Do ładownia kondensatorów wykorzystano tak zwany *Boost Converter*. Jego działanie polega na gromadzeniu energii w dławiku (cewka z rdzeniem) podczas przepływu prądu, a następnie wyzwoleniu jej poprzez przerywanie przepływu prądu – rolę przerywacza pełni tu tranzystor



Rys. 3. Przebieg napięcia w funkcji czasu

IRFP450LC. W wyniku przerwania płynącego prądu w dławiku powstaje zjawisko samoindukcji, powstaje siła elektromotoryczna, która próbuje podtrzymać płynący prąd. Zostaje oddana zgromadzona wcześniej energia i poprzez diodę przekazana do kondensatora. W ten sposób kondensator dostaje zastrzyk ładunku, co przy stałej pojemności powoduje wzrost napięcia na kondensatorze zgodnie z zależnością:

$$U = \frac{Q}{C} \tag{3.2}$$

Niestety czas ładowania całej baterii wraz ze wzrostem napięcia wydłuża się. Aby naładować 4 kondensatory do napięcia szczytowego, potrzebne jest ok. 15 minut. W przypadku 1 elementu czas ten skraca się do 4 minut.



Rys. 4. Schemat działa Gaussa

Schemat na rys. 4 przedstawia pełne połączenie, jakie występuje pomiędzy poszczególnymi elementami układu. Układ ładowania zasilony z transformatora obniżającego napięcie z 230 V na 12 V prądu zmiennego przez prostownik – mostek Gretza i przez stabilizator LM7812 ładuje baterie kondensatorów do napięcia szczytowego, czyli 450 V. Następnie do wyzwolenia energii zgromadzonej w baterii kondensatorów może zostać użyty łącznik bezstykowy – tyrystor. Tyrystor składa się z 3 elektrod: anody, katody oraz bramki. Prąd w tym elemencie półprzewodnikowym płynie od anody do katody. Jedną z bardzo ważnych cech tyrystora jest to, że dopóki do bramki nie zostanie dostarczony impuls elektryczny, prąd pomiędzy anodą i katodą nie będzie płynął. Bramka jest połączona z baterią 9V przez przycisk. Zamkniecie obwodu bramki spowoduje otwarcie tyrystora i umożliwi wyzwolenie energii zgromadzonej w baterii kondensatorów. Anoda tyrystora podłączona jest do bieguna dodatniego baterii kondensatorów. Impuls elektryczny płynie na drodze anoda-katoda, następnie do jednego końca cewki. Drugi koniec cewki połączony jest z drugim ujemnym biegunem baterii kondensatorów.

4. Wykonanie działka

Etap budowy działa Gaussa rozpoczęto od doboru pocisku (rys. 5) – jego długości, średnicy oraz materiału, z jakiego będzie wykonany oraz lufy. Jako lufę wybrano rurkę PCV o średnicy wewnętrznej 10 mm oraz zewnętrznej 13 mm. Ze względu na sposób przyspieszenia pocisku oraz jego reakcji na pole magnetyczne zdecydowano się na stal. Po odpowiedniej obróbce przybrała ona kształt pocisku podobnego do tego wykorzystywanego w KBKAKMS. Elementy te różnią się wykonaniem, kształtem, długością, średnicą i przede wszystkim masą. Masa pocisku w KBK waha się od 7,45 g do 12,50 g. Masa pocisku wykorzystywanego w niniejszym projekcie wynosi od 24 g do 26 g – jest 2 razy większa niż najcięższy pocisk 7,62 mm. Dodatkowo w pocisku do działka Gaussa nie wykorzystano żadnych materiałów wybuchowych. Pocisk napędzany jest czystą energią zgromadzoną w kondensatorach, a następnie bardzo szybko uwolnioną do cewki. Rozmiary pocisku prezentują się następująco: długość 50 mm, średnica 10 mm.



Rys. 5. Stalowe pociski wykorzystywane w projekcie

Kolejnym etapem był dobór materiału, z jakiego wykonana będzie cewka – w tym przypadku miedzi. Przede wszystkim liczyła się tutaj średnica przekroju, która wpływała na czas rozładowania baterii kondensatorów. Do nawinięcia cewki wykorzystano drut miedziany nawojowy o średnicy 2,5 mm. Po wykonaniu powyższych czynności nadszedł czas na dobór elementów elektrycznych. Wybrane zostały kondensatory o mniejszej pojemności, lecz wysokim napięciu szczytowym wynoszącym 450 V. Po podłączeniu wszystkich elementów układu przystąpiono do fazy testów. Jedyny pomiar prędkości, jaki udało się zarejestrować, wynosi 30 m/s (5% sprawności).

5. Faza testów

Pierwsze testy wykonano zmniejszonym pociskiem (rys. 5) na 1 kondensatorze przy napięciu 325 V (wartość maksymalna przy ładowaniu sieciowym). Pocisk był w stanie zrobić dziurę w oddalonym o 2 m kartonowym pudle. Po podłączeniu 4 kondensatorów i ponownym wyzwoleniu pocisk ponownie nie wykonał żadnej pracy (pozostał w miejscu mimo wyzwolenia prądu). Kolejny raz wykonano analizę układu. Kolejnym ważnym krokiem było wykonanie układu ładującego kondensatory do napięcia powyżej 310 V, ponieważ jedną z przyczyn nieudanych prób było zbyt niskie napięcie. Ponownie rozpoczęto testy od podłączenia jednego kondensatora. Niestety wyniki uzyskane z tych prób były o wiele słabsze niż w przypadku, gdy napięcie wynosiło 310 V-360 V. Stwierdzono, iż przyczyną jest zbyt mały przekrój drutu, z którego była wykonana cewka. Nawinięto cewkę drutem o grubości 2,5 mm. Po ponownym sprawdzeniu układu ładowania oraz zasilacza podłączono do układu nową cewkę. Pierwsza próba odbyła się na jednym kondensatorze naładowanym do napięcia 400 V. Zastosowano pełne pociski kalibru 10 mm i masie 25 g. Test zakończył się sukcesem, zaś pocisk wystrzelony z działka przebił cel. Następnie podpięto całą baterię kondensatorów i naładowano ponownie do wartości 400 V, a następnie wyzwolono energię. Pocisk ponownie z większym impetem uderzył w cel.



Rys. 6. Ukończone działko Gaussa

6. Podsumowanie

Niewątpliwie broń kinetyczna jest bronią przyszłości, w którą warto zainwestować ze względu na prędkość pocisków. Wyniki uzyskane w czasie wykonywania eksperymentu dowodzą, iż prędkość pocisku zależy przede wszystkim od energii zgromadzonej w baterii kondensatorów oraz typów materiałów użytych do konstrukcji działka. Niniejsza wersja działka jest wersją podstawową. Bezpośrednie zastosowanie tego działka w statkach powietrznych jest niemożliwe ze względu na niskie parametry, małą szybkostrzelność oraz brak optymalnego źródła energii. Istnieje możliwość rozbudowy tego typu uzbrojenia poprzez zwiększenie ilości cewek, czego skutkiem będzie większe zapotrzebowanie na energię. Dodatkowo w celu zwiększenia efektywności działka możliwe jest zastosowanie tarczy magnetycznych (ang. *magnetic shield*), które pozwolą na większe skupienie pola magnetycznego wokół cewki.

Bibliografia

- 1. HEMPROWICZ P., KIEŁSZNIA R., PIŁATOWICZ A., 2013, Elektrotechnika i elektronika dla nieelektryków, Warszawa, WNT
- 2. MICHALIK Ł., *GADZETOmania*, http://gadzetomania.pl/7648,railgun-bron-xxi-wieku-jak-strzeladzialo-nanbspprad
- 3. MURRAY J., Delta-V Engineering, http://www.deltaveng.com/portable-coilgun/
- 4. PAUL J., Coilgun System, http://www.coilgun.eclipse.co.uk/coilgun_basics_1.html

The conceptual project and the construction of Gauss rifle

The article shows particular stages of design and construction of one-inductor Gauss rifle. In every unit, the problems which had to be solved were described. The first Section includes the general idea of the paper, presents formulas and magnetic simulations conducted before the stage of construction and first coilgun tests. The second Section contains description of electric diagrams. Then, the choice of materials for the barrel and bullet was extensively explained. The last Section of the paper is a short summary of tests made after the coilgun was built and the problems which occurred during those along with its solutions. The closure depicts the direction and concept for future research which will improve the operation of the Gauss rifle.

BADANIA SPADOCHRONU HAMUJĄCEGO SH-29

GRZEGORZ BĘCZKOWSKI, SŁAWOMIR KRAJNIEWSKI, JAROSŁAW KRZONKALLA, MAJ MORDZONEK, STANISŁAW RYMASZEWSKI, FRANCISZEK ZGRZYWA Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: poczta@itwl.pl

1. Wstęp

Jako zasadniczy sposób skrócenia dobiegu podczas lądowania samolotów odrzutowych typu MiG-29 stosuje się spadochrony hamujące. W związku z problemami zakupu tego typu spadochronów do samolotów typu MiG-29 od dotychczasowego dostawcy, opracowano i wyprodukowano w zakładzie AIR-POL Sp. z o.o. "zamiennik" rosyjskiego spadochronu hamującego PTK-29, polski spadochron hamujący SH-29.

Przed wprowadzeniem do eksploatacji na samolotach typu MiG-29 nowy spadochron hamujący SH-29 poddano badaniom naziemnym i w locie.

Badania naziemne obejmowały głównie sprawdzenie dokumentacji spadochronu, wymiarów podzespołów spadochronu, własności obsługowych, zgodności użytych materiałów, gabarytów i masy spadochronu gotowego do montażu na samolot. Sprawdzenie poprawności procesu montażu spadochronu SH-29 na samolocie typu MiG-29 oraz sprawdzenie poprawność procesu otwarcia kołpaka spadochronu i działania mechanizmu sprężynowego ze spadochronem wyciągającym z wykorzystaniem przycisku w kabinie pilota.

Badania w locie obejmowały sprawdzenie poprawności procesu otwarcia spadochronu w pełnym zakresie dopuszczalnych prędkości wypuszczania, stateczności pracy spadochronu podczas otwarcia i hamowania, skuteczności hamowania samolotu przez nowoopracowany spadochron oraz możliwości kołowania samolotu z wypuszczonym spadochronem.

2. Obiekt badań

Obiektem badań był spadochron hamujący SH-29 do samolotów typu MiG-29. Spadochron SH-29 został opracowany i wyprodukowany w Polsce w zakładzie AIR-POL jako zamiennik rosyjskiego spadochronu hamującego PTK-29 użytkowanego dotychczas na samolotach typu MiG-29. Spadochron hamujący SH-29 opracowano zgodnie z "Założeniami Taktyczno-Technicznymi na spadochron hamujący SH-29 do samolotów typu MiG-29" (ZTT). Badaniom poddano partię trzech sztuk spadochronu SH-29 o numerach: 1205344, 1206395, 1207468.

3. Cel badań

Celem przeprowadzonych badań spadochronu SH-29 było:

 sprawdzenie zgodności parametrów technicznych i użytkowych spadochronu hamującego SH-29 z "Założeniami Taktyczno-Technicznymi na spadochron hamujący SH-29 do samolotów typu MiG-29" [4],

- sprawdzenie i ocena dokumentacji technicznej,
- sprawdzenie ukompletowania spadochronu,
- sprawdzenie spełnienia przez spadochron hamujący SH-29 wymagań określonych w "Założeniach Taktyczno-Technicznych na spadochron hamujący SH-29 do samolotów typu MiG-29" [4],
- ocena poprawności zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych, funkcjonalno-użytkowych, podatności eksploatacyjnej oraz warunków bezpieczeństwa w procesie eksploatacji,
- sprawdzenie poprawności pracy spadochronu i jego współdziałanie z układami samolotu oraz skuteczności hamowania samolotów MiG-29,
- ocena możliwości wprowadzenia spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29 do wyposażenia lotnictwa Sił Zbrojnych RP.

4. Przebieg i wyniki badań

Badania spadochronu hamującego SH-29 przeprowadzone zostały w siedzibie zakładu AIR-POL w Legionowie oraz w 22. Bazie Lotnictwa Taktycznego w Malborku w okresie od 18.07.2012 r. do 30.07.2012 r.

Badania spadochronu prowadzono w oparciu o zatwierdzony przez dyrektora ITWL "Program badań nr 6/36/2012 spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29. Badania naziemne i w locie" ("Program badań nr 6/36/2012").

Badania spadochronu SH-29 podzielono na badania naziemne i badania w locie. Badania naziemne obejmowały badania naziemne u producenta spadochronu oraz badania naziemne na samolocie.

4.1. Badania naziemne w zakładzie u producenta

Badania naziemne (u producenta) przeprowadzono w zakładzie AIR-POL Sp. z o.o. w Legionowie w dniach 18-19.07.2012 r. Wyżej wymienione badania przeprowadzono zgodnie z pkt. 4.2 "Programu badań nr 6/36/2012", które obejmowały:

- A. Sprawdzenie dokumentacji spadochronu (pkt. 4.2.1)
- B. Sprawdzenie ukompletowania spadochronu (pkt. 4.2.2)
- C. Sprawdzenie wymiarów podzespołów prototypu spadochronu (pkt. 4.2.3)
- D. Sprawdzenie niezawodności (pkt. 4.2.4)
- E. Sprawdzenie własności obsługowych (pkt. 4.2.5)
- F. Sprawdzenie zgodności użytych materiałów i oznakowań spadochronu (pkt.4.2.6)
- G. Sprawdzenie gabarytów i masy spadochronu gotowego do montażu na samolot (pkt.4.2.7)

Badania naziemne w zakładzie producenta AIR-POL Sp. z o.o. w Legionowie zakończyły się wynikiem pozytywnym i zespół badawczy dopuścił partię trzech egzemplarzy spadochronu hamującego SH-29 do dalszych badań naziemnych na samolotach w jednostce wojskowej eksploatującej samoloty typu MiG-29. Szczegółowe wyniki badań zostały zamieszczone w "Sprawozdaniu nr 10/36/2012 z pracy pod tytułem: Badania spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29" [2] opracowanym przez zespół badawczy.

4.2. Badania naziemne na samolocie

Badania naziemne partii trzech spadochronów hamujących SH-29 na samolocie przeprowadzono na lotnisku 22. Bazy Lotnictwa Taktycznego w Malborku eksploatującej samoloty typu MiG-29. Wymienione badania wykonano zgodnie z pkt. 4.2.8 "Programu badań nr 6/36/2012". W ramach tych badań wykonano następujące sprawdzenia:

A. Sprawdzono poprawność procesu montażu spadochronów SH-29 w luku spadochronu hamującego na samolocie (rys. 1).



Rys. 1. Montaż spadochronu SH-29 na samolocie

Zgodnie z instrukcją obsługi czynności montażowe spadochronu hamującego na samolocie typu MiG-29 polegają na: częściowym wsunięciu spadochronu do luku celem umożliwienia zapięcia kauszy liny głównej na zamek zrzutu spadochronu, następnie zapięciu kauszy na zamku, nasunięciu osłony kauszy na kauszę, całkowitym wsunięciu montowanego spadochronu do luku, założeniu kołpaka luku i ostatecznie wyciągnięciu linki zabezpieczającej powodującej zwolnienie mechanizmu sprężynowego spadochronu.

B. Sprawdzono poprawność procesu otwarcia kołpaka spadochronu i działania mechanizmu sprężynowego ze spadochronem wyciągającym z wykorzystaniem przycisku w kabinie pilota.

Powyższe sprawdzenia dokonano (jednokrotnie) dla każdego z badanych egzemplarzy spadochronu hamujących SH-29, dokumentując przebieg prób materiałami zdjęciowymi oraz nagraniami video. Procedura sprawdzająca polegała na imitacji wypuszczania zamontowanego w luku samolotu typu MiG-29 w opisanej powyżej szczegółowo próbie badawczej spadochronu poprzez naciśnięcie przycisku wypuszczania spadochronu w kabinie. Za każdym razem następowało prawidłowe otwarcie kołpaka luku spadochronu oraz właściwe zadziałanie mechanizmu sprężynowego spadochronu powodujące w efekcie wyrzucenie spadochronu wyciągającego, mechanizmu sprężynowego i nieznacznej części czaszy głównej, tak jak to ilustruje rysunek 2.

Ponadto w ramach omawianych badań naziemnych dokonano ponownie sprawdzeń procesu układania spadochronów SH-29 (pkt. 4.2.5 Programu badań) i sprawdzeń gabarytów ułożonych spadochronów (pkt. 4.2.7 Programu badań). Celem tych badań była w głównej mierze, po krótkim zapoznaniu personelu służby wysokościowo-ratowniczej 22. Bazy Lotnictwa Taktycznego



Rys. 2. Imitowane wypuszczenie spadochronu SH-29

z technologią układania badanych spadochronów, ocena poprawności realizacji procesu układania spadochronów przez wspomniany personel.

Badania naziemne na samolocie zakończyły się wynikiem pozytywnym, zespół badawczy dopuścił partię trzech egzemplarzy spadochronu hamującego SH-29 do badań w locie na samolotach typu MiG-29. Szczegółowe wyniki z badań naziemnych na samolocie zostały zamieszczone w "Sprawozdaniu nr 10/36/2012 z pracy pod tytułem: Badania spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29" [2].

4.3. Badania w locie

Badania w locie obejmowały:

- standardowe prędkości wypuszczenia spadochronu ($V_p = 150 \, \text{kts}$),
- zwiększone prędkości wypuszczenia spadochronu ($V_p = 170 \text{ kts}$),
- małe prędkości wypuszczenia spadochronu ($V_p = 85 \, \text{kts}$).

Badania w locie trzech egzemplarzy spadochronu hamującego SH-29 przeprowadzono w okresie 24-30 lipca 2012 r. na samolotach typu MiG-29 na lotnisku 22. Bazy Lotnictwa Taktycznego w Malborku. W ramach omawianych badań zrealizowano 18 wypuszczeń spadochronu (po 6 na każdy z badanych egzemplarzy).

Badania w locie przeprowadzono zgodnie z pkt. 4.3 "Programu badań nr 6/36/2012", podstawowym celem badań w locie było sprawdzenie:

- poprawności procesu otwarcia badanych spadochronów hamujących w pełnym zakresie dopuszczalnych prędkości wypuszczania,
- stateczności pracy czasz spadochronów podczas otwarcia i hamowania,
- skuteczności hamowania samolotu z wykorzystaniem badanych spadochronów,
- możliwości kołowania samolotu z wypuszczonym spadochronem SH-29 do miejsca zrzutu spadochronu,
- trwałości spadochronu (ocena stanu technicznego po użyciu).

Przebieg badań dokumentowano w formie zdjęć i materiałów video oraz zapisu parametrów lotu na rejestratorze pokładowym.

Przykładowy proces wypuszczania spadochronu dla standardowych prędkości wypuszczenia pokazano na rys. 3.



Rys. 3. Proces otwierania się spadochronu SH-29

Według relacji pilotów proces otwarcia spadochronu był wyraźnie odczuwalny, ale w subiektywnym odczuciu przebiegał znacznie płynniej, bardziej "miękko" niż w przypadku użytkowanego obecnie spadochronu hamującego PTK-29, którego wejście do pracy charakteryzuje się silnym szarpnięciem. Potwierdzeniem powyższych odczuć pilotów są przedstawione poniżej na rysunkach 4 i 5 przebiegi parametrów lotu, w tym przeciążeń podłużnych n_x (linie z zaznaczonym momentem początku wypuszczenia) dla omawianego lotu badawczego oraz przykładowego (archiwalnego) lądowania samolotu ze zbliżoną prędkością wypuszczenia spadochronu PTK-29. Z przedstawionego na rys. 5 przebiegów wynika, że w procesie otwarcia spadochronu PTK-29

występuje 2-2,5 sekundowy "pik" przeciążeń podłużnych (wspomniane szarpnięcie), natomiast dla spadochronu SH-29 proces otwarcia jest płynny, bez wspomnianego "piku" (patrz rys. 4). Ponadto zdecydowanie odmienne są wartości zarejestrowanych maksymalnych przeciążeń podłużnych n_x równe odpowiednio -0,41 i -0,27. Większe przeciążenia podłużne (hamujące) uzyskiwane podczas hamowania samolotu z wykorzystaniem spadochronu PTK-29 wynikają głównie z jego większej o około 15% powierzchni czaszy w stosunku do badanego spadochronu SH-29 oraz mniejszej przewiewności zastosowanego materiału na czaszę (kevlar). W efekcie drogi hamowania uzyskiwane podczas prób w locie badanego spadochronu są dłuższe niż przy stosowaniu dotychczasowego spadochronu PTK-29, lecz zapewniają wyhamowanie samolotów typu MiG-29 w przedziałach odległości określonych w instrukcji Flight Manual MiG-29 [7].



Rys. 4. Zarejestrowane przebiegi parametrów lotu samolotu podczas otwarcia spadochronu SH-29 nr 1206395 oraz początkowej fazy hamowania na dobiegu (III lot badawczy)



Rys. 5. Zarejestrowane przebiegi parametrów lotu samolotu podczas otwarcia spadochronu PTK-29 oraz początkowej fazy hamowania na dobiegu (przykład porównawczy)

5. Wnioski

W oparciu o przeprowadzone badania naziemne i w locie spadochronu hamującego SH-29 do samolotów MiG-29 zespół roboczy sformułował następujące wnioski:

Wnioski – badania naziemne

1. Dokumentacja, ukompletowanie, wymiary, wytrzymałość, własności obsługowe, zastosowane materiały oraz oznakowanie, gabaryty i masy badanych egzemplarzy spadochronu SH-29 są zgodne z wymaganiami (ZTT).

- 2. Spadochron SH-29 nie stwarza problemów podczas przygotowania do układania i podczas układania.
- 3. Spadochron SH-29 nie stwarza większych problemów podczas montażu na samolocie, a proces wypuszczania na ziemi przebiega prawidłowo.

Wnioski – badania w locie

- 4. Spadochron SH-29 w odczuciu pilotów charakteryzuje się mniejszą efektywnością hamowania niż PTK-29, a wypuszczenie go przy granicznych, dużych prędkościach charakteryzuje płynne, "miękkie" otwarcie; wyjście spadochronu jest odczuwalne dla pilota.
- 5. Wypuszczenie spadochronu przy prędkości V = 150 kts jest płynne i wyczuwalne dla pilota, a jego działanie hamowanie poprawne.
- 6. Poniżej prędkości $V=125\,\rm kts$ brak odczucia w kabinie po wypuszczeniu działania spadochronu.
- 7. Podczas dobiegu spadochron nie przeszkadza w ostatniej fazie (nie wymaga zwiększania obrotów) przed zwolnieniem pasa.
- 8. Spadochron nie stanowi zagrożenia dla systemu świetlnego lotnisk, ponieważ podczas kołowania ze spadochronem nie dotyka ziemi.
- 9. Materiały zastosowane w budowie spadochronu ułatwiają jego obsługę, w tym obsługę ZOS (zredukowaną obsługę startową) wykonywaną przez pilotów.
- 10. Spadochron SH-29 w przebadanym zakresie dopuszczalnych prędkości wypuszczania zapewnia wyhamowanie samolotu typu MiG-29 w przedziałach odległości określonych w instrukcji Flight Manual MiG-29 (opinia zespołu pilotów).
- 11. Proces otwierania się czaszy spadochronu, zachowanie się spadochronu podczas dobiegu i kołowania oraz proces wyczepiania spadochronu każdorazowo przebiegały w prawidłowy sposób.
- 12. Przebiegi przeciążenia podłużnego samolotu, zarejestrowane podczas otwarcia i hamowania, potwierdzają opinię dotyczącą intensywności hamowania badanego spadochronu (wniosek nr 4).

6. Zalecenia

W oparciu o przeprowadzone badania naziemne i w locie spadochronu hamującego SH-29 do samolotów MiG-29 zespół roboczy zaproponował poniższe zalecenia.

- 1. Zastosować osłony spadochronów o długości nie większej niż wymiar nominalny podany w dokumentacji konstrukcyjnej.
- 2. Skutecznie zabezpieczyć lub usunąć ostre krawędzie mechanizmu sprężynowego.
- 3. Rozważyć możliwość zamiany w mechanizmie sprężynowym pętelki z linki stalowej na stożek. Zlikwidować ostre krawędzie po zakuciu pętelki lub zabezpieczyć je obszyciem.
- 4. Zastosować mocniejszą plecionkę bawełnianą w osłonie kauszy.
- 5. Zwiększyć liczbę osłon kauszy w ukompletowaniu spadochronu.
- 6. Zamienić materiał, z którego wykonano centralną taśmę spadochronu wyciągającego na materiał o gęstszym splocie.

Po zrealizowaniu powyższych zaleceń dopuszczono badaną partię spadochronów SH-29 do eksploatacji nadzorowanej, celem potwierdzenia trwałości spadochronu.

Pozytywne wyniki eksploatacji nadzorowanej spadochronu stanowiły z kolei podstawę wprowadzenia spadochronu SH-29 do użytkowania na samolotach typu MiG-29 (wszystkich wersji) eksploatowanych w Siłach Zbrojnych Rzeczypospolitej Polskiej jako zamiennika spadochronu hamującego PTK-29.

Bibliografia

- Program badań nr 6/36/2012 spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29. Badania naziemne i w locie, ITWL, Warszawa 2012
- Sprawozdanie nr 10/36/2012 z pracy pod tytułem: Badania spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29, ITWL, Warszawa 2012
- Metodyki badań spadochronu hamującego SH-29 do samolotów typu MiG-29. Badania naziemne i w locie (Nr 1N/SH-29/36/2012 Badania naziemne, Nr 2L/SH-29/36/2012 Badania w locie), ITWL, Warszawa 2012
- Założenia taktyczno-techniczne na spadochron hamujący SH-29 do samolotów typu MiG-29, DPZ MON, Warszawa 2003
- Instrukcja użytkowania nr 31-02 spadochronu hamującego SH-29, AIR-POL Sp. z o.o., Legionowo 2012
- Instrukcja obsługiwania technicznego nr 31-04 spadochronu hamującego SH-29, AIR-POL Sp. z o.o., Legionowo 2012
- 7. Flight Manual MiG-29 GAF T.O. 1F-MIG29-1

SH-29 drogue chute test programme

In the light of the fact that Polish Air Force is in need of obtaining drogue chutes, Polish SH-29 drogue chute has been developed domestically. Prior to being introduced into use on MiG-29 jet fighters, new SH-29 chute underwent ground tests and test flights programme. The ground tests were carried out at the manufacturer's facility – AIR-POL Sp. z o.o. plant in Legionowo. The ground tests involving the aircraft as well as test flights took place at Malbork Airbase. During the test flight programme of SH-29 chute, involving MiG-29 aircraft, the chute was deployed 18 times. Throughout the process, the chute was being deployed in varied conditions involving minimum, maximum and standard speed ranges at which the drogue chute could be utilized. The present article discusses in detail the process and results of the test programme.

BADANIA W LOCIE ŚMIGŁOWCÓW MI-17 MODERNIZOWANYCH DLA POTRZEB SIŁ ZBROJNYCH RP

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

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

e-mail: grzegorz. beczkowski@itwl.pl; jaroslaw.krzonkalla@itwl.pl

Przedmiotem artykułu sa badania śmigłowców Mi-17, które podlegały modernizacji zgodnie z zapotrzebowaniem operacyjnych Sił Zbrojnych RP. Prezentowana platforma śmigłowcowa jest to konstrukcja półskorupowa wykonana z duralu, w układzie klasycznym z pięciołopatowym wirnikiem nośnym i trójłopatowym śmigłem ogonowym. Do napędu posłużyły dwa silniki turbinowe TW3-117WM o mocy nominalnej 1700KM każdy. Daje ona szerokie możliwości modernizacji według zapotrzebowania. Przedstawione wersje modernizacyjne śmigłowca Mi-17 to: a) śmigłowiec z wyposażeniem CASEVAC – przystosowany do wykonywania zadań ratownictwa medycznego na polu walki, b) śmigłowiec o podwyższonej ochronie biernej własnej i wyposażony w rozpraszacze gazów wylotowych, c) śmigłowiec wyposażony w indywidualny system wyświetlania parametrów lotu dla pilota, d) śmigłowiec z zabudowanym systemem wielolufowych karabinów maszynowych. W artykule przedstawiono wprowadzone zmiany dla poszczególnych wersji modernizacyjnych śmigłowca. Następnie omówiono przyjęty zakres oraz rzeczywisty przebieg badań rozważanej wersji. Badano i oceniono wpływ wprowadzonych modernizacji na charakterystyki lotno-techniczne śmigłowca, niezawodność systemów, wpływ pracy wprowadzonych w modernizacji systemów na działanie pozostałych systemów pokładowych i odwrotnie – wpływ przeprowadzonych modernizacji na ergonomię oraz efektywność ochrony śmigłowca.

1. Wstęp

Udział Sił Zbrojnych RP w misjach poza granicami kraju spowodował, że przed śmigłowcem Mi-17 – będącym jednym z podstawowych śmigłowców na wyposażeniu naszych wojsk – zaczęto stawiać nowe zadania. Wynikiem tego była konieczność przeprowadzenia kolejnych modernizacji śmigłowca, mających poprawić bezpieczeństwo załogi i osób będących na pokładzie śmigłowca oraz poszerzyć jego możliwości operacyjne. Wśród modernizacji zasługujących na szczególną uwagę można wymienić cztery wersje:

- przystosowaną do wykonywania zadań ratownictwa medycznego rannych z pola walki CASEVAC,
- poprawiającą bezpieczeństwo załogi poprzez poprawę ochrony biernej śmigłowca,
- wyposażoną w indywidualny system wyświetlania parametrów lotu dla pilotów,
- uzbrojoną z zabudowanymi w kabinie transportowej wielolufowymi karabinami, mającą na celu poprawę ochrony śmigłowca podczas wykonywania misji bojowych.

2. Cel badań

Cele przeprowadzonych badań to:

• sprawdzenie i ocena:

- poprawności wykonanej modernizacji,
- spełnienia wymagań WZTT;
- potwierdzenie bezpieczeństwa użytkowania śmigłowca po modernizacji;
- ocena wpływu pracy zabudowanych systemów na pracę innych systemów śmigłowca, w szczególności systemu awionicznego oraz instalacji energetycznej i odwrotnie.

Wszystkie modernizacje zostały wykonane w WZL nr 1 S.A. w Łodzi.

3. Śmigłowiec z wyposażeniem CASEVAC – przystosowany do wykonywania zadań ratownictwa medycznego na polu walki

Przystosowanie śmigłowca do realizacji zadań CASEVAC polegało na zabudowie w jego kabinie ładunkowej (desantowej) mobilnego stelaża oraz półki na wyposażenie medyczne. Stelaż i półka stanowią uzupełnienie kompletu noszy (3 szt.). Na stelażu można zabudować do trzech butli tlenowych w czterech miejscach mocowania oraz rozmieścić według indywidualnych potrzeb wykonywanego zadania podstawy defibrylatora i respiratora. Półki stelaża przygotowane są do zabudowy ssaka i podgrzewacza płynów infuzyjnych (termobag). Ponadto do zapewnienia zasilania urządzeń medycznych konieczna była przebudowa instalacji elektrycznej. Widok kabiny transportowej śmigłowca po przeprowadzonej modernizacji przedstawiono na rys. 1 (warunki dzienne) i rys. 2 (warunki nocne).



Rys. 1. Widok wyposażenia kabiny transportowej w warunkach dziennych

W wyniku przeprowadzonych sprawdzeń w locie można stwierdzić, że:

- 1. Mobilny stelaż oraz półka na wyposażenie medyczne zostały wykonane zgodnie z dokumentacją konstrukcyjną.
- 2. Urządzenia medyczne zabudowane w mobilnym stelażu oraz półce funkcjonują zgodnie z wymaganiami oraz nie powodują niekorzystnego oddziaływania na inne systemy śmigłowca.
- 3. Wyposażenie kabiny transportowej śmigłowca Mi-17-1V w wersji CASEVAC z zabudowanym wyposażeniem medycznym w mobilnym stelażu oraz półce zapewnia możliwość transportu rannych w pozycji leżącej i udzielania im podstawowej pomocy medycznej przez zespół ratowników.



Rys. 2. Widok wyposażenia kabiny transportowej w warunkach nocnych

- 4. Mobilny stelaż z zabudowanym wyposażeniem medycznym zapewnia łatwy dostęp do wszystkich elementów dla członków zespołu ratowniczego. Jednocześnie chroni ich przed przypadkowym urazem lub zranieniem.
- 5. Włączenie lub wyłączenie aparatury medycznej nie powoduje zakłóceń pracy układu kontroli i sterowania pracą zespołu napędowego, urządzeń radiokomunikacyjnych i radionawigacyjnych. Użycie defibrylatora zgodnie z przeznaczeniem nie powoduje niewłaściwego działania wyposażenia pokładowego śmigłowca Mi-17-1V.
- 6. Czytelność ekranu defibrylatora, wskaźników respiratora i ssaka, lampek kontrolnych i alarmowych oraz opisów elementów sterowania i regulacji urządzeń medycznych w warunkach oświetlenia naturalnego (dziennego) i sztucznego (nocnego) jest dobra.
- 7. Drgania występujące w różnych stanach lotu w warunkach oświetlenia naturalnego (dziennego) i sztucznego (nocnego) nie wpływają na czytelność ekranów i wskaźników urządzeń medycznych.

4. Śmigłowiec o podwyższonej ochronie biernej własnej i wyposażony w rozpraszacze gazów wylotowych

Do podstawowych elementów doposażenia śmigłowca Mi-17-1V należało:

- zewnętrzne i wewnętrzne opancerzenie kabiny pilotów materiałem kompozytowym,
- wewnętrzne opancerzenie kabiny transportowej (ładunkowej) materiałem kompozytowym,
- zewnętrzne opancerzenie silników materiałem kompozytowym,
- rozpraszacze gazów wylotowych silnika EWU,
- urządzenie aktywnych zakłóceń w podczerwieni ADROS,
- przystosowanie do NVG.

Celem badań w locie było określenie wpływu doposażenia na charakterystyki osiągowe i własności lotne śmigłowca w odniesieniu do wersji niedoposażonej. Masa doposażenia znacznie przekraczająca 1000 kg istotnie zmniejsza udźwig użyteczny, a jego rozmieszczenie przesuwa podłużny środek ciężkości śmigłowca do przodu do wartości bliskich granicznie dopuszczalnym, co mogło prowadzić do pogorszenia takich własności lotnych, jak stateczność czy też sterowność śmigłowca. Z kolei rozpraszacze gazów wylotowych powodują spadek mocy silników i wzrost zużycia paliwa, co może prowadzić do pogorszenia osiągów śmigłowca głównie dotyczących prędkości wznoszenia i pułapu oraz zasięgu i długotrwałości lotu.

Uwzględniając powyższe, badania parametrów osiągowych dotyczyły głównie wyznaczenia:

- prędkości (biegunowych) wznoszenia oraz pułapu praktycznego,
- prędkości maksymalnych, ekonomicznych i optymalnych (przelotowych),
- zasięgów i długotrwałości lotu.

Z kolei podstawowymi własnościami lotnymi podlegającymi badaniom były:

- stateczność podłużna i kierunkowa śmigłowca,
- sterowność i manewrowość śmigłowca,
- warunki realizacji startów i lądowań.

Do rejestracji przebiegu lotów próbnych wykorzystano system badawczy ACRA KAM500. Przykładowe wyniki uzyskane w badaniach w locie wraz z porównaniem z danymi literaturowymi przedstawiono na rys. 3-9.



Rys. 3. Zależność prędkości wznoszenia wśmigłowca na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego od przyrządowej prędkości lotu V_P i wysokości barometrycznej wznoszenia H dla wariantu lekkiego



Rys. 4. Zależność prędkości wznoszenia wśmigłowca na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego od przyrządowej prędkości lotu V_P i wysokości barometrycznej wznoszenia H dla wariantu ciężkiego



Rys. 5. Zależności prędkości wznoszenia w oraz temperatury otoczenia t_H od wysokości barometrycznej H_b podczas wznoszenia śmigłowca o masie $m = 13000 \,\text{kg}$ na pułap praktyczny na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego



Rys. 6. Zależności czasu wznoszenia t oraz masowego zużycia paliwa m_p od wysokości barometrycznej H_b podczas wznoszenia śmigłowca o masie $m = 13000 \,\text{kg}$ na pułap praktyczny na zakresie nominalnym N_{NO} pracy zespołu napędowego



Rys. 7. Zależności godzinowego Q i kilometrowego q zużycia paliwa śmigłowca od przyrządowej prędkości V_P lotu poziomego wraz z wyznaczonymi minimalnymi zużyciami Q_{min} i q_{min} oraz odpowiadającymi im prędkościami ekonomicznymi V_{EK} i optymalnymi V_{OP} dla $H_b = 1000$ m i m = 10200 kg (wariant lekki)



Rys. 8. Zależność prędkości zniżania w od przyrządowej prędkości lotu V_P śmigłowca w locie autorotacyjnym dla masy śmigłowca m = 12400 kg z zaznaczoną prędkością lotu dla najmniejszego opadania V_{NO} oraz prędkością lotu odpowiadającą największemu zasięgowi V_{NZ}



Rys. 9. Zależność prędkości zniżania w od przyrządowej prędkości lotu V_P śmigłowca w locie autorotacyjnym dla masy śmigłowca m = 9920 kg z zaznaczoną prędkością lotu dla najmniejszego opadania V_{NO} oraz prędkością lotu odpowiadającą największemu zasięgowi V_{NZ}

Na podstawie przeprowadzonych badań można stwierdzić, że:

- 1. Śmigłowiec po przeprowadzonej modernizacji spełnia wymagania WZTT.
- 2. Modernizacja została wykonana zgodnie z dokumentacją konstrukcyjną.
- 3. W wyniku przeprowadzonych modernizacji znacznie wzrosło bezpieczeństwo śmigłowca i załogi.
- 4. Przeprowadzona modernizacja nieznacznie wpłynęła na pogorszenie charakterystyk śmigłowca.

5. Śmigłowiec wyposażony w indywidualny system wyświetlania parametrów lotu dla pilota

Indywidualny system wyświetlania parametrów lotu zabudowany na pokładzie śmigłowca Mi-17-1V przeznaczony jest do:

- zobrazowania przed okiem pilota:
 - parametrów lotu śmigłowca,

- informacji o uszkodzeniach,
- informacji o zagrożeniach;
- współpracy z pokładowymi źródłami danych:
 - pilotażowych,
 - nawigacyjnych,
 - -o stanie śmigłowca;
- współpracy z goglami noktowizyjnymi (NVG) i hełmem pilota THL-5NV lub THL-5R będących na wyposażeniu Sił Zbrojnych RP.

Podstawowe założenia, jakie postawił użytkownik przed systemem to:

- zwiększenie bezpieczeństwa lotu;
- wyświetlanie parametrów lotu, informacji o uszkodzeniach oraz ostrzeżeń o sytuacjach niebezpiecznych bezpośrednio prze okiem pilota;
- swobodny dobór zestawu wyświetlanych informacji;
- zgodność wyświetlanych na wyświetlaczu parametrów z informacją na tablicy przyrządów;
- prowadzenie obserwacji terenu przy jednoczesnej kontroli parametrów lotu śmigłowca;
- zasilanie systemu z sieci pokładowej.

System odbiera i przetwarza informacje z systemów pokładowych śmigłowca oraz przekazuje je do wyświetlaczy nahełmowych w postaci symboli graficznych lub w postaci cyfrowej.

System stanowi indywidualne wyposażenie każdego z pilotów i jest zbudowany z następujących elementów (rys. 10):

- dzienny i nocny wyświetlacz nahełmowy (pierwszego i drugiego pilota);
- komputer graficzny;
- układ dopasowania sygnałów;
- centrala danych ADU;
- pulpit sterowania I i II pilota;
- odbiornik GPS.

System umożliwia wyświetlanie parametrów lotu w czterech podstawowych zakresach (try-bach) pracy:

- nawigacyjnym NAV (rys. 11) na wyświetlaczu może być zobrazowany pełny zakres informacji (wszystkie ustawienia fabryczne producenta); główna uwaga pilota skoncentrowana jest na pilotowaniu śmigłowca i kontroli jego stanu,
- operacyjnym OPER (rys. 12) na wyświetlaczu są zobrazowane tylko główne informacje; uwaga pilota skoncentrowana jest na obserwacji otoczenia,
- awaryjnym AWAR (rys. 13) na wyświetlaczu są prezentowane tylko informacje o sytuacjach niebezpiecznych i błędach pracy systemów pokładowych śmigłowca,
- zakresie TEST dostępny tylko na ziemi (wysokość H = 0).

W czasie lotu system może pracować tylko w trzech podstawowych zakresach:

- 1) nawigacyjnym (NAV),
- 2) operacyjnym (OPER),
- 3) awaryjnym (AWAR).



Rys. 10. Budowa systemu wyświetlania parametrów lotu

Ponadto, system może dodatkowo na ziemi (H=0) pracować jeszcze w dwóch zakresach: SERWIS i KALIBRACJA.

W wyniku przeprowadzonych badań można stwierdzić, że system wyświetlania parametrów lotu zabudowany na śmigłowcu Mi-17-1V:

- spełnia wymagania WZTT;
- zwiększa bezpieczeństwo lotu;
- umożliwia wyświetlanie przed okiem pilota parametrów lotu, informacji o uszkodzeniach, ostrzeżeń o sytuacjach niebezpiecznych;
- umożliwia swobodny dobór zestawu wyświetlanych informacji;
- wyświetlane na wyświetlaczach parametry są zgodne z tablicą przyrządów;
- każdy z pilotów ma możliwość niezależnej regulacji i wyboru funkcji systemu dostępnych z poziomu użytkownika.



Rys. 11. Widok zobrazowania informacji na zakresie nawigacyjnym NAW



Rys. 12. Widok zobrazowania informacji na zakresie operacyjnym OPER



Rys. 13. Widok zobrazowania informacji na zakresie awaryjnym AWAR

6. Śmigłowiec z zabudowanym systemem wielolufowych karabinów maszynowych

System wielolufowych karabinów maszynowych zabudowany na pokładzie śmigłowca Mi-17-1V składa się z trzech karabinów 7,62 mm M-134G umieszczonych odpowiednio w drzwiach bocznych kabiny ładunkowej usytuowanych na lewej burcie śmigłowca (rys. 15), luku awaryjnym okna usytuowanym na prawej burcie śmigłowca (rys. 16) oraz tylnej części kabiny (rys.17).

Wielolufowy pokładowy karabin maszynowy 7,62 mm M-134G jest karabinem napędzanym silnikiem elektrycznym zasilanym z akumulatora napięciem stałym 24 V, bazującym na zasadzie działania broni typu Gatling i zbudowany jest z następujących podzespołów (rys. 14):

- kołyska;
- zespół luf (6 szt.);
- obejma luf tłumik ognia;
- zespół komór zamkowych;
- silnik elektryczny napędu;
- uchwyt kierowania pulpit sterowania;
- zespół dosyłacza;
- ramię pionowe;
- rękaw amunicyjny.

Specyfikację techniczną WPKM 7,62 mm M-134G przedstawiono w tabeli 1. Badania w locie poprzedzone były badaniami naziemnymi których celem było:

- sprawdzenie i ocena dokumentacji konstrukcyjnej i eksploatacyjnej,
- sprawdzenie zgodności ukompletowania śmigłowca z wymaganiami WZTT i dokumentacją konstrukcyjną,
- sprawdzenie zabudowy stanowiska strzeleckiego w lewych drzwiach bocznych kabiny transportowej,
- sprawdzenie zabudowy stanowiska strzeleckiego w tylnej części kabiny transportowej,
- sprawdzenie zabudowy stanowiska strzeleckiego w luku awaryjnym okna kabiny transportowej,



Rys. 14. Budowa karabinu M-134G

Tabela 1

Kaliber	$7,62 \times 51 \text{ mm NATO}$
Długość całkowita	33 cal (838 mm)
Długość lufy	$22 \operatorname{cal} (559 \operatorname{mm})$
Masa własna karabinu	$34 \mathrm{lbs} (15,\!44 \mathrm{kg})$
Całkowita masa systemu	62 lbs (28, 15 kg)
Zasięg skuteczny	ok. 914 m (1000 yrd)
Sposób prowadzenia ognia	tylko ogień ciągły
Siła odrzutu	3000 strz./min - 889,6 N (91 kG)
	3200 strz./min - 1045, 3 N (106, 7 kG)
	4000 strz./min - 1423, 4 N (145, 3 kG)
Czas rozpędzenia zespołu luf	$0.5\mathrm{s}$
Czas wyhamowania zespołu luf	0,4 s
Szybkostrzelność teoretyczna	regulowana
	3000 strz./min
	3200 strz./min
	4000 strz./min
Zasilanie	prąd stały, 24 V , 39 A
Sposób działania	broń napędowa, zasilanie elektryczne

- sprawdzenie masy śmigłowca oraz ocena położenia środka masy śmigłowca Mi-17-1V bez tylnych drzwi kabiny transportowej z zabudowanymi wielolufowymi pokładowymi karabinami maszynowymi,
- ocena wpływu pracy zabudowanego systemu na pracę innych systemów śmigłowca, w szczególności systemu awionicznego oraz instalacji energetycznej i odwrotnie,
- \bullet ocena dostosowania zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V systemu WPKM 7,62 mm do NVG,
- sprawdzenie czasu montażu i demontażu stanowisk strzeleckich,
- sprawdzenie sektorów ostrzału ze stanowisk strzeleckich.

Podczas badań w locie śmigłowca Mi-17-1V nr 6106 wykonano czternaście lotów próbnych doświadczalnych. Loty realizowano na poligonie lotniczym Nadarzyce. Podczas lotów wykonywano strzelania do wystawionych celów:

• pojedynczo z każdego stanowiska,



Rys. 15. Widok stanowiska strzeleckiego usytuowanego w drzwiach bocznych kabiny ładunkowej śmigłowca



Rys. 16. Widok stanowiska strzeleckiego usytuowanego w luku awaryjnym okna kabiny ładunkowej śmigłowca



Rys. 17. Widok stanowiska strzeleckiego usytuowanego w tylnej części kabiny ładunkowej śmigłowca

- z dwóch stanowisk jednocześnie w różnych konfiguracjach (prawe-lewe, lewe-tylne, prawe-tylne),
- z trzech stanowisk jednocześnie.

W zrealizowanych lotach dokonano:

- oceny bezpieczeństwa eksploatacji systemu wielolufowych karabinów maszynowych,
- oceny wpływu pracy zabudowanego systemu na pracę innych systemów śmigłowca, w szczególności systemu awionicznego oraz instalacji energetycznej i odwrotnie,
- \bullet oceny dostosowania zabudowanego na śmigłowcu Mi-17-1V systemu WPKM 7,62 mm do NVG,
- sprawdzenia sektorów ostrzału ze stanowisk strzeleckich.

7. Wnioski z przeprowadzonych badań

- Stanowiska strzeleckie WPKM 7,62 mm zabudowane w kabinie transportowej mają prawidłowo ustawione sektory ostrzału, które zapobiegają przypadkowemu przestrzeleniu części śmigłowca.
- Skrzynki amunicyjne z załadowanymi taśmami amunicyjnymi są przymocowane stabilnie do elementów śmigłowca.
- Wyniki badań potwierdziły skuteczność i celowość zabudowy w śmigłowcu Mi-17-1V stanowisk strzeleckich w kabinie transportowej. Wniesione zmiany do konstrukcji i wyposażenia śmigłowca Mi-17-1V poprawiły jego ochronę własną oraz walory operacyjne.
- Wyniki badań potwierdziły, że zabudowany system 7,62 mm wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na pokładzie śmigłowca Mi-17-1V nr 6106 spełnił wymagania użytkownika zawarte we Wstępnych Założeniach Taktyczno-Technicznych na 7,62 mm wielolufowy pokładowy karabin maszynowy (7,62 mm WPKM) wraz z przystosowaniem śmi-głowców Mi-17 do użytkowania 7,62 mm WPKM.
- Wyniki badań potwierdziły bezpieczeństwo użytkowania śmigłowca Mi-17-1V z zabudowanym systemem 7,62 mm wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych M-134G.
- Wystąpiły wahania wskazań wysokościomierza barometrycznego ± 50 m oraz szybkie drgania wskazówki prędkościomierza podczas prowadzenia ognia ze stanowisk strzeleckich zabudowanych w lewych drzwiach bocznych i w luku awaryjnym okna w przedziale kabiny transportowej, w kierunku wykonywania lotu. Powyższe zaburzenia wskazań zanikają po zaprzestaniu prowadzenia ognia i zdaniem załogi śmigłowca nie stanowią zagrożenia dla realizacji lotu.
- We wszystkich pozostałych przypadkach użytkowania systemu WPKM 7,62 mm M-134G nie stwierdzono negatywnego wpływu na pracę żadnych systemów śmigłowca.

Bibliografia

- 1. Praca zbiorowa, Program badań nr 8/36/2011. Badania śmigłowca Mi-17-1V z systemem wyświetlania parametrów lotu SWPL-1. Badania typu. Badania naziemne i w locie
- 2. Praca zbiorowa, Program badań n
r2/36/2009.Badania śmigłowca Mi-17-1V z wyposażeniem CASEVAC
- 3. Praca zbiorowa, Program badań nr4/36/2011zmodernizowanego śmigłowca Mi-17-1V nr6108.Badania typu. Badania naziemne i w locie, BT ITWL nr6429/50

- 4. Praca zbiorowa, Sprawozdanie nr 5/36/2011 z pracy pt. Przeprowadzenie badań naziemnych i w locie zmodernizowanego śmigłowca Mi-17-1V nr 6108 w ramach badań typu
- 5. Praca zbiorowa, Program badań nr 2/36/2013. Przeprowadzenie badań naziemnych i w locie śmigłowca Mi-17-1V po zabudowie wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na rzecz komisji badań typu. Badania naziemne i w locie, BT ITWL nr 3942/50, Warszawa 2013
- 6. Praca zbiorowa. Programy lotów próbnych doświadczalnych śmigłowca Mi-17-1V do Programu badań nr 2/36/2013, Warszawa 2013
- 7. Praca zbiorowa, Sprawozdanie nr 2/36/2013 z pracy pt. Przeprowadzenie badań naziemnych i w locie śmigłowca Mi-17-1V po zabudowie wielolufowych pokładowych karabinów maszynowych na rzecz komisji badań typu. Badania naziemne i w locie, BT ITWL nr 7452/50, Warszawa 2013
- 8. Śmigłowiec Mi-17. Opis techniczny i eksploatacja. Uzbrojenie. Sygn. Lot. 2845/89
- 9. Metodyka szkolenia bojowego. Cz. II. Zastosowanie bojowe. Lot. 2741/88

Mi-17 helicopters modernized for the Polish Armed Forces – test flight programme

The present article covers the test flight program referring to Mi-17 helicopters which underwent modernization works in line with the operational needs of the Polish Armed Forces. The presented helicopter platform is a semi-monocoque design made out of duraluminum in a conventional lay-out with a five-blade main rotor and three-blade tail rotor. The helicopter powerplant utilizes two TW3-117WM gas turbine engines with power output rating of 1700 HP each. The helicopter offers a wide range of modernization options depending on the needs. The presented modernization variants of the Mi-17 helicopter include the following models:

- CASEVAC Helicopter adopted for the purpose of combat MEDEVAC missions.
- Helicopter with enhanced passive countermeasures fitted with the exhaust countermeasure system (exhaust gas dispersion devices).
- Helicopter fitted with a personal flight-parameters display system for the pilot.
- Helicopter with an on-board system of multi-barrel machine guns.

The article presents the changes implemented in the case of individual modernization variants of the helicopter as listed above. Then, the adopted scope and actual test program for the subject variant is discussed. Research and assessment has been carried out referring to the impact of the implemented modernization on technical and flight parameters of the helicopter, reliability of the flight systems, impact of the operation of systems introduced after modernization of the operation on the remaining on-board systems and vice versa as well as the impact the modernization on ergonomics and effectiveness of protection of the helicopter.

TECHNICZNE ASPEKTY BUDOWY BEZZAŁOGOWEGO SAMOLOTU STRATOSFERYCZNEGO O DUŻEJ DŁUGOTRWAŁOŚCI LOTU

PIOTR CHMIELEWSKI, WIESŁAW WRÓBLEWSKI

Politechnika Wrocławska, Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej e-mail: piotr.chmielewski.pwr@gmail.com; wiesław.wroblewski@pwr.edu.pl

W artykule przedstawiono problematykę poszerzenia zastosowań bezzałogowych statków powietrznych. Jednym z istotnych elementów działalności są względy ekonomiczne, stąd spore nadzieje wiąże się z systemem HAPS (ang. *High Altitude Pseudo-Satellite*). System ten pozwala na wykonanie zadań do niedawna zarezerwowanych wyłącznie dla sztucznych satelitów, które ze względu na sposób działania, konstrukcję oraz sposób dostarczania ich na orbitę są niezwykle kosztowne. W pracy przedstawiono pewne aspekty techniczne w powiązaniu z ekonomicznymi budowy samolotu bezzałogowego o dużej długotrwałości lotu typu HALE (ang. *High Altitude, Long Endurance*).

Oznaczenia

$E_{day-density}$	_	dzienna dawka energii słonecznej padającej na metr kwadratowy powierzch-
		ni nad terenem Polski,
I_{\max}	_	maksymalne natężenie promieniowania słonecznego,
T_{day}	_	czas konwersji promieniowania w energię elektryczną, czas ładowania aku-
U U		mulatorów,
$P_{ele-tot}$	_	całkowite zapotrzebowanie prądowe pseudo-satelity,
η_{ctrl}	—	sprawność regulatora obrotów silnika,
η_{mot}	_	sprawność silnika,
η_{bat}	—	sprawność pokładowych ogniw chemicznych,
η_{grb}	—	sprawność przekładni zespołu napędowego,
η_{plr}	_	sprawność śmigła,
η_{bec}	_	sprawność regulatora napięcia BEC,
P_{lev}	_	moc niezbędna do ustalonego lotu poziomego,
P_{av}	_	moc awioniki i autopilota,
P_{pld}	_	moc urządzeń wykonawczych, np. głowica opto-elektroniczna
b	_	rozpiętość skrzydła,
T	_	ciąg silnika,
v	_	prędkość lotu,
λ	_	wydłużenie skrzydła,
C_L	_	współczynnik siły nośnej,
C_D	_	współczynnik siły oporu,
ρ	_	gęstość powietrza na pułapie 20 km,
g	_	przyspieszenie ziemskie na pułapie 20 km.

1. Wprowadzenie

W dzisiejszych czasach zadania rozpoznawcze oraz transmisji danych wykonywane są głównie przez satelity, samoloty klasyczne oraz bezzałogowe. Żaden z nich nie łączy w sobie tak sprawnie

wszystkich tych funkcji, jak samolot stratosferyczny. W porównaniu z istniejącymi rozwiązaniami samolot ten ma następujące zalety:

- Niskie koszty operowania. Koszty użytkowania ograniczają się do kosztów obsługi naziemnej stacji kontroli, która może dowodzić wieloma statkami powietrznymi jednocześnie.
- Duża długotrwałość pracy. Możliwe jest utrzymywanie samolotu w powietrzu przez dłuższy czas bez konieczności lądowania. W razie potrzeby możliwa jest natychmiastowa reakcja samolotu na wykonanie nowego zadania i skierowanie samolotu nad interesujący nas teren lub utrzymywanie samolotu przez możliwie długi czas w locie ustalonym po okręgu, w celu wykonywania zadania jako satelita atmosferyczny.
- Duża niezależność i ciągłość pracy. Wysoki pułap operacyjny samolotu umożliwia swobodną pracę i uniknięcie ruchu lotniczego, zarówno cywilnego jak i wojskowego. W porównaniu do satelity nasz samolot wykonuje lot ustalony bezpośrednio nad interesującym nas obszarem. Nie występuje więc konieczność czekania na rewizytę satelity nad interesującym nas regionem, jak ma to miejsce w przypadku konwencjonalnej satelity.
- Niski koszt produkcji. Koszt produkcji samolotu stratosferycznego w porównaniu do satelity jest do dwudziestu pięciu razy mniejszy, co otwiera dla tego produktu rynki państw mniej zamożnych, które nie mają dostępu do systemów satelitarnych.

W celu przeprowadzenia rzetelnej analizy należy skupić się zarówno na zaletach samego projektu, jak i na problematyce wynikającej ze szczegółów misji. Loty stratosferyczne niosą ze sobą wiele poważnych wyzwań. Gwałtownie spadają wartości parametrów mających istotny wpływ na lot statku powietrznego. Na wysokości 18 km temperatura wynosi ok. -54° C, choć może osiągać znacznie niższe wartości sięgające nawet -75° C. Gęstość powietrza jest ponad dziesięciokrotnie niższa niż na poziomie morza i wynosi około 0,120676 kg·m⁻³, a lepkość dynamiczna 0,0000143226 Pa·s. Tak niska gęstość ośrodka stawia na przyszłej konstrukcji bardzo restrykcyjne wymagania dotyczące masy samolotu.

Niskie temperatury z kolei mają destrukcyjny wpływ na ogniwa baterii zasilających samolot. Niska masa samolotu ogranicza możliwości wyboru typu układu wytrzymałościowego charakteryzującego całą konstrukcję. Konstrukcja taka będzie bardzo delikatna i podatna na uszkodzenia mechaniczne wymuszone siłą zewnętrzną oraz spowodowane przekroczeniem krytycznych wartości parametrów lotu. Bardzo duże wydłużenie charakteryzujące tego typu konstrukcje oraz mała grubość względna profilu ma istotny wpływ na wytrzymałość i ugięcie skrzydła. Nie można zapominać o układzie zasilania samolotu, który w celu wykorzystania energii słonecznej musi zostać wyposażony w ogniwa fotowoltaiczne o wysokiej sprawności, konwertery energii, układ jej ładowania i magazynowania itd. Obok układu zasilania należy pamiętać o odpowiednim zespole napędowym zapewniającym wymaganą prędkość lotu przy odpowiednio niskim poborze mocy. Prócz problemów wynikających z ośrodka, w którym będzie operował statek powietrzny, oraz problemów wynikających z samej konstrukcji samolotu, szczególną uwagę należy poświęcić profilowi misji, skupiając się na sposobie osiągania pułapu operacyjnego przez samolot.

Mając na uwadze powyższe, niniejszy artykuł przedstawia aspekty techniczne, które należy przeanalizować w celu zaprojektowania bezzałogowego samolotu stratosferycznego o dużej długotrwałości lotu przeznaczonego do wykonywania zadań analogicznych do sztucznych satelitów ziemskich.

2. Problematyka ośrodka – analiza atmosfery ziemskiej

Satelita atmosferyczny z racji swojego przeznaczenia jest samolotem o dużej długotrwałości lotu, dlatego też powinien operować na takiej wysokości, która nie koliduje z powietrznym transportem, a więc powyżej wszelkich lotów komunikacyjnych. Należy również pamiętać, aby
samolot latał w warstwie powietrza, w której występuje jak najmniejsze zaciemnienie oraz w której nie występują zjawiska związane z kondensacją pary wodnej, dzięki czemu sprawność ogniw słonecznych będzie jak najwyższa. Oczywistym wyborem staje się stratosfera, gdzie temperatura niezależnie od pory dnia i pory roku wynosi zawsze -54° C (średnia wartość dla rozciągłości południkowej Polski). Aby uniknąć niekorzystnego wpływu tropopauzy, statek powietrzny powinien znajdować się na pułapie powyżej 13000 m.

3. Zjawisko prądu strumieniowego

Podczas analizy atmosfery ziemskiej, szczególnie stratosfery, nie można pominąć zjawiska prądu strumieniowego (ang. Jet Stream). Czym jest prąd strumieniowy? To silny stosunkowo wąski i prawie poziomy strumień powietrza, który przepływa wokół naszej planety wysoko w atmosferze na poziomie pomiędzy tropopauzą a stratosferą. Znajduje się około 11 km nad powierzchnią Ziemi na biegunach i ok 17 km na równiku. Średnia prędkość przepływu prądu strumieniowego wynosi 160 km/h. Silny prąd strumieniowy powstaje na granicy między sąsiadującymi masami powietrza, kiedy gradient temperatury jest najwyższy. Sytuacja taka ma miejsce między obszarem polarnym i cieplejszym powietrzem na niższych szerokościach geograficznych. Występują dwa główne prądy strumieniowe: polarny oraz subtropikalny. Prędkość przepływu prądu strumieniowego może osiągać nawet 320 km/h. Masy powietrza w prądzie strumieniowym przemieszczają się w falach, przy czym sam kanał meandruje, przypominając bieg rzeki.

Silne prądy strumieniowe są oczywistym zagrożeniem dla samolotu stratosferycznego wypełniającego misję. W celu doboru odpowiedniego pułapu do wykonywania misji przeanalizowano to niekorzystne zjawisko nad terenem operacyjnym samolotu (w tym przypadku na terenem Polski), korzystając przy tym z szeregu map wygenerowanych numerycznie. Poniżej zamieszczono przykładową mapę prądów strumieniowych występujących nad terenem Europy.



Rys. 1. Prądy strumieniowe występujące nad Europą w okresie 25.11-29.11.2015

Powyższa mapa uzyskana numerycznie ukazuje szeroki prąd strumieniowy o przedziale prędkości przepływu od około 50 mph (22 m/s) do 220 mph (100 m/s). Najprostszym rozwiązaniem jest unikanie kontaktu samolotu z tym zjawiskiem atmosferycznym. Należy jednak pamiętać, że samolot stratosferyczny ze względu na swoją charakterystykę jest lekką, a co za tym idzie – bardzo delikatną konstrukcją. Skutki takiego spotkania mogą nieść ze sobą poważne konsekwencje w postaci zniszczenia statku powietrznego.

3.1. Rozkład prędkości wiatru w funkcji wysokości lotu

W celu jednak dokładniejszego zbadania warunków atmosferycznych panujących w dolnej części stratosfery oraz po to, aby zagwarantować bezpieczny lot statku powietrznego, przeanalizowano rozkład prędkości wiatru w funkcji wysokości lotu, potwierdzając w ten sposób wyżej wymienione niekorzystne zjawiska oraz pułap, na którym owe zjawiska nie występują.

Podczas tej analizy skorzystano z pomiarów pochodzących z programu BEXSUS organizowanego przez Europejską Agencję Kosmiczną. Pomiary prędkości wiatru zostały dokonane podczas wykonywania studenckiego projektu badawczego Politechniki Wrocławskiej o nazwie FREDE (ang. *Freon Decay Experiment*). Pomiar odbywał się z gondoli badawczej zamocowanej do balonu stratosferycznego typu Zodiac.



Rys. 2. Rozkład prędkości wiatru w funkcji wysokości, dokonany balonem stratosferycznym projektu FREDE Politechniki Wrocławskiej

Analizując powyższy wykres, możemy zauważyć dwa punkty charakterystyczne. Pierwszy odnosi się do wcześniej wspomnianego zjawiska prądów strumieniowych. Zgodnie z teorią na wysokości około 11,5 km możemy zauważyć ekstremum prędkości wiatru. W punkcie tym prędkość wiatru osiąga wartość ponad 50 m/s, a następnie stopniowo maleje, ukazując nam grubość prądu strumieniowego w dniu pomiaru. Drugim punktem charakterystycznym jest pułap 18 km, od którego zaczyna się gwałtowny spadek prędkości wiatru, osiągając praktycznie zerową wartość na wysokości 19 km. W późniejszych etapach lotu zauważyć możemy fluktuacje prędkości, jednak wartości te są dla statku powietrznego jak najbardziej bezpieczne.

Biorąc pod uwagę zadania, które wykonywać ma samolot, a także niekorzystne czynniki występujące w tropopauzie oraz niekorzystne i niebezpieczne zjawisko prądu strumieniowego, oszacowano pułap operacyjny samolotu i ma on wysokość 20 km.

4. Problematyka profilu misji

Samolot typu HALE to bardzo lekka i delikatna konstrukcja wyposażona w silnik elektryczny o stosunkowo niskiej mocy wystarczającym do utrzymania ciągłości lotu na pułapie operacyjnym, lecz o wiele za słabym, aby szybko osiągnąć pułap operacyjny. Dlatego też w celu poznania aspektów technicznych wynikających z poszczególnych metod, przeprowadzono analizę osiągania pułapu docelowego.

4.1. Samodzielny start i lot

Jest to najprostsza z wymienionych poniżej metod, jest jak najbardziej wykonalna i z powodzeniem stosowana do uzyskiwania pułapu docelowego przez firmę Qinetiq i ich samolot Zephyr 8. Samolot jest w stanie wystartować ze specjalnej platformy lub po wypuszczeniu przez grupę personelu z tak zwanego "startu ręcznego", eliminując w ten sposób konieczność zastosowania podwozia. Zephyr 8 osiąga pułap docelowy 20 km w 48 godzin. Okres uzyskiwania pułapu przez samolot obarczony jest sporymi stratami i obciążeniem układu zasilania, szczególnie ogniw baterii zasilających statek powietrzny. Jest to duża wada tego rozwiązania, która skutecznie skraca czas ciągłego przebywania samolotu w powietrzu. Do tego, tak długi okres osiągania pułapu uniemożliwia szybkie przejście przez strefę występowania prądów strumieniowych, narażając samolot na uszkodzenie.

4.2. Holowanie samolotu

Holowanie jest znaną i skuteczną metodą dostarczania statków powietrznych (zwykle w postaci szybowców) na pułap docelowy. Scenariusz holowania zakłada użycie samolotu holującego oraz liny zamocowanej do samolotu stratosferycznego. Holownik startuje z lotniska, osiągając swój pułap maksymalny, a następnie następuje rozdzielenie jednostek. Po oddaleniu się holownika na bezpieczną odległość samolot stratosferyczny kontynuuje lot na pułap docelowy. To rozwiązanie ma jednak sporo wad, począwszy od samej procedury startu, która wymaga z pewnością specjalnego odrzucanego podwozia dla samolotu holowanego, skończywszy na tym, iż samolot stratosferyczny jako delikatna konstrukcja prawdopodobnie nie przetrwałaby procesu holowania (ze względu na przekroczenie prędkości maksymalnej dla płatowca samolotu bezzałogowego). Podczas procesu holowania samolot bezzałogowy musiałby być pilotowany przez personel naziemny, co komplikuje cały proces.

Tabela 1. Analiza	poszczególnych	metod	startu
-------------------	----------------	-------	--------

	Samodzielny start	Holowanie samolotu	Balon stratosferyczny
Czy metoda jest bezpieczna dla konstrukcji płatowca?	<	*	>
Czy metoda pozwala osiągnąć pułap docelowy?	<	*	V
Czy metoda pozwala szybko dostarczyć samolot na pułap docelowy?	*		V
			1.

4.3. Wykorzystanie nosiciela w postaci balonu stratosferycznego

Ostatnią metodą startu i osiągania pułapu docelowego jest użycie balonu stratosferycznego. Balony stratosferyczne są skutecznym środkiem transportu i platformą dla wielu badań naukowych. Z ich pomocą skutecznie wykonuje się loty na pułapy przekraczające wymagany pułap 20 km. Przykładem balonu stratosferycznego może być Zodiac 12 SF wykonany i używany przez ESA (ang. *European Space Agency*). Balon ten posiada objętość 12000 m³ i udźwig 340 kg dla pułapu docelowego wynoszącego 25 km. Jest to transparentna powłoka wypełniona helem. Pod nią znajdują się systemy bezpieczeństwa oraz gondola kontrolna, poniżej której można zainstalować odłączany ładunek w postaci bezzałogowego statku powietrznego. Start odbywa się przy pomocy mobilnego wozu przeznaczonego tylko i wyłącznie do tego celu. Zaletą takiego rozwiązania jest z pewnością prostota. Dodatkowo nie występują tutaj straty związane z samodzielnym osiąganiem wysokości (samolot może być podtrzymywany prądowo przez gondolę balonu aż do uzyskania pułapu docelowego). Kolejną zaletą jest szybkość osiągania pułapu docelowego. Czas ten wynosi ok. 60 minut dla ładunku balonu o masie 120 kg. Otrzymujemy zatem prędkość pionową na poziomie 5 m/s. Prawdopodobnie prędkość ta nie miałaby destrukcyjnego wpływu na płatowiec podczas lotu pionowego. Przypuszczenia te należałoby oczywiście potwierdzić analizą wytrzymałościową konstrukcji.

Powyższa analiza pozwala stwierdzić, iż najkorzystniejszą metodą startu i osiągania pułapu docelowego jest użycie balonu stratosferycznego.



Rys. 3. Wizualizacja osiągania pułapu operacyjnego

4.4. Zasilanie i zapewnienie ciągłości lotu

4.5. Bilans energetyczny

Rozpatrując problem "ciągłości" zasilania, należy ustalić wymagania, jakie stawiamy pokładowym źródłom energii elektrycznej. Pokładowe źródła energii elektrycznej powinny zapewniać:

- ciągłe, bezawaryjne zasilanie urządzeń pokładowych,
- odpowiednią wydajność prądową wymaganą przez pokładowe odbiorniki energii elektrycznej.

Koncepcja samolotu typu HALE bądź VESPA zakłada użycia ogniw fotowoltaicznych jako pokładowego źródła energii elektrycznej. Światło słoneczne, wykorzystywane w tej metodzie posiada szereg zalet:

- jest źródłem odnawialnym,
- całkowicie ekologicznym,
- bezpiecznym,
- moc generowana przez ogniwa zależy praktycznie tylko od powierzchni czynnej tych ogniw.

Samolot stratosferyczny zasilany energią słoneczną nie wymaga uzupełniania paliwa podczas długotrwałego lotu. Jest to niewątpliwie bardzo istotne, biorąc pod uwagę długotrwałość zadania, jakie wykonywać ma samolot. Mimo szeregu niewątpliwych zalet sytemu zasilania energią słoneczną należy pamiętać o jednej kluczowej wadzie tego rozwiązania. Z powodu ruchu obrotowego Ziemi energia promieniowania Słońca nie jest dostępna nieprzerwanie, a jedynie przez okres od kilku do kilkunastu godzin w ciągu doby. Narzuca to konieczność gromadzenia, przechowywania i zarządzania energią elektryczną na pokładzie samolotu w okresach częściowego bądź całkowitego braku energii słonecznej (zmierzch bądź noc).

Na tym etapie można określić bilans energetyczny, jaki musi być spełniony, aby zapewnić ciągłość zasilania:

$$B\eta_{bat} \geqslant A \tag{4.1}$$



Rys. 4. Rozkład energii generowanej przez ogniwa fotoelektryczne w ciągu doby, dla szerokości geograficznej 45° w okolicach równonocy wiosennej i jesiennej; A – pobór energii przez systemy pokładowe ze źródeł chemicznych, B – pobór energii przez systemy pokładowe ze źródeł fotoelektrycznych

W ciągu dnia ogniwa fotowoltaiczne zapewniają ciągłość zasilania dla urządzeń pokładowych. Naddatek tej energii magazynowany jest w ogniwach chemicznych. Specjalny konwerter zapewnia najwyższy punkt pracy dla paneli słonecznych, umożliwiając ich wzajemną współpracę. Urządzenie to nazywane jest MPPT (ang. *Maximum Power Point Tracker*). W ciągu nocy energia elektryczna potrzebna do zasilania statku powietrznego dostarczana jest przez ogniwa chemiczne w postaci akumulatorów litowo-polierowych (Li-Pol). Cykl zaczyna się następnego ranka, kiedy to ogniwa fotowoltaiczne oświetlone promieniami słonecznymi zaczną ponowną konwersję energii, zasilając odbiorniki energii elektrycznej oraz ładując akumulatory samolotu.



Rys. 5. Schemat układu zasilania samolotu

4.6. Ogniwa fotowoltaiczne

Rozpatrując charakterystykę skrzydła samolotu jako bazy do montażu ogniw słonecznych, oczywistym wyborem stają się ogniwa elastyczne. Skrzydło samolotu jest najważniejszym elementem konstrukcji ze względu wytwarzania siły nośnej, dlatego geometria profilu powinna być niezaburzona. Pokrycie górnej powierzchni skrzydeł "tradycyjnymi" krzemowymi ogniwami fotoelektrycznymi powoduję niekorzystną zmienę opływu profilu. Rozwiązaniem tego problemu mogą być ogniwa elastyczne, takie jak ogniwa cienkowarstwowe CuGa/InSe2 \rightarrow CIGS bądź folia fotowoltaiczna TFPV (ang. *Thin-Film Photovoltaic Cells*).

Rynek ogniw fotowoltaicznych stale się rozszerza, proponując coraz to nowe rozwiązania. W projekcie założono użycie ogniw CIGS pokrywających górną powierzchnię skrzydeł oraz usterzenia poziomego. Sprawność wybranych ogniw cieńkowarstwowych wynosi 18.8%. Masa wybranych ogniw wynosi 320 g/m^2 przy grubości $130 \mu \text{m}$.

	Typ ogniwa fotowoltanicznego				
Sprawność	Cienkowarstwowe	GaAs	InP	GaInP/GaAs	Cienkowarstwowe
	51				$CuGa/IIISe_2 \rightarrow CIGS$
teoretyczna	12,0%	$23,\!5\%$	$22,\!6\%$	25,8%	20,0%
ogniw laboratoryjnych	10,0%	21,8%	19,9%	25,7%	18,8%
ogniw w produkcji seryjnej	5,0%	18,5%	18,0%	22,0%	$16,\!6\%$

Tabela 2. Sprawność wybranych typów ogniw fotoelektrycznych

4.7. Moc niezbędna w locie ustalonym poziomym

W locie ustalonym poziomym siła nośna generowana przez skrzydło kompensuję siłę ciążenia działającą na samolot, a siła oporu kompensowana jest przez pracujący zespół napędowy wytwarzający ciąg przy pomocy śmigła. Opisują to równania:

$$mg = C_L \frac{\rho}{2} S v^2 \qquad T = C_D \frac{\rho}{2} S v^2 \tag{4.2}$$

Z równania $(4.2)_1$ wyznaczono prędkość lotu v:

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{C_L \rho S}} \tag{4.3}$$

i podstawiono ją do $(4.2)_2$ w celu otrzymania mocy niezbędnej do lotu ustalonego poziome:

$$P_{lev} = Tv = \frac{C_D}{\sqrt{C_L^3}} \sqrt{\frac{(mg)^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}}$$

$$\tag{4.4}$$

Używając definicji wydłużenia $\lambda = b^2/S$, powyższe równanie można zapisać:

$$P_{lev} = Tv = \frac{C_D}{\sqrt{C_L^3}} \sqrt{\frac{2\lambda g^3}{\rho}} \frac{\sqrt{m^3}}{b}$$
(4.5)

4.8. Obliczenia dziennego zapotrzebowania energetycznego

W celu otrzymania całkowitego zużycia energii elektrycznej $P_{ele-tot}$, należy uwzględnić między innymi sprawność zespołu napędowego, tzn. sprawność silnika, przekładni oraz regulatora obrotów silnika. Należy również uwzględnić pobór mocy systemów awioniki samolotu P_{av} oraz zużycie energii wynikające z charakteru misji P_{pld} , np. pobór mocy głowicy obserwacyjnej bądź przekaźnika radiowego. W przypadku, gdy napięcie dla awioniki czy też dla odbiorników energii elektrycznej powinno zostać zredukowane, należy zastosować regulator i stabilizator napięcia w postaci sytemu BEC (ang. *Battery Elimination Circuit*). W obliczeniach należy również uwzględnić sprawność urządzenia BEC. Całkowite zapotrzebowanie prądowe wynosi zatem:

$$P_{ele-tot} = \frac{1}{\eta_{ctrl}\eta_{mot}\eta_{grb}\eta_{plr}}P_{lev} + \frac{1}{\eta_{bec}}(P_{av} + P_{pld})$$
(4.6)

Dodatkowo należy uwzględnić sprawność ładowania i rozładowywania akumulatorów podczas lotu w nocy, kiedy to energia elektryczna pochodzi całkowicie z baterii:

$$E_{ele-tot} = P_{ele-tot} \left(T_{day} + \frac{T_{night}}{\eta_{chrg} \eta_{dchrg}} \right)$$
(4.7)

O zmierzchu i świcie, gdy energia słoneczna jest poniżej łącznej wymaganej wartości, oczywistym jest, że obydwa źródła, to znaczy panele fotowoltaiczne jak i akumulatory, pracują równolegle, a przełączanie z jednego źródła do drugiego jest progresywne. W celu uproszczenia obliczeń rozważono to zagadnienie, wprowadzając wartości: T_{day} jako czas, podczas którego ładowane są akumulatory oraz T_{tot} jako czas używania akumulatora.

4.9. Światło słoneczne. Wpływ natężenia promieniowania słonecznego

Natężenie promieniowania słonecznego zależy od wielu czynników, takich jak położenie geograficzne, czas, orientacja w przestrzeni, warunki pogodowe. Na wykresie na rys. 6 przedstawiono rozkład natężenia promieniowania słonecznego w funkcji czasu, według modelu Duffie & Beckman oraz aproksymację dającą przybliżony model sinusoidalny, ułatwiający obliczenia.



Rys. 6. Aproksymacja natężenia promieniowania słonecznego

Korzystając z wykresu, możemy łatwo wyprowadzić równanie na dzienną dawkę energii słonecznej padającej na metr kwadratowy powierzchni (4.8). Pominięto parametr biorący pod uwagę warunki pogodowe, zważywszy na pułap operacyjny samolotu, na którym to nie występują zjawiska związane z kondensacją pary wodnej, przez co czynniki pogodowe nie muszą być brane pod uwagę:

$$E_{day-density} = \frac{I_{max}T_{day}}{\pi/2} \tag{4.8}$$

Parametry I_{max} i T_{day} zależą od położenia geograficznego oraz od pory dnia i daty. Parametry te zmieniają się w skali roku. Zjawisko to przedstawiają wykresy na rys. 7.



Rys. 7. Maksymalne natężenie promieniowania słonecznego oraz długość dnia w skali roku dla Europy Centralnej

Analizując powyższe wykresy, możemy zauważyć, że w zimie czas trwania dnia oraz wartość natężenia promieniowania słonecznego osiągają najniższe wartości. Z tej przyczyny o wiele łatwiej osiągnąć nieprzerwany lot o cyklu 24-godzinnym nad terenem Europy centralnej w porze letniej aniżeli zimą. Oczywiście na te parametry ma wpływ położenie geograficzne. Dla terenów w pobliżu równika natężenie promieniowania osiąga znacznie wyższe wartości, lecz stosunek długości dnia do nocy osiąga wartość 1:1. Idąc w przeciwnym kierunku, w wyższej szerokości geograficznej na północy możemy korzystać z promieniowania słonecznego nieprzerwanie przez 24 godziny, ale natężenie promieniowania jest bardzo niskie. Mimo to całkowita energia w ciągu doby jest wyższa niż na równiku.

4.10. Obliczenia dziennej energii słonecznej

W celu określenia całkowitej energii elektrycznej, należy skorzystać z równania (7.8), mnożąc je przez powierzchnię czynną komórek fotowoltaicznych i ich sprawność oraz sprawność urządzenia MPPT. Dodatkowo należy uwzględnić fakt, że komórki nie są rozmieszczone na płaszczyźnie poziomej, lecz na wypukłej górnej powierzchni profilu skrzydła. Skutkuje to tym, iż promienie słoneczne nie są normalne do powierzchni paneli, przez co ich sprawność spada. Przy niskich położeniach słońca (zmierzch, świt) może wystąpić zjawisko zacienienia części ogniw fotowoltaicznych przez krzywiznę profilu, powodując znaczne różnice w napięciach między poszczególnymi panelami. Z tego powodu ważne jest, aby zadbać o konfigurację połączeń między ogniwami. Z badań wynika, iż najkorzystniej łączyć ogniwa szeregowo (pasami) wzdłuż rozpiętości skrzydła. Wyniki pokazują, że w porównaniu do płaskiego ułożenia ogniw krzywizna profilu zmniejsza sprawność układu o około 10%. Stąd wprowadzono dodatkowy współczynnik η_{cbr} określający wpływ krzywizny profilu na sprawność układu ogniw.





Zatem całkowita energia uzyskana podczas dnia określona jest równaniem:

$$E_{ele-tot} = \frac{I_{max} T_{day}}{\pi/2} A_{SC} \eta_{SC} \eta_{cbr} \eta_{mppt}$$
(4.9)

4.11. Obliczenia powierzchni paneli słonecznych. Obliczenia masowe

Korzystając z równań (4.6), (4.7) oraz (4.9), otrzymujemy wymaganą powierzchnię paneli słonecznych potrzebnych do zapewnienia odpowiedniej wydajności energetycznej:

$$A_{SC} = \frac{\pi}{2\eta_{SC}\eta_{cbr}\eta_{mppt}} \left(1 + \frac{T_{night}}{T_{day}}\frac{1}{\eta_{chrg}\eta_{dchrg}}\right) P_{ele-tot}$$
(4.10)

Masa paneli fotowoltaicznych wynosić zatem będzie:

$$m_{SC} = A_{SC}k_{SC} \tag{4.11}$$

Masa akumulatorów niezbędnych to zgromadzenia i przechowywania energii na pokładzie statku powietrznego wynosić będzie:

$$m_{bat} = \frac{T_{night}}{\eta_{dchrg}k_{bat}} P_{ele-tot} \tag{4.12}$$

4.12. Sprawność układu

Warto również przyjrzeć się sprawności całego układu. Na wał śmigła trafia jedynie około 13% energii, którą możemy otrzymać z promieniowania słonecznego, uwzględniając dodatkowo sprawność śmigła, wartość spada ta do ok. 11%. Jak widać, problematyka układu zasilania pseudosatelity nie wynika jedynie ze specyfiki konwersji promieniowania słonecznego, lecz również z wysokich strat występujących w układzie.



Rys. 9. Sprawność układu zapewniającego ciągłość lotu

5. Projekt aerodynamiczny

Kluczowy wpływ na ilość niezbędnej mocy statku powietrznego ma jego doskonałość aerodynamiczna. Wynika to z jednej ze składowych całkowitego zapotrzebowania prądowego, a mianowicie mocy niezbędnej do lotu ustalonego poziomego. Dlatego tak ważnym jest projekt aerodynamiczny pseudosatelity. Projekt aerodynamiczny powinien być przeprowadzony w taki sposób, aby uzyskać jak najlepszą efektywność płata oraz jak najwyższą doskonałość całego samolotu.



Rys. 10. Wstępna bryła aerodynamiczna projektowanej pseudosatelity

Podczas projektowania płata skorzystano z metody pasmowej, stosując zabiegi mające na celu zmianę rozkładu siły nośnej i zbliżenie jej do założonego rozkładu teoretycznego. W tym celu zastosowano szereg zabiegów, takich jak zwichrzenie geometryczne oraz aerodynamiczne skrzydła w cięciwach charakterystycznych. Zastosowany profil to S904. Jest to profil laminarny pracujący przy niskich liczbach Reynoldsa zaprojektowany z myślą o samolotach posiadających na górnej powierzchni skrzydeł ogniwa fotowoltaiczne. Na rysunkach 11 i 12 ukazano rozkład ciśnień dla wspomnianego profilu dla cięciwy przykadłubowej i końcowej dla satelity atmosferycznego o rozpiętości 30 m i pułapie operacyjnym 20 km.



Rys. 11. Rozkład ciśnienia na profilu S904 dla cięciwy przykadłubowej dla kąta natarcia o najwyższej doskonałości



Rys. 12. Rozkład ciśnienia na profilu S904 dla cięciwy końcowej

6. Konstrukcja statku powietrznego

Znając charakterystyki aerodynamiczne statku powietrznego, a co za tym idzie szczegółowe wymiary projektowanej bryły, przystąpiono do procesu wyboru typu konstrukcji oraz wstępnego układu wytrzymałościowego. Masa statku powietrznego bezpośrednio przekłada się na typ zastosowanego układu wytrzymałościowego. Dla tak lekkiego obiektu konstrukcje skorupowe, mimo iż zapewniają najlepsze odwzorowanie profilu skrzydła, są elementami ciężkimi w porównaniu do klasycznego skrzydła bazującego na żebrach, dźwigarze oraz pokryciu. Można połączyć zalety tych dwóch układów wytrzymałościowych, wykorzystując elementy charakterystyczne każdej z nich i stworzyć lekki i wytrzymały płatowiec. Z uwagi na sporą rozpiętość i wydłużenie skrzydła będzie ono narażone na duże momenty gnące powodujące jego ugięcie. Ugięcie to nie jest korzystne, ponieważ zmienia w sposób niekontrolowany geometrię płata. Konieczne jest więc wykorzystanie materiałów o zwiększonej wytrzymałości, takich jak włókna węglowe, aramidowe czy szklane, materiały przekładkowe o wysokiej wytrzymałości na ściskanie oraz wysokiej klasy żywice epoksydowe.

Propozycję co do teoretycznego układu wytrzymałościowego projektowanego statku powietrznego przedstawiono w formie podpunków:

• Kadłub konstrukcji skorupowej.

- Skrzydła konstrukcji klasycznej z kesonem węglowym od krawędzi natarcia do 31% cięciwy (najgrubsze miejsce profilu).
- Dźwigar węglowy dwuteownikowy.
- Żebra z kompozytu węglowego, ażurowane.
- Pokrycie z folii typu mylar (stosowana w misjach kosmicznych).
- Usterzenie konstrukcji półskorupowej.

Wykorzystując programy Autodesk Inventor Professional 2015 oraz Fusion 360, zamodelowano konstrukcję statku powietrznego zgodnie z wyżej wymienionymi założeniami (rys. 13-15).



Rys. 13. Rzut izometryczny konstrukcji samolotu



Rys. 14. 14. Konstrukcja samolotu z złożonym śmigłem



Rys. 15. Konstrukcja skrzydła samolotu, widok bez pokrycia

7. Wnioski

W artykule przedstawiono pewne aspekty techniczne projektu samolotu stratosferycznego o dużej długotrwałości lotu typu HALE (ang. *High Altitude, Long Endurance*), który z powodzeniem może spełniać rolę satelity atmosferycznego takiego systemu jak HAPS (ang. *High Altitude Pseudo Satellite*). Projekt ten posiada ogromny potencjał oraz szereg możliwych zastosowań i potencjalnych nabywców. Należy jednak pamiętać o problemach całego przedsięwzięcia. Samolot operujący w tak specyficznych warunkach, jakich spodziewać się można w stratosferze, jest konstrukcją nieuznającą kompromisów. Powodzenie projektu zależy od wielu aspektów technicznych, począwszy od rozpoznania problematyki ośrodka, w którym operuje statek powietrzny, przez złożoność i wysokie straty występujące w układzie zasilania i utrzymywania ciągłości lotu, skończywszy na problematyce wykonania odpowiednio lekkiej i wytrzymałej konstrukcji zdolnej do utrzymywania się na pułapie operacyjnym. Uwzględniając wszelkie wyżej wymienione aspekty, objawia nam się pełne spektrum problemów, które są z pewnością przyczyną, że powstało zaledwie kilku tego typu statków powietrznych.

Bibliografia

- 1. CHMIELEWSKI P., WRÓBLEWSKI W., 2016, Projekt bezzałogowego samolotu rozpoznawczego o dużej długotrwałości lotu, Praca dyplomowa stopnia inżynierskiego, Politechnika Wrocławska, Wrocław
- 2. BRUSCOLI S., 2010/2011, Airfoil Optimization for a Solar Powered Aircraft, University in Piza
- 3. CESTINO E., 2006, Design of Solar High Altitude Long Endurance Aircraft for Multi Payload and Operations, Turin Polytechnic University, Turin
- NOTH A., 2008, Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, ETH Zrich, Diss. ETH No. 18010
- 5. Ross H., 2009, Solar Powered Aircraft. The True All Electric Aircraft, IBR, Sevilla
- 6. High-Altitude, Long-Endurance Airshipsfor Coastal Surveillance. NASA/TM2005-213427
- 7. SOMERS D.M., 1998-1999, The S904 and S905 Airfoils, State College, Pensylvania
- 8. CICHOCKA E., 2011, Wyzwania i problemy w budowie stratosferycznych samolotów solarnych, Instytut Lotnictwa, Warszawa
- 9. Praca zbiorowa, 2015, A Solar-Powered Hand-Launchable UAV for Low-Altitude Multi-Day Continuous Flight, ETH Zurich

Technical aspects of very-long endurance unmanned stratospheric aircraft vehicle

This paper deals with issues of extending usability of an unmanned aircraft vehicle. Technological development of UAVs leads to creation of new systems with greater possibilities. One of new types of UAVs are HALE (High Altitude Long endurance) or VESPA systems (Very-long Endurance Solar Powered Autonomous Aircraft). This aircraft operates in the atmosphere at high altitudes for extended periods of time. In order to conduct a thorough analysis, the attention was paid both to the merits of the project and to the issues arising from mission details. The stratospheric flights pull along a lot of challenges. At the height of 18 km temperature is around -54 Celsius degrees but can achieve much lower values on different latitude. The air density is more than ten times lower than at sea level. Such low density of a fluid imposes on the future construction very strict requirements. In turn, low temperatures have a devastating impact on battery cells. The low mass of the airplane reduces the number of possible structure types. This structure will be very delicate and susceptible to mechanical damage caused by exceeding the critical values of flight parameters, e.g. overrun the critical flight speed. A very big aspect

ratio, characteristic for this type of construction and a small airfoil thickness has a significant impact on strength and deflection of the wing. The authors highlight that the power supply system of the aircraft must be equipped with high efficiency photovoltaic cells, energy converters, charging system and storage of that energy, etc. In addition to the power supply system, airplane should be equipped with an appropriate power unit providing the required flight speed at correspondingly low power consumption. Besides the problems with the fluid and the problems with durability of the aircraft structure, we must pay special attention to the mission profile and choose which method will be the best to achieve the operational altitude. Atmospheric pseudo-satellites are ambitious and extremely problematic platforms. This paper presents the analysis and technical aspects of the solar powered stratospheric UAV intended to perform tasks similar to conventional satellites.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

SYSTEMY BEZPIECZEŃSTWA W BEZZAŁOGOWYCH STATKACH POWIETRZNYCH

MARCIN CHODNICKI, PRZEMYSŁAW KORDOWSKI, MIROSŁAW NOWAKOWSKI, GRZEGORZ KOWALECZKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: marcin.chodnicki@itwl.pl; przemyslaw.kordowski@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl; grzegorz.kowaleczko@itwl.pl

> W artykule zostały omówione systemy zarządzania energią, tryby awaryjne, systemy diagnostyki oraz kluczowe elementy składowe systemu, które wpływają bezpośrednio na bezpieczeństwo lotu.

1. Wstęp

Bezzałogowe statki powietrzne w ostatnim czasie zyskały na popularności w powszechnym użyciu. Z uwagi na fakt, że jest to nowy typ lotnictwa, powstają nowe regulacje prawne. Niestety w przypadku powszechnie używanych BSP nie wymagane są certyfikaty, badania oraz specjalistyczne przeglądy sprzętu. Obiekty te nie są również wyposażone w systemy diagnostyki i redundancji. Wykonywanie lotów tego typu sprzętem stanowi zagrożenie dla zdrowia i życia ludzi znajdujących się w zasięgu BSP. W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych powstaje wiele typów bezzałogowych statków powietrznych oraz systemów eksploatacji obiektów latających. W artykule zostały omówione systemy zarządzania energią, tryby awaryjne, systemy diagnostyki oraz kluczowe elementy składowe systemu, które wpływają bezpośrednio na bezpieczeństwo lotu. Mogą być one bazą do powstania regulacji prawnych, co do wymagań technicznych wykorzystywanych w BSP.

2. Podsystemy krytyczne w BSP

Na rysunek 1 przedstawiono schemat podsystemów w BSP, które bezpośrednio wpływają na stabilną pracę całości układu. Schemat ten został uporządkowany od elementów najważniejszych do mniej znaczących – od góry do dołu. W niebieskich ramkach zostały krótko opisane rozwiązania zwiększające bezpieczeństwo systemu. Kolorem zielonym został oznaczony ostateczny i zarazem dodatkowy bezpiecznik w postaci spadochronu ratunkowego.

3. Akumulator

Akumulator stanowi główne źródło zasilania systemów pokładowych BSP. Uszkodzenie baterii wiąże się z jednoczesnym upadkiem aparatu latającego na ziemię. W celu zwiększenia bezpieczeństwa zaleca się wykorzystywanie dwóch akumulatorów połączonych ze sobą równolegle.



Rys. 1. Schemat blokowy podsystemów krytycznych

4. Główne złącze prądowe

Kolejnym bardzo ważnym elementem, rzadko prawidłowo dobranym przez osoby wykorzystujące BSP wykonane samodzielnie, jest złącze prądowe. Jest to drugi element w hierarchii wyżej przedstawionego schematu. Jego dobór, jak i użytkowanie, jest z pozoru proste, jednak częstą przyczyną wypadków tego typu obiektów jest właśnie spalone złącze. Głównym parametrem doboru złącza jest maksymalny prąd ciągły i chwilowy. Prąd ten wynika z obciążenia akumulatora wszystkimi podzespołami znajdującymi się na pokładzie BSP. Zaleca się, aby parametry złącza dobierać z zapasem lub dublować je. Przed każdym lotem należy sprawdzić połączenia między wtykiem i gniazdem. Mniejsza powierzchnia styku powoduje zmniejszenie wcześniej omówionych parametrów złącza.

5. Układ zasilania

W układzie zasilania znajdują się układy przetwarzania energii. W większości powszechnie dostępnych BSP awionika wymaga zasilania z 3 poziomów napięć: 12 V, 3,3 V i 5 V. Każdy z tych poziomów ma ściśle nałożone wymagania prądowe w zależności od złożoności systemu. Produkty dostępne na rynku, które wykorzystywane są przez użytkowników cywilnych, nie przechodzą żadnych badań certyfikacyjnych. Dodatkowo informacje, które znajdują się na przetwornicach impulsowych, często mijają się z prawdą.

W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych zaprojektowany został inteligentny system zarządzania energią, dostosowany do wymagań sprzętowych BSP wyprodukowanych w ITWL. Moduł ten wyposażony jest w:

- zdublowany układ przetwornic impulsowych,
- zapasowy awaryjny moduł zasilania,
- czujniki pomiarów prądu, napięć i temperatury każdej części układu,
- procesor sterujący, komunikujący się z autopilotem, wyposażony w zabezpieczenia przepięciowe.

Procesor analizuje dane ze wszystkich czujników, przesyła je do autopilota i dalej do naziemnej stacji kontroli. W razie wykrycia błędów realizuje zadania awaryjne, takie jak przełączenie na przetwornice zapasową i wysłanie komendy o błędzie do NSK. W razie newralgicznego uszkodzenia głównego modułu zasilania system przełączony jest na moduł awaryjny. Bardzo ważnym parametrem jest temperatura modułów zasilania. Zazwyczaj układy scalone przetwornic impulsowych wyposażone są w wyłączniki termiczne i zwarciowe. Z tego powodu nadzór temperatury i odpowiednie działania zabezpieczające przed utratą zasilania są kluczowe dla bezpiecznego i stabilnego lotu BSP.



Rys. 2. Schemat układu zasilania

6. Autopilot

Układ autopilota odpowiada za zarządzanie całością systemu bezzałogowego, stabilizacją i kontrolą lotu oraz komunikacją z NSK. Autopilot zaprojektowany w ITWL ma możliwość wykonania szeregu trybów awaryjnych:

- 1. powrót do miejsca startu po najkrótszej trasie,
- 2. wykonanie misji awaryjnej,
- 3. powrót po trasie wstecz,
- 4. awaryjne lądowanie,
- 5. awaryjne lądowanie w miejscu zapasowym,
- 6. wyzwolenie spadochronu ratunkowego.

Autopilot wykonuje odpowiedni tryb awaryjny w zależności od parametrów pochodzących z czujników inercyjnych, modułu GPS, układu zasilania, systemu łączności oraz naziemnej stacji kontroli.

Dodatkowo autopilot w BSP pełni rolę "czarnej skrzynki", dzięki czemu istnieje możliwość odtworzenia lotu przy upadku oraz identyfikację sprzętu. Dane te zapisywane są również na pokładzie stacji naziemnej do momentu, kiedy zachowana jest łączność radiowa.

Autopilot w połączeniu ze stacją naziemną ma zaimplementowaną procedurę sprawdzeń przed każdym lotem. Jeśli wynik sprawdzenia będzie negatywny, autopilot nie pozwoli na start aparatu latającego oraz wskaże element uszkodzony. Procedurę tę operator może pominąć, jednak fakt ten zapisany jest w pliku.



Rys. 3. Autopilot jako jednostka centralna

Na rysunku 3 przedstawiono schemat całości systemu, gdzie jednostką decyzyjną jest autopilot.

- 1) Autopilot + układ zasilania:
 - napięcie akumulatora na poziomie
 \leqslant 3,5,V na cele wykonanie ustawionego trybu awaryjnego,
 - napięcie akumulatora na poziomie ≤ 3.3 V na cele wykonanie lądowania awaryjnego,

- włączenie przetwornicy zapasowej wykonanie ustawionego trybu awaryjnego,
- uszkodzenie akumulatora wyzwolenie spadochronu.
- 2) Autopilot + moduł radiowy:
 - -utrata łączności przez $\geqslant 2\,\mathrm{s}$ wykonanie trybu awaryjnego.
- 3) Autopilot + sterownik silnika:
 - obroty silnika nieproporcjonalne do poboru prądu wykonanie trybu awaryjnego,
 - uszkodzenie sterownika lub silnika wyzwolenie spadochronu.

7. Sterownik silnika

Układem napędowym BSP jest silnik BLDC. Silnik ten wymaga dedykowanego sterownika. Falownik ten pozwala na pomiar prędkości obrotowej silnika. W połączeniu z diagnostyką w układzie zasilania istnieje możliwość detekcji uszkodzenia mechanicznego lub elektrycznego silnika, poprzez porównanie parametrów prądowych i obrotowych silnika.

8. Silnik i śmigło

Napędy w ITWL są przebadane pod kątem bezpiecznej ilości przepracowanych godzin. Układ wykonawczy, poza diagnostyką stanu technicznego, ma wyznaczone resursy danych komponentów.



Rys. 4. System spadochronowy

9. System spadochronowy

Ostatnim elementem bezpieczeństwa jest system spadochronowy. Jest to samodzielny układ zasilany z oddzielnego źródła zasilania. Komunikacja z autopilotem tego modułu rozdzielona jest przez optoizolacje. Optoizolacja zabezpiecza uszkodzenie systemu spadochronowego przy awarii autopilota. Spadochron jest ostatnim stopniem zabezpieczenia, wyzwalany jest automatycznie lub zdalnie. Wyzwolenie automatyczne odbywa się po utracie komunikacji z autopilotem, zdalne natomiast wykonywane jest po komendzie z NSK.

Zastosowanie mikrokontrolera z serii L oraz wyzwalanie spadochronu poprzez przepalenie złącza mocującego pozwoliło na osiągnięcie bardzo niskiego poboru prądu na poziomie 220 nA.

10. Podsumowanie

Obecnie powszechnie wykorzystywane BSP nie posiadają większości z wyżej opisanych zabezpieczeń. Brak tego typu układów uniemożliwia określenie właściciela obiektu po wypadku, analizy lotu BSP oraz określenia stanu technicznego, w jakim znajdował się on przed lotem. Jednocześnie użytkownik często nie jest świadomy, w jakim stanie technicznym znajduje się jego sprzęt. W instrukcji użytkowania brak jest jakichkolwiek zapisów resursowych. Najczęściej kupowane BSP wyposażone są w pojedynczy akumulator, jeden zestaw przetwornic, brak systemu spadochronowego oraz brak analizy danych pochodzących z silników. Mimo tego, że obiekty te traktowane są jako zabawki, ich upadek z wysokości kilkudziesięciu metrów stanowi poważne zagrożenie dla zdrowia człowieka.

Istnieje konieczność opracowania zapisów prawnych określających wyposażenie bezpieczeństwa, okresy przeglądów oraz innych wymagań technicznych sprzętu wykorzystywanego profesjonalnie.

Security systems of unmanned aerial vehicles

The article discribes energy management systems, emergency modes, diagnostics systems and other key components which directly affect at the safety of the UAV flight.

KONCEPCJA BEZZAŁOGOWEGO ŚMIGŁOWCA WIELOWIRNIKOWEGO O OBRACANYCH GONDOLACH SILNIKÓW

MARCIN CIOPCIA, CEZARY SZCZEPAŃSKI

Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny e-mail: marcin.ciopcia@pwr.edu.pl; cezary.szczepanski@pwr.edu.pl

Niewielkie wielowirnikowe śmigłowce mają wiele korzystnych własności lotnych, typowych dla tego typu statków powietrznych, m.in.: możliwość zawisu, pionowego startu i lądowania. Ze względu na ograniczoną liczbę części mechanicznych są konstrukcjami stosunkowo odpornymi na warunki eksploatacji. Cechuje je także niewielka prędkość i długotrwałość lotu oraz niezdolność do wykonania manewrów awaryjnych: szybowania bądź lądowania dzięki autorotacji. Jednym z rozwiązań umożliwiających uniknięcie powyższych mankamentów jest zastosowanie płata nośnego oraz obracanych gondol silników. Tego typu rozwiązanie pozwoli zwiększyć zasięg i długotrwałość lotu oraz w wypadku awarii – uniemożliwiającej dalszy lot – wykonać lot szybowy. W referacie poruszono zagadnienia dotyczące dopasowania geometrii płata do ograniczeń konstrukcyjnych wielowirnikowca. Ponadto przedstawiono projekt niewielkiego płata nośnego o ujemnym skosie. Zamieszczone charakterystyki, uzyskane metodami CFD, obrazują duży potencjał konstrukcji tego typu.

1. Wstęp

Idea wiropłata o pochylanych gondolach silników nie jest w lotnictwie niczym nowym. Już w 1930 r. George Lehberge w swoim patencie "Maszyny Latającej" [4] po raz pierwszy przedstawił koncepcję pochylanej gondoli silnika jako napędu statku powietrznego (SP) pionowego startu i lądowania (VTOL – ang. Vertical Take-off and Landing).

Siły powietrzne Stanów Zjednoczonych dostrzegły potencjał konstrukcji tego typu, wdrażając wraz z firmą Bell program badawczy statków o pochylanych wirnikach. W 1955 r. w swój dziewiczy lot wyruszył pierwszy prototyp znany jako Bell XV-3 [1]. Miał on 2 gondole silników zawierające układ pochylania wału śmigła umożliwiające umieszczenie go zarówno w pozycji pionowej – umożliwiającej pionowy start i lądowanie oraz poziomej – umożliwiającej lot postępowy przy użyciu płata nośnego. Konstrukcja ta stała się prekursorem takich statków powietrznych, jak Bell-Boeing V-22 Osprey czy AgustaWestland AW609 [5].



Rys. 1. Bell XV-3 (źródło: Domena Publiczna)



Rys. 2. Curtiss-Wright X-19 (źródło: Domena Publiczna)

Oprócz koncepcji 2-silnikowego pionowzlotu rozważano także jego 4-silnikowy wariant. Przykładami takich konstrukcji są: oblatany w 1963 r. Curtiss-Wright X-19 (rys. 2) oraz Bell XV-22, który odbył swój dziewiczy lot 3 lata później.

Mimo iż technologia budowy śmigłowców o pochylanych rotorach jest znana od co najmniej 50 lat, nie należą one do najchętniej stosowanych układów statków powietrznych w lotnictwie. Znaczącą rolę w zahamowaniu rozwoju tej koncepcji aerodynamicznej odgrywały ograniczenia natury mechanicznej, materiałowej oraz technologicznej, związanej m.in. ze skomplikowanym układem sterowania.

Obecny rozwój technologii materiałowych oraz postępująca miniaturyzacja sprzętu elektronicznego sprawiła, iż pod postacją programów takich jak Bell V-280 Valor czy Bell Boeing Quad-Tiltrotor (QTR) wznowiono intensywne badania nad statkami tego typu.

Jak pokazują projekty, m.in. Bell Eagle Eye, IAI Panther czy American Dynamics AD-150, zapotrzebowanie na statki o zmiennym położeniu wirników dotyczy nie tylko maszyn pilotowanych, lecz także bezpilotowych statków rozpoznania.

Pomimo iż technologia ta ma szeroki potencjał zastosowań, w literaturze naukowej brakuje opracowań dotyczących aerodynamiki, mechaniki lotu oraz układów sterowania statkami tego typu.

Niniejsza publikacja skupia się na aerodynamicznych aspektach budowy eksperymentalnego bezpilotowego statku powietrznego(BSP), umożliwiającego badania nad układami sterowania śmigłowców tego typu w skali micro.

2. Wymagania dotyczące geometrii BSP typu tiltrotor

2.1. Analiza wpływu wielkości śmigieł oraz ich współosiowości na lot BSP

Budowa BSP o pochylanych gondolach silników jest stosunkowo złożonym zagadnieniem. Połączenie cech i własności samolotu i wielowirnikowego śmigłowca wymaga pogodzenia nierzadko sprzecznych wymagań konstrukcyjnych, komplikując proces projektowania maszyn tego typu.

Przykładem takiego problemu może być zagadnienie doboru promieni łopat śmigieł. Niewielkie, wysokoobrotowe śmigła zapewniają możliwość lotu ze znaczną prędkością. Ich niewielki promień powoduje możliwość osiągania większych prędkości obrotowych w stosunku do ich większych odpowiedników. Z kolei śmigła o znacznej średnicy zapewniają większą sprawność napędu przy zawisie i niskich prędkościach. Dobór wielkości śmigieł jest zatem ściśle związany z planowanym profilem misji BSP.

Kolejnym ważnym aspektem budowy napędu każdego typu śmigłowca jest wzajemna kompensacja momentu reakcyjnego śmigieł. W konstrukcjach o wielu pochylanych gondolach wirnikowych dokonuje się jej zazwyczaj, stosując pary obracających się przeciwbieżnie śmigieł, pochylanych jednocześnie o ten sam kąt.

Pod względem układu aerodynamicznego można wyróżnić 2 główne rodziny śmigłowców o pochylanych gondolach:

- śmigłowce o śmigłach współosiowych każdy z napędów posiada 2 przeciwbieżne śmigła wzajemnie kompensujące swoje momenty reakcyjne i dzięki temu możliwie jest niezależnie pochylanie każdego zestawu napędowego w celu uzyskania dodatkowych sterowań SP;
- 2) śmigłowce o śmigłach niewspółosiowych ruch poszczególnych par przeciwbieżnych śmigieł musi być sprzężony. Brak sprzężenia powoduje powstanie dodatkowych momentów reakcyjnych, których skompensowanie za pomocą pozostałych sterowań SP może być wysoce skomplikowane, a niekiedy nawet niemożliwe.

2.2. Analiza wpływu ilości wirników na mechanikę lotu SP

Pod względem konstrukcyjnym liczba wirników SP ma znaczny wpływ na jego geometrię. Elementy konstrukcyjne mocowania napędów muszą zarówno spełniać warunki wytrzymałościowe, zapewniać zachowanie wymaganej odległości śmigieł od kadłuba oraz posiadać niski współczynnik oporu aerodynamicznego w czasie lotu poziomego. Korzystnym rozwiązaniem jest zatem zabudowa rotorów na końcach dźwigarów skrzydeł.

Naturalnym rozwinięciem tej koncepcji jest układ zabudowy dwóch zestawów napędowych na końcach dźwigarów. Pomysł ten posiada szereg zalet, m.in. umożliwia odciążenie dźwigaru skrzydła w trakcie lotu oraz ułatwia zachowanie wyważenia SP. Z drugiej jednak strony, aby zachować stabilność pochylenia w locie pionowym, SP tego typu wymaga zastosowania dodatkowego mechanizmu stabilizującego. Jego funkcję może pełnić znana ze śmigłowców tarcza sterująca, umożliwiająca zmianę kąta natarcia w zależności od położenia kątowego łopaty. Dla niewielkich BSP mechanizm ten, ze względu na swój rozmiar, jest trudny w budowie oraz awaryjny. Aby ominąć to ograniczenie, należy rozpatrzyć możliwości konstrukcji SP o większej liczbie zespołów napędowych.

Z własności geometrii euklidesowej wynika, iż aby w trójwymiarowej przestrzeni jednoznacznie wyznaczyć płaszczyznę, należy zdefiniować położenie co najmniej 3 punktów znajdujących się na niej. Korzystając z tej własności, można dowieść, iż SP zawierający co najmniej 3 zestawy napędów jest w stanie ustabilizować swój lot za pomocą sterowania ich ciągiem. Zespoły te muszą posiadać jednak wewnętrzną kompensację momentów reakcyjnych, co wymusza zastosowanie 3 par śmigieł.

Koncepcja 3 zespołów napędowych umożliwia także zachowanie formy zbliżonej do klasycznych samolotów. Dwa zespoły napędowe nadal mogą zostać zamontowane na przedłużeniu dźwigarów – pod warunkiem zastosowania ujemnego kąta skosu skrzydeł. Tylny zespół napędowy może zostać zabudowany np. w usterzeniu motylkowym. Przykład konstrukcji tego typu zostanie przedstawiony w dalszej części tego artykułu.

Istnieje także możliwość zastosowania większej liczby zespołów napędowych. Rozwiązanie to posiada jednak szereg wad związanych z koniecznością zapewnienia niskiego współczynnika oporu elementom mocującym napędy do kadłuba. Ich znacząca długość może powodować zaburzenia opływu głównego płata nośnego, szczególnie w fazie przejściowej pomiędzy zawisem a lotem poziomym. Potencjalne zwiększenie stopnia skomplikowania bryły aerodynamicznej SP w stosunku do poprzedniego rozwiązania miało znaczący wpływ na wybór układu aerodynamicznego.

3. Koncepcja BSP

3.1. Rys koncepcyjny

Jako bazę projektu zdecydowano się na przebudowę już istniejącego czterowirnikowca "Duch" (rys. 3). Oprócz ograniczenia kosztów badań rozwiązanie to ma jeszcze jedną poważną zaletę. W pracy [1] zawarto zarówno dane aerodynamiczne zastosowanych zespołów napędowych, jak i dane masowe BSP, co w znaczący sposób przyspieszy dalsze badania nad BSP tego typu.

Jednym z ważniejszych aspektów projektowania wielowirnikowca jest położenie jego wirników. SP tego typu projektuje się tak, aby przy zachowaniu jednakowego ciągu na wszystkich zespołach napędowych, momenty sił działających w każdej z jego osi równoważyły się [6], [3]. W przypadku opisywanego tiltrotoru wymaga to zastosowania zależności geometrycznych przedstawionych na rys. 4.

Posiadając zarys ograniczeń konstrukcyjnych, przystąpiono do doboru profili aerodynamicznych dla opracowywanego SP.



Rys. 3. Wielowirnikowiec "Duch"



Rys. 4. Szkic koncepcyjny geometrii BSP

3.2. Dobór profili

W celu zapewnienia dogodnych własności transportowych oraz ograniczenia wagi zdecydowano się na ograniczenie całkowitej rozpiętości BSP do 1 m. Kolejnym ograniczeniem była chęć uzyskania doskonałości aerodynamicznej $D \ge 10$ oraz prędkości optymalnej poniżej 20 m/s.

Ponieważ BSP klasy tiltrotor ma możliwość generowania siły nośnej przy wykorzystaniu sterowania orientacją gondol silnika, jest on w stanie latać poniżej prędkości minimalnej.

W związku z ograniczoną powierzchnią nośną i niewielkimi liczbami Reynoldsa poszukiwania odpowiedniego profilu rozpoczęto od zbadania charakterystyk profili modelarskich charakteryzujących się dużym współczynnikiem siły nośnej C_x oraz doskonałością D, takich jak Selig S1223. Dzięki tym własnościom możliwe byłoby uzyskanie niewielkich prędkości lotu przy ograniczonej powierzchni skrzydeł.

Już wstępne badania wykazały jednak, iż znaczny opór indukowany skrzydła, powstający wskutek tak niewielkiej ich rozpiętości, czyni zastosowanie profili tego typu nieefektywnymi.

Aby efektywnie wykorzystać ograniczoną rozpiętość skrzydeł SP, zdecydowano się na zaprojektowanie zintegrowanego ze skrzydłami kadłuba nośnego. W celu zapewnienia miejsca na źródło zasilania oraz systemy pokładowe BSP jako profil kadłuba zastosowano Seliga S4233 [7] (rys. 5) – charakteryzującego się dobrymi własnościami aerodynamicznymi oraz znaczną grubością względną. Jako profil skrzydeł wybrano Seliga S2046 [7] (rys. 6) – o znacznie smuklejszej budowie, pozwalającej jednak na zamontowanie wystarczająco wytrzymałych elementów wytrzymałościowych skrzydła.



Rys. 6. Wybrany profil skrzydła – Selig S2046

3.3. Opracowana geometria

Jak już wcześniej wspomniano, geometria BSP opiera się o koncept kadłuba nośnego z usterzeniem motylkowym. Aby uzyskać optymalne rozmieszczenie środka ciężkości, zastosowano ujemny skos skrzydeł. Opracowaną geometrię zaprezentowano na rysunku 7.



Rys. 7. Geometria płata nośnego opracowywanego BSP

3.4. Uzyskane charakterystyki

W celu określenia charakterystyk aerodynamicznych BSP wykorzystano oprogramowanie XFLR oraz uproszczony model przedstawiony na rysunku 8. Obliczeń dokonano przy użyciu metody Vortex Lattice Method dla warunku stałej siły nośnej, równoważącej estymowany ciężar gotowego BSP.



Rys. 8. Uproszczona geometria płata nośnego dla obliczeń w programie XFLR

Dla powyższej bryły uzyskano charakterystyki aerodynamiczne przedstawione na rysunkach 9 i 10.



Rys. 9. Charakterystyki aerodynamiczne uzyskane w programie XFLR

4. Podsumowanie

Wstępny projekt bryły BSP spełnia założenia projektowe. Posiada on cechy wymagane zarówno do wykonania poprawnego lotu w trybie zawisu, jak i lotu postępowego.

Wstępne badania wykazały korzystne charakterystyki aerodynamiczne zaprojektowanej bryły. Mimo ograniczonej dokładności obliczeń programu XFLR [2] otrzymane wyniki pokazują, iż



Rys. 10. Charakterystyki aerodynamiczne uzyskane w programie XFLR(c.d.)

spełnienie wymagań projektowych jest możliwe przy użyciu badanej geometrii. Zasadne są więc dalsze badania nad koncepcją aerodynamiczną BSP przy użyciu metod obliczeniowej mechaniki płynów (CFD – ang. *Computational Fluid Dynamics*).

W ramach dalszych badań planowane jest dopracowanie geometrii oraz szczegółów bryły przedstawionej na rys. 7 oraz uzyskanie jej charakterystyk aerodynamicznych przy użyciu metod CFD.

Bibliografia

- 1. CIOPCIA M., 2015, Zastosowanie modeli matematycznych zjawisk fizycznych do poprawy estymat połozenia i orientacji czterowirnkowego wiropłatu, Praca magisterska, Politechnika Wrocławska
- 2. DEPERROIS A., 2009, About xftr5 calculations and experimental measurements, October 16
- 3. EARL M., D'ANDREA R., 2004, Real-time attitude estimation techniques applied to a four rotor helicopter, *IEEE International Conference on Decision and Control (CDC)*, 4, 39563961
- 4. LEHBERGER G., Flying machine, Wrze. 16 1930. US Patent 1,775,861
- 5. LEISHMAN J.G., 2000, *Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge Aerospace Series*, Cambridge University Press, Cambridge, New York
- MAHONY R., KUMAR V., CORKE P., 2012, Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor, *IEEE Robotics Automation Magazine*, 19, 3, 2032
- 7. SELIG M., Uiuc airfoils coordinates database, September 16, 2016, Dostep 10.02.2016r

A concept of unmanned multirotors with tilting nacelles

Small multirotors have many features and limitations which are common for the whole helicopter family. They can hover, maneuver with very low speed and perform vertical take-off and landing (VTOL). Like their singled-rotor or coaxial cousins, they have operational range and maximal speed significantly smaller than other types of aircraft.

Multirotors have two significant advantages over helicopters in small scale – they have a simpler control system and their mechanical design does not require small, precise manufactured parts. Such small and light components are very fragile for exploitation in harsh environments. Tradeoff for such robustness is their susceptibility to engine and propeller failures. Simple mechanical design and small propeller diameter makes them incapable of gliding and landing on autorotation.

A tiltrotor concept has been designed to endow the helicopters with abilities which were previously reserved only for airplanes. They can be faster and perform flights further than conventional helicopters and still holding VTOL and hover capabilities. Their aerodynamic properties give them also extra safety feature – they have ability to glide. Such a hybrid solution can be beneficial for future of the aviation.

Significant, mutually excluding design rules for multirotors and aircraft makes the designing of tiltrotors challenging. The presented article is focused on finding solution to design problems. It also includes valid examples of body and wing geometry for a small unmanned tiltrotor. To find out whether such UAV has favorable aerodynamics, simplified computational fluid dynamics(CFD) research has been performed. The obtained results indicate a potential of such constructions.

CZYNNE TŁUMIENIE NIELINIOWYCH DRGAŃ AEROELASTYCZNCH METODAMI STEROWANIA ODPORNEGO

FRANCISZEK DUL

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

W pracy przedstawiono analizę możliwości aktywnego tłumienia nieliniowych drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką z luzem oraz z histerezą w układzie sterowania przy użyciu metody sterowania odpornego H_{∞} oraz metody LQG. Wykazano za pomocą analizy symulacyjnej, że drgania nieliniowe lotki, mające charakter cykli granicznych, mogą być efektywnie tłumione za pomocą obu tych metod, jednakże w przypadku nieliniowości typu histerezy są one mniej skuteczne, co objawia się niemożnością całkowitego wytłumienia drgań. Zbadano także wpływ niepełnych pomiarów stanu układu na efektywność tłumienia drgań, wykazując, że skuteczność obu metod zależy w zasadniczy sposób od liczby mierzonych współrzędnych stanu oraz rodzaju pomiarów (przemieszczeń lub prędkości). Stwierdzono, że metoda H_{∞} tłumi drgania bardzo skutecznie w przypadku pełnych pomiarów, jednak metoda LQG jest skuteczniejsza, gdy pomiary obejmują pojedyncze składowe wektora stanu. Pokazano także, że metoda H_{∞} umożliwia oszacowanie wpływu zmian wartości parametrów modelu na jej odporność, co pozwala na prognozowanie skuteczności aktywnego tłumienia drgań przy zmieniających się wartościach parametrów układu w trakcie eksploatacji samolotu.

1. Wstęp

Drgania aeroelastyczne konstrukcji lotniczych są bardzo niebezpiecznymi zjawiskami, gdyż często prowadzą do katastrofy statku powietrznego [1]. Dotyczy to zwłaszcza klasycznego flatteru giętno-skrętnego skrzydeł i lotek, który w przeszłości był przyczyną licznych katastrof [2]. Flatter klasyczny powierzchni nośnych i sterów cechują sprzężenie aerodynamiczne postaci drgań i gwałtowny przebieg cechujący się rosnącą wykładniczo amplitudą drgań konstrukcji, co prowadzi zazwyczaj do zniszczenia skrzydła lub steru. Flatter klasyczny jest jednak dość dobrze poznany i dlatego nie stanowi obecnie takiego zagrożenia, jakim był w przeszłości, o czym świadczy niewielka liczba katastrof tego rodzaju, które wydarzyły się w ciągu ostatnich dwudziestu lat. Wynika to stąd, że istniejące modele liniowe pozwalają na dość wiarygodne określanie jego prędkości krytycznej, a co za tym idzie, tak określone prędkości krytyczne muszą, zgodnie z przepisami CS-25 i CS-23 [3,4], z marginesami co najmniej 15% (wielkie samoloty) lub 20% (małe samoloty) leżeć poza zakresem prędkości dopuszczalnych samolotu.

Zupełnie inaczej jest z innymi rodzajami drgań aeroelastycznych, zwłaszcza drganiami powierzchni sterowych, najczęściej lotek [5]. Drgania takie, związane zwykle z luzami lub histerezami w układzie sterowania, mają najczęściej charakter nieliniowy i pojawiają się przy prędkościach znacznie niższych od prędkości krytycznych flatterów i, co gorsza, niższych niż dopuszczalne prędkości eksploatacyjne samolotu. Przykładem takiej sytuacji była katastrofa samolotu F-117 w roku 1997 spowodowana drganiami lotek przy prędkości ~ 750 km/h, znacznie niższej od prędkości krytycznej flatteru równej ~ 1100 km/h. Nie należy się więc spodziewać, że prędkości krytyczne takich drgań będą wyższe niż dopuszczalne prędkości eksploatacyjne. Nieliniowe drgania sterów pojawiały się od czasu do czasu: w latach 90. XX w. odnotowano np. drgania steru wysokości w samolotach Airbus, co spowodowało ożywioną dyskusję pomiędzy producentem a FAA [6]. Również wspomniana wcześniej katastrofa F-117 spowodowana była nieliniowymi drganiami lotki. W pracy [5] Dowell stwierdził, iż "przypadki wystąpienia flatteru w postaci drgań LCO spowodowane luzami w sterach nie były opisane w literaturze ogólnodostępnej, ale mówiono o nich w środowisku inżynierów lotniczych, prawdopodobnie zostały też opisane w niejawnych raportach wewnętrznych firm lotniczych oraz instytucji rządowych" (tłum. F.D.). Zaistniała więc potrzeba wyjaśnienia mechanizmów fizycznych takich drgań, co skutkowało powstaniem szeregu prac poświęconych tym zagadnieniom [7]-[15]. W ostatnim okresie znaczną uwagę poświęcono także zagadnieniom niepewności w nieliniowych układach aeroelastycznych [16]-[18].

Drgania nieliniowe mają zazwyczaj postać cykli granicznych LCO (ang. *Limit Cycle Oscillations*), charakteryzujących się ograniczoną amplitudą i dlatego nie muszą powodować katastrofalnych skutków. Panuje nawet pogląd [5], że nieliniowe drgania LCO wręcz zapobiegają wystąpieniu liniowych drgań flatterowych o wykładniczo rosnącej amplitudzie. Tym niemniej drgania takie są niepożądane, gdyż przyczyniają się do zmęczenia konstrukcji, rozregulowywania układów sterowania, zwiększania w nich luzów i dlatego należy im zapobiegać. Można to osiągnąć metodami biernymi (konstrukcyjnymi i eksploatacyjnymi) lub czynnymi, poprzez aktywne tłumienie drgań przy użyciu systemu sterowania automatycznego uzupełnionego układem pomiaru drgań konstrukcji. Należy zaznaczyć, że czynne tłumienie drgań nie musi doprowadzić do całkowitego ich wytłumienia, chodzi przede wszystkim o niedopuszczenie do nieograniczonego wzrostu amplitudy takich drgań (jak to ma miejsce w przypadku flatteru) oraz o znaczne ograniczenie amplitudy cyklu granicznego w przypadku drgań nieliniowych.

Aktywne tłumienie drgań konstrukcji lotniczych ma długą, ponad czterdziestoletnią, historię [5]. Wprawdzie już w roku 1973 z powodzeniem zastosowano je do tłumienia klasycznego flatteru giętno-skrętnego skrzydeł w samolocie B-52 [19], ale w rezultacie uzyskano tylko niewielkie zwiększenie prędkości krytycznej flatteru, o ok. 18 km/h, tj. o 1.6% (mniej niż dwa procenty!). Przez następnych trzydzieści lat nie podejmowano praktycznych prób aktywnego tłumienia flatteru. Idea aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych odżyła dopiero w ostatniej dekadzie w kontekście tłumienia drgań nieliniowych. Odnotowano znaczący postęp w tej dziedzinie, zarówno teoretyczny jak i eksperymentalny [20]-[24].

Przedmiotem niniejszej pracy jest analiza możliwości aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką przy użyciu odpornej metody sterowania H_{∞} oraz klasycznej metody LQG. Skrzydło opływane nieściśliwym strumieniem powietrza modelowane jest za pomocą klasycznego modelu półsztywnego [1] z uwzględnieniem luzu i histerezy w układzie sterowania lotką. Badany będzie wpływ niekompletnych pomiarów wektora stanu układu na efektywność sterowania, a także wpływ zmiany wybranego parametru modelu na odporność metody H_{∞} .

W pierwszej części pracy zostaną omówione: nieliniowy model skrzydła z lotką wraz z przyjętym modelem aerodynamiki i model nieliniowy drgań w formie używanej w teorii sterowania oraz jego wersja zlinearyzowana. Następnie omówione zostanie aktywne tłumienie drgań aeroelastycznych oraz wykorzystane do tego celu metody sterowania LQG oraz H_{∞} [25]. W dalszej części pracy zdefiniowane zostaną zagadnienia wpływu niepełnych pomiarów wektora stanu na skuteczność i odporność sterowania oraz reprezentacji niewiedzy o modelu w oparciu o jego reprezentację sfaktoryzowaną w kontekście powolnych zmian parametrów w trakcie eksploatacji samolotu.

W drugiej części pracy przedstawione zostaną wyniki badań symulacyjnych obejmujące analizę skuteczności czynnego tłumienia drgań skrzydła z lotką z dwoma rodzajami nieliniowości: luzem i histerezą za pomocą sterowania H_{∞} , porównanie z metodą LQG, zbadanie wpływu niepełnych pomiarów wektora stanu na odporność sterowania oraz zbadanie wpływu zmiany wybranego parametru modelu na odporność metody H_{∞} .

2. Model aeroelastyczny skrzydła z lotką nieliniową

Do analizy czynnego tłumienia drgań aeroelastycznych lotek przyjęto klasyczny półsztywny model skrzydła z lotką o nieliniowych charakterystykach sprężystych (rys. 1) [1], [2] i z aerodynamiką nieściśliwą. Założono, że skrzydło i lotka mogą wykonywać małe drgania, przy których kąty natarcia skrzydła i lotki leżą w zakresie liniowym siły nośnej, zatem obciążenia aerodynamiczne mogą być opisane modelem liniowym quasi-stacjonarnym [1], [2]. Model aeroelastyczny drgań lotki ma postać:

$$(M_S - M_A(V_\infty))\ddot{q} + (D_S - D_A(V_\infty))\dot{q} + (K_S - K_A(V_\infty))q + f_S(q,\dot{q}) = f_u(u)$$
(2.1)

gdzie wektor $q(t) = [h(t), \alpha(t), \beta(t)]^{\mathrm{T}}$ opisuje ugięcie i skręcenie skrzydła oraz wychylenie lotki; M_S , D_S , K_S są macierzami, odpowiednio, bezwładności, tłumienia i sztywności skrzydła; $M_A(V_{\infty}), D_A(V_{\infty}), K_A(V_{\infty})$ są macierzami bezwładności, tłumienia i sztywności aerodynamicznej zależnymi od prędkości opływu V_{∞} ; $f_S(q, \dot{q}) = [0, 0, M_H(\beta, \dot{\beta})]^{\mathrm{T}}$ jest wektorem nieliniowego momentu sprężystego w lotce, w którym $M_H(\beta, \dot{\beta})$ jest nieliniowym momentem sprężystości lotki o charakterze histerezy; $f_u(u) = [0, 0, M_u(u)]^{\mathrm{T}}$ jest wektorem wymuszeń, w którym $M_u(u)$ jest momentem sterującym przyłożonym do lotki zależnym od sterowania u wypracowanego przez układ sterowania automatycznego.



Rys. 1. Model aeroelastyczny półsztywny skrzydła z lotką nieliniową

W niniejszej pracy analizowane będą oddzielnie dwa rodzaje nieliniowości w układzie sterowania lotką: luz oraz histereza. Luz lotki δ (rys. 2a) powoduje, że zadane sterowanie u wywołuje nieliniowy moment sterujący $M_u(u; \delta)$ zdefiniowany jako:

$$M_u(u;\delta) = \begin{cases} 0 & |u| \leq \delta \\ c_{mu}(u - \operatorname{sgn}(u)\delta) & |u| > \delta \end{cases}$$
(2.2)

gdzie c_{mu} jest współczynnikiem momentu sterowania lotką.

Drugim rodzajem nieliniowości występującym w układzie sterowania lotką jest histereza (rys. 2b), która może być opisana modelem:

$$M_H(\beta, \dot{\beta}) = \max(-M_{max}, \min(k(\beta - \operatorname{sgn}(\dot{\beta})\delta), M_{max}))$$
(2.3)

gdzie M_{max} jest wartością graniczną momentu sprężystego lotki, a δ – parametrem określającym "grubość" histerezy. Jest to bardzo silna nieliniowość, jej zasadniczą cechą jest ograniczona możliwość linearyzacji.

Model aeroelastyczny skrzydła z lotką (2.1)-(2.3) może być zapisany w postaci standardowej jako układ równań różniczkowych rzędu pierwszego:

$$\dot{x} = f(x, u) = [\dot{q}, -M^{-1}(D\dot{q} + Kq + f_S(\beta, \dot{\beta}) - f_u(u))]^{\mathrm{T}}$$
(2.4)

gdzie $x(t) = [q(t), \dot{q}(t)]^{\mathrm{T}} \in \mathbb{R}^{n}$ jest wektorem stanu modelu standardowego o wymiarze n = 6; $u(t) \in \mathbb{R}^{m}$ jest wektorem sterowania o wymiarze m = 1; zaś $f(\cdot, \cdot) : \mathbb{R}^{n} \times \mathbb{R}^{m} \to \mathbb{R}^{n}$ jest nieliniowym operatorem dynamiki obiektu.



F. Dul

Rys. 2. Nieliniowości lotki: luz statyczny (a) i histereza (b)

3. Aktywne tłumienie drgań aeroelastycznych jako zagadnienie sterowania

Koncepcja aktywnego tłumienia drgań polega na użyciu systemu sterowania automatycznego w pętli sprzężenia zwrotnego ze sterownikiem K (rys. 3), którego zadaniem jest maksymalne wytłumienie drgań aeroelastycznych poprzez asymptotyczne sprowadzenie stanu układu w okolice zera, $x(t) \rightarrow 0$. W rozważanym zadaniu tłumienia nieliniowych drgań aeroelastycznych lotek, w którym chodzi przede wszystkim o niedopuszczenie do nieograniczonego wzrostu amplitudy takich drgań oraz o możliwie małą amplitudę cyklu granicznego, postuluje się warunek słabszy, "techniczny", zakładający jedynie maksymalne ograniczenie amplitudy drgań:

$$\forall t > t_C : \quad \|x(t)\| \leqslant \Theta \tag{3.1}$$

gdzie Θ jest możliwie najmniejszą, technicznie akceptowalną wartością amplitud drgań.



Rys. 3. Model tłumienia drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką

Model dynamiczny rozpatrywanego układu aeroelastycznego (2.4), po uzupełnieniu modelami obserwacji i sterowania, może być przedstawiony w ogólnej postaci nieliniowej używanej w teorii sterowania [25]:

$$\dot{x} = f(x, u; \Delta) + w_x$$

$$y = c(x; \Delta) + w_y$$

$$u = k(y)$$
(3.2)

gdzie $y \in \mathbb{R}^p$, $p \leq n$, jest wektorem obserwacji, $c(\cdot) : \mathbb{R}^n \to \mathbb{R}^p$ jest nieliniowym operatorem obserwacji, $k(\cdot) : \mathbb{R}^n \to \mathbb{R}^m$ jest nieliniowym operatorem sprzężenia zwrotnego (sterownikiem), $w_x(t) \in \mathbb{R}^n$ i $w_y(t) \in \mathbb{R}^p$ są zaburzeniami zewnętrznymi dynamiki i pomiarów, zaś wektor Δ opisuje zaburzenia wewnętrzne ("niewiedzę") dotyczące nieznanych własności modelu fizycznego.

Metody sterowania optymalnego zdefiniowane są dla układów liniowych, mogą one być jednak rozszerzone na szeroką klasę układów nieliniowych [25]. Wymaga to linearyzacji modelu (3.2) w sąsiedztwie aktualnego stanu układu:

$$\dot{x} = A(x; \Delta)x + B(x; \Delta)u + w_x$$

$$y = C(x; \Delta)x + w_y$$

$$u = -K(x)y$$
(3.3)

gdzie macierze: dynamiki $A \in \mathbb{R}^{n \times n}$, sterowania $B \in \mathbb{R}^{n \times m}$, pomiarów $C \in \mathbb{R}^{p \times n}$ oraz macierz wzmocnienia (sterownik) $K \in \mathbb{R}^{m \times n}$ są jakobianami nieliniowych operatorów f, c i k:

$$A(x) = \frac{\partial f(x, u)}{\partial x} \qquad B(x) = \frac{\partial f(x, u)}{\partial u} \qquad C(x) = \frac{\partial c(x)}{\partial x} \qquad K(x) = -\frac{\partial k(y)}{\partial y}$$
(3.4)

Powyższe rozszerzenie zakresu stosowalności liniowych metod sterowania jest akceptowalne technicznie, mimo iż nie istnieje ścisłe matematyczne uzasadnienie takiego postępowania. Takie podejście jest jednak szeroko stosowane w praktyce [25]. Model w postaci (3.2) posłuży do aktywnego tłumienia nieliniowych drgań aeroelastycznych lotki.

Sterownik K może być klasycznym regulatorem lub może być zbudowany w oparciu o metody sterowania optymalnego lub odpornego [26]-[28]. Sterownik optymalny powinien zapewnić minimalizację wektora błędu $z(t) \in \mathbb{R}^r$ zdefiniowanego równaniem błędu regulowanego jako:

$$z = C_1 x + D_{12} u \tag{3.5}$$

gdzie $C_1 \in \mathbb{R}^{r \times n}$, $D_{12} \in \mathbb{R}^{r \times n}$ są macierzami błędu stanu i sterowania, poprzez minimalizację normy H_{∞} :

$$\|G(s)\|_{\infty} := \max_{\|w(t)\|_{2}=1} \|z(t)\|_{2} = \max_{w(t)\neq 0} \frac{\|z(t)\|_{2}}{\|w(t)\|_{2}}$$
(3.6)

lub wskaźnika jakości

$$J = \|z^{\mathrm{T}}z\|_{2}^{2} = \|(x^{\mathrm{T}}C_{1}^{\mathrm{T}}C_{1}x + 2x^{\mathrm{T}}C_{1}^{\mathrm{T}}D_{12}u + u^{\mathrm{T}}D_{12}^{\mathrm{T}}D_{12}u)\|_{2}^{2}$$
(3.7)

Przypadkiem szczególnym (3.4) jest wskaźnik jakości używany w metodach LQR i LQG, określający błąd stanu i koszt sterowania:

$$J(x,u) = \int_{0}^{\infty} (x^{\mathrm{T}}Qx + u^{\mathrm{T}}Ru) dt$$
(3.8)

gdzie $Q = C_1^{\mathrm{T}} C_1 \in \mathbb{R}^{n \times n}$ i $R = D_{12}^{\mathrm{T}} D_{12} \in \mathbb{R}^{m \times m}$ są macierzami wagowymi. Sterowniki K minimalizujące kryteria jakości (3.6)-(3.8) mają postać:

$$K = R^{-1}B^{\mathrm{T}}P \tag{3.9}$$

gdzie $P \in \mathbb{R}^{n \times n}, \, P = P^{\mathrm{T}} > 0$ jest macierzą będącą rozwiązaniem macierzowego równania Riccatiego:

$$0 = A^{\rm T}P + PA - PBR^{-1}B^{\rm T}P + Q$$
(3.10)

4. Zagadnienie niepełnych pomiarów stanu

Podstawową metodą sterowania optymalnego jest metoda LQR. Jej zaletami są: duża skuteczność i odporność wynikające z dużego zapasu wzmocnienia i fazy [26], [29] oraz łatwość dostrojenia macierzy wagowych Q i R. Wadą metody LQR jest konieczność pomiaru pełnego wektora stanu, tzn. $y \equiv x$, C = I. Jest to trudne do zrealizowania w praktyce, gdyż np. w rozważanym zagadnieniu aktywnego tłumienia drgań jedynie pomiary wychylenia oraz prędkości kątowej lotki są stosunkowo proste, gdyż często są wykonywane dla celów automatycznego sterowania samolotem. Pomiary odkształceń konstrukcji są dużo trudniejsze, a czasami nawet niemożliwe do wykonania z powodów technicznych. Stosunkowo łatwo można mierzyć przyśpieszenia związane z odkształceniami konstrukcji skrzydła, gdyż stosowane do tego celu akcelerometry są bardzo wygodnymi przyrządami pomiarowymi. Trochę bardziej kłopotliwe są pomiary prędkości kątowych związanych z odkształceniami skrzydła, gdyż wymaga to użycia mierników żyroskopowych. Najtrudniej jednak zmierzyć prędkości liniowe i przemieszczenia konstrukcji skrzydła, gdyż wymaga to zainstalowania na nim dodatkowego układu pomiarowego, np. tensometrycznego. Przemieszczenia i prędkości można wprawdzie uzyskać poprzez scałkowanie przyśpieszeń, ale są one wtedy obarczone dużymi błędami, które znacznie pogarszają skuteczność sterowania.

Ograniczona możliwość pomiaru pełnego wektora stanu w zasadzie uniemożliwia zastosowanie metody LQR do aktywnego tłumienia drgań. Rozwiązaniem jest użycie metod LQG lub H_{∞} , w których pomiary stanu mogą być niekompletne, tzn. liczbą wielkości mierzonych jest mniejsza niż wymiar wektora stanu:

$$p = \dim(y) \leqslant n \tag{4.1}$$

W przypadku, gdy pomiary są niekompletne, w obu metodach, LQG i H_{∞} , do określenia sterownika K używa się estymaty $\hat{x}(t) \in \mathbb{R}^n$ nie w pełni mierzonego wektora stanu x(t):

$$u = -K\hat{x} \tag{4.2}$$

Wektor \hat{x} wyznacza się za pomocą obserwatora liniowego (np. filtru Kalmana) w postaci [26]-[29]:

$$\hat{x} = A\hat{x} + Bu + L(C\hat{x} - y) \tag{4.3}$$

gdzie $L \in \mathbb{R}^{n \times p}$ jest macierzą injekcji pomiarów.

W mniejszej pracy zostanie pokazane, że nie tylko liczba pomiarów p, ale również ich rodzaj (pomiary przemieszczeń lub prędkości) mają zasadniczy wpływ na skuteczność aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych lotek. Dotyczy to zarówno metody LQG, jak i H_{∞} .

5. Zagadnienie niewiedzy dotyczącej modelu

Metody LQG i H_{∞} umożliwiają uwzględnienie zaburzeń, takich jak np. zaburzenia prędkości związane z turbulencją przepływu $w_x(t)$ lub błędy pomiarów $w_y(t)$. Są to zaburzenia zewnętrzne $w(t) = [w_x(t)w_y(t)]^{\mathrm{T}}$, niezależne od modelu (rys. 4). W niniejszej pracy zaburzenia zewnętrzne nie są uwzględniane.

Metoda H_{∞} stwarza jeszcze większe możliwości, gdyż pozwala uwzględniać zaburzenia wewnętrzne Δ , które mogą być interpretowane jako niewiedza dotycząca modelu [26], [29]. Niewiedza ta może dotyczyć nie modelowanej dynamiki obiektu (np. przy wyższych częstotliwościach) lub, przy określonej strukturze modelu, nieokreśloności lub zmienności parametrów modelu.

Niewiedza o modelu Δ dotycząca nieokreśloności lub zmienności jego parametrów może być interpretowana jako uwzględnianie zmian parametrów mogących powodować destabilizację sterownika. Ta możliwość zostanie wykorzystana w niniejszej pracy do oszacowania wpływu zmian parametrów na skuteczność i efektywność aktywnego tłumienia drgań lotek.



Rys. 4. Reprezentacja modelu tłumienia drgań aeroelastycznych w teorii sterowania

Niewiedza Δ będzie więc określona jako zaburzenia modelu wynikające ze zmieniających się w czasie parametrów modelu:

$$\Delta(t) = \Delta(\Delta m(t), \Delta I(t), \Delta k_h(t), \Delta b, \Delta e, \Delta x_c(t), \dots, \Delta c_{mu}(t))$$
(5.1)

Zakłada się przy tym, że zmiany te, związane z eksploatacją samolotu, są bardzo powolne:

$$\frac{1}{\Delta(t)} \frac{d\Delta(t)}{dt} \sim 10^{-8} \div 10^{-9} \ [\%/s] \ (\sim 10\%/rok)$$
(5.2)

zatem nie wpływają na dynamikę układu, a jedynie modyfikują model "statycznie". Takie zmiany modelu, mimo że bardzo wolne, mogą jednak mieć duży wpływ na odporność sterowania wyznaczonego metodą H_{∞} . Wpływ ten może być analizowany na gruncie teorii sterowania H_{∞} przy użyciu podejścia wykorzystującego faktoryzację macierzy transmitancji układu [26], [29].

Reprezentacja transmitancji modelu aeroelastycznego w przestrzeni stanu ma postać [29]:

$$G_{\Delta} = \frac{\begin{bmatrix} A(\Delta) & B(\Delta) \end{bmatrix}}{\begin{bmatrix} C(\Delta) & 0 \end{bmatrix}}$$
(5.3)

W celu ilościowego ujęcia niewiedzy o modelu Δ transmitancję (5.3) należy przedstawić w tzw. postaci sfaktoryzowanej lewej (*left coprime factorization*):

$$G_{\Delta} = (M + \Delta_M)^{-1} (N + \Delta_N) \tag{5.4}$$

w której M i N są czynnikami transmitancji G układu, zaś Δ_M , Δ_N są transmitancjami zaburzeń (niewiedzy o modelu). Jeżeli zaburzenia te są ograniczone w normie H_{∞} :

$$\|[\Delta_M \ \Delta_N]\|_{\infty} < \varepsilon_{max} \tag{5.5}$$

gdzie $\varepsilon_{max} > 0$ jest zapasem odporności metody H_{∞} i wynosi:

$$\varepsilon_{max} = \sqrt{1 - \left\| \begin{bmatrix} N & M \end{bmatrix} \right\|_{H}^{2}} = \frac{1}{\gamma_{min}}$$
(5.6)

to sterowany układ będzie odporny, jeżeli sterownik K_{∞} będzie stabilny i spełni warunek:

$$\left\| \begin{bmatrix} K_{\infty} \\ I \end{bmatrix} (I + GK_{\infty})^{-1} M^{-1} \right\|_{\infty} \leq \frac{1}{\varepsilon_{max}}$$
(5.7)

Norma H_{∞} zdefiniowana jest w dziedzinach częstotliwości i czasu jako [25], [29]:

$$\|G(s)\|_{\infty} := \max_{\omega} \overline{\sigma}(G(j\omega)) \qquad \|G(s)\|_{\infty} := \max_{\|w(t)\|_{2}=1} \|z(t)\|_{2} = \max_{w(t)\neq 0} \frac{\|z(t)\|_{2}}{\|w(t)\|_{2}}$$
(5.8)

i można ją również wyrazić poprzez macierze A, B i C definiujące model fizyczny [29]:

$$||G(s)||_{\infty} = ||G(A, B, C)||_{\infty}$$
(5.9)

Pozwala to powiązać ilościowo zapas odporności metody H_{∞} z niewiedzą o modelu Δ , gdyż:

$$\|G(s)\|_{\infty} = \gamma_{min} = \frac{1}{\varepsilon_{max}}$$
(5.10)

Dla danych wartości parametrów modelu norma H_∞ pozwala wyznaczyć zapas odporności metody

$$\varepsilon_{max} = \varepsilon_{max}(m, I, k_h, k_\alpha, b, e, x_c, \dots, c_{mu}) \tag{5.11}$$

Metoda sterowania odpornego H_{∞} daje więc możliwość oszacowania wpływu zmian parametrów modelu na stabilność układu, a co za tym idzie w rozważanym zadaniu, na możliwość tłumienia drgań aeroelastycznych układu.

Powyższe cechy obu metod, LQG i H_{∞} , wykorzystanie niepełnych pomiarów do syntezy sterowania oraz uwzględnienie niewiedzy dotyczącej modelu H_{∞} , umożliwiają użycie ich do aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych.

6. Metody LQG i H_{∞}

Sterowniki K w metodach LQG i H_{∞} są określone następująco [26].

> Sterownik LQG

Kryteria jakości:

$$\min_{u \in U_{dop}} E\left\{\int_{0}^{\infty} (x^{\mathrm{T}}Qx + u^{\mathrm{T}}Ru) dt\right\} \qquad \min E\{(\hat{x} - x)(\hat{x} - x)^{\mathrm{T}}\}$$
(6.1)

Charakterystyki zaburzeń zewnętrznych modelu w(t) i pomiarów v(t):

$$E\{w_y(t)w_y^{\mathrm{T}}(\tau)\} = V\delta(t-\tau) \qquad E\{w_x(t)w_x^{\mathrm{T}}(\tau)(\tau)\} = W\delta(t-\tau) E\{w_x(t)w_y^{\mathrm{T}}(\tau)\} = 0$$
(6.2)

Sterownik metody LQG ma postać:

$$K_{LQG} = \frac{\begin{bmatrix} A - BR^{-1}B^{\mathrm{T}}X - YC^{\mathrm{T}}V^{-1}C & YC^{\mathrm{T}}V^{-1} \\ \hline -R^{-1}B^{\mathrm{T}}X & 0 \end{bmatrix}$$
(6.3)

w którym macierze X i Y są rozwiązaniami równań Riccatiego:

$$A^{T}X + XA - XBR^{-1}B^{T}X + Q = 0$$

$$YA^{T} + AY - YC^{T}V^{-1}CY + W = 0$$
(6.4)

Observator w metodzie LQG ma postać:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x} + Bu + YC^{\mathrm{T}}V^{-1}(C\hat{x} - y)$$
(6.5)
> Sterownik suboptymalny H_{∞}

Kryterium jakości [26], [28]:

$$\min_{u \in U_{dop}} \int_{0}^{\infty} (z^{\mathrm{T}} z - \gamma w^{\mathrm{T}} w) dt \qquad \gamma \ge 0$$
(6.6)

Sterownik metody H_{∞} ma postać:

$$K_{\infty} = \frac{\begin{bmatrix} A - BB^{\mathrm{T}}X + \gamma^{2}((1 - \gamma^{2})I + XZ)^{-\mathrm{T}}ZC^{\mathrm{T}}C & \gamma^{2}((1 - \gamma^{2})I + XZ)^{-\mathrm{T}}ZC^{\mathrm{T}} \end{bmatrix}}{B^{\mathrm{T}}X & 0 \end{bmatrix}$$
(6.7)

w której macierze X i Z są rozwiązaniami równań Riccatiego:

$$A^{\mathrm{T}}X + XA - XBB^{\mathrm{T}}X + C^{\mathrm{T}}C = 0$$

$$ZA^{\mathrm{T}} + AZ - ZC^{\mathrm{T}}CZ + BB^{\mathrm{T}} = 0$$
(6.8)

zaś parametr suboptymalności metody γ musi spełniać warunek:

$$\gamma > \gamma_{min} = \sqrt{1 + \rho(XZ)} \tag{6.9}$$

gdzie ρ jest promieniem spektralnym macierzy. Obserwator w metodzie H_{∞} ma postać:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x} + Bu + Z((1 - \gamma^2)I + XZ)(C\hat{x} - y)$$
(6.10)

Sterowniki metod LQG i H_{∞} określone zależnościami (6.1)-(6.10) zostaną użyte do aktywnego tłumienia drgań aeroelastycznych lotki.

7. Analiza symulacyjna tłumienia drgań aeroelastycznych lotki

Opracowany model posłużył do analizy symulacyjnej drgań aeroelastycznych skrzydła z lotką o charakterystykach nieliniowych. Ze względu na nieliniowości modelu zastosowano podejście symulacyjne [2]. Analiza obejmuje:

- badanie skuteczności czynnego tłumienia drgań lotki za pomocą metody $H_\infty,$
- porównanie skuteczności metody H_∞ z metodą LQG,
- zbadanie wpływu niepełnych pomiarów wektora stanu na odporność sterowania,
- badanie wpływu zmiany wybranego parametru modelu na odporność metody $H_\infty.$



Rys. 5. Flatter klasyczny giętno-skrętno-lotkowy, drgania nadkrytyczne lotki $\beta(t)$

Na wstępie przeprowadzono symulację flatteru giętno-skrętno-lotkowego bez uwzględnienia nieliniowości lotki i bez tłumienia aktywnego. Uzyskano typowe drgania o rosnącej wykładniczo amplitudzie (rys. 5). Prędkość krytyczna flatteru $V_{kr} = 65,90 \text{ m/s}$ jest niższa o ok. 10% od prędkości krytycznej flatteru giętno-skrętnego skrzydła, $V_{kr} = 71,57 \text{ m/s}$, co jest zgodne z modelem klasycznym [1].

7.1. Drgania lotki z luzem

Badanie skuteczności czynnego tłumienia drgań lotki z luzem przeprowadzono dla przypadków: (1) pełnych pomiarów wektora stanu, $n_y = 6$, pomiarów trzech współrzędnych $n_y = 3$; (2) prędkości $\dot{h}(t)$, $\dot{\theta}(t)$, $\dot{\beta}(t)$ oraz (3) położeń h(t), $\theta(t)$, $\beta(t)$, a także pomiaru pojedynczych zmiennych $n_y = 1$; (4) ugięcia skrzydła h(t) oraz (5) kąta wychylenia lotki $\beta(t)$. Porównano skuteczność tłumienia drgań za pomocą obu metod, H_{∞} i LQG.

7.1.1. Pelne pomiary wszystkich zmiennych stanu, $n_y = n_x = 6$



Rys. 6. Drgania $\beta(t), h(t), \theta(t)$ wywołane luzem lotki, pełne pomiary, $n_y = 6$ (- - LQG, — H_{∞})

Metoda H_{∞} tłumi drgania bardzo skutecznie, co wynika z zapasu odporności, $\varepsilon = 0,44$ (za dobry zapas odporności uważa się $\varepsilon = 0,25$ [29]) Metoda LQG nie jest w stanie stłumić drgań, pojawiają się cykle graniczne o znacznej amplitudzie, ale jednak nie dochodzi do dalszego narastania drgań i flatter giętno-skrętno-lotkowy jest zablokowany.

7.1.2. Pomiar niepełny prędkości wychylenia lotki, ugięcia i skręcenia skrzydła $\dot{h}(t), \dot{\theta}(t), \dot{\beta}(t), n_y = 3$



Rys. 7. Drgania $\beta(t)$ wywołane luzem lotki, pomiar niepełny $\dot{h}(t), \dot{\theta}(t), \dot{\beta}(t), n_y = 3 (- - LQG, - H_{\infty})$

Metoda H_{∞} tłumi drgania bardzo skutecznie, co wynika z dużego zapasu odporności, $\varepsilon = 0,42$. Metoda LQG nie jest w stanie stłumić drgań, pojawiają się cykle graniczne o znacznej amplitudzie, ale nie dochodzi do dalszego narastania drgań i nie rozwija się flatter giętno-skrętno-lotkowy.

7.1.3. Pomiar niepełny wychylenia lotki, ugięcia i skręcenia skrzydła: $\beta(t)$, h(t), $\theta(t)$, $n_y = 3$

Zarówno metoda LQG, jak i H_{∞} nie są w stanie stłumić drgań, przy czym H_{∞} jest nieskuteczna mimo wystarczającego zapasu odporności $\varepsilon = 0,291$. Wynika to najprawdopodobniej z nieliniowości układu. Drgania narastają szybko, po 0,4 s wychylenie lotki osiąga wartość graniczną. Sterowanie LQG jest dużo skuteczniejsze, ale i ono nie jest w stanie stłumić narastających drgań układu.



Rys. 8. Drgania $\beta(t)$ wywołane luzem lotki, pomiar niepełny $\beta(t), h(t), \theta(t), n_y = 3$ (- - LQG, — H_{∞})

7.1.4. Pomiar niepełny ugięcia skrzydła $h(t), n_y = 1$



Rys. 9. Drgania h(t) wywołane luzem lotki, pomiar niepełny h(t), $n_y = 1$ (- - LQG, — H_{∞})

Zarówno metoda LQG, jak i H_{∞} nie są w stanie stłumić drgań, przy czym H_{∞} jest nieskuteczna z powodu bardzo małego zapasu odporności, $\varepsilon = 0,016$. Sterowanie LQG jest trochę skuteczniejsze, ale i ono nie jest w stanie całkowicie stłumić drgań układu. W obu metodach pojawiają się cykle graniczne o znacznej amplitudzie, ale nie dochodzi do dalszego narastania drgań i flatter giętno-skrętno-lotkowy jest zablokowany.

7.1.5. Pomiar niepełny wychylenia lotki $\beta(t), n_y = 1$



Rys. 10. Drgania $\beta(t)$ wywołane luzem lotki, pomiar niepełny $\beta(t), n_y = 1$ (- - LQG, — H_{∞})

Zarówno metoda LQG, jak i H_{∞} nie są w stanie stłumić drgań, przy czym H_{∞} jest nieskuteczna z powodu bardzo małego zapasu odporności $\varepsilon = 0,0394$. Drgania narastają szybko, po 0,4 s wychylenie lotki osiąga wartość graniczną. Sterowanie LQG jest dużo skuteczniejsze, ale i ono nie jest w stanie stłumić narastających drgań układu.

Jest widoczne, że w przypadku tłumienia drgań wywołanych luzem lotki metoda H_{∞} sprawdza się nadzwyczaj dobrze, potrafi stłumić drgania niemal całkowicie. Zależy to jednak w zasadniczy sposób od liczby mierzonych zmiennych stanu. Metoda LQG zachowuje się znacznie gorzej, chociaż także potrafi zapobiec drganiom rozbieżnym. Przy pomiarach pojedynczych zmiennych stanu (zwłaszcza przemieszczeń) obie metody nie radzą sobie zbyt dobrze z tłumieniem drgań, chociaż, co jest trochę zaskakujące, metoda LQG radzi sobie wtedy trochę lepiej.

Zasadnicze znaczenie dla aktywnego tłumienia drgań ma także rodzaj mierzonych zmiennych stanu. Pomiary prędkości zapewniają dość dużą skuteczność tłumienia drgań, podczas gdy pomiary przemieszczeń nie zapewniają ich pełnego wytłumienia.

7.2. Drgania lotki z nieliniowością histerezową

Badanie skuteczności czynnego tłumienia drgań lotki z nieliniowością typu histerezy przeprowadzono dla przypadków: (1) pełnych pomiarów wektora stanu, $n_y = 6$ oraz pomiaru pojedynczych zmiennych $n_y = 1$: (2) ugięcia skrzydła h(t) oraz (3) kąta wychylenia lotki $\beta(t)$.

7.2.1. Pełne pomiary wszystkich zmiennych stanu, $n_y = n_x = 6$



Rys. 11. Drgania $\beta(t)$, h(t), $\theta(t)$ wywołane histerezą lotki, pełne pomiary, $n_y = 6$ (- - LQG, — H_{∞})

Metoda H_{∞} tłumi drgania bardzo skutecznie, co wynika z dużego zapasu odporności, $\varepsilon = 0,34$. Metoda LQG nie jest w stanie stłumić drgań, pojawiają się cykle graniczne o znacznej amplitudzie, ale jednak nie dochodzi do dalszego narastania drgań i nie rozwija się flatter giętno-skrętno-lotkowy.

7.2.2. Pomiar niepełny ugięcia skrzydła $h(t), n_y = 1$



Rys. 12. Drgania h(t) wywołane histerezą lotki, pomiar niepełny h(t), $n_y = 1$ (- - LQG, — H_{∞})

Podobnie jak w przypadku drgań lotki z luzem, obie metody, LQG i H_{∞} , nie są w stanie całkowicie stłumić drgań, przy czym H_{∞} jest mało skuteczna z powodu bardzo małego zapasu odporności, $\varepsilon = 0,016$. Sterowanie LQG jest trochę skuteczniejsze, ale i ono nie jest w stanie całkowicie stłumić drgań układu. Pojawiają się nieregularności w przebiegach drgań, co związane jest z przeskokami na charakterystyce histerezowej. W obu metodach pojawiają się cykle graniczne o umiarkowanej amplitudzie, cechujące się nieregularnością, ale można stwierdzić iż kryterium ograniczoności amplitudy drgań (3.1) jest spełnione, zatem nie dochodzi do dalszego narastania drgań i nie rozwija się flatter giętno-skrętno-lotkowy.

7.2.3. Pomiar niepełny wychylenia lotki $\beta(t), n_y = 1$



Rys. 13. Drgania $\beta(t)$ wywołane histerezą lotki, pomiar niepełny $\beta(t), n_y = 1$ (- - LQG, — H_{∞})

Obie metody, LQG i H_{∞} , nie są w stanie całkowicie stłumić drgań, przy czym H_{∞} jest mało skuteczna z powodu bardzo małego zapasu odporności, $\varepsilon = 0.04$. Sterowanie LQG jest trochę skuteczniejsze, ale i ono nie jest w stanie całkowicie stłumić drgań układu. Pojawiają się nieregularności w przebiegach drgań, co związane jest z przeskokami na charakterystyce histerezowej. W obu metodach pojawiają się cykle graniczne o umiarkowanej amplitudzie, cechujące się nieregularnością, ale nie dochodzi do dalszego narastania drgań i flatter giętno-skrętno-lotkowy jest zablokowany.

Jak widać, obie metody nie radzą sobie zbyt dobrze przy tak marnych pomiarach, chociaż nie poddają się, próbując z dużym powodzeniem ograniczyć amplitudę drgań.

Z powyższych przykładów wynika istotny wniosek, iż nieliniowe drgania aeroelastyczne spowodowane histerezą w układzie sterowania lotką nie mogą być w pełni wytłumione za pomocą metod LQG i H_{∞} . Chociaż amplituda drgań resztkowych jest umiarkowana, to drgania takie są niepożądane, gdyż wpływają niekorzystnie na konstrukcję skrzydła lub układ sterowania lotką.

7.3. Wpływ zmiany parametru modelu na odporność metody H_{∞}

Dla przypadku drgań lotki z luzem zbadano wpływ zmian wartości wybranego parametru modelu, współczynnika momentu sterowania lotką c_{mu} , na odporność ε_{max} metody H_{∞} . Założono przy tym, że zmiany te są bardzo wolne, rzędu 10%/rok, co odpowiada zmianom mogącym powstać w trakcie eksploatacji samolotu. Wyznaczono zapas odporności metody H_{∞} w funkcji zmian parametru c_{mu} , przy pełnych i niepełnych pomiarach stanu oraz dla różnych rodzajów mierzonych zmiennych: przemieszczeń i prędkości. Nominalna wartość parametru jest równa $c_{mu} = 200 \text{ Nm/rad}.$

Na rys. 14 przedstawiono zależność zapasu odporności metody H_{∞} od wartości parametru c_{mu} dla liczb mierzonych zmiennych stanu, $n_y = 1, \ldots, 6$.



Rys. 14. Wpływ zmian parametru c_{mu} na odporność ε_{max} w zależności od liczby mierzonych zmiennych stanu

W sąsiedztwie wartości nominalnej parametru zmiany odporności ε_{max} są umiarkowane, zwłaszcza przy pełnych lub prawie pełnych pomiarach, dla $n_y > 3$. Odporność $\varepsilon_{max} > 0.5$ metody H_{∞} jest wówczas bardzo wysoka, a wrażliwość odporności na zmiany parametru jest mała, $\partial \varepsilon_{max} / \partial c_{mu} \simeq 0.01$. Oznacza to, że sterownik K_{∞} wykorzystujący tak dobre pomiary nie będzie zbyt wrażliwy na zmianę parametru w trakcie eksploatacji.

W przypadku, gdy pomiary są niepełne, $n_y < 3$, odporność jest dużo mniejsza, $\varepsilon_{max} \simeq 0.2 \div 0.3$, a co gorsza, wrażliwość odporności na zmiany parametru jest duża, $\partial \varepsilon_{max} / \partial c_{mu} \simeq 0.25$. Przy takich niepełnych pomiarach istnieje więc ryzyko, że sterownik straci skuteczność tłumienia drgań, jeżeli wartość parametru będzie maleć w trakcie eksploatacji. Na rys. 15 przedstawiono zależność zapasu odporności ε_{max} od rodzaju mierzonych zmiennych stanu: przemieszczeń h(t), $\theta(t)$, $\beta(t)$ i prędkości $\dot{h}(t)$, $\dot{\theta}(t)$. Jest widoczne, że pomiary prędkości zapewniają bardzo dużą odporność, $\varepsilon_{max} > 0,4$. Pomiary przemieszczeń zapewniają dużą odporność tylko dla wartości parametru c_{mu} większej od nominalnej, zaś maleje ona szybko ze spadkiem wartości parametru c_{mu} poniżej wartości nominalnej.



Rys. 15. Wpływ zmian parametru c_{mu} na odporność ε_{max} w zależności od rodzaju mierzonych zmiennych stanu: przemieszczeń lub prędkości

Jest widoczne, że zmiany wartości wybranego parametru, współczynnika momentu sterowania lotką c_{mu} , mają wpływ na odporność metody H_{∞} zastosowanej do aktywnego tłumienia drgań nieliniowych lotki z luzem. Wpływ ten nie jest bardzo znaczący dla wartości parametru bliskich wartości nominalnej, ale może być bardzo duży przy większych jego zmianach, zwłaszcza gdy maleje on silnie oraz gdy liczba pomiarów jest mała lub gdy mierzone są przemieszczenia, a nie prędkości.

Przedstawione wyniki pozwalają stwierdzić, że metoda H_{∞} , oprócz tłumienia drgań nieliniowych lotki, umożliwia także prognozowanie skuteczności tego tłumienia przy zmieniających się wartościach parametrów układu w trakcie eksploatacji samolotu.

8. Wnioski

Przeprowadzone symulacje drgań aeroelastycznych układu skrzydła z lotką z luzem lub histerezą w układzie sterowania pokazały, że drgania takie mogą być z dużym powodzeniem tłumione metodami sterowania LQG i sterowania odpornego H_{∞} . Drgania lotki wywołane luzem mogą być całkowicie wytłumione metodą H_{∞} , podczas gdy metoda LQG pozwala wytłumić je tylko częściowo, pojawia się cykl graniczny o umiarkowanej amplitudzie. Drgania lotki z silną nieliniowością histerezową są przez obie metody tłumione mniej skutecznie. Obserwuje się wprawdzie istotne zmniejszenie amplitudy cyklu granicznego takich drgań, ale nie następuje całkowite ich wytłumienie. Z drugiej jednak strony obie metody zapobiegają przekształceniu się drgań nieliniowych o ograniczonej amplitudzie w rozbieżny flatter giętno-skrętno-lotkowy, co można uznać za przejaw ich wysokiej przydatności, gdyż dając pilotowi bezcenny czas na właściwą reakcję, są one w stanie zapobiec katastrofie samolotu.

Skuteczność tłumienia obu rodzajów drgań lotki zależy w zasadniczy sposób od możliwości pomiaru wektora stanu, a także od rodzaju pomiarów: przemieszczeń lub prędkości. Metoda H_{∞} jest bardzo skuteczna w przypadku pełnych pomiarów, jednakże jej skuteczność maleje wyraźnie, gdy pomiary są niepełne. Metoda LQG, mniej skuteczna przy pełnych pomiarach,

radzi sobie lepiej niż metoda H_{∞} , gdy pomiary obejmują pojedyncze składowe wektora stanu. Pomiary prędkości skutkują większą efektywnością tłumienia drgań lotki przez obie metody niż pomiary przemieszczeń.

Pokazano także, iż w ramach metody H_{∞} można ująć ilościowo wpływ zmiany parametrów modelu na jej odporność, co pozwala na prognozowanie skuteczności aktywnego tłumienia drgań przy zmieniających się wartościach parametrów układu w trakcie eksploatacji samolotu.

Bibliografia

- 1. BISPLINGHOFF R.L., ASHLEY H., HALFMAN R.L., 1955, *Aeroelasticity*, Addison-Wesley, Cambridge, Mass.
- DUL F.A., 2014, Czynne tłumienie drgań aeroelastycznych skrzydeł metodami sterowania optymalnego, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, 264-278
- 3. EASA, 2012, Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23. CS 23.629 (c) Flutter, Amendment 3, 20 July 2012
- EASA, 2016, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25. CS 25.629 (b), Amendment 18, 22 June 2016
- 5. DOWEL E., 2015, A Modern Course in Aeroelasticity, 5th Ed., Springer, New York
- CROFT J., 2001, Airbus elevator flutter: annoying or dangerous?, Aviation Week and Space Technology, 155, 9 (Aug. 27), p. 41
- KIM S.H., LEE I., 1996, Aeroelastic analysis of a flexible airfoil with a free-play non-linearity, Journal of Sound and Vibration, 193, 823-846
- TANG D., DOWELL E.H., VIRGIN L.N., 1998, Limit cycle behavior of an airfoil with a control surface, *Journal of Fluids and Structures*, 12, 7, 839-858
- 9. FRAMPTON K.D., CLARK R.L., 2000, Experiments on control of limit cycle oscillations in a typical section, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 23, 5, 956-960
- LIU L., WONG Y.S., LEE B.H.K., 2002, Non-linear aeroelastic analysis using the point transformation method, Part 1: Freeplay model, *Journal of Sound and Vibration*, 253, 2, 447-469
- LIU L., DOWELL E.H., 2005, Harmonic balance approach for an airfoil with a freeplay control surface, AIAA Journal, 43, 4, 802-815
- 12. TANG D., DOWELL E.H., 2010, Aeroelastic airfoil with freeplay at angle of attack with gust excitation, AIAA Journal, 48, 2, 427-442
- DAOCHUN LI, SHIJUN GUO, JINWU XIANG, 2010, Aeroelastic dynamic response and control of an airfoil section with control surface nonlinearities, *Journal of Sound and Vibration*, 329, 22, 4756-4771
- 14. XIANG JINWU, YAN YONGJU, LI DAOCHUN, 2014, Recent advance in nonlinear aeroelastic analysis and control of the aircraft, *Chinese Journal of Aeronautics*, 27, 1, 12-22
- 15. KHOLODAR D.B., 2016, Aircraft control surface and store freeplay-induced vibrations in aeroelastic stability envelope, *Journal of Aircraft*, **53**, 5, 1538-1548
- 16. PETTIT C.L., BERAN P.S., 2003, Effects of parametric uncertainty on airfoil limit cycle oscillation, AIAA Journal of Aircraft, 40, 5, 1004-1006
- PETTIT C.L., 2004, Uncertainty quantification in aeroelasticity: recent results and research challenges, AIAA Journal of Aircraft, 41, 5, 1217-1229
- LEE K.W., SINGH S.N., 2007, Global robust control of an aeroelastic system using output feedback, AIAA J. Guidance Control Dynamics, 30, 1, 271-275

- 19. ROGER K.L., HODGES G.E., FELT L., 1975, Active flutter suppression-a flight test demonstration, AIAA Journal of Aircraft, 12, 6, 551-556
- BLOCK J.J., STRGANAC T.W., 1998, Applied active control for a nonlinear aeroelastic structure, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 21, 6, 838-845
- 21. KO J., STRGANAC T.W., KURDILA A.J., 1998, Stability and control of a structurally nonlinear aeroelastic system, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 21, 5, 718-725
- 22. CLARK R.L., FRAMPTON K.D., DOWELL E.H., 2000, Control of a three degree of freedom airfoil with limit cycle behavior, AIAA Journal of Aircraft, **37**, 3, 533-536
- FRAMPTON K.D., CLARK R.L., 2000, Experiments on control of limit cycle oscillations in a typical section, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 23, 5, 956-960
- BIALY B.J., PASILIAO C.L., DINH H.T., DIXON W.E., 2014, Tracking control of limit cycle oscillations in an aero-elastic system, *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 136, 6, 064505-(1-5)
- 25. CIMEN T., 2012, Survey of state-dependent riccati equation in nonlinear optimal feedback control synthesis, AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, **35**, 4, 1025-1047
- 26. ZHOU K., DOYLE J.C., 1999, Essentials of Robust Control, 1st Ed., Prentice Hall, New Jersey
- 27. LEWIS F.L., DRAGUNA L.V., SYRMOS, V.L., 2012, Optimal Control, J. Wiley, New Jersey
- 28. LAVRETSKY E., WISE A.K., 2013, Robust and Adaptive Control with Aerospace Applications, Springer, London
- 29. SKOGESTAD S., POSTLEWHITE I., 2005, Multivariable Feedback Control: Analysis and Design, J. Wiley, Chichester, West Sussex

Active suppression of nonlinear aeroelastic vibrations by robust control methods

In this work the analysis of active suppression of nonlinear aeroelastic vibrations of the wing and aileron with freeplay and hysteresis in their control system by means of the robust control H_{∞} method and optimal LQG method are presented. Using the time-marching approach, it has been shown that nonlinear limit cycle oscillation type vibrations of the aileron caused by freeplay and hysteresis can be effectively damped by both H_{∞} and LQG methods, although in the case of hysteresis nonlinearity they are less efficient which is manifested in their inability to suppress vibrations entirely. Also, the impact of incomplete measurements on the efficiency of vibration damping has been analyzed which shows that the effectiveness of both H_{∞} and LQG method in damping of nonlinear vibrations of the aileron depends essentially on the number and types (displacements or velocities) of measured state variables. It has been found that the H_{∞} method is able to damp the vibrations very efficiently if the measurements are complete (all state variables are measured), but the LQG method is more effective if only some individual state variables are measured.

It has been also shown that the method H_{∞} gives the possibility of evaluation of the influence of the model parameter variations on its robustness that enables one to predict the changing of effectiveness of the H_{∞} -based active suppression system with changing of values of the parameters during the exploitation of the airplane.

MODELOWANIE RUCHU WZGLĘDNEGO DLA REORGANIZACJI PRZESTRZENNEJ KONSTELACJI SATELITÓW

PIOTR A. FELISIAK

Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej, Politechnika Wrocławska e-mail: piotr.felisiak@pwr.edu.pl

Krzysztof S. Sibilski

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska e-mai: sibilski@hot.pl

Wiesław A. Wróblewski

Katedra Inżynierii Kriogenicznej, Lotniczej i Procesowej, Politechnika Wrocławska e-mail: wieslaw.wroblewski@pwr.edu.pl

Praca przedstawia podejście do modelowania ruchu konstelacji statków kosmicznych względem obiektu poruszającego się po orbicie silnie eliptycznej. W referacie zaproponowano nieliniowy model matematyczny pozwalający na opis ruchu względnego satelitów okołoziemskich zgrupowanych w konstelację o względnie dużych odległościach pomiędzy satelitami a punktem odniesienia, przy czym punkt ten porusza się w ogólnym przypadku po orbicie silnie eliptycznej. Dokładność modelu oceniono na podstawie eksperymentu numerycznego.

1. Wprowadzenie

Przedmiotem niniejszego referatu jest dostarczenie metody efektywnego modelowania ruchu względnego satelitów okołoziemskich zgrupowanych w konstelację, przy czym punkt odniesienia, względem którego opisywany jest ruch satelitów, porusza się w ogólnym przypadku po orbicie silnie eliptycznej. Dodatkowym wymaganiem dla modelu jest zapewnienie dokładnego opisu również w przypadku, kiedy odległości pomiędzy poszczególnymi statkami (satelitami) a obiektem odniesienia są wyjątkowo duże.

Zdecydowana większość modeli opisujących ruch względny statków kosmicznych dotyczy przypadku, w którym obiekt zawierający początek układu odniesienia porusza się po orbicie kołowej. Klasycznym i najczęściej wykorzystywanym tego typu modelem jest model Hilla-Clohessy'ego-Wiltshirea [4], [1]. Jednocześnie zdecydowana większość modeli ruchu względnego znajduje zastosowanie dla przypadków, kiedy odległości pomiędzy satelitami nie przekraczają 1000 m. Dotyczy to również modeli, które pozwalają na opis ruchu względem obiektu poruszającego się po orbicie eliptycznej. Klasycznym przykładem jest tutaj model Tschaunera-Hempela [7].

Zaproponowany model zakłada nieliniową oraz niestacjonarną postać opisywanego układu. Jak wykazano w pozycji literaturowej [3], pełna nieliniowa postać modelu ruchu względnego umożliwia na tyle dokładny opis, że pozwala na sterowanie predykcyjne z wykorzystaniem tegoż modelu zakończone manewrem spotkania dwóch satelitów przy ich początkowej odległości ponad 36 000 km. Jeszcze niepublikowane badania wskazują, że taki manewr mógłby być zakończony sukcesem przy początkowej odległości 68 000 km.

Przedstawiony model jest konkatenacją modeli ruchu każdego pojedynczego satelity w konstelacji względem obranego punktu odniesienia. Model jest wyrażony za pomocą reprezentacji w przestrzeni stanu. Referat przedstawia wyniki symulacji procesu reorganizacji konstelacji satelitów, gdzie ich ruch względny zamodelowany został za pomocą proponowanego modelu, a odległości pomiędzy satelitami przekraczają zakres stosowalności klasycznych modeli ruchu względnego.

Przedstawiony model matematyczny umożliwia, po nałożeniu odpowiednich ograniczeń, quasi-optymalną rekonfigurację konstelacji satelitów za pomocą regulatora predykcyjnego. Postać modelu w algorytmie predykcyjnym umożliwia nałożenie ograniczeń na stan procesu, które skutkują bezpieczną i bezkolizyjną strategią rekonfiguracji.

2. Model

W niniejszym rozdziale zaprezentowano wybrany układ odniesienia, sformułowano równania ruchu pojedynczego satelity wybranego z konstelacji względem obiektu odniesienia, a następnie zaprezentowano model opisujący ruch całej konstelacji względem obiektu odniesienia.

2.1. Układ odniesienia

Ruch pojedynczego satelity opisywany jest w kartezjańskim układzie odniesienia, przestawionym na rys. 1. Układ ten związany jest z obiektem odniesienia, którym może być albo wybrany satelita, albo również dowolnie wybrany punkt, niebędący obiektem fizycznym, umownie poruszający się po orbicie.



Rys. 1. Kartezjańki układ odniesienia związany z obiektem docelowym

Układ zwany jest czasami układem Hilla. Najczęściej jednak nazywany jest układem LVLH (ang. *local-vertical, local-horizontal*).

Orientacja tego układu jest ustalona poprzez trójkę wersorów $\{\hat{\mathbf{o}}_r, \hat{\mathbf{o}}_{\theta}, \hat{\mathbf{o}}_h\}$, gdzie wersor $\hat{\mathbf{o}}_r$ ma identyczny kierunek jak wektor wodzący za obiektem odniesienia **r**, mający swój początek w środku Ziemi, $\hat{\mathbf{o}}_h$ jest równoległy do wektora momentu pędu, natomiast $\hat{\mathbf{o}}_{\theta}$ dopełnia prawoskrętnego układu współrzędnych.

Położenie *j*-tego satelity w konstelacji względem punktu odniesienia może być wyrażone za pomocą wektora ρ_j :

$$\boldsymbol{\rho}_{j} = x_{j,1}\hat{\mathbf{o}}_{r} + x_{j,2}\hat{\mathbf{o}}_{\theta} + x_{j,3}\hat{\mathbf{o}}_{h} \tag{2.1}$$

gdzie $x_{j,1}$ to odległóść *j*-tego satelity w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_r$, $x_{j,2}$ oznacza odległość *j*-tego satelity w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_{\theta}$, natomiast $x_{j,3}$ oznacza odległość *j*-tego satelity w kierunku wersora $\hat{\mathbf{o}}_h$.

2.2. Model anomalii prawdziwej

Jedną z cech charakterystycznych dla większości modeli ruchu względnego, stosowanych w przypadku obiektu odniesienia poruszającego się po orbicie eliptycznej, jest zależność ruchu od parametru zwanego anomalią prawdziwą f [2], [5]. Pojęcie anomalii prawdziwej odnosi się w tym kontekście do obiektu odniesienia.

Ze względu na fakt, że opracowywany model ma mieć zastosowanie w algorytmie sterowania, część wysiłków skierowano w kierunku znalezienia zależności pomiędzy tym parametrem a czasem t. W tym celu wykorzystano pojęcie anomalii średniej M:

$$M = M_0 + n(t - t_0) \tag{2.2}$$

gdzie M_0 jest pewną początkową wartością anomalii średniej w momencie t_0 , natomiast n jest średnim ruchem kątowym:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \tag{2.3}$$

przy czym a oznacza półoś wielką orbity, natomiast μ jest tzw. standardowym parametrem grawitacyjnym $\mu \approx 398, 6 \cdot 10^{12} \,\mathrm{m}^3/\mathrm{s}^2$.

Wykorzystując równanie Keplera, dzięki znajomości anomalii średniej M jesteśmy w stanie obliczyć anomalię mimośrodową E:

$$M = E - e\sin E \tag{2.4}$$

gdzie e jest mimośrodem orbity. Rozwiązanie równania (2.4) można otrzymać z pomocą prostej procedury numerycznej, takiej jak metoda Newtona.

W końcu, dysponując anomalią mimośrodową E, jesteśmy w stanie obliczyć anomalię prawdziwą f:

$$\operatorname{tg}\frac{f}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}}\operatorname{tg}\frac{E}{2} \tag{2.5}$$

Istotnym parametrem modelu jest również pierwsza pochodna anomalii prawdziwej, będąca miarą prędkości kątowej obiektu odniesienia:

$$\dot{f} = \sqrt{\frac{\mu p}{r^4}} \tag{2.6}$$

gdzie r to moduł wektora łączącego środek Ziemi i obiekt docelowy, natomiast p jest parametrem określanym jako *semilatus rectum*:

$$p = a(1 - e^2) \tag{2.7}$$

2.3. Równania ruchu względnego pojedynczego satelity

Ruch satelity w układzie odniesienia przedstawionym w rozdziale 2.1 można opisać za pomocą układu równań (2.8). W tym miejscu warto zanotować, że wszystkie parametry tego nieliniowego modelu, z wyjątkiem standardowego parametru grawitacyjnego μ , są zmienne w czasie. Przedstawiony model jest zatem niestacjonarny. Wyprowadzenie tych równań ruchu względnego można odnaleźć w pozycjach [5], [6] oraz [3], a przedstawia się on następująco:

$$\ddot{x}_{j,1} - 2\dot{f}\left(\dot{x}_{j,2} - x_{j,2}\frac{\dot{r}}{r}\right) - x_{j,1}\dot{f}^2 - \frac{\mu}{r^2} = -\frac{\mu}{r_j^3}(r + x_{j,1}) + \frac{u_{j,1}}{m_j}$$
$$\ddot{x}_{j,2} + 2\dot{f}\left(\dot{x}_{j,1} - x_{j,1}\frac{\dot{r}}{r}\right) - x_{j,2}\dot{f}^2 = -\frac{\mu}{r_j^3}x_{j,2} + \frac{u_{j,2}}{m_j}$$
$$\ddot{x}_{j,3} = -\frac{\mu}{r_j^3}x_{j,3} + \frac{u_{j,3}}{m_j}$$
(2.8)

przy czym $\dot{x}_{j,1}$ oraz $\ddot{x}_{j,1}$ to odpowiednio prędkość i przyspieszenie *j*-tego satelity w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_r$ (rys. 1), $\dot{x}_{j,2}$ oraz $\ddot{x}_{j,2}$ to odpowiednio prędkość i przyspieszenie *j*-tego satelity w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_{\theta}$, natomiast $\ddot{x}_{j,3}$ to przyspieszenie *j*-tego satelity w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_h$. Pierwsza pochodna anomalii prawdziwej \dot{f} , będąca prędkością kątowa ruchu satelity odniesienia wokół Ziemi, obliczana jest z wykorzystaniem zależności (2.6).

Moduł wektora \mathbf{r} wodzącego za obiektem odniesienia i mającego swój początek w środku Ziemi, obliczany jest za pomocą następującej zależności:

$$r = \frac{p}{1 + e\cos f} \tag{2.9}$$

Anomalia prawdziwa jest obliczana za pomocą wzoru (2.5) oraz procedury wskazanej w rozdziale 2.2. Natomiast w celu obliczenia prędkości obiektu odniesienia w kierunku wskazywanym przez wektor **r** posłużono się następującą zależnością [2]:

$$\dot{r} = \frac{\mu e}{h} \sin f \tag{2.10}$$

gdzie $h = \sqrt{\mu p}$ to moduł wektora momentu pędu.

Moduł wektora wodzącego za *j*-tym satelitą, mającego swój początek w środku Ziemi, można obliczyć korzystając z:

$$r_j = \sqrt{(r + x_{j,1})^2 + x_{j,2}^2 + x_{j,3}^2} \tag{2.11}$$

W układzie równań (2.8) wielkość $u_{j,1}$ oznacza siłę działającą na *j*-tego satelitę w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_r$. Siła ta pochodzi głównie od pędników tegoż satelity, jednak składają się na nią również zakłócenia i błędy pomiaru. $u_{j,2}$ oznacza siłę działającą na *j*-tego satelitę w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_{\theta}$, natomiast $u_{j,3}$ oznacza siłę działającą w kierunku wskazywanym przez wersor $\hat{\mathbf{o}}_h$.

Parametr m_j oznacza masę *j*-tego satelity. Masa ta, w przypadku napędu działającego na zasadzie odrzutu gazu, zmienia się w trakcie korzystania z pędników satelity. Model masy satelity wykorzystującego taki napęd przedstawiono w pracy [3].

2.4. Reprezentacja modelu ruchu względnego pojedynczego satelity w przestrzeni stanu

Załóżmy, że położenia $x_{j,1}$, $x_{j,2}$, $x_{j,3}$ oraz prędkości $x_{j,4}$, $x_{j,5}$, $x_{j,6}$ względne *j*-tego satelity mogą zostać wyrażone za pomocą następującego wektora stanu:

$$\mathbf{x}_{j} = \begin{bmatrix} x_{j,1} & x_{j,2} & x_{j,3} & x_{j,4} & x_{j,5} & x_{j,6} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(2.12)

oraz, korzystając z równań (2.8), można zapisać, że:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{j,1} &= x_{j,4} & \dot{x}_{j,2} &= x_{j,5} & \dot{x}_{j,3} &= x_{j,6} \\ \dot{x}_{j,4} &= 2\dot{f}x_{j,5} - 2\dot{f}x_{j,2}\frac{\dot{r}}{r} + x_{j,1}\dot{f}^2 + \frac{\mu}{r^2} - \frac{\mu}{r_j^3}r - \frac{\mu}{r_j^3}x_{j,1} + \frac{u_{j,1}}{m_j} \\ \dot{x}_{j,5} &= -2\dot{f}x_{j,4} + 2\dot{f}x_{j,1}\frac{\dot{r}}{r} + x_{j,2}\dot{f}^2 - \frac{\mu}{r_j^3}x_{j,2} + \frac{u_{j,2}}{m_j} \\ \dot{x}_{j,6} &= -\frac{\mu}{r_j^3}x_{j,3} + \frac{u_{j,3}}{m_j} \end{aligned}$$

$$(2.13)$$

Wtedy model ruchu pojedynczego, *j*-tego satelity względem obiektu odniesienia można wyrazić za pomocą następującej reprezentacji w przestrzeni stanu:

$$\dot{\mathbf{x}}_{j} = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \dot{f}^{2} - \frac{\mu}{r_{j}^{3}} & -2\dot{f}\frac{\dot{r}}{r} & 0 & 0 & 2\dot{f} & 0 \\ 2\dot{f}\frac{\dot{r}}{r} & \dot{f}^{2} - \frac{\mu}{r_{j}^{3}} & 0 & -2\dot{f} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\mu}{r_{j}^{3}} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}_{j}} \mathbf{x}_{j} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{m_{j}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{m_{j}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{m_{j}} \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}_{j}} \mathbf{u}_{j} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{V}_{j}} \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{V}_{j}}$$
(2.14)

gdzie \mathbf{A}_j jest macierzą stanu, \mathbf{B}_j jest macierzą wejścia, natomiast \mathbf{V}_j jest macierzą zawierającą elementy nieliniowe. Wektor sterujący *j*-tego satelity wyraża się poprzez:

$$\mathbf{u}_{j} = \begin{bmatrix} u_{j,1} & u_{j,2} & u_{j,3} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(2.15)

2.5. Reprezentacja modelu ruchu względnego konstelacji w przestrzeni stanu

Załóżmy, że konstelacja składa się z N + 1 satelitów, spośród których jeden jest obiektem odniesienia. Wtedy ruch wszystkich N satelitów, niebędących obiektami odniesienia, względem tegoż obiektu można przedstawić za pomocą następującego wektora stanu:

$$\mathbf{x}_{c} = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_{1} & \mathbf{x}_{2} & \cdots & \mathbf{x}_{N} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
(2.16)

gdzie $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \ldots, \mathbf{x}_N$ są wektorami $\mathbf{x}_j, j = 1, 2, \ldots, N$ zdefiniowanymi równaniem (2.12).

Korzystając z wektora stanu \mathbf{x}_c , ruch względny w konstelacji satelitów można opisać za pomocą następującej reprezentacji w przestrzeni stanu:

$$\dot{\mathbf{x}}_{c} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{A}_{1} & \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{0}_{6,6} \\ \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{A}_{2} & \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{0}_{6,6} \\ \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{0}_{6,6} & \mathbf{A}_{N} \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}_{c}} \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{x}_{1} \\ \mathbf{x}_{2} \\ \vdots \\ \mathbf{x}_{N} \end{bmatrix}}_{\mathbf{x}_{c}} + \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{B}_{1} \\ \mathbf{B}_{2} \\ \vdots \\ \mathbf{B}_{N} \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}_{c}} \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{u}_{1} \\ \mathbf{u}_{2} \\ \vdots \\ \mathbf{u}_{N} \end{bmatrix}}_{\mathbf{u}_{c}} + \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{V}_{1} \\ \mathbf{V}_{2} \\ \vdots \\ \mathbf{V}_{N} \end{bmatrix}}_{\mathbf{V}_{c}}$$
(2.17)

- -

 \mathbf{A}_c jest macierzą stanu, \mathbf{B}_c jest macierzą wejścia, natomiast \mathbf{V}_c jest macierzą zawierającą elementy nieliniowe.

Wektor sterujący \mathbf{u}_c jest konkatenacją wektorów sterujących \mathbf{u}_j każdego satelity niebędącego obiektem odniesienia. Wektory $\mathbf{u}_j \ j = 1, 2, \dots, N$ są zdefiniowane równaniem (2.15).

3. Symulacja procesu reorganizacji roju satelitów

W celu weryfikacji modelu przeprowadzono symulację procesu reorganizacji przestrzennej konstelacji satelitów. Aby wyznaczyć sterowanie skutkujące przemieszczeniem się satelitów względem obiektu odniesienia, wykorzystano grupę trzech regulatorów predykcyjnych, opartych o algorytm opracowany w [3]. Regulatory te wykorzystywały dyskretną postać modelu danego równaniem (2.17) jako model wewnętrzny. Ruch satelitów niebędących obiektem odniesienia jest modelowany w dziedzinie czasu ciągłego równaniami (2.8).



Rys. 2. Konstelacja w chwili t_1 (a) oraz w chwili t_2 (b)

Rysunek 2a przedstawia konstelację w chwili t_1 , wyłaniającą się zza horyzontu Ziemi tuż przed rozpoczęciem relokacji. Rysunek 2b przedstawia konstelację w chwili $t_2 > t_1$, po przemieszczeniu się N = 3 satelitów względem obiektu odniesienia.

Ze względu na fakt, że regulatory predykcyjne działały w oparciu o przedstawiony model, oraz udało im się osiągnąć cel sterowania, istnieją podstawy aby twierdzić, że przedstawiony model oddaje w prawidłowy sposób naturę ruchu względnego wewnątrz konstelacji.

4. Podsumowanie i wnioski

Symulacja procesu reorganizacji roju satelitów wskazuje na wystarczającą dokładność modelu oraz że model odzwierciedla w prawidłowy sposób naturę ruchu względnego wewnątrz konstelacji.

W wyniku badań stwierdzono, że zaproponowany model umożliwia dokładny opis ruchu względnego pomiędzy satelitą a obiektem poruszającym się po orbicie silnie eliptycznej, również w przypadku, gdy odległości pomiędzy tymi obiektami są bardzo duże, np. wynoszą dziesiątki tysięcy kilometrów [3]. Ograniczenia stosowalności w przypadku bardzo dużych odległości względnych mogą wynikać z możliwości urządzeń mierzących odległości i prędkości względne oraz obserwatorów stanu.

Model umożliwia jego zastosowanie w sterowaniu predykcyjnym z twardymi ograniczeniami na stan w celu bezkolizyjnej reorganizacji roju satelitów. Jednak w przypadku zastosowania modelu w regulatorze predykcyjnym, dokładność modelu okupiona jest stosunkowo dużym nakładem obliczeniowym podczas poszukiwania sygnału sterującego reorganizacją.

Bibliografia

- W. H. CLOHESSY W.H., WILTSHIRE P.S., 1960, Terminal guidance system for satellite rendezvous, Journal of Aerospace Sciences, 27, 653-658
- 2. CURTIS H., 2005, Orbital Mechanics for Engineering Students, Elsevier Aerospace Engineering Series, Butterworth-Heinemann
- 3. FELISIAK P.A., 2016, Control of spacecraft for rendezvous maneuver in an elliptical orbit, Rozprawa doktorska, Politechnika Wrocławska
- 4. HILL G.W., 1878, Researches in the lunar theory, American Journal of Mathematics, 1, 5-26
- SCHAUB H., JUNKINS J.L., 2003, Analytical Mechanics of Space Systems, AIAA Education Series, Reston, Virginia, US

- -----
- 6. SHERRILL R.E., 2013, Dynamics and control of satellite relative motion in elliptic orbits using Lyapunov-Floquet theory, PhD Thesis, Auburn University, Auburn, Alabama, US
- 7. TSCHAUNER J., HEMPEL P., 1965, Rendezvous zu einem in elliptischer Bahn umlaufenden Ziel, Astronautica Acta, 11, 2, 104-109

Modelling of relative motion for spatial reorganisation of satellite constellation

This paper presents an approach to the modelling of spacecraft constellation motion relative to an object moving in a highly elliptical orbit. A nonlinear mathematical model has been proposed in the paper. The model enables description of relative motion of earth satellites grouped in a constellation with relatively large distances between the satellites and a reference point. In a general case, it is assumed that the reference point is moving in a highly elliptical orbit. The accuracy of the model has been veryfied using a numerical experiment.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

SYSTEM NAWIGACJI WIZYJNEJ NA POTRZEBY SERWISOWANIA SATELITÓW

Robert Glębocki, Mariusz Jacewicz

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

> Nawigacja stanowi jedno z najważniejszych zagadnień związanych z autonomicznym serwisowaniem satelitów na orbicie. W artykule omówiono system nawigacji wizyjnej na potrzeby serwisowania satelitów. Zaprezentowano algorytmy służące obliczaniu pozycji i orientacji obiektu na podstawie zdjęć z pojedynczej kamery. Omówiono eksperymenty oraz symulacje przeprowadzane w trakcie opracowywania sytemu.

1. Wstęp

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki badań prowadzonych nad systemem nawigacji wizyjnej na potrzeby serwisowania satelitów na orbicie geostacjonarnej. Prace zostały wykonane w ramach projektu Satserwis na Politechnice Warszawskiej. Korzystanie z informacji wizualnej dla nawigacji staje się w ostatnim czasie coraz bardziej popularne. Wśród przyczyn zainteresowania tym podejściem jest podobieństwo do sposobu nawigacji organizmów żywych i analogiczność działania do zdolności oka. Przykładowo, ludzie nie tylko poruszają się wspomagani swoimi oczami, wykonują również rozpoznawanie obiektów, ich chwytanie i manipulację. Takie umiejętności są istotne dla zadań nawigacji, ale trudne do osiągnięcia przy wykorzystaniu innego typu czujników niż wizyjne [1]. System służy określeniu wzajemnego położenia i orientacji przestrzennej dwóch satelitów. Założono, że umieszczony bedzie na satelicie aktywnym, zwanym serwisującym. Przyjęto, iż satelita serwisowany nie współpracuje w żaden sposób podczas operacji dokowania. System może znaleźć zastosowanie od momentu, gdy satelita jest widoczny na zdjęciu uzyskanym kamery jako punkt w oddali do chwili dokowania z satelitą serwisującym. Z powodu małej ilości energii dostępnej na pokładzie satelity serwisującego założono, że system wykorzystywał będzie jedną kamerę. Metoda przetwarzania obrazu bazuje na znanych informacjach o obiekcie. Estymacja pozycji to określenie względnego położenia i orientacji przestrzennej obiektu 3D (rys. 1) w odniesieniu do układu współrzędnych kamery.

Przez pozę rozumie się transformację potrzebną do odwzorowania modelu obiektu w jego własnym układzie współrzędnych do danych uzyskanych z kamery [3]. Problem określania pozycji sformułowano jako zagadnienie poszukiwania relacji między zbiorem punktów trójwymiarowej przestrzeni opisujących wzorzec obiektu i zbiorem punktów na płaszczyźnie [2]. Problem PnP znajduje wiele aplikacji w fotogrametrii i przyciąga uwagę od jego formalnego wprowadzenia w 1981 [4]. W przeszłości problem PnP był znany w dwóch różnych definicjach: opartej na odległości i opartej na transformacjach. Inna definicja zazwyczaj oznacza inny zbiór rozwiązań. Definicję opartą na odległości wprowadzono po raz pierwszy formalnie w 1981 [5]. Definicja oparta na transformacjach była wprowadzona przez Horauda i Leboulleuxa w 1989 roku [1]. W zależności od liczby korespondencji problem PnP można sformułować liniowo lub nieliniowo. Gdy liczba punktów n odpowiadających sobie jest większa lub równa 6, problem PnP może być formułowany jako liniowy i rozwiązany metodą najmniejszych kwadratów, a rozwiązanie jest



Rys. 1. Problem estymacji pozycji i orientacji przestrzennej satelitów

w większości przypadków unikalne. Jednak, gdy liczba punktów odpowiadających sobie wzajemnie jest mniejsza niż 6, rozwiązanie zadania PnP jest nieliniowe i zwykle są możliwe wielokrotne rozwiązania [6]. Pomimo intensywnych badań problemu PnP w ciągu ostatnich kilku dekad znalezienie wszystkich wydajnie i stabilnie numerycznie rozwiązań PnP wciąż pozostaje problemem otwartym. Istnieją prace, w których zaproponowano sposób znalezienia wszystkich rozwiązań problemu PnP, gdy jedno z rozwiązań jest podane *a priori*. Wcześniejsze badania problemu PnP koncentrują się głównie na przypadkach n < 6. Istnieją dwie kategorie metod rozwiązywania problemu PnP w przypadku n < 6: metod zamkniętych i iteracyjnych metod optymalizacji [7]. Rozwiązania zamknięte często polegają na konwersji zagadnienia PnP na równoznaczny problem rozwiązania równań wielomianowych. Minimalna liczba korespondencji, która pozwala na uzyskanie jednoznacznego rozwiązania wynosi 3. Dla co najmniej sześciu korespondencji zagadnienie przechodzi w problem *Direct Linear Transformation* [8]. Pierwsze podejścia do śledzenia obiektów przy wykorzystaniu systemów wizyjnych oparte były na użyciu konturu śledzonego obiektu. Przegląd istniejących technik obliczania pozy można również znaleźć w [3] i [9].

Współcześnie istnieją dwa podejścia rozwiązania problemu wzajemnego położenia obiektów w przestrzeni na podstawie zdjęć [1]. Pierwsze to metody traktujące obraz całościowo jako macierz pikseli. Metody te są trudne do zastosowania w warunkach kosmicznych ze względu na specyficzny rodzaj tła. Alternatywa dla tych metod są metody lokalne, wykrywające i opisujące za pomocą wektora cech jedynie wybrane punkty obrazu pochodzące z jego dekompozycji w przestrzeni skal. Opracowany system wykorzystuje cechy lokalne obiektu. Elementy obiektu, które mogą posłużyć jako cechy lokalne, to na przykład punkty, linie, okręgi, itp. Zdecydowano, że najefektywniejsze w przypadku warunków kosmicznych jest wykorzystanie punktów. Najbardziej znanym przedstawicielem tej klasy metod jest algorytm SIFT (ang. Scale Invariant Feature Transform), który zachowuje niezmienniczość opisu wykrytych punktów względem operacji obrotu, skalowania i przesunięcia obiektu na obrazie [10]. Dzięki powyższym własnościom metoda ta znajduje zastosowanie w rozpoznawaniu obrazów. Ogólną ideę algorytmu SIFT można zawrzeć w kilku krokach. Pierwszym z nich jest wykrycie ekstremów w obrazach, realizowane za pomoca przetwarzania opartego na Laplasjanie i filtracji Gaussa o różnych skalach. Wykorzystywane są jedynie wyselekcjonowane ekstrema, charakteryzujące się wymaganym kontrastem. Każdemu z tak wykrytych punktów kluczowych (ang. keypoints) przypisywana jest orientacja wyrażona kierunkiem dominującego gradientu, względem którego w kolejnym kroku formułuje się ilościowy opis otoczenia danego punktu. Dzięki powyższej metodyce przetwarzania, każdy obraz jest reprezentowany przez zbiór deskryptorów odpowiadających jego lokalnym cechom. Źródła literaturowe dotyczące zastosowań algorytmu SIFT skupiają się na problematyce przetwarzania obrazów przy dobry oświetleniu, dla którego został on opracowany. W praktyce funkcjonowania rzeczywistego systemu identyfikacji tożsamości dystynktywność algorytmu SIFT może zostać jednak dramatycznie ograniczona. Powodem są możliwe zmiany warunków akwizycji obrazu, takich jak ustawianie obiektu względem kamery, kierunek, rodzaj oraz intensywność padającego światła. Najbardziej pożadana własnościa algorytmu SIFT, warunkująca skuteczność rozpoznawania obiektów na obrazach, jest powtarzalność detekcji i opisu punktów kluczowych. Można ją określić jako zdolność do wykrywania i kojarzenia tych samych punktów obiektu na różnych jego obrazach. Zdolność powyższą można ocenić metodą polegającą na wyznaczeniu liczby tych punktów kluczowych pomiędzy obrazem odniesienia a obrazem testowym, które ze względu na mała odległość pomiędzy opisującymi je deskryptorami można uważać za dopasowane. Celem uzyskania możliwości dokonywania porównań, zasadne jest posługiwanie się procentem punktów poprawnie wykrytych i skojarzonych jednocześnie na dwu obrazach. Im wyższa wartość takiego wskaźnika, tym więcej punktów może być potencjalnie dopasowanych w zadanych warunkach. W podejściu tym liczbę możliwych przypadków uzyskiwania małych odległości pomiędzy deskryptorami punktów występujących w różnych lokalizacjach badanego obiektu, czyli liczbę błędnych dopasowań, można zmniejszyć na drodze odrzucenia tych przypadków, których współrzędne znacząco się różnią [1].

Warto przy tej okazji również omówić metody oddzielenia obiektu od tła, co poprawia efektywność działania całego systemu [11]. Najprostszym podejściem do tego zagadnienia jest progowanie, to znaczy dokonanie detekcji pikseli obrazu, które różnią się znacząco po względem jasności od pozostałych. Operacja realizowana jest na zasadzie porównywania każdego piksela obrazu z zadanym progiem i przypisaniem mu odpowiedniej wartości. To podejście nie jest odporne na wpływ szumów i zakłóceń, zmiennych warunków oświetleniowych, powodujących zmiany jasności niewielkich elementów na obrazie. Metoda taka jest szybka, jednak ma poważne ograniczenia związane z wymaganiem stałych warunków oświetleniowych, a także z wydajnościa kamery. Użycie wielu technik progowania wymaga znajomości referencyjnego obrazu tła [12]. Możliwe jest również adaptacyjne przełączanie pomiędzy algorytmami estymacji tła w zależności od wykrytych lokalnych zmian w obrazie powodowanych przez poruszające się obiekty, a także pominiecie klatek lub ich fragmentów znaczaco różniacych się z tego powodu od pozostałych. Inną liniową metodą estymacji tła jest uśrednianie określonej liczby klatek sekwencji wideo, jednak jest to metoda powolna o dużym zapotrzebowaniu na pamięć, dlatego też zazwyczaj jest stosowana w zmodyfikowanej wersji jako średnia ruchoma obejmująca określoną liczbę poprzednich klatek. W niektórych zastosowaniach wykorzystywana jest także średnia ważona, w której minimalizowany jest wpływ wcześniejszych klatek na rzecz ostatnio zarejestrowanych. Dodatkowa stosowana modyfikacja liniowych metod estymacji tła jest oznaczanie pikseli sklasyfikowanych jako reprezentujące obiekty ruchome w celu eliminacji ich wpływu na wyznaczone wartości średnie jasności pikseli reprezentujących tło. Jedna z istotniejszych niedogodności liniowych algorytmów estymacji tła jest konieczność doboru właściwego progu, zazwyczaj bazującego na wartości jasności, co jest niewłaściwym rozwiązaniem w wypadku złożonego obrazu tła. W takiej sytuacji może być zastosowane rozwiązanie oparte na uśrednianiu gaussowskim, jednak nie jest ono również pozbawione wad związanych z inicjalizacja oraz aktualizacja danych, a także koniecznością podziału modeli na reprezentujących tło oraz pierwszy plan. Ze względu na wpływ szumu oraz zakłóceń powodowanych przez tło najlepsze wyniki zapewnia stosowanie technik nieliniowych z pomijaniem sąsiednich klatek sekwencji wideo [6].

Automatyczne rozpoznawanie obrazów wymaga stworzenia opisu numerycznego tych obrazów w postaci odpowiednio zdefiniowanych deskryptorów, najlepiej charakteryzujących te obrazy. Wśród istniejących odmian deskryptorów warto wymienić deskryptory teksturalne – opisujące tekstury, a więc rozkłady statystyczne odcieni szarości lub kolorów, bez dogłębnej analizy szczegółów obiektu. Do najważniejszych można zaliczyć algorytm GLCM Haralicka [11], algorytm Gabora, Markowa, algorytm geometryczny Chena, jak również algorytm wykorzystujący opis fourierowski [13]. Deskryptory geometryczne określające kształt i powierzchnię obiektów należą do najczęściej używanych. Są zwykle generowane przy użyciu masek binarnych obiektu. Należy zaznaczyć, że największy wpływ na jakość deskryptorów geometrycznych ma poprawność przeprowadzonej segmentacji obrazu. Spośród tego typu deskryptorów obiektów graficznych do najczęściej wykorzystywanych należą: pole powierzchni mierzone w pikselach, długość najdłuższej i najkrótszej osi obiektu, ekscentryczność, powierzchnia wielokąta wypukłego opisanego na obiekcie, promień koła o takiej samej powierzchni co obiekt, stosunek powierzchni obiektu do powierzchni najmniejszego prostokąta opisanego na nim, obwód, średnia odległość pikselowa od centralnego piksela obiektu, zwartość mierzona jako stosunek kwadratu obwodu obiektu do jego powierzchni, symetria osiowa, symetria pól względem najdłuższej osi czy liczba wklęsłości obiektu. Tak wygenerowane opisy charakteryzują obraz pod względem zdolności rozróżniania różnych obiektów [14].

W literaturze zakłada sie wiedze o punktach charakterystycznych obiektu [15]. Wiedza o znanych punktach orientacyjnych ułatwia zadanie, ale takie założenie w przypadku opisanym wyżej jest niepraktyczne, ponieważ wiele istniejących statków kosmicznych nie posiada na swojej powierzchni znaczników przewidzianych do celów nawigacji. Wobec tego zdecydowano, że system musi opierać sie na wykorzystaniu cech naturalnych obiektu. W ramach pracy zbadane zostały najważniejsze i najbardziej efektywne metody obliczania pozycji i orientacji przestrzennej obiektu oraz możliwość ich łaczenia. Analizie poddane zostały istotne cechy algorytmów. Po pierwsze, brano pod uwagę, czy dany algorytm wymaga ręcznej inicjalizacji, czy też jest w stanie sam rozpoczać śledzenie na podstawie sekwencji obrazów. Badano, jakie czynniki maja wpływ na możliwość algorytmu do rozpoczęcia śledzenia. W trakcie działania algorytmów obserwowana była ich zdolność do nadążania za obiektem. Liczyła się przy tym dokładność w podawaniu pozycji. Testowana była również szybkość algorytmów wyrażana w przetwarzanych klatkach w ciągu sekundy, a także zdolność do pracy z urządzeniami dostarczającymi obraz z różnymi prędkościami. Metody śledzenia brane pod uwagę musiały dawać nadzieję na opracowanie systemu działającego w czasie rzeczywistym, z pojedynczego źródła obrazu o niewielkiej rozdzielczości i w obecności szumów, co odpowiada warunkom pracy w kosmosie. Śledzenie to powinno odbywać się wystarczająco dokładnie bez wyraźnego opóźnienia. Wśród celów i założeń dotyczących systemu wizyjnego należy wymienić, że system wizyjny ma być odporny na zaszumiony obraz, na zasłonięcie obiektu oraz chwilowy brak informacji nawigacyjnej. Stworzony system wizyjny umożliwia badanie zaproponowanych metod na sekwencjach nagranych przy użyciu kamer, jak też wygenerowanych przy pomocy oprogramowania symulacyjnego. Obiekt, którego pozycje należy obliczyć powinien być nieprzeźroczysty i niezlewający się z tłem. Ważnym założeniem jest fakt, iż badany obiekt nie jest idealnie jednolity pod względem tekstury – brak teksturowania lub przezroczystość obiektu może prowadzić do błędnego wykrycia ruchu na przykład na konturach, w miejscu pojawiania się i znikania obiektu na obrazie. Przeprowadzono badania skuteczności działania wybranej metody identyfikacji układu kamery ze względu na liczbe cech lokalnych obiektu oraz umiejscowienie kamery. Analizowano różne formy niedoskonałości obrazu: niepewność informacji wynikającą z niedoskonałości procesu akwizycji obrazu, złożoność obliczeniową, dokładność, niezawodność, odporność na dane.

2. Przegląd literatury dotyczącej metod nawigacji wizyjnej

W tej sekcji przedstawiono opis wybranych prac dotyczących zagadnienia estymacji pozy 2D-3D. Istnieje wiele metod estymacji położenia i orientacji przestrzennej obiektu na podstawie informacji uzyskanych z kamery. Metody te można podzielić na trzy kategorie: 2D-2D, 3D-3D i 2D-3D [7]. W pierwszym i drugim przypadku, oba rodzaje danych – wzorca i zdjęcia – są dwuwymiarowe lub trójwymiarowe równocześnie. Trzecia kategoria składa się z tych scenariuszy, gdzie dane otrzymane z pomiarów są dwuwymiarowe (2D), a dane wzorca trójwymiarowe

(3D) [8]. Zagadnienie określenia pozycji kamery względem obiektu zwane *Perspective-n-Point* lub *PnP problem*, przyciąga od dawna wiele uwagi w literaturze [4]. Celem rozwiązania problemu *Perspective-n-Point*, jest określenie względnego położenia kamery i obiektu z n znanych korespondencji pomiędzy przestrzenią punktów kontrolnych wzorca oraz punktów obrazu. Zagadnienie to matematycznie sprowadza się do równania:

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_u & s & u_0 & 0 \\ 0 & \alpha_v & v_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \\ \cdot & \left(\begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi & x \\ \cos \Theta \sin \Psi & \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi & \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi & y \\ -\sin \Theta & \sin \Phi \cos \Theta & \cos \Phi \cos \Theta & z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot$$
(2.1)
$$\cdot \begin{bmatrix} x_M \\ y_M \\ z_M \\ 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \\ 0 \end{bmatrix} \right)$$

gdzie α_u i α_v są współczynnikami skalowania w kierunkach u i v układu współrzędnych matrycy (rys. 1). Zależą one od ogniskowej kamery f poprzez równania $\alpha_u = k_u f$ oraz $\alpha_v = k_v f$, gdzie k_u i k_v są liczbą pikseli na jednostkę długości [8]. Niewiadomymi są Φ , Θ , Ψ , t_x , t_y , t_z .

Opisane w niniejszym artykule podejście jest kombinacją istniejących technik i może być podzielone na dwa główne etapy: przetwarzanie obrazu i iteracyjne szacowanie pozy obiektu. Pierwszy etap polega na wykryciu obiektu i przygotowaniu obrazu do odpornego wykrycia cech charakterystycznych. Algorytm operuje na obrazie z kamery cyfrowej opisanym przez dwuwymiarową macierz punktów. Obecna wersja algorytmu używa do obliczeń luminancji obrazu, ignorując informację o kolorach. Wykrywane obiektów ruchomych dokonuje się poprzez porównywanie każdej klatki z przechowywanym tłem. Tło pozyskiwane jest automatycznie w trakcie przetwarzania obrazów i aktualizowane. Na podstawie porównania każdej klatki z tłem obraz dzielony jest na tło oraz pierwszy plan.

Schemat przetwarzania obrazu w omawianym systemie polega na:

- detekcji punktów charakterystycznych obiektu oraz opisie tychże punktów,
- wykryciu widocznych punktów niezależnie na obrazie i wzorcu obiektu,
- znalezieniu dla każdego punktu odpowiadającego mu punktu we wzorcu obiektu,
- obliczeniu pozycji i orientacji obiektu.

W tym celu potrzebny jest detektor, który jest powtarzalny (wskazuje te same punkty) oraz deskryptora, który jest wiarygodny, to znaczy opisuje je tak samo. Geometrycznie musi więc on być niezmienny względem obrotu, skalowania, zmiany punktu widzenia (perspektywa), natomiast fotometrycznie względem zmiany jasności. Niewielkie różnice w obrocie, skalowaniu, kąta patrzenia czy jasności punktów mogą istotnie wpłynąć na sposób dopasowania wykrytych punktów na dalszych etapach przetwarzania obrazu.

3. Cechy lokalne obiektu

W pierwszej kolejności po wykonaniu zdjęcia przy pomocy kamery na uzyskanym obrazie dokonywane jest oddzielenie obiektu od tła, a następnie wykrywane są cechy lokalne obiektu. Punkty te detekowane są przy wykorzystaniu metody SIFT (ang. Scale Invariant Feature Transform) [16]. Podejście to zostało zaproponowane przez Davida Lowe'a w 1999 roku. Jest to skuteczna i uniwersalna technika bazująca na wyborze charakterystycznych punktów obrazu, które są inwariantne względem przekształceń afinicznych, to znaczy skalowania, obrotu i translacji. Ważną zaletą jest również jej częściowa odporność na zmiany oświetlenia, zaszumienie obrazu czy przysłanianie obiektów. Podstawą do zastosowania powyższej metody w procesie wyszukiwania zdjęć jest optymalizacja czasu wyznaczenia kluczowych deskryptorów obrazu poprzez kaskadowe podejście. Ogólnie metoda SIFT dzieli się na cztery zasadnicze części:

- 1. *Scale-space extrema detection* detekcja potencjalnych punktów charakterystycznych przy zastosowaniu piramidy obrazów o zmieniającej się rozdzielczości.
- 2. *Keypoint localization* określenie lokalizacji oraz skali punktów poprzez pomiar ich stabilności.
- 3. Orientation assignment wyznaczenie orientacji każdego punktu poprzez analizę lokalnych kierunków gradientu obrazu.
- 4. *Keypoint description* stworzenie reprezentacji obrazu poprzez pomiar dla konkretnej skali gradientów każdego punktu, co zapewnia odporność na zmiany oświetlenia i zniekształcenie kształtów.

Poniżej przedstawiono opis poszczególnych etapów metody SIFT.

Scale-space extrema detection – detekcja charakterystycznych punktów obrazu, inwariantnych względem zmian skali, odbywa się za pomoca kaskadowego podejścia. Polega ono na stworzeniu piramidy obrazów o zmiennej skali, wykorzystując do tego funkcję gęstości rozkładu normalnego Gaussa. Następnie tworzony jest splot zdjęcia z różnicą dwóch funkcji gęstości doG (ang. difference-of-Gaussian) różniacych się współczynnikiem odchylenia standardowego. Powodem wyboru takiej postaci funkcji jest szybkość obliczania na komputerze oraz podobieństwo do znormalizowanego Laplasjanu z funkcji Gaussa LoG (ang. Laplacian of Gaussian). Normalizacja Laplasjanu za pomocą kwadratu odchylenia standardowego jest wymagana w celu zapewnienia niezmienniczości względem skali. Minima oraz maksima funkcji produkują najbardziej stabilne cechy obrazu w porównaniu do funkcji gradientowych, krawędziowych czy Harrisa. Metoda detekcji ekstremów rozpoczyna się od stworzenia piramidy obrazów złożonej z oktaw. Oktawa stanowi zbiór obrazów uzyskanych w wyniku splotu zdjęcia wejściowego z funkcja gestości Gaussa dla różnych parametrów odchylenia standardowego. Każda para obrazów wewnątrz danej oktawy jest następnie odejmowana, tworząc różnicę difference-of-Gaussian. W momencie, gdy cała oktawa zostanie zbudowana tworzy się kolejną poprzez zmniejszenie rozdzielczości obrazu i powtórzenie powyższego postępowania. W celu znalezienia minimów i maksimów funkcji tworzy się ośmioelementowe sąsiedztwo punktu na danym obrazie wewnątrz jednej oktawy oraz odpowiednio dziewięcioelementowe na obrazach o niższej i wyższej skali. Wybór punktu jako ekstremum następuje tylko wtedy, gdy jego wartość jest mniejsza lub większa od wszystkich 26 punktów, z którymi był porównywany.

Keypoint localization – kolejnym etapem metody SIFT jest określenie lokalizacji punktów charakterystycznych obrazu. Informacja ta pozwala odrzucić punkty wrażliwe na zaszumienie bądź też błędnie zlokalizowane wzdłuż krawędzi. Kolejnym aspektem przy określaniu położenia punktów ekstremalnych jest eliminacja wpływu krawędzi obrazu. Zastosowanie różnicy Gaussa doG charakteryzuje się znajdywaniem niestabilnych wyników wzdłuż krawędzi. Dlatego też w celu odrzucenia błędnych punktów stosuje się zasadę mówiącą, że wartość krzywizny w poprzek krawędzi jest niska, natomiast prostopadle do niej jest wysoka. Krzywizny te są obliczane za pomocą hesjanu, czyli macierzy drugich pochodnych obliczanych jako ilorazy różnicowe.

Orientation assignment – przypisanie orientacji deskryptorom punktów charakterystycznych jest trzecią częścią metody SIFT. Wykorzystując lokalne cechy obrazu, uzyskuje się kolejną zaletę metody, czyli inwariantność względem obrotu. Dla każdego obrazu wygładzonego filtrem Gaussa przy niezmienionej skali wyznacza się wielkość gradientu oraz orientację, stosując różnicę wartości pikseli. Następnie za pomocą orientacji gradientu punktu charakterystycznego tworzy się histogram orientacji dla jego sąsiedztwa. Składa się on z 36 słupków pokrywających zakres

95

360°. Każdy nowy punkt dodany do histogramu jest odpowiednio ważony za pomocą wielkości swojego gradientu oraz poprzez wagowe okno Gaussa o odchyleniu standardowym 1.5 razy większym od zastosowanej skali. Szczyty histogramu orientacji odpowiadają głównym kierunkom gradientu. Stworzenie nowej orientacji punktu następuje w przypadku, gdy odpowiadający mu słupek histogramu ma wysokość nie mniejszą niż 80% wysokości najwyższego słupka. Wynika stąd wniosek, że jedna lokalizacja wielu szczytów o podobnej wielkości gradientu może wyznaczać kilka punktów wysoce charakterystycznych, które będą miały tą samą lokalizację, ale różną orientację. Jak wynika z eksperymentów, tylko 15% wszystkich punktów ma przypisane kilka orientacji, co pozytywnie wpływa ma stabilność procesu dopasowania. Dodatkowo w celu zwiększenia dokładności stosuje się aproksymację paraboliczną trzech najbliższych wartości histogramu dla danego punktu.

Keypoint description – poprzednie etapy metody SIFT służyły wyznaczeniu lokalizacji, skali i orientacji punktu obrazu. Określenie współrzędnych 2D tych punktów zapewniło również ich inwariantność względem przekształceń afinicznych. Ostatnim etapem metody jest wyznaczenie charakterystycznych deskryptorów obrazu niezmienniczych względem zmian oświetlenia i punktu widzenia kamery. Pierwszym podejściem do powyższego problemu jest utworzenie znormalizowanej macierzy korelacji, która dopasowywałaby regiony wokół deskryptorów o jednakowej skali. Jednakże taka realizacja jest wysoce czuła na zmiany afiniczne i oświetleniowe. Metoda wyznaczenia deskryptorów obrazu składa się z kilku etapów. Początkowo określa się wielkość gradientu i orientacje wokół punktu charakterystycznego, używajac w tym celu skali deskryptora jako miary rozmycia filtrem Gaussa. W celu osiągnięcia inwariantności orientacji współrzędne deskryptora są obracane zgodnie z orientacją punktu. Następnie każdemu punktowi przypisuje się wagę wielkości gradientu, stosując w tym celu okno Gaussa o odchyleniu standardowym równym połowie długości okna deskryptora. Przyczyna stosowania okna Gaussa jest eliminacja nagłych zmian postaci deskryptora wywołanych małymi zmianami pozycji próbkowanego okna oraz zmniejszenie wpływu gradientów leżących z dala od środka deskryptora. Deskryptor punktu jest tworzony za pomocą histogramu orientacji z regionów o rozmiarze 4 na 4. Składa się on z ośmiu wektorów o różnych kierunkach, których długość wynika z wielkości histogramu. W ten sposób powstaje macierz histogramów, która zapewnia pewien stopień niewrażliwości na przesunięcia pozycji. Empirycznie udowodniono, że najlepsze rezultaty są osiągane dla macierzy o rozmiarze 4×4 z ośmioma orientacjami w każdym histogramie, definiując tym samym $4 \cdot 4 \cdot 8 = 128$ -elementowy wektor cech dla każdego punktu charakterystycznego. Ostatecznie wektor cech jest modyfikowany w celu zredukowania wpływu zmian oświetlenia.

Metoda *Scale Invariant Feature Transform* znalazła szerokie zastosowanie w systemach przetwarzania obrazów ze względu na swoją efektywność. Poprzez wykorzystanie wielowymiarowych deskryptorów cech inwariantnych względem obrotu, przesunięcia, zmian skali, oświetlenia i punktu widzenia kamery uzyskano metodę odporną na zakłócenia wynikające z szumu czy przysłaniania obiektów. Ta technika wyznaczania dużej liczby punktów charakterystycznych obrazu okazała się skuteczna przy jednoczesnej akceptowalnej złożoności obliczeniowej. Jak podaje autor, standardowy komputer klasy PC wystarcza do znalezienia kilku tysięcy punktów obrazu niemal w czasie rzeczywistym. Metoda SIFT nadaje się do wykorzystania m.in. w aplikacjach śledzenia ruchu i segmentacji, rekonstrukcji obrazów 3D.

4. Wzorzec geometryczny obiektu

Poniżej przedstawiono opis wzorca, który był wykorzystywany w badaniach. Metoda opiera się na modelu punktowym 3D. W przypadku obiektu bez charakterystycznych punktów kluczowych, na przykład w przypadku obiektu o ubogiej teksturze, podejście nie działa w sposób zadowalający. Proces modelowania odbywa się tylko raz i wzorzec może zostać użyty do dowol-

nej sekwencji pod warunkiem, że tekstury filmowanego obiektu pozostają bez zmian. Wykonano wielokrotne rejestracje obiektu w celu wyeliminowania zjawiska martwych pól oraz dla podniesienia dokładności opracowania wzorca. Wykorzystano oprogramowanie do modelowania 3D na podstawie obrazów, który służy do tworzenia profesjonalnej jakości treści 3D z fotografii. Bazując na najnowszej wielowidokowej technologii rekonstrukcji 3D, obsługuje dowolne obrazy i jest wydajny zarówno w kontrolowanych, jak i niekontrolowanych warunkach. Zdjęcia mogą być wykonane z każdego miejsca, o ile obiekt mający podlegać rekonstrukcji jest widoczny na przynajmniej dwóch zdjęciach. Zarówno dopasowanie obrazów, jak i rekonstrukcja modelu 3D sa w pełni zautomatyzowane. Dla odtworzenia orientacji zewnętrzne zdjęć wykorzystano automatyczne algorytmy dopasowania obrazów. Algorytm dopasowania obrazów jest również wykorzystany w kolejnym kroku do generowania gęstej chmury punktów rekonstruującej kształt przestrzenny obiektu. W kolejnych krokach przetwarzania mogą powstać standardowe produkty fotogrametryczne w postaci ortomozaiki oraz fotorealistycznego modelu bryły obiektu. Efektywność stosowanych procedur automatycznego dopasowania zdjęć jest głównie uzależniona od jakości wykorzystywanych zdjęć. W przypadku geometrii badanych obiektów procedury te okazały się skuteczne i dały poprawne rezultaty. Wykorzystano program PhotoScan firmy Agisoft, który pozwala na przetworzenie dowolnych zdjęć z uwzględnieniem obserwacji dodatkowych na model przestrzenny w postaci chmury punktów w sposób zautomatyzowany poprzez wykorzystanie procedur cyfrowego dopasowania obrazów. Ogólnie ostatecznym celem przetwarzania fotografii przy użyciu programu PhotoScan jest zbudowanie teksturowanego modelu 3D. Wydajność przetwarzania danych jest ściśle uzależniona od stosowanej konfiguracji komputera. Algorytm dopasowania zdjęć daje zróżnicowane dokładności w funkcji jakości geometrycznej wykorzystywanych zdjęć.

5. Algorytm obliczania pozycji obiektu

W tej sekcji opisano algorytm SoftPOSIT (ang. Simultaneous Pose and Correspondence Determination), służący do obliczania pozy obiektu, co stanowi rdzeń przedstawionej metody używanej w proponowanym systemie wizyjnym. W poprzednich paragrafach omówiono etapy służące wygenerowaniu zbioru danych, który może zostać wykorzystany w celu obliczenia pozycji i orientacji obiektu. Etap ten został rozwiązany przy wykorzystaniu algorytmu softPOSIT. Algorytmu SoftPOSIT składa się z dwóch metod: algorytmu POSIT (ang. Pose from Orthography and Scaling with ITerations) oraz algorytmu soft assign.

POSIT został wynaleziony w celu znajdowania pozy obiektu w odniesieniu do układu współrzędnych kamery z niewspółpłaszczyznowych punktów na podstawie jednego obrazu. Stanowi on kombinację dwóch algorytmów nazywanych POS (ang. Pose from Orthography and Scaling) oraz IT (ang. Iterations). Część POS aproksymuje projekcje ortograficzna przy użyciu skalowanej projekcji ortograficznej w celu znalezienia transformacji rozumianej jako rotacja i obrót, pomiędzy układem współrzędnych związanym z obiektem i układem współrzędnych związanym z środkiem optycznym kamery poprzez rozwiązanie układu równań. IT jest iteracyjną procedurą optymalizacyjną, która uaktualnia parametry znalezionej wstępnie w poprzednich krokach pozy i powtarza część POS wielokrotnie w celu znalezienia lepszego odwzorowania korespondujących punktów na obrazie. POSIT pozwala na określenie pozy obiektu przy założeniu znanych korespondencji. Ponadto wymaga wybrania jednego punktu obiektu jako początku układu współrzędnych. Metoda POSIT została przedstawiona szczegółowo w [12]. Jeżeli poczynione zostanie założenie, iż korespondencje nie sa znane, rozwiązanie problemu staje się dużo bardziej złożone, a cała procedura nie jest w stanie dać poprawnych rezultatów. W związku z tym powstała modyfikacja algorytmu POSIT, która pozwala na określenie pozycji przy założeniu nieznanych korespondencji. Ze względu na odporność zintegrowano iteracyjne techniki estymacji pozycji POSIT i iteracyjne metody wyszukiwania korespondencji zwane *soft assign* w pojedynczą pętlę iteracyjną. Rozwinięcie tego algorytmu znajduje się w publikacji [8]. Aby zakończyć działanie algorytmu iteracyjnego, należało wybrać kryterium stopu. Kryterium to opiera się na różnicy między kolejnymi iteracjami. Kiedy różnica ta jest odpowiednio mała, działanie algorytmu może zostać zakończone.

Podsumowując, do określenia pozycji statku kosmicznego wykorzystany został algorytm SoftPOSIT. Chociaż algorytm POSIT wydaje się działać całkiem dobrze, ma ograniczenie, które nie zezwala na jego wykorzystanie w większości aplikacji działających w czasie rzeczywistym, a mianowicie fakt, że wraz ze wzrostem liczby punktów charakterystycznych rośnie czas potrzebny na wykonywanie obliczeń.

6. Eksperymenty

W niniejszej sekcji przedstawiono eksperymenty, które były przeprowadzane w czasie opracowywania algorytmów nawigacji wizyjnej. W przeprowadzonych eksperymentach wykorzystano pakiet MATLAB wraz z biblioteką VLFeat. Badania eksperymentalne polegały na testowaniu wydajności algorytmu zaimplementowanego na CPU. Badanie przeprowadzono na komputerze przenośnym Toshiba Satelllite A300, który wyposażony jest w procesor Intel Core2 Duo o taktowaniu 2.0 GHz. Eksperymenty dotyczyły nieodkształcalnych obiektów, jednakże przypuszcza się, że opracowana metoda po modyfikacji byłaby w stanie działać dla dowolnych obiektów. W eksperymentach wykorzystano obiekt w postaci prostopadłościanu o wymiarach 70 mm×80 mm×130 mm. Obiekt został zawieszony na stanowisku pomiarowym. Następnie wykorzystano robota mobilnego, który wyposażony był w czujniki:

- Microstrain GX 3,
- Honeywell HMR 3500,
- kamera cyfrowa.

Robot przemieszczał się w przestrzeni pomiarowej symulatora i wykonywał zdjęcia obiektu. Zdjęcia wykonywane były z rozdzielczością 2048×1536 pikseli. Równocześnie przy pomocy czujników GX3 i HMR3500 mierzona była pozycja robota i jego orientacja przestrzenna w odniesieniu do badanego obiektu. Na rysunku 2 przedstawiono sytuację początkową w czasie eksperymentu.



Rys. 2. Stanowisko do badań laboratoryjnych

Badano dwa sposoby podejścia do satelity. Pierwszy sposób polegał na zbliżaniu się na wprost ze stałą prędkością liniową (rys. 3).



Rys. 3. Przejazd na wprost



Rys. 4. Przejazd bokiem

Drugim sposobem było zbliżanie się po łuku do obiektu zainteresowania (rys. 4).

Poniżej przedstawiono przykładowe sekwencje uzyskane z pomiarów odpowiednio dla przejazdu przodem (rys. 5 i rys. 6) oraz bokiem (rys. 7 i rys. 8).



Rys. 5. Sekwencja z przejazdu przodem A



Rys. 6. Sekwencja z przejazdu przodem B



Rys. 7. Sekwencja z przejazdu bokiem A



Rys. 8. Sekwencja z przejazdu bokiem B

Na wykresach na rys. 9 oraz rys. 10 przedstawiono pozycję i orientację obiektu w funkcji czasu. Na wykresach po lewej stronie przedstawiono położenie liniowe. Na osiach poziomych zaznaczono czas w sekundach. Na osiach pionowych zaznaczono położenie liniowe w metrach. Na wykresach po prawej stronie zaznaczono orientację przestrzenną robota. Na osiach pionowych zaznaczono kąty w stopniach.



Rys. 10. Przejazd bokiem

Uzyskano zadowalającą korelację danych uzyskanych z pomiarów przy wykorzystaniu czujników GX3 i HMR3500 oraz z danych dostarczanych przez system nawigacji wizyjnej. Zarówno dla przejazdu na wprost, jak i zbliżania bokiem błąd przemieszczenia liniowego nie przekracza kilkudziesięciu milimetrów. Jeżeli chodzi o kąty orientacji przestrzennej, maksymalny błąd wynosi kilka stopni. W eksperymencie przeprowadzono również oszacowanie czasu wykonywania algorytmu. Czas potrzebny do rozwiązania problemu jest akceptowalny. Rozwiązanie problemu wymaga więcej czasu dla większej ilości punktów. Operacje przetwarzania obrazu są zazwyczaj bardzo wymagające obliczeniowo. Zaprezentowany algorytm pracuje stosunkowo szybko. Okazuje się, że najbardziej czasochłonnym krokiem jest wczytanie obrazu z dysku twardego. Przy gorszym oświetleniu uzyskiwane są gorsze dokładności położenia obiektu. Należało się tego spodziewać, gdyż znaczne zmiany kąta ustawienia kamery względem obiektu powodują istotne zniekształcenia w zarejestrowanym obrazie. SIFT jest wrażliwy na niejednorodne zmiany oświetlenia występujące w procesie akwizycji. Wynika to zarówno ze sposobu lokalizacji punktów kluczowych, jak i metody generacji ich opisu w postaci deskryptorów, które bazują na rozkładzie jasności pikseli obrazu. Zmiana oświetlenia wpływa na powtarzalność punktów kluczowych na obrazach. Badania przeprowadzone dla różnych wartości kąta ustawienia kamery oraz zmian natężenia światła wykazały, że przy zachowaniu stałych warunków oświetleniowych obraz charakteryzuje się dużą stabilnością punktów kluczowych. Przyczyną tego może być fakt, że algorytm SIFT został opracowany pod kątem przetwarzania obrazów w dobrym oświetleniu. Przeprowadzane badania eksperymentalne pokazują możliwość działania metody w czasie rzeczywistym i odporność algorytmu na szumy. Wybrana metoda wydaje się być efektywna obliczeniowo.

7. Podsumowanie

W niniejszym dokumencie zaproponowano algorytm estymacji wzajemnego położenia i orientacji przestrzennej dwóch satelitów przy wykorzystaniu jednej kamery. Algorytm został oparty na podejściu optymalizacyjnym. Przedstawione rozwiązanie zagadnienia PnP jest odporne na zaszumienie obrazu. Metoda oferuje akceptowalny koszt obliczeniowy przy założeniu nieprzekraczającej kilkuset liczby korespondencji. Jest odporna na cienie, zasłonięcie obiektu i szum powstały podczas akwizycji obrazu. Przedstawiono wyniki jakościowe, które pokazują, iż metoda jest w stanie poradzić sobie z bogatymi w teksturę obiektami i niestatycznym tłem. Opracowano algorytmy nawigacji wizyjnej na podstawie informacji ze zdjęć oraz przeprowadzono ich testy obiegu *Simulator In the Loop.* Zbadano metody przetwarzania obrazu ze zdjęć i filmów video ukazujących makietę celu w symulowanych warunkach kosmicznych. System wizyjny jest w stanie obliczyć pozycję obiektu w zmiennych warunkach oświetleniowych. Przygotowano oprogramowanie, które może być wykorzystane w dalszych pracach. Metoda oferuje potencjał dla innych zadań, takich jak *structure from motion.* Metoda estymacji pozycji może być rozszerzona do obiektów odkształcalnych.

Podziękowania

Prezentowane prace były sponsorowane w ramach projektu Satserwis (PBS2/B3/17/2013) przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju.

Bibliografia

- 1. CROPP A., 2000, Estimating pose of known target satellite, *Electronics Letters*, **36**, 15, 1331-1332
- 2. GLEBOCKI R., JACEWICZ M., 2015, Dynamics and control of vehicle with vision based navigation system, [W:] Dynamical Systems Theory and Applications
- 3. HO C.A.M., 1992, Autonomous spacecraft docking using a computer vision system, *Proceedings* of 31st Conference on Decision and Control, Tucson, Arizona
- 4. GRUNERT J., 1841, Das pothenotische Problem in erweiterter Gestalt nebst ber seine Anwendungen in Geodäsie, Grunerts Archiv für Mathematik und Physik
- 5. FISCHLER M., 1988, Random sample consensus: consensus: a paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography, *Comm. of ACM*, 24, 6, 381-395

- 6. JASIOBEDZKI P., 2001, Pose determination and tracking for autonomous satellite capture, Proceeding of the 6th International Symposium on Artificial Intelligence and Robotics and Automation in Space, Quebec
- 7. GASBARRI P., SABATINI M., PALMERINI G., 2014, Ground tests for vision based determination and control of, *Acta Astronautica*
- 8. VINCENT P., 3D Model-Based Tracking for Space Autonomous Randezvouz
- 9. ENGLISH C., OKOUNEVA G., SAINT-CYR P., CHOUDHURI A., LUU T., 2011, Real-time dynamic pose estimation systems in space lessons learned for system design and performance evaluation, *International Journal of Intelligent Control and Systems*
- 10. Simulation of the Docking Phase for the SMART-OLEV Satellite Servicing Mission, 9th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space (ISAIRAS)
- 11. CHIEN C., BAKER K., 2004, Pose estimation for servicing of orbital replacement units in a cluttered environment, *Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation*, New Orleans, LA, USA
- PETERSEN T., 2008, A Comparison of 2D-3D Pose Estimation Methods, Aalborg University, Ballerup
- 13. SHARMA S., D'AMICO S., 2016, Comparative assessment of techniques for initial pose estimation using monocular, *Acta Astronautica*
- 14. TZSCHICHHOLZ T., SCHILLING K., MA L., 2011, Model-based spacecraft pose estimation and motion prediction using aphotonic mixer device camera, *Acta Astronautica*
- 15. JÖRGENSEN J., HARR J., 2006, PRISMA an autonomous formation flying mission, ESA Small Satellite Systems and Services Symposium, Sardinia
- 16. ROSENHAHN B., Foundations About 2D-3D Pose Estimation Problem

Vision based navigation system for satellite flight formation

Navigation is one of the most important issues related to the autonomous servicing of satellites in the orbit. This article discusses the visual navigation system for the satellites randezvous and docking. It presents algorithms for calculating the position and orientation of the object based on images from a single camera. Experiments and simulations carried out during the development of the system are also described.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

ALGORITHM FOR FORMATION FLIGHT OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

Robert Głębocki

Warsaw University of Technology, Poland e-mail: rglebocki@meil.pw.edu.pl

Oleksandr Marynoshenko

National Technical University of Ukraine, Ukraine e-mail: a_marin@ukr.net

> This paper proposes a leader following decentralized autonomous approach for a UAV formation flight. The objective of UAV formation flight is that UAVs have to fly to a specified region while maintaining distances and spatial angles between the UAVs. To design control system algorithms, the coupled dynamics of multiple UAVs is considered with assumption that each UAV follows (after) the leader UAV. For the leader following approach algorithms of guidance, system and control system algorithms are created. To verify the performance of the proposed algorithms, numerical simulation is performed for a two-UAV flight mission.

> Keywords: UAV, formation flying, autonomous control, leader following – visual based approach

1. Introduction

At present time, the major task for using unmanned aerial vehicles (UAV) is the providing of UAV flight in a group (formation flight of UAVs). In resolving this, a number of significant technical problems, their investigation and solving is currently carried out in advanced countries.

Organizations that still have research and developments in the field of automatic control of an aircraft flight group focuse mainly on the controlling of formation of manned aircraft with large distances and intervals between aircraft, but for UAVs the demands are to fly in formation with distances and intervals no more than from several to tens of meters.

So, a technically relevant and important task today is the development of a low-cost, precise flight control systems of UAVs. That, in turn, will lead to cost-effective and fault-tolerant systems. Advances in avionics, navigation based on MEMS/GPS sensors, flight control methods and cheap electronics further enhance the using of unmanned aircraft for commercial and military purposes. Future UAVs will be more autonomous than remotely piloted platforms used today.

2. Statement of the problem

Formation flight control of multiple UAVs is an active topic for numerous researches [1]-[4], with many practical applications: reconnaissance, communication, search and rescue.

There are many research methods proposed for implementation of multiple UAVs control, especially for control of UAVs formation flying, such as leader following [1], behavior based approach [3], virtual leader [4] and artificial potential functions [5]. In these methods, most appropriative is are the leaders methods.

The big problem in formation control is the question of creation and full usage of the neighbor-to-neighbor communication and synchronization. The well-known today methods for communication and synchronization inside the formation of UAVs are methods using of video information [2] and radio transmitting data [5].

The current development of aviation sets the task of implementation of the formation flight of unmanned aerial vehicles.

The necessity of development of technology for control of formation flying UAVs now opens a very important area: creation of onboard unmanned navigation systems (BONUS) for UAVs with very limited weight and volume. This need is determined by the fact that the absence of equipment onboard the UAV BONUS can greatly limit their opportunities.

Development of systems like a BONUS goes by two approaches: creation of an autonomous systems that do not depend on ground guiding systems, and onboard systems using ground-based radio beacons [5]. Each of these ways has its own advantages and disadvantages. An autonomous management system can solve the problem of formation flight without restrictions imposed by the channels for communication with the ground control as well as by radio jamming.

3. Model of UAVs formation flying

A group of the moving system – UAVs is usually regarded as a system of connected rigid bodies with significant degrees of freedom. And the number of degrees of freedom increases significantly with the increase of the number of UAVs in the group that makes the model of spatial movement extremely difficult and unsuitable for solving the problem of synthesis of coherent control of the whole set of aircraft. In this connection, widely used is the model of group UAV relative motion according to which the group is allocated with the carrier body (vehicle) and the transportable body. As the carrier serves as the leading UAV, guided aerial vehicles (UAVs) play the role of transportable bodies. At the same time, any type of the order: column, front, diamond, bearing, wedge or a mixed order – can be viewed as a set of pairs: master-slave. It should be noted that the formation of such pairs can be created based on two principles. In one case, the binding is carried by the driven UAV marching to the leading UAV. In the second case, all driven UAVs determine their movements relative to the general for all – the leading UAV.

Without overviewing the details and characteristics of each method for forming a UAV system, note that in this report we consider a model that meets the principle of building by the leading UAV.

As already noted, the group traffic control problem is related to the study of motion of the aircraft that are in certain configurations. Therefore, basically a study of their relative motion.

Two aircraft movement relative to each other is the difference between two absolute movements. It has three degrees of freedom.

In considering the relative motion of the aircraft, one can use a variety of coordinate systems. Each system has its advantages and disadvantages. The choice is determined by its specific task. However, there are general principles of selection that determine desirability or necessity of the system of reference. Given the dynamical equations obtained for simplification of the analysed tasks, integration of these equations for the joined UAV motion group requires as a reference the trajectory leading UAV coordinate system.

The beginning of the coordinate system has to be combined with the center of mass of the driven aircraft. In the driven UAVs, measurement equipment for determination of the parameters of its relative motion to the leading UAV is placed. So the most appropriated coordinate system is the trajectory coordinate system as shown in Fig. 1.



Rys. 1. The coordinate systems

4. Navigation with a video system

4.1. Navigation parameters of the camera

Technical means to implement the group flight of the aircraft are primarily instruments and devices allowing one to define the parameters of relative motion of the aircraft. They must receive the necessary distance measuring and angle measuring information. This measuring apparatus can be based on various physical radio, optical, quantum-mechanical principles.

The main reasons for the growing interest in small aircraft is that they provide an inexpensive platform for electro optical (EO) and infrared (IR) cameras. For solving our task, assume that the optical axis of a camera coincides with the longitudinal axis of the UAV body (axis 0X of the rigid body coordinate system; 0xyz – local camera coordinate system).

It is assumed that the origin of the reference frame and the camera is located in the center of gravity of the aircraft.

Guidance to the goal (leader UAV) is obtained by two angles: azimuth to the goal Ψ_g , elevation to goal Θ_g , where \mathbf{R}_{Ψ_g} – matrix of rotation for azimuth, \mathbf{R}_{Θ_g} – matrix of rotation for elevation

$$\mathbf{R}_{\Psi_g} = \begin{bmatrix} \cos \Psi_g & 0 & -\sin \Psi_g \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Psi_g & 0 & \cos \Psi_g \end{bmatrix} \qquad \qquad \mathbf{R}_{\Theta_g} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_g & \sin \Theta_g & 0 \\ -\sin \Theta_g & \cos \Theta_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

The resulting matrix of rotation for guidance to the goal is

$$\mathbf{R}_{b}^{g} = \mathbf{R}_{\Theta_{g}} \mathbf{R}_{\Psi_{g}} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_{g} \cos \Psi_{g} & \sin \Theta_{g} \cos \Psi_{g} & -\sin \Psi_{g} \\ -\sin \Theta_{g} & \cos \Theta_{g} & 0 \\ \sin \Psi_{g} \cos \Theta_{g} & \sin \Theta_{g} \sin \Psi_{g} & \cos \Psi_{g} \end{bmatrix}$$

4.2. Camera model

f is focal length in units of pixels, and converts the pixels P in meters. To simplify the description, assume that the pixels and pixel array are squares. If width of the square matrix of pixels in units pixels is M and the v – the camera field of view is known, then the focal length f can be written as

$$f = \frac{M}{2\tan\frac{v}{2}}$$

The position of projection of the object expressed in the camera frame is $(P\varepsilon_x, P\varepsilon_y P_f)$, where ε_x and ε_y define the position of the object in pixels. The distance from the origin of the camera system to pixel position is $F = \sqrt{\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + f^2}$. Define the ort (single vector) for the direction to the goal

$$\overline{\mathbf{l}} = \frac{1}{F} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ f \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + f^2}} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{l}_x \\ \overline{l}_y \\ \overline{l}_z \end{bmatrix}$$

4.3. Guidance algorithm

We describe now a simple algorithm of guiding or targeting of the UAVs in formation flying. Assume the existence of control tilts of the UAV frame than can be described in form of control equations for the azimuth and inclination angles: $\Psi_g = W_{\Psi_g}^{\delta_{rc}} \delta_{rc}$, $\Theta_g = W_{\Theta_g}^{\delta_{ec}} \delta_{ec}$, where δ_{ec} , δ_{rc} are commanded deflections of the elevator and rudder (aileron), respectively.

The equation of optical axis is

$$\mathbf{l} = \frac{1}{\sqrt{\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2 + f^2}} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ f \end{bmatrix}$$

The required position of the axis is $\mathbf{l}_r = R_b^g \mathbf{l}$.

The next step is the obtaining of required angles of azimuth and elevation to align with the optical axes.

The direction of the body axis 0X in the rigid body frame is $[1, 0, 0]^{T}$

$$\mathbf{l}_{r} = \begin{bmatrix} l_{xr} \\ l_{yr} \\ l_{zr} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{b}^{g\mathrm{T}} \begin{bmatrix} l_{x} \\ l_{y} \\ l_{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_{g} \cos \Psi_{g} & \sin \Theta_{g} \cos \Psi_{g} & -\sin \Psi_{g} \\ -\sin \Theta_{g} & \cos \Theta_{g} & 0 \\ \sin \Psi_{g} \cos \Theta_{g} & \sin \Theta_{g} \sin \Psi_{g} & \cos \Psi_{g} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \begin{bmatrix} l_{x} \\ l_{y} \\ l_{z} \end{bmatrix}$$

Solving this equation for relative azimuth and elevation angles gives the following expressions for the command angles

$$\Theta_g c = \tan^{-1} \left(\frac{l_y}{l_x} \right) \qquad \Psi_g c = \sin^{-1} (-l_z) \tag{4.1}$$

So, the servo commands are

$$\delta_e = K_e(\Theta_g c - \Theta_g) = K_e \left[\tan^{-1} \left(\frac{l_y}{l_x} \right) - \Theta_g \right]$$

$$\delta_r = K_r(\Psi_g c - \Psi_g) = K_r \left[\sin^{-1} (-l_z) - \Psi_g \right]$$
(4.2)

5. Mathematic model of the UAVs

5.1. Trajectory equation of the driven UAVs

The equations of relative motion of the driven UAVs in the trajectory coordinate system (as seen in Fig. 1) can be represented as follows

$$\Delta x_{gi} = x_{g1} - x_{gi} \qquad \Delta y_{gi} = y_{g1} - y_{gi} \qquad \Delta z_{gi} = z_{g1} - z_{gi}$$

$$\Delta V_{xgi} = \frac{dx_{g1}}{dt} - \frac{dx_{gi}}{dt} \qquad \Delta V_{ygi} = \frac{dy_{g1}}{dt} - \frac{dy_{gi}}{dt} \qquad \Delta V_{zgi} = \frac{dx_{z1}}{dt} - \frac{dx_{zi}}{dt}$$

$$x_{gi}^{(1)} = \Delta x_{gi} \cos \Theta_{gi} \cos \Psi_{gi} + \Delta y_{gi} \sin \Theta_{gi} - \Delta z_{gi} \cos \Theta_{gi} \sin \Psi_{gi}$$

$$y_{gi}^{(1)} = \Delta x_{gi} \sin \Psi_{gi} + \Delta y_{gi} \cos \Psi_{gi}$$

$$z_{gi}^{(1)} = \Delta x_{gi} \sin \Theta_{gi} \cos \Psi_{gi} - \Delta z_{gi} \cos \Theta_{gi} - \Delta y_{gi} \sin \Theta_{gi} \sin \Psi_{gi}$$

$$\Delta V x_{gi}^{(1)} = \Delta V x_{gi} \cos \Theta_{gi} \cos \Psi_{gi} + \Delta V y_{gi} \sin \Theta_{g} - \Delta V z_{gi} \cos \Theta_{gi} \sin \Psi_{g}$$

$$\Delta V y_{gi}^{(1)} = \Delta V x_{gi} \sin \Psi_{gi} + \Delta V y_{gi} \cos \Psi_{gi}$$

$$\Delta V z_{gi}^{(1)} = \Delta V x_{gi} \sin \Theta_{gi} \cos \Psi_{gi} - \Delta V z_{gi} \cos \Theta_{gi} - \Delta V y_{gi} \sin \Theta_{gi} \sin \Psi_{gi}$$

where: $x_{gi}^{(1)}, y_{gi}^{(1)}, z_{gi}^{(1)}$ and $\Delta V_{xgi}, \Delta V_{ygi}, \Delta V_{zgi}$ are the coordinates and relative speeds of the UAVs relatively to the leading UAV in the trajectory coordinate system (coordinates and velocities relatively to the goal (leading UAV)), angles: elevation to the goal Θ_{gi} , azimuth to the goal Ψ_{gi} for each UAV in formation. The parameter *i* detects the number of carried UAV in the group.

The linearization of the equations (5.1) provides a set of equations that define the trajectory of the carried UAVs with respect to the trajectory of the leading (master) UAV

$$\delta x_{gi}^{(1)} = c_{11}^{(i)} \delta \theta_1 + c_{12}^{(i)} \delta \Psi_1 + c_{13}^{(i)} \delta x_{g1} + c_{14}^{(i)} \delta y_{g1} + c_{15}^{(i)} \delta z_{g1} - c_{13}^{(i)} \delta x_{gi} - c_{14}^{(i)} \delta y_{gi} - c_{15}^{(i)} \delta z_{gi}$$

$$\delta y_{gi}^{(1)} = c_{22}^{(i)} \delta \Psi_1 + c_{23}^{(i)} \delta x_{g1} + c_{25}^{(i)} \delta z_{g1} - c_{23}^{(i)} \delta x_{gi} - c_{25}^{(i)} \delta z_{gi}$$

$$\delta z_{gi}^{(1)} = c_{31}^{(i)} \delta \theta_1 + c_{32}^{(i)} \delta \Psi_1 + c_{33}^{(i)} \delta x_{g1} + c_{34}^{(i)} \delta y_{g1} + c_{35}^{(i)} \delta z_{g1} - c_{33}^{(i)} \delta x_{gi} - c_{34}^{(i)} \delta y_{gi} - c_{35}^{(i)} \delta z_{gi}$$

(5.2)

where $\delta \alpha$ denotes "small" deviations from the normal steady-state condition.

5.2. The mathematical model of the aircraft in the trajectory coordinate system

The vector form of the equations of motion of the aircraft as a solid body moving in space has six degrees of freedom. They are derived from the theorem of change of impulse, and the theorem of change of the momentum of impulse.

The complete system of equations of motion of an arbitrary spatial individual UAV in the trajectory coordinates are as follows (in the trajectory coordinate system the equation for the translational motion (force equations) of the UAV is presented). For creation of the control system for formation of UAVs, a linearized mathematic model will be used

$$\begin{split} \delta \dot{V}_{i} &= a_{11}^{(i)} \delta V_{i} + a_{12}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{13}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{14}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{15}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{16}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \theta_{i} &= a_{21}^{(i)} \delta V_{i} + a_{22}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{23}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{24}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{25}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{26}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \dot{\Psi}_{i} &= a_{31}^{(i)} \delta V_{i} + a_{32}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{33}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{34}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{35}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{36}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \dot{\omega}_{x_{i}} &= a_{41}^{(i)} \delta V_{i} + a_{42}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{43}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{44}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{45}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{46}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \dot{\omega}_{y_{i}} &= a_{51}^{(i)} \delta V_{i} + a_{52}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{53}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{54}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{55}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{56}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \dot{\omega}_{y_{i}} &= a_{61}^{(i)} \delta V_{i} + a_{62}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{63}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{64}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{65}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{66}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \dot{\omega}_{z_{i}} &= a_{61}^{(i)} \delta V_{i} + a_{62}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{73}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{74}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{65}^{(i)} \delta \theta_{i} + a_{66}^{(i)} \delta \Psi_{i} + \dots \\ \delta \dot{\lambda}_{g_{i}} &= a_{71}^{(i)} \delta V_{i} + a_{72}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{73}^{(i)} \delta \beta_{i} + a_{74}^{(i)} \delta \gamma_{i} + a_{75}^{(i)} \delta \theta_{i} + \dots \\ \delta \dot{Y}_{g_{i}} &= \delta \dot{H}_{i} &= a_{81}^{(i)} \delta V_{i} + a_{82}^{(i)} \delta \alpha_{i} + \dots + b_{84}^{(i)} \delta u_{iT} = a_{81}^{(i)} \delta V_{i} = -\delta V_{i0} \theta_{i0} \\ \delta \dot{Z}_{g_{i}} &= a_{91}^{(i)} \delta V_{i} + a_{92}^{(i)} \delta \alpha_{i} + a_{93}^{(i)} \delta \beta_{i} + \dots + b_{94}^{(i)} \delta u_{iT} = a_{91}^{(i)} \delta V = \delta V_{i0} \Psi_{i0} \end{split}$$

where: V is the air velocity, α – angle of attack, β – sideslip angle, $a_{ml}^{(i)}$ – linearized coefficients for aerodynamic forces, moments, thrust and gravity forces in the trajectory coordinate system,

 θ – tilt angle of the trajectory, Ψ – flight path angle, ω_{ij} – angular velocities of rotation around the fixed body axis, γ, ϑ, ψ – roll, pitch, yaw angle, X_g, Y_g, Z_g – aircraft coordinates relative to the normal coordinate system $O_0 X_0 Y_0 Z)0$, $H = -Z_g$ – altitude.

6. Control system for UAVs formation flight

The basis of the control group assigned flight system consists of the following module blocks, see Fig. 2: (1) guidance system which includes vision systems (video camera) and a pattern recognition algorithm (for forming control information about the position of the leading UAV); (2) driven UAV flight control system which is based on control laws for the driven UAV in accordance with the flight program for the group of UAVs; (3) navigation system to provide necessary control, navigation and flight information.



Rys. 2. UAV flight control system

The video system is installed on board of each UAV as well as pattern recognition algorithms for a guidance system. Such a system, in accordance with the proposed algorithm discussed above, calculates the location data of the leading UAV. The data are converted into command signals characterizing the change in distance to the leading UAV, its vertical and horizontal displacements. An example of such output signals is shown in Fig. 3. Further, the guidance system generates signals to the UAV control loops for the orientation angles of the pitch, roll and yaw, and to control the distance between the aircrafts. In such control commands there are also included flight commands for the order form (the order of flight) of UAVs in the group. Behind the control system, the autopilot commands the UAV control surfaces. At the same time, the autopilot includes control and stabilization circuits not only for linear and angular displacements but also for velocities and accelerations. The achieving of the required parameters for transients (overshoot, decay time, minimizing errors) is provided in our proposed system by using the respective PI and PID controllers for longitudinal and lateral movement channels.

6.1. Modeling the system of autonomous UAV flight control group

For the modeling of the proposed control system ZAGI UAV has been selected. The geometrical and complete list of aerodynamic characteristics of this UAV is taken from [6]. For the system shown in the previous figure, one should add blocks with the mathematic model of nonlinear behavior of UAV (including aerodynamic loads) instead of the "UAV" block. This module is based on a system of equations – the mathematical model of UAV.

Also for the unification of the proposed control system it would be necessary to add to the system a structure module with parameter identification of the controlled object for identification of aerodynamic derivatives as individual parameters of each aircraft.

As the background for the creation of working algorithms of the guidance system equations (4.1) and (4.2) are used which describe the distance, angles of inclination and azimuth path


Rys. 3. Command outputs of the guidance system



Rys. 4. Reaction of the driven UAV as a response to a change in the flight parameters of the leading $$\rm UAV$$

to the leading UAV. The automatic control system (autopilot) includes control algorithms for fulfillment of flight mission (speed, altitude, direction of flight) and additional control commands for creation of the flight order of UAV formation.

Simulation of the proposed algorithm and the corresponding developed systems for providing UAV flight control group has been conducted in Matlab Simulink environment. As noted previously, for the simulation model of the control system with two flying UAVs with the flying order, the line along the direction of flight of the leading UAV has been selected. The flight has been carried out horizontally at a given altitude. The procedure for the flight in the group is based on equations (5.1) and (5.2).

For simulation of the guidance system and formation of the next commands to control the flight of the UAV a model of such a system has been used. The simulation was carried out with variable parameters of horizontal flight of the leading UAV. The horizontal and vertical displacements of the leading UAV and the corresponding changes in the distance between a pair of UAVs take place in the second and fourth seconds of the simulation. These signals with a distance of one hundred meters correspond to the horizontal and vertical displacement of the leading UAV 2 and 1 meter, respectively.

The following figure presents the command outputs of guidance systems that characterize the vertical and horizontal displacements of the leading UAV.

The response of the driven UAV in the case of maintaining the flight order in the UAVs group are shown in Fig. 4.

As seen in Fig. 4, the simulation results have practically no errors in the output parameters of the flight as well as are provided with a minimum overshoot and oscillation.

7. Conclusions

In this paper, an opportunity of implementation of multiple UAVs control has been provided, especially for control of UAVs formation flying, using the leader following approach. Based on the obtained algorithms, most appropriate methods of the virtual leader behavior method will be researched and developed.

For the creation of neighbor-to-neighbor communication and synchronization, such an algorithm with using of electro-optical or infrared cameras and pattern recognition approaches has been proposed and realized. Also, the approach to the implementation of such a control system is given together with algorithms and principles, based on appropriate mathematical models.

References

- SOLEYMANI T., SAGHAFI F., 2010, Behavior-based acceleration commanded formation flight control, International Conference on Control, Automation and Systems 2010, Kintex, Gyeonggi-do, Korea
- 2. DAS A.K., FIERRO R., KUMAR V., OSTROWSKI J.P., SPLETZER J., TAYLOR C.J., 2002, A vision-based formation control framework, *IEEE Transaction on Robotics and Automation*, **18**, 5
- 3. HAMMER J., PIPER G., THORP O., WATKINS J., 2004, Investigating virtual structure based control strategies for spacecraft formation maneuvers, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island
- GOSIEWSKI Z., AMBROZIAK L., 2013, UAV autonomous formation flight experiment with virtual leader control structure, *Solid State Phenomena*, 198, 254-259
- PAUL T., KROGSTAD T.R., GRAVDAHL J.T., Modelling of UAV formation flight using 3D potential field, Simulation Modelling Practice and Theory, 16, 9, 1453-1462
- 6. BEARD R.W., MCLAIN T.W., 2012, Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice, Princeton University Press

Algorytmy dla lotu w formacji grupy bezzałogowych obiektów latających

W niniejszej publikacji przedstawiono zagadnienie lotu w formacji grupy samolotów bezzałogowych z wykorzystaniem metody pozwalającej na zdecentralizowany system wzajemnej nawigacji i podążania za liderem. W opisywanej metodzie UAV mają lecieć do określonego celu przy zachowaniu odległości i kątów przestrzennych pomiędzy poszczególnymi samolotami. Algorytmy sterowania zostały tak zaprojektowane i sprzężone pomiędzy sobą, aby każdy UAV mógł pełnić rolę lidera swojej formacji. Opracowano również algorytmy podążania za liderem, algorytmy zbliżania, naprowadzania i systemów sterowania. Aby sprawdzić skuteczność proponowanych algorytmów, symulacja numeryczna przetestowała przypadek lotu dwóch samolotów bezzałogowych w przypadku, gdy jeden jest liderem, a drugi ma zadanie podążać za nim.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

SYMULACJA PRZEBIEGU AUTOMATYCZNIE STEROWANEGO MANEWRU OMIJANIA RUCHOMEJ PRZESZKODY W WARUNKACH PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA

JERZY GRAFFSTEIN

Instytut Lotnictwa, Centrum Technologii Kosmicznych, Warszawa e-mail: jerzy.graffstein@ilot.edu.pl

> Do rozwiązania problemu unikania przeszkód przez poruszający się samolot w przestrzeni powietrznej niezbędne jest wykrycie zagrożenia kolizji oraz podjęcie właściwej decyzji o odpowiednim sposobie ominięcia przeszkód. W przestrzeni powietrznej występuje ogromna różnorodność scenariuszy wzajemnych położeń i sposobu ruchu przeszkód i samolotu. Z drugiej strony samolot może w swoich kolejnych misjach realizować odmienne cele, z czym wiaża się inne priorytety w przebiegu jego ruchu i sposobie wykonania zaplanowanej trasy. Ta różnorodność powoduje wysoki stopień złożoności opracowania uniwersalnej metodyki rozwiazującej wcześniej wymienione zagadnienia. W pracy przedstawiono sposób wykrywania niebezpieczeństwa zderzenia z przeszkoda dla przypadku, gdy w otoczeniu samolotu znajduje się wiele ruchomych obiektów. Przeprowadzono analizę algorytmu podejmowania wstępnych decyzji o sposobie unikania kolizji z więcej niż jedną ruchomą przeszkodą. Zaproponowano kształt klasy trajektorii manewru omijania i potwierdzono jej wykonalność na drodze symulacji numerycznej. Istotne dla syntezy manewru omijania jest wyliczenie wybranych zmiennych stanu samolotu, ruchomej przeszkody oraz ich wzajemnych kinematycznych relacji. Zaproponowano strukturę automatycznego sterowania manewrem omijania ruchomej przeszkody. Wyliczone zostały współczynniki wzmocnień dla przyjętych praw sterowania w konfiguracji i w warunkach zbliżonych do tych, które występują w czasie podejścia do lądowania. Wykonano symulację numeryczną lotu przyjętego typu samolotu we wspomnianych warunkach. Zakres tych symulacji obejmował wszystkie fazy manewru omijania przeszkody włacznie z powrotem do prostoliniowego odcinka lotu, stanowiacego fragment trasy zaplanowanej przed startem. Analiza uzyskanych wyników symulacji manewru omijania pozwoliła między innymi na ocenę wpływu szybkości działania układów wykonawczych na przebieg zmiennych stanu ruchu i zmiany położenia samolotu.

1. Wstęp

Wśród wielu różnych niebezpiecznych scenariuszy, jakie mogą występować w czasie lotu samolotu, jest zagrożenie wystąpienia kolizji z więcej niż jedną ruchomą przeszkodą. Samolot najczęściej jeszcze przed startem ma wyznaczoną trasę zgodną z planem lotu, która z założenia omija nieruchome przeszkody. Mogą jednak zaistnieć nieprzewidziane zagrożenia wystąpienia kolizji w różnych sytuacjach, w tym między innymi:

- przypadkowe wtargnięcia innego obiektu latającego w otoczenie samolotu spowodowane np. utratą łączności przy zdalnym sterowaniu bezzałogowego samolotu,
- przypadkowe wtargnięcie samolotu w otoczenie ruchomego obiektu spowodowane np. błędami nawigacji lub wysokim poziomem zakłóceń,
- zamierzone wtargnięcie obcego obiektu w otoczenie własnego samolotu spowodowane np. złymi zamiarami, np. typu szpiegostwo.

Rozważania dotyczące omijania ruchomych przeszkód powinny uwzględniać szybkie (często nie w pełni przewidywalne) zmiany konfiguracji wzajemnych położeń i sposobu ruchu obiektów. Jednym z czynników, który wpływa na jej tylko częściową przewidywalność jest ograniczony zasieg wykrywania przeszkód wynikający z technicznych możliwości zastosowanego detektora przeszkód [2]. W trakcie lotu samolotu zmniejszają się odległości do obiektów znajdujących się w przedniej półpłaszczyźnie, dzięki czemu można obserwować kolejne przeszkody wcześniej niewykryte. Podobne zjawisko może występować w wyniku ograniczonego kąta widzenia detektora często znacznie mniejszego od 360°. W wielu pracach poświęconych opisywanej problematyce nie są uwzględniane wymienione uwarunkowania, które w sposób znaczący wpływają na wybór odpowiedniej metody pozwalającej na efektywne omijanie ruchomych przeszkód. Inną istotną kwestia, która powinna podlegać szczegółowej analizie w procesie przygotowania działań omijania przeszkód, jest dynamika lecacego obiektu (np. samolotu [8], [11] i śmigłowca [12]). Przygotowanie trajektorii manewrów w płaszczyźnie horyzontalnej wymaga znajomości dopuszczalnych zakresów promieni zakrętów samolotu [3], [4]. Na ten parametr dla wybranego typu samolotu może mieć wpływ długa lista czynników, wśród których są między innymi zmienne stanu ruchu samolotu, charakterystyki zastosowanych układów wykonawczych oraz fazy lotu. Te ostatnie przeważnie wymagają określonej konfiguracji samolotu, np. odpowiedniego położenie klap i podwozia. W pracy zostanie przedstawiony wpływ czynników – wybranych spośród wymienionych, takich jak prędkość układów wykonawczych oraz konfiguracja bez wypuszczonych i z wypuszczonymi klapami – na sposób realizacji manewru omijania w czasie lotu w fazie podejścia do lądowania.

2. Założona trajektoria manewru omijania

Do rozważań przyjęto pokazaną na rys. 1 klasę trajektorii złożonego manewru omijania ruchomej przeszkody. Składa się z czterech zakrętów i jednego odcinka prostoliniowego. Pierwszy i czwarty zakręt ma kierunek przeciwny do ruchu wskazówek zegara, a drugi i trzeci zgodny z kierunkiem wskazówek. Pierwszy zakręt (od t_{PM} do t_{RT1c}) stanowi wstępną fazę uniknięcia kolizji. Kolejny zakręt (od t_{RT1c} do t_{RT1}) i odcinek prostoliniowy (od t_{RT1} do t_{RT2}) pozwalają na trwałe ominięcie przeszkody. Powrót do lotu wzdłuż najbliższego odcinka należącego do wcześniej zaplanowanej trasy odbywa się wzdłuż trzeciego (od t_{RT2} do t_{RT2c}) i czwartego zakrętu (od t_{RT2c} do t_{KM}). Wszystkie zakręty wykonywane są z tym samym promieniem r_{SZi} dla danej stałej prędkości, również z tym samym kątem przechylenia (dla warunków ustalonego zakrętu). Koło (stanowiące strefę zakazaną dla wybranego samolotu) ma promień r_{CMBi} równy sumie wymiaru samolotu, przeszkody oraz przyjętego marginesu bezpieczeństwa. Automatycznie wykonany lot wzdłuż pokazanej klasy trajektorii umożliwiają podane w dalszej części pracy prawa sterowania oraz wartości zadane, wyliczane dla manewru omijania metodami przedstawionymi w publikacjach [4] i [5].

3. Wybrane elementy logiki zarządzania manewrem omijania

Sposób współdziałania wybranych elementów podejmowania decyzji manewru omijania przeszkód przedstawiono na schemacie (rys. 1). Wykrycie i zidentyfikowanie przez detektor wcześniej nieznanej przeszkody wraz z estymacją przebiegu trajektorii obiektu i samolotu stanowią niezbędny etap wyboru bezpiecznego manewru [2]. Wspomniany wybór powinien zostać poprzedzony analizą szeregu zmiennych charakteryzujących ruch samolotu i przeszkody [4]. Analizę przeprowadzono na podstawie wyników z symulacji komputerowej matematycznego modelu lotu samolotu dla różnych wartości prędkości działania układów wykonawczych poruszających



Rys. 1. Proponowana klasa trajektorii manewru omijania



Rys. 2. Schemat współpracy elementów logiki zarządzania manewrem omijania ruchomych przeszkód

powierzchniami sterowymi. W kolejnym kroku sprawdza się, które przeszkody wymagają ominięcia i w jakiej kolejności ma odbywać się omijanie niebezpiecznych przeszkód. Do każdego takiego manewru dobierany jest kształt trajektorii i moment rozpoczęcia jej realizacji [5] w taki sposób, aby zapewnić maksymalne bezpieczeństwo w danych warunkach lotu. W czasie lotu wzdłuż wybranej trajektorii omijania musi zostać zrealizowana cała jej pierwsza faza zawierajaca manewr antykolizyjny, co pozwala na unikniecie bezpośredniego niebezpieczeństwa zderzenia z omijaną przeszkodą. Gdy ten etap zostanie wykonany, może nastąpić przerwanie wykonywania dalszej części manewru omijania. Powodem tego jest pojawienie się zagrożenia nową kolizją, wymagającego natychmiastowej reakcji, z uwagi na wystąpienie kryterium zgodnie z opisana dalej zależnościa (4.2). Dla tego nowego zagrożenia znajdywany jest odpowiedni nowy manewr omijania, który staje się manewrem aktualnym. Zostaje uruchomiony – zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 2 – w odpowiednim czasie, którego wartość była analizowana między innymi w publikacji [5]. Wybór kierunku omijania zgodnie z zaproponowanym kryterium (4.8) minimalnej zmiany kata odchylenia podano w dalszej części pracy. Na obecnym etapie zakłada się, że w granicach przyjętego do rozważań obszaru nie stosuje się optymalizacji trajektorii ominięcia wszystkich przeszkód zagrażających bezpieczeństwu samolotu.

4. Parametry i kryteria manewru omijania

W dalszej części pracy zostanie przedstawiony zarys metody, której celem jest wykrycie zagrożenia wystąpienia kolizji, sposób ominięcia niebezpiecznej, ruchomej przeszkody i powrót do lotu wzdłuż wcześniej zaplanowanej trajektorii. Ze względu na możliwość występowania bardzo dużej liczby różnych scenariuszy dotyczących konfiguracji rozmieszczenia i sposobu ruchu otaczających samolot przeszkód przyjęto w ramach niezbędnych ograniczeń następujące założenia:

- uniknięcie kolizji i jej ominięcie odbywa się bez negocjacji z innymi ruchomymi obiektami,
- nie są uwzględniane prawa drogi,
- obiekty w otoczeniu samolotu przemieszczają się ze stałą prędkością bez zmiany kierunku i wysokości,
- dostępne są informacje o wielkości przeszkód i parametrach ich ruchu,
- manewr omijania odbywa się w płaszczyźnie poziomej.

W powszechnie spotykanych warunkach, w jakich odbywają swoje loty pasażerskie samoloty, powstające zagrożenia kolizji są rozwiązywane na drodze porozumienia pomiędzy pilotami lecących obiektów i naziemnej kontroli ruchu z wykorzystaniem metod opisanych między innymi w [6], [14] i [15]. Jednak w pracy przyjęto odmienne rozwiązanie zgodne z podanymi wyżej założeniami w celu znalezienia rozwiązania dla sytuacji braku łączności pomiędzy samolotami i w sytuacjach deficytu czasu [5]. Ocena bieżącej sytuacji zagrożenia wystąpienia kolizji z ruchomymi przeszkodami wymaga sformułowania odpowiedniego kryterium. W związku z tym proponuje się zastosowanie kryterium braku zagrożenia kolizji z i-tą przeszkodą w formie trzech nierówności o następującej postaci:

$$\Psi_{VRi} < \rho_{1i} \quad \lor \quad \Psi_{VRi} > \rho_{2i} \quad \land \quad r_{SPi} > r_{CMBi} \tag{4.1}$$

Dwa pierwsze warunki są równoważne położeniu wektora względnej prędkości V_{SPi} pomiędzy stycznymi do okręgu (rys. 3 i rys. 4). Graniczne położenie tego wektora ma miejsce, gdy leży on na jednej z tych stycznych. Trzecia nierówność (4.1) stanowi warunek minimalnej odległości od przeszkody. Gdy istnieje więcej niż jedna przeszkoda spełniająca warunek (4.1), znajdywana jest przeszkoda (indeks k), która powinna być omijana w pierwszej kolejności. Charakteryzuje się ona najmniejszą wartością (w porównaniu z innymi przeszkodami) czasu t_k , jaki samolot potrzebuje do osiągnięcia strefy zakazanej i jest wyliczona zgodnie z zależnością:

$$t_{ki\min} = \min\left(\frac{r_{SPi} - r_{CMBi}}{V_{SP\beta i}}\right) \tag{4.2}$$

gdzie prędkość zbliżania się samolotu do *i*-tej przeszkody wynosi:

$$V_{SP\beta i} = V_S \cos |\Psi_{SV} - \beta_{SPi}| + V_{Pi} \cos |\Psi_{PVi} - \beta_{SPi}|$$

$$\tag{4.3}$$

Samolot i wykryta przeszkoda tworzą na płaszczyźnie układ samolot-przeszkoda [11]. Wzajemne relacje w tym układzie opisują wielkości fizyczne występujące na rys. 3 dla jednej przeszkody i na rys. 4 dla przykładowo pokazanych trzech przeszkód. Podobne relacje występują w układach samolot bezpilotowy i naziemny cel [7] oraz rakieta i cel powietrzny [9]. W pokazanym na rys. 4 przykładzie tylko przeszkoda o numerze 2 stanowi zagrożenie dla samolotu. Poniżej zostaną podane matematyczne zależności opisujące wybrane zmienne pokazane na wspomnianych rysunkach i użyte w zależnościach (4.1)-(4.3). Kąty stycznych do okręgu o promieniu r_{CMBi} wynoszą:

$$\rho_{1i}, \ \rho_{2i} = \beta_{SPi} \mp \arcsin \frac{r_{CMBi}}{r_{SPi}} \tag{4.4}$$



Rys. 3. Zmienne dla układu samolot – przeszkoda



Rys. 4. Zmienne opisujące układ samolot – przeszkody

Kąt β_{SPi} linii wzroku zawierającej odcine
k O_SO_{Pi} w układzie współrzędnych jak na rys. 3 i 4 opisują zależności:

$$\beta_{SPi} = \arctan \frac{y_{1Pi} - y_{1S}}{x_{1Pi} - x_{1S}} \qquad \beta_{SPi} = 2\beta_{0i} \tag{4.5}$$

Kąt wektora prędkości względnej (przeszkody względem samolotu) wynosi:

$$\Psi_{VRi} = \arctan \frac{\dot{y}_{1S} + \dot{y}_{1Pi}}{\dot{x}_{1S} + \dot{x}_{1Pi}}$$
(4.6)

Kryterium (4.2) wyboru przeszkody wymagającej najszybszej reakcji samolotu nie jest jedyne. Drugim warunkiem wymagającym natychmiastowego rozpoczęcia manewru antykolizyjnego jest zależność określana jako kryterium zmiany aktualnej przeszkody i posiada następującą formę:

$$t_{k\min} < \frac{|\Psi_{VRi} - \rho_{ji}|}{\omega_{ZZsr}} \qquad j = 1,2 \tag{4.7}$$

Polega na sprawdzeniu, czy czas osiągnięcia zakazanej strefy nie jest mniejszy od czasu trwania manewru uniknięcia kolizji. Zmienna ω_{ZZsr} reprezentuje średnią prędkość kątową wykonywanego zakrętu dla danego samolotu w określonych warunkach lotu [4].

Istotne dla podjęcia decyzji o sposobie wykonania manewru omijania jest określenie przedziałów kątowych ρ_{F1j} i ρ_{F2j} (dla wektora prędkości względnej) niezagrożonych kolizją. Wymienione przedziały spełniające warunek (4.1) można zapisać w postaci:

$$\forall \rho_l \in \langle \rho_{F1j}, \rho_{F2j} \rangle \quad \land \quad \rho_l \notin \langle \rho_{1i}, \rho_{2i} \rangle \tag{4.8}$$

Zaproponowano kryterium wyboru kierunku zmiany położenia kątowego samolotu (wokół osi O_{z1}), które pozwala na ominięcie przeszkody. Samolot przemieszcza się do wybranego przedziału kątowego wolnego od przeszkód (4.8) w takim kierunku, który zapewnia najmniejszy przyrost kąta odchylenia samolotu zgodnie z zależnością:

$$\Delta \Psi_{\min} = \min |\Psi_{SVi} - \rho_{Fj}| \tag{4.9}$$

5. Automatyczne sterowanie manewrem omijania

Zaproponowane automatyczne sterowanie lotem samolotu w czasie manewru omijania działa w oparciu o prawa sterowania w następujących czterech kanałach – pochylania (5.1), odchylania (5.2), przechylania (5.3) i prędkości (5.4):

$$\delta_{HS} = K_{1\Theta}^H(\Theta_z - \Theta) + K_{1Q}^H(Q_z - Q) + K_{1W}^H(W_z - W) + K_{1z_1}^H(z_{1z} - z_1) + K_{1U}^H(U_z - U)$$
(5.1)

$$\delta_{VS} = K_{1\Phi}^V(\Phi_z - \Phi) + K_{1P}^V(P_z - P) + K_{1V}^V(V) + K_{1R}^V(R_z - R)$$
(5.2)

$$\delta_{LS} = K_{1\Phi}^L(\Phi_z - \Phi) + K_{1P}^L(P_z - P) + K_{1V}^L(V) + K_{1R}^L(R_z - R)$$
(5.3)

$$\delta_{TS} = K_{1\Theta}^T(\Theta_z - \Theta) + K_{1Q}^T(Q_z - Q) + K_{1W}^T(W_z - W) + K_{1z1}^T(z_{1z} - z_1) + K_{1U}^T(U_z - U)$$
(5.4)

Zmienne stanu występujące w prawach sterowania to składowe prędkości liniowej $\mathbf{V}_0 = [U, V, W]$ i kątowej $\mathbf{\Omega} = [P, Q, R]$ oraz współrzędne położenia liniowego $[x_1, y_1, z_1]$ i kątowego $\mathbf{\Lambda} = [\Phi, \Theta, \Psi]$. Wektor sterowania $\mathbf{u} = [\delta_{HS}, \delta_{VS}, \delta_{LS}, \delta_{TS}]$ zawiera następujące elementy: położenie kątowe steru wysokości, kierunku, lotek oraz sterowanie układem napędowym. Układ automatycznego sterowaniem lotem powinien zapewniać krótki czas regulacji, małe przeregulowanie i dodatkowo dobrą dokładność wybranych zmiennych stanu. Wyliczenie współczynników wzmocnienia przeprowadzono w oparciu o całkowy wskaźnik jakości [10], [13]:

$$J_S = \int_{t=0}^{t=t_K} (\mathbf{x}^{\mathrm{T}} \mathbf{Q}_1 \mathbf{x} + \mathbf{u}^{\mathrm{T}} \mathbf{R}_1 \mathbf{u}) dt$$
(5.5)

Startowe, niezerowe elementy diagonalne macierzy wagowych \mathbf{Q}_1 i \mathbf{R}_1 (5.5) wyliczono z zależności opisanych w [1], wykorzystując zakres zmiennych stanu x i sterujących u. Macierz współczynników wzmocnienia wyliczona została z wykorzystaniem metody LQR [10], [13]. Wartości współczynników wzmocnienia otrzymane w wyniku wcześniej wspomnianej metody zmodyfikowano na drodze symulacji lotu samolotu w celu osiągnięcia wymienionych wyżej kryteriów. Uzyskane wartości dla lotu z prędkością 35 m/s względem Ziemi w konfiguracji z wysuniętymi klapami $\delta_K = 45^\circ$ jak do lądowania zamieszczono w tabeli 1.

$K_{1U}^H \left[\frac{\mathrm{deg} \cdot \mathrm{s}}{\mathrm{m}}\right]$	$K_{1W}^H \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathbf{m}} \right]$	$K_{1Q}^H \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathrm{rad}} \right]$	$K_{1z1}^H \left[\frac{\deg}{\mathrm{m}}\right]$	$K_{1\Theta}^H \left[\frac{\deg}{\mathrm{rad}}\right]$
0.5128	-0.0861	-10.403	0.0713	-25.488
$K_{1V}^{V} \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathbf{m}} \right]$	$K_{1P}^{V}\left[\frac{\mathrm{deg}\cdot \mathbf{s}}{\mathrm{rad}}\right]$	$K_{1R}^V \left[\frac{\text{deg} \cdot \mathbf{s}}{\text{rad}}\right]$	$K_{1\Phi}^{V}\left[\frac{\mathrm{deg}}{\mathrm{rad}}\right]$	$K_{\Psi}^{V}\left[\frac{\deg}{\mathrm{rad}}\right]$
1.2274	0.1035	-37.22	-3.5586	-10.337
$K_{1V}^L \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathbf{m}} \right]$	$K_{1P}^L \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathrm{rad}} \right]$	$K_{1R}^L \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathrm{rad}} \right]$	$K_{1\Phi}^{L}\left[\frac{\deg}{\mathrm{rad}}\right]$	$K_{1\Psi}^L \left[\frac{\deg}{\mathrm{rad}}\right]$
2.2603	60.21	-17.253	118.92	19.828
	1			
$K_{1U}^T \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathbf{m}} \right]$	$K_{1W}^T \left[\frac{\text{deg} \cdot \text{s}}{\text{m}}\right]$	$K_{1Q}^T \left[\frac{\deg \cdot \mathbf{s}}{\mathrm{rad}} \right]$	$K_{1z1}^T \left[\frac{\deg}{\mathrm{m}}\right]$	$K_{1\Theta}^T \left[\frac{\deg}{\mathrm{rad}} \right]$

Tabela 1. Współczynniki wzmocnienia (prędkość lotu 35 m/s, wypuszczone klapy $\delta_K = 45^\circ$)

6. Wyniki symulacji manewru omijania

Dla przeprowadzonych symulacji manewru ominięcia ruchomej przeszkody przyjęto poniższe założenia:

- układ równań różniczkowych modelu matematycznego samolotu i układów wykonawczych rozwiązywano z użyciem procedury pakietu MatLab Rungego-Kutty czwartego rzędu z krokiem całkowania 0,01 s,
- do rozważań przyjęto samolot typu I-23 Maneger charakteryzujący się między innymi rozpiętością skrzydeł 8,95 m, całkowitą masą 1050 kg i niechowanym podwoziem,
- $\bullet\,$ samolot we wszystkich symulacjach porusza się ze stałą prędkością liniową względem Ziemi $35\,{\rm m/s}$ na stałej wysokości $200\,{\rm m},$
- wszystkie zakręty odbywają się z tym samym kątem przechylenia $\varPhi=40^\circ$ (dla warunków ustalonych).

Do uzyskania przedstawionego przebiegu trajektorii zgodnie z założonym kształtem niezbędne były wychylenia lotek pokazane na rys. 5. W tych samych warunkach przeprowadzono symulację w konfiguracji z wysuniętymi klapami $\delta_K = 45^\circ$ i dla $\delta_K = 0^\circ$. W obu przypadkach niezbędne było osiągnięcie pełnego dostępnego zakresu maksymalnych i minimalnych położeń lotek. Dla konfiguracji bez wysuniętych klap wychylenie lotek trwa krócej. Wynika to z mniejszego tłumienia w porównaniu do konfiguracji z wychylonymi klapami i dzięki temu szybszemu osiąganiu wartości zadanych. Przy stosunkowo dużym podobieństwie przebiegów kąta przechylenia (rys. 6) obserwujemy znacznie większe wartości maksymalne prędkości kątowej przechylania w konfiguracji bez wysuniętych klap. Przyczyna ta sama, jak dla wychyleń lotek.

Na rys. 7 pokazano duże podobieństwo dla obu konfiguracji przebiegów kąta odchylenia i pewne zauważalne różnice przebiegu prędkości kątowej odchylenia. Dla tej ostatniej zmiennej



Rys. 5. Wychylenie lotek i trajektoria manewru omijania dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i bez wysuniętych klap



Rys. 6. Prędkość kątowa przechylenia i kąt przechylenia samolotu dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i bez wysuniętych klap

występują różnice wartości maksymalnych. Drugi cykl symulacji dotyczył manewru omijania wzdłuż trajektorii o tym samym kształcie i wysuniętych klapach i dla różnych prędkości układów wykonawczych. Przykładowo wybrano następujące prędkości wychylania powierzchni sterowych: 15°/s, 30°/s i 80°/s. Znaczne różnice w przebiegu położenia lotek widoczne wyraźnie w pierwszych 5 s przebiegu położenia tej zmiennej sterującej (rys. 8). Podobnie fragment zmian prędkości katowej przechylenia i w całym zakresie czasu trwania manewru – widoczne różnice w opóźnieniach osiągania maksymalnych wartości (rys. 9). Opóźnienia są tym wieksze im mniejsza jest prędkość ruchu powierzchni sterowych. Kąta przechylania (rys. 10) wolniej rośnie i ma większe przeregulowania dla mniejszej prędkości wychylania powierzchni sterowych. Dla przebiegu prędkości kątowej odchylania (rys. 11) występują wyraźne różnice wartości ekstremów w wyniku różnych szybkości działania układów wykonawczych. Stosunkowo najmniejsze różnice obserwowane są dla kąta odchylenia (rys. 12). W początkowym fragmencie widoczne wolniejsze zmiany tego kata dla mniejszych prędkości katowych układów wykonawczych. Pomimo wyraźnych różnic szczególnie dla niektórych fragmentów przebiegów zmiennych stanu lotu otrzymano trajektorie o dużym podobieństwie (rys. 13). Występujące kilkumetrowe różnice widoczne w początkowym fragmencie trajektorii wynikają z tempa pierwszej fazy zakrętu i są ściśle związane z szybkością ruchu powierzchni lotek.



Rys. 7. Prędkość kątowa odchylenia i kąt odchylenia samolotu dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i bez wysuniętych klap



Rys. 8. Odchylenie lotek dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i różnych prędkości układu wykonawczego sterów



Rys. 9. Prędkość kątowa przechylania samolotu dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i różnych prędkości układu wykonawczego sterów



Rys. 10. Kąt przechylenia dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i różnych prędkości układu wykonawczego sterów



Rys. 11. Prędkość kątowa odchylenia samolotu dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i różnych prędkości układu wykonawczego sterów



Rys. 12. Kąt odchylenia samolotu dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i różnych prędkości układu wykonawczego sterów



Rys. 13. Trajektoria manewru omijania dla konfiguracji z wysuniętymi klapami i różnych prędkości układu wykonawczego sterów

7. Wnioski

Przedstawione w poprzednim rozdziale wyniki wykonanych symulacji pozwalają na sformułowanie poniższych wniosków.

- Przyjęta metoda sterowania poprawnie realizowała manewry omijania ruchomej przeszkody wzdłuż trajektorii o założonym kształcie dla różnych konfiguracji klap i różnych szybkościach działania układów wykonawczych.
- Przedstawione symulacje lotu samolotu w czasie wykonywania manewru omijania potwierdziły różnice jego zachowania w konfiguracji klap właściwej dla podejścia do lądowania i w sytuacji, gdy są one niewypuszczone.
- Wyniki symulacji manewru omijania przeszkód pozwoliły zaobserwować wpływ szybkości działania układów wykonawczych na przebieg zmiennych ruchu samolotu. Największe różnice wystąpiły w fazie początkowej wykonywanego manewru omijania.
- Odrębnym zagadnieniem pozostaje sposób kształtowania przebiegu trajektorii manewru omijania dla określonych scenariuszy występujących ruchomych przeszkód.
- Przedstawiona metoda sterowania wymaga zbadania, w jakim stopniu jest odporna na zewnętrzne zakłócenia.

Bibliografia

- 1. ATHANS M., FALB P., 1969, Sterowanie optymalne, wstęp do teorii i jej zastosowania, WNT, Warszawa
- 2. GRAFFSTEIN J., 2014, Functioning of air anti-collision system during test flight, Aviation, Taylor and Francis Group Vilnius Gediminas Technical University, **18**, 44-51
- GRAFFSTEIN J., 2012, Dobór parametrów manewru antykolizyjnego i jego przebieg, Prace Instytutu Lotnictwa, 224, 31-43
- 4. GRAFFSTEIN J., 2012, Elementy procesu wykrycia zagrożenia kolizją i automatycznie sterowany manewr awaryjny, *Pomiary Automatyka Robotyka*, **2**, 383-387
- GRAFFSTEIN J., 2016, Selected aspects of automatic maneuver control to avoid moving obstacles resulting from the simulation analysis of the course of aircraft movement, Advances in Intelligent Systems and Computing, "Challenges in Automation, Robotics and Measurement Techniques", 440, 127-139

- JUNG T., PIERA M.A., RUIZ O.S., 2015, A causal model to explore the ACAS induced collisions, Journal Aerospace Engineering, 228, 10, 1735-1748
- KORUBA Z., CHATYS R., 2005, Gyroscope-based control and stabilization of unmanned aerial mini-vehicle (mini-UAV), Aviation, 9, 10-16
- LIN C.E., WU Y.-Y., 2011, Collision avoidance solution for low-altitude flights, Journal Aerospace Engineering, 225, 1, 779-790
- ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., 2009, The control laws having a form of kinematic relations between deviations in the automatic control of a flying object, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 47, 2, 363-381
- 10. NELSON R.C., 1997, Flight Stability and Automatic Control, MCGraw-Hill Book Company, New York
- 11. PAIELLI R.A., 2003, Modeling maneuver dynamics in air traffic conflict resolution, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 26, 3, 407-415
- 12. STANISŁAWSKI J., 2015, Simulation of helicopter boundary maneuvers of obstacle avoidance with predicted control function, *Transactions of the Institute of Aviation*, 239, 72-94
- 13. STEVENS B.L., LEVIS F.L., 2016, Aircraft Control and Simulation, John Wiley & Sons, Inc.
- TANG J., PIERA M.A., BARUWA O.T., 2015, A discrete-event modeling approach for the analysis of TCAS-induced collisions with different pilot response times, *Journal Aerospace Engineering*, 229, 13, 2416-2428
- 15. ZHEN Z., GAO C., ZHENG F., JIANG J., 2015, Cooperative path replanning method for multiple unmanned aerial vehicles with obstacle collision avoidance under timing constraints, *Journal Aerospace Engineering*, **229**, 1, 1813-1823

Simulation of the automatically controlled collision avoidance maneouvre in the case of the approach phase of flight and a moving obstacle

Detection of a collision threat and an appropriate decision on passing by an obstacle are necessary for solving the problem of collision avoidance in the case of aircraft motion. In the airspace, there is a great variety of scenarios for relative positions and motion of the aircraft and obstacles. On the other hand, the aircraft can be expected to complete many different tasks during subsequent missions, which causes several priorities regarding realisation of its motion and pre planning flight trajectories. This variety results in great complexity of universal methodology for solving the aforementioned problems. In the article, a method for detecting the threat of collision with an obstacle is presented for the case of many moving objects appearing within the neighbourhood of the aircraft. The analysis of an algorithm for making a preliminary decision on avoiding collision with more than one moving obstacle has been carried out. The shape of a class of evasive trajectories was proposed, and its realisability was proved. Computation of selected state variables of the aircraft and the obstacle as well as their relative kinematic relations was found to be crucial for synthesis of the evasive manoeuvre. A structure of automatic control for the obstacle avoiding manoeuvre was proposed. The parameters of proposed control laws were computed for configuration and conditions close to typical for the approach manoeuvre. Numerical simulations of flight were completed for the considered type of aircraft in the aforementioned conditions. The scope of these simulations covered all phases of the obstacle avoiding manoeuvre, including the return to the straightline part of the flight trajectory pre planned before the start. The analysis of simulation results enables, among others, the assessment of influence resulting from actuator dynamics on time variations of state variables and aircraft position.

DYNAMICZNY MODEL STEROWANIA ŚLEDZĄCEGO SATELITĄ W MISJI SERWISOWEJ

Elżbieta Jarzębowska

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

MICHAŁ SZWAJEWSKI

Sener Sp z.o.o, Warszawa e-mail: michal.szwajewski@sener.pl

1. Wstęp

Artykuł przedstawia dynamiczny model sterowania śledzącego dla celów misji serwisowej satelity, który zbliża się do satelity-celu. Model dynamiki, uwzględniający ruch postępowy po orbicie i zmiane orientacji podczas manewrów serwisowych, bedacy podstawa algorytmu sterowania typu "model-based", wyprowadzono w kwaternionach. Opis dynamiki obiektu kosmicznego w zbiorze współrzędnych wolnych od osobliwości rozwiązań równań dynamiki, np. opis z wykorzystaniem kwaternionów, jest konieczny ze względu na cele sterowania realizowane przez satelitę, np. dokowanie w celu przedłużania życia satelity-celu, misje serwisowe, np. dostarczanie paliwa czy przechwytywanie tzw. śmieci kosmicznych i nieczynnych satelitów. Nowe obszary badań, wyznaczające nowe cele sterowania dla satelitów serwisujących, to właśnie przechwytywanie obiektów nieczynnych i niewspółpracujących lub wykonujących niekontrolowane perturbacje, loty serwisowe w formacji, loty pojedynczego satelity wynoszącego wiele mniejszych satelitów serwisujących lub loty pojedynczego satelity wykonującego kilka zadań serwisowych w trakcie jednej misji. Aktywne prace badawcze w tych obszarach obejmują zagadnienia dynamiki, sterowania, projektowania elementów wykonawczych dla zaprojektowanych algorytmów sterowania [1]. Badania te prowadzone są w zakresie badań podstawowych, testowania nowych rozwiązań teoretycznych, technicznych i technologicznych czy wreszcie przygotowania i przeprowadzenia misji kosmicznej. Wszystkie te zakresy badań składają się na końcowe powodzenie misji, sukces finansowy i postęp naukowy pozwalający na następne kroki w kosmos.

W szczególności analiza i badania możliwości wykonania misji typu "rendez-vous" i lotów w formacji koncentrują się obecnie w trzech obszarach potencjalnych realizacji. Pierwszy obszar obejmuje zadania usuwania nieczynnych obiektów, tzw. śmieci kosmicznych, z orbit LEO. Usuwanie nieczynnych obiektów realizowane jest w ramach misji E-DeOrbit. Drugi obszar zajmuje się potencjalnym wykorzystanie lotów formacji satelitów. Taką misją jest PROBA 3, mająca na celu testowanie algorytmów sterowania w formacji; jest więc misją testowania technologii. Trzeci obszar badawczy to misje serwisowe. Misje takie wymagają opracowania i zastosowania algorytmów sterowania do precyzyjnych manewrów, nie mogą zaburzać pracy obiektu serwisowanego lub oddziaływać na jego system operacyjny. Misje takie są projektowane wielofunkcyjnie i wielozadaniowo. Zagadnienia planowania takich misji są aktualnie obszarem intensywnych badań teoretycznych w zakresie modelowania, projektowania algorytmów sterowania i ich testowania numerycznego, planowania scenariusza misji itp. Badania takie prowadzone są także w firmie SENER oraz we współpracy naukowej z Politechniką Warszawską. Niniejsza praca przedstawia wyniki badań z zakresu dynamiki i sterowania satelitą przeznaczonym do misji serwisowych ze szczególnym uwzględnieniem stabilności numerycznej modelu dynamiki i dynamicznego modelu sterowania oraz doboru algorytmu sterowania przy założonym scenariuszu misji. Badania obejmują więc dwa obszary – dynamikę układów nieswobodnych i nieliniową teorię sterowania. Do badań wybrano koncepcję misji satelity geostacjonarnego. Satelita może mieć strukturę modułową, taką że możliwa jest wymiana modułów, np. z paliwem lub uszkodzonych elementów napędu. Dodatkowo przewidziany jest dla satelity lot w reżimie tzw. dryfu swobodnego, co oznacza, że z punktu widzenia sterowania satelita jest obiektem niedosterowanym, a jego model jest nieholonomicznym układem sterowania.

Jeden ze scenariuszy misji przedstawiony w artykule jest misją serwisową na orbicie geosynchronicznej. Celem misji jest dokowanie do satelity celu i przejęcie jego funkcji. W szczególności artykuł przedstawia nowe podejście do projektu i analizy misji serwisowej. Kompletny opis dynamiki ruchu po orbicie i reorientacji względem orbity, wyposażenie modelu satelity w koła reakcyjne, silniki, uwzględnienie oddziaływania promieniowania słonecznego i atmosfery, pozwalają na zbudowanie ogólnego dynamicznego modelu sterowania. Szczególną uwagę zwrócono na ruch satelity w polu grawitacyjnym. Standardowe metody całkowania równań dynamiki obiektów ruchomych, np. metoda Runge-Kutta lub Rosenbrocka, nie pozwalają na uzyskanie prawidłowego rozwiązania równań ruchu satelity, gdyż nie zachowują energii i krętu układu. W konsekwencji satelita nie porusza się po swojej orbicie i rozwiązania numeryczne, a więc potencjalne zaprojektowane algorytmy sterowania, są błędne. Konieczne jest zastosowanie dedykowanych algorytmów całkowania. W pracy stosujemy metodę Gaussa-Jacksona, w której całkowanie odbywa się metodą wielokrokową typu predykator korektor.

Wyniki badań teoretycznych ilustrują testy numeryczne dla satelity śledzącego wybrany cel. Podejście do celu wymaga śledzenia ruchu celu i wykonania manewrów reorientacji. Wybór i implementacja algorytmu sterowania zależą od misji i trybu lotu satelity; przetestowano kilka scenariuszy manewrów reorientacji i doboru efektywnych algorytmów sterowania. Inne rodzaje misji, których scenariusze mogą zostać opracowane na podstawie scenariusza przedstawionego w artykule, to np. serwisowanie w opcji tzw. funkcjonalnych iBOSS, modułów do serwisowania na orbicie tak, że jeden satelita serwisujący może obsłużyć kilka celów. Zastosowane podejście do dynamiki i dynamicznego modelu sterowania śledzącego wydają się być obiecujące do rozszerzenia badań na złożone struktury satelitów, przeanalizowanie awaryjnych stanów lotu, lotu w formacji i innych złożonych misji kosmicznych.

2. Analiza misji serwisowej

Punktem wyjścia do analizy ruchu jest moment, gdy satelita jest już na orbicie geostacjonarnej. Satelita-cel jest pasywny i nie wspiera procesu dokowania. Założenie to jest uzasadnione, biorąc pod uwagę, że satelity telekomunikacyjne mogą nadal działać, ale muszą być przeniesione na orbitę cmentarną w krótkim okresie czasu. Do analizy misji użyto układu współrzędnych związanego z satelitą serwisowanym. Misję podzielono na trzy główne fazy. W pierwszej fazie satelita szuka celu, w drugiej fazie wykonuje manewry okrążające satelitę-cel, a w ostatniej fazie następuje przygotowanie do dokowania. Układem współrzędnych, według którego będzie obliczana zmiana prędkości satelity serwisującego, jest układ współrzędnych związany z satelitą-celem [2]. Na rysunku 1 przedstawiono satelitę-cel oraz związany z nim układ współrzędnych:

- $\bullet\,$ oś Hma przeciwny zwrot do orbitalnego momentu pędu,
- oś R jest skierowana do centrum Ziemi,
- oś V jest skierowana jak prawoskrętny układ współrzędnych.



Rys. 1. Układ współrzędnych satelity celu na orbicie

Do modeli numerycznych przyjęto poniższe parametry orbity geostacjonarnej:

- promień orbity: $r = 42164 \,\mathrm{km}$,
- stała grawitacyjna: $\mu = 3.986\,000 \,\mathrm{km^3/s^2}$,
- czas obiegu: $T = 86164 \text{ s} (2\pi/\omega)'$

Protokół misji, która jest analizowany został przedstawiony w tabeli 1.

	-1	D + 1/1		•	•
Tabela	Τ.	Protokoł	misji	serwisow	ej

Dupleter bontrolpo	Czas	Opig	
i unkty kontrome	manewru	Opis	
A1(+35 km na osi V)	6 h	Satelita znajduje się na osi V i szu-	
		ka celu. System GNC określa orbitę	
		docelową.	
A1 do A2	$12\mathrm{h}$	Transfer do punktu A2.	
A2 $(+2 \text{ km na osi } V)$	1 h	Podejście na odległość 2000 m do ce-	
		lu. Definiowanie ruchu satelity celu.	
A2 do A3a $(+400 \text{ m na osi } V)$	$2\mathrm{h}$	Przygotowanie podejścia do satelity	
		celu.	
A3a do A3b $(-200 \text{ m na osi } V \text{ bar})$	1 h	Kolejne zbliżenie i analiza ruchu celu.	
A3b do A3 $(+100 \text{ m na osi } V)$	1 h	Przemieszczenie z osi V na oś R .	
A3 do A4 $(-500 \text{ m na osi } R)$	$6 \mathrm{h}$	Podejście po osi R od celu.	
A4 do A5 $(-20 \text{ m na osi } R)$	$10 \min$	Satelita jest około20m od celu.	
A5 do A6 (7 m od celu)	$10 \min$	W punkcie A6 satelita jest około $7\mathrm{m}$	
		od celu.	
A6 $(-7 \text{ m na osi } R)$	$10 \min$	Rozpoczyna się przygotowanie do do-	
		kowania.	
A6 do A7	$20 \min$	Satelita jest gotowy do zadokowania.	

3. Model dynamiki satelity serwisującego

3.1. Dynamika reorientacji satelity

Na podstawie zdefiniowanego scenariusza rozpoczęto prace modelowania dynamiki satelity serwisującego. Opis dynamiki satelity składa się z równań ruchu postępowego i obrotowego.

Równania ruchu uwzględniają zaburzenia wynikające ze środowiska kosmicznego. W równaniach ruchu składniki z indeksem E wyrażone są w inercjalnym układzie współrzędnych, natomiast z ineksem B związane są z układem związanym z satelitą. Równania Eulera dla satelity mają postać ogólną:

$$\mathbf{I}^B \frac{d\boldsymbol{\omega}^B E}{dt} = \mathbf{M}_B \tag{3.1}$$

Równanie (3.1) wyrażamy w układzie związanym z satelitą i przekształcamy do postaci:

$$\frac{d\boldsymbol{\omega}^B}{dt} = (\mathbf{I}^B)^{-1} (-\boldsymbol{\Omega}^B \mathbf{I}^B \boldsymbol{\omega}^B + \mathbf{M}_B)$$
(3.2)

gdzie kolejne składniki są następujące:

$$\boldsymbol{\omega}^{B} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \qquad \boldsymbol{\Omega}^{B} = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$$
(3.3)

Równanie (3.2) składa się z trzech nieliniowych równań różniczkowych pierwszego rzędu. Rozwiązanie równań najczęściej przedstawiane jest w kątach Eulera. W przypadku modelowania dynamiki satelitów użycie kątów Eulera powodowałoby dobrze znane osobliwości podczas obrotów satelity [3]. Dlatego zdecydowano, aby do przedstawiania obrotów użyć parametrów Eulera zwanych kwaternionami. Obrót wyrażony w kwaternionach składa się z czterech składowych:

$$\mathbf{q} = q_0 + \mathbf{i}q_1 + \mathbf{j}q_2 + \mathbf{k}q_3 \tag{3.4}$$

Ważną własnością kwaternionu jest zachowanie normy, która jest sumą kwadratów czterech składowych kwaternionu i jest równa 1. Podczas obliczeń numerycznych norma kwaternionu musi być sprawdzana w każdym kroku całkowania, czyli:

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 (3.5)$$

3.2. Dynamika ruchu orbitalnego satelity

Równania ruchu satelity poruszającego się wokół punktowej masy będącej planetą można przedstawić następująco:

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} \tag{3.6}$$

gdzie **r** jest wektorem położenia obiektu na orbicie, a μ jest stałą grawitacyjną. Do powyższego równania dołączono zaburzenia ruchu satelity wynikające z środowiska kosmicznego. Główne źródła zaburzeń to pola grawitacyjne innych ciał niebieskich oraz wiatr słoneczny.

Podczas przeprowadzania eksperymentów numerycznych zauważono, że standardowe algorytmy całkowania powodują silny wzrost energii w układzie. Wynika on z dużego błędu numerycznego. Podczas analiz satelita cel bardzo szybko wypadał z zadanej orbity. Zdecydowano, aby do analiz wykorzystać metodę Gaussa-Jacksona [4].

W trakcie analiz sprawdzano ruch satelity po orbicie z zaburzeniami oraz bez. Analizy ruchu bez zaburzenia mają na celu sprawdzenie, czy podczas całkowania niegenerowane są znaczące błędy numeryczne. Na rysunkach 2 i 3 przedstawiono wyniki symulacji ruchu po orbicie wykonane metoda Gaussa-Jacksona. Satelita krąży po orbicie nie "uciekając" z niej.



Rys. 2. Położenie satelity na orbicie w ruchu bez zaburzeń



Rys. 3. Położenie satelity na orbicie z zaburzeniami

4. Układ sterowania satelity

Głównymi elementami wykonawczymi służącymi na satelicie do zmiany orientacji są koła reakcyjne i silniki korekcyjne. Do określenia orientacji układ wykonawczy wymaga informacji, jaką ścieżkę ruchu musi realizować. Z tego powodu wymagane są dane wejściowe pochodzące od układów pomiarowych. Na satelicie informacje te przesyłane są przez czujniki, takie jak czujniki gwiazd i słońca. W badaniach symulacyjnych takie dane uzyskano na podstawie obliczeń geometrycznych. Opierając się na nich, zaplanowano reorientacje satelity. Układ sterowania realizuje cel "wykonuj reorientację według zdefiniowanej ścieżki". Satelita ma dokonać reorientacji w taki sposób, aby układ optoelektroniczny podążał określoną trajektorią.

Do tego zadania wybrany został układ sterowania oparty o algorytm obliczanego momentu [5]. Równanie dynamiki (3.2) w postaci wektorowej:

$$\mathbf{M}_B = \mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}(g, \dot{\mathbf{q}}) + \mathbf{D}(g) \tag{4.1}$$

linearyzujemy w pętli sprzężenia zwrotnego, otrzymując:

$$\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{u} \tag{4.2}$$

gdzie \mathbf{q} jest wektorem zmiennych stanu, czyli wektorem orientacji satelity w jego układzie współrzędnych, a \mathbf{u} nowym wektorem wejść sterujących, np. typu PD. Dynamika ruchu sterowanego satelity ma postać:

$$\mathbf{M}_B = \mathbf{M}(\ddot{\mathbf{q}}_d - k_d \dot{\mathbf{e}} - k_p \mathbf{e}) + \mathbf{C}(g, \dot{\mathbf{q}}) + \mathbf{D}(g)$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{q} - \mathbf{q}_d$$
(4.3)

gdzie \mathbf{q}_d jest wektorem zadanego ruchu, który ma realizować satelita. Wielkości k_d i k_p są wzmocnieniami algorytmu PD.

5. Platforma testowa systemu

W celu sprawdzenia poprawności działania podsystemu IP (ang. *Image Postprocessing*), czyli modułu określającego wzajemne położenie satelitów na podstawie zdjęć wykonanych przez system wizyjny satelity serwisującego, zdecydowano się na budowę platformy testowej. Głównym jej zadaniem jest porównanie danych dotyczących pozycji satelitów uzyskanych z obliczeń i tych uzyskanych z modułu IP. Na rysunku 4 przedstawiono schemat budowy zaprojektowanej platformy.



Rys. 4. Schemat budowy platformy testowej

Praca platformy zaczyna się od pobrania danych na temat pozycji i orientacji w przestrzeni satelitów, Księżyca, Ziemi i Słońca. Informacje te są przekazane z Modułu Obliczeniowego, który bazuje na opisanych w poprzednich rozdziałach obliczeniach. Wczytane dane przekazywane są do programu graficznego.

W programie graficznym następuje symulacja ruchu wspomnianych obiektów, podczas której wykonywane są fotorealistyczne zdjęcia zwane potocznie renderami. Zdjęcia te przedstawiają widok z kamery satelity serwisującego i mogą posłużyć do określenia jego pozycji względem innych obiektów.

Kolejnym modułem jest Moduł Obróbki Obrazu. Moduł ten jest odpowiedzialny za dodanie gwiazd do zdjęć, a także za uwzględnienie niedoskonałości, jakie posiadają realistyczne zdjęcia, czyli szumów i degradacji obrazu. Wynikiem pracy tego modułu jest seria obrazów, zgodnych z rzeczywistością, które można użyć w Module IP. Wynikiem pracy tego modułu są nowe dane na temat pozycji, które można porównać z wynikami Modułu Obliczeniowego i dokonać ewentualnej korekty położenia przed wykonaniem kolejnego cyklu pracy Platformy Testowej. Na zdjęciach, na rysunkach 5-7 przedstawione są kolejno satelita serwisujący, satelita-cel oraz satelita serwisujący na tle Ziemi. Istotne na tych zdjęciach jest widoczne zacienie obiektów oraz odbicia świtała.

6. Symulacje zmian orientacji satelity zgodnie z zadaną trajektorią

Model satelity serwisującego został przyjęty na podstawie dokumentacji firmy SENER jako jeden z możliwych satelitów do wykonywania misji serwisujących (rys. 8). Poniżej przedstawiono dane satelity:



Rys. 5. Satelita serwisujący widziany pod kątem w stosunku do Słońca



Rys. 6. Satelita klienta widziany pod kątem w stosunku do Słońca



Rys. 7. Widok satelity serwisującego na tle Ziemi

- masa maksymalna 1000 kg (w tym masa paliwa),
- zakładana masa paliwa Xe 400 kg,
- gługość paneli słonecznych 15 m (wymiary modułu x = 1,50 m, y = 1 m, z = 2 m),
- macierz momentów bezwładności [kg m²]:

$$\mathbf{I}_{s} = \begin{bmatrix} I_{x} & -P_{xy} & -P_{xz} \\ -P_{yx} & I_{y} & -P_{yz} \\ -P_{zx} & -P_{zy} & I_{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2645 & 0 & 0 \\ 0 & 698 & 0 \\ 0 & 0 & 2355 \end{bmatrix}$$
(6.1)



Rys. 8. Model satelity serwisującego według koncepcji firmy SENER

Na rysunku 9 przedstawiono wizualizację trajektorii zadanej oraz wynikającej z ruchu satelity wykonującego manewr podążania po zadanej ścieżce. Obie ścieżki zostały pokazane na sferze. Ścieżka niebieska jest ścieżką zdefiniowaną przez system nawigacji. Ścieżka czerwona jest realizowana przez satelitę za pomocą sterowania. Manewr taki wykonywany jest na przykład w momencie, gdy satelitę chcemy zadokować do niekooperującego satelity-celu. W przedstawionej symulacji zadano różne położenia początkowe oraz niewielkie wartości wzmocnienia w algorytmie sterowania, w celu sprawdzenia, jak układ sterowania wykona postawione zadanie śledzenia zadanej ścieżki.



Rys. 9. Widok ścieżki zadania i wykonywanej przez satelitę

Wartość momentów sterowania w algorytmie obliczanego momentu przedstawiono na rysunkach 10 do 12. Są to wartości momentów, które muszą wygenerować koła reakcyjne względem osi x, y oraz z, aby satelita podążał po trajektorii zadanej przedstawionej na rysunku 9.





Rys. 12. Momenty sterujące na os
i \boldsymbol{z}

7. Wnioski

W artykule przedstawiono protokół misji serwisowej satelity według zadanego scenariusza, dla którego zbudowano model dynamiki w kwaternionach. W celu zrealizowania misji serwisowej zaprojektowano algorytm sterowania i przetestowano go dla przykładowych manewrów satelity.

Następne etapy badań przewidują zdefiniowanie układu sterowania dla ruchu orbitalnego oraz zdefiniowanie układu sterowania w kwaternionach.

Bibliografia

- 1. WIGBERT F., 2008, Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft, Cambridge Aerospace Series, ISBN 9780521089869
- CURTIS H.D., 2014, Orbital Mechanics for Engineering Students, Elsevier, ISBN 978-0-0-80--97747-8
- 3. CHOBOTOV V.A., 2002, Orbital Mechanics, 3rd Edition, AIAA, ISBN 1-56347-537-5
- 4. BERRY M.M., HEALY L.M., Implementation of Gauss-Jackson integration for orbit propagation, The Journal of the Astronautical Sciences, 52, 3, 331-357
- 5. JAZAR R.N., 2010, Theory of Applied Robotics, Springer, ISBN 978-1-4419-1749-2

Dynamic model of tracking satellite control system in the servicing mission

The paper presents a dynamic control model for a satellite in its servicing mission. The dynamics includes both orbital dynamics and attitude dynamics. Equations of the satellite dynamics are free of singularities due to their derivation in quaternion notation. The control system presented in the paper is based on the computed torque technique dedicated to nonlinear dynamic control systems. Validation of satellite movements is performed on a test platform which visualizes the view from a satellite camera via pictures and high definition movies. The testing platform can be used also for testing visual based control algorithms, which is out of the scope of this paper. Numerical simulation results presented in the paper present required torques as time functions which allow selection of reaction wheels with required parameters or redefine a servicing strategy.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

MODELE SYSTEMU EKSPLOATACJI BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

Grzegorz Jastrzębski, Michał Jóźko, Paweł Szczepaniak, Leszek Ułanowicz

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

 $e-mail:\ grzes. of icer@interia.pl;\ michal.jozko@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl$

Wraz z rozwojem bezzałogowych systemów powietrznych (BSyP) pojawił się problem przyjecia strategii ich eksploatacji. Określenie zasad eksploatacji BSvP konieczne jest dla właściwego ich przygotowania i użycia oraz utrzymania ich w wymaganym stanie technicznym, który gwarantuje bezpieczeństwo lotów. W dostępnej autorom literaturze brakuje wiarygodnych informacji dotyczących zasad określania strategii eksploatacji BSyP. W związku z tym istnieje potrzeba rozpoznania oraz interpretacji podstawowych charakterystyk eksploatacyjnych bezzałogowych systemów powietrznych. Celem publikacji jest przedstawienie własności bezzałogowych systemów powietrznych, które są złożonymi obiektami technicznymi. Dokonano analizy w zakresie funkcjonalności i potencjału użytkowego. Zapewnienie efektywnej eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych następuje przede wszystkim dzieki właściwemu zarządzaniu eksploatacją, w tym przyjęciu odpowiednich zasad i modeli jej sterowania. W publikacji szczególna uwagę zwrócono na własności bezzałogowych systemów powietrznych jako obiektów eksploatacji. Dokonano analizy możliwych zasad eksploatacji BSyP oraz omówiono zalety i wady tych zasad, tj.: użytkowania nienaprawialnego BSyP do uszkodzenia, użytkowania naprawialnego BSyP do uszkodzenia, obsługiwania technicznego okresowego, obsługiwania diagnostycznego ciągłego. Przedstawiono propozycję modeli sterowania w systemie eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych.

1. Wstęp

Bezzałogowy system powietrzny (BSyP) ma określoną strukturę, tj. uporządkowany zbiór wspólnie pracujących zespołów i elementów, tworzących jego konstrukcję, zapewniającą wykonanie przez niego zadanych funkcji. Początkową jakość bezzałogowego systemu powietrznego określają czynniki konstrukcyjno-produkcyjne, do których należą:

- wybór rozwiązań konstrukcyjnych,
- wybór elementów i materiałów,
- technologia wytwarzania elementów, zespołów, montaż i próby systemu,
- jakość produkcji, charakterystyki kontroli bieżącej i wyjściowej.

Jednym z ważniejszych zadań w kompleksie działań na rzecz podnoszenia jakości bezzałogowych systemów powietrznych są badania i prace mające na celu określenie optymalnej (wg określonych kryteriów) strategii ich eksploatacji. Jakość eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego określają czynniki eksploatacyjne, do których należą:

- wybór prawidłowych zakresów eksploatacji systemu i jego obsługi technicznej,
- kwalifikacje personelu obsługującego i jakość jego pracy,
- warunki pracy zespołów i elementów systemu (zakresy temperaturowe, właściwości fizykochemiczne materiałów, oddziaływanie środowiska zewnętrznego),

 wielkości i okresowość powtarzania się obciążeń eksploatacyjnych przenoszonych przez zespoły i elementy systemu bezzałogowego.

Zasady sterowania eksploatacją muszą być uwzględniane już na etapie projektowaniakonstruowania, gdyż ma to szczególny wpływ na stan techniczny i bezpieczeństwo lotów bezzałogowych statków powietrznych. Myślenie eksploatacyjne projektanta-konstruktora powinno być istotnym elementem w budowie bezzałogowych systemów powietrznych.

Wyniki badań naukowych o eksploatacji obiektów naziemnych oraz załogowej techniki lotniczej są publikowane w licznych czasopismach naukowo-technicznych [1]-[4], [6]-[10]. Z analizy literaturowej wynika, że eksploatowanie obiektów jest procesem zawierającym dwie fazy. Pierwsza faza to ich użytkowanie, a druga – obsługiwanie. Użytkowanie jest to proces realizacji zadań, do wykonania którego obiekt został przewidziany. Obsługiwanie jest to proces odtwarzania potrzebnych właściwości obiektu, czyli jest to proces realizacji zadania obsługowego. Pożądanym wynikiem procesu obsługiwania jest stan zdatności użytkowej obiektu. Procesowi użytkowania towarzyszy zazwyczaj proces degeneracji obiektu (tzn. proces jego zużywania, pogarszania jego właściwości, proces dezorganizacji) [4], [10]. W rezultacie procesu degeneracji następuje utrata zdatności użytkowej. Konieczna jest interwencja ukierunkowana na odtworzenie wymaganych właściwości obiektu, czyli odtworzenie wymaganego stanu technicznego [4], [10]. W literaturze jest bardzo mało informacji dotyczących eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych. Publikacje przedstawiają głównie trudności związane z udokumentowaniem przez producentów BSyP strategii ich eksploatacji. Wskazują one, że użytkownicy BSyP muszą sami opracowywać właśne procedury ich obsługiwania [11], [12].

Bezzałogowy system powietrzny odznacza się specyficznymi cechami w porównaniu do obiektów sterowanych lub kierowanych bezpośrednio przez człowieka (załogę) i w związku z tym można domniemywać, że podlegał będzie zmodyfikowanym zasadom eksploatacji. Istnieje więc potrzeba dyskusji na forach publikatorów naukowych w zakresie rozpoznania oraz interpretacji podstawowych własności eksploatacyjnych bezzałogowych systemów powietrznych, w tym ich funkcjonalności i potencjału użytkowego oraz wynikających stąd własności eksploatacyjnych.

Główne elementy eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych przedstawiono w tabeli na rys. 1. W zastosowaniu do eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego przedmiotem naszego zainteresowania będzie obiekt eksploatacji oraz modele sterowania w eksploatacji.

	EKSPLOATACJA				
<u>System eksploatacji</u>		<u>Procesy eksploatacji</u>		Zarządzanie	
		Procesy sterowane	Procesy niesterowane	eksploatacją	
•	obiekt eksploatacji	 procesy użytkowania 	 uszkadzalność i degradacja 	•	mođele sterowania w eksploatacji
•	baza eksploatacyjna	 procesy obsługiwania 		•	diagnostyka
•	kadra eksploatacyjna	 logistyka użytkowania 		•	badania
•	otoczenie eksploatacji	i obsługiwania			eksploatacyjne

Rvs.	1.	Elementy	eksploatacji	BSvP

Zapewnienie efektywnej eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego, przy zadanym składzie i strukturze systemu, następuje przede wszystkim dzięki właściwemu zarządzaniu tą eksploatacją i w konsekwencji przyjęcia odpowiednich modeli jej sterowania.

2. Budowa bezzałogowego systemu powietrznego

Bezzałogowy system powietrzny (ang. Unmanned Aerial System – UAS) jest to system oparty o bezzałogowe statki powietrzne (ang. Unmanned Aerial Vehicle – UAV) oraz system sterowania i kierowania ich lotem, startu i odzyskiwania (rys. 2).



Rys. 2. Schemat bezzałogowego systemu powietrznego

Głównym podsystemem BSyP jest więc bezzałogowy statek powietrzny (BSP). BSP jest konstrukcją składającą się z następujących elementów (rys. 3): płatowca (kadłub, skrzydła z klapami i lotkami, stateczniki ze sterami), silnika napędowego wraz z układem jego sterowania i zasilania paliwem, pokładowego systemu sterowania (PSS), zasilania elektrycznego, systemu transmisji i systemów zadaniowych.



Rys. 3. Schemat bezzałogowego statku powietrznego

Jednym z najważniejszych elementów bezzałogowego systemu powietrznego jest układ sterowania i kontroli lotem (USiKL). W skład USiKL wchodzą: pokładowy system sterownia (PSS) i naziemny system sterownia (NSS). Zadaniem PSS USiKL jest stabilizacja bezzałogowego statku powietrznego w locie i realizacja zadanej trasy lotu, odczyt parametrów lotu (aerodynamicznych z czujników ciśnieniowych podłączonych do rurki Pitota, orientacji przestrzennej z przyspieszeniomierzy i żyroskopów prędkościowych oraz nawigacyjnych z odbiornika nawigacji satelitarnej GPS), odfiltrowanie i przetwarzanie tych sygnałów przez układ mikrokomputera, przygotowanie sygnału do transmisji (przez radiomodem), a następnie wysłanie danych do naziemnej stacji kierowania i kontroli lotu (NSKL). W skład PSS USiKL wchodzą: radiomodem pokładowy, autopilot, układ dystrybucji zasilania i sygnałów sterowania (Powerboard), serwomechanizmy wychylania powierzchni sterowych (sterowania lotem w kanale pochylenia, przechylenia i odchylenia) oraz układu sterowania zespołem napędowym, odbiornik aparatury zdalnego sterowania, anteny nadawczo-odbiorcze. Głównym elementem PSS USiKL jest autopilot (rys. 4) z układami: orientacji przestrzennej, nawigacji GPS, nadzoru misji, automatycznego sterowania lotem w kanale pochylenia, przechylenia, odchylenia, wysokości i prędkości. Zadania realizowane przez autopilota to:

- wyznaczanie w czasie rzeczywistym niezbędnych przyspieszeń i prędkości kątowych,
- zapewnienie stabilizacji BSP (w pętli sprzężenia zwrotnego), chroniąc przed szybkimi zakłóceniami typu podmuch, turbulencja,
- wyznaczanie w czasie rzeczywistym kątów orientacji przestrzennej BSP,
- wyznaczanie w czasie rzeczywistym kursu, prędkości i wysokości lotu,
- akwizycja danych o położeniu BSP, położeniu punktu docelowego oraz przeliczanie tych danych,
- utrzymywanie łączności ("data link") ze stacją naziemną, w celu nadzorowania lotem BSP.



Rys. 4. Schemat ogólny modułów autopilota pokładowego systemu sterownia USiKL

Naziemna stacja kierowania i kontroli lotu (NSKL) stanowi integralną cześć USiKL, która jest niezbędna do operowania bezzałogowym statkiem powietrznym. Zadaniem NSKL jest: sterowanie BSP w czasie wykonywania zadania w rożnych misjach w czasie rzeczywistym, odbiór transmisji przesyłanej z pokładu i rozkodowywanie tych danych, prezentacja graficzna parametrów pilotażowo-nawigacyjnych, prezentacja mapy zobrazowującej planowaną i aktualnie realizowaną trasę lotu (rys. 5). W skład naziemnej stacji kierowania i kontroli lotu wchodzą: komputer z oprogramowaniem NSS (sterowanie BSP bez bezpośredniego kontaktu wzrokowego operatora z BSP – tryb lotu automatycznego), monitory zobrazowania, aparatura zdalnego sterowania (sterowanie realizowane w zakresie kontaktu wzrokowego operatora z BSP – tryb sterownia ręcznego) oraz moduł radiomodemu wraz z anteną nadawczo-odbiorczą.

Kolejnym elementem bezzałogowego systemu powietrznego jest system wspomagania startu. W zależności od typu bezzałogowego statku powietrznego możemy mieć do czynienia z przedstawionymi na rys. 6 rodzajami systemów wspomagania startu.



Rys. 5. Stanowisko kierowania i kontroli lotu BSyP: (a) widok ogólny, (b) prezentacja graficzna parametrów pilotażowo-nawigacyjnych, (c) mapa zobrazowania planowanej i realizowanej trasy lotu



Rys. 6. Przykłady systemów wspomagania startu bezzałogowych statków powietrznych: (a) wyrzucanie z ręki, (b) wystrzeliwanie z wyrzutni startowych (wyrzutnie pneumatyczne lub linowe), (c) wystrzeliwanie za pomocą silnika rakietowego, (d) na własnym podwoziu

3. Modele sterowania w eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych

Opracowując propozycje modeli sterowania w eksploatacji, autorzy oparli się na klasycznym modelu, który składa się z układu sterowanego i sterującego [5]. W związku z tym, dokonując dekompozycji systemu eksploatacji BSyP, możemy wyróżnić następujące podsystemy:

- system wykonywania eksploatacji BSyP, który z kolei dzieli się na system użytkowania i system obsługiwania (system sterowany),
- system kierowania eksploatacją BSyP (system sterujący).

Rozpatrując strategie eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych, możemy wyróżnić następujące ich rodzaje:

- eksploatacja BSyP nienaprawialnego użytkowanie BSyP do pierwszego uszkodzenia, po czym obiekt jest poddawany likwidacji (rys. 7),
- eksploatacja BSyP naprawialnego w przypadku uszkodzenia podejmowana jest decyzja o naprawie lub likwidacji (rys. 8),
- eksploatacja BSyP z okresowym obsługiwaniem technicznym (według resursu) założeniem tej strategii jest ściśle określony okres użytkowania, liczony na przykład ilością godziny lotu BSP, po którym następuje z góry zaplanowany program obsług (rys. 9),
- eksploatacja BSyP z ciągłym obsługiwaniem diagnostycznym (według stanu technicznego)

 strategia ta polega na ciągłym monitorowaniu stanu technicznego obiektu w trakcie jego użytkowania i podejmowaniu decyzji dotyczących obsługiwania technicznego w zależności od danych diagnostycznych.



Rys. 7. Schemat modelu eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego nienaprawialnego

Przyjęcie strategii polegających na użytkowaniu BSyP do wystąpienia uszkodzenia (rys. 7 i 8) nie oznacza, że żadne obsługiwania techniczne nie są wykonywane. Obiekty BSyP są poddawane konserwacji, regulacji czy też wymianie lub uzupełnianiu materiałów eksploatacyjnych. Charakterystyczną cechą takiego podejścia jest brak podejmowania działań zapobiegawczych. Modele tego typu mogą mieć zastosowanie do obiektów łatwo zastępowalnych, o stosunkowo niskim koszcie zakupu (np. cele powietrzne). Należy jednak wziąć pod uwagę, że wadami tego typu podejścia są: ryzyko związane ze skutkami uszkodzenia obiektu, ograniczona możliwość zaplanowania eksploatacji oraz doraźny charakter obsługiwania.

Kolejne dwa modele sterowania w eksploatacji opierają się na założeniu, że znacznie korzystniej jest podejmować działania o charakterze zapobiegawczym niż niwelować skutki wystąpienia uszkodzenia.

Strategia eksploatacji polegająca na okresowym obsługiwaniu technicznym (rys. 9) charakteryzuje się ściśle zaplanowanymi obsługiwaniami i rygorystycznie przestrzeganymi okresami



Rys. 8. Schemat modelu eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego naprawialnego



Rys. 9. Schemat modelu eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego z okresowym obsługiwaniem technicznym



Rys. 10. Schemat modelu eksploatacji bezzałogowego systemu powietrznego z ciągłym obsługiwaniem diagnostycznym

użytkowania. Tego typu system eksploatacji może działać w sposób prawidłowy, kiedy zostanie zasilony informacjami związanymi z normatywami użytkowania i obsługiwaniami wynikającymi z wiedzy i doświadczenia jego projektantów. Plany dotyczące obsługiwań technicznych opracowywane są na podstawie badań eksploatacyjnych i nie zależą od faktycznego stanu technicznego obiektu. Model tego typu charakteryzuje się łatwością kontroli eksploatacji obiektów, natomiast jego wadą są stosunkowo wysokie koszty.

Ostatnia z omawianych strategii eksploatacji (z ciągłym obsługiwaniem diagnostycznym) charakteryzuje się podejmowaniem decyzji dotyczących obsługiwań technicznych na podstawie bieżącej oceny stanu technicznego bezzałogowego systemu powietrznego. Możliwość rozwoju tego typu podejścia do eksploatacji pojawiła się wraz z rozwojem metod diagnostycznych oraz systemów informatycznych, które służą do pozyskiwania, gromadzenia i analizy danych pochodzących z BSyP. Należy nadmienić, że bezzałogowy system powietrzny eksploatowany według tego modelu powinien charakteryzować się bardzo wysoką podatnością obsługową, a personel wykonujący obsługiwania powinien być wykwalifikowany i doświadczony. Model stwarza możliwość bardzo intensywnej eksploatacji BSyP, jednak wiąże się to ze znaczącym wzrostem kosztów związanych przede wszystkim z rozbudową systemów informatycznych.

4. Wnioski

Z dotychczasowej analizy literatury wynika, że brak jest kompleksowego podejścia do zasad określania strategii eksploatacji bezzałogowych systemów powietrznych. Istnieje więc potrzeba dalszych prac w zakresie rozpoznania oraz interpretacji podstawowych własności eksploatacyjnych bezzałogowych systemów powietrznych.

Jakość eksploatacji obiektów technicznych zależy od jego trwałości i podatności obsługowej, jakości organizacyjnej służb eksploatacji oraz profesjonalizmu personelu i systemów zarządzania. Całość wymienionych składników może poprawnie funkcjonować wyłącznie w oparciu o wiedzę naukową.

Ponadto warto dodać, że podejmowanie decyzji eksploatacyjnych zależy nie tylko od stanu technicznego BSyP, lecz również od cech psychofizycznych człowieka-operatora oraz właściwości otoczenia (środowiska, systemów współdziałających i przeciwdziałających itp.). Duża różnorodność obiektów bezzałogowych systemów powietrznych sprawia, że nie zasadne jest przyjęcie jednego, uniwersalnego modelu sterowania eksploatacją dla wszystkich typów BSyP. Co więcej, z dotychczasowych doświadczeń autorów wynika, że w ramach jednego typu bezzałogowego systemu powietrznego możliwe jest przyjęcie różnych strategii eksploatacyjnych dla każdego z obiektów systemu.

Prawidłowe sterowanie eksploatacją można uzyskać wówczas, jeżeli decydentowi zostaną dostarczone zarówno informacje o ogólnych prawach rządzących rozpatrywanym systemem, jak i o jego aktualnych, przeszłych i przyszłych, indywidualnych właściwościach.

Bibliografia

- 1. BLOOM N.B., 2005, Reliability Centered Maintenance (RCM). Implementation Made Simple, McGraw-Hill
- 2. BENGTSSON M., OLSSON E., FUNK P., JACKSON M., 2004, Technical design of condition based maintenance system, *Maintenance and Reliability Conference*
- CZAPLICKI J.M., 2008, Terotechnology vs. exploatation theory, Scientific Problems of Machines Operation and Maintenance, 154, 2

- 4. DANIELECKI S., 2004, *Eksploatacja samolotów*, Oficyna Wydawnicza Politechniki Wrocławskiej, Wrocław
- 5. DAWNAROWICZ O., 1993, Teoretyczne podstawy eksploatacji obiektów technicznych, Zeszyty Naukowe Politechniki Gdańskiej, Gdańsk
- GASIŃSKI L., 1997, Problemy jakości w eksploatacji maszyn i urządzeń, Problemy Eksploatacji, 4, 1997.
- 7. LANDOWSKI B., WOROPAY M., 2003, Symulacja procesu eksploatacji obiektów technicznych poddanych obsłudze profilaktycznej, XXXI Szkoła Niezawodności, Szczyrk
- 8. LEGUTKO S., 2007, Eksploatacja maszyn, Wydawnictwo Politechniki Poznańskiej, Poznań
- 9. LEWITOWICZ J., 2006, Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Tom 3. Systemy eksploatacji statków powietrznych, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa
- 10. NIZIŃSKI S., ŻÓŁTOWSKI B., 2002, Zarządzanie eksploatacją obiektów technicznych, Wydawnictwo MARKAR, Zielonka
- 11. http://www.faa.gov/about/initiatives/maintenance_hf/library/documents/media/human_factors_maintenance/maint_uav_nasa.pdf
- 12. http://hsi.arc.nasa.gov/publications/UAV_interimreport_Hobbs_Herwitz.pdf

Models of the maintenance system of unmanned aerial vehicles

The development of unmanned air systems caused the need to define a strategy of their maintenance. It is necessary to establish operating rules for UAS maintenance to keep them in the required condition, which guarantees safety of the flights. In the available literature, there is no reliable information on the maintenance strategy of UAS. Therefore, there is a need to identify and interpret the key operating characteristics of unmanned air systems. The aim of this paper is to present the properties of unmanned air systems as objects of maintenance and also the characteristics of possible maintenance strategies of UAS.
PRZEGLĄD I KRYTERIA DOBORU WYRZUTNI BSP (UAV)

GRZEGORZ JASTRZĘBSKI, MICHAŁ JÓŹKO, PAWEŁ SZCZEPANIAK, LESZEK UŁANOWICZ

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

 $e-mail:\ grzes.oficer@interia.pl;\ michal.jozko@itwl.pl;\ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl;\ leszek.ulanowicz@itwl.pl$

Dynamiczny rozwój bezzałogowych statków powietrznych wymusił budowę urządzeń wspomagających start popularnie nazywanych wyrzutniami startowymi. Zastosowanie wyrzutni startowych zwiększa możliwości operacyjne BSP (UAV) i eliminuje konieczność wykorzystywania lotniska do wykonywania zadań przez BSP (UAV). Przeznaczenie wyrzutni (dla jakiej rodziny BSP jest dedykowana) określa następujące wymagania: minimalną prędkość początkową (BSL), dopuszczalną masę startową (BSL), dopuszczalne przyspieszenie startowe (BSL), minimalna droge rozpedzania (długość bieżni startowej), minimalna droge hamowania wózka startowego, czas odtworzenia gotowości startowej wyrzutni. W pracy zaprezentowano przeglad istniejących rozwiązań konstrukcyjnych wyrzutni startowych ze szczególnym uwzględnieniem rozwiązań krajowych, w tym wyrzutni eksploatowanych w ITWL. Na przykładzie wyrzutni ITWL omówiono charakterystyczne parametry pracy (maksymalna energia startu, obwiednia prędkości, zakres masy startowej BSP) i możliwości zastosowania wyrzutni wraz z przykładowymi BSP (UAV), dla których są dedykowane. Szczegółowo zaprezentowano zestawienie parametrów funkcjonalnych wyrzutni linowych i pneumatycznych. Przedstawiono obwiednie prędkości dla wyrzutni linowych i pneumatycznych ITWL oraz zestawiono je z przykładowymi obwiedniami wyrzutni światowych. Na podstawie wieloletniego doświadczenia w budowie i eksploatacji wyrzutni w ITWL opracowano algorytm doboru najważniejszych parametrów funkcjonalnych wyrzutni ze względu na jej przeznaczenie. Zaprezentowany algorytm pozwala na określenie toku postępowania w doborze wyrzutni dla postawionych wymagań. Algorytm można implementować w toku projektowania systemu bezzałogowych statków powietrznych, jak również już na poziomie eksploatacji istniejącego systemu.

1. Wstęp

Wśród bezzałogowych statków latających (BSL) spotyka się aparaty najróżniejszych typów, w tym najliczniejszą grupę stanowią samoloty. Wiele z tych samolotów, z powodu swojej masy i rozmiarów uniemożliwiających start z ręki, a także dużego obciążenia powierzchni nośnej i ciągu, wymaga wspomagania podczas startu, które zapewnia np. wyrzutnia startowa. Bardzo duża rozpiętość mas startowych samolotów bezzałogowych sprawia, że stosowane są bardzo różne wyrzutnie startowe, od stosunkowo prostych gumowych, po dość złożone hydropneumatyczne. Nie istnieje uniwersalny rodzaj wyrzutni dostosowany do całej rodziny BSL-i, każdą wyrzutnie projektuje się do określonych zadań i dla określonego typu BSL-a czy celu powietrznego. W ITWL zostały zbudowane i są w ciągłej eksploatacji wyrzutnie linowe. W związku z ograniczeniami związanymi ze źródłem energii (liny gumowe, relaksacja gumy, wpływ czynników środowiskowych temperatura, wilgotność) w wyrzutniach linowych, w ITWL zaprojektowano i wykonano wyrzutnie pneumatyczne. Wyrzutnia o napędzie pneumatycznym ze względu na źródło energii jest jedna z najbardziej uniwersalnych wyrzutni stosowanych do wspomagania startu samolotów bezzałogowych. Zapewnia duży i płynny zakres zmiany parametrów startowych, tj. predkość startu, kąt wzniosu bieżni startowej, energię startu [1], [2]. Spośród parametrów charakteryzujących wyrzutnie startową można wyróżnić najważniejsze: rozporządzalna energia wyrzutni,

maksymalna masa startowa UAV, minimalna prędkość startu UAV (dla określonej masy UAV), maksymalne przyspieszenie startowe UAV, minimalna droga rozpędzania UAV, minimalna droga hamowania (dobieg wózka startowego WS).

2. Wyrzutnie linowe

W ITWL od wielu już lat eksploatowane są wyrzutnie linowe. Wyrzutnie tego typu (rys. 1) zostały zaprojektowane i zbudowane dla celów powietrznych typu WU "Szerszeń" i JU "Komar". Zestawy sterowanych manewrujących celów powietrznych (ZSMCP) wykorzystywane są głównie przy okazji strzelań poligonowych wojsk rakietowych.

Podstawowe dane techniczne wyrzutni ZSMCP:

- $\bullet\,$ energia wyrzutni- 9,5 kJ,
- maksymalna prędkość startowa 25 m/s,
- maksymalna masa startowa BSL-a- $37\,\mathrm{kg},$
- długość rozbiegu 4.1 m,
- $\bullet\,$ przyspieszenie 7,8 g dla prędkości $25\,\mathrm{m/s},$
- liczba gum 6,
- naciąg gum ręczny.



Rys. 1. Wyrzutnia ZSMCP na poligonowym stanowisku startowym z celem powietrznym WU "SZERSZEŃ"

Wraz z rozwojem napędu celów powietrznych (odrzutowy cel powietrzny OCP JET 1) oraz wzrostem wymagań parametrów startowych (prędkość startu i masa startowa) powstała potrzeba zbudowania wyrzutni linowej o znacząco większej energii startowej niż wyrzutni ZSMCP. W wyniku prac projektowych powstała wyrzutnia linowa OCP. Zasadnicze zmiany, jakie zostały na niej wprowadzone w stosunku do wyrzutni ZSMCP, to zwiększenie drogi rozbiegu i liczby gum startowych (rys. 2).

Podstawowe dane techniczne wyrzutni linowej OCP JET 1:

- energia wyrzutni 19 kJ,
- maksymalna prędkość startowa 28 m/s,
- maksymalna masa startowa BSL-a $-40\,\mathrm{kg},$
- długość rozbiegu 6.2 m,

- przyspieszenie 6.5 g dla prędkości 28 m/s,
- liczba gum 12,
- naciąg gum wciągarka elektryczna.



Rys. 2. Wyrzutnia linowa OCP na poligonowym stanowisku startowym z odrzutowym celem powietrznym OCP JET 1

Dla każdej z wyrzutni przed eksploatacją należy określić jej obszar zastosowania (maksymalną masę startowanego obiektu i zakres prędkości). Wyrzutnie linowe zostały przebadane w ITWL w celu określenia prędkości startowych dla określonych mas. W tym celu wykonano stalowe walce o masach odpowiadających poszczególnym masom BSL-i i dokonano z nich strzelań, określając maksymalne prędkości wystrzału (procedura określania maksymalnej prędkości wózka startowego wyrzutni opisana została w pozycji [2]). Na rys. 3 zaprezentowano obwiednie prędkości dla wyrzutni linowych ZSMCP i OCP JET 1.



Rys. 3. Obwiednia prędkości dla wyrzutni linowej ZSMCP (czarna), OCP JET 1 (zielona)

3. Wyrzutnie pneumatyczne

W trakcie eksploatacji wyrzutni linowej OCP JET 1 powstała potrzeba zbudowania wyrzutni o większej energii startu (większa masa startowa BSL-a), elastycznej zmianie parametrów startowych (zmiana parametrów startowych związana z demontażem lub montażem gumy startowej – operacja czasochłonna i wykonywana przez specjalistyczny personel) i wyższym poziomie niezawodności (trwałość lin startowych około 7 strzałów). W odpowiedzi na powyższe zaprojektowano i zbudowano wyrzutnie o napędzie pneumatycznym. Wyrzutnie pneumatyczne zbudowane w ITWL mają budowę kratownicową bieżni startowej, w której zabudowany jest cylinder startowy. Elementy i podzespoły układu pneumatycznego wyrzutni zbudowane są z gotowych komponentów. Zasada działania układu napędowego wyrzutni pneumatycznej oparta jest o rozprężanie sprężonego powietrza ze zbiornika głównego w cylindrze startowym. Po otwarciu zaworu głównego następuje rozprężanie powietrza ze zbiornika głównego do cylindra startowego. Powietrze napiera na powierzchnię tłoka, wprawiając go w ruch. Koniec tłoka połączony jest z wózkiem startowym za pomocą linki stalowej. Siła wytwarzana na tłoku startowym jest proporcjonalna do ciśnienia sprężonego powietrza i czynnego pola powierzchni tłoka. Wygenerowana siła na tłoku przekazywana jest bezpośrednio za pomocą układu rolkowo-linkowego na wózek startowy.

Hamowanie na pneumatycznej wyrzutni startowej oparte jest o dwa układy hamowania. Układ hamowania wózka startowego oparty jest o dwa zewnętrzne cylindry hamujące, połączone ze sobą poprzeczną liną hamującą. Układ ten służy do zatrzymania wózka startowego. W trakcie startu cylindry hamujące napełniane są ciśnieniem proporcjonalnym do ciśnienia startu, dzięki temu uzyskuje się wstępne napięcie poprzecznej liny hamującej. Wózek startowy chwytakiem zbiera poprzeczną linę hamującą, w tłokach następuje wzrost ciśnienia aż do momentu zatrzymania wózka startowego. Drugi układ hamujący służący do wyhamowania tłoka startowego oparty jest o tłok startowy i odcinek cylindra startowego zwany częścią hamującą. Tłok, przechodząc w odcinek cylindra hamujący, rozpoczyna sprężanie powietrza. Dodatkowo na poczatku cylindra hamującego wykonane są otwory upustowe w celu rozpreżenia ciśnienia powietrza od strony napedowej. Spreżanie trwa do momentu, kiedy zostanie osiagnieta odpowiednia siła (proporcjonalna do ciśnienia i pola powierzchni tłoka) [1], [2]. Na rys. 4 zaprezentowano wyrzutnię pneumatyczną WPA-1. Natomiast na rys. 5 i 6 zaprezentowano wyrzutnię WSP-1. Zasadnicza różnica pomiędzy tymi wyrzutniami pneumatycznymi związana jest z maksymalną energią startu. Wyrzutnia WPA-1 jest wyposażona w cylinder startowy DN 100, a wyrzutni WSP-1 cylinder startowy DN 150.



Rys. 4. Wyrzutnia WPA-1 na poligonowym stanowisku startowym z odrzutowym celem powietrznym OCP JET 1 (z prawej) i OCP JET 2 (z lewej)

Podstawowe dane techniczne wyrzutni pneumatycznej WPA-1:

- energia wyrzutni 36 kJ,
- maksymalna prędkość startowa 38 m/s,
- maksymalna masa startowa BSL-a 55 kg,
- $\bullet~$ długość rozbiegu na bieżni startowej 5,5 m
- przyspieszenie 13 g dla prędkości 38 m/s,
- ciśnienie maksymalne 10 bar,
- zakres regulacji kąta wzniosu bieżni startowej 0°-15°.

Podstawowe dane techniczne wyrzutni WSP-1:

- rozporządzalna energia startu 68 kJ,
- $\bullet\,$ długość bieżni 9 m w wersji startowej, w tym droga rozbiegu 6,3 m,
- prędkość startu 40 m/s dla masy 95 kg,



Rys. 5. Wyrzutnia WSP-1 na poligonowym stanowisku startowym z rodziną odrzutowych celi powietrznych OCP JET 2



Rys. 6. Wyrzutnia WSP-1 tuż przed startem odrzutowego celu powietrznego OCP JET 2

- maksymalna masa startowa BSL-a do 120 kg,
- maksymalne przyspieszenie 12,9 g dla prędkości 40 m/s,
- maksymalne ciśnienie robocze 10 bar,
- zakres regulacji kąta wzniosu bieżni startowej 0°-15°.

Dla wyrzutni pneumatycznych przeprowadzono szereg badań [1], [2] w celu określenia ich obszaru zastosowania. Tak zostały określone obwiednie prędkości (rys. 7). Na poniższych obwiedniach prędkości widać wpływ parametrów funkcjonalnych na obszar ich zastosowania. Przyrost energii startu powoduje zwiększenia obszaru zastosowania w stronę większych mas, natomiast zmiana drogi rozbiegu (z 5,5 m WPA-1 na 6,3 m WS nr 1) wpływa na proporcjonalny przyrost prędkości startu.



Rys. 7. Obwiednia prędkości dla wyrzutni pneumatycznej WPA-1 (niebieska), WS nr 1 (czerwona)

4. Algorytm doboru

W ITWL na bazie doświadczeń pochodzących z eksploatacji wyrzutni linowych i pneumatycznych wypracowano algorytm doboru rodzaju wyrzutni i jej parametrów startowych dla wybranego BSL-a (rys. 8). Podstawowymi danymi wejściowymi są: masa startowa BSL-a, prędkość startu oraz dopuszczalne przyspieszenie. Na podstawie danych wejściowych określana jest rozporządzalna energia startu. Wielkość rozporządzalnej energii startu decyduje o rodzaju napędu wyrzutni (linowa, pneumatyczna). W kolejnym kroku algorytmu określane są parametry startowe danej wyrzutni (parametry gazodynamiczne: ciśnienie, pojemność zbiornika dla wyrzutni pneumatycznej, długość i liczba lin dla wyrzutni linowej). Dla wyznaczonych parametrów startowych należy sprawdzić z dostępnymi obwiedniami prędkość dla wyrzutni, która spełnia postawione wymagania.



Rys. 8. Algorytm doboru wyrzutni startowej

5. Zestawienie wyrzutni

Dla porównania możliwości i obszaru zastosowania wyrzutni ITWL poniżej zaprezentowano kilka przykładowych konstrukcji wyrzutni światowych (rys. 9-11).



Rys. 9. Wyrzutnia UAV FACTORY 6kJ i obwiednia prędkości

Dane techniczne wyrzutni UAV FACTORY 6kJ:

- energia rozporządzalna 6 kJ,
- prędkość $23\,\mathrm{m/s}$ dla masy $22\,\mathrm{kg},$
- masy BSL-i 10-22 kg,
- $\bullet\,$ maksymalna masa startowa – $35\,\mathrm{kg},$
- $\bullet\,$ prędkościć startowa 18,2 m/s,
- przyspieszenie 7 g dla prędkości $23\,\mathrm{m/s}$ i masy $22\,\mathrm{kg},$
- długość bieżni startowej $3,7 \,\mathrm{m},$
- maksymalne ciśnienie robocze 10 bar, [3].



Rys. 10. Wyrzutnia Robonic MC0315L i obwiednia prędkości

Dane techniczne wyrzutni MCO315L:

- maksymalna prędkość startowa $15\,\mathrm{m/s}$ dla BSL $30\,\mathrm{kg},$
- maksymalna masa BSL-a 40 kg,
- maksymalne przyspieszenie dla prędkości powyżej $15\,\mathrm{m/s}\,-<12\,\mathrm{g},$
- długość bieżni startowej $3,5 \,\mathrm{m}$,
- maksymalne ciśnienie robocze 10 bar, [4].



Rys. 11. Wyrzutnia Robonic MC2555LLR i obwiednia prędkości

Dane techniczne wyrzutni ROBONIC MC2555LLR:

- maksymalna prędkość startowa $55\,\mathrm{m/s}$ dla BSL $250\,\mathrm{kg},$
- maksymalna masa BSL-a 500 kg,
- przyspieszenie 10 g dla prędkości 55 m/s,
- długość bieżni startowej 16,7 m,
- maksymalne ciśnienie robocze 10 bar,
- zakres kąta ustawienia bieżni 8° do 15°, [4].



Rys. 12. Zestawienie obwiedni prędkości dla wyrzutni startowych ITWL: pneumatycznej WPA-1 (niebieska), WS nr 1 (czerwona), linowa ZSMCP (czarna), linowa OCP JET 1 (zielona)



Rys. 13. Zestawienie obwiedni prędkości dla wyrzutni startowych: pneumatycznej WPA-1 (niebieska), WS nr 1 (czerwona), linowa ZSMCP (czarna), linowa OCP JET 1 (zielona), UAV Factory (granatowa), MCO 315L (pomarańczowa)

6. Podsumowanie

Przedstawione wyrzutnie ITWL (linowe i pneumatyczne) wpisują się w zakres eksploatowanych celów powietrznych i BSL-i. Potwierdzeniem są zbudowane na podstawie badań stanowiskowych i eksploatacji obwiednie prędkości.

Algorytm doboru wyrzutni startowej jest funkcjonalny, a jego poprawność potwierdzono przy okazji doboru wyrzutni startowej dla OCP JET 1. Kolejnym potwierdzenie poprawności zbudowanego algorytmu było zaprojektowanie i zbudowanie wyrzutni pneumatycznej WSP-1 dla celu powietrznego OCP JET 2.

Z zaprezentowanego algorytmu i zbudowanych obwiedni prędkości wynika, że najważniejszym kryterium wyboru WS są: energia rozporządzalna, masa i prędkość startu oraz maksymalne przeciążenie.

Obwiednia prędkości WS stanowi kompletny obraz pola możliwości i zastosowań WS oraz stanowi kryterium porównawcze WS między sobą. Na zestawieniu obwiedni prędkości – szczególnie na rys. 12 i 13 – można przejrzyście dostrzec obszary zastosowania poszczególnych wyrzutni oraz wypełnienie tego obszaru przez wyrzutnie ITWL.

Na obwiedni prędkości odczytać można również wpływ poszczególnych parametrów na własności funkcjonalne wyrzutni (przyrost drogi rozbiegu wraz ze wzrostem rozporządzalnej energii startu powoduje przyrost prędkości startu i masy startowej, natomiast przyrost rozporządzalnej energii startu powoduje tylko przyrost masy startowej).

Bibliografia

- JASTRZĘBSKI G., 2012, Określenie właściwości funkcjonalnych wyrzutni pneumatycznej WPA-1 ze startowym układem elektropneumatycznym, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XV 2012, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa
- JASTRZĘBSKI G., UŁANOWICZ L., 2014, Metody określania prędkości wózka wyrzutni startowej UAV, [W:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XVI 2014, K. Sibilski (Red.), ZG PTMTS, Warszawa, s. 171-181
- 3. www.uavfactory
- 4. www.robonic

Review and selection criteria of UAV launchers

The dynamic development of unmanned aircraft has forced the construction of start assistive devices, popularly called the launchers. Application of launchers increases the operational capabilities of UAV and eliminates the need to use the airport for operation of the UAV. Application of a launcher (for which the family of UAVs is dedicated) sets out the following requirements: the minimum initial velocity, allowable takeoff weight, permissible starting acceleration, minimum path acceleration (length of the start track) and the minimum braking distance of the track.

The paper presents an overview of the existing design solutions with a particular focus on domestic solutions including launchers operated in ITWL. For example, the launcher ITWL is discussed in terms of specific operating parameters (maximum power take-off, envelope of speed, range-off mass BSP) and the possibility to launch with examples of UAV for which it is dedicated. The launchers are presented in detail summary of their functional parameters.

Based on many years of experience in construction and operation of launchers, an algorithm for selection of the most important functional parameters of the launch has been developed. The presented algorithm allows one to determine the course of actions during selection of the launch set requirements. The algorithm can be implemented to the course of designing a system of unmanned aircraft as well as to service of the existing system.

METODA WYZNACZANIA CHARAKTERYSTYK MOCY I MOMENTU TŁOKOWEGO SILNIKA SPALINOWEGO MAŁEJ MOCY DO BEZZAŁOGOWYCH STATKÓW POWIETRZNYCH

Grzegorz Jastrzębski, Ryszard Sabak, Paweł Szczepaniak, Leszek Ułanowicz

 $Instytut \ Techniczny \ Wojsk \ Lotniczych, \ Warszawa$

 $e\text{-mail: } grzes.oficer@interia.pl; \ ryszard.sabak@itwl.pl; \ pawel.szczepaniak@wat.edu.pl; \ leszek.ulanowicz@itwl.pl$

Obecnie do bezzałogowych statków powietrznych stosuje się tłokowe silniki spalinowe małej mocy. Producenci tych silników nie określają precyzyjnie ich charakterystyk. Ze wzgledu na specyfikę sterowania i obciążenia zespołu napędowego bezzałogowych statków powietrznych wymagana jest dokładna znajomość charakterystyk momentów i mocy zastosowanych w nich silników spalinowych. W artykule zaprezentowano metodę analitycznego wyznaczania mocy i momentu tłokowych silników spalinowych małej mocy do bezzałogowych statków powietrznych. Przedstawiono konstrukcję wykonanej od podstaw kompaktowej hamowni silników tłokowych małej mocy oraz sposób dokonywania pomiarów mających na celu określenie maksymalnego momentu obrotowego i maksymalnej mocy. Do eksperymentalnego wyznaczania mocy i momentu silnika spalinowego wykorzystano, w zależności od sposobu obciążania silnika, trzy rozwiązania: obciążanie silnika za pomocą hamulca hydraulicznego, obciążanie silnika za pomocą hamulca elektrycznego, obciążanie silnika z wykorzystaniem szeregu śmigieł o różnym skoku. Pomiar obciążenia dla stałych obrotów silnika spalinowego polegał na zrównoważeniu siły napędowej za pomoca hamulca i obliczeniu momentu oraz mocy silnika na podstawie danych z tensometru i tachometru. Przedstawiono wyniki badań oraz ich analizę z różnych sposobów hamowania silnika małej mocy. Sformułowano wnioski końcowe dotyczące wyboru metody badań silnika do bezzałogowego statku powietrznego.

 $Slowa\ kluczowe:$ lotnictwo, silnik tłokowy, bezzałogowy statek powietrzny, moc silnika, moment silnika

1. Wstęp

Bezzałogowe statki powietrzne (BSP) to obecnie bardzo dynamicznie rozwijający się rodzaj lotnictwa. Wraz z ich rozwojem pojawił się problem doboru tłokowych silników spalinowych. Najczęściej do BSP stosuje się silniki spalinowe małej mocy charakteryzujące się następującymi parametrami: moc do 25 kW, moment obrotowy do 40 Nm, masa silnika z płynami roboczymi do 35 kg [2], [5], [6]. Ponadto cechy wyróżniające LST (lotniczy silnik tłokowy) do BSP od innych silników tego rodzaju to:

- niski stosunek masy do mocy (tzw. obciążenia mocy) im niższy współczynnik masy do mocy, tym sprawniejszy napęd i większe osiągi BSP. Dla LST małej mocy współczynnik masy do mocy wynosi około 0,4 kg/kW. Jest to w zasadzie wartość graniczna i każda modyfikacja silnika tłokowego o takim współczynniku przynosi tylko nieproporcjonalnie duży przyrost masy do wzrostu mocy [1], [5], [6];
- mała liczba cylindrów LST do BSP zazwyczaj posiadają jeden lub dwa cylindry (nie często spotyka się układ czterech cylindrów);
- mechanizm sterowania silnikiem w LST stosuje się tylko górnozaworowy mechanizmem sterowania silnikiem, nawet gdy silnik jest w tzw. układzie odwróconym;

- warunki pracy LST pracuje w bardzo zróżnicowanych warunkach temperaturowych, ciśnienia i zawartości tlenu. BSP przemieszcza się w pionie, a w tym wypadku właściwości atmosfery zmieniają się znacznie i to w bardzo krótkim czasie;
- odbiór mocy LST wprawia w ruch główny odbiorniki mocy śmigło. To warunkuje jego specyficzną konstrukcję i cechy.

W obecnej chwili głównymi problemami w doborze tłokowego silnika spalinowego do BSP są:

- adaptacja silnika z innych urządzeń, spoza zastosowań lotniczych. Wykorzystuje się silniki spalinowe o wymaganych parametrach stosowane w innych dziedzinach gospodarki;
- modyfikacje silnika powodujące zmianę charakterystyk jego pracy;
- brak danych producenta odnośnie charakterystyk śmigła i silnika. Producenci silników spalinowych nie przedstawiają charakterystyk produkowanych przez siebie silników.

Ze względu na specyfike sterowania i obciażenia zespołu napędowego BSP wymagana jest dokładna znajomość charakterystyk momentów i mocy zastosowanego w nim tłokowego silnika spalinowego. W dostępnej autorom literaturze naukowo-technicznej brak jest informacji dotyczących precyzyjnych metod wyznaczania charakterystyk silnika spalinowego małej mocy do zastosowań lotniczych. Istnieje wiec potrzeba realizacji prac w zakresie wyznaczania charakterystyk silników spalinowych dedykowanych do konkretnego typu bezzałogowego statku powietrznego. Wyznaczanie charakterystyk tłokowego silnika spalinowego do zastosowania w BSP polega na umieszczeniu kompletnego tłokowego silnika spalinowego wraz z osprzętem na stanowisku badawczym, które umożliwia dowolne obciążenie silnika i precyzyjny pomiar mocy i momentu obrotowego dla danego otwarcia przepustnicy silnika [3], [5]. Tłokowy silnik spalinowy poddaje się próbom na stanowisku badawczym dla: określenia osiąganych przez silnik parametrów (moment obrotowy, moc i ich charakterystyka w zależności od obrotów), regulacji parametrów badanego silnika, badania emisji substancji toksycznych, określenia zużycia paliwa i emisji hałasu itp. Uzyskane w próbach na stanowisku badawczym wartości momentu obrotowego i predkości obrotowej wału korbowego silnika umożliwiają obliczenie jego mocy maksymalnej i określenie przedziału mocy i momentu użytecznego (eksploatacyjnego). Znajomość charakterystyki momentu i mocy danego silnika pozwala dobrać silnik do BSP o optymalnych parametrach pracy (moc, moment, predkość obrotowa). Obliczenia teoretyczne mocy i momentu, jak i badania na stanowisku pomiarowym dotyczą silnika tłokowego małej mocy, typu OS-Max 50 SXH Heli.

2. Teoretyczne wyznaczanie momentu i mocy silnika tłokowego małej mocy

Moment obrotowy M_o [Nm] odbierany z wału silnika tłokowego wyznacza się za pomocą zależności [4], [5]:

$$M_o = \frac{V_{SS} p_e}{\pi \tau} \tag{2.1}$$

gdzie: V_{SS} [dm³] – pojemność skokowa silnika , p_e [kPa] – średnie ciśnienie użyteczne, τ – wyróżnik obiegu pracy (4 – dla czterosuwów, 2 – dla dwusuwów) [5].

Moc użyteczna N_e [W] (efektywna) to moc odbierana z wału silnika, którą w sposób analityczny wyznacza się za pomocą zależności [4], [5]:

$$N_e = \frac{2}{\tau} V_{SS} p_e n \tag{2.2}$$

gdzie: $n [s^{-1}]$ – prędkość obrotowa wału silnika.

Średnie ciśnienie użyteczne p_e [kPa] określa się z zależności [4], [5]:

$$p_e = \frac{\eta \gamma_0}{g_e \lambda l_0} \tag{2.3}$$

gdzie: η – sprawność ogólna silnika, γ_0 – masa właściwa powietrza otocznia w kg/m³, g_e – jednostkowe zużycie paliwa w kg/kJ, λ – bezwymiarowy współczynnik nadmiaru powietrza, l_0 – bezwymiarowa stała stechiometryczna paliwa.

Ze wzoru (2.3) obliczono średnie ciśnienie użyteczne p_e silnika tłokowego typu OS-Max 50 SXH Heli. Znając średnie ciśnienie użyteczne p_e silnika tłokowego typu oraz jego pojemność skokową, obliczono, wykorzystując wzory (2.1) i (2.2), moment i moc tego silnika. Wyniki obliczeń teoretycznych momentu i mocy silnika tłokowego typu badanego na stanowisku pomiarowym przy założonych obrotach wału silnika przedstawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Zestawienie wyników obliczeń teoretycznych momentu i mocy silnika OS-Max 50 SXH Heli

$\begin{array}{c} \operatorname{Prędkość obrotowa} \\ n \; [obr./min] \end{array}$	2500	4000	6000	9000
Moment M_o [Nm]	0,874	1,127	1,423	1,756
Moc N_e [kW]	0,52	0,832	1,248	1,872

3. Eksperymentalne wyznaczanie mocy i momentu silnika tłokowego małej mocy

Wyznaczenie charakterystyk momentu i mocy LST wymaga przeprowadzenia badań na stanowisku obciążeniowym. Stanowisko takie powinno umożliwiać zadawanie pożądanego obciążenia, czyli odbieranie momentu obrotowego z wału silnika oraz ciągły pomiar momentu obrotowego silnika. Metoda eksperymentalnego wyznaczania mocy i momentu tłokowego silnika spalinowego małej mocy do BSP polega na zrównoważeniu siły napędowej silnika spalinowego za pomocą hamulca (obciążnika) i obliczeniu momentu oraz mocy silnika na podstawie danych z czujnika siły i tachometru (licznika obrotów).

Dla przeprowadzenia badań silników spalinowych o mocy do 25 kW zaprojektowano i wykonano obciążeniowe kompaktowe stanowisko badawcze. Widok stanowiska badawczego przedstawiono na rys. 1. Część mechaniczną stanowiska stanowi rama stanowiska, przegub wahliwy wraz z badanym silnikiem tłokowym oraz odbiornik mocy (hamulec). Przegub wahliwy wraz z badanym silnikiem tłokowym przymocowany jest do ramy stanowiska w sposób obrotowy przy pomocy łożysk kulkowych dwurzędowych skośnych tak, aby możliwe było przeniesienie obciążeń zewnętrznych, np. drgania wynikające z nierównomierności pracy silnika jednocylindrowego. Do przeniesienia momentu obrotowego z wału silnika tłokowego do odbiornika mocy (hamulca) zostało użyte sprzęgło podatne typu SFC-SA2 firmy Miki Pulley. Sprzęgło to charakteryzuje się dużą sztywnością skrętną. W skład stanowiska wchodzi również zbiornik paliwa.

Do przegubu wahliwego zamocowane jest ramię o znanej długości (rys. 2a). Ramię poprzez poduszkę gumową oddziałuje na czujnik tensometryczny siły. Ramię uniemożliwia obrót przegubu wahań, odbierając tym samym moment równy momentowi odbiornika mocy (hamulca). Do pomiaru prędkości obrotowej wału silnika tłokowego zabudowany jest w ramie stanowiska tachometr (rys. 2b).

Pomiar pełnego obciążenia badanego silnika tłokowego określany jest przy stałych obrotach (punkt stabilnej pracy sinika) dla każdego konkretnie wybranego kąta otwarcia przepustnicy. Do bardzo dokładnego ustalania kąta otwarcia przepustnicy zastosowano śrubę mikrometryczna z linką bowdena (rys. 3).



Rys. 1. Widok stanowiska badawczego, obciążeniowego do badań tłokowych silników spalinowych o mocy do 25 kW; 1 – odbiornik mocy (hamulec), 2 – sprzęgło, 3 – manometr, 4 – badany silnik, 5 – przegub wahliwy, 6 – zbiornik, 7 – czujnik siły, 8 – układ rejestracji parametrów pracy silnika, 9 – zawór dławiący, 10 – dźwignia regulacji otwarcia przepustnicy



Rys. 2. Czujniki do pomiaru siły (a) i prędkości obrotowej silnika (b)

Sygnały pomiarowe wysyłane są cyfrowo ze stanowiska badawczego do komputera PC. Rejestracja dotyczy następujących pomiarów: prędkości obrotowej silnika, siły na czujniku tensometrycznym, kąta otwarcia przepustnicy, temperatury powietrza dolotowego. Program komputera PC pozwala na podgląd wszystkich tych informacji w czasie rzeczywistym, a także na rejestracje ich w zadanym przedziale czasu. Tym sposobem sygnały pomiarowe są zsynchronizowane w czasie.

Znając z pomiaru obciążania silnika na stanowisku badawczym siłę z czujnika tensometrycznego i długości ramienia, można obliczyć moment obrotowy ze wzoru [5]:

$$M_0 = Pl_h \tag{3.1}$$

gdzie: P– siła z czujnik tensometrycznego, l_h – długości ramienia.

Moc efektywną silnika, czyli moc tracona na hamulcu (odbiorniku mocy) określa się wzorem [5]:

$$N_e = M_0 \omega \qquad \omega = \frac{\pi n}{30} \tag{3.2}$$

gdzie: n jest prędkością obrotową silnika.



Rys. 3. Śruba mikrometryczna z linką bowdena do bardzo dokładnego ustalania kąta otwarcia przepustnicy silnika

W zależności od sposobu obciążania silnika tłokowego (hamowania) urządzeniem odbierającym moment obrotowy w omawianym stanowisku badawczym mogą być:

- 1) pompa hydrauliczna (obciążanie silnika tłokowego za pomocą hamulca hydraulicznego),
- 2) prądnica (obciążanie silnika za pomocą hamulca elektrycznego) [1], [3], [4],
- 3) śmigła o różnych charakterystykach aerodynamicznych (opornościowych) [2].

Schemat stanowiska wykorzystującego obciążenie silnika małej moc za pomocą hamulca hydraulicznego (z wykorzystaniem pompy hydraulicznej jako odbiornika mocy) przedstawiono na rys. 4. Uruchomienie i osiągnięcie obrotów maksymalnych przez silnik spalinowy dla danego



Rys. 4. Schemat hamowni silników małej mocy z wykorzystaniem pompy hydraulicznej jako odbiornika mocy

otwarcia jego przepustnicy odbywa się z odłączonym hamulcem hydraulicznym (bez obciążenia). Po osiągnięciu dla danego otwarcia przepustnicy maksymalnych obrotów przez silnik spalinowy obciąża się go poprzez dławienie przepływu w linii tłoczenia układu hydraulicznego. Silnik spalinowy obciąża się do momentu przekroczenia równowagi sił, co powoduje jego zatrzymanie się. Punktem pomiarowym momentu silnika spalinowego przy stałych obrotach jest równowaga momentu napędowego silnika i momentu odbieranego przez hamulec hydrauliczny. Obliczenie mocy silnika spalinowego dla danego otwarcia jego przepustnicy dokonuje się na podstawie danych z tensometru (czujnika siły) i tachometru (licznika obrotów). W wyniku powstaje rodzina charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy. Charakterystykę momentu maksymalnego silnika spalinowego wykreśla się, łącząc wierzchołki krzywych rodziny charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy.

Na rys. 5 przedstawiono rodzinę charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy oraz krzywą momentu maksymalnego. Krzywe przedstawione na rys. 5 zostały wykreślone na podstawie badań eksperymentalnych spalinowego silnika tłokowego małej mocy typu OS-Max 50 SXH Heli na stanowisku wykorzystującym obciążenie silnika za pomocą hamulca hydraulicznego.



Rys. 5. Rodzina charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy oraz krzywa momentu maksymalnego – hamulec hydrauliczny

Wynik pomiaru mocy silnika na stanowisku z hamulcem hydraulicznym (z obciążeniem w trybie równoważenia siły napędowej) obarczony jest błędem. Błąd metody obciążenia silnika hamulcem hydraulicznym wynika z trudności osiągnięcia stabilnej pracy silnika dla maksymalnej mocy przy danym otwarciu przepustnicy. Zaletą obciążania silnika spalinowego małej mocy za pomocą hamulca hydraulicznego jest płynna zmiana obciążenia silnika.

Schemat stanowiska wykorzystującego obciążenie silnika spalinowego małej mocy za pomocą hamulca elektrycznego (z wykorzystaniem prądnicy jako odbiornika mocy) przedstawiono na rys. 6.



Rys. 6. Schemat hamowni silników małej mocy, z wykorzystaniem prądnicy jako odbiornika mocy

Uruchomienie i osiągnięcie obrotów maksymalnych przez silnik spalinowy dla danego otwarcia jego przepustnicy odbywa się ze stopniowym jego obciążaniem przez układ hamulca elektrycznego. Pomiar mocy silnika na stanowisku z hamulcem elektrycznym (z obciążeniem w trybie równoważenia siły napędowej) umożliwia osiągnięcie stabilnej pracy silnika przy maksymalnej mocy przy danym otwarciu przepustnicy. Osiąga się to w wyniku dopasowania oporu elektrycznego odbiorników mocy do obrotów silnika spalinowego. Zwiększenie oporu elektrycznego układu odbioru mocy powoduje zwiększenie obciążenia silnika spalinowego i spadek obrotów tego silnika. Powoduje to płynność przemieszczenia punktu pracy silnika spalinowego do punktu zrównoważenia się prędkości obrotowej z oporem elektrycznym odbiornika mocy. Pomiar obciążeniowy przy stałych obrotach polega na zrównoważeniu siły napędowej za pomocą hamulca elektrycznego i obliczeniu mocy silnika na podstawie danych z tensometru (czujnika siły) i tachometru (licznika obrotów). W wyniku tego powstaje rodzina charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy. Charakterystykę momentu maksymalnego silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy.

Na rys. 7 przedstawiono rodzinę charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy oraz krzywą momentu maksymalnego. Krzywe przedstawione na rys. 7 zostały wykreślone na podstawie badań eksperymentalnych testowanego silnika na stanowisku wykorzystującym obciążenie silnika za pomocą hamulca elektrycznego.



Rys. 7. Rodzina charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy oraz krzywa momentu maksymalnego – hamulec elektryczny

Wadą obciążania silnika spalinowego małej mocy za pomocą hamulca elektrycznego jest skokowa zmiana obciążenia silnika. Skokowość zmian obciążenia silnika wynika z faktu obciążania układu elektrycznego (odbiornika mocy) przez konieczność włączania kolejnych odbiorników mocy. Schemat stanowiska wykorzystującego obciążenie silnika spalinowego małej mocy za pomocą śmigła lotniczego jako odbiornika mocy przedstawiono na rys. 8.

Uruchomienie i osiągnięcie obrotów maksymalnych przez silnik spalinowy dla danego otwarcia jego przepustnicy odbywa się ze stopniowym jego obciążaniem przez śmigło lotnicze o stałym skoku śmigła. Po ustabilizowaniu się obrotów silnika dokonuje się pomiaru momentu obciążającego i obliczeniu momentu silnika na podstawie danych z czujnika momentu i tachometru (licznika obrotów). W wyniku powstaje rodzina charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy przy stałym skoku śmigła lotniczego (obciążającego). Charakterystykę momentu maksymalnego silnika spalinowego przy jego obciążeniu śmigłem lotniczym o stałym skoku wykreśla się, łącząc wierzchołki krzywych rodziny charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej



Rys. 8. Schemat hamowni silników małej mocy, z wykorzystaniem śmigła lotniczego jako odbiornika mocy

silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy. Obciążanie silnika spalinowego śmigłami o różnym skoku pozwala na określenie rodziny charakterystyk momentu maksymalnego dla poszczególnych śmigieł lotniczych.

Na rys. 9 przedstawiono rodzinę charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy oraz krzywe momentu maksymalnego dla śmigieł o różnym skoku. Krzywe przedstawione na rys. 9 zostały wykreślone na podstawie badań eksperymentalnych LST na stanowisku wykorzystującym obciążenie silnika za pomocą typoszeregu śmigieł lotniczych o różnym skoku.



Rys. 9. Rodzina charakterystyk momentu silnika spalinowego w funkcji prędkości obrotowej silnika dla poszczególnych kątów otwarcia przepustnicy oraz krzywa momentu maksymalnego dla śmigła lotniczego 26/12 [2]

Wadą obciążania silnika spalinowego małej mocy za pomocą śmigła lotniczego jest trudność w uzyskaniu mocy maksymalnej silnika spalinowego. Trudność w uzyskaniu mocy maksymalnej silnika spalinowego wynika z faktu, że zmiana oporu aerodynamicznego śmigła związana jest z obrotami tego śmigła. Powoduje to płynność przemieszczenia stabilnego punktu pracy silnika spalinowego do punktu zrównoważenia się prędkości obrotowej z oporem aerodynamicznym śmigła. Punkt równowagi oporu aerodynamicznego śmigła i momentu dostarczanego przez silnik spalinowy nie jest momentem maksymalnym silnika spalinowego. Na rys. 10 i 11 przedstawiono charakterystyki pochodzące z badań eksperymentalnych LST na stanowisku wykorzystującym obciążenie silnika za pomocą hamulca hydraulicznego. Na rys. 10 przedstawiono charakterystykę maksymalnej mocy silnika przy 50% otwarciu przepustnicy silnika, a na rys. 11 przy pełnym otwarciu przepustnicy silnika. Ze względu na znaczący wpływ na mierzone wartości zmiany ciśnienia atmosferycznego, wilgotności powietrza i jego temperatury wyniki pomiarowe mocy i momentu silnika spalinowego zostały znormalizowane.



Rys. 10. Charakterystyka maksymalnej mocy silnika przy 50% otwarciu przepustnicy silnika przy obciążeniu silnika hamulcem hydraulicznym



Rys. 11. Charakterystyka maksymalnej mocy silnika przy pełnym otwarciu przepustnicy silnika przy obciążeniu silnika hamulcem hydraulicznym

4. Podsumowanie

Zaproponowane metody wyznaczania mocy i momentu silnika spalinowego małej mocy do BSP polegają na zrównoważeniu siły napędowej silnika spalinowego za pomocą hamulca hydraulicznego, elektrycznego oraz śmigłowego i obliczeniu mocy silnika na podstawie danych z tensometru i tachometru. Czas pomiaru pełnego obciążenia określany jest przy stałych obrotach (punkt stabilnej pracy sinika) dla każdego punktu pomiarowego (konkretnie wybranego kąta otwarcia przepustnicy).

Pomiar momentu silnika na stanowisku z hamulcem hydraulicznym (z obciążeniem w trybie równoważenia siły napędowej) pozwala na utrzymanie silnika przy jednej interesującej prędkości obrotowej (płynność zmiany obciążenia silnika), ale występuje trudność osiągnięcia stabilnej pracy silnika dla maksymalnej mocy przy danym otwarciu przepustnicy. Metoda obciążania tłokowego silnika spalinowego z wykorzystaniem hamulca hydraulicznego może być stosowana do badań forsownych. Pomiar momentu silnika na stanowisku z hamulcem elektrycznym (z obciążeniem w trybie równoważenia siły napędowej) umożliwia osiągnięcie stabilnej pracy silnika przy maksymalnej mocy przy danym otwarciu przepustnicy. Odbierany moment od silnika spalinowego związany jest z jego prędkością obrotową. Zwiększenie oporu elektrycznego układu odbioru mocy powoduje zwiększenie obciążenia silnika spalinowego i spadek obrotów tego silnika.

Pomiar momentu silnika na stanowisku z hamulcem śmigłowym (z obciążeniem w trybie równoważenia siły napędowej) umożliwia osiągnięcie stabilnej pracy silnika przy danym otwarciu przepustnicy. Uzyskiwany w pomiarze punkt równowagi oporu aerodynamicznego śmigła i momentu dostarczanego przez silnik spalinowy nie jest momentem maksymalnym silnika spalinowego, a tym samym obliczona moc silnika nie będzie jego mocą maksymalną.

Do wyznaczania charakterystyk mocy i momentu użytecznego silników tłokowych stosowanych w BSP preferowane są badania na stanowisku z wykorzystaniem obciążenia za pomocą śmigieł lotniczych. Do badań forsownych silnika tłokowego powinna być wykorzystywana metoda obciążania z wykorzystaniem hamulca hydraulicznego.

Bibliografia

- BAJERLEIN M., FUĆ P., LIJEWSKI P., RYMANIAK Ł., ZIÓŁKOWSKI A., DOBRZYŃSKI M., 2013, Simulation of vehicle work in real conditions at engine test bed, *Combustion Engines*, 154, 3, 708-715
- 2. JASTRZĘBSKI G., ULANOWICZ L., 2011, Experimental method of determining characteristics of power and torque engine for low-power unmanned aerial vehicles, *Journal of Kones*, 18, 3, 135-142
- 3. KRUSZEWSKI H., USTRZYCKI A., 2011, Laboratorium spalinowych napędów środków transportu, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów
- MERKISZ J., FUĆ P., LIJEWSKI P., GRZESZCZYK R., NOWAK M., RYMANIAK Ł., 2014, Możliwości badawcze nowoczesnego silnikowego stanowiska hamownianego wyposażonego w hamulec dynamiczny, *Logistyka*, 6, 7278-7284
- PN-ISO 15550-1: Silniki spalinowe tłokowe Określanie i metody pomiaru mocy silnika Wymagania ogólne, PKN, Warszawa 2009
- 6. WERNER J., WAJAND J., 1983, Silniki spalinowe małej i średniej mocy, wyd. VI, WNT Warszawa

Method of determination of power and torque characteristics of a low power piston engine for unmanned aerial vehicles

Nowadays, unmanned aerial vehicles require piston combustion engines of low power. The manufacturers of these engines do not define precisely their external characteristics. Knowledge of the characteristics of torque and engine power is needed due to the nature of control. An analytical method for determining the power and torque of internal combustion engines of low power for unmanned aerial vehicles has been presented in this paper. The engine dyno and the manner of performing measurements to determine the maximum torque and maximum power have been presented. For the experimental determination of engine power and torque three ways of loading have been used: a hydraulic brake, electric brake and a series of different pitch propellers. Calculations of power and torque have been made on the basis of strength data and rotation speed, which have been measured using a strain gauge and tachometer. The results of research and analysis of various methods for inhibiting the engine power have been presented. Conclusions regarding the choice of the method of testing the engine for unmanned aerial vehicles have been presented.

STATYCZNE MODELE PROGNOZOWANIA OPTYMALNEGO ROZWOJU STATKÓW POWIETRZNYCH

STANISŁAW KACHEL, ADAM KOZAKIEWICZ

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa e-mail: stanislaw.kachel@wat.edu.pl; adam.kozakiewicz@wat.edu.pl

> Prognozowanie rozwoju statków powietrznych sprowadza się do sformułowania koncepcji perspektywicznego obiektu, spełniającego wymagania użytkownika w zadanym przedziale perspektywicznego rozwoju. Przedmiotem prognozy mogą być statki powietrzne podlegające modernizacji, nowo projektowane lub perspektywiczne konstrukcje przyszłości.

> Przedstawiono analizę efektywności zespołów napędowych jedno- i dwusilnikowych, ponieważ optymalny układ powstaje na drodze zestawienia funkcjonalnej efektywności statku powietrznego, kosztów jego wytwarzania i eksploatacji. Przeanalizowano obszary zawarte w modelu prognozowania wraz ze zdefiniowaniem parametrów. Główna część pracy poświęcona została metodzie wyboru rozwiązania, co wiąże się bezpośrednio z podjęciem decyzji wynikających z przyjętego modelu prognozowania. Zagadnie dotyczy opracowania wstępnych wariantów rozwiązań projektowych, oceny efektywności wariantów oraz wyboru najlepszego wariantu. Przedstawiono proces modelowania i poszukiwania geometrii samolotu jako poszukiwanie pewnego kompromisu na etapie uzgodnień parametrów projektowanego samolotu. Analizowano wskaźnik jakości statku powietrznego, sformułowany na podstawie nakładów zredukowanych. Umożliwia to odniesienie kosztów samolotu do kosztu jego każdej misji. Przedstawiony w pracy sposób podejścia do prognozowania i modelowania wskazuje, że tworzone modele matematyczne lub numeryczne na etapie wstępnych prac projektowania powinny uwzględniać najważniejsze walory jakości samolotu wynikające z przewidywanych misji dla projektowanego typu samolotu.

1. Wstęp

Prognozowanie rozwoju wojskowych statków powietrznych zawiera się w określeniu optymalnego taktyczno-technicznego układu nowych obiektów. Mogą to być statki powietrzne podlegające modernizacji bądź nowo projektowane lub perspektywiczne [7], [8]. Bardzo dobrym przykładem jest zagadnienie dotyczące doboru zespołu napędowego, w tym określenie liczby silników wchodzących w jego skład [11].



Rys. 1. Straty samolotów bojowych jedno- i dwusilnikowych w Siłach Powietrznych USA [10]]

Przez ostatnie pięćdziesiąt lat liczby powstałych układów konstrukcyjnych jedno- i dwusilnikowych są porównywalne. Część biur konstrukcyjnych preferuje zespoły dwusilnikowe, np. Eurofighter, Suchoj (Su-34), McDonell Douglas (F-18), Dassault (Rafale), a część jednosilnikowe, np. SAAB (JAS 39 Gripen). Niektóre budują samoloty w obu konfiguracjach, np. Lockhed Martin (F-16, F-22). Argumenty o przydatności każdego z nich dostarczały zarówno eksploatacja w warunkach pokojowych, jak również konflikty zbrojne (rys. 1). Na bardzo negatywną opinię o zespołach napędowych jednosilnikowych, w początkowym okresie eksploatacji silników turbinowych, wywarł poziom niezawodności samolotu Lockheed F-104 wyposażony w silnik General Electric J79. Współczynnik utracenia samolotów wynosił 27,2 na 100 tys. godzin lotu (w tym 10 ze względu na silnik). Z drugiej strony, w czasie konfliktu wietnamskiego samoloty dwusilnikowe, jak Douglas F-4 Phantom oraz Grumman A-6, były częściej strącane aniżeli jednosilnikowych A-4 Skyhawk, A-7 Corsair i F-105 Thunderchief, co zobrazowano na rys. 2.



Rys. 2. Liczba utraconych samolotów na 1000 misji w Wietnamie [9]

Bardzo ciekawe wyniki porównawcze, dające mocny impuls do analiz, uzyskuje się przy zestawieniu uszkodzonych i utraconych samolotów przez armię amerykańską podczas konfliktu w Zatoce Perskiej (rys. 3). Widać tu wyraźnie, że samoloty typu F-16 odznaczały się dużym stopniem odporności na uszkodzenia (0,31) i zestrzelenia (0,23), co świadczy o tym, że wielkość samolotu (na który ma wpływ układ zespołu napędowego) ma istotny obecnie wpływ na długość "życia" samolotu wielozadaniowego [2].



Rys. 3. Liczba utraconych samolotów na 1000 misji w Iraku [9]

2. Charakterystyka modeli prognozowania

Optymalny układ powstaje na drodze zestawienia funkcjonalnej efektywności obiektu, co przykładowo zaprezentowano we wstępie artykułu, jak również ponoszonych nakładów na jego wytwarzanie, produkcję, eksploatację i likwidację. W zależności od przeznaczenia wyróżnia się statyczne i dynamiczne modele prognozowania rozwoju statków powietrznych. W statycznych modelach uwzględnia się wszystkie określone przez zamawiającego przeznaczenia statku powietrznego (SP) w danym czasie. W przypadku modelu dynamicznego należy uwzględnić przeznaczenia w pewnym przedziale czasu. Dynamiczne modele uwzględniają takie wektory, jak intensywność ponoszonych nakładów na rozwój systemu statku powietrznego, nakładów związanych z eksploatacją oraz problemem strat ponoszonych podczas rozwoju, eksploatacji, jak również zagospodarowania elementów systemu statku powietrznego po zakończeniu jego życia (związanych z likwidacją SP). Statyczne modele można uzyskać, całkując wszystkie wektory lub całkiem ich nie uwzględniając. Zamawiający może domagać się uwzględnienia jego założeń i wymagań w statycznych modelach prognozowania rozwoju statku powietrznego tak, aby uwzględnić możliwości kierunków rozwoju systemu statku powietrznego wraz z jego elementami. Cel, jaki należy postawić, to spełnienie założeń. W przypadku samolotów cywilnych dotyczy to wymagań lotnych, ekonomicznych oraz technicznych. W przypadku samolotów wojskowych określa się to mianem warunków taktyczno-technicznych.

Do warunków taktyczno-technicznych (WTT) należy zaliczyć:

- określenia podstawowych i dodatkowych zadań bojowych statku powietrznego,
- zasady wykorzystania i warunki eksploatacji,
- efektywność bojową,
- charakterystyki lotno-techniczne,
- oczekiwania co do niezawodności i żywotności,
- zdatność transportową,
- standaryzację,
- skład załogi itp.

Wymagania dotyczące warunków taktyczno-technicznych tworzą wymagania jakościowe i ilościowe. Wymagania jakościowe zawierają opis możliwych do realizacji przez SP zadań bojowych, warunków ich zastosowania itp. i są opisane w postaci równości i nierówności. Są to parametry dotyczące np. maksymalnej prędkości lotu, prędkości wznoszenia, maksymalnego przeciążenia itp. W zakresie uzbrojenia lotniczego obejmują rodzaj rakiet oraz ich liczbę, przy broni strzeleckiej dotyczą kalibru oraz ilości potrzebnej amunicji. Wielkości te powinny być określone za pomocą modeli prognozowania. Modele muszą obejmować parametry, które można uznać za racjonalne.

Założenia taktyczno-techniczne zawierają parametry wykorzystywane w procesie optymalizacji [7], [12]. Do takich parametrów na pierwszym etapie prognozowania można zaliczyć np. parametry skrzydła, takie jak wydłużenie, względną grubość, kąt skosu czy jednostkowe obciążenie skrzydła. Drugi etap obejmuje wykonanie szkiców i makiet konstrukcyjnych, które powinny spełniać w jak najszerszym zakresie oczekiwania wynikające z WTT. Prognozowanie kształtu optymalnego SP na jego pierwszym etapie różni się jedynie celami i poziomami informacji w stosunku do drugiego etapu.

Model prognozowania obejmuje następujące zagadnienia:

- określenie doktryny kraju i wynikającego z tego zapotrzebowania na określony typ statku powietrznego;
- wygenerowanie wariantów SP różniących się poziomem technicznego zaawansowania i doskonałości eksploatacyjnej. Jest to procedura określana jako analiza morfologiczna. Uzyskuje się j wariantów materiałowych i technicznych, które oznaczamy jako WMT_j , j = 1, 2, ...

• ustalenie charakterystycznej struktury wytrzymałościowej i aerodynamicznej. Określonemu WMT_j może odpowiadać zbiór wariantów statku powietrznego:

$$SP_j = \{SP_{ji}\}$$
 $i = 1, 2, \dots, n$ (2.1)

- dla układu SP_j określenia optymalnych parametrów P_j pod kątem parametrów taktycznych i technicznych. Obszar tych parametrów jest bardzo duży i z punktu optymalizacji można go podzielić na następujące podgrupy:
 - P_{OPj} parametry optymalizowane, P_{NOj} – parametry nieoptymalizowane, P_{NNj} – parametry nieokreślone.

Do pierwszej grupy P_{OPj} można zaliczyć następujące parametry: prędkość wznoszenia V_y , maksymalne przeciążenia n_y , maksymalną prędkość Ma_{max} , jednostkowe obciążenie skrzydła p_0 , liczbę rakiet potrzebną do wykonania zadania n_r , wydłużenie skrzydła λ , względną grubość skrzydła \overline{c} itp. Wprowadzanie ograniczeń tej grupy parametrów wynika z założeń taktycznotechnicznych:

$$P_{OPj} = \{V_y; Ma_{max}; p_0; n_r; \lambda; \overline{c}\}$$

$$(2.2)$$

Drugi wektor parametrów, wektor parametrów nieoptymalizowanych P_{NOj} można podzielić na dwa wektory. Jeden będzie dotyczył parametrów wynikających z przepisów normatywnych P_{no}^{nor} . Drugi wektor P_{no}^{okr} określa własności i liczbę parametrów:

$$P_{NOj} = \{P_{no}^{nor}; P_{no}^{okr}\}$$
(2.3)

Do ostatniego wektora parametrów P_{NNj} , tzn. parametrów nieokreślonych, w przypadku zagadnienia dotyczącego samolotu wojskowego można zaliczyć parametry związane z samolotem przeciwnika, np. jego prędkość czy wysokość lotu.

3. Metoda wyboru rozwiązania

Model projektowania dowolnego samolotu składa się z trzech podstawowych części:

- opracowania wstępnych wariantów rozwiązań projektowych (np. wykonanych w kilku lub kilkunastu etapach wstępnego projektowania samolotu),
- oceny efektywności wariantów (tworzenie tablic rankingowych parametrów modelu),
- wyboru najlepszego wariantu ocena wskaźnika jakości f(x, y).

Modelowanie bryły samolotu wymaga zrealizowania zadań, które są niezbędne do opracowania algorytmów tworzenia zespołów składowych projektowanej konstrukcji lotniczej. Opracowanie wariantów rozwiązań wymaga znajomości zbioru danych wejściowych określających cel budowy (opisu bryły) samolotu oraz utworzenia wstępnej bazy parametrów i charakterystyk, które opisują projektowany samolot i podlegają selekcji w toku prac projektowych.

Selekcjonowanie parametrów spośród charakterystyk zestawieniowych jest wykonywane utworzonymi procedurami zapisanymi w języku GRIP dla systemu Unigraphics. Opracowany matematyczny model umożliwia wyznaczenie obszaru rozwiązań dopuszczalnych. W sensie algorytmicznym model musi reprezentować pewien zestaw powiązań ustalających wzajemną zależność danych wejściowych i poszukiwanych wartości parametrów. W odniesieniu do procesu projektowania samolotu dane wejściowe to wielkości pośrednio definiujące zadanie taktyczno-techniczne nowego samolotu. Natomiast wielkościami poszukiwanymi są parametry projektowe, charakterystyki osiągowe oraz inne wielkości determinujące układ konstrukcyjno-wytrzymałościowy samolotu. Opracowany model matematyczny stanowi zestaw modeli do obliczeń masowych i sztywnościowych połączonych utworzonym algorytmem obliczeniowym. Należy zauważyć, że model matematyczny opisujący układ konstrukcyjnowytrzymałościowy ma wiele rozwiązań względem parametrów definiujących projektowany układ. Tworząc warianty projektowe, kończymy pierwszy etap wyboru rozwiązań.

Wyniki uzyskane w pierwszym etapie realizacji algorytmu stanowią pewien problem związany z nadmiarem proponowanych wariantów. Niedogodność ta jest eliminowana w kolejnym kroku realizacji algorytmu, który jest związany z wyborem wariantu najlepszego.

Otrzymany matematyczny równoważnik projektowanego samolotu w postaci zestawu wyników (liczb) w powiązaniu z systemem zintegrowanym CAD/CAM/CAE pozwala ustalić odniesienie jednego wariantu projektu względem innego oraz w efekcie wybrać wariant lepszy. Dlatego do oceny jakości (lub efektywności) wariantu wprowadza się pewną regułę – tzw. kryterium lub wskaźnik jakości. Taką regułę opisuje się funkcją (lub funkcjonałem), która dla danego układu konstrukcyjno-wytrzymałościowego samolotu i znanych charakterystyk misji porównuje pewną określoną wartość na osi liczbowej z wartością przyjętej oceny jakości. Wyznaczenie tej wartości stanowi proces oceny jakości samolotu.

Mimo złożonej struktury algorytmów obliczeniowych, modele kryteriów jakości mają następującą postać funkcjonalną [1], [4]:

$$F = f(x, y) \tag{3.1}$$

gdzie: F oznacza wielkość kryterium jakości, x – wielkości niekontrolowane przez projektanta (wymagania), y – zmienne kontrolowane, f – funkcję określającą związki między wielkościami x, y i wartością kryterium F.

Wielkości niekontrolowane są wielkościami, które nie podlegają zmianom w ramach rozważań prowadzonych przez projektanta. Do niekontrolowanych wielkości w zadaniu projektowym zalicza się charakterystyki samolotu. Charakterystyki w dużej mierze są zdeterminowane poprzez parametry zespołów nośnych samolotu, które identyfikują zadania misji, a także warunki eksploatacji. Przedstawiony zestaw powiązań jednoznacznie wyznacza cel opracowania samolotu. Przy wyborze profilu lotu należy uwzględnić ograniczenia obciążeń dla projektowanego samolotu.

Wielkości kontrolowane stanowią całość wariantowych parametrów projektowych lotnotechnicznych i innych charakterystyk samolotu, sposób jego eksploatacji oraz inne mniej istotne z punktu widzenia projektowania bryły samolotu, które odzwierciedlają możliwości projektanta w dążeniu do osiągnięcia celu projektowania i mogą podlegać zmianom w toku realizacji projektu.

Proces projektowania jest związany z wyborem i realizacją samolotu najlepszego w sensie założonego wskaźnika jakości. Ustalenie najlepszego projektu wymaga określenia warunków wnioskowania, które ustalają reguły preferowania jednego wariantu względem drugiego. W przypadku zdeterminowanego wskaźnika reguła jest definiowana w następujący sposób: wariantem lepszym jest ten, dla którego wartość wskaźnika jakości jest mniejsza lub większa w zależności od fizycznego znaczenia projektu. Inaczej, zadanie wyboru wariantu względem określonego wskaźnika jakości, gdzie funkcja jakości f(x, y) określona jest na dopuszczalnym zbiorze rozwiązań Y, wyznacza na osi kryterium F uporządkowany zbiór możliwych wartości wskaźnika jakości:

$$R_1 = \bigcup_{y \in Y} f(y) \tag{3.2}$$

Zbiór w postaci odcinka $[\overline{F}_{min}, \overline{F}_{max}]$ na osi \overline{F} (rys. 4) jes zbiorem, gdzie każdemu punktowi przyporządkowany jest odpowiednio konkretny wariant z liczby wariantów dopuszczalnych $y \in$

Y.Wybór rozwiązania sprowadza się do zadania optymalizacji wskaźnika jakości f(x,y)na dopuszczalnym zbiorzeY przy ustalonej wartości wektora x

$$\max_{y \in Y} f(x, y) = -\min_{y \in Y} f(x, y)$$
(3.3)



Rys. 4. Funkcja jakości f(y) $(y \in Y)$ dla projektowanego samolotu

Widzimy, że w przedstawionym modelu (3.3) zestawienia danych i wielkości poszukiwanych mają odpowiednie odzwierciedlenie w postaci niektórych elementów x i y. Należy zauważyć, że matematycznym równoważnikiem wyboru wariantu jest optymalizacja wskaźnika jakości f(x, y). Wszystkie parametry zbioru Y są dopuszczalne, a minimalna wartość wskaźnika f(x, y) jednoznacznie wyznacza lepszy wariant spośród dopuszczalnych rozwiązań.

Stosując przedstawione rozważania do poszukiwania rozwiązania dla ustalonego kryterium minimum masy skrzydła samolotu wielozadaniowego, opracowano procedurę w języku GRIP, której fragment zamieszczono poniżej:

```
. . .
ANLSIS/SOLID, SOLSL, KGM, S_WYN
PRINT/USING, 'OBJETOSC SKRZYDLA=#0000000.0000000 M3', S_WYN(2)
PRINT/USING, 'POWIERZCHNIA SKRZYDLA=#000000.0000000 M2', S_WYN(1)
PRINT/USING, 'MASA SKRZYDLA=#0000000.0000000 kg', S_WYN(3)
PRINT/USING, 'DL. SKRZYDLA=#0000000.0000000 M', D_PL/1000
PRINT/USING, 'DL. CIECIWY WEWN.=#@@@@@@@@@@@@@@@@@M',D_CW/1000
PRINT/USING, 'DL. CIECIWY ZEWN.=#@@@@@@@@@@@@@@@@@@M',D_CK/1000
 IF/S_WYN(2)>KSI*K_WYN(2), JUMP/SK1:$$ OGRANICZENIE
. . .
W_STEP=W_SPAN*SPAN $$
JUMP/WING1:
SK1:
  PRINT/S_WYN(2)-KSI*K_WYN(2)
IF/S_WYN(2)-KSI*K_WYN(2)<=EPS_V, JUMP/SK2: $$ OGRANICZENIE</pre>
. . .
JJ=JJ+1
W_STEP=W_SPAN*(1/JJ)*SPAN $$
JUMP/WING2:
SK2:
...)
```

Opracowanie prostego modelu wyboru wymaga następujących wzajemnie powiązanych operacji:

- ustalenie celu projektowania i wskaźnika jakości,
- wybór metody wykonania zadania,
- opracowanie modelu wskaźnika jakości,
- ocena jakości wariantów projektu,
- wybór najlepszego wariantu samolotu.

Budowa parametrycznego modelu projektowania i jego podstawowych operacji jest zadaniem technicznym projektowania, które powinno wraz z wymaganiami w pełni odwzorowywać na projekt informacje uzyskane przed bieżącym etapem procesu projektowania. Kolejne etapy muszą być wystarczająco kompletne dla opracowania matematycznego modelu projektowania.

Wybór metody rozwiązania zadania jest operacją polegającą na przyjęciu podstawowych założeń w odniesieniu do projektowanego samolotu, tzn. warunków technologicznych, eksploatacyjnych i przeznaczenia. Na tym etapie wyznacza się zestaw cech szczególnych, charakteryzujących projektowane samoloty oraz w znacznej mierze dopuszczalny zbiór parametrów projektowych.

Proces modelowania i poszukiwania geometrii samolotu jest związany z przyjęciem pewnego kompromisu na etapie uzgodnień parametrów projektowanego samolotu (rys. 5).



Rys. 5. Schemat blokowy modelu optymalnego projektowania samolotu

Przedstawiony proces projektowania i schemat blokowy jego realizacji są zobrazowane ogólnie. Konkretna zawartość określana jest charakterem projektu z uwzględnieniem przeznaczenia misji, w której opisywane są wszystkie elementy przyjętego modelu – dane wejściowe x, optymalizowany element y, model sprawdzania warunku $y \in Y$ i model wskaźnika jakości f(x, y).

4. Ocena jakości samolotów do realizacji misji

Projektowanie samolotu zawsze związane jest z mechanizmem łączącym wskaźnik jakości $F(X, A, \{D_j\})$ z seryjnością typu samolotu. Rozpatrujemy schemat ogólny określający związek wskaźnika jakości $F(X, A, \{D_j\})$ z seryjnością każdego *j*-go typu samolotu, który jest uwzględniony jedynie poprzez parametr uogólniony $\mu(D_j)$. Parametr ten jest miarą obszaru specjalizacji D_j samolotu *y* i zależy od przeznaczenia samolotów. Seryjność *s* jest związana z niezbędną liczbą s_j^{nzb} samolotu *j*-go typu dla realizacji całego zakresu zadań z obszaru specjalizacji D_j i maksymalnie dopuszczalną liczbą s_j^{max} definiowaną warunkami dodatkowymi (np. ograniczeniami produkcyjnymi i eksploatacyjnymi) nierównością:

$$s_j^{max}(D_j, y_j, \{y_x\}, \{u_x(\cdot)\}) \leqslant s_j \leqslant s_j^{max}$$

$$(4.1)$$

Dopuszczalną liczbę s^{max} samolotu w określonych zadaniach przyjmuje się jako założoną.

Wyznaczenie niezbędnej liczby s_j^{nzb} samolotu *j*-go typu komplikuje się przez to, że pojedyncze zadanie $x \in X$ może być wykonywane w toku kilku misji lub odwrotnie – wykonanie kilku zadań może się mieścić w jednej misji. Liczba misji nie pokrywa się wówczas z liczbą wykonywanych zadań i niezbędną liczbą s_j^{nzb} zależną nie tylko od parametrów samolotu y_j , lecz także od układu równań $\{y_x\}, \{u_x(\cdot)\}_{x \in D_j}$.

Jeżeli całkowita masa ładunku, której przeniesienie jest przewidywane zadaniem misji, przekracza udźwig samolotu, to masa ta zgodnie z funkcją kompozycji zadań misji $\sigma(x)$, może być podzielona na kilka części i wykorzystana do wykonania zadania w kilku etapach misji.

Jeżeli indeksem k oznaczymy parametry opisujące funkcjonowanie k-go samolotu określonego typu, to zgodnie z pracami [3], [4] można zapisać, że w przypadku wielokrotnego zastosowania każdy samolot tego samego typu $y_{jk} \in y_j$, $k = 1, \ldots, s_j$ w ciągu $N_{jk} \leq N_j^{max}$ misji wykonuje pewien zbiór zadań D_{jk} z obszaru zadań osiągalnych $d(y_{jk})$ tego egzemplarza.

Maksymalna liczba misji N_j^{max} jest określona obszarem zadań osiągalnych d(y) dla samolotu typu y (na przykład okresem eksploatacji), a realizowana liczba operacji N_{jk} jest określona warunkami zastosowania samolotu y_{jk} , jego obszarem specjalizacji i taktyką zastosowań. Cały zbiór D zadań wykonywanych przez samolot y_{jk} , w ciągu N_{jk} operacji lotnych można zdefiniować zależnością:

$$D_{jk} = \bigcup_{j=1}^{N_{jk}} x_j \tag{4.2}$$

W odniesieniu do liczby s_j samolotów jednego typu $y \in y_j$, które są niezbędne do wykonania wszystkich $x \in D_j$

$$D_j = \bigcup_{k=1}^{s_j} D_{jk} \qquad D_{jk} \cap D_{jl} = \emptyset$$
(4.3)

Do procesu projektowania dla praktycznych zastosowań, można przyjąć miarę obszaru specjalizacji d_{jk} każdego projektowanego samolotu za jednakową:

$$\mu(D_{jk}, y_{jk}, \{y_x\}; u_x(\cdot)) = \mu_{jk} \tag{4.4}$$

W przypadku planowania misji potrzebna liczba samolotów jednego typu będzie określona następująco:

$$s_j = \frac{\mu(D_j)}{\mu(D_{jk})} \tag{4.5}$$

gdzie

$$\mu(D_j) = \sum_{x \in D_j} p(x) \qquad \qquad \mu(D_{jk}) = \sum_{i=1}^{jk} \mu(x_i, y_{ik}, y_x, u_x(\cdot))$$

Wielkość $\mu(x_i, y_{jk}, y_x, u_x(\cdot))$ jest miarą wykonania misji przez samolot y_{ik} z parametrami ogólnie rozumianego sterowania $y_x, u_x(\cdot)$.

Zależności dla zunifikowanego wskaźnika jakości $F(X, A, \{D_j\})$ przyjmują postać:

$$F(X, A, \{D_j\}) = \sum_{j=1}^{m} \sum_{D_{jk} \in D_j} \sum_{x \in D_{jk}} \sum_{x_j \subset X} f(x_i, y_{jk}, s_j)$$
(4.6)

lub

$$F(X, A, \{D_j\}) = \max_{j=1,\dots,m} \max_{k=1,\dots,s_j} \max_{x \in D_{jk}} \max_{i \leqslant \sigma(x)} f(x_i, y_{jk}, s_j)$$
(4.7)

lub dla całkowego wskaźnika:

$$F(X, A, \{D_j\}) = \sum_{j=1}^{m} \sum_{k=1}^{s_j} \sum_{l=1}^{N_{jk}} \sum_{i=1}^{\sigma(x)} f(x_i, y_{jk}, s_j)$$
(4.8)

Postać wskaźnika jakości (4.6), sformułowana na podstawie nakładów zredukowanych, umożliwia przeniesienie kosztów samolotu częściowo do kosztu jego każdej misji, a to prowadzi, jak przedstawiono w pracy [5], do konieczności wykorzystania (przy określaniu kosztów własnych jednej misji) kryteriów pośrednich – jednostek kalkulacyjnych, otrzymanych na przykład na podstawie wstępnie ustalonych jednostkowych wskaźników oceny kosztów na jedną misję. Dlatego w wielu przypadkach jako funkcję jakości lokalnej można przyjąć funkcję w postaci:

$$f(x, y, s) = C_{1x}(y, s)x^{(q)}(y, u(\cdot))\sigma(x) \qquad 1 \leqslant q \leqslant n$$

$$(4.9)$$

gdzie: C_{1x} – koszt jednostkowy, przypadający na jednostkę charakterystyki $x^{(q)}$ zadania; n – wymiar wektora parametrów x.



Rys. 6. Wynik syntezy bryły aerodynamicznej modelu optymalnego projektowania samolotu

5. Podsumowanie

Przedstawiony sposób podejścia do prognozowania i modelowania wskazuje, że tworzone modele matematyczne na etapie wstępnych prac spirali projektowania powinny uwzględniać

najważniejsze walory jakości samolotu wynikające z przewidywanych misji dla projektowanego typu samolotu.

Należy zauważyć, że walory samolotu, takie jak: zasięg, pułap, długotrwałość, promień zakrętu, przeciążenia występujące na bryłę samolotu oraz szeroko rozumiana obwiednia parametrów [6], jasno wskazują na fakt konieczności uwzględniania tych wielkości w procesie modelowania bryły samolotu. Przedstawione główne problemy poszukiwania optymalnego statku powietrznego do realizacji misji były niezbędne do opracowania procedur dla systemu Unigraphics realizującego syntezę bryły aerodynamicznej samolotu.

Praca powstała w ramach realizacji projektu nr PBS3/B6/35/2015 "Zwiększenie użyteczności lekkiego samolotu o innowacyjnym układzie aerodynamicznym typowym dla samolotów klasy STOL". Projekt został dofinansowany w ramach Programu Badań Stosowanych Narodowego Centrum Badań i Rozwoju. Kierownik projektu prof. dr hab. inż. Aleksander Olejnik.

Bibliografia

- 1. ALEKSANDROV P.S., 1977, Vvedenie w teoriju množestv i obščujutopologiju, Nauka
- 2. BLASZCZYK J., 2003, Walory techniczno-bojowe samolotów wielozadaniowych F-16, JAS 39 Gripen, Mirage 2000-5 a jakość samolotów bojowych WLOP, *Technika i Eksploatacja*, marzec
- 3. BRUSOV V.S., 1982, Sistemny analiz i avtomatizirowannoe proektirovanie letatelnych apparatov, Izd. MAI, 1982.
- 4. BRUSOV W., 1996, Optymalne projektowanie wielozadaniowych statków latających, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- 5. GLIČEV A.V., 1971, Ekonomičeskaja effektivnost' techničeskich sistem, Ekonomika, Moskwa
- GORAJ Z., 2001, Dynamika i aerodynamika samolotów manewrowych z elementami obliczeń, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa
- 7. KACHEL S., 2011, Metoda wielokryterialnego projektowania bryły samolotu z uwzględnieniem misji, Wydawnictwo Wojskowej Akademii Technicznej, Warszawa
- 8. KOZAKIEWICZ A., MROZEK B., 2005, Analiza podstawowych parametrów silników samolotów skróconego startu i lądowania, Zbiór prac VI Międzynarodowej Konferencji Naukowo-Technicznej "CRASS 2005", Kraków
- KOZAKIEWICZ A., 2007, Analiza zespołu napędowego samolotu F-16C, Anitiaircraft and Air Defence Systems, OBRSM, Olszanica
- 10. KOZAKIEWICZ A., 2009, Analiza porównawcza osiągów turbinowych silników odrzutowych samolotów bojowych obecnie użytkowanych w RP, *Biuletyn WAT*, **LVIII**, nr 2
- 11. KOZAKIEWICZ A., 2010, Turbinowe silniki odrzutowe jedno i dwuprzepływowe w samolotach bojowych, *Biuletyn WAT*, LIX, nr 3 (659)
- 12. OLEJNIK A., 2006, Opracowanie zbioru analiz wspomagających proces wdrażania do eksploatacji samolotu F-16 w Siłach Zbrojnych RP, Grant 0T00B00427, Warszawa

Static models for a prognosis of an optimum aircraft development

Predicting a development of an aircraft is mostly about defining the future concept of the object which will fulfill requirements of the user in a defined period of future operation. A subject to this prediction may be aircraft, newly designed or prospective future designs. An efficiency test of single and twinengined power-units is introduced due to the fact that an optimum system is obtained when functional efficiency of an aircraft and the cost of its production and operation are compared. Areas contained in a prognosis model are analyzed for which also the arguments have been defined. The main part of this work concentrates on the methodology of choosing a solution, and it is directly tied to making decisions arising from the adopted prognosis model. The issue is to work out basic alternative design solutions, to perform efficiency assessment of those, and single out the best one. The process of modeling and seeking the geometry of an aircraft is depicted as a search for a better compromise in the phase of adjusting arguments for the designed aircraft. Formulated on the basis of reduced outlays, a quality coefficient for the aircraft has been analyzed. It enables one to reference the cost of the aircraft to the cost of its every mission. The method of making the prognosis and designing consists in creating mathematical or numerical models taking into consideration at the early stages of designing the most important quality values resulting from missions predicted for the designed aircraft.

SAMOLOKALIZACJA I STABILIZACJA ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ CZTEROWIRNIKOWEGO MIKROWIROPŁATA ZA POMOCĄ SYGNAŁÓW OPTYCZNYCH W POMIESZCZENIACH ZAKRYTYCH

MARCIN KMIECIK

Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny e-mail: marcin.kmiecik.pwr.wroc.pl

KRZYSZTOF SIBILSKI

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

Samolokalizacja i stabilizacja orientacji przestrzennej bezzałogowych statków powietrznych w autonomicznym locie w pomieszczeniach zakrytych i wewnątrz budynków jest zadaniem trudnym. Zagadnienie to jest ostatnio przedmiotem intensywnych badań w wielu ośrodkach naukowych na świecie. W artykule przedstawione zostały wyniki naszych prac zmierzających do zbudowania systemu autonomicznego sterowania czterowirnikowym mikrowiropłatem wewnątrz budynków. Architektura opracowanego przez nas systemu sterowania umożliwia zarówno stabilizację położenia kątowego obiektu w trójwymiarowej przestrzeni w warunkach braku sygnałów GPS, jak też jego samolokalizację podczas autonomicznego lotu wewnątrz budynku.

1. Wstęp

Samolokalizacja (ang. Simultaneous Localisation and Mapping – SLAM) i stabilizacja orientacji przestrzennej bezzałogowych statków powietrznych (BSP) jest zadaniem trudnym i będącym obiektem badań naukowych od wielu lat. Jego rozwiązanie wymaga w pierwszej kolejności uzyskania dokładnej estymaty orientacji kątowej statku powietrznego, a następnie zastosowania algorytmów automatycznej regulacji do ustalenia wymaganej pozycji obiektu w przestrzeni. Kluczowym zagadnieniem, w myśl dobrze znanej automatykom zasady: "nie można sterować niemierzalnym procesem", jest więc problem pomiaru położenia BSP w trójwymiarowej przestrzeni. Duża część szeroko stosowanych w tym celu algorytmów uwzględnia stosowanie jednostek do pomiarów inercyjnych Inertial Measurement Unit (IMU) o wysokim stopniu precyzji oraz układów mikroprocesorowych o dużej mocy obliczeniowej i taktowaniu rzędu setek MHz. Ponieważ takie rozwiązanie wiąże się z wysokimi kosztami i dużą masą czujników, alternatywą jest wykorzystanie tańszych sensorów inercjalnych w postaci układów scalonych nieruchomo powiazanych z korpusem BSP (tzw. strap-down IMU). Dodatkowym atutem czujników MEMS jest ich niska masa, która pozwala stosować je na statkach powietrznych klasy mikro o udźwigu zaledwie kilkunastu gramów oraz mały pobór pradu. Pomiary wykonywane za pomoca układów mikroelektromechanicznych obarczone są jednak znacznie większym, zmieniającym się w czasie błędem pomiarowym, często niedającym się modelować za pomocą rozkładu normalnego prawdopodobieństwa. "Surowe" sygnały pomiarowe muszą zostać poddane obróbce, celem zrekonstruowania i wygładzenia estymaty orientacji kątowej, poprzez eliminację dryfu żyroskopów. Algorytmika fuzji danych, celem otrzymania estymaty orientacji katowej do zastosowań w automatyce i robotyce, sama w sobie była i jest obiektem badań (np. [1], [2]). Standardowe podejście zakłada wykorzystanie metod stochastycznych minimalizujących kowariancję błędu estymacji, takich jak filtr Kalmana (KF) czy rozszerzony filtr Kalmana (EKF) [3], [4]. Alternatywą jest stosowanie filtrów komplementarnych i obserwatorów nieliniowych [5], [6]. Szerokim polem badań jest także estymacja orientacji kątowej robotów mobilnych w przestrzeniach zamkniętych z wykorzystaniem sygnałów wizyjnych [7]. Wspomniany wyżej niegaussowski rozkład prawdopodobieństwa szumów pomiarowych czujników MEMS może prowadzić do niestabilności klasycznych rozwiązań KF/EKF [8]. Jednocześnie algorytmy typu KF lub EKF są procesami o dużej złożoności obliczeniowej, co zmniejsza potencjał ich wykorzystania na ośmiobitowych platformach mikroprocesorowych opartych na procesorach serii ATmega1280/ATmega2560 o mocy obliczeniowej 16 MHz, takich jak dostępna na rynku platforma ArduPilot Mega (APM). Estymacja położenia kątowego mikrowiropłatów w przestrzeniach zamkniętych jest dodatkowo komplikowana brakiem dostępu do sygnału Global Positioning System (GPS) lub możliwości użycia czujników pola magnetycznego Ziemi (tzw. elektronicznego kompasu), stąd nie ma możliwości eliminacji dryfu żyroskopów w osi odchylenia.

Tematem referatu jest stabilizacja orientacji kątowej czterowirnikowego mikrowiropłata na podstawie szybkiego algorytmu estymacji orientacji kątowej z wykorzystaniem czujników MEMS i jednostki mikroprocesorowej Ardu Pilot Mega oraz odczytu kata odchylenia dokonanego z wykorzystaniem skanera laserowego Hokuyo URG-04LX. Filtr komplementarny został zdefiniowany bezpośrednio na podstawie macierzy obrotu należącej do grupy SO(3), tzn. zarówno strukturę zastosowanego obserwatora, jak i kryterium błędu estymacji oparto na właściwościach grupy obrotów $R \in SO(3)$. W pracy wykażemy, że w przypadku nawigacji wewnatrz budynków i pomieszczeń zamkniętych na szczególną uwagę zasługuje połączenie metod inercjalnych i algorytmów optycznych. Aby móc eksperymentalnie zweryfikować tę tezę, podjęliśmy kroki, które zostaną szerzej opisane w referacie. Unikatowym w sensie naukowym efektem prac było innowacyjne (według naszej wiedzy) wykorzystanie skanera laserowego do stabilizacji orientacji kątowej mikrowiropłata i jednoczesnej budowy mapy wnętrza budynku, w celu samolokalizacji BSP w pomieszczeniach budynku, z jednoczesnym wykonywaniem obliczeń na pokładzie statku powietrznego. Ponadto wynikiem naszych prac jest kod źródłowy autopilota o modułowej architekturze umożliwiającej jego łatwe dalsze rozbudowywanie oraz stanowisko badawcze do prac nad bezzałogowymi statkami powietrznymi.

2. Autopilot sterujący i stabilizujący lot czterowirnikowego mikrowiropłata

Sterowanie nanorobotami latającymi wymaga znajomości technik umożliwiających dokładną estymację prędkości, położenia oraz orientacji kątowej statku powietrznego w czasie rzeczywistym. Zadanie to jest jeszcze trudniejsze w przypadku przestrzeni zamkniętych, gdzie nie ma możliwości korzystania z czujnika GPS, a tym samym nie da się w łatwy sposób wyznaczyć bezwzględnego położenia BSL. W trakcie realizacji zadania opracowano koncepcję implementacji algorytmów rozwiązujących powyższe problemy z zastosowaniem czterowirnikowego mikrowiropłata jako platformy latającej. Poczyniono założenie, że otoczenie robota jest w dużym przybliżeniu statyczne, a obrysy elementów przestrzeni są łatwo wyodrębniane (co jest słusznym założeniem w znakomitej większości przestrzeni projektowanych i zamieszkałych przez człowieka).

Ponieważ czterowirnikowy wiropłat stanowił jedynie platformę badawczą systemów quadrotora, ze względu na skrócenie czasu cyklu badań zdecydowano się na modyfikację gotowego projektu quadrotora ArduCopter, przedstawionego na rysunku 1.

Projekt ArduCopter zawiera:

- projekt ramy czterowirnikowca,
- gotowe układy elektroniczne i schematy obwodów drukowanych,



Rys. 1. Mikrowiropłat typu ArduCopter

- zalecenia odnośnie elementów modelarskich dobrze sprawdzających się w układzie (13 są to referencje do konkretnych silników, sterowników itd., które warto zastosować),
- kody źródłowe oprogramowania,

Główną motywacją wyboru ArduCopter była licencja LGPL oprogramowania, z którym jest dostarczany. Oznacza to, że możliwe jest wykorzystanie istniejącego kodu oraz dalsze samodzielne rozwijanie go, a efekt końcowy może być wykorzystany komercyjnie (tzn. dopuszczalne jest warunkowe "zamknięcie" kodu, czyli zmiana licencji na dowolną inną).

ArduCopter ma następujące parametry:

- Modyfikowalna rozpiętość ramy 45-60 cm, stąd całkowita rozpiętość z uwzględnieniem średnicy śmigieł wynosi odpowiednio 70-85 cm.
- Masa 900 g z baterią 3300 mAh i podstawowym autopilotem ArduPilotMega (rys. 2), z tej konfiguracji możliwy jest lot przez ok. 20 minut.
- Zastosowane silniki mają moc po 135 W każdy, maksymalna siła ciągu śmigła wynosi 10,75 (przy wykorzystaniu standardowych 10-calowych śmigieł o skoku 45 mm).
- Maksymalna prędkość tego mikrowiropłata wynosi ok. 60km/h.
- Dodatkowy udźwig 500-1000 g w zależności od zastosowanych silników i śmigieł.

Z punktu widzenia projektanta algorytmów sterowania, najistotniejszą częścią platformy latającej jest programowalny mikroprocesor pełniący funkcję autopilota i czujniki pokładowe umożliwiające stabilizację orientacji kątowej oraz nawigację. W przypadku ArduCopter funkcję autopilota pełni układ ArduPilotMega (rys. 2), w którego skład wchodzą m.in.: procesor ATmega2560 z taktowaniem 16 MHz, 256kB Flash Program Memory, 8kB SRAM, 4kB EEPROM, inercyjna jednostka pomiarowa IMU.

Dodatkowy opis elementów składowych układu ArduPilotMega przedstawiono na rys 2. Na rysunku 3 przedstawiono płytkę dodatkowego komputera pokładowego. Oba komputery umożliwiają implementację algorytmów estymacji orientacji kątowej, a także algorytmów omijania przeszkód i samolokalizacji. Zastosowany w projekcie ArduCopter algorytm *Direct Cosine Matrix* estymuje kąty przechylenia, pochylenia i odchylenia z częstotliwością 200 Hz. W przypadku śmigłowców nie ma możliwości wyeliminowania błędu estymacji kąta odchylenia przy pomocy przyspieszeniomierzy, stąd konieczne jest zastosowanie w tym celu dodatkowych czujników, np. skanerów laserowych i kamer video (lub IR).

W przestrzeniach zamkniętych nie ma możliwości korzystania z czujników GPS. Tym samym nie ma łatwej sposobności określenia położenia BSL względem punktu bazowego, jego



Rys. 2. Jednostka procesorowa ArduPilotMega



Rys. 3. Inercyjna jednostka pomiarowa (ADNS3080 firmy Avago Technologies)

prędkości chwilowej, ani eliminacji błędu estymacji kąta odchylenia bez zastosowania dodatkowych czujników. Poniżej przedstawiono znane możliwości poradzenia sobie z tym problemem. Pierwszym ze sposobów wyznaczenia prędkości w przestrzeniach zamkniętych jest wykorzystanie algorytmów typu *Optical Flow*. Jest to metoda pozwalająca na określenie względnego ruchu obiektów, powierzchni i krawędzi w obrazie pomiędzy obserwatorem (soczewką kamery) i otoczeniem (rys. 4). Systemy sterowania bezzałogowymi statkami powietrznymi wykorzystujące *Optical Flow* pojawiły się na początku XXI w. W początkowej fazie rozwoju w algorytmach
Optical Flow wykorzystywano informację z kamer RGB. Algorytmy te do ekstrakcji pola prędkości wymagały wykonywania skomplikowanych obliczeń. Wraz ze wzrostem popularności tego rozwiązania pojawiły się na rynku wyspecjalizowane układy elektroniczne wyposażone w prosty czujnik wizyjny i układ scalony odpowiedzialny za wykonanie wszystkich potrzebnych obliczeń (np. układ ADNS3080 firmy Avago Technologies). Czujniki takie można obecnie spotkać nawet w optycznych myszkach komputerowych (rys. 3).



Rys. 4. *Optical Flow* z punktu widzenia obracającego się obserwatora (mucha). Kierunek i wielkość pola prędkości w poszczególnych punktach obrazu reprezentowane są przez kierunek i długość strzałki

Przy pomocy *Optical Flow* możliwe jest więc opracowanie algorytmu stabilizacji położenia bezzałogowego statku latającego, jak np. w przypadku Multipilot32. W projekcie zastosowano pionowo w dół skierowany czujnik ADNS3080. Takie rozwiązanie nie umożliwia jednak nawigacji w przestrzeniach zamkniętych, gdyż nie pozwala na określenie położenia obiektu w przestrzeni, a jedynie estymację jego prędkości. Algorytmy *Optical Flow* stanowią punkt wyjścia bardzo wielu algorytmów wyznaczania odometrii wizualnej.

W dziedzinie robotyki i algorytmów wizyjnych odometrią wizualną określa się proces estymacji położenia i orientacji kątowej robota poprzez analizę obrazów z kamery wizyjnej. Istnieje wiele wariantów algorytmów tego typu z wykorzystaniem m.in.:

- pojedynczych kamer,
- kamer w układzie stereo (dwie kamery skierowane w jedną stronę wykorzystujące zjawisko paralaksy do poprawy dokładności obliczeń lub ekstrakcji głębi obrazu),
- kamer katadioptrycznych,
- kamer RGBD (np. Microsoft Kinect).

Odometria wizualna jest dziedziną bardzo obiecującą. Jej główną wadą jest wymagana duża moc obliczeniowa w porównaniu do osiąganych wyników oraz dość niska niezawodność. Lepsze wyniki (w procesie wyznaczania odometrii) kosztem nieco większej masy stosowanych czujników osiągane są przy pomocy skanerów laserowych. Stąd, z uwagi na mniejszą moc obliczeniową konieczną przy zastosowaniu czujnika laserowego oraz wymaganie projektowe zakładające wykonywanie wszystkich obliczeń koniecznych do nawigacji na pokładzie BSL, zdecydowano o wyborze skanera laserowego jako źródła informacji odometrycznej.

Skaner laserowy to urządzenie zdolne do pomiaru odległości w wielu kierunkach płaszczyzny. Wykorzystuje wirujące lustro do zmiany kierunku emisji promienia laserowego (rys. 5). Takie rozwiązanie umożliwia pomiar odległości w zakresie kątów 240°-270° i odległości od 5 m do 70 m, w zależności od modelu. Większa maksymalna odległość skanowania idzie w parze z rosnącą masą quadrotora i jego ceną, stąd należy rozważyć, w jakim otoczeniu ma działać robot. W przypadku tego projektu wystarczająca wydaje się odległość skanowania rzędu 7 m, co przekłada się na promień skanowania rzędu 14 m). Dlatego też zdecydowano się wybrać czujnik Hokuyo URG-04LX-UG01, przedstawiony na rys. 5.

Opisany wyżej ArduCopter jest kompletną platformą latającą zawierającą, obok elementów zapewniających ciąg konieczny do uniesienia się, elementy potrzebne do stabilizacji lotu.



Rys. 5. a) Zasada działania skanera laserowego [SPI09]; b) czujnik Hokuyo URG-04LX-UG01

Autopilot ArduPilotMega nie posiada jednak wydajności obliczeniowej niezbędnej do nawigacji w przestrzeniach zamkniętych, gdzie nie ma możliwości korzystania z czujnika GPS jako źródła bezwzględnej informacji o położeniu, kącie odchylenia i prędkości. Spełnia więc jedynie funkcję niskopoziomową, czyli stabilizacji lotu. Dodatkowe czujniki stosowane w przestrzeniach zamkniętych nie dostarczają wprost potrzebnych danych o położeniu. Do zadań nawigacji konieczne jest więc wykonywanie dość skomplikowanych przekształceń. W tym celu należy zapewnić dodatkową jednostkę procesorową o dużej mocy obliczeniowej. Wyboru komputera dokonano na podstawie następujących kryteriów:

- możliwie mała masa,
- wystarczająca liczba złącz USB do komunikacji z otoczeniem, optymalnie min. 4,
- $\bullet\,$ rozmiary nieprzekraczające $10\,{\rm cm} \times 10\,{\rm cm},$ tak by możliwe było umieszczenie go wewnątrz ramy ArduCoptera,
- taktowanie procesora ok. 2 GHz.
- $\bullet\,$ możliwość zainstalowania 2 GB RAM
- możliwość rozruchu z zewnętrznej pamięci flash,
- preferowana architektura x386, zapewniająca zgodność z większością bibliotek programistycznych.

Spośród uwzględnionych komputerów wybrano komputer płytkowy (ang. SBC) PM-PV-D5251-R10 firmy IEI. Charakteryzuje się on poniższymi cechami:

- $\bullet\,$ dwurdzeniowy procesor Intel Atom
TM D525 1.8GHz/1MB L2 cache,
- max. 2GB RAM,
- 4 x USB 2.0,
- wymiary $96 \,\mathrm{mm} \times 90 \,\mathrm{mm}$,
- masa 170 g.

Architektura funkcjonalna systemu przedstawiona została na rys. 3. Takie rozplanowanie oprogramowania zapewnia jego modularną budowę.

Platforma ArduCopter umożliwia wykorzystanie oprogramowania rozwijanego przez społeczność DIYDrones i udostępnianego na licencji LGPL. Oprogramowanie to zdolne jest do estymacji orientacji kątowej mikroBSL z częstotliwością 200 Hz wg. algorytmu *Direct Cosine Matrix*. Oprogramowanie wbudowane nie zapewnia jednak możliwości współpracy z dodatkowym komputerem pokładowym, który w projekcie jest odpowiedzialny za wykonywanie wysokopoziomowych zadań sterowania. Stąd konieczna stała się istotna modyfikacja kodu ArduCopter umożliwiająca przejęcie kontroli nad zadaniami nawigacji przez komputer PM-PV-D5251-R10 z wykorzystaniem asynchronicznego protokołu UART. Moduł sterowania orientacją kątową odpowiedzialny jest za osiąganie wartości zadanych wyznaczonych przez moduł sterowania prędkością i informowanie go o aktualnych, estymowanych, wartościach kątów przechylenia, pochylenia i odchylenia. Oprogramowanie ArduCopter umożliwia także łączenie się z silnikami i sterowanie ich prędkością kątową poprzez zaprojektowane do tego podzespoły i złącza elektroniczne. Architektura programistyczna systemu ArduPilotMega znacznie poprawia przejrzystość kodu, a co za tym idzie – jakość całego systemu. Wyodrębniono interfejsy programistyczne minimalizujące zależności pomiędzy poszczególnymi podsystemami. W dalszych podpunktach opisano pokrótce funkcjonalność wyodrębnionych komponentów (rys. 6).



Rys. 6. Architektura programistyczna autopilota ArduPilotMega

Moduł sterowania prędkością jest odpowiedzialny, oprócz współpracy z "sąsiadującymi" komponentami, za łączenie się ze skanerem laserowym i dokonywanie pomiaru prędkości BSL na tej podstawie. W tym celu na komputerze PMPV-D5251-R10 zainstalowano system Linux i metasystem operacyjny ROS (*Robot Operating System*), zapewniający komunikację z wyżej wymienionym czujnikiem. Celem dokonania pomiaru prędkości wykorzystano algorytm *Canonical Scan Matcher*. Zasada działania powyższego algorytmu opiera się na porównywaniu następujących po sobie odczytów ze skanera laserowego i odnajdywaniu odpowiadających sobie punktów charakterystycznych wyodrębnionych w obrazie (ang. *features*). W wyniku działania algorytmu możemy śledzić przemieszczanie się BSL względem otoczenia robota (rys. 7).

W komponencie sterowania położeniem został użyty algorytm jednoczesnego tworzenia mapy otoczenia i lokalizacji, tj. samolokalizacji (SLAM). Wykorzystano algorytm *Gmapping*. Jest to technologia wykorzystywana przez autonomiczne roboty do tworzenia mapy nieznanego otoczenia (bez wiedzy *a priori*) i jednoczesnego śledzenia własnego położenia na tej mapie (rys. 8). Pozwala to także na wizualizację otoczenia mikrowiropłata w czasie rzeczywistym. Tym samym możliwe jest określenie błędu położenia względem położenia zadanego, wygenerowanie wektora zadanego prędkości i przekazanie go modułowi sterowania prędkością.



Rys. 7. Efekt działania skanera laserowego zwizualizowany przy pomocy programu *rviz* metasystemu operacyjnego ROS



Rys. 8. Mapa stworzona przy pomocy algorytmu SLAM

3. Wybór narzędzi symulacji

Celem symulacji było ułatwienie tworzenia i analizy poprawności działania układu nawigacji wewnątrz budynku, stabilizacji orientacji kątowej oraz algorytmów omijania przeszkód modelu matematycznego czterowirnikowego mikrowiroplata. Symulacje zostały przeprowadzone w środowisku programu MATLAB/Simulink®, z wykorzystaniem *3D Animation Blockset*.

3.1. Struktura modelu symulacyjnego

Model symulacyjny czterowirnikowego mikrowiropłata został zbudowany w środowisku Simulink®, będącego częścią pakietu numerycznego Matlab/Simulink. Simulink pozwala na budowanie modeli symulacyjnych przy pomocy interfejsu graficznego poprzez łączenie ze sobą tzw. bloków. W ten sposób możliwe jest odzwierciedlenie logicznej, modularnej struktury modelowanego obiektu w programie komputerowym. Simulink pozwala wybierać pomiędzy wieloma rodzajami gotowych do użycia bloków o różnorodnej funkcjonalności, umożliwia także definiowanie własnych bloków, z wykorzystaniem szerokiej gamy języków programowania. jak C, C++, Ada, Fortran lub własnego języka skryptowego pakietu Matlab, poprzez tworzenie tzw. s-funkcji (ang. system-functions). S-funkcje służą do rozszerzania możliwości pakietu Simulink i są kompilowane jako pliki MEX (Matlab Executable) do bibliotek DLL. Najczęstsze zastosowania S-funkcji to:

- tworzenie nowych bloków funkcyjnych,
- tworzenie bloków sterowników urządzeń,

- wykorzystanie istniejącego kodu w C,
- opis systemu jako układu równań,
- dodawanie animacji do symulacji,
- przyspieszanie pracy symulacji.

Wykonywanie modelu w pakiecie Simulink przebiega w kilku krokach. Najpierw następuje faza inicjalizacji. W tej fazie Simulink włącza bloki z biblioteki do modelu, przekazuje informacje, takie jak szerokość portów czy typy wykorzystywanych danych do wszystkich bloków w danym modelu. Ustala kolejność wykonywania operacji poszczególnych bloków, sprawdza ustawienia parametrów i alokuje pamięć. Następnie wchodzi w pętlę symulacji, w której każde przejście przez pętlę to pojedynczy krok symulacji. W każdym kroku symulacji Simulink wykonuje operacje zawarte w blokach modelu w kolejności ustalonej w czasie fazy inicjalizacji. Dla każdego bloku Simulink wywołuje funkcję, która oblicza zmienne stanu bloku, pochodne i wyjścia dla bieżącej próbki czasu. Te operacje są wykonywane aż do zakończenia symulacji. Schemat programu symulacyjnego został przedstawiony na rysunku 9.



Rys. 9. Schemat programu symulacyjnego mikrowiropłata w środowisku Simulink

Z uwagi na największą elastyczność i zarazem przejrzystość tego ostatniego podejścia, zdecydowano o implementacji nieliniowego modelu matematycznego czterowirnikowego mikrowiropłata z wykorzystaniem s-funkcji. Strukturę omawianego modelu symulacyjnego przedstawiono na rys. 10. Centralnym blokiem jest blok zawierający implementację równań modelu matematycznego nanorobota latającego. Blok ten posiada jedno wejście – 4-elementowy wektor sterowań λ oraz trzy porty wyjść: 16-elementowy wektor stanu $\boldsymbol{\xi}$ oraz 2 pomocnicze 12-elementowe wektory pozwalające na monitorowanie sił i momentów oddziałujących na układ. Model matematyczny czterowirnikowa został zakodowany przy pomocy s-funkcji Simulink jako blok czasu (quasiciągłego). Blok zad_prad (kolor niebieski) służy, na tym etapie, do dostarczania wartości symulowanych sterowań do modelu nanorobota z przestrzeni roboczej programu Matlab do programu Simulink. Blok zad_prad (kolor szary), stany, siły oraz momenty przekazują dane o wielkościach sterowań $\lambda(t)$, wektorze stanu $\boldsymbol{\xi}(t)$ oraz siłach $\mathbf{f}(t)$ i momentach $\boldsymbol{\tau}(t)$ oddziałujących na model w postaci dyskretnej, wraz z czasami kolejnych kroków symulacji z Simulinka do przestrzeni roboczej programu Matlab, umożliwiając późniejszą prezentację danych w postaci wykresów. Szczegółowy opis tego modelu (równania ruchu oraz zależności pozwalające na obliczenie obciążeń aerodynamicznych zaczerpnięto z prac [4] oraz [9]). Struktura modelu symulacyjnego została przedstawiona na rysunku 10. Trzy bloki widoczne w prawej części schematu wykorzystywane są do trójwymiarowej wizualizacji lotu. W tym celu skorzystano z dodatku do pakietu Simulink *3D Animation* oraz stworzono trójwymiarowy model przestrzeni w języku VRML widoczny na rys. 11.



Rys. 10. Struktura komputerowej symulacji lotu nanorobota wykonanej z pomocą programu Simulink



Rys. 11. Komputerowa wizualizacja przestrzeni zamkniętej stworzona w języku modelowania VRML

Ze względu na fakt, że w pomieszczeniach zakrytych i wewnątrz budynków nie dochodzi sygnał GPS, należało zastosować alternatywny system eliminacji narastającego błędu systemów nawigacji bezwładnościowej. Wykorzystano w tym celu skaner laserowy oraz komplementarne filtry SO(3). Z punktu widzenia użytkownika, algorytm filtracji komplementarnej z wykorzystaniem IMU i skanera laserowego działa w następujący sposób:

- 1. Giroskopy są głównym źródłem informacji o orientacji kątowej. Poprzez całkowanie nieliniowego równania różniczkowego opisującego kinematykę ruchu, uzyskujemy relację między prędkością kątową korpusu mierzoną z pomocą żyroskopów a orientacją kątową wyrażoną w układzie inercjalnym. Proces całkowania odbywa się z dużą częstotliwością, rzędu setek Hz.
- 2. Ze względu na narastające błędy numeryczne wymogi ortogonalności macierzy obrotów wyrażającej orientację kątową statku powietrznego zostają naruszone. Dokonywane są małe poprawki, które mają na celu przywrócenie ortogonalności macierzy obrotów.
- 3. W związku z całkowanym sukcesywnie błędem systematycznym pomiaru żyroskopowego konieczne jest wprowadzenie dodatkowego sygnału pomiarowego. Umożliwi to eliminację

błędu poprzez zastosowanie filtra komplementarnego, czyli odpowiednio zaprojektowanego układu z ujemnym sprzężeniem zwrotnym.

Powyższy proces można zilustrować przy pomocy schematu blokowego przedstawionego na rys. 12. Efektem modelowania kinematyki zmian orientacji kątowej statku powietrznego jest równanie różniczkowe opisujące ewolucję w czasie orientacji korpusu w zależności od chwilowej prędkości kątowej.



Rys. 12. Schemat blokowy filtra komplementarnego do estymacji orientacji kątowej na podstawie IMU i skanera laserowego



Rys. 13. Przekształcenie roto-translacyjne $q(\psi)$ minimalizujące wzajemną odległość dwóch identycznych zbiorów punktów

Skaner laserowy dokonuje pomiaru w płaszczyźnie kołowej odległości od obiektów znajdujących się w jego otoczeniu. Poprzez sukcesywne porównywanie kolejnych odczytów z wykorzystaniem algorytmów typu ICP możliwe jest znalezienie względnych przyrostów kąta odchylenia ψ (rys. 13). Ogólny schemat zastosowania algorytmu ICP można zdefiniować następująco: niech S^{ref} będzie płaszczyzną odniesienia. Mając dany zbiór punktów $\{p_i\}$, można znaleźć przekształcenie rotacji i translacji $q = (\bar{t}, \psi)$, które minimalizuje odległość punktów p_i przekształconych przez q od ich rzutu prostokątnego na płaszczyznę S_{ref} . Można to zapisać:

$$\min_{q} \sum_{i} \|p_i \oplus q - \prod \{S^{ref}, p_i \oplus q\}\|^2$$

gdzie \oplus jest operatorem przekształcenia roto-translacyjnego:

$$p \oplus (\overline{t}, \psi) \stackrel{def}{=} R(\psi)p + \overline{t}$$

 $\prod\{S^{ref}, \cdot\}$ jest rzutem prostokątnym zbioru punktów na płaszczyznę S^{ref} . Z punktu widzenia estymacji orientacji kątowej istotny jest jedynie dokonany tym sposobem pomiar kąta odchylenia ψ . Element translacyjny \overline{t} jest na tym etapie pomijany. Dostarczana przez niego informacja odometryczna może być wykorzystana w nawigacji, gdyż uzyskujemy za jego pomocą informację o prędkości mikrowiropłata względem otoczenia w przestrzeniach zamkniętych. Stosowanie metod dopasowywania skanów laserowych otoczenia, z uwagi na względny charakter pomiaru, generuje wynik obarczony w dłuższej perspektywie błędem wynikającym z nakładania się niedokładności estymacji. Stąd konieczne jest zastosowanie dodatkowego algorytmu umożliwiającego bezwzględną lokalizację w przestrzeni – zazwyczaj wykorzystuje się do tego algorytmy SLAM, rys. 14. SLAM jest algorytmem polegającym na tworzeniu iteracyjnej aktualizacji i poszerzanie mapy otoczenia na podstawie dokonanych pomiarów. Jednocześnie umożliwia umiejscowienie mikrowiropłata na powstającej na bieżąco mapie. Rozwiązanie powyższych problemów jest zadaniem trudnym i o dużej złożoności obliczeniowej, ale w dłuższej perspektywie pozwala uniknąć zjawiska kumulowania się błędów pomiarowych kąta odchylenia. Do estymacji kąta odchylenia w przestrzeniach zamkniętych zastosowano połączenie PL-ICP oraz GMapping.



Rys. 14. Wynik stosowania algorytmu samolokalizacji (SLAM) w połączeniu z PL-ICP

Wykorzystanie komplementarnego filtra SO(3) pozwala na szybką estymatę orientacji kątowej z wykorzystaniem czujników żyroskopowych. Jest ona obarczona rosnącym błędem, który można wyeliminować tylko z zastosowaniem innego źródła danych, które musi mieć odmienne właściwości częstotliwościowe. Wykorzystanie estymacji kąta odchylenia za pomocą wariantu algorytmu ICP oraz SLAM pozwala na uzyskanie wolnozmiennej estymaty orientacji kątowej pozbawioną dryfu. Fuzja danych dokonywana jest przy pomocy pasywnego filtra komplementarnego dla grupy SO(3). Struktura filtra w ujęciu macierzowym została przedstawiona na rys. 15.

4. Algorytmy autonomicznego sterowania z użyciem laserowego dalmierza

Autonomiczny system sterowania mikrosamolotem może wykorzystywać nie tylko systemy wizyjne, ale również inne czujniki pozwalające na identyfikację otoczenia. Jednym z nich jest laserowy czujnik odległości. Czujnik laserowy jest zazwyczaj instalowany na sztywno, co pozwala jedynie obserwować otoczenie bezpośrednio na wprost mikrosamolotu (rys. 16). Można jednak opracować system, który będzie umożliwiał skanowanie całego otoczenia w celu lokalizacji potencjalnych przeszkód.



Rys. 15. Struktura filtra komplementarnego w ujęciu macierzowym



Rys. 16. Czterowirnikowy mikrowiropłat zbudowany na potrzeby prac badawczych, wyposażony w dwa komputery pokładowe oraz skaner laserowy: 1 – autopilot + IMU, 2 – drugi komputer pokładowy PM-PV-D5251, 3 – skaner laserowy Hokuyo URG-04LX-UG01, 5 – silnik AC2830-358, 7 – sterownik silnika bezszczotkowego, 8 – bateria Turnigy nano-tech 3300 mAh, 10 – aAluminiowe ramię, 11 – mocowanie silnika z osłoną śmigła, 12 – konstrukcja chroniąca elementy elektroniczne wraz z podstawą

Aby skanowanie całego otoczenia mikrosamolotu z użyciem czujnika było możliwe, należy opracować odpowiedni algorytm lokalizacji przeszkód i generowania trajektorii oraz zbudować urządzenie kontrolujące kierunek wiązki laserowej czujnika. Opracowany algorytm składa się z dwóch elementów:

- omijania przeszkód statycznych, których położenie jest znane *a priori* na podstawie mapy otoczenia,
- omijania przeszkód dynamicznych zlokalizowanych laserowym czujnikiem odległości.

4.1. Architektura układu sterowania i analizy danych BSL

Jak wspomniano we wstępie pracy, jako punkt wyjścia do stworzenia architektury programistycznej autopilota BSL wykorzystano istniejący projekt ArduCopter udostępniony na otwartej licencji LGPL. Powyższy kod został prawie całkowicie zmieniony, ponownie użyto jedynie "dolnej" jego warstwy, tj. sterowników urządzeń peryferyjnych.

Oprogramowanie mikrowiropłata ma strukturę warstwową oraz zostało opracowane w oparciu o metodykę obiektową. W obecnym kształcie jest dedykowane dla bezzałogowych statków latających pionowego startu i lądowania. Zapewnia zestaw interfejsów programistycznych definiujących warstwy i granice współpracy poszczególnych modułów, które są nieodzowne w systemach automatycznej kontroli lotu, pozwalając tym samym koncentrować się programiście na funkcjonalności użytecznej, nie zaś projektowaniu architektury systemu. Ponadto wyodrębniono warstwę abstrakcji sprzętowej (HAL), co umożliwia zmiany w warstwie sprzętowej bez ingerencji w kod użytkowy. Największą zaletą omawianego systemu jest kompatybilność z meta-systemem operacyjnym dla robotów (ROS). ROS jest narzędziem wspierającym twórców oprogramowania w dziedzinie robotyki. Jest w pełni wspierany dla systemów operacyjnych z rodziny Linux, ale istnieją także wersje w fazie testów na platformy takie jak Windows czy OS X. ROS dostępny jest na wolnej licencji BSD, a w jego skład wchodzą biblioteki programistyczne, sterowniki urządzeń, narzędzia do wizualizacji danych, protokoły transmisji danych w systemach rozproszonych, zarządzanie kompilacją źródeł i wiele innych.

4.2. Architektura systemu stabilizacji i samolokalizacji

Rolę niskopoziomowego autopilota przejmuje jednostka APM opracowana przez społeczność skupioną wokół forum internetowego DIY Drones. Jądro APM stanowi procesor ATmega2560 o taktowaniu 16 MHz wyposażony w 256 kb pamięci flash. APM używany jest do współpracy z jednostką do pomiarów inercjalnych IMU i innymi czujnikami pokładowymi, jest odpowiedzialny za stabilizację orientacji kątowej (na nim zaimplementowano algorytm filtracji komplementarnej) oraz steruje pracą do 8 silników. Do celów zbierania i przetwarzania sygnałów optycznych BSL na pokładzie umieszczono wysokopoziomowy komputer pokładowy PM-PV-D5251 firmy iEi wyposażony w dwurdzeniowy procesor Intel Atom o taktowaniu 1,8 GHz, 2GB RAM i 4 porty USB 2.0. Oba komputery współpracują poprzez czip FTDI RS232-USB. Łączność ze stacją bazową zapewniono za pośrednictwem zdecentralizowanej (*ad hoc*), bezprzewodowej sieci ethernet pracującej w standardzie IEEE 802.11 b/g. Naturalnie, istnieje możliwość wykorzystania dowolnego standardu bezprzewodowej transmisji danych po zapewnieniu sterowników po stronie BSL oraz stacji bazowej. Schemat blokowy sprzętowej części systemu przedstawiono na rys. 17.



Rys. 17. Schemat blokowy sprzętowej części systemu

Architekturę programistyczną układu sterowania BSL projektowano z uwzględnieniem następujących wymagań:

- kompatybilność z ROS, stąd wybór języka programowania C++,
- modułowa budowa gwarantująca podział systemu na niezależne bloki funkcjonalne, tak by system łatwo było rozwijać, jednocześnie minimalizując ryzyko powstawania błędów podczas dokonywania zmian w użytkowej części kodu, co prowadzi do wyboru ściśle obiektowej architektury,
- możliwie mała zależność od jednej platformy niskopoziomowej, stąd kod zależny od sprzętowej części systemu zgromadzono w warstwie HAL.

Schemat blokowy architektury programistycznej systemu przedstawiono na rys. 18. Wszystkie przedstawione na powyższym schemacie moduły zostaną pokrótce omówione.



Rys. 18. Architektura programistyczna układu sterowania demonstratorem mikrowiropłata $% \mathcal{A}^{(1)}$

Jądro systemu działa w trybie synchronicznym, z wyjątkiem przerwań mikroprocesora związanych z obsługą zdarzeń wejścia/wyjścia i wyzwalaniem zdarzeń w oparciu o liczniki mikrokontrolera. Każdy komponent implementuje interfejs *IController*, którego specjalizacja dostępna jest dla wszystkich modułów. Tym sposobem zapewniono kompatybilność analogicznych implementacji poszczególnych modułów (np. *NullAltitudeController* można zastąpić *SonarAltitudeControllerem*, co z punktu widzenia użytkownika poskutkuje uruchomieniem trybu automatycznej regulacji pułapu w oparciu o czujnik ultradźwiękowy). Przykładową hierarchię klas odpowiedzialnych za regulację pułapu przedstawiono na rys. 19.



Rys. 19. Hierarchia klas odpowiedzialnych za regulację pułapu

4.2.1. Zdalne sterowanie

Interfejs *IRemoteController* jest odpowiedzialny za synchroniczne zbieranie informacji sterujących przesłanych drogą radiową. W manualnym trybie pracy oznacza to najczęściej nasłuch kanałów radiowych nadajnika zdalnego sterowania, a w trybie autonomicznym – odbiór informacji generowanych przez pętle nawigacyjne. Ostatnie z wymienionych nie zostały zaimplementowane, lecz uwzględniono taką możliwość w przyszłości, np. w oparciu o współpracę z ROS. Zebrane tą drogą dane zapisywane są w strukturze, która jest dalej przekazywana do kolejnych modułów.

4.2.2. Estymacja orientacji kątowej

Oddzielną hierarchię klas *IStateObserver* przewidziano dla estymatorów stanu. Opracowana implementacja wykorzystuje filtr komplementarny, który jest szybkim i odpornym algorytmem bardzo dobrze nadającym się do zastosowania na procesorach AVR.

4.2.3. Stabilizacja orientacji kątowej

IAttitudeController sukcesywnie aktualizuje zadane, procentowe, wartości sterujące prędkością kątową silników na podstawie bieżącej estymaty orientacji kątowej dostarczonej przez *IStateObserver* i zapewnia wartości wyjściowe dla sterowników silników *IMotorController*. Implementuje strategię sterowania PID przedstawioną schematycznie na rys. 20.

4.2.4. Stabilizacja pułapu

IAltitudeController implementuje pętlę automatycznej regulacji PID pułapu. Zapewniono dwie referencyjne klasy: oferującą możliwość manualnej kontroli NullAltitudeController oraz stabilizującą pułap w oparciu o odczyty czujnika ultradźwiękowego SonarAltitudeController. IAltitudeController generuje procentowy ciąg odniesienia przekazywany sterownikowi silników.

4.2.5. Sterowanie silnikami

Zadaniem *IMotorController*-a jest generowanie komend sterujących silniki, będących sumą ciągu odniesienia otrzymanego z modułu stabilizacji pułapu oraz korekty tegoż wynikającej z zadanej orientacji kątowej obliczonej w module stabilizacji orientacji kątowej. Dostarczono jedną implementację interfejsu *QuadMotorController* dostosowaną do użycia z czterowirnikowym



Rys. 20. Strategia sterowania PID w ujęciu programistycznym

mikrowiropłatem w układzie "+", tj. taką, gdy kierunek ruchu "do przodu" jest równoległy do jednego z ramion BSL. Moduł sterowania silnikami stanowi abstrakcję różnych konfiguracji napędowych zastosowanego statku powietrznego.

4.2.6. Warstwa abstrakcji sprzętowej

Zadaniem HAL jest ukrycie różnic wynikających z różnorodności analogicznych funkcjonalnie układów peryferyjnych przed kodem użytkowym. Dzięki temu, w przypadku chęci zamiany jednego z czujników lub aportowania systemu na inną platformę sprzętową, zdecydowana większość kodu użytkowego nie ulega zmianie. Warstwa abstrakcji sprzętowej składa się z zestawu interfejsów programistycznych definiujących funkcjonalność poszczególnych podzespołów. Dostęp do wszystkich sterowników zapewniany jest za pośrednictwem fabryki abstrakcyjnej, której implementacja musi być dostarczona dla każdej wspieranej platformy sprzętowej.



Rys. 21. Interfejs programistyczny czujnika ultradźwiękowego i jego specjalizacja

4.2.7. Kompatybilność z ROS i logowanie danych

Celem umożliwienia wymiany danych między systemem ROS a autopilotem zapewniono mechanizm serializacji ROS serial. W tym celu wykorzystano pakiet ROS Serial, który daje możliwość bezpośredniej współpracy urządzeń, głównie opartych o standard Arduino, z BSL. Na ROS Serial składają się: protokół p2p i biblioteki użytkowe. Dodatkowy pakiet *postproc* odpowiedzialny jest za obliczanie rotacji między zdefiniowanymi układami współrzędnych i przedstawianie ich w formacie ROS TF. W ten sposób umożliwiono dwukierunkową komunikację i warstwę prezentacji danych. Autopilot daje szerokie możliwości logowania danych. Każdy moduł implementujący interfejs *IController* może być skonfigurowany tak, aby wysyłać dane do stacji bazowej, co z kolei pozwala na ich zapis w formacie ROSbag celem późniejszej analizy lub prezentacji przy pomocy programu rxbag. Dzięki systemowi pracy rozproszonej zwanemu roslaunch, umożliwiającemu generowanie skryptów startowych, całość uruchomiana jest za pomocą pojedynczego polecenia z wykorzystaniem bezpiecznego protokołu SSH. Ze względu na bezpieczeństwo otoczenia wykonywanie powyższej sekwencji można w dowolnej chwili przerwać. Odpowiedź regulatora φ jest zgodna z oczekiwaniami. Stała czasowa regulacji wynosi ok. 0,7 s. Choć układ estymacji orientacji kątowej oraz stabilizacji pracują z częstotliwością 200 Hz, wartości zadane i estymowane kątów logowane były z częstotliwością 60 Hz, natomiast pułap z częstotliwością pracy ultra-dźwiękowego czujnika odległości, tj. 20 Hz. Wynika to z ograniczeń transferu danych między komputerem nisko- i wysokopoziomowym. Odczyt czujnika ultradźwiękowego ma, zgodnie z dokumentacją, rozdzielczość 1 cm. Pozorna wyższa rozdzielczość pomiaru prezentowana na wykresie jest efektem uśredniania pomiarów, co zwiększa dokładność sterowania (rys. 22).



Rys. 22. Odpowiedź układów regulacji orientacji kątowej na zmieniającą się skokowo wartość zadaną kąta przechylenia

Na rys. 23 przedstawiono odpowiedź układu regulacji kąta pochylenia. Wartość zadaną θ_c , w odróżnieniu od poprzedniego eksperymentu, zmieniano o $\pm 10^{\circ}$. Odpowiedzi układu regulacji są zgodne z oczekiwaniami. Nieco większa oscylacja w torze stabilizacji pułapu ma związek z nagłą i większą, względem pokazanej na rys. 22, utratą siły nośnej spowodowaną pochyleniem statku powietrznego.

Odpowiedź układu regulacji stabilizacji kątowej i pułapu na zmianę wartości zadanej kąta odchylenia przedstawiono na rys. 24. Wartość zadana uległa zmianie o $\pm 15^{\circ}$ w ok. 1-sekundowych interwałach. Największym problemem okazała się nieliniowość krzywej ciągu. Powoduje ona, że mimo iż ciąg zwiększany jest zmniejszany o tę samą wartość dla obu par przeciwległych silników, wypadkowa wartość siły nośnej rośnie, co skutkuje wzrostem pułapu. Powyższy efekt zaprezentowano na dolnej charakterystyce na rys. 24.



Rys. 23. Odpowiedź układów regulacji orientacji kątowej na zmieniającą się skokowo wartość zadaną kąta pochylenia



Rys. 24. Odpowiedź układów regulacji orientacji kątowej na zmieniającą się skokowo wartość zadaną kąta odchylenia

5. Zastosowanie BSL do eksploracji przestrzeni zamkniętych – weryfikacja systemu

Bardzo dobrą jakość działania układu stabilizacji orientacji kątowej zweryfikowano podczas eksperymentu polegającego na przelocie korytarzem wewnątrz gmachu głównego Politechniki Wrocławskiej (budynek A-1). Test trwał ok. 10 minut. W czasie przelotu zapisowi podlegały przebiegi estymat orientacji kątowej (rys. 30) i odczyty skanera laserowego oraz obraz transmitowany z kamery pokładowej. Rekonstrukcja mapy otoczenia wykonywana była w czasie rzeczywistym na pokładzie statku powietrznego (rys. 31, 32), co z kolei pozwoliło na eliminację dryfu w osi odchylenia jedynie z wykorzystaniem żyroskopu MEMS i sygnałów optycznych. Dokumentację przebiegu omawianego eksperymentu zamieszczono w internetowym serwisie *Vimeo* pod adresem: https://vimeo.com/49829221. Przykładowe kadry tego filmu przedstawione zostały na rysunkach 25-29.



Rys. 25. Początek eksperymentu (ujęcie z filmu dostępnego pod adresem https://vimeo.com/49829221). W lewym dolnym rogu prezentowana jest tworzona na bieżąco mapa otoczenia, w prawym górnym rogu ujęcie z kamery pokładowej



Rys. 26. Przelot korytarzem, dolna kondygnacja

Przelot rozpoczął się w miejscu widocznym w lewym dolnym rogu (rys. 25 oraz 31). Następnie przebiegał wzdłuż korytarza w kierunku górnym, potem w prawo wzdłuż korytarza o charakte-



Rys. 27. Przelot klatką schodową



Rys. 28. Przelot holem gmachu głównego A-1 Politechniki Wrocławskiej



Rys. 29. Przelot holem gmachu głównego A-1 Politechniki Wrocławskiej



Rys. 30. Przebieg zmian orientacji kątowej w czasie trwania eksperymentu estymowanej przy pomocy zaprojektowanego filtra komplementarnego łączącego pomiar żyroskopowy z czujnikami przyspieszenia i skanerem laserowym



Rys. 31. Mapa dolnej kondygnacji budynku wykonana w pierwszej części trwania eksperymentu



Rys. 32. Mapa budynku wygenerowana w trakcie całości eksperymentu. W prawej części widoczny jest efekt nadpisywania odwzorowania dolnej kondygnacji przez górną

rystycznym, wygiętym w lewo, kształcie. W dalszej części dokonano przelotu klatką schodową, widoczną w prawej części rys. 31, do holu głównego budynku. Ponieważ użyty algorytm mapujący pozwala odwzorowywać otoczenie w rzucie płaskim, w następnym etapie eksperymentu generowana mapa holu głównego, znajdującego się częściowo nad dolną kondygnacją, nakłada się na odwzorowanie dolnego piętra, co jest widoczne na rys. 32. Zapis estymat orientacji kątowej, choć przedstawiony w małej skali, pozwala poprawnie odczytać kierunek ruchu demonstratora mikrowiropłata w czasie trwania eksperymentu. Wartość φ_{est} oscyluje wokół zera, θ_{est} jest przeważnie lekko ujemna, co odpowiada lotowi "w przód", zaś zapis ψ_{est} uwidacznia zmiany kierunku ruchu (np. $\psi_{est} < 0$ w pierwszej części lotu klatką schodową). Nieciągłość zapisu kąta odchylenia ψ_{est} jest wynikiem normalizacji, jak wspomniano we wcześniejszej części dokumentu, a więc ograniczenia wartości kąta do zakresu $\psi_{est} \in (-180, 180)$, co jest niezbędne ze względu na stabilność układu i optymalizację pracy. Jednocześnie, dzięki długiemu czasowi trwania eksperymentu, można z powodzeniem stwierdzić, że wykorzystany algorytm pozwala wyeliminować dryf żyroskopu w osi odchylenia dzięki pomiarowi optycznemu.

6. Podsumowanie

Opracowana przez nas architektura autopilota mikrowiropłata, w której wykorzystano adaptacyjne algorytmy umożliwiające autonomiczny lot wewnątrz budynku (wykorzystujący technikę SLAM), została zaimplementowana w zainstalowanym na pokładzie czterotwornikowego mikrowiropłata komputerze sterowania misją. Zaprojektowany przez nas system autonomicznego sterowania lotem wykorzystuje układ laserowy do korekcji błędu systemu INS. System sterowania mikrowiropłatem umożliwia autonomiczny lot obiektu wewnątrz budynku. Należy podkreślić, że jest to system w całości mieszczący się na pokładzie czterowirnikowca. System nawigacji wykorzystujący technikę SLAM został przebadany symulacyjne, a także podczas próbnego lotu wewnętrz Gmachu Głównego Politechniki Wrocławskiej.

Kierunkiem dalszych prac będzie opracowanie algorytmów sztucznej inteligencji pozwalających na autonomiczną realizację misji mikrowiropłata wewnątrz budynku, na podstawie uzyskanych informacji podczas samolokalizacji bezzałogowego statku powietrznego w pomieszczeniu zakrytym.

Bibliografia

- BALARAM J., 2000, Kinematic observers for articulated rovers, Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation, ICRA'00, 2597-2604
- FOXLIN E., HARRINGTON M., ALTSHULER Y., 1998, Miniature 6-DOF inertial system for tracking HMDs, Proc. SPIE Helmet and Head-Mounted Displays, 214-228
- 3. JOHNSON N.G., 2008, Vision-Assisted Control of a Hovering Air Vehicle in an Indoor Setting, MSc Dissertation, Brigham Young University
- 4. BEARD R.W., 2008, Quadrotor Dynamics and Control, Brigham Young University
- 5. BAERVELDT J., KLANG R., 1997, A low-cost and low-weight attitude estimation system for an autonomous helicopter, Proc. IEEE International Conference on Intelligent Engineering Systems
- 6. VIK B., FOSSEN T., 2001, A nonlinear observer of GPS and INS integration, Proc. of the 40th IEEE Conference on Decision and Control, 2956-2961
- KESSLER C., ASCHER C., FRIETSCH N., WEINMANN M., TROMMER G.F., 2010, Vision-based attitude estimation for indoor navigation using vanishing points and lines, *Position Location and Navigation Symposium (PLANS)*, 2010 IEEE/ION, DOI: 10.1109/PLANS.2010.5507247, 310-318
- 8. WELCH G., BISHOP G., 1995, An Introduction to the Kalman Filter, Technical report, Chapel Hill, NC, USA
- 9. LOZARNO E. ET AL., 2010, Unmanned Aerial Vehicles, Willey

Simultaneous localisation and stabilization of spatial orientation of a micro quadrotor through optical signals during indoor operations

Simultaneous Localisation and Mapping (SLAM) as well as stabilization of spatial orientation of an unmanned aircraft in autonomous flight during indoor operations is a difficult task. Recently, this issue has become a subject of intense research work in many scientific centers in the world. The article presents results of our effort to build a system of autonomous control of the quadrotor micro rotorcraft operating inside buildings. Architecture utilizing our control system allows both the stabilization of angular position of an object in three-dimensional space in the absence of GPS signals as well as its autonomous SLAM while operating inside the buildings. Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

SYSTEM DIAGNOSTYCZNY PAMIĘCI CYFROWEJ REJESTRATORA PARAMETRÓW LOTU

PRZEMYSŁAW KORDOWSKI, MARCIN CHODNICKI

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: przemysław.kordowski@itwl.pl; marcin.chodnicki@itwl.pl

WIESŁAW CUPER

43 Baza Lotnictwa Morskiego e-mail: seaspider@wp.pl

MACIEJ JÓŹKO, MIROSŁAW NOWAKOWSKI Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: maciej.jozko@itwl.pl; miroslaw.nowakowski@itwl.pl

> Wraz z rozwojem nowoczesnych systemów rejestracji parametrów lotu powstała konieczność stosowania coraz większych i bardziej zaawansowanych pamięci cyfrowych. Złożoność wewnętrznej struktury układów przechowujących dane pociąga za sobą konieczność stosowania różnych procedur sprawdzających i nadzorujących ich pracę. Pomimo stosowania wiarygodnie działających układów pamięci, posiadających wbudowane moduły testujące, należy zwrócić szczególną uwagę na obecne zagadnienie w kontekście kaset katastroficznych lotniczych rejestratorów parametrów lotu. Kolejnym aspektem jest odpowiednie zaprojektowanie systemu eksploatacji urządzeń rejestrujących, aby z wyprzedzeniem dokonać detekcji uszkodzenia układu pamięci. Artykuł przedstawia problematykę stosowania nowoczesnych pamięci nieulotnych w urządzeniach spełniających surowe normy niezawodnościowe. Ukazane jest wykorzystanie, wbudowanych w układ pamięci, procedur testujących oraz opracowanie dodatkowych algorytmów monitorowania i raportowania. Przedstawione są stworzone narzędzia przeznaczone zarówno dla procesu eksploatacji, jak i stosowane podczas serwisowania. Treść referatu jest oparta o doświadczenia pozyskane podczas procesu projektowania systemów rejestracji parametrów lotu w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

1. Wstęp

Rozwój współczesnej awioniki spowodował, że ilość danych zapisywanych w nowoczesnych systemach rejestracji parametrów lotu stale wzrasta. Aby sprostać oczekiwaniom użytkowników eksploatujących nowoczesne statki powietrzne, należy dokonać znaczącego zwiększenia dostępnego obszaru pamięci systemów rejestracji parametrów lotu. Wraz z realizacją tego zadania należy pamiętać o specyficznych wymaganiach, których sprostanie zapewnia wiarygodność i bezpieczeństwo zapisywanych danych. Konieczne jest wykorzystanie najnowszych dostępnych pamięci nieulotnych, które niosą ze sobą olbrzymie możliwości. Kolejnym istotnym aspektem jest perspektywa wykorzystania zasobów nowoczesnych kontrolerów, które w tym wypadku pozwoliły na opracowanie i wdrożenie algorytmów diagnostycznych. Należy nadmienić, że bardzo rygorystyczna norma ED-112 [1] (ang. MOPS¹ for Crash Protected Airborne Recorder Systems), nie przewiduje takiego systemu.

¹Minimum Operational Performance Standard

2. Koncepcja systemu

W nowoczesnych przyrządach pokładowych systemy diagnostyczne nie są nowością. Warto nadmienić, że nawet najstarsze systemy rejestracji parametrów lotu opracowane w ITWL posiadają wbudowane algorytmy określające sprawność układu. Od strony użytkownika działanie ogranicza się do odczytania wskazania poprawności pracy. W angielskiej dokumentacji rozwiązania takiego typu są określane jako BIT (ang. built-in test). Najprostsze rozwiązania pozwalają określić sprawność urządzenia, natomiast bardziej złożone pozwalają określić, co jest przyczyną awarii. System diagnostyczny opracowany w ITWL oprócz wspomnianych właściwości może być wykorzystany do przewidywania uszkodzenia urządzenia na podstawie obserwowanych parametrów. Predykcja stanu technicznego wymaga jednak zebrania dużej ilości danych, nie mniej jednak sam system może być wykorzystany do mniej wymagających celów. Geneza powstania algorytmów testujących wywodzi się z procesu debugowania oprogramowania sterującego. Zaimplementowano rejestrację wielu występujących zdarzeń. Zapisywane zdarzenia pozwoliły na dobranie odpowiednich procedur sterujących. W trakcie pozytywnych badań urządzenia została podjęta decyzja, aby nie deaktywować procedur testujących. Rozwinięte algorytmy testowania zostały zorganizowane w system diagnostyczny.

Użytkownik dostaje informacje pochodzącą z systemu diagnostycznego podczas każdorazowego odczytywania zawartości kasety. Zdarzenia, które będą poddawane dalszej analizie, podzielono na dwie grupy w zależności od podejmowanego działania. Gdyby kaseta nie była w stanie realizować swojego zadania, na skutek danego zdarzenia, określa się, że wystąpiło zdarzenie krytyczne. Występują trzy możliwości:

- 1) użytkownik nie otrzyma żadnej informacji,
- 2) dostanie dyspozycję przekazania kodu serwisowego producentowi,
- 3) zostanie poinformowany, że kaseta nie może być dalej eksploatowana.

Schemat postępowania został przedstawiony na rysunku 1. Realizacja takiego schematu działania jest możliwa dzięki wprowadzeniu do oprogramowania deszyfracji i analizy lotów OAZ (obiektywna analiza zapisów) odpowiednich funkcji.



Rys. 1. Koncepcja systemu diagnostycznego

3. Działanie systemu

Aby zaprezentować, w jaki sposób został zaimplementowany system diagnostyczny, należy rozpocząć od zarysowania struktury sprzętowej rejestratora parametrów lotu. Urządzenie, w dużym uproszczeniu, składa się z kontrolera oraz układów pamięci. Na rysunku 2 przedstawiono strukturę pamięci rejestratora parametrów lotu. Mikrokontroler w swoich zasobach obejmuje pamięć nieulotną, standardowo zawierającą program wykonawczy, oraz pamięć podręczą RAM. Jako że cała pamięć mikrokontrolera nie jest zapełniona, możliwe jest wykorzystanie pozostałej części do przechowywania występujących zdarzeń. Układ sterujący obsługuje dwa układy pamięci jednocześnie, w tym jeden, który pozostaje w zawieszeniu do momentu uszkodzenia pierwszego. Taka praktyka jest stosowana niezwykle rzadko ze względu na bardzo małą awaryjność układów pamięci.



Rys. 2. Struktura pamięci kasety

W systemie istnieje kilka źródeł zdarzeń. Początkowo były rejestrowane tylko zdarzenia wychwycone przez moduł diagnostyczny układu pamięci. Następnie system wyposażono w moduł nadzorujący pracę mikrokontrolera, działanie układu zasilania oraz poprawność pracy systemu zapisów. Ostatecznie zaimplementowano transmisję zdarzeń wychwytywanych przez blok akwizycji.

Każde zarejestrowane zdarzenie składa się z 10-bajtowego słowa. Pierwsze osiem bajtów zawiera informacje o dacie i czasie wystąpienia zdarzenia, natomiast pozostałe dwa bajty są zarezerwowane dla kodu błędu. Układ sterujący kasetą rejestratora posiada zabudowany zegar czasu rzeczywistego, nie posiada on jednak podtrzymania zasilania. Blok akwizycji, który ma aktualny czas rzeczywisty, w trakcie inicjalizacji przesyła do kaset ochronnej i eksploatacyjnej datę i czas w postaci cyfrowej. Od tej pory układy kaset samodzielnie zliczają czas na potrzeby systemu diagnostycznego. Gdyby zdarzenie pojawiło się, zanim układ otrzyma datę i czas, system dokona pustego wpisu niezwłocznie po ich odebraniu. Na rysunku 3 przedstawiony jest format pojedynczego zdarzenia rejestrowanego przez system diagnostyczny.



Rys. 3. Format pojedynczego zdarzenia

4. Podsumowanie

Powstały system diagnostyczny, mimo początkowo innego przeznaczenia, będzie pomocny w procesie eksploatacji systemu rejestracji parametrów lotu. Po pewnym czasie możliwe będzie określenie, czy stosowane najwyższej jakości pamięci nieulotne SLC NAND flash spełniają parametry określone przez producenta. Gdyby pojawiło się jakiekolwiek zdarzenie sugerujące, że układ pamięci nie pracuje tak jak powinien, możliwe jest podjęcie działania zanim urządzenie przestanie poprawnie pracować. Kolejnym istotnym aspektem jest możliwość zapisywania kodów serwisowych bloku akwizycji w odniesieniu do konkretnej chwili czasu. Pozwoli to na szybsza detekcję ewentualnych uszkodzeń urządzenia.

Bibliografia

- 1. EUROCAE: Norma ED-112, Minimum Operational Performance Specification For Crash Protected Airborne Recorder Systems. 2004
- 2. MICRON: TLC MLC and SLC Devices, 2015
- 3. MICRON: NOR—NAND Flash Guide: Selecting a Flash Memory Solution for Embedded Applications, 2015
- 4. MICRON: NAND Flash Memory MT29F2G08ABAEAH4, MT29F2G08ABAEAWP, MT29F2G08ABBEAH4, MT29F2G08ABBEAHC, MT29F2G16ABAEAWP, MT29F2G16A
- 5. BBEAH4, MT29F2G16ABBEAHC, 2014.
- 6. Technical Note Error Correction Code (ECC) in Micron® Single-Level Cell (SLC) NAND, 2011

Digital memory diagnostic system for flight data recorder

With the development of modern flight data recording systems it became necessary to use more advanced digital memory with higher capacity. Complexity of the internal structure of data storage chips entails the effort to design reliable memory management and supervision algorithms. Despite the application of the highest quality memory chips with internal testing module, attention should be paid to this issue to provide a reliable data recorder. Another aspect is the proper design of FDR exploitation system in order to provide predictive failure detection. The paper describes issues related with application of modern non-volatile memory into systems that must meet stringent reliability requirements. The usage of a testing module integrated with a memory chip and additional designed supervising and monitoring algorithms is shown. Tools for both exploitation and service are presented. The content of the paper is based on the experience gained during the design process of flight data recorders at the Air Force Institute of Technology.

DYNAMIKA UKŁADU SPADOCHRON-ŁADUNEK O OGRANICZONEJ STATECZNOŚCI

GRZEGORZ KOWALECZKO

Wyższa Szkola Oficerska Sil Powietrznych w Dęblinie oraz Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: g.kowaleczko@chello.pl

MIROSŁAW NOWAKOWSKI, MIROSŁAW MICHALCZEWSKI Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: mirosław.nowakowski@itwl.pl; mirosław.michalczewski@itwl.pl

W pracy przedstawiono analizę wpływu podstawowych charakterystyk aerodynamicznych układu spadochron-ładunek na dynamikę ruchu tego układu. W analizach uwzględniono spadochron desantowy. Tekst zawiera opis modelu matematycznego ruchu przestrzennego oraz wyniki symulacji. Ocenie poddano w szczególności stateczność ruchu, która ma decydujące znaczenie dla możliwości poprawnego i bezpiecznego wykonania zrzutu.

1. Wstęp

Zrzut ładunków z wykorzystaniem spadochronów to często stosowany sposób dostarczania ich w miejsca trudno dostępne, gdy z powodu braku innych możliwości jest to jedyna metoda transportu np. żywności, lekarstw czy innego rodzaju zaopatrzenia. Ma to miejsce np. w czasie klęsk żywiołowych. Również siły zbrojne wykorzystują ten sposób zaopatrywania wojsk w warunkach pola walki. Spadochrony stanowią również podstawowe wyposażenie wojsk powietrznodesantowych.

Pomimo rozwoju systemów spadochronowych dających możliwość precyzyjnego sterowania nadal często wykorzystuje się klasyczne spadochrony o półkolistej czaszy, które najczęściej pozbawione są możliwości aktywnego kontrolowania lotu [9]. Dlatego pełna wiedza o potencjalnych zagrożeniach dla bezpiecznego opadania jest nadal istotna – brak sterowania nie pozwala na skuteczną reakcję na niepożądane zachowanie się spadochronu podczas opadania. Wiedzę tą zdobywa się zarówno poprzez badania eksperymentalne [10], [12], [16], [17], jak i symulacje numeryczne wykorzystujące modele o różnym stopniu złożoności [2] \div [5], [7], [8], [16].

Jak wskazuje literatura [1], [14], w pewnych sytuacjach w trakcie lotu może pojawiać się niestateczność ruchu. W pracy [14] wykazano, że przyczyna może tkwić w niewłaściwych charakterystykach aerodynamicznych czaszy spadochronu. Pokazano tam, że przy określonych wartościach współczynników aerodynamicznych pojawiają się narastające w czasie oscylacje. Zawartą tam analizę przeprowadzono, stosując głównie metodę linearyzacji równań ruchu.

Zasadne wydaje się spostrzeżenie, że w przypadku spadochronów o czaszy kulistej zakres zmian charakterystyk aerodynamicznych jest istotny ale ograniczony. Dlatego celem przeprowadzonych badań była ocena wpływu podstawowych charakterystyk aerodynamicznych układu spadochron-ładunek na charakter jego ruchów, a przede wszystkim na ich stateczność. Aby przeprowadzić te analizy, określony został opisany poniżej model matematyczny układu uwzględniający tzw. masy dodane. Są to masy powietrza, których bezwładność ma bezpośredni wpływ na ruch postępowy i obrotowy spadochronu. Sposób, w jaki są one określane, przedstawiono w pracy [6]. Należy zaznaczyć, że w modelowaniu ruchu spadochronów powinny być one uwzględniane ze względu na ich wartości porównywalne z charakterystykami "mechanicznej" części układu. W niektórych pracach nie były one jednak uwzględniane (np. [3]).

2. Model matematyczny ruchu układu spadochron-ładunek

2.1. Geometria układu spadochron-ładunek

Trajektoria lotu układu wyznaczona zostanie w układzie inercjalnym $O_g x_g y_g z_g$ związanym z Ziemią. Natomiast równania ruchu określone zostaną w układzie nieinercjalnym Oxyz o początku w środku parcia czaszy (rys. 1). Analizowany układ składa się z następujących mas: m_c – masa czaszy, m_l – masa systemu lin, m_p – masa ładunku. Ich położenie względem dolnej podstawy czaszy określają odległości mierzone od podstawy czaszy – odpowiednio: l_c , l_l oraz l_p .

Przyjęto, że czasza stanowi fragment elipsoidy (rys. 1). Stosunek małej półosi b do dużej półosi a określa współczynnik kształtu $\varepsilon = b/a^1$. Wartość tego współczynnika waha się w przedziale od 0.5 do 1.0. Pokazany na rysunku 1 promień wypełnionego powietrzem spadochronu jest równy $R_p = 2R_0/3$ [2], gdzie R_0 jest promieniem spadochronu niewypełnionego (rozłożonego na powierzchni płaskiej). Położenie środka parcia czaszy względem jej podstawy określa się z zależności $l_O = 3\varepsilon R_p/8$ [2].

Na rys. 1 przedstawiono również: składowe wektora prędkości postępowej $\mathbf{V} = [U, V, W]^{\mathrm{T}}$, składowe wektora prędkości obrotowej $\mathbf{\Omega} = [P, Q, R]^{\mathrm{T}}$, składowe siły wypadkowej $\mathbf{F} = [X, Y, Z]^{\mathrm{T}}$, na którą składa się siła aerodynamiczna $\mathbf{F}_{aer} = [X_{aer}, Y_{aer}, Z_{aer}]^{\mathrm{T}}$ i siła ciężkości $\mathbf{F}_g = m\mathbf{g} = [X_g, Y_g, Z_g]^{\mathrm{T}}$, składowe wypadkowego momentu sił zewnętrznych $\mathbf{M} = [L, M, N]^{\mathrm{T}}$.



Rys. 1. Schemat geometrii spadochronu

2.2. Równania ruchu układu spadochron-ładunek

Uwzględniające symetrię osiową układu, na podstawie zaczerpniętych z [6] równań ruchu spadochronu i ładunku, wektorowe równanie ruchu postępowego rozpatrywanego układu można przedstawić w postaci:

¹Jeżeli czasza jest półsferą to $\varepsilon = 1$.

$$[\mathbf{1}m + \mathbf{M}_{aV}]\frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \mathbf{M}_S\frac{d'\mathbf{\Omega}}{dt} = \mathbf{F}_{aer} + m\mathbf{g} - m\mathbf{\Omega} \times \mathbf{V} - \mathbf{\Omega} \times (\mathbf{M}_{aV}\mathbf{V} + \mathbf{M}_S\mathbf{\Omega})$$
(2.1)

gdzie: 1 – wektor jednostkowy, $m = m_c + m_p + m_l$ – masa układu, d'/dt – pochodna w układzie Oxyz, g – wektor przyciągania ziemskiego

$$\mathbf{M}_{aV} = \begin{bmatrix} m_x & 0 & 0\\ 0 & m_y & 0\\ 0 & 0 & m_z \end{bmatrix} \qquad \mathbf{M}_S = \begin{bmatrix} 0 & S_{stat} & 0\\ -S_{stat} & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
(2.2)

Pierwsza macierz jest zależna od masy powietrza zawartego w czaszy $m_{pow} = 0.5\rho 0.75\pi R_0^3 \varepsilon$ (ρ -gęstość powietrza). Występujące w pierwszej macierzy masy dodane są odpowiednio równe: $m_x = k_{11}m_{pow}, m_y = k_{22}m_{pow}, m_z = k_{33}m_{pow}$. Współczynniki k_{ij} służą określeniu wartości mas dodanych branych pod uwagę w ruchu postępowym wzdłuż osi układu Oxyz. Ich analizę można znaleźć np. w [16], [17]. W obliczeniach przyjęto: $k_{11} = k_{22} = 0.5, k_{33} = 1.0$, co oznacza, że $m_x = m_y$. W drugiej macierzy występuje moment statyczny układu względem punktu O. Jest on równy²: $S_{stat} = m_c z_c + m_l z_l + m_p z_p$.

Równanie (2.1) odpowiada trzem równaniom skalarnym:

$$(m + m_x)\dot{U} + (m + m_z)QW - (m + m_x)RV + (\dot{Q} + PR)S_{stat} = X_{aer} + X_g$$

$$(m + m_x)\dot{V} + (m + m_x)RU - (m + m_z)PW - (\dot{P} - QR)S_{stat} = Y_{aer} + Y_g$$

$$(m + m_z)\dot{W} + (m + m_y)PV - (m + m_x)QU - (P^2 + Q^2)S_{stat} = Z_{aer} + Z_g$$
(2.3)

Wektorowe równanie ruchu obrotowego układu względem początku układu Oxyz ma postać [6]:

$$\mathbf{S} \times \left(\frac{d'\mathbf{V}}{dt} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{V}\right) + \mathbf{I}\frac{d'\mathbf{\Omega}}{dt} - \mathbf{\Omega} \times (\mathbf{I} \cdot \mathbf{\Omega}) = \mathbf{M}_{aer} + \mathbf{M}_g + \mathbf{M}_{dod}$$
(2.4)

gdzie: **S** – wektor o postaci **S** = $[0, 0, S_{stat}]^{T}$; **I** = diag $[I_x, I_y, I_z]$ jest macierzą momentów bezwładności układu spadochron-liny-ładunek względem osi układu Oxyz. Można je wyznaczyć metodami znanymi z mechaniki

$$I_x = I_y = I_{c_x} + m_c z_c^2 + m_l z_l^2 + m_p z_p^2 \qquad I_z = I_{c_z} + m_l r_l^2 + I_p$$
(2.5)

 I_{c_x} oraz I_{c_z} są momentami bezwładności czaszy spadochronu względem osi równoległych do osi układu Oxyz przechodzących przez środek jej masy. I_p jest momentem bezwładności ładunku względem osi Oz.

 $\mathbf{M}_{aer} = [L, M, N]^{\mathrm{T}}$ jest momentem aerodynamicznym, zaś $\mathbf{M}_g = [L_g, M_g, N_g]^{\mathrm{T}}$ jest momentem sił grawitacyjnych. Będą one zdefiniowane dalej.

 \mathbf{M}_{dod} jest momentem od mas dodanych. Jest on określony wyrażeniem [6]:

$$\mathbf{M}_{dod} = -\left[\mathbf{S}_{aV'}\frac{d'\mathbf{V}}{dt} + (\mathbf{I}_{dod} + \mathbf{I}_{a\Omega'})\frac{d'\Omega}{dt} + \mathbf{\Omega} \times \mathbf{I}_{dod}\mathbf{\Omega} + \mathbf{M}_{r'p} + \mathbf{M}_{r\Omega p}\right]$$
(2.6)

Uwzględniając geometrię rozpatrywanego spadochronu, mamy $I_{dod_x} = I_{dod_y}$. Poszczególne składniki macierzy są określone następująco:

$$\mathbf{S}_{aV'} = \begin{bmatrix} 0 & -z_c m_x & 0 \\ z_c m_x & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad \mathbf{I}_{a\Omega'} = \begin{bmatrix} z_c^2 m_x & 0 & 0 \\ 0 & z_c^2 m_x & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{I}_{dod} = \begin{bmatrix} I_{dod_x} & 0 & 0 \\ 0 & I_{dod_x} & 0 \\ 0 & 0 & I_{dod_z} \end{bmatrix} \qquad (2.7)$$
$$\mathbf{M}_{r'p} + \mathbf{M}_{r\Omega p} = \begin{bmatrix} VW(m_z - m_x) - m_x z_c R(U + Qz_c) + m_x z_c PW \\ UW(m_x - m_z) - m_x z_c R(V - Pz_c) + m_x z_c QW \\ 0 \end{bmatrix}$$

²Na rys. 1: $z_c < 0, z_l > 0, z_p > 0.$

Równaniu (2.4) odpowiadają trzy równania skalarne:

$$(I_{x} + I_{dod_x} + z_{c}^{2}m_{x})\dot{P} - (S + m_{x}z_{c})(\dot{V} + RU - PW) + QR(I_{z} + I_{dod_z} - I_{y} - I_{dod_y}) + + VW(m_{z} - m_{x}) - m_{x}z_{c}R(U + Qz_{c}) + m_{x}z_{c}PW = L_{aer} + L_{g}$$
$$(I_{y} + I_{dod_y} + z_{c}^{2}m_{x})\dot{Q} + (S + m_{x}z_{c})(\dot{U} + QW - RV) + PR(I_{x} + I_{dod_x} - I_{z} - I_{dod_z}) + + UW(m_{x} - m_{z}) - m_{x}z_{c}R(V - Pz_{c}) + m_{x}z_{c}QW = M_{aer} + M_{g}$$
$$(I_{z} + I_{dod_z})\dot{R} = N_{aer}$$
$$(2.8)$$

Momenty bezwładności mas dodanych można obliczyć z zależności:

$$I_{dod_x} = I_{dod_y} = 0.24 \cdot \frac{1}{5} m_{pow} R_0^2 (1 + \varepsilon^2) \qquad I_{dod_z} = 0.75 \cdot \frac{2}{5} m_{pow} R_0^2$$
(2.9)

Równania (2.3) i (2.8) uzupełnia się związkami kinematycznymi, które pozwalają obliczyć kąty określające przestrzenną konfigurację układu (kąty: odchylenia Ψ , pochylenia Θ , przechylenia Φ) oraz jego położenie w przestrzeni względem układu inercjalnego $O_g x_g y_g z_g$ (współrzędne: x_g , y_g , z_g). Kąty te oraz współrzędne pokazano na rysunku 2. Związki te mają postać:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \sec \Theta & \cos \Phi \sec \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \qquad \begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{g/c} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}$$
(2.10)

gdzie macierz transformacji ma postać:

$$\mathbf{L}_{g/c} = \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \Theta & \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi & \cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi \\ \sin \Psi \cos \Theta & \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi + \cos \Psi \cos \Phi & \sin \Psi \sin \Theta \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Phi \\ -\sin \Theta & \cos \Theta \sin \Phi & \cos \Theta \cos \Phi \end{bmatrix}$$
(2.11)



Rys. 2. Kąty przestrzenne

Równania (2.3), (2.8) i (2.10) tworzą zamknięty układ równań, który pozwala analizować dynamikę układu spadochron-ładunek. Równania (2.3) i (2.8) maja postać podobną do równań pokazanych w pracy [2], gdzie uzyskano je z równań Lagrange'a, stosując metody energetyczne.

2.3. Siły i momenty działające na spadochron

W pokazanych powyżej równaniach równowagi występują siły i momentów siły oddziałujące na układ. Poniżej przedstawione zostaną wyrażenia pozwalające je obliczyć.

≻ Siły i momenty grawitacyjne

Siła ciężkości reprezentowana jest przez wektor przyśpieszenia ziemskiego **g**. Jej składowe można obliczyć wykorzystując macierz transformacji $\mathbf{L}_{g/c}^{-1}$. Otrzymuje się:

$$X_g = -mg\sin\Theta \qquad Y_g = mg\cos\Theta\sin\Phi \qquad Z_g = mg\cos\Theta\cos\Phi \qquad (2.12)$$

Natomiast moment siły od ciężaru ładunku względem punktu O, ma składowe:

$$L_g = -gS\cos\Theta\sin\Phi \qquad M_g = -gS\sin\Theta \qquad N_g = 0 \tag{2.13}$$

 \succ Siły i momenty aerodynamiczne

Założono, że na czaszy generowane są: siła aerodynamiczna \mathbf{F}_{aer} oraz moment aerodynamiczny \mathbf{M}_{aer} . Siła aerodynamiczna i moment działają w płaszczyźnie wyznaczonej przez wektor prędkości \mathbf{V} i oś Oz. W literaturze można znaleźć zależności pozwalające obliczyć dwa "zestawy" składowych siły aerodynamicznej (rys. 3):

— siła styczna ${\bf T}$ i siła normalna ${\bf N}$ o wartościach:

$$T = -Z_{aer} = C_T qS \qquad \qquad N = -X_{aer} = C_N qS \qquad (2.14)$$

— siła oporu \mathbf{F}_D i siła nośna \mathbf{F}_L o wartościach:

$$F_D = C_D q S \qquad F_L = C_L q S \tag{2.15}$$

— moment aerodynamiczny względem wybranego punktu:

$$M_{aer} = C_m q S R \tag{2.16}$$

gdzie: $q=\rho|\mathbf{V}|^2/2$ – ciśnienie dynamiczne, $S=\pi R_0^2$ – pole powierzchni odniesieniowej, $|\mathbf{V}|=\sqrt{U^2+V^2+W^2}$ – prędkość układu.



Rys. 3. Schemat do określania sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot

Należy tu podkreślić, że punkt, względem którego określany jest moment aerodynamiczny, jest różnie przyjmowany w różnych pracach. Może to być np.:

- środek masy czaszy spadochronu,
- środek masy układu spadochron-ładunek,
- punkt mocowania lin do ładunku,
- inny punkt wynikający z warunków wykonywania pomiarów w tunelu aerodynamicznym.

W opublikowanych pracach nie zawsze można zidentyfikować, względem którego z tych punktów wyznaczano pokazane tam charakterystyki. Dlatego, aby uniknąć niejednoznaczności, w niniejszej pracy za biegun obrotu wybrano środek parcia czaszy, który w tym przypadku pokrywa się ze środkiem aerodynamicznym – dlatego moment aerodynamiczny jest równy zeru.

Występujące w wyrażeniach (2.14) \div (2.16) współczynniki aerodynamiczne C_T , C_N , C_D , C_L , C_m są zależne od pokazanego na rysunku 3 kąta natarcia α_s spadochronu. Kąt ten jest równy:

$$\alpha_s = \arccos \frac{W}{|\mathbf{V}|} \tag{2.17}$$

3. Podstawowe charakterystyki aerodynamiczne spadochronu

W analizach dotyczących dynamiki spadochronu uwzględnia się dwie podstawowe charakterystyki aerodynamiczne dotyczące siły stycznej **T** i siły normalnej **N**. Przykładowe, zaczerpnięte z [4], [11], [14], charakterystyki pokazano na rysunkach 4a i 4b. Alternatywnie w obliczeniach uwzględnia się siłę oporu \mathbf{F}_D i siłę nośną \mathbf{F}_L , które są obliczane w oparciu o znajomość współczynników przykładowo pokazanych na rysunkach 5a i 5b [13].



Rys. 4. Współczynnik siły stycznej (a) oraz siły normalnej (b)



Rys. 5. Współczynnik siły oporu (a) oraz siły nośnej (b)

Podstawową charakterystyką wpływającą na stateczność spadochronu jest krzywa $C_N(\alpha_s)$. Na rysunku 4b pokazano takie charakterystyki pochodzące z trzech różnych źródeł. Krzywe z publikacji [4] i [11] są przebiegami otrzymanymi w wyniku pomiarów w tunelu aerodynamicznym, natomiast charakterystyka zaczerpnięta z [14] jest przebiegiem teoretycznym. Zostaną one omówione poniżej.

Trzy eksperymentalne przebiegi ($\lambda = 0, 13, 23$) pochodzą z [11] i dotyczą spadochronu "krzyżowego" o różnej przepuszczalności nominalnej λ rozumianej jako objętość powietrza przenikającego pod wpływem określonej różnicy ciśnień w ciągu sekundy przez jednostkową powierzchnię materiału, z którego wykonano spadochron. Przepuszczalność λ w zasadniczy sposób wpływa na charakterystykę $C_N(\alpha_s)$, co potwierdzają też przebiegi pokazane w innych pracach (np. [7]).

W analizowanym przypadku jednostką przepuszczalności było $[\lambda] = \left[\frac{ft^3/s}{ft^2}\right]$. Różnica ciśnień wynosiła $\Delta p = 10$ inch_{H2O}. Przebieg oznaczony jako [4] dotyczy spadochronu o czaszy półkolistej. Otrzymano go z pomiarów w tunelu aerodynamicznym i następnie aproksymowano wielomianem. Z kolei przebieg [14] jest przebiegiem teoretycznym opisanym parabolą według wzoru:

$$C_N(\alpha_s) = C_{N\alpha} \alpha_s \left(\frac{\alpha_s}{\alpha_{s0}} - 1\right) \tag{3.1}$$

Parabola ta przechodzi przez początek układu i punkt ($\alpha_{s0}, 0$). $C_{N\alpha} = dC_N/d\alpha_s$ jest pochodną przebiegu w obu wymienionych punktach. Dobierając różne wartości pochodnej i kąta α_{s0} , można uzyskać różne krzywe, co pokazano na rysunku 6a.



Rys. 6. Współczynnik siły normalnej: (a) parabola, (b) liniowy

4. Opis metody oceny stateczności spadochronu

Warunkiem koniecznym stateczności statycznej spadochronu jest dodatnia wartość pochodnej $C_{N\alpha} > 0$ [3]. Na rysunku 4b widać, że warunek taki jest spełniony w całym zakresie kątów natarcia dla charakterystyk oznaczonych jako ([11], $\lambda = 13$) i ([11], $\lambda = 23$), natomiast dla spadochronu nieprzepuszczalnego ([11], $\lambda = 0$). Dla przypadków [4] i [14] warunek ten nie jest spełniony w pewnym zakresie kątów natarcia, gdzie $C_{N\alpha} < 0$. Jednocześnie jest on spełniony dla niezerowych kątów natarcia w otoczeniu kąta α_{s0} . Spadochrony o takiej charakterystyce nazywane są niestatecznymi [1].

W pracy [14], stosując metodę małych zaburzeń, w oparciu o analizę zlinearyzowanych równań ruchu ustalono, że istnieje pewna graniczna, minimalna wartość pochodnej $C_{N\alpha0} = dC_N/d\alpha$ w punkcie α_{s0} zapewniająca stateczność dynamiczną w otoczeniu tego punktu. Stwierdzono, że dla mniejszych wartości pochodnej, chociaż pozostają one dodatnie, spadochron staje się niestateczny. W pracy tej, rozwiązując nieliniowe równania ruchu, przeprowadzono też analizę dynamiki w zakresie dużych zaburzeń. Istotnym uproszczeniem tej analizy było założenie, że charakterystyka $C_N(\alpha_s)$ jest parabolą, tak jak pokazano na rysunku 6a. Na rysunku 4b widać, że charakterystyka ([11], $\lambda = 0$) odbiega kształtem od paraboli. Zatem założenie dotyczące takiego kształtu charakterystyki może być nieuprawnione. Dlatego też, zamiast analizować charakterystykę odwzorowaną parabolą, aproksymowano ją linią łamaną. Taki przebieg opisany jest wyrażeniem:

$$C_N(\alpha_s) = \begin{cases} \frac{C_{N*}}{\alpha_*} \alpha_s & \text{dla} \quad \alpha_s < \alpha_{s*} \\ C_{N*} \left(1 - \frac{\alpha_s - \alpha_{s*}}{\alpha_{s0} - \alpha_{s*}} \right) & \text{dla} \quad \alpha_s \ge \alpha_{s*} \end{cases}$$
(4.1)

Wartość C_{N^*} obliczono w oparciu o założone wartości kątów α_{s^*} i α_{s0} oraz pochodnej $C_{N\alpha 0}$ (w punkcie α_{s0}) z wzoru $C_{N^*} = C_{N\alpha 0}(\alpha_{s^*} - \alpha_{s0})$. Przykładowy przebieg tak określonej charakterystyki pokazano na rysunku 5b.

5. Warunki równowagi

Warunki równowagi określa się z równań (2.3) i (2.8), przyjmując, że ruch odbywa się w płaszczyźnie Oxz. Uwzględniając zerowe wartości przyśpieszeń oraz prędkości kątowych, wyznaczenie warunków równowagi wymaga rozwiązania układu nieliniowych równań algebraicznych o postaci:

$$T - mg\cos\Theta = C_T \frac{\rho(U^2 + W^2)}{2} S - mg\cos\Theta = 0$$

$$N + mg\sin\Theta = C_N \frac{\rho(U^2 + W^2)}{2} S + mg\sin\Theta = 0$$

$$UW(m_x - m_z) + gS_{stat}\sin\Theta = 0$$
(5.1)

Rozwiązanie pozwala wyznaczyć parametry lotu ustalonego: składowe prędkości U i W oraz kąt pochylenia spadochronu Θ . Znając prędkości, można obliczyć z (2.17) kąt natarcia spadochronu, a następnie kąt pochylenia toru lotu równy $\gamma_a = 90^\circ - (\Theta + \alpha_s)$.

6. Wyniki obliczeń

Dla zdefiniowanego wzorami (4.1) przebiegu $C_N(\alpha_s)$ przeprowadzono obliczenia trajektorii układu spadochron-ładunek, zakładając, że zrzut następuje z wysokości $H = 500 \,\mathrm{m}$. Przyjęto następujące wartości kątów i pochodnej: $\alpha_{s^*} = 15,4^\circ, \ \alpha_{s0} = 20^\circ, \ C_{N\alpha} = 0,252$. Zaczerpnięte z [2] parametry geometryczne i masowe układu spadochron-ładunek zawarto w tabelach 1 i 2. Warunki równowagi określono rozwiązując układ równań (5.1). Otrzymane wartości parametrów lotu ustalonego przedstawiono w tabeli 3. Warto tu zwrócić uwagę, że wyliczony kąt natarcia mieści się w przedziale BC charakterystyki pokazanej na rys. 5b. Ze względu na dodatnią wartość pochodnej $C_{N\alpha}$ jest to teoretycznie stateczny zakres charakterystyki. Aby to potwierdzić, przeprowadzono symulacje numeryczne, naruszając równowagę poprzez zaburzenie wartości parametrów, które pokazano w tabeli 3. Wyniki obliczeń pokazano na rysunkach 7 i 8. Dotyczą one trzech przypadków obliczeniowych oznaczonych umownie: "bw" – bez wymuszenia, "mw" – małe wymuszenie, powodujące jedynie chwilowe pojawienia się kątów natarcia bliskich α_{s^*} z obszaru AB charakterystyki pokazanej na rysunku 5b, "dw" – duże wymuszenie, które powoduje pojawianie się kątów natarcia z obszaru AB znacznie odbiegających od α_{s^*} . W przypadku braku wymuszenia parametry lotu nie ulegają zmianie i układ wykonuje ustalone opadanie pod kątem $\gamma_a = 72,724^{\circ}$ (rys. 8a). Dla małego wymuszenia widoczne są tłumione oscylacje parametrów lotu. Trajektoria lotu w praktyce nie ulega zmianie i układ nadal pozostaje stateczny. Osiągane wartości współczynnika siły normalnej C_N mieszczą się w wąskim przedziale pokazanym na rys. 8b i po wytłumieniu oscylacji wartość C_N powraca do wartości odpowiadającej

warunkom ustalonego opadania. Widać, że w przypadku dużego wymuszenia powstałe oscylacje nie zanikają i mają tendencję do narastania. Jednocześnie zasadniczej zmianie ulega trajektoria lotu, która z pochyłej staje się pionowa. Zakres zmian kąta natarcia α_s jest duży, co oznacza, że zmiany C_N dotyczą zarówno statecznej, jak i niestatecznej części charakterystyki $C_N(\alpha_s)$ i spadochron oscyluje "przechodząc" przez obszar niestateczności charakterystyki. Pokazano to na rysunku 8b.

Współczynnik kształtu czaszy ε	0,82
Promień nominalny czaszy R_0	$9,75\mathrm{m}^2$
Promień spadochronu wypełnionego R_p	$6,5\mathrm{m}$
Położenie środka parcia czaszy względem jej dolnej krawędz i $l_{\cal O}$	$2,0\mathrm{m}$
Położenie środka masy czaszy względem jej dolnej krawędz i l_{c}	$2,76\mathrm{m}$
Położenie środka masy lin względem dolnej krawędzi czaszy l_l	$7,5\mathrm{m}$
Położenie środka masy ładunku względem dolnej krawędzi czaszy l_p	$21,2\mathrm{m}$

 Tabela 1. Parametry geometryczne układu spadochron-ładunek

Tabela 2. Parametry masowe układu spadochron-ładunek

Masa czaszy m_c	$22,8~\mathrm{kg}$
Masa lin m_l	$35,3\mathrm{kg}$
Masa ładunku m_p	$990\mathrm{kg}$
Masa całkowita m	$1048 \mathrm{kg}$
Moment bezwładności układu $I_x = I_y$	$542963\mathrm{kg}\mathrm{m}^2$
Moment bezwładności układu ${\cal I}_z$	$1677{ m kg}{ m m}^2$
Masa dodana $m_x = m_y$	$235{,}82\rho\mathrm{kg}$
Masa dodana m_z	$471{,}64\rho\mathrm{kg}$
Moment bezwładności mas dodanych $I_{dod_x} = I_{dod_y}$	$1665 ho{ m kg}{ m m}^2$
Moment bezwładności mas dodanych I_{dod_z}	$7970 ho\mathrm{kg}\mathrm{m}^2$

 ρ – gęstość powietrza zależna od wysokości wyrażona w jednostkach układu SI

Tabela 3. Warunki początkowe

Wysokość zrzutu	$H = 500 \mathrm{m}$
Składowa pozioma prędkości	$U=2,\!497\mathrm{m/s}$
Składowa pionowa prędkości	$W = 8,844 \mathrm{m/s}$
Kąt natarcia układu	$\alpha_s=15{,}766^\circ$
Kąt pochylenia układu	$\Theta = 1,509^{\circ}$
Kąt pochylenia toru lotu	$\gamma_a = 72,724^\circ$

Aby ocenić wpływ wielkości obszaru niestateczności na stateczność, zmieniono wartość kąta α_{s^*} z 15.4° kolejno na 10° i 16°. Okazało się, że dla $\alpha_{s^*} = 10°$ nawet przy znacznych zaburzeniach warunków początkowych spadochron pozostawał stateczny. Natomiast zmiana wartości kąta α_{s^*} na wartość większą od wyliczonej dla warunków równowagi, tzn. na 16°, prowadzi do powstania silnych oscylacji bez względu na wymuszenie. Dla charakterystyki opisanej wartościami ($\alpha_{s^*} = 16°$, $\alpha_{s0} = 20°$, $C_{N\alpha} = 0,252$) niemożliwe jest znalezienie punktu równowagi wynikającego z rozwiązania układu (5.1).



Rys. 7. (a) Kąt pochylenia spadochronu, (b) kąt natarcia spadochronu



Rys. 8. (a) Trajektoria pionowa spadochronu, (b) zakres zmian współczynnika C_N

Należy zaznaczyć, że w powyżej opisanych wariantach obliczeniowych zaburzenie wprowadzano tylko w płaszczyźnie Oxz. Ze względu na symetrię spadochronu i brak sprzężeń realizował on ruch w tej samej płaszczyźnie. W przypadkach niestatecznych jego ruch przypominał ruch opadającego wahadła. Jeżeli dodatkowo zadano przesunięte w czasie wymuszenie w płaszczyźnie Oyz, to ruch stawał się przestrzenny. Przykładową trajektorię tego ruchu obrazują rysunki 11a i 11b, gdzie symbol "A" odnosi się do zaburzenia ruchu w płaszczyźnie Oxz, zaś symbol "B" do jednoczesnego wymuszenia w płaszczyznach Oxz i Oxy.



Rys. 9. (a) Kąt pochylenia spadochronu, (b) kąt natarcia spadochronu

7. Podsumowanie

Zaprezentowany model obliczeniowy umożliwia efektywną symulację ruchu spadochronu o czaszy półkolistej. Otrzymane wyniki wskazują, że spadochrony o ograniczonej stateczności mogą zniżać się po nachylonej do poziomu trajektorii, wykonując ustalone opadanie, jeżeli kąt natarcia konieczny do spełnienia warunków równowagi mieści się w statecznym zakresie



Rys. 10. (a) Trajektoria pionowa spadochronu, (b) zakres zmian współczynnika C_N



Rys. 11. (a) Trajektoria pionowa oraz spadochronu w płaszczyźnie Oxz, (b) trajektoria pozioma spadochronu w płaszczyźnie Oxy

charakterystyki $C_N(\alpha_s)$. Jeżeli natomiast kąt ten jest bliski kątowi α_{s^*} lub leży w zakresie niestatecznym, to spadochron będzie wykonywał oscylacje. W rozpatrywanych przypadkach były to oscylacje o narastającej amplitudzie.

Bibliografia

- COCKRELL D.J., YOUNG A.D., 1987, The Aerodynamics of Parachutes, NATO AGARG-AG-295, 1987
- 2. DOBROKHODOV V.N., YAKIMIENKO O.A., JUNGE CH.J., 2003, Six-degree-of-freedom model of a controlled circular parachure, *Journal of Aircraft*, 40, 3, May-June
- DOHERR K.F., SCHILLING H., 1992, Nine-degree-of-freedom simulation of rotating parachute systems, *Journal of Aircraft*, 29, 5, Sept.-Oct.
- 4. HEINRICH H.G., NOREEN R.A., SAARI D.P., 1973, Development of a Total Trajectory Simulation for Single Recovery Parachute Systems, TR 74-9-AD, Univ. of Minnesota, Dec.
- 5. IBRAHIM A.K., ENGDAHI R.A., 1974, Parachute Dynamics and Stability Analysis, NASA-CR-12C3261, Feb.
- KOWALECZKO G., Apparent masses and inertia moments of the parafoil, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 52, 3, 269-284
- LUDWIG R., 1966, Stability Research on Parachutes Using Digital and Analog Computers, NASA TT F-10-391, Washington, Nov.
- 8. NEUHAUS J.R., KENNY P.S., 2006, A Generic Multibody Parachute Simulation Model, AIAA Paper 2006-6622
- Performance and Design Criteria for Deployable Aerodynamic Decelerators, Techn. Rep. No. ASD-TR-61-579, American Power Jet Co., Ridgefield, New Jersey

- 10. SCHOENENBERGER M., QUEN E.M., CRUZ J.R., 2005, Parachute Aerodynamics from Video Data, preprint, Sept.
- 11. SHEN C.Q., COCKRELL D.J., 1988, Aerodynamic characteristics and flow round cross parachutes in steady motion, *Journal of Aircraft*, **25**, 4, April
- 12. SHPUND Z., LEVIN D., 1994, Static and dynamic coefficients of a cross-type parachute, *Journal of Aircraft*, **31**, 1, Jan.-Feb.
- 13. TORY C., AYRES R., 1977, Computer model of fully deployed parachute, *Journal of Aircraft*, 14, 7, July
- 14. WHITE F.M., A theory of three-dimensional parachute dynamic stability, *Journal of Aircraft*, 5, 1, Jan.-Feb.
- WOLF D., 1971, Dynamic stability of nonrigid parachute and payload system, *Journal of Aircraft*, 8, 8, August
- 16. YAVUZ T., 1982, Aerodynamics of parachutes and like bodies in unsteady motion, Ph.D. Thesis, Univ. of Leicester
- YAUZI T., 1989, Determining and accounting for parachute virtual mass, *Journal of Aircraft*, 26, 5, May

Dynamics of the parachute-load system with limited stability

The paper presents an analysis of the influence of basic aerodynamic characteristics of a parachuteload system on its motion dynamics. The analysis is dedicated to an assault parachute. The paper describes a mathematical model of spatial motion and exemplary results of simulations. In particular, stability of the motion has been evaluated. It has crucial importance for proper and safe execution of the parachute jump.
UWAGI DO WYMAGAŃ PRZEPISÓW BUDOWY WIATRAKOWCÓW

WIESŁAW KRZYMIEŃ

Instytut Lotnictwa, Warszawa e-mail: wkrz@ilot.edu.pl

> Wiatrakowce podlegają wymaganiom przepisów budowy, które są obecnie tworzone, ale bazują na wieloletnim doświadczeniu innych kategorii statków powietrznych: ultralekkich samolotów oraz śmigłowców. Artykuł przedstawia aktualny stan przepisów budowy wiatrakowców, kierunki wprowadzanych zmian w oparciu o doświadczenia innych kategorii statków powietrznych oraz wymagania dotyczące nowych konstrukcji i eksploatacji tej kategorii sprzętu latającego. W artykule przedstawiono szereg uwag do wymagań przepisów, które powstały przy realizacji projektu nowego wiatrakowca oraz w wyniku prac rozwojowych. Uwagi wskazują na potrzebne zmiany w przepisach, a także spodziewane kierunki zmian uwzględniające aktualny stan wiedzy.

Słowa kluczowe: wiatrakowiec, przepisy budowy, wymagania przepisów, badania naziemne

1. Wprowadzenie

Wiatrakowce są najstarszym stabilnie latającym rodzajem wiropłatów, a pierwsze udane loty wykonano na wiatrakowcu Cierva C.4 już w 1923 r. Właściwości lotne wiatrakowców nie znalazły większego zastosowania do celów cywilnych ani wojskowych i dlatego nie stały się tak popularne, ani nie rozwijały się tak szybko jak śmigłowce.

W ostatnich latach obserwuje się wzrost zainteresowania wiatrakowcami jako małymi, lekkimi i tanimi środkami transportu na potrzeby indywidualnych użytkowników.

Konstrukcja wiatrakowców podlega obecnie wymaganiom aktualnie tworzonych przepisów dla tej kategorii sprzętu latającego, a także wymaganiom dla ultralekkich samolotów i śmigłowców.



Rys. 1. Wiatrakowiec I-28 podczas prób układu napędowego

Realizowany w Instytucie Lotnictwa Projekt POIG obejmował zaprojektowanie, wykonanie i badania nowego typu wiatrakowca. W jego ramach wykonano po raz pierwszy w Polsce pod

nadzorem Urzędu Lotnictwa Cywilnego (ULC) komplet badań i obliczeń dopuszczających do lotu wiatrakowiec I-28 zgodnie z przepisami ASTM 2352-09.

Poniżej przedstawiono wybrane uwagi dotyczące wymagań przepisów i uwarunkowań mających zapewnić bezpieczną eksploatację wiatrakowców.

2. Przepisy budowy wiatrakowców

Przepisy lotnicze są stale rozwijane i uaktualniane oraz – w miarę możliwości – ujednolicane. Rezultatem działań organizacji międzynarodowych (ICAO, ECAC, EASA i EUROCONTROL) są uregulowania prawne obejmujące bardzo szeroki zakres wymagań obejmujący: materiały używane do produkcji i eksploatacji sprzętu latającego, technologie wykonania elementów i podzespołów, konstrukcję sprzętu latającego, jego eksploatację i naprawy, a także wykonywanie lotów oraz wymagania w stosunku do osób użytkujących.

Wymagania dotyczące zdatności do lotu konstrukcji oraz wymagania od etapu jej projektowania, poprzez produkcję do eksploatacji określa EASA, natomiast działający w Polsce Urząd Lotnictwa Cywilnego jest organem wykonującym i nadzorującego na bieżąco procesy certyfikacyjne.

Sprzęt latający jest podzielony ze względu na rodzaj, przeznaczenie i jego masę, np. samoloty dzielą się na: duże, lekkie, sportowe i ultralekkie (podobny podział dotyczy śmigłowców).

Podstawowym celem stosowania wymagań przepisów jest zapewnienie bezpieczeństwa wszystkich osób użytkujących dany obiekt w locie oraz na ziemi.

Wzrost zainteresowania wiatrakowcami w ostatnich latach spowodował rozwój przepisów budowy tej kategorii sprzętu latającego. Aktualne wymagania dotyczące konstrukcji wiatrakowców sprecyzowane są w następujących przepisach budowy:

- amerykańskich ASTM F2352 [1] (tworzone od 2004 r.),
- angielskich CAP-643 [2] (od 2001 r.),
- niemieckich BUT [3] (od 1995 r.).

Ich stosowanie określa w Polsce ustawa Prawo lotnicze [4], regulująca stosunki prawne w zakresie lotnictwa cywilnego.

3. Wymagania przepisów dla typowych konstrukcji wiatrakowców

W wyżej wymienionych przepisach wiatrakowce są definiowane jako konstrukcje w układzie będącym obecnie najpopularniejszym i najprostszym, czyli jako: lekkie, 1- lub 2-miejscowe, z pojedynczym wirnikiem bez napędu, z niezmiennym w czasie lotu skokiem ogólnym wirnika, śmigłem o stałym skoku i silnikiem tłokowym latających w warunkach pełnej widoczności (VFR).

Wstępne porównanie przepisów zwraca uwagę na pewne różnice w wymaganiach.

Przykładem może być maksymalna masa startowa wiatrakowca:

- ASTM: do 725 kg dla jedno- lub dwumiejscowego,
- BUT: do 300 kg dla jednomiejscowego i 450 kg dla dwumiejscowego,
- CAP: do 600 kg dla jedno- lub dwumiejscowego.

Obecnie nie ma jednoznacznie ustalonych wymagań dla wiatrakowców trzy- lub więcej miejscowych. Wymaganiem, które powinno być zweryfikowane, jest wielkość pilota lub pasażera: przepisy podobnie określają masę od 50 do 90 kg i wysokość od 160 do 185 cm, co stanowi ograniczenie dla wielu potencjalnych użytkowników wiatrakowców współczesnego pokolenia. Przepisy CAP-643 nakładają na konstrukcję podwozia wymagania wytrzymałości przewidziane dla śmigłowców (wytrzymałość na zrzut z wysokości 33 cm). Pozostałe przepisy bardziej uwzględniają właściwości lotne oraz lądowania wiatrakowców (wytrzymałość na zrzut z wysokości 11,5-16,5 cm) – konstrukcja podwozia jest wówczas znacznie lżejsza.

Elementy lub podzespoły, które są wykorzystywane także w innych środkach latających, podlegają wspólnym przepisom, jak np. wymagania dla wyposażenia nawigacyjnego, kontroli napędu i łączności.

Zastosowanie rozwiązań lub podzespołów, które wykorzystywane są w technice śmigłowcowej albo samolotowej, oznacza konieczność spełnienia wymagań odpowiedniej części przepisów dotyczących lekkich śmigłowców albo samolotów. Przykładem są układy napędowe silnik-śmigło, które podlegają wymaganiom przepisów samolotów lekkich, a wirnik nośny (np. sterowanie głowicą lub wymagania w stosunku do łopat) podlegają przepisom śmigłowcowym.

Wymaganie przepisów dotyczące stosowania śmigła o nieprzestawialnym w locie skoku może zapewnić jego łatwą obsługę, ale ogranicza stosowanie nowych, sprawnych energetycznie rozwiązań (w tym np. silników wysokoprężnych).

Niektóre podzespoły wiatrakowca nie posiadają odpowiednika działającego na samolotach czy śmigłowcach. Takim podzespołem jest układ prerotacji wirnika, dla którego nie ma jednoznacznie zdefiniowanych wymagań rodzaju napędu, konstrukcji czy też wytrzymałości, a jedynie ogólne wymaganie "bezpiecznej eksploatacji" [6].

Innym przykładem jest układ pomiaru obrotów wirnika: wirnik w wiatrakowcu nie jest napędzany w czasie lotu, toteż pomiar musi odbywać się za pomocą czujnika umieszczonego blisko głowicy. Wymagania oraz próby muszą być przeprowadzone w oparciu o wymagania przepisów dla podobnych podzespołów.

Zużycie paliwa w przypadku konstrukcji lekkich lub amatorskich nie jest duże, jednak problem wprowadzenia biopaliw w lotnictwie pozostaje aktualny. Zapewnienie bezawaryjnej pracy silników wymaga stosowania się do zaleceń producentów silników. Obecnie dopuszczone normą (np. ASTM 7510A) są paliwa z dodatkiem do 3% biokomponentów. Stosowanie innych paliw wymaga zgody producenta silników, a badania dopuszczające alternatywne paliwa są kosztowne i długotrwałe. Jednak zwykle nie silnik, a układ paliwowy może być ograniczeniem w stosowaniu innego paliwa: materiały, z których wykonany jest zbiornik, przewody, uszczelki, filtry, zawory, a ponadto procedury gwarantujące jakość paliwa, jak i właściwości paliw alternatywnych zwykle wykluczają ich stosowanie. Przyczyną awarii może być bowiem degradacja elementów instalacji paliwowej pod wpływem paliwa alternatywnego, jak i zmiana jego właściwości po dłuższym przestoju (np. kilku tygodni).

Przepisy różnią się w zakresie wymagań dotyczących układu napędowego: wymagany czas bezawaryjnej pracy zespołu na ziemi jest różny: od 10 h (BUT) do 100 h (CAP) pracy.

Przykładem przeniesienia wymagań z przepisów śmigłowcowych na wiatrakowce jest wielkość dopuszczalnego przeciążenia w manewrze. Przepisy zalecają, by struktura wytrzymała w locie (w dowolnym manewrze) przeciążenie od -1,0 g (BUT) do +3,5 g (CAP) z odpowiednim współczynnikiem bezpieczeństwa). Z obliczeń symulacyjnych mechaniki lotu wynika, że obecnie eksploatowane wiatrakowce przy osiąganych prędkościach lotu nie mogą osiągnąć w manewrze "wyrwania" takiego przeciążenia. W praktyce osiągane jest przeciążenie do ok. +2,1 g (z pomiarów w lotach testowych). Podobnie osiągnięcie ujemnego przyspieszenia może być dla wielu konstrukcji niebezpieczne, gdyż lot może być niestateczny nawet przy +0,5 g. Zapis ten zapewne nie ulegnie zmianie ze względu na możliwość osiągnięcia przez wiatrakowce w najbliższych latach większych prędkości lotu, a tym samym większych przeciążeń. Podobnie nowe konstrukcje wirni-ków półsztywnych mogą zapewnić lepszą stateczność lotu w manewrach. Warunek ten pozostaje ograniczeniem wymaganym przepisami, a nie ograniczeniem wymaganym dla danej konstrukcji wiatrakowca i sposobu jego eksploatacji.

Innym wymaganiem nieujętym w przepisach jest znany od wielu lat tzw. układ nisko- i wysokoprofilowy wiatrakowca. Układem niskoprofilowym określa się układ wiatrakowca, w którym kierunek ciągu śmigła przebiega powyżej jego środka ciężkości. Dla takiego układu wiatrakowca, w przypadku opływu wirnika pod małym kątem, gwałtowne zwiększenie ciągu śmigła może doprowadzić do przewrócenia się w locie przez nos – tzw. "push-over". Prawidłową reakcją pilota powinno być ujęcie gazu i ściągnięcie drążka, by utrzymać obroty wirnika. Wprowadzenie zalecenia stosowania układu wysokoprofilowego (kierunek ciągu śmigła poniżej środka ciężkości) może istotnie wpłynąć na bezpieczeństwo lotu.

Zaden z punktów cytowanych przepisów nie odnosi się do poziomu hałasu w kabinie emitowanego przez układ napędowy lub wirnik wiatrakowca – obniżenie poziomu hałasu istotnie wpływa na komfort lotu oraz bezpieczeństwo.

Na uwagę zasługują wymagania dotyczące sił w układach sterowania – maksymalne dopuszczalne wartości różnią się głównie w zakresie sterowania poprzecznego: od 150 N (CAP) do 300 N (BUT). Przepisy BUT dodatkowo precyzują wymagania dla sił w układzie sterowania dla lotu ustalonego – jest to wymaganie mające na uwadze komfort lotu pilota.

4. Wymagania przepisów dla nietypowych konstrukcji wiatrakowców

Konstrukcje nowe, powstałe w jednym egzemplarzu, mogą być dopuszczone do lotu, a następnie badane w locie i eksploatowane, na podstawie częściowych wymagań wymienionych przepisów i z odpowiednimi ograniczeniami w kategorii "specjalnej". Warunki te definiuje i określa rozporządzenie Ministra Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej w sprawie przepisów technicznych i eksploatacyjnych dotyczących statków powietrznych kategorii specjalnej, nieobjętych nadzorem Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (z dn. 26.04.2013 r.) [5]. Kategorie dla konstrukcji nowych lub nietypowych to:

- S1 budowane według nowego, niewypróbowanego uprzednio projektu,
- S6 posiadające nietypowe cechy lub rozwiązania konstrukcyjne lub aerodynamiczne.

Ze względu na niewielką liczbę wiatrakowców posiadających świadectwo tego typu lub będących wystarczająco przebadanych i udokumentowanych, pozostałe kategorie specjalne (S2-S5) nie mają obecnie praktycznego zastosowania.

Wymóg stałego (tj. niezmiennego w czasie lotu) skoku łopat wirnika nośnego wiatrakowca oznacza, że:

- zastosowanie w wiatrakowcu np. wirnika nośnego ze zmiennym skokiem ogólnym wymaga stosowania odpowiedniej części przepisów śmigłowcowych, choć taka głowica nie musi posiadać sterowania cyklicznego (tj. zmiany kąta natarcia łopat w trakcie obrotu),
- wirnik z taką głowicą lub głowicą więcej jak dwułopatową (czyli o nieklasycznej konstrukcji) musi spełnić aktualne, ostrzejsze (śmigłowcowe) wymagania wytrzymałościowe.

Wprawdzie oszacowanie większych obciążeń może zapewnić większe bezpieczeństwo, jednak przyjęcie zaleceń obciążeń przepisów śmigłowcowych dla głowicy wymaga udowodnienia przeniesienia większych sił od zalecanych w przepisach dla wiatrakowców. Skonstruowana wg tych zaleceń głowica może w rezultacie okazać się dwu-trzykrotnie cięższa od klasycznej dla wiatrakowców głowicy "huśtawkowej".

Umożliwienie sterowania skokiem ogólnym wirnika wiatrakowca w zakresie bezpiecznym dla jego eksploatacji (czyli w zakresie typowych kątów natarcia łopat np. 2° do 4°) stworzyłoby nowe możliwości manewrowe dla pilota w sytuacjach awaryjnych, a także pozwoliło zwiększyć obroty wirnika podczas prerotacji i skrócić drogę startu.

Sporą trudnością są obliczenia właściwości lotnych, tj. stateczności i sterowności podczas lotu, a także startu i lądowania, zwykle oparte na badaniach oraz wiedzy (doświadczeniu) z innych, podobnych konstrukcji. Proces dowodzenia spełnienia wymagań bezpieczeństwa jest zwykle iteracyjny (wymaga powtórzenia obliczeń lub badań po wprowadzeniu poprawek).

Efektem wszystkich działań (obliczenia, badania, przygotowanie instrukcji i dokumentacji technicznej itp.) jest zestawienie, tzw. arkusz spełnień przepisów danej konstrukcji, odnoszące się do wszystkich punktów przepisów budowy i z odwołaniem do dokumentów z przeprowadzonych obliczeń lub prób. Dopuszczenie konstrukcji do lotu wymaga zaakceptowania wszystkich tych dokumentów przez organ nadzoru (przez powołany zespół specjalistów).

Dopuszczenie do lotu i uzgodnienie programu prób w locie rozpoczyna kolejny etap wykazania spełnienia przepisów przez nowy wiatrakowiec w zakresie właściwości lotnych.

Oddzielny problem stanowią konstrukcje hybrydowe, oparte na rozwiązaniach wiropłatów, w tym z wirnikami autorotacyjnymi. Konstrukcja taka, by mogła być pod nadzorem dopuszczona do lotu, jest analizowana w świetle wszystkich aktualnych przepisów. Głównym problemem jest zwykle wyznaczenie maksymalnych obciążeń eksploatacyjnych, jakim może być poddana dana konstrukcja, a następnie udowodnienie wytrzymałości konstrukcji, a także jej podzespołów w zakresie przynajmniej do obciążeń dopuszczalnych (z uwzględnieniem odpowiednich współczynników bezpieczeństwa).

5. Podsumowanie

Przepisy lotnicze podlegają ciągłym zmianom w kierunku zwiększenia bezpieczeństwa lotów (pilotów, pasażerów), jak i obsługi. Wprowadzane poprawki ustosunkowują się do nowych rozwiązań technologicznych, konstrukcyjnych oraz możliwości obliczeniowych, jednak w przypadku wiatrakowców nadal opierają się na zbyt wysokich wymaganiach śmigłowcowych.

Zmiany w przepisach dotyczące budowy wiatrakowców w niektórych sprawach niedostatecznie szybko uwzględniają aktualny stan wiedzy, doświadczenie, a także wymagania dotyczące np. warunków eksploatacji lub oddziaływania na otoczenie.

Należy podkreślić, że wszelkie działania, które są niezgodne z obowiązującymi wymaganiami przepisów, mogą okazać się niebezpieczne.

Bibliografia

- 1. Przepisy American Society for Testing and Materials (ASTM) F2352, 2009
- 2. Przepisy British Civil Airworthiness Requirements CAP-643 Section T Light Gyroplanes, 2013
- 3. Przepisy Bauvorschriften fr Ultraleichte Tragschrauber (BUT), 2012
- 4. Prawo lotnicze Ustawa z dn. 3.07.2002 r., tekst jedn. ze zm: Dz.U. z 16.08.2012 r., poz. 933
- 5. Rozporządzenie Min. TBiGM z dn. 26.04.2013 r. w sprawie przepisów technicznych i eksploatacyjnych dotyczących statków powietrznych kategorii specjalnej, nieobjętych nadzorem Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (Dz.U. poz. 524 z dn. 2.05.2013 r.)
- DELEGA M., KRZYMIEŃ W., 2014, Weryfikacja rozwiązań prerotacji wirnika wiatrakowca, Prace Instytutu Lotnictwa, 235, 35-40

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

Remarks to the requirements of the airworthiness rules of gyroplanes

Gyroplanes are subject to the requirement regulations that are currently being created, but which are based on many years of experience of other categories of aircraft: ultralight airplanes and helicopters.

The paper presents the current state of the construction requirements for gyroplanes and the directions of changes based on the experience of other category of the aircraft as well as new constructions and exploitation requirements for this category of aircraft. In the paper, some remarks on requirements of the airworthiness rules which arose during new gyroplane project realization and as a result of development works are presented.

The comments suggest the necessary changes in the requirements as well as the expected trends taking into account the current state of knowledge.

EKSPERYMENTALNE BADANIA CHARAKTERYSTYK AERODYNAMICZNYCH SAMOLOTU Z USZKODZONYM SKRZYDŁEM

ANDRZEJ KRZYSIAK

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

> Jedną z bezpośrednich przyczyn wypadków lotniczych jest uszkodzenie płatowca. Może ono wynikać z faktu przekroczenia naprężeń krytycznych, w którymś z jego elementów konstrukcyjnych w trakcie eksploatacji, bądź też w efekcie kolizji z innym obiektem latającym lub obiektem naziemnym (np. masztem, drzewem słupem, itp.). Uszkodzenie płatowca prowadzi nie tylko do zmiany obciążeń aerodynamicznych samolotu, będących efektem zmiany geometrii płatowca, lecz może również uniemożliwić jego sterowanie w skutek uszkodzenia powierzchni sterowych lub jego układów sterowania. W niniejszej pracy przedstawiono wyniki tunelowych badań modelu małego dwusilnikowego samolotu z różnymi wariantami uszkodzenia jego skrzydła. W badaniach przyjęto założenie, że w efekcie kolizji odcięta zostanie całkowicie końcówka skrzydła. W trakcie badań eksperymentalnych wyznaczono podstawowe charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu samolotu z odciętymi 11%, 22%, 33% i 44% skrzydła.

Wykaz oznaczeń

_	cięciwa profilu, [m]
_	rozpiętość modelu, [m]
_	współczynnik siły nośnej
_	współczynnik siły oporu
_	współczynnik momentu przechylającego
_	współczynnik momentu pochylającego
_	współczynnik momentu odchylającego
_	liczba Macha przepływu niezakłóconego
_	odchylenie standardowe
_	prędkość przepływu niezakłóconego, [m/s]
_	kąt natarcia profilu, [deg]

1. Wprowadzenie

Przyczyną wielu wypadków lotniczych jest uszkodzenie powierzchni nośnych lub powierzchni sterowych samolotu, będące efektem błędów konstrukcyjnych lub kolizji z innym obiektem latającym lub obiektem naziemnym. Ponadto w ostatnim czasie rośnie zagrożenie atakami terrorystycznymi, których celem jest zniszczenie samolotu w trakcie lotu poprzez uszkodzenie konstrukcji płatowca prowadzące bezpośrednio do katastrofy. Uszkodzenie powierzchni nośnych lub powierzchni sterowych samolotu powoduje istotną zmianę sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot, co w wielu przypadkach skutkuje brakiem możliwości kontynuowania lotu. Historia lotnictwa zna wiele takich zdarzeń, a poniżej przedstawiono niektóre z nich:

• 1979 – utrata silnika wraz z pylonem przez samolot DC-10 linii American Airlines [1], rys. 1. Skutkiem katastrofy zginęły 272 osoby.



Rys. 1. Samolot DC-10 linii American Airlines bez lewego silnika [7]

• 1985 – utrata statecznika pionowego przez samolot B747 linii Japan Airlines [2], rys. 2. Skutkiem katastrofy zginęło 520 osób.



Rys. 2. Samolot B747 linii Japan Airlines bez statecznika pionowego [7]

- 1992 utrata silników i uszkodzenie skrzydła samolotu B747 izraelskich linii lotniczych El Al. [3]. Skutkiem katastrofy zginęło 51 osób.
- 2001 utrata statecznika pionowego przez samolot A300 linii American Airlines [4]. Skutkiem katastrofy zginęło 265 osób.
- 2003 uszkodzenie skrzydła samolotu A300 linii European Air Transport pociskiem rakietowym [5], rys. 3. Samolot wylądował bezpiecznie.



Rys. 3. Samolot A-300 ze skrzydłem uszkodzonym przez pocisk rakietowy [7]



Rys. 4. Samolot A-300 bez steru kierunku [7]

Z powodu wzrastającej liczby wypadków lotniczych spowodowanych uszkodzeniem samolotu tematyka badań wpływu tych uszkodzeń na aerodynamikę samolotu staje się aktualna. Tego typu badania przeprowadzone były między innymi przez zespół naukowców amerykańskich w tunelu aerodynamicznym w NASA Langley Research Center (Hampton, Virginia) [7], [8].

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki tunelowych badań modelu małego dwusilnikowego samolotu "Orka" (wykonanego w skali 1:10) z różnymi wariantami uszkodzenia jego skrzydła. Badania przeprowadzono w tunelu małych prędkości T-1 Instytutu Lotnictwa. W badaniach przyjęto założenie, że w efekcie kolizji odcięta zostanie całkowicie końcówka skrzydła. W trakcie badań eksperymentalnych wyznaczono podstawowe charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu samolotu z odciętymi 11%, 22%, 33% i 44% skrzydła.

2. Technika badań

2.1. Tunel małych prędkości T-3

Badania wpływu uszkodzenia skrzydła samolotu "Orka" na jego charakterystyki aerodynamiczne przeprowadzono w tunelu aerodynamicznym T-3 w Instytucie Lotnictwa.

Tunel aerodynamiczny T-3 jest tunelem atmosferycznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową. Wymiary przestrzeni pomiarowej wynoszą: średnica 5 m, długość 6,5 m. W czasie wykonywanych badań modelu samolotu w przestrzeni pomiarowej tunelu można było osiągnąć maksymalną prędkość 50 m/s, co pozwalało na uzyskiwanie liczb Reynoldsa (odniesio-nych do 1 m) do Re = $3.3 \cdot 10^6$. Regulacja prędkości odbywała się w sposób ciągły w zakresie od ok. 1 m/s do 50 m/s.

Schemat tunelu aerodynamicznego T-3 i jego podstawowe wymiary pokazano na rys. 5.

W roku 2014 układ napędowy tunelu aerodynamicznego T-3 został zmodernizowany, co pozwala obecnie na osiągnięcie maksymalnej prędkości przepływu około 90 m/s.

2.2. Technika badań

Badania wpływu uszkodzenia skrzydła samolotu "Orka" na jego podstawowe charakterystyki aerodynamiczne przeprowadzono przy użyciu wewnętrznej 6-składowej wagi aerodynamicznej



Rys. 5. Schemat tunelu aerodynamicznego T-3

FFA I 646-2. W tracie badań model samolotu umieszczony był w przestrzeni tunelu aerodynamicznego w pozycji odwróconej, co dawało możliwość rozszerzenia zakresu dodatnich katów natarcia. Pełny program badań modelu samolotu "Orka" obejmował szereg różnych jego konfiguracji, w tym z silnikami usytuowanymi na skrzydle, rys. 6. Jednak badania wpływu uszkodzenia skrzydła samolotu "Orka" na jego podstawowe charakterystyki aerodynamiczne przeprowadzono na modelu samolotu bez silników.



Rys. 6. Model samolotu "Orka" w tunelu aerodynamicznym T-3

Przed badaniami tunelowymi waga aerodynamiczna FFA I 646-2 została przewzorcowana. Na podstawie wzorcowania określono średnie odchylenie standardowe mierzonych wartości sił i momentów aerodynamicznych.

	S_{Px}	S_{Py}	S_{Pz}	S_{Mx}	S_{My}	S_{Mz}
	[% zakresu]					
Odchylenie standardowe	0,367	0,542	0,148	0,241	0,147	0,363

Współczynniki aerodynamiczne modelu samolotu "Orka" wyznaczone zostały w układzie strumieniowym. Do ich obliczenia wykorzystano następujące wielkości charakterystyczne modelu:

- rozpiętość 1,35 m,
- średnia cięciwa aerodynamiczna $0,1303 \,\mathrm{m},$
- powierzchnia odniesienia $0,165 \text{ m}^2$.

Wszystkie pomiary zrealizowano przy prędkości przepływu V = 40 m/s (M ≈ 0.12), co odpowiadało liczbie Reynoldsa, Re = $0.36 \cdot 10^6$. Zakres badanych kątów natarcia wynosił $\alpha = -4^\circ \div 14^\circ$.

Badano następujące konfiguracje modelu:

- model samolotu ze skrzydłem nienaruszonym,
- model samolotu z obciętą końcówką skrzydła w 89% połowy jego rozpiętości,
- model samolotu z obciętą końcówką skrzydła w 78% połowy jego rozpiętości,
- model samolotu z obciętą końcówką skrzydła w 67% połowy jego rozpiętości,
- model samolotu z obciętą końcówką skrzydła w 56% połowy jego rozpiętości (rys. 7).



Rys. 7. Model samolotu "Orka" z obciętą końcówką skrzydła w 56% połowy jego rozpiętości w tunelu aerodynamicznym T-3

3. Wyniki badań

Na rys. 8÷12 przedstawiono wykresy zależności współczynników aerodynamicznych modelu samolotu "Orka" w funkcji kąta natarcia uzyskane dla badanych konfiguracji tego modelu. Wpływ uszkodzenia skrzydła na współczynnik siły bocznej był pomijalnie mały, dlatego w artykule nie zamieszczono zależności $Cy = f(\alpha)$.



Rys. 8. Wpływ obcięcia końcówki skrzydła na współczynnik siły oporu



Rys. 9. Wpływ obcięcia końcówki skrzydła na współczynnik siły nośnej



Rys. 10. Wpływ obcięcia końcówki skrzydła na współczynnik momentu przechylającego



Rys. 11. Wpływ obcięcia końcówki skrzydła na współczynnik momentu pochylającego



Rys. 12. Wpływ obcięcia końcówki skrzydła na współczynnik momentu odchylającego

4. Wnioski

W niniejszej pracy przedstawiono wyniki tunelowych badań modelu samolotu "Orka" z różnymi wariantami uszkodzenia jego skrzydła. W badaniach przyjęto założenie, że w efekcie kolizji odcięta zostanie całkowicie końcówka skrzydła. W trakcie badań eksperymentalnych wyznaczono podstawowe charakterystyki aerodynamiczne badanego modelu samolotu z odciętymi 11%, 22%, 33% i 44% skrzydła.

Przeprowadzone badania wpływu obcięcia końcówki modelu skrzydła samolotu "Orka" na jego charakterystyki aerodynamiczne wykazały, że tego typu uszkodzenie płatowca w istotny sposób zmienia wartość momentu przechylający oraz siły nośnej. Przy czym kąt zerowej siły nośnej pozostaje zasadniczo niezmieniony, a zmiany momentu przechylającego oraz siły nośnej wywołane uszkodzeniem skrzydła są w zakresie $\alpha = -4^{\circ} \div 8^{\circ}$ w przybliżeniu proporcjonalne do wartości kąta natarcia modelu.

Obcięcie końcówki modelu skrzydła ma nieduży wpływ na opór samolotu oraz jego moment pochylający.

Bibliografia

- 1. National Transportation Safety Board Report AAR-79-17, Washington DC, 1979.
- 2. MACARTHUR J., 1996, Air Disaster, Volume 2, Aerospace Publications, 136-153
- 3. Netherlands Aviation Safety Board Aircraft Accident Report 92-11, Amsterdam, Netherlands, 1992
- 4. National Transportation Safety Board Report AAR-04-04, Washington DC, 2004
- 5. Aviation Week and Space Technology, December 8, 2003
- 6. Transportation Safety Board of Canada Report A05F0047, Gatineau, Quebec, Canada, 2005
- 7. SHAH G.H., 2008, Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 18-21 August, Honolulu, Hawaii
- 8. SHAH G.H., HILL M.A., 2012, Flight dynamics modeling and simulation of a damaged transport aircraft, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 13-16 August, Minneapolis, Minnesota

Wind tunnel investigation of the aerodynamic characteristic of airplane with damaged wing

One of the direct causes of aviation accidents is damage of the airframe. It may result from exceeding the critical stress in one of its structural elements during operation, or as a result of a collision with another flying or ground object (e.g. masts, trees, poles, etc.). Damage of the airframe leads not only to a change of aerodynamic loads, resulting from changes in the aircraft geometry, but can also prevent its control as a result of damage of the control surfaces or control systems.

This paper presents the results of wind tunnel tests on the model of a small twin-engine aircraft with different variants of its wing damage. The study assumes that, as a result of the collision, the wing tip is completely cut off. The basic aerodynamic characteristics of the tested aircraft model with cut 11%, 22%, 33% and 44% wings is presented.

BADANIE RUCHU SKRZYDŁA NYMPHALIS XANTHOMELAS PODCZAS LOTU TRZEPOCZĄCEGO

ZUZANNA KUNICKA-KOWALSKA

Politechnika Warszawska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa e-mail: kunna13@wp.pl

Przedmiotem artykułu jest badanie ruchu skrzydła motyla gatunku Nymphalis xanthomelas. Celem jest przebadanie przemieszczeń wybranych charakterystycznych punktów na skrzydle żywego owada, a następnie stworzenie charakterystyk pokazujących przemieszczenia w czasie w trójwymiarowym układzie współrzędnych. Wybraną metodą było filmowanie ruchu skrzydeł, znalezienie powtarzalności uderzeń, a następnie obliczenie średniego czasu trwania jednego uderzenia i wzorcowego powtarzalnego ruchu.

1. Studium literatury

Lot owadów stanowi przedmiot badań naukowych zarówno z zakresu mechaniki, jak i biologii. Budowa skrzydeł różnych gatunków, ich napęd, ruch oraz dane mechaniczne były badane i rejestrowane od dziesięcioleci. Jednym z najbardziej rozbudowanych kompendiów jest pozycja z 1984 *The aerodynamics of hovering insect flight* Ellingtona [1], składająca się z sześciu części. Autor opisuje dość szczegółowo trzy fazy ruchu skrzydła w locie trzepoczącym owadów, ale również nietoperza i kolibra. Ponadto podaje wzory, między innymi na siłę nośną i uzależnia ją od kąta natarcia. Przedstawia także tabele z istotnymi wartościami mechanicznym charakterystycznymi dla poszczególnych gatunków zwierząt. Są także zamieszczone matematyczne opisy ruchu nieodkształcalnego skrzydła.

Istotne z punktu widzenia eksperymentu są informacje przedstawione w *Traktacie o śmigłach* J. Madejskiego [4], w którym opisana została budowa skrzydeł owadzich. Według autora pokrycie skrzydeł stanowią dwie warstwy chityny, natomiast rolę dźwigarów pełni użyłkowanie (zespół żyłek ograniczających komórki skrzydłowe). Użyłkowanie to zagęszcza się w okolicy krawędzi natarcia i tym samym zwiększa jej sztywność. Najczęściej skrzydło przednie i tylne stanowią jedną powierzchnię nośną (wyjątkiem są ważki), przy czym tylna para ma minimalne znaczenie i u większości gatunków jest w zaniku. W locie obie pary skrzydeł są połączone.

Z obserwacji opisanych w [8] wynika, że motyl podczas lotu do przodu zawsze trzepocze, przy czym łączy trzepotanie z szybowaniem, by poprawić efektywność lotu. Autor uznaje szybowanie za ważny element lotu motyla wykorzystującego wiry. Prowadzi wizualizację wirów za pomocą dymu wokół nieruchomego modelu motyli Papilio Ulysses i Danaus Plexippus.

Srygley i Thomas [7] wykonali w tunelu aerodynamicznym badania lotu swobodnego motyla Vanessa Atalanta z kwiatu i na kwiat, posługując się wizualizacją z użyciem dymu. Z badań wynikało, że występowały dwa rodzaje wirów: aktywne i nieaktywne. Wraz z mechanizmami obrotu skrzydeł ich klaskania (złączenia w górnej fazie ruchu) i wyrzutu (gwałtowny ruch do przodu) były one wykorzystywane przy wytwarzaniu siły nośnej przy starcie, lądowaniu i wykonywaniu manewrów. Senda [6] natomiast oblicza siłę aerodynamiczną, stosując model złożony z wielu sztywnych elementów, a wyniki porównuje z siłą zmierzoną w eksperymencie. Brakuje jednak szczegółowego opisu przemieszczenia poszczególnych punktów na krawędzi skrzydła. Fry, Sayaman i Dickinson [2] prowadzili badania nad lotem Drosophila melanogaster z użyciem kamery szybkostrzelnej. Umieścili początek układu współrzędnych w korpusie owada. Ponieważ mucha nie była na uwięzi, a jej ruch nie mógł być powtarzalny, użyto trzech kamer dla pozyskania danych w trzech wymiarach.

2. Opis przygotowania stanowiska obserwacji

W celu niezakłóconej obserwacji ruchu motyla otoczono go szklaną osłoną, mającą za zadanie pełnić rolę tunelu aerodynamicznego separującego obiekt badań od zewnętrznych źródeł ruchu powietrza. Ścianki osłony o przekroju prostokąta $(30 \text{ cm} \times 60 \text{ cm})$ i długości 60 cm przy teoretycznej rozpiętości skrzydeł Nymphalis xanthomelas 55 mm [5] nie powinny zakłócać przepływu powierza. Na wlocie umieszczono 3-centymetrową ściankę z rurek o średnicy 5 mm, której zadaniem było uporządkowanie przepływu. Orientacja rurek była zgodna z kierunkiem przepływu powietrza w osłonie. Przepływ powietrza zapewniono przez ustawienie na wylocie osłony wentylatora, powietrze było wyciągane. Prędkość przepływu zmierzono wiatromierzem ręcznym i wynosiła ona 1,6 m/s. Prędkość ta nie wpływała lub wpływała minimalnie na zachowanie owada, ale powolny przepływ powietrza umożliwił używanie znacznika dymnego, który w warunkach izolacji od zakłóceń zewnętrznych przepływał poziomo. Podczas badania ruchu skrzydeł motyla znacznik dymny pozwalał śledzić ruch ośrodka i porównywać go z wynikami symulacji, a zatem także weryfikację jej poprawności.

Owad został przyklejony odnóżami (przy użyciu kleju specjalistycznego, nietoksycznego kleju rozpuszczalnego w wodzie, który po eksperymencie umożliwiał uwolnienie owada bez wyrządzania mu krzywdy) do stalowego pręcika o średnicy 4 mm przytwierdzonego do drewnianej podstawy. Grubość pręta była kompromisem pomiędzy minimalizacją wymiarów obiektu z uwagi na zaburzenie przepływu, a koniecznością zachowania sztywności, w celu jak najlepszego unieruchomienia zwierzęcia. Miało to kluczowe znaczenie dla dokładności i powtarzalności ujęć filmowych.

Ruchy skrzydeł motyla rejestrowano kamerą Phantom v2511/48 GB, wykonując ujęcia z trzech stron, by pozyskać dane umożliwiające odtworzenie ruchu w trójwymiarze. Użyto obiektywu Carl Zeiss Makro-Planar T* 100 mm, f/2 i Carl Zeiss Distagon 50 mm, f/1.4 oraz oświetlenia w postaci lampy easyLED 30 LED chips. Zdjęcia wykonywano z prędkością 1000 klatek na sekundę.

3. Opis badania i obróbki wyników

Na potrzeby projektu należało poczynić pewne założenia, między innymi następujące:

- skrzydła owada są płaskie i ich grubość można zaniedbać,
- podczas ruchu istnieje całkowicie poziome położenie skrzydła, czyli takie, w którym skrzydło idealnie pokrywa się z powierzchnią tworzoną przez osie X i Z,
- śledzone punkty znajdują się tylko na krawędzi skrzydeł, zatem nie mierzy się odkształcenia między miejscem osadzenia skrzydła a jego krawędzią: motyl nie ma wpływu na te odkształcenia,
- owad i jego ruch jest całkowicie symetryczny,
- podczas ruchu nie ma żadnego przepływu między przednią a tylną parą skrzydeł: stanowią jedną powierzchnię o zmiennych w czasie wymiarach.

Wybrano siedem punktów na krawędzi skrzydeł, z czego cztery przypadały na przednie, a kolejne trzy na tylne skrzydło. Wybrano miejsca naturalnie charakterystyczne, co miało ułatwić śledzenie przemieszczeń. Umieszczenie znacznika na skrzydle jest trudne i może prowadzić do błędów z uwagi na ruchliwość owada oraz łuski skrzydeł, które zacierają namalowane punkty i powodują odklejanie oryginalnych znaczników wykonanych w postaci nalepek. Umiejscowienie punktów przedstawia się następująco:

- $0\ -$ przedni skraj przedniego skrzydła,
- 1 najbardziej wysunięty w bok punkt przedniego skrzydła,
- 2 druga wypustka przedniego skrzydła, licząc od tyłu (mniej więcej w połowie odległości między punktem 1 i 3),
- 3 tylni skraj przedniego skrzydła,
- 4 przedni skraj tylnego skrzydła,
- 5 $\,-$ dno dołka za drugą wypukłością tylnego skrzydła. licząc od przodu (miej więcej w połowie odległości między punktami 4 i 6),
- 6 najbardziej wysunięty punkt tylnego skrzydła.



Rys. 1. Umiejscowienie punktów

Ujęcia wykonano z trzech stron: z góry, z boku i z tyłu. Wówczas uzyskano zmianę położenia kolejnych punktów w czasie w trzech różnych płaskich układach współrzędnych (filmowanie z trzech stron), przy czym każda oś w układzie trójwymiarowym pokrywała się z dwiema osiami z dwóch różnych ujęć, co dodatkowo pozwoliło na uśrednienie zebranych serii danych. Początek przestrzennego układu współrzędnych umieszczono w korpusie owada (rys. 2), wzorując się na badaniach przeprowadzonych przez Dickinsona [2].

Do zebrania serii danych w zadanych układach współrzędnych użyto programu Phantom Camera Control. Każde ujęcie skalibrowano, ustawiono początek układu współrzędnych i śledzono przemieszczenie punktów, zapisując kolejne zmiany (rys. 3). Z uwagi na brak znaczników konieczna była ręczna kontrola poprawności po każdym kroku czasowym i wprowadzanie korekt dla nieprawidłowych zapisów lub ich braku.

W związku z tym, że owad był przestraszony i usiłował uciec, problemem było:

- brak powtarzalności uderzeń skrzydeł,
- częste chaotyczne ruchy,
- niedokładne ustawienie owada w układzie współrzędnych (np. złożone skrzydła nie pokrywały się z osią Y, wymagało to obrotu punktów względem początku układu współrzędnych),
- różny czas trwania każdego uderzenia.



Rys. 2. Ustawienie owada w układzie współrzędnych [3]



Rys. 3. Przemieszczenia punktów w widoku z tyłu – program PCC

Dlatego konieczne było uśrednianie danych i odrzucenie mało prawdopodobnych wartości.

Dla osi w trójwymiarze wybrano serie danych z następujących osi z określonych widoków:

- dane dla osi X skompletowano ze współrzędnych na kierunku osi X w widoku z boku oraz z danych na oś X z widoku z boku, uderzenie drugie,
- dane dla osi Y skompletowano ze współrzędnych na kierunku osi Y w widoku z boku oraz z danych na ośYz widoku z tyłu,
- dane dla osi Z skompletowano ze współrzędnych na kierunku osi Y w widoku z góry (lustrzane odbicie) oraz z danych na oś X z widoku z tyłu.

Dla osi X 3D można było wybrać dane z widoku z góry, jednak zrezygnowano z tego i zastąpiono je danymi z drugiego widoku z boku z uwagi na chaotyczny ruch i brak powtarzalności: każda seria danych na tę oś w tym widoku różniła się od pozostałych. Wybrano bardziej miarodajne rozwiązanie.

Serie danych przeniesiono do arkusza kalkulacyjnego oraz dokonano ich korekty. Korpus owada nie pokrywał się idealnie z osiami układu współrzędnych, toteż konieczne było obrócenie uzyskanych serii danych względem początku układu współrzędnych, a także lustrzane odbicie w przypadku serii danych dotyczących lewego skrzydła (widok z góry), tak by wszystkie dane dotyczyły prawego skrzydła. Poniższe wykresy pokazują przemieszczenie punktu 0 w trzech wymiarach (rys. 4-6). Ponieważ czas każdego uderzenia różnił się minimalnie od pozostałych, wprowadzono znormalizowany czas uderzenia, czyli średni czas jego trwania liczony w ujęciach, co pozwala na porównanie wyników.



Rys. 4. Przemieszczenie punktu 0 wzdłuż osi X



Rys. 5. Przemieszczenie punktu 0 wzdłuż osi Y



Rys. 6. Przemieszczenie punktu 0 wzdłuż os
i ${\cal Z}$

Na każdym wykresie są prezentowane po dwie serie danych (z różnych uderzeń). Biorąc pod uwagę, że badany obiekt jest żywy, zaskakujące jest, że charakterystyki praktycznie się pokrywają. Największą rozbieżność zaobserwowano w punkcie 6 w przemieszczeniu na kierunku osi Y (rys. 7).

Kolejnym etapem było wyznaczenie chwili poziomego ustawienia skrzydeł oraz przesunięcie danych tak, żeby ruch zaczynał się od poziomego ustawienia i poprzez maksymalne wychylenie w górę i w dół, kończył się na pozycji wyjściowej. Następnie na podstawie liczby klatek obliczono średni czas uderzenia: 119,25 klatek na uderzenie i przyjęto liczbę całkowitą 120, co przy częstotliwości 1000 kl/s daje 0,12 sekundy. Zatem częstotliwość trzepotu to 83,9 Hz. Przy użyciu programu Scilab dokonano interpolacji punktów każdej serii dla dziedziny od 0 do 120 (121 punktów). Dzięki temu otrzymano trzy zbiory argumentów dla każdej osi w czasie jednego uśrednionego uderzenia, co pozwala na opisanie ruchu w przestrzeni.



Rys. 7. Przemieszczenie na os
i \boldsymbol{Y} punktu 6

Zamieszczone niżej charakterystyki pokazują uśrednione przemieszczenia wszystkich punktów w trzech kierunkach (rys. 8-10).



Rys. 10. Przemieszczenia na os
i ${\cal Z}$



Rys. 11. Trójwymiarowy wykres przemieszczeń punktów

4. Podsumowanie

Problematyczna podczas wykonywania badań była z pewnością skala badanego obiektu oraz nieprzewidywalność jego zachowania. Trudność sprawiało przyklejenie owada. Należało nałożyć niewielką ilość kleju i przytrzymać motyla do momentu, aż klej zwiąże, a jednocześnie uważać, by nie dotknąć kleju i nie przykleić palców. Wymagało to kilku prób. Kolejnym wyzwaniem było nakłonienie owada do lotu: trzeba było pobudzać go.

Natomiast sama obróbka wyników stanowiła mozolną pracę, gdyż – jak wspomniano – śledzenie punktów musiało odbywać się ręcznie. Program gubił punkty z każdą kolejną klatką i konieczne było wprowadzanie poprawek.

Niemniej w efekcie serie danych charakteryzują się bardzo dużą powtarzalnością, co jest zaskakujące, zważywszy na fakt, że badany jest obiekt żywy, a zwierzę jest unieruchomione i wystraszone. W związku z powyższym możliwe jest stworzenie na tej podstawie modelu matematycznego ruchu całego skrzydła, co w zamyśle ma być kontynuacją przeprowadzonych badań.

Bibliografia

- 1. ELLINGTON C.P., 1984, The Aerodynamics of Hovering Insect Flight, Londyn 1984
- FRY S.N., SAYAMAN R., DICKINSON M.H., 2005, The aerodynamics of hovering flight in Drosophila, *The Journal of Experimental Biology*, 208, 2303-2318. doi:10.1242/jeb.01612
- https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Nymphalis_xanthomelas_(Mount_Ogochi).JPG, dostęp: 20 maja 2016 r.
- 4. MADEJSKI J., 1991, Traktat o śmigłach, Wrocław
- 5. SANDNER H., 1976, Owady, Warszawa
- 6. SENDA K., SAWAMOTO M., SHIBAHARA T., TANAKA T., 2004, Study on flapping-of-wings flight of butterfly with experimental measurement, *AIAA Paper 2004-5368*, August
- 7. SRYGLEY R.B., THOMAS A.L.R., 2002, Unconventional Lift-Generating Mechanisms in Free-Flying Butterflies, Oxford; pub. by Nature
- YE HU, JINJUN WANG, 2010, Experimental investigation on aerodynamic performance of gliding butterflies, AIAA Journal, 48, 10

Study on Nymphalis xanthomelas wing movement during flapping flight

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

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

EWOLUCJA SYSTEMU I ORGANIZACJI BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH W POLSCE

MACIEJ LASEK

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

Dla większości ludzi związanych zawodowo lub hobbystycznie z lotnictwem wypadki lotnicze są zdarzeniami, które przydarzają się innym i o których można co najwyżej usłyszeć w popołudniowych wiadomościach. Świadomość zagrożeń może jest dla nas co prawda nieco większa niż w przypadku codziennych dojazdów samochodem do pracy, ale już znacznie mniejsza niż w czasie uprawiania np. kolarstwa górskiego lub podobnych sportów ekstremalnych. A prawda jest taka, iż wypadki towarzyszą lotnictwu od początku jego istnienia. "Jak to się stało?", "Dlaczego?" i "Czy tak być musiało?", są pierwszymi pytaniami formułowanymi po zaistnieniu zdarzenia. Z uwagi na swój dramatyzm i niezwykłą medialność, wypadki lotnicze zawsze wzbudzają sensację, a dziennikarze nigdy nie przechodzą obok nich z taką obojętnością, z jaką odnoszą się do wypadków drogowych. Mimo, że statystycznie ginie w tych drugich nieporównywalnie więcej osób (w wypadkach drogowych w latach 2003-2004 w Polsce zginęło ponad 11 tysięcy osób, podczas gdy w analogicznym okresie wskutek wypadków lotniczych liczba ta nie przekroczyła 40 ofiar). Jak najszybsze i jednoznaczne wyjaśnienie całego ciągu przyczyn, które doprowadziły do wypadku, ma bezpośredni wpływ na zapewnienie bezpieczeństwa wykonywanych operacji lotniczych w przyszłości i nie może pozostawać bez odpowiedzi.

1. Wstęp

Pojęcie "bezpieczeństwo" ma wiele znaczeń i jest określane w różny sposób w zależności od kontekstu jego użycia w danym momencie. Najprościej można je określić jako brak zagrożenia. W działalności lotniczej bezpieczeństwo jest bezbłędnie identyfikowane przez wszystkie podmioty związane z tą działalnością. To brak zagrożeń podczas lotu dla załogi, pasażerów, osób trzecich i ich mienia. A największe możliwości podejmowania czynności mogących wpłynąć na bezpieczeństwo obywateli ma państwo, głównie poprzez administrację publiczną. Zadanie to realizowane jest w różnej formie – jedną z nich jest prowadzenie profilaktyki bezpieczeństwa lotów, u której podstaw leży określanie przyczyn i okoliczności wypadków lotniczych.

Pierwsze wyraźne regulacje prawne w tym zakresie pojawiły się już w latach 30. ubiegłego wieku. Po zakończeniu II wojny światowej praktycznie wszystkie kraje prowadziły zinstytucjonalizowane badanie wypadków lotniczych. Stosowanych jest wiele systemów organizacyjnych, co uwarunkowane jest przepisami, jakie na terytorium tych państw obowiązują. Jeżeli dane państwo jest stroną Konwencji ICAO, wówczas podstawowe zasady prowadzenia badań są identyczne. Jednakże w zakresie organizacyjnym swoboda jest dość duża, stąd można spotkać się z różnymi systemami organizacji tych badań. Jednocześnie sformułowania zawarte w Aneksie 13 do Konwencji ICAO dają poszczególnym państwom-sygnatariuszom Konwencji ICAO dość dużą swobodę w interpretacji zakresu badań – tj. rodzajów lotnictwa, których badanie wypadków lub incydentów państwo chce nadzorować. Najważniejszą zmianą, która nastąpiła w ostatnich latach w podejściu do badania zdarzeń lotniczych, było przeniesienie akcentu z poszukiwania winnych zaistnienia wypadku na określenie przyczyny, bez orzekania o winie i odpowiedzialności, jako środek do najważniejszego celu badania – sformułowania zaleceń profilaktycznych, pozostawiając decyzje administracyjne w gestii odpowiedniej władzy lotniczej lub prokuratury. W Polsce zmiany te nastąpiły w 2002 roku.

2. Zmiany w systemie badania wypadków w Polsce po 2002 roku

Obowiązek prowadzenia badań zdarzeń lotniczych w ramach działalności administracji publicznej wynika z wielu czynników. Jako najważniejsze należy uznać: konieczność zapewnienia bezpieczeństwa obywatelom oraz związanie państwa umowami międzynarodowymi. Podstawowe przepisy dotyczące zasad badania zdarzeń w lotnictwie cywilnym to Rozporządzenie Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 z dnia 20 października 2010 r. w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im uchylające dyrektywę 94/56/WE oraz ustawa Prawo lotnicze z dnia 3 lipca 2002 r. Natomiast normy postępowania i zalecane praktyki międzynarodowe określone zostały w Załączniku nr 13 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym z 1994 r. (tzw. Konwencji chicagowskiej).

Wejście w życie w roku 2002 ustawy Prawo lotnicze znacznie zmieniło system badania wypadków cywilnych statków powietrznych. Zmianom uległa struktura i zakres działania instytucji prowadzącej badania. W miejsce Głównej Komisji Badania Wypadków Lotniczych (GKBWL) z siedzibą w Warszawie i 15 Okręgowych Komisji Badania Wypadków Lotniczych (OKBWL – każda z 3-osobową obsadą), rozmieszczonych na terytorium całego kraju, utworzona została Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych (PKBWL) z ograniczoną początkowo ustawą liczbą 17 członków Komisji. Etaty osób pracujących w OKBWL przejął Urząd Lotnictwa Cywilnego, a Ministerstwo zapewniło w ciągu pierwszych dwóch lat działalności PKBWL środki na powołanie 10 etatowych członków Komisji, a od 2005 roku na 17 etatów.



Rys. 1. Zatrudnienie w PKBWL

Jednocześnie, na skutek zmian w klasyfikacji zdarzeń lotniczych, tj. literalnego potraktowania zapisów Aneksu 13 do Konwencji ICAO, uległ znacznemu powiększeniu zakres zadań badawczych. Do końca 2002 roku GKBWL badała jedynie wypadki ze skutkiem śmiertelnym (samolotów, szybowców, śmigłowców i spadochronowe) oraz wszystkie wypadki obcych statków powietrznych i wypadki w lotnictwie komunikacyjnym – co w praktyce obejmowało maksymalnie kilkanaście zdarzeń w ciągu roku. Pozostałymi zdarzeniami zajmowały się OKBWL. Po wejściu w życie nowej ustawy nowo powołana PKBWL z siedzibą w Warszawie musiała podjąć badanie wszystkich wypadków lotniczych i poważnych incydentów, które wydarzyły się w polskiej przestrzeni powietrznej, oraz nadzorować badanie incydentów z udziałem wszystkich rodzajów statków powietrznych prowadzone przez inne podmioty (użytkowników, porty lotnicze czy organ zarządzania ruchem lotniczym). W kolejnych latach zaczęły również przynosić efekty wieloletnie starania dążące do podnoszenia świadomości społeczności lotniczej, co skutkowało pożądanym zwiększeniem wykrywalności i zgłaszalności zaistniałych zdarzeń lotniczych. Dotyczyło to w szczególności incydentów lotniczych, których badanie jest podstawą właściwej profilaktyki w lotnictwie. Tabela 1 zawiera liczbę wszystkich zdarzeń lotniczych zgłoszonych do PKBWL z rozbiciem na kolejne lata i rodzaj zdarzenia.

		W tym:				
Rok	Zgłoszenia	Wypadki	wypadki ze skutkiem śmiertelnym	poważne incydenty	incydenty	zdarzenia pozostałe
2003	203	93	14	2	108	—
2004	314	98	16	15	201	—
2005	297	75	10	37	185	—
2006	378	100	16	16	262	—
2007	764	85	19	16	419	244
2008	961	76	7	11	479	395
2009	1089	106	16	17	593	373
2010	1437	70	11	11	687	669
2011	1574	94	23	13	628	839
2012	1690	89	12	22	629	950
2013	1980	104	12	13	923	940
2014	2265	104	14	25	1266	870
2015	2688	151	16	41	1649	847

Tabela 1. Liczba zgłoszeń zdarzeń lotniczych zgłoszonych do PKBWL



Rys. 2. Liczba zdarzeń zgłoszonych do PKBWL (obejmuje wypadki, poważne incydenty i incydenty)

Należy zwrócić szczególną uwagę na dwa wnioski płynące z przedstawionego zestawienia:

- liczba wypadków w lotnictwie cywilnym od 2003 roku jest w przybliżeniu niezmienna (średnio 95 wypadków rocznie) z wyjątkiem roku 2015, w którym nastąpił gwałtowny wzrost liczby zgłoszonych wypadków (ponad 90% wzrost zgłaszalności wypadków paralotniowych),
- 2) każdego roku wzrasta liczba zgłoszeń incydentów lotniczych,
- 3) od 2009 roku pojawiła się również kategoria zgłoszeń zdarzeń, które nie wypełniają definicji incydentu lotniczego, ale przez zgłaszających są oceniane jako odstępstwo od standardu czy oczekiwanego stanu funkcjonowania, a które w przyszłości mogą mieć wpływ na obniżenie stanu bezpieczeństwa wykonywanych operacji lotniczych.

Wychodząc z założenia, że jeżeli sam nie zadbasz o swoje interesy, to nikt inny ci nie pomoże, w ramach działań mających na celu poprawę pracy Komisji, PKBWL włączyła się aktywnie w nowelizację ustawy Prawo lotnicze. W ramach tych działań już w 2005 roku wprowadzono kilka zmian przy nowelizacji ustawy Prawo lotnicze. W efekcie tych zmian zagwarantowano możliwość fakultatywnego badania przez PKBWL wypadków statków powietrznych nie podlegających obowiązkowi rejestracji w państwowym rejestrze statków powietrznych (lotnie, paralotnie i spadochrony) oraz dopuszczono możliwość odstąpienia od dalszego badania w przypadku stwierdzenia rażącego naruszenia przepisów prawa lotniczego. Uregulowano też przepisy dotyczące czasu pracy, zasad zatrudniania i systemu wynagradzania członków Komisji.

Kolejna nowelizacja ustawy Prawo lotnicze wprowadziła zapis pozwalający przewodniczącemu PKBWL na przekazywanie badania niektórych wypadków w lotnictwie ogólnym (General Aviation – GA) użytkownikowi danego statku powietrznego po uzyskaniu jego zgody. W takim przypadku badanie prowadzone przez użytkownika ze względów merytorycznych jest nadal nadzorowane przez Komisję. Ta sama nowelizacja dostosowała polskie przepisy do wymogów prawa Unii Europejskiej w zakresie ochrony danych gromadzonych podczas procesu badawczego.

W 2012 roku rozpoczęte zostały w ministerstwie prace związane z przeprowadzeniem kolejnej nowelizacji ustawy Prawo lotnicze w zakresie doprowadzenia do zgodności ww. ustawy z rozporządzeniem UE nr 996/2010. Przedstawiciele PKBWL uczestniczyli w tych pracach jako wsparcie merytoryczne. Niestety, pomimo znacznego zaawansowania prac nie udało się doprowadzić do zakończenia procesu legislacyjnego przed upływem VII kadencji Sejmu.

Jesienią 2014 roku Komisja pojęła prace nad zmianą Regulaminu działania PKBWL w celu dostosowania go do rozporządzenia UE nr 996/2010 i planowanych zmian w nowelizowanej ustawie Prawo lotnicze. Prace nad zmianą regulaminu zostały zakończone w maju 2015 r. i obecnie regulamin ten na poziomie aktu wykonawczego jest całkowicie zgodny z przepisami rozporządzenia UE nr 996/2010 w zakresie zapewnienia niezbędnego poziomu niezależności członków Komisji podczas procesu badawczego.

Rosnąca liczba zgłoszeń spowodowała konieczność podjęcia działań, które umożliwiły realizację zadań nałożonych na Komisję. PKBWL już cztery lata wcześniej podjęła szereg inicjatyw mających usprawnić system prowadzenia badania oraz nadzoru nad badaniem zdarzeń lotniczych. W 2012 roku dokonano przeglądu wszystkich niezakończonych badań nadzorowanych przez PKBWL oraz wprowadzono zmiany proceduralne umożliwiające kończenie nadzoru nad badaniem incydentów w oparciu o informacje zawarte w zgłoszeniu zdarzenia, jeżeli zawierało ono odpowiedź na pytania:

- co się zdarzyło?
- dlaczego się zdarzyło?
- jakie podjęto działania, aby dane zdarzenie się nie powtórzyło?

Pozwoliło to w sposób znaczący zmniejszyć liczbę pozostających w nadzorze incydentów. Należy wyjaśnić, że nadzór w tym przypadku polegał na pomocy i doradztwie merytorycznym udzielanych przez wyznaczonego członka PKBWL organowi prowadzącemu samodzielnie badanie incydentu oraz akceptacji końcowego raportu z badania przygotowanego przez ten organ. Podejmowane przez Komisję działania przyczyniły się również do odejścia od zbędnego nakładania na podmioty lotnicze dodatkowych obciążeń formalnych związanych z przygotowywaniem raportów z badania zawierających dokładnie takie same informacje, jakie podane były już w samym zgłoszeniu.

Równocześnie rozpoczęto szeroko zakrojony program szkoleń dla podmiotów lotniczych z zakresu identyfikacji zagrożeń i badania zdarzeń lotniczych. Szkolenia te skierowane były w szczególności do linii lotniczych, zarządzających lotniskami komunikacyjnymi, producentów sprzętu lotniczego, szkół lotniczych i aeroklubów regionalnych. Wynikiem tych szkoleń (prowadzonych w ramach obowiązków służbowych jako seminaria lub warsztaty) była duża poprawa jakości i szczegółowości informacji zawartych w zgłoszeniach, pozwalająca już na wstępnym etapie na podjęcie decyzji o zakończeniu procesu nadzoru. Wymiernym efektem tych działań było zmniejszenie obciążenia PKBWL w zakresie prowadzonych przez nią badań, czyli liczby zdarzeń, w stosunku do których prowadzone jest badanie lub nadzór nad nim i utrzymywanie go na stałym poziomie ok. 600 zdarzeń (wypadków, poważnych incydentów i incydentów) rocznie (rys. 3).



Rys. 3. Liczba podjętych badań zdarzeń lotniczych (zarówno badanie, jak i nadzór)

Od początku swojej działalności PKBWL, pomimo wakujących etatów, borykała się z problemem uzupełnienia stanu osobowego. Związane to było z niekonkurencyjnym w stosunku do innych firm lotniczych (w tym również Urzędu Lotnictwa Cywilnego) poziomem oferowanych wynagrodzeń, przy jednoczesnym wymaganiu od personelu najwyższych kwalifikacji i pełnej dyspozycyjności do podjęcia badań. W roku 2003 w PKBWL było zatrudnionych zaledwie siedem osób (6 członków oraz jeden pracownik obsługi). Z początkiem 2004 roku liczba zatrudnionych osób wzrosła do 8, a pod koniec 2004 roku przyjęto jeszcze 4 członków Komisji (w tym jednego na 1/2 etatu) oraz jedną osobę obsługi administracyjnej. W pierwszej połowie 2016 roku w PKBWL pracowało 16 osób (15 członków komisji, w tym jedna osoba na 1/2 etatu i 1 osoba obsługi administracyjnej).

Braki kadrowe (zwłaszcza w początkowym okresie działalności Komisji) spowodowały, iż od początku działalności liczba zamykanych badań zdarzeń była znacznie mniejsza od liczby zgłoszeń. Sytuację w znacznym stopniu poprawiały usprawnienia procedur badawczych, zmiany w prawie lotniczym oraz szkolenia podmiotów lotniczych z badania zdarzeń lotniczych, co pozwoliło na osiągnięcie na koniec 2014 roku 100% liczby zakończonych badań nadzorowanych i 89% liczby zakończonych badań prowadzonych przez PKBWL (liczba badań zakończonych w stosunku do podjętych w danym okresie) oraz w 2015 roku 106% zakończonych badań nadzorowanych i 69% zakończonych badań przez PKBWL.



Rys. 4. Liczba zdarzeń zgłoszonych nadzorowanych przez PKBWL (zgłoszone i zakończone)



Rys. 5. Liczba badań prowadzonych bezpośrednio przez PKBWL



Rys. 6. Liczba badań prowadzonych i nadzorowanych – zakończone do zgłoszonych

W celu usprawnienia współpracy Komisji z innymi podmiotami zaangażowanymi na miejscu wypadku (Policja, Prokuratura, Straż Pożarna) podjęto też szereg innych działań. W 2013 roku doszło do podpisania Porozumienia między Przewodniczącym PKBWL a Prokuratorem Generalnym regulującego współpracę, wymianę informacji i szkolenia. Takie samo porozumienie zostało również podpisane w 2014 r. z Komendantem Głównym Policji oraz Prezesem Urzędu Lotnictwa Cywilnego. Wynikiem podpisanych porozumień było przeprowadzenie wspólnie z Krajową Szkołą Sądownictwa i Prokuratury w latach 2014-2015 cyklu szkoleń dla 120 wytypowanych prokuratorów okręgowych z zakresu metodyki postępowania na miejscu wypadku lotniczego oraz zasad koordynacji działań i współpracy, z uwzględnieniem specyfiki i odrębności tych postępowań. W 2014-2015 roku członkowie PKBWL uczestniczyli jako wykładowcy w cyklu szkoleń dla techników policyjnych w Centrum Szkolenia Policji w Legionowie. Poza wymienionymi szkoleniami prowadzone były seminaria w zakresie działania na miejscu zdarzenia lotniczego między innymi dla ratowników GOPR, żandarmerii wojskowej i policyjnych pirotechników.

3. Podsumowanie

Wykształcenie dobrego samodzielnego "badacza" wypadków lotniczych w zakresie lotnictwa ogólnego (GA) wymaga średnio trzech lat praktyki i to przy założeniu, że jest to człowiek z odpowiednią wiedzą, doświadczeniem lotniczym, autorytetem w środowisku i predyspozycjami psychicznymi. Można tego jednak dokonać w ramach prowadzonej działalności badawczej i szkoleń wewnętrznych. Zupełnie inaczej przedstawia się sprawa przygotowania małej komisji do badania dużych katastrof. W ciągu ostatnich 36 lat w Polsce wydarzyły się trzy duże wypadki lotnicze: w 1980 i 1987 roku wypadki należących do narodowego przewoźnika PLL LOT samolotów IL-62 oraz w 1993 wypadek samolotu Airubs A320 Lufthansy. Upływ czasu oraz zmiany systemowe spowodowały, że prawie wszystkie osoby, które brały udział w badaniu ww. wypadków nie są już czynne zawodowo. W takiej sytuacji jedyną możliwością zapoznania ze specyfiką takiego badania jest udział w szkoleniach organizowanych choćby przez Southern California Safety Institute, Singapore Aviation Academy, French Institute For Aviation Safety (IFSA) czy też Cranfield University. Nie zastąpi to jednak doświadczenia praktycznego, niezbędnego do prowadzenia takiego badania jako IIC (Invesigator in Charge).

Wydaje się, że przygotowanie tak niewielkiej komisji do badania dużych zdarzeń lotniczych, przy ograniczonych środkach oraz braku ciągłości wymiany doświadczeń, możliwe jest jedynie w kooperacji z większymi komisjami. W Unii Europejskiej są zaledwie trzy komisje, które są w pełni przygotowane zarówno pod względem merytorycznym, technicznym jak i finansowym do takiej misji (Francuska BAE, Brytyjska AAIB i Niemiecka BFU).

Jakie są możliwości rozwiązania tej sytuacji? Jednym z rozwiązań jest stworzenie paneuropejskiej komisji badania wypadków. Pozwoliłoby to na skorzystanie ze zbioru doświadczeń wszystkich europejskich komisji oraz zapewnienie środków na przeprowadzenie skutecznego badania bez ograniczeń narzuconych często skostniałymi zasadami wydawania państwowych pieniędzy w poszczególnych krajach UE. Dla przykładu, w Polsce takim hamulcem sa przepisy o zamówieniach publicznych nakładające na każdy podmiot administracji rządowej, w tym również PKBWL, czasochłonną procedurę uzyskania akceptacji na przeprowadzenie każdej ekspertyzy (niezależnie od jej kosztu). Współpraca w ramach UE pozwoliłaby także podnosić poziom przygotowania badaczy z poszczególnych krajów UE. Taki układ miałby również pozytywny wpływ na ujednolicenie polityki w zakresie zaleceń profilaktycznych i wprowadzania zmian systemowych w organizacjach lotniczych, a także pozwoliłoby na wykorzystanie środków z budżetu UE na utrzymanie i rozwój specjalizowanych laboratoriów badawczych, co nie jest bez znaczenia również dla bardziej zamożnych krajów UE. Działanie takiej komisji powinno ograniczyć się do badania zdarzeń dużych samolotów (np. pow. 5700 MTOW). W zakresie GA badania powinny nadal prowadzić komisje narodowe. Są również zagrożenia płynące z utworzenia takiej superkomisji: zagrożenie nadmierną biurokratyzacją, problemy na poziomie współpracy – językowe, kulturowe czy też związane z jurysdykcją, jak również obawy co do utraty części suwerenności krajowych komisji na korzyść UE.

W tak krótkim tekście trudno jest oczywiście przedstawić złożoność problemów badania dużych zdarzeń lotniczych, z którymi borykają się mniejsze europejskie komisje. Należy potraktować go bardziej jako wywołanie tematu. Wszakże nadrzędnym celem każdego badania jest profilaktyka oraz zwiększenie poziomu bezpieczeństwa operacji lotniczych i każda droga, która do tego prowadzi, powinna być rozważona.

Evolution of Polish aircraft accident investigation system

For the majority of people involved with aviation, both professionals and hobbyists, aircraft accidents are events which happen to others and about which you can at most hear about from afternoon news. Danger awareness is maybe a little greater for us than in case of everyday's drive to work, but it is certainly lower than, for example, in mountain biking or similar extreme sports. The truth is that accidents accompany aviation since it's birth. "How did it happen?", "Why?" and "Did it have to be like that?" are the first questions asked after accident. Because of it's dramatism and extraordinary medial appeal, aircraft accidents always cause sensation and reporters never dismiss them the way they dismiss car accidents, despite their much greater casualties (In years 2003-2004 in car accidents on Polish roads died over 11000 people, while at the same time in aviation the number of casualties wasn't greater than 40). Fast and unambiguous clarification of the whole process which led to accident has direct influence on safety of future air operations and cannot be left without answer.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

MODELOWANIE UKŁADU PRZEDSIONKOWEGO PILOTA NA POTRZEBY OCENY ALGORYTMU STEROWANIA UKŁADEM RUCHU SYMULATORA LOTU

RAFAŁ LEWKOWICZ

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

GRZEGORZ KOWALECZKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: q.kowaleczko@chello.pl

> W przedstawionej pracy podjęto problematykę badawczą dotyczącą modelowania układu przedsionkowego pilota na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora lotu. Zastosowane podejście badawcze polega na wykorzystaniu modelu narządu przedsionkowego i ośrodkowego układu nerwowego pilota do estymacji percepcji położenia oraz prędkości liniowej i kątowej w warunkach jednocześnie działających na pilota przyspieszeń liniowych i kątowych. Badanie przeprowadzono metodą obliczeń numerycznych, do których wykorzystano prędkości kątowe zarejestrowane w trakcie szkoleń pilotów w symulatorze lotu Gyro-IPT. Ocena algorytmu sterowania, a tym samym jakościowego odwzorowania przyspieszeń dotyczyła oceny skuteczności zdefiniowanych do celów treningowych profili wywołujących utratę orientacji przestrzennej. Uzyskane wyniki potwierdzają właściwy dobór generowanych programowo prędkości kątowych kabiny w profilu ze złudzeniem przechylenia, co dowodzi, że algorytm sterowania układem ruchu symulatora poprawnie odwzorowuje przyspieszenia kątowe wywołujące danego typu dezorientację przestrzenną w locie.

1. Wstęp

Liczne próby [1]-[3] stworzenia obiektywnych metod oceny systemów ruchu symulatorów, opartych na ludzkiej percepcji ruchu i położenia, nie przyniosły – jak dotąd – efektywnych testów tego typu. Spowodowane jest to przede wszystkim trudnościami w stworzeniu matematycznego modelu człowieka, sterującego symulowanym systemem w całym jego zakresie eksploatacji. Dlatego też, w celu oceny algorytmów sterowania platformą ruchu symulatorów lotu, stosowany jest alternatywny sposób polegający na subiektywnej ocenie pilotów, czy ich percepcja bodźców ruchu generowanych w symulatorze odpowiada odczuciom w odpowiedzi na bodźce w locie rzeczywistym. Ze względu na fakt, że subiektywne oceny wierności układu ruchu symulatora zazwyczaj znajdują się pod silnym wpływem oczekiwań i indywidualnych preferencji oraz uprzedzeń pilota, w wielu badaniach [1], [4]-[6] ocena algorytmów sterowania ruchem symulatora i doboru ich ustawień okazuje się być procesem kłopotliwym i często niepowtarzalnym.

Celem pracy jest przedstawienie procedury modelowania fizycznego i matematycznego układu przedsionkowego człowieka na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu wybranego symulatora lotu.

2. Układ przedsionkowy – budowa i działanie

Układ przedsionkowy człowieka dzieli się na część obwodową i część ośrodkową. Do części obwodowej zalicza się: kanały półkoliste (KPK), narządy otolitowe (OTO), pień nerwu przed-

sionkowego zawarty w przewodzie słuchowym wewnętrznym i kąt mostowo-móżdżkowy. Do części ośrodkowej należą: jądra przedsionkowe pnia mózgu, połączenia tych jąder z innymi częściami ośrodkowego układu nerwowego (OUN) oraz pole przedsionkowe w korze mózgu.

Istotnym elementem części obwodowej układu przedsionkowego, ściśle współpracującym z OUN, jest błędnik (rys. 1) –parzysty narząd przedsionkowy (NP), zlokalizowany w kości skroniowej w prawym i lewym uchu wewnętrznym człowieka. NP tworzą trzy, wzajemnie połączone KPK reagujące na przyspieszenia kątowe i dwa OTO (łagiewka i woreczek) reagujące na przyspieszenia liniowe. Szczegółowa anatomia i fizjologia KPK i OTO została opisana w pracach [7]-[11].



Rys. 1. Budowa receptorów narządu przedsionkowego [11]

3. Model fizyczny i matematyczny receptorów NP

W modelu NP uwzględniono trzy KPK oraz dwa OTO, rozmieszczone zgodnie z anatomią tego narządu. W ramach uproszczeń pominięto w modelu zjawisko habituacji i restytucji NP oraz występowanie zmiany położenia liniowego i kątowego głowy względem kabiny symulatora lotu. Ponadto przyjęto, że modelowane receptory NP posiadają liniowe charakterystyki odpowiedzi.

3.1. Układy współrzędnych i ich transformacje

Do opisu przyspieszeń liniowych i kątowych oddziałujących na sensory NP pilota wykorzystano niżej zdefiniowane prawoskrętne układy współrzędnych (rys. 2):

- układ R_Z inercjalny związany z Ziemią $O_Z x_0 y_0 z_0$,
- układ R_0 ruchomy związany z Ziemią $O_Z x_0 y_0 z_0$, o początku w środku głowy oraz osiach równoległych do osi układu $O x_0 y_0 z_0$,
- układ R_G związany z głową $Gx_Gy_Gz_G$; prostokątny układ współrzędnych zdefiniowany przez płaszczyzny Reidsa [10] (rys. 2),
- układ R_{KPK} związany z kanałami półkolistymi $Nx_{KPK}y_{KPK}z_{KPK}$; nieprostokątny układ współrzędnych, którego osie są definiowane przez wektory normalne do płaszczyzn anatomicznego ułożenia przedniego, tylnego i bocznego kanału półkolistego NP,

• układ R_{OTO} związany z narządami otolitowymi – $Nx_{OTO}y_{OTO}z_{OTO}$; prostokątny układ współrzędnych (rys. 2), którego osie są definiowane przez płaszczyzny OTO: łagiewki i woreczka.



Rys. 2. Rozmieszczenie układów współrzędnych

Do transformacji współrzędnych między układami zastosowano sekwencję obrotów w ustalonej kolejności, otrzymując następujące macierze przejść pomiędzy nimi:

a) macierz przejścia $\mathbf{L}_{G/0}$ z układu $Ox_0y_0z_0$ do układu $Gx_Gy_Gz_G$, uzyskuje się w wyniku obrotów kolejno o kąty: ψ_G , θ_G , φ_G . Jest ona równa:

$$\mathbf{L}_{G/0} = \tag{3.1}$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta_G \cos \psi_G & \cos \theta_G \sin \psi_G & -\sin \theta_G \\ \sin \varphi_G \sin \theta_G \cos \psi_G - \cos \varphi_G \sin \psi_G & \sin \varphi_G \sin \theta_G \sin \psi_G + \cos \varphi_G \cos \psi_G & \sin \varphi_G \cos \theta_G \\ \cos \varphi_G \sin \theta_G \cos \psi_G + \sin \varphi_G \sin \psi_G & \cos \varphi_G \sin \theta_G \sin \psi_G - \sin \varphi_G \cos \psi_G & \cos \varphi_G \cos \theta_G \end{bmatrix}$$

gdzie: θ_G – kąt pochylenia głowy, zawarty między osią Ox_0 i lokalną płaszczyzną poziomą Gx_Gy_G ; ψ_G – kąt odchylenia, zawarty między rzutem osi Ox_0 na płaszczyznę poziomą Gx_Gy_G i osią Gx_G ; φ_G – kąt przechylenia, zawarty między osią Oy_0 a płaszczyzną poziomą Gx_Gy_G , pokazane na rysunku 2,

- b) macierz przejścia $\mathbf{L}_{KPK/G}$, która przekształca wektor $\mathbf{\Omega}_{R_G} = [p_{R_G}, q_{R_G}, r_{R_G}]^{\mathrm{T}}$ prędkości kątowej w układzie $Gx_Gy_Gz_G$ do nieprostokątnego układu $Nx_{KPK}y_{KPK}z_{KPK}$. Została ona wyznaczona [12], wykonując obroty (rys. 3) w celu pokrycia:
 - osi Gx_G z osią Nx_{KPK} : kąt odchylenia ψ_p wokół osi Gz_G , a następnie kąt pochylenia θ_p wokół osi Gy'_G ;
 - osi Gy_G z osią Ny_{KPK} : kąt odchylenia ψ_t wokół osi Gz_G , a następnie kąt przechylenia φ_t wokół osi Gx'_G ;
 - osi Gz_G z osią Nz_{KPK} : kąt pochylenia θ_b wokół osi Gy_G , a następnie kąt przechylenia φ_b wokół osi Gx'_G .

Macierz przejścia $\mathbf{L}_{KPK/G}$ ma postać:

$$\mathbf{L}_{KPK/G} = \begin{bmatrix} \cos \theta_p \cos \psi_p & \cos \theta_p \sin \psi_p & -\sin \theta_p \\ -\cos \varphi_t \sin \psi_t & \cos \varphi_t \cos \psi_t & \sin \varphi_t \\ \cos \varphi_b \sin \theta_b & -\sin \varphi_b & \cos \varphi_b \cos \theta_b \end{bmatrix}$$
(3.2)



Rys. 3. Wzajemne położenie osi współrzędnych układu $Gx_Gy_Gz_G$ oraz układu $Nx_{KPK}y_{KPK}z_{KPK}$

c) macierz przejścia $\mathbf{L}_{OTO/G}$ z układu $Gx_Gy_Gz_G$ do układu $Nx_{OTO}y_{OTO}z_{OTO}$ otrzymuje się, dokonując obrót o kąt pochylania θ_{OTO} (rys. 2), zawarty między osią Nx_{OTO} i płaszczyzną poziomą Gx_Gy_G . Macierz ta ma postać:

$$\mathbf{L}_{OTO/G} = \begin{bmatrix} \cos \theta_{OTO} & 0 & -\sin \theta_{OTO} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta_{OTO} & 0 & \cos \theta_{OTO} \end{bmatrix}$$
(3.3)

3.2. Model kanału półkolistego

Budowę modelu fizycznego KPK przyjęto w oparciu o dane z opracowania van Buskirk i inni [13]. Model KPK posiada kształt torusa o parametrach przedstawionych na rysunku 4. Wąska część kanału obejmuje kąt β i ma stały okrągły przekrój poprzeczny o promieniu r, który jest znacznie mniejszy niż główny promień torusa R. Łagiewka rozciąga się w obszarze zakreślonym przez kąt γ . Wartości liczbowe podstawowych parametrów fizycznych i geometrycznych KPK zamieszczono w tabeli 1.

Równania modelu dynamiki KPK wyprowadzono w oparciu o model van Egmonda i wsp. [14], opisany zależnością:

$$\ddot{Q}_e(t) + \frac{C}{J}\dot{Q}_e(t) + \frac{K}{J}Q_e(t) = \ddot{\alpha}(t)$$
(3.4)

gdzie: $\ddot{Q}_e, \dot{Q}_e, Q_e$ – kątowe przemieszczenie endolimfy względem ścian kanału; $\ddot{\alpha}$ – składowa przyspieszenia kątowego głowy względem osi prostopadłej do płaszczyzny kanału; J – moment bezwładności endolimfy; C – współczynnik tłumienia wiskotycznego (oporu lepkiego endolimfy), pochodzący od oporów tarcia endolimfy o ścianki kanału (rys. 4); K – współczynnik siły sprężystości przywracającej, związany z ruchem osklepka, na skutek wypierania płynu w kanale (rys. 4).

Dla naturalnych, codziennych ruchów głowy człowieka, przemieszczenie endolimfy i osklepka jest wprost proporcjonalne do jej prędkości kątowej [15]. Przyjmując zatem, że wymuszenie jest prędkością kątową głowy $\dot{\alpha}$, do rozwiązania równania różniczkowego (3.4) zastosowano metodę transformaty operatorowej Laplace'a. Model KPK rozszerzono o zależności opisujące zjawiska fizjologiczne towarzyszące pobudzeniom tego receptora, tj. neuronową adaptację $\tau_A s(\tau_A s + 1)^{-1}$



Rys. 4. Model fizyczny KPK van Buskirka [13]

Parameter	Symbol	Wartość	Źródło
Promień torusa	R	$3,2 \cdot 10^{-3} \mathrm{m}$	
Promień kanału	r	$1,6 \cdot 10^{-4} \mathrm{m}$	[7]
Średni promień w obszarze bań	ki b	$6,8 \cdot 10^{-4} \mathrm{m}$	
Kąt zakreślonyp rzez kanał	β	4,4 rad	[12]
Kąt zakreślony przez łagiewkę	γ	$1,32 \operatorname{rad}$	[10]
Gęstość endolimfy	$ ho_e$	$10^3 \mathrm{kg/m^3}$	
Lepkość kinematyczna endolim	fy ν_e	$10^{-6}{ m m}^2/{ m s}$	[14]
Lepkość dynamiczna endolimfy	μ_e	$0.01\mathrm{g/cm/s}$	[1.4]
Gęstość kamyków błędnikowych	ρ_{OTO}	$2,7 \cdot 10^3 { m kg/m^3}$	

Tabela 1. Parametry geometryczne i fizyczne receptorów NP

[16] oraz człon doprowadzający (1 + $\tau_L s$) [17], uzyskując zależność opisującą model dynamiki KPK postaci:

$$\frac{\tilde{Q}_e(s)}{\dot{\alpha}(s)} = K_{KPK} \frac{s(1+\tau_L s)}{(1+\tau_1 s)(1+\tau_2 s)}$$
(3.5)

gdzie: \tilde{Q}_e – "odczuwalne" kątowe przemieszczenie endolimfy $Q_e(s)$, uwzględniające obecność neuronowej adaptacji i członu doprowadzającego; $\dot{\alpha}$ – prędkość kątowa głowy; $\tau_1 \approx C/K$ – tzw. długa stała czasowa definiująca powolny ruch osklepka, powracającego po odkształceniu do położenia pierwotnego; $\tau_2 \approx J/C$ – tzw. krótka stała czasowa opisująca szybki ruchu płynu w kanale; $K_{KPK} = \tau_1 \tau_2$ – współczynnik charakteryzujący wrażliwość endolimfy na przemieszczenie pod wpływem przyspieszenia kątowego [ips/(°/s²)]; τ_A – stała czasowa adaptacji KPK; τ_L – stała czasowa członu doprowadzającego KPK.

Uwzględniając w modelu (3.5) występowanie progu percepcji TH_{KPK} , uzyskuje się ostateczną postać modelu dynamiki pojedynczego KPK (rys. 5).

$$\dot{\alpha}(s) \longrightarrow \boxed{\frac{K_{\textit{KPK}} \cdot s \cdot (1 + \tau_L \cdot s)}{(1 + \tau_1 \cdot s) \cdot (1 + \tau_2 \cdot s)}} \longrightarrow \boxed{\frac{1}{T_{\textit{H_{\textit{KPK}}}}}} \boxed{\frac{\tau_A \cdot s}{1 + \tau_A \cdot s}} \xrightarrow{\tilde{\alpha}(s)}$$

Rys. 5. Schemat modelu dynamiki pojedynczego KPK

Dla modelu dynamiki układu trzech KPK do badań symulacyjnych przyjęto wartości parametrów zestawionych w tabeli 2.

Parametr	Wartość o	Źródła		
1 arametr	Nx_{KPK}	Ny_{KPK}	Nz_{KPK}	210010
$ au_1$	6,1	5,3	10,2	
$ au_2$	0,1	0,1	0,1	[18]- $[20]$
$ au_A$	80	80	80	
$ au_L$	0,049	0,049	0,049	[21]
TH_{KPK} [°/s]	3,0	3,6	2,6	[20]

Tabela 2. Parametry modelu układu trzech KPK

3.3. Model narządu otolitowego

Model fizyczny OTO przedstawiono na rysunku 6. W modelu receptora uwzględniono komórki rzęsate zanurzone w warstwie żelu otolitowego, na której spoczywa warstwa kamyków błędnikowych. Ostatnią, górną warstwą jest endolimfa, płyn o gęstości mniejszej od gęstości kamyków błędnikowych.



Rys. 6. Model fizyczny OTO

Model matematyczny dynamiki OTO wyprowadzono w oparciu o równanie opisujące zależność przemieszczenia otolitów x(t) od wymuszenia w postaci przyspieszenia grawitacyjnoinercjalnego f(t) (rys. 6), oddziałującego w płaszczyźnie równoległej do warstwy otolitów [22]. Ma on postać:

$$\ddot{x}(t) + \frac{c}{m_{OTO}}\dot{x}(t) + \frac{k}{m_{OTO}}x(t) = f(t)\rho_{OTO/e}$$
(3.6)

gdzie: x – przemieszczenie warstwy kamyków błędnikowych względem układu kostnego (głowy); m_{OTO} – masa warstwy otolitów; c, k – odpowiednio współczynnik tłumienia lepkiego i sprężystości warstwy żelu otolitowego; f(t) – składowa przyspieszenia grawitacyjno-inercjalnego, oddziałująca w płaszczyźnie równoległej do warstwy otolitów; $\rho_{OTO/e}$ – współczynnik uwzględniający gęstość warstwy otolitów oraz endolimfy [23]:

$$\rho_{OTO/e} = 1 - \frac{\rho_e}{\rho_{OTO}} \tag{3.7}$$

gdzie: ρ_e – gęstość endolimfy, ρ_{OTO} – gęstość warstwy kamyków błędnikowych.
Stosując analogiczne obliczenia i przekształcenia jak dla modelu KPK (3.5), otrzymano transmitancję z dwiema charakterystycznymi stałymi czasowymi [24]:

$$\frac{\tilde{x}(s)}{f(s)} = K_{OTO} \frac{1 + \tau_{LOTO} s}{(1 + \tau_{1OTO} s)(1 + \tau_{2OTO} s)}$$
(3.8)

gdzie: $\tilde{x}(s)$ – przemieszczenie warstwy kamyków błędnikowych x, uwzględniające występowanie członu doprowadzającego; τ_{1OTO} , τ_{2OTO} – stałe czasowe, które charakteryzują odpowiednio właściwości tłumiące i sprężystość żelowej warstwy narządu; τ_{LOTO} – stała czasowa członu doprowadzającego OTO; $K_{OTO} = \rho_{OTO/e} \tau_{1OTO} \tau_{2OTO}$.

Do opisu pełnego modelu dynamiki OTO (łagiewki i woreczka) zastosowano jednakowe trzy modele tego sensora przedstawione na rysunku 7 – po jednym dla każdej z osi układu współrzędnego $Nx_{OTO}y_{OTO}z_{OTO}$. W modelu tym uwzględniono występowanie tzw. progu percepcji TH_{OTO} , którego wartości wraz z pozostałymi parametrami zamieszczono w tabeli 3.

$$f(s) \longrightarrow \boxed{\frac{K_{OTO}}{(1 + \tau_{1 oto} \cdot s) \cdot (1 + \tau_{2 oto} \cdot s)}} \longrightarrow \boxed{1 + \tau_{L oto} s} \longrightarrow \tilde{f}(s)$$

Rys. 7. Schemat pełnego modelu dynamiki OTO dla przyspieszeń oddziałujących wzdłuż jednej osi układu związanego z narządem

Tabela 3. Parametry modelu narządu otolitowego (łagiewki i woreczka)

Paramotr	Wartość dla j	Źródło			
1 arametr	Nx _{OTO}	Ny_{OTO}	Nz_{OTO}	210010	
$ au_{1OTO}$	$0,\!5$	0,5	0,5		
$ au_{2OTO}$	0,016	0,016	0,016	[25]	
$ au_{LOTO}$	1	1	1		
K_{OTO}	3,4	3,4	3,4		
$TH_{OTO} \ [m/s^2]$	0,17	0,17	0,28	[20]	

4. Koncepcja modelu układu przedsionkowego pilota

Na rysunku 8 przedstawiono schemat ideowy funkcjonowania układu przedsionkowego człowieka. Składa się on z "modelu świata fizycznego" oraz "modelu świata wewnętrznego" reprezentowanego przez model OUN.

Na ciało człowieka działają rzeczywiste bodźce środowiskowe **B** w postaci wektora prędkości kątowej Ω_{R_G} , przyspieszenia liniowego \mathbf{A}_{R_G} i wektora grawitacji \mathbf{g}_{R_G} . Są one rejestrowane przez sensory OTO i po ich transformacji do układów współrzędnych sensorów tworzą wektor wejściowy **u**. Bodźce te pobudzają receptory NP – prędkość kątowa "rejestrowana" jest przez KPK (wzór (3.4)), zaś przyspieszenie liniowe i wektor grawitacji przez OTO (wzór (3.9)). Przyjęto, że zgodnie z opisem zawartym w rozdziałach 3.2 i 3.3, w odpowiedzi receptory te wypracowują sygnał wyjściowy **y**. Na wektor ten składają się estymowane wartości wektora prędkości kątowej $\widetilde{\mathbf{\Omega}}_{R_{KPK}}$ i wektora przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego $\widetilde{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}$. Dynamika NP stanowiąca model świata fizycznego może być opisana równaniami:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \qquad \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \mathbf{D}\mathbf{u} \tag{4.1}$$

gdzie: A i B są macierzami równania stanu, zaś C i D są macierzami równania wyjścia.



Rys. 8. Schemat koncepcji modelu układu przedsionkowego pilota [26]

OUN, z powodu niemierzalności jego wektora stanu $\hat{\mathbf{x}}$, zgodnie z koncepcją podaną przez Luenbergera [27] reprezentowany jest przez tzw. obserwatora stanu opisującego dynamikę wewnętrznego modelu OUN. Opis jest analogiczny do równań (4.1), przy czym przyjęto zerowe wartości macierzy \mathbf{B}^{OUN} i \mathbf{D}^{OUN} . W efekcie równania opisujące dynamikę wewnętrznego modelu OUN mają postać:

$$\dot{\widehat{\mathbf{x}}} = \mathbf{A}^{OUN} \widehat{\mathbf{x}} + \mathbf{H}^{OUN} \mathbf{u}^{OUN} \qquad \qquad \widehat{\mathbf{y}} = \mathbf{C}^{OUN} \widehat{\mathbf{x}} \tag{4.2}$$

gdzie: $\hat{\mathbf{x}}$ jest wektorem stanu obserwatora, wyrażenie $\mathbf{H}^{OUN} \mathbf{u}^{OUN}$ stanowi tzw. część korekcyjną, w której macierz \mathbf{H}^{OUN} jest macierzą wzmocnienia błędu zbieżności, natomiast \mathbf{u}^{OUN} jest wektorem sygnałów wejściowych modelu OUN. Jest on tworzony w oparciu o wektor \mathbf{y} sygnałów wyjściowych modelu świata fizycznego i wektor $\hat{\mathbf{y}}$ sygnałów wyjściowych wewnętrznego modelu OUN (obserwatora). Wektor \mathbf{y} jest sygnałem wyjściowym bloku "techniki estymacji" (rys. 8) i zawiera informacje o ludzkiej percepcji własnego ruchu. Elementy wektorów $\hat{\mathbf{y}}$ i \mathbf{y} określono w dalszej części pracy.

4.1. Model matematyczny świata fizycznego

Model matematyczny świata fizycznego, pozwalający wyznaczyć wektor \mathbf{y} estymowanych odpowiedzi fizycznych sensorów KPK i OTO, budowany jest w oparciu o opis działania tych sensorów, który uzupełnia się związkami kinematycznymi i innymi relacjami pomiędzy wyliczonymi parametrami. Ogółem w modelu sensorów KPK i OTO świata fizycznego rozpatruje się 27 zmiennych, które tworzą tzw. wektor wejściowy \mathbf{u} (6 zmiennych), wektor \mathbf{x} stanu (15 zmiennych) oraz wektor wyjściowy \mathbf{y} (6 zmiennych) modelu świata fizycznego. Poszczególne relacje zostały określone poniżej.

Zmienne wektora wejściowego
u modelu sensorów KPK i OTO opisane są następującymi wielkościami fizycznymi:

— wektor prędkości kątowej w układzie R_{KPK} związanym z KPK:

$$\mathbf{\Omega}_{R_{KPK}} = \mathbf{L}_{KPK/G} \mathbf{\Omega}_{R_G} \tag{4.3}$$

— kąty przechylenia ϕ_{R_G} , pochylenia θ_{R_G} i odchylenia ψ_{R_G} układu R_G związanego z głową względem układu R_0 związanego z Ziemią:

$$[\phi_{R_G}, \theta_{R_G}, \psi_{R_G}]^{\mathrm{T}} = \int \mathbf{S}(\phi_{R_G}, \theta_{R_G}, \psi_{R_G}) \mathbf{\Omega}_{R_G} dt$$
(4.4)

gdzie $\mathbf{S}(\phi_{R_G}, \theta_{R_G}, \psi_{R_G})$ jest macierzą transformacji:

$$\mathbf{S}(\phi_{R_G}, \theta_{R_G}, \psi_{R_G}) = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi_{R_G} \operatorname{tg} \theta_{R_G} & \cos \phi_{R_G} \operatorname{tg} \theta_{R_G} \\ 0 & \cos \phi_{R_G} & -\sin \phi_{R_G} \\ 0 & \sin \phi_{R_G} / \cos \theta_{R_G} & \cos \phi_{R_G} / \cos \theta_{R_G} \end{bmatrix}$$
(4.5)

— wektor przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego w układzie ${\cal R}_G$ związanym z głową:

$$\mathbf{f}_{R_G} = \mathbf{g}_{R_G} - \mathbf{A}_{R_G} \tag{4.6}$$

gdzie:

$$\mathbf{g}_{R_G} = \mathbf{L}_{G/0}[0, 0, g]^{\mathrm{T}}$$

$$\tag{4.7}$$

a po transformacji do układu R_{OTO} związanego z OTO:

$$\mathbf{f}_{R_{OTO}} = \mathbf{L}_{OTO/G} \mathbf{f}_{R_G} \tag{4.8}$$

Zmienne wektora stanu x uzyskano w wyniku dekompozycji transmitancji opisujących dynamikę sensorów NP (3.5),(3.8) do postaci kanonicznej obserwowalności. Wielkości występujące w równaniach (4.1) są określone następująco:

— wektor wejściowy:

$$\mathbf{u} = [p_{R_{KPK}}, q_{R_{KPK}}, r_{R_{KPK}}, f_{x_{OTO}}, f_{y_{OTO}}, f_{z_{OTO}}]^{\mathrm{T}}$$
(4.9)

— macierze równania stanu:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{\Omega} & 0\\ 0 & \mathbf{A}_{f} \end{bmatrix} \qquad \qquad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_{\Omega} & 0\\ 0 & \mathbf{B}_{f} \end{bmatrix}$$
(4.10)

gdzie:

dla:

$$w_{1} = -\frac{\tau_{10TO} + \tau_{20TO}}{\tau_{10TO}\tau_{20TO}} \qquad w_{2} = -\frac{1}{\tau_{10TO}\tau_{20TO}}$$

$$(z_{1})_{i_{KPK}} = -\frac{(\tau_{1})_{i_{KPK}} + \tau_{2}}{(\tau_{1})_{i_{KPK}}\tau_{2}} \qquad (z_{2})_{i_{KPK}} = -\frac{(\tau_{1})_{i_{KPK}} + \tau_{2} + \tau_{A}}{(\tau_{1})_{i_{KPK}}\tau_{2}\tau_{A}} \qquad (4.12)$$

$$(z_{3})_{i_{KPK}} = -\frac{1}{(\tau_{1})_{i_{KPK}}\tau_{2}\tau_{A}}$$

w którym $(\cdot)_{i_{KPK}}$ oznacza wielkość dla
 i-tej składowej prędkości kątowej (i=p,q,r)względem os
i układu związanego z KPK

$$\mathbf{B}_{\Omega} = \begin{bmatrix} \tau_L & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \tau_L & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \tau_L & 1 & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \qquad \mathbf{B}_f = \begin{bmatrix} w_3 & 0 & 0 \\ w_4 & 0 & 0 \\ 0 & w_3 & 0 \\ 0 & w_4 & 0 \\ 0 & 0 & w_3 \\ 0 & 0 & w_4 \end{bmatrix}$$
(4.13)
$$w_3 = \frac{K_{OTO}\tau_{LOTO}}{\tau_{10TO}\tau_{2OTO}} \qquad w_4 = \frac{K_{OTO}}{\tau_{10TO}\tau_{2OTO}}$$

— macierze równania wyjścia:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{\Omega} & 0\\ 0 & \mathbf{C}_{f} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{D} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}_{\Omega} & 0\\ 0 & \mathbf{D}_{f} \end{bmatrix}$$
(4.14)

gdzie:

— wektor wyjściowy $\mathbf{y} = [\widetilde{\mathbf{\Omega}}_{R_{KPK}}, \widetilde{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}]^{\mathrm{T}}$, którego składowe są elementami wektora stanu \mathbf{x} , przyjmuje postać:

$$\mathbf{y} = [x_1, x_4, x_7, x_{10}, x_{12}, x_{14}]^{\mathrm{T}}$$
(4.16)

4.2. Błędy obserwacji stanu sensorów narządu przedsionkowego

W równaniu (4.3) występuje wektor sygnałów wejściowych \mathbf{u}^{OUN} , którego składowe są nieliniowymi funkcjami wektorów \mathbf{y} oraz $\hat{\mathbf{y}}$. Wektor ten zawiera informacje o błędach dotyczących prędkości kątowej i przyspieszenia linowego oraz o błędach związanych z percepcją kierunku wektora przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego. Jest on określany w oparciu o znajomość wektorów wyjściowych: modelu świata fizycznego \mathbf{y} oraz modelu wewnętrznego OUN $\hat{\mathbf{y}}$. W modelowaniu przyjęto, że jest to wektor dziewięcioelementowy. Ma on postać: $\mathbf{u}^{OUN} = [\mathbf{u}_{\Omega}, \mathbf{u}_{\alpha}, \mathbf{u}_{f}]^{\mathrm{T}}$, a składowe są odpowiednio równe [12]:

— dla prędkości kątowej:

$$\mathbf{u}_{\Omega} = \widetilde{\mathbf{\Omega}}_{R_{KPK}} - \widehat{\mathbf{\Omega}}_{R_{KPK}} \tag{4.17}$$

— dla liniowego przyspieszenia grawitacyjno-inercyjnego:

$$\mathbf{u}_f = \mathbf{\hat{f}}_{R_{OTO}} - \mathbf{\hat{f}}_{R_{OTO}} \tag{4.18}$$

— dla kierunku wektora przyspieszenia liniowego:

$$\mathbf{u}_{\alpha} = \frac{\widetilde{\mathbf{f}}_{R_{OTO}} \times \widehat{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}}{|\widetilde{\mathbf{f}}_{R_{OTO}} \times \widehat{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}|} \cos^{-1} \frac{\widetilde{\mathbf{f}}_{R_{OTO}} \widehat{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}}{|\widetilde{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}| |\widehat{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}|}$$
(4.19)

4.3. Model matematyczny wewnętrznego modelu OUN

Model matematyczny wewnętrznego modelu OUN, pozwalający wyznaczyć wektor $\hat{\mathbf{y}}$ budowany jest w oparciu o opis działania modeli sensorów $\widehat{KPK}, \widehat{OTO}$, które uzupełnia się związkami kinematycznymi i innymi relacjami pomiędzy wyliczonymi parametrami. Ogółem w modelu tym rozpatruje się 30 zmiennych, które tworzą tzw. wektor wejściowy \mathbf{u}^{OUN} (9 zmiennych), wektor stanu $\hat{\mathbf{x}}$ (15 zmiennych) oraz wektor wyjściowy $\hat{\mathbf{y}}$ (6 zmiennych) wewnętrznego modelu OUN.

Wielkości występujące w równaniach (4.2) opisano poniżej:

• macierze równania stanu:

$$\mathbf{A}^{OUN} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{\Omega}^{OUN} & 0\\ 0 & \mathbf{A}_{\alpha}^{OUN} \end{bmatrix} \qquad \mathbf{H}^{OUN} = \mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN} \mathbf{H}_{G/0}^{OUN} \mathbf{H}_{S}^{OUN} \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{\Omega}^{OUN} & 0\\ \mathbf{H}_{\alpha}^{OUN} & \mathbf{H}_{f}^{OUN} \end{bmatrix}$$
(4.20)

Przyjmując założenie o podobieństwie struktury sensora KPK oraz OTO modelu świata fizycznego ze strukturą modelu \widehat{KPK} i \widehat{OTO} wewnętrznego modelu OUN, macierze $\mathbf{A}_{\Omega}^{OUN}$ i $\mathbf{A}_{\alpha}^{OUN}$ przyjmują postać odpowiednio macierzy \mathbf{A}_{Ω} i \mathbf{A}_{f} (4.11).

Macierze wzmocnienia błędu rozbieżności są postaci:

gdzie:

$$n_{ij} = (\mathbf{L}_{KPK/G}^{-1})_{ij}k_{\Omega} \qquad m_{ij} = (\mathbf{L}_{KPK/G}^{-1})_{ij}k_{\alpha\Omega}$$

$$s_{ij} = (\mathbf{L}_{KPK/G}^{-1})_{ij}k_{\Omega}k_{\Omega\alpha}k_{1} \qquad t_{ij} = (\mathbf{L}_{OTO/G}^{-1})_{ij}(k_{\alpha\Omega}k_{\Omega\alpha}k_{1} + k_{\alpha}) \qquad (4.22)$$

i,j– elementi-tegowiersza
ij-tejkolumny macierzy przekształcenia.

Macierz \mathbf{H}_{f}^{OUN} o wymiarze 3×7 ma następujące niezerowe elementy:

$$(\mathbf{H}_{f}^{OUN})_{11} = (\mathbf{H}_{f}^{OUN})_{32} = -k_{fu} \qquad (\mathbf{H}_{f}^{OUN})_{53} = -k_{f\perp u}$$
(4.23)

Występujące w macierzach (4.21) i (4.23) współczynniki: k_{α} , $k_{\alpha\Omega}$, $k_{\Omega\alpha}$, k_1 , k_{Ω} oraz k_{fu} i $k_{f\perp u}$ reprezentują wzmocnienia występujące w modelu wewnętrznym OUN. Macierz \mathbf{H}_{S}^{OUN} o wymiarze 15 × 15 ma następujące niezerowe elementy:

$$(\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{11} = (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{44} = (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{77} = (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{99} = (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{11\,11} = (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{13\,13} = 1
(\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{10\,10} = (\mathbf{S})_{11} \qquad (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{10\,12} = (\mathbf{S})_{12} \qquad (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{10\,14} = (\mathbf{S})_{13}
(\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{12\,10} = (\mathbf{S})_{21} \qquad (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{12\,12} = (\mathbf{S})_{22} \qquad (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{12\,14} = (\mathbf{S})_{23}
(\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{14\,10} = (\mathbf{S})_{31} \qquad (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{14\,12} = (\mathbf{S})_{32} \qquad (\mathbf{H}_{S}^{OUN})_{14\,14} = (\mathbf{S})_{33}$$

$$(4.24)$$

gdzie: $(\mathbf{S})_{ij}$ – element *i*-tego wiersza i *j*-tej kolumny macierzy przekształcenia \mathbf{S} (4.5). Macierz $\mathbf{H}_{G/O}^{OUN}$ o wymiarze 15 × 15 ma następujące niezerowe elementy:

$$(\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{11} = (\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{44} = (\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{77} = (\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{99} = (\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{11\,11} = (\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{13\,13} = 1$$

$$(\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{10\,14} = \hat{g}_{x_G} = \left\{ \mathbf{L}_{G/O} \left[\int (\dot{\phi}, \dot{\hat{\theta}}, \dot{\hat{\psi}}) \, dt \right] \right\}_{13} g_{z_0}$$

$$(\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{12\,14} = \hat{g}_{y_G} = \left\{ \mathbf{L}_{G/O} \left[\int (\dot{\phi}, \dot{\hat{\theta}}, \dot{\hat{\psi}}) \, dt \right] \right\}_{23} g_{z_0}$$

$$(\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{14\,14} = \hat{g}_{z_G} = \left\{ \mathbf{L}_{G/O} \left[\int (\dot{\phi}, \dot{\hat{\theta}}, \dot{\hat{\psi}}) \, dt \right] \right\}_{33} g_{z_0}$$

$$(\mathbf{H}_{G/O}^{OUN})_{14\,14} = \hat{g}_{z_G} = \left\{ \mathbf{L}_{G/O} \left[\int (\dot{\phi}, \dot{\hat{\theta}}, \dot{\hat{\psi}}) \, dt \right] \right\}_{33} g_{z_0}$$

gdzie: $\dot{\hat{\phi}} = (u_S^{OUN})_{10}, \ \dot{\hat{\theta}} = (u_S^{OUN})_{12}, \ \dot{\hat{\psi}} = (u_S^{OUN})_{14}$ – elementy wektora \mathbf{u}_S^{OUN} uzyskane w wyniku dotychczasowych przekształceń, reprezentujące prędkości kątowe układu $Gx_Gy_Gzz_G$ względem układu $O_Zx_0y_0z_0, \ g_{z_0}$ – składowa pionowa przyspieszenia ziemskiego w układzie $Ox_0y_0z_0$.

Macierz $\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN}$ o wymiarze 15×15 ma następujące niezerowe elementy:

$$(\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{11} = (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{44} = (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{77} = = (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{10\,9} = (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{12\,11} = (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{14\,13} = 1 (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{10\,10} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{11} \qquad (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{10\,12} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{12} (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{10\,14} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{13} \qquad (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{12\,10} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{21} \qquad (4.26) (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{12\,12} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{22} \qquad (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{12\,14} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{23} (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{14\,10} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{31} \qquad (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{14\,12} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{32} (\mathbf{H}_{OTO/G}^{OUN})_{14\,14} = (\mathbf{L}_{OTO/G})_{33}$$

- macierz równania wyjścia \mathbf{C}^{OUN} przyjmuje postać identyczną do macierzy \mathbf{C} (4.15) równania wyjścia modelu świata fizycznego,
- wektor wyjściowy: $\hat{\mathbf{y}} = [\hat{\mathbf{\Omega}}_{R_{KPK}}, \hat{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}]^{\mathrm{T}}$, którego składowe są elementami wektora stanu $\hat{\mathbf{x}}$ przyjmuje postać:

$$\widehat{\mathbf{y}} = [\widehat{\mathbf{\Omega}}_{R_{KPK}}, \widehat{\mathbf{f}}_{R_{OTO}}]^{\mathrm{T}} = [\widehat{x}_1, \widehat{x}_4, \widehat{x}_7, \widehat{x}_{10}, \widehat{x}_{12}, \widehat{x}_{14}]^{\mathrm{T}}$$

$$(4.27)$$

Wektor $\breve{\mathbf{y}} = [\breve{\mathbf{\Omega}}_{R_G}, \breve{\mathbf{f}}_{R_G}]^{\mathrm{T}}$ zawiera informacje o ludzkiej percepcji własnego ruchu, przyjmując postać:

$$\breve{\mathbf{y}} = [\breve{y}_1, \breve{y}_4, \breve{y}_7, \breve{y}_9, \breve{y}_{11}, \breve{y}_{13}]^{\mathrm{T}}$$
(4.28)

Elementy tego wektora wyznaczane są z zależności:

$$\breve{\mathbf{y}} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_{\Omega}^{OUN} & 0\\ 0 & \mathbf{H}_{f}^{OUN} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0\\ \vdots & 0 & \ddots & \vdots\\ 0 & 0 & \cdots & L_{OTO/G}^{-1} \end{bmatrix} \mathbf{u}^{OUN}$$
(4.29)

gdzie: macierz $\mathbf{H}_{\Omega}^{OUN}$ jest postaci (4.22), macierz \mathbf{H}_{f}^{OUN} (4.23), natomiast macierz $\mathbf{L}_{OTO/G}$ (3.3).

4.4. Walidacja modelu

Walidację opracowanego modelu przeprowadzono w oparciu o dane doświadczalne zebrane w trakcie wykonanych w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej (WIML) rutynowych badań kandydatów na pilotów. Z badań uzyskano wyniki w postaci zapisów ruchów gałek ocznych oraz prędkości kątowej fotela obrotowego (tożsame z prędkością kątową głowy) względem osi pionowej. Stosując algorytm [28] do analizy charakterystyk oczopląsu, w trybie post-hoc wykonano rekonstrukcję prędkości kątowej głowy, którą wykorzystano w procedurze doboru parametrów wagowych modelu. Wynik walidacja modelu opisują parametry: $k_{f\perp u} = -4$, $k_{fu} = -2$, $k_f = 4$, $k_{f\alpha\Omega} = 8$, $k_{\Omega} = 8$, $k_{\Omega\alpha} = 0.35$, $k_1 = 35$.

5. Przykład zastosowania opracowanego modelu

Opisany powyżej model matematyczny układu przedsionkowego pilota wykorzystano do przeprowadzenia symulacji w celu oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora dezorientacji przestrzennej – symulatora lotu Gyro-IPT [29]. W obliczeniach numerycznych uwzględniono prędkości kątowe i przyspieszenia liniowe zarejestrowane w WIML podczas pracy symulatora w trakcie treningów pilotów samolotów wojskowych.

Pierwszy etap badań polegał na sprawdzeniu, czy możliwe jest takie sterowania ruchem kabiny symulatora, aby pilot w trakcie treningu nie odczuwał bodźców związanych z ruchem kabiny oraz nie był w stanie określić jej rzeczywistej konfiguracji. Na rysunku 9 przedstawiono zapisy z treningu – linia czerwona. Widać, że ruch kabiny polegał na jej obrocie wokół osi pionowej ze stałą prędkością około 4°/s. Odpowiada to zapisowi pomiędzy 20 i 80 sekundą. Pozostałe prędkości kątowe były równe zeru. Prędkości te były wykorzystane jako sygnały wejściowe dla modelu układu przedsionkowego. Otrzymane z symulacji wyniki odpowiadające odczuciom pilota reprezentuje na rysunku 9 linia niebieska. Widać tu brak reakcji na bodźce w postaci prędkości kątowej kabiny, co było założeniem na tym etapie badań. Wynik tego etapu badań oznacza, że symulator jest w stanie realizować ćwiczenie w trybie "bez złudzenia". Jest to tryb pracy typowy dla większości eksploatowanych symulatorów wyposażonych w układ ruchu.



Rys. 9. Składowe prędkości kątowej w układzie $Gx_Gy_Gz_G$ w profilu bez złudzenia

Kolejny etap badań dotyczył określenia możliwości sterowania kabiną symulatora Gyro-IPT w taki sposób, aby wywołać u pilota zjawisko utraty orientacji przestrzennej. Piloci podczas rzeczywistego lotu często doświadczają dezorientacji przestrzennej pochodzenia przedsionkowego,



która jest jedną z przyczyn katastrof lotniczych. Wyniki tego etapu badań przedstawiono na rysunku 10.

Rys. 10. Składowe prędkości kątowej w profilu ze złudzeniem przechylenia

Wywołanie zjawiska dezorientacji przestrzennej polegało na zwiększaniu prędkości ruchu obrotowego kabiny symulatora wokół osi pionowej. Po osiągnięciu zadanej prędkości kątowej następowała faza hamowania ruchu obrotowego kabiny, trwająca do momentu jej zatrzymania. Ruch ten reprezentują narastające pomiędzy 20 a 80 sekundą wartości trzech składowych prędkości kątowych oraz malejące ich wartości między 80 a 100 sekundą analizowanego badania. Celem tych badań była ocena:

- czy w pierwszej fazie ruchu (od 20 do 80 sekundy) możliwe jest uzyskanie stanu "brak odczuć"?
- czy podczas wyhamowywania (od 80 do 100 sekundy) możliwe jest pojawienie się odczucia silnego przechylenia?

Otrzymane wyniki symulacji pokazały, że w fazie rozpędzania odczuwana prędkość odchylania r jest niewielka – zgodnie z założeniem, natomiast odczuwana prędkości pochylania q i przechylania p oscylują. Oscylacyjny przebieg tych składowych prędkości kątowej wynika z usytuowania głowy pilota poza osią obrotu kabiny. Przedstawiona na rysunku 10 obliczona prędkość kątowa przechylania p, wskazuje, że osiągnięto zamierzony efekt – odczucie przechylania (wyliczona prędkość p osiąga około 40 °/s).

6. Podsumowanie

W pracy przedstawiono procedurę modelowania fizycznego i matematycznego układu przedsionkowego człowieka na potrzeby oceny algorytmu sterowania układem ruchu symulatora lotu Gyro-IPT. Uzyskane z badań numerycznych wyniki potwierdzają właściwy dobór generowanych programowo prędkości kątowych kabiny symulatora. Dowodzi to zatem, że algorytm sterowania układem ruchu symulatora Gyro-IPT poprawnie odwzorowuje przyspieszenia kątowe, wywołując u pilota odczucia właściwe dla lotu z czynnikiem wywołującym utratę orientacji przestrzennej. Przedstawione dane zawierają jedynie wycinkowe wyniki z badań, które przeprowadzono dla najczęściej występującego w locie stanu dezorientacji przestrzennej typu złudzenie przechylenia. Pomimo licznych uproszczeń i ograniczeń (m.in. pominięcie wpływu habituacji i restytucji NP, dane do walidacji modelu z wąskiego zakresu prędkości kątowej) opracowany model układu przedsionkowego może stanowić przydatne narzędzie do oceny odwzorowania przyspieszeń w symulatorach wyposażonych w układ ruchu.

W dalszych badaniach, w celu zwiększenia wiarygodności uzyskiwanych wyników, należy rozważyć przeprowadzenie procedury walidacji modelu w oparciu o dane dotyczące większego zakresu wartości prędkości kątowej i przyspieszenia liniowego oddziałującego na głowę człowieka.

Bibliografia

- REID L.D., NAHON M.A., 1985, Flight Simulation Motion-base Drive Algorithms: Part 1 Developing and Testing the Equations, 363 p
- ADVANI S.K., 1998, The Kinematic Design of Flight Simulator Motion-Bases, Delft University of Technology
- 3. ADVANI S.K., HOSMAN R.J.A.W., HAECK N., 2002, Integrated design of a motion cueing algorithm and motion-base mechanism for a wright flyer simulator, *AIAA Model Simul Technol Conf Exhib*, August
- 4. PARRISH R.V., MARTIN D.J., 1976, Comparison of a Linear and a Nonlinear Washout for Motion Simulators Utilizing Objective and Subjective Data from CTOL Transport Landing Approaches
- GRANT P.R., REID L.D., 1997, PROTEST: An expert system for tuning simulator washout filters, J Aircr, 34, 2, 152-159
- BEUKERS J.T., STROOSMA O., POOL D.M., MULDER M., VAN PAASSEN M.M., 2010, Investigation into pilot perception and control during decrab maneuvers in simulated flight, J Guid Control Dyn, 33, 4, 1048-1063
- CURTHOYS I.S., OMAN C.M., 1987, Dimensions of the horizontal semicircular duct, ampulla and utricle in the human, Acta Otolaryngol, 103, 5, 254-261
- BRADSHAW A.P., CURTHOYS I.S., TODD M.J., MAGNUSSEN J.S., TAUBMAN D.S., AW S.T., ET AL., 2010, A mathematical model of human semicircular canal geometry: A new basis for interpreting vestibular physiology, JARO – J Assoc Res Otolaryngol, 11, 2, 145-159
- 9. GUALTIEROTTI T., 1981, The Vestibular System: Function and Morphology, Mila, Włochy, Springer-Verlag, 552 p.
- DELLA SANTINA C.C., POTYAGAYLO V., MIGLIACCIO A.A., MINOR L.B., CAREY J.P., 2005, Orientation of human semicircular canals measured by three-dimensional multiplanar CT reconstruction, J Assoc Res Otolaryngol, 6, 3, 191-206
- 11. SILVERTHORN D.U., 2007, Human Physiology: An Integrated Approach. Regulation, 992 p.
- 12. NEWMAN M.C., 2009, A Multisensory Observer Model for Human Spatial Orientation Perception, Massachusetts Institute of Technology
- 13. VAN BUSKIRK W.C., WATTS R.G., LIU Y.K., 1976, Fluid mechanics of the semicircural canals, *J Fluid Mech*, **78**, 1, 87-98
- 14. BRONZINO J.D., 2006, Biomedical Engineering Handbook, 1569 p.
- MAYNE R., 1952, The audiogyral illusion and the mechanism of spatial representation, Bull Math Biophisics, 14, 27-34
- 16. OMAN C.M., 1968, Influence of Adaptation on the Human Semicircular Canals and the Role of Subjective Angular Velocity Cues in Spatial Orientation, Massachusetts Institute of Technology
- FERNANDEZ C., GOLDBERG J.M., 1976, Physiology of peripheral neurons innervating otolith organs of the squirrel monkey. I. Response to static tilts and to long-duration centrifugal force, *J Neurophysiol*, 39, 5, 970-984

- 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
- 19. MEIRY J.L., 1965, The Vestibular System and Human Dynamic Space Orientation, Massachusetts Institute of Technology
- 20. ZACHARIAS G.L., 1978, Motion Cue Models for Pilot-Vehicle Analysis, Wright Patterson Air Base, Ohio
- FERNANDEZ C., GOLDBERG J.M., 1971, Physiology of peripheral neurons innervating semicircular canals of the squirrel monkey. II Response to sinusoidal stimulation and dynamics of peripheral vestibular system, J Neurophysiol, 34, 4, 661-675
- GRANT J.W., BEST W.A., 1987, Otolith-organ mechanics: lumped parameter model and dynamic response, Aviat Sp Environ Med, 58, 10, 970-976
- GRANT J.W., COTTON J.R., 1990, A model for otolith dynamic response with a viscoelastic gel layer, J Vestib Res-Equilib Orientat, 1, 2, 139-151
- 24. YOUNG L.R., MEIRY J.L., 1968, A revised dynamic otolith model, Aviat Sp Environ Med, 39, 606-608
- 25. HOSMAN R.J.A.W., 1996, *Pilot's Perception and Control of Aircraft Motions*, Delft University of Technology
- 26. SELVA P., 2009, Modélisation du système vestibulaire et modèles non-linéaires de perception de l'orientation spatiale, Université de Toulouse
- 27. LUENBERGER D.G., 1971, An introduction to observers, *IEEE Trans Automat Contr*, 16, 6, 596-602
- 28. LESSARD S.C., RODRIGUEZ-GAREIA A.C., WONG W.C., IM J.J., SCHMIDT F.G., 1991, Characterization od Slow and Fast Nystagmus. Vol. 1 The Effects of Brief Mindfulness Intervention on Acute Pain Experience: An Examination of Individual Difference, College Station, TX
- LEWKOWICZ R., FRANCUZ P., BAŁAJ B., AUGUSTYNOWICZ P., 2015, Flights with the risk of spatial disorientation in the measurements of oculomotor activity of pilots, *Polish J Aviat Med Psychol*, 21, 3, 22-28

Modeling of the pilot's vestibular system for the evaluation of the control algorithm of the flight simulator motion system

This paper presents a mathematical model of the pilot's vestibular system for the evaluation of the control algorithm of the flight simulator motion system. The applied research approach is based on the use of models of vestibular and central nervous system to estimate the perception of the position as well as linear and angular velocities. The study has been performed by numerical simulations in which angular velocities collected during pilot training in the Gyro-IPT flight simulator were utilized as the input data.

The main goal was to evaluate the effectiveness of the control algorithm of the simulator motion system taking into account the flight profiles causing some loss of spatial orientation. The results confirm the right choice of the software generating angular velocities of the flight simulator cabin with the inclination illusion profile. This proves that the flight simulator motion algorithm correctly reproduces the angular acceleration of the cabin inducing this kind of spatial disorientation during flight.

IDENTYFIKACJA PARAMETRYCZNA STATKÓW POWIETRZNYCH POPRZEZ MANEWRY TYPU MULTI-AXIS

PIOTR LICHOTA, KRZYSZTOF ROGOWSKI, JOANNA SZULCZYK

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

W artykule przedstawiono wyniki prac dotyczących projektowania eksperymentów na potrzeby identyfikacji parametrycznej modeli opisujących ruch statków powietrznych. We wszystkich uzyskanych manewrach powierzchnie sterowe różnego rodzaju mogły być wychylane jednocześnie. Wymuszenia uzyskano zarówno dla sygnałów będących złożeniem funkcji prostokątnych (Multi-step), jak i dla wymuszeń harmonicznych typu Multisine. W celu zaprojektowania wymuszeń wykorzystano kryterium D-optymalne lub zmodyfikowaną metodę Marchanda. Uzyskane sygnały wejściowe zostały użyte do wzbudzenia obiektu symulacyjnego, a następnie dokonano jego identyfikacji parametrycznej w dziedzinie czasu za pomocą Zasady Największej Wiarygodności i Metody Błędu Wyjścia. Obliczenia przeprowadzono w trybie offline w środowisku Matlab/Simulink 2009b.

1. Wstęp

Identyfikacja parametryczna polega na wyznaczeniu modelu matematycznego badanego obiektu na podstawie obserwacji jego sygnałów wejściowych i wyjściowych. W przypadku statków powietrznych znajduje ona zastosowanie m.in. w [1]:

- pozyskaniu baz danych dla pełnych symulatorów lotu (FFS Full Flight Simulator),
- budowie modeli ruchu dla symulatorów in-flight,
- opracowaniu praw sterowania,
- rekonstrukcji ścieżki lotu,
- wykrywaniu usterek, sterowaniu adaptacyjnym i rekonfiguracji,
- weryfikacji wyników uzyskanych z badań tunelowych i metodami komputerowej mechaniki płynów (CFD – Computational Fluid Dynamics),
- modelowaniu zależności przyczynowo-skutkowych leżących u podstaw zjawisk fizycznych,
- analizie własności lotnych.

W celu dokonania identyfikacji danego obiektu należy wzbudzić go przy pomocy odpowiednich sygnałów wymuszających, zarejestrować jego odpowiedzi, zbudować model matematyczny, dobrać odpowiednią metodę estymacji parametrów modelu i dokonać oceny jakości uzyskanych wyników. Choć początki identyfikacji parametrycznej w przypadku statków powietrznych sięgają lat dwudziestych ubiegłego wieku, dopiero w 1951 r. Milliken stwierdził, że jakość estymacji zależy od uzyskanej odpowiedzi obiektu [6], a więc w konsekwencji – od sygnałów wymuszających. Na podstawie prac prowadzonych w różnych ośrodkach stwierdzono, że w celu uzyskania modelu matematycznego należy przeprowadzić serię eksperymentów, w których podczas każdego manewru wychylana jest tylko jedna powierzchnia sterowa, zaś wymuszenia realizowane są przy pomocy sygnałów typu Multi-step (np. pulse, dublet, 3-2-1-1) lub frequency-sweep (w przypadku śmigłowców). Alternatywą wobec takiego podejścia jest zaprojektowanie manewru, w którym różne powierzchnie sterowe wychylane mogą być jednocześnie. Takie ujęcie problemu prowadzi do skrócenia czasu trwania planu lotów próbnych i może prowadzić do zwiększenia dokładności estymowanych parametrów zarówno dla samolotu, jak i wiropłata. W artykule przedstawiono wyniki prac, w których analizowano jednoczesne wychylenia różnych powierzchni sterowych przy pomocy wymuszeń typu Multi-step oraz Multisine.

2. Identyfikacja parametryczna

Zasada największej wiarygodności jest najczęściej stosowaną metodą wykorzystywaną w identyfikacji parametrycznej statków powietrznych. Dla obiektu opisanego poprzez zbiór nieznanych parametrów Θ przyjmuje się w niej, że prawdopodobieństwo zaobserwowania wektora pomiarowego z dane jest w postaci $p(z|\Theta)$. W związku z tym wyznaczenie zbioru parametrów (estymat), który w najlepszy sposób odpowiada obiektowi rzeczywistemu, wiąże się z maksymalizacją funkcji gęstości prawdopodobieństwa warunkowego. Ze względów praktycznych zagadnienie maksymalizacji funkcji gęstości prawdopodobieństwa warunkowego zastępuje się przez minimalizację ujemnej funkcji wiarygodności $L(\Theta|\mathbf{z})$:

$$\widehat{\mathbf{\Theta}} = \arg\left(\min_{\mathbf{\Theta}} L(\mathbf{\Theta}|\mathbf{z})\right) \tag{2.1}$$

W ramach prowadzonych prac do uzyskania estymat przyjęto wielowymiarowy rozkład normalny (n), w związku z czym dla N punktów pomiarowych t_k funkcja gęstości prawdopodobieństwa dana jest w postaci [1], [10]:

$$p(\mathbf{z}_1, \dots, \mathbf{z}_N | \boldsymbol{\Theta}) = \frac{1}{\left(\sqrt{(2\pi)^n} \sqrt{|\mathbf{R}|}\right)^N} \exp\left(-\frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [\mathbf{z}(t_k) - \mathbf{y}(t_k)]^{\mathrm{T}} \mathbf{R}^{-1} [\mathbf{z}(t_k) - \mathbf{y}(t_k)]\right)$$
(2.2)

gdzie \mathbf{y} jest wektorem odpowiedzi modelu, zaś \mathbf{R} macierzą kowariancji błędu pomiarowego, która może być obliczona z zależności:

$$\widehat{\mathbf{R}} = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} [\mathbf{z}(t_k) - \mathbf{y}(t_k)] [\mathbf{z}(t_k) - \mathbf{y}(t_k)]^{\mathrm{T}}$$
(2.3)

W rezultacie, po odrzuceniu wyrazów stałych, minimalizowana funkcja kosztu $J(\boldsymbol{\Theta})$ dana jest jako:

$$J(\mathbf{\Theta}) = |\mathbf{R}| \tag{2.4}$$

Zakładając, że błędy pomiarowe są nieskorelowane, \mathbf{R} jest macierzą diagonalną, w związku z czym zagadnienie minimalizacji upraszcza się dalej do postaci:

$$J(\Theta) = \prod_{i=1}^{n} \frac{1}{N} \sum_{k=1}^{N} [z_i(t_k) - y_i(t_k)]^2$$
(2.5)

Ze względu na brak szumu przetwarzania (np. turbulencji) zasada największej wiarygodności została wykorzystana do identyfikacji systemu przy pomocy metody błędu wyjścia, której celem jest minimalizacja błędu pomiędzy zarejestrowaną odpowiedzią obiektu a estymowaną odpowiedzią modelu. Do minimalizacji funkcji celu wykorzystano algorytm Gaussa-Newtona z metodą przeszukiwania liniowego [10] w celu zwiększenia jej efektywności.

3. D-optymalne wymuszenia Multi-step

W identyfikacji modeli ruchu statków powietrznych najczęściej stosowanymi wymuszeniami są sygnały wejściowe typu Multi-step, będące złożeniem funkcji prostokątnych (np. pulse, dublet, 1-2-1, 3-2-1-1). Ich zastosowanie pozwala na uzyskanie odpowiedzi obiektu, która będzie wystarczająco bogata w informacje, by umożliwić efektywne przeprowadzenie identyfikacji parametrycznej. Ze względu na wzajemne oddziaływanie pomiędzy odpowiedziami uzyskanymi przy wymuszeniach zadanych przy pomocy różnych powierzchni sterowych, w trakcie trwania danego manewru wychylany jest tylko jeden rodzaj powierzchni sterowej. Umożliwienie wieloosiowego wymuszenia wymaga zatem zaprojektowania zbioru sygnałów wejściowych, tak by były one w tym sensie niezależne. Do osiągnięcia tego celu wykorzystać można kryterium D-optymalne, w którym maksymalizowany jest wyznacznik czułościowej postaci macierzy informacji Fishera \mathbf{F} [1]:

$$\mathbf{F} = \sum_{k=1}^{N} \left[\frac{\partial \mathbf{y}(t_k)}{\partial \boldsymbol{\Theta}} \right]^{\mathrm{T}} \mathbf{R}^{-1} \left[\frac{\partial \mathbf{y}(t_k)}{\partial \boldsymbol{\Theta}} \right]$$
(3.1)

Zaprojektowanie manewru z jednoczesnymi, wieloosiowymi wymuszeniami typu Multi-step wymaga zatem określenia zbioru potencjalnych sterowań poprzez zdefiniowanie możliwych czasów przełączeń, a następnie wyznaczenie optymalnego rozwiązania poprzez minimalizację funkcji celu (wyznacznika odwrotności macierzy informacji Fishera).

Wektor sterowania w postaci jednoczesnych wychyleń lotek, steru wysokości i steru kierunku, zaprojektowany przy użyciu opisanej metody (z dodatkowym ograniczeniem liczby potencjalnych rozwiązań wprowadzonym przy pomocy transformaty falkowej) [4], wykorzystano jako zbiór wymuszeń dla dwupunktowego modelu symulacyjnego dużego samolotu transportowego, będącego wiernym odwzorowaniem rzeczywistego obiektu. Model symulacyjny posiadał nieliniową aerodynamikę uwzględniającą np. pochodne skrośne opisujące oddziaływanie kąta natarcia i prędkości kątowych przechylania lub odchylania, dynamiczny kąt natarcia, opóźnienia czasowe zależne od prędkości obiektu czy wpływ oderwania przepływu na wartość współczynnika nachylenia siły nośnej układu skrzydło-kadłub $C_{LWB\alpha}$. Zarejestrowane odpowiedzi układu zostały wykorzystane w procesie identyfikacji parametrycznej do estymacji wartości pochodnych aerodynamicznych.

W celach porównawczych obiekt wzbudzono także klasycznymi sygnałami typu Multi-step w trzech osobnych manewrach i również dokonano jego identyfikacji parametrycznej [4]. Wartość błędu względnego wybranych estymowanych parametrów (pochodnych aerodynamicznych) dla obu rozwiązań przedstawiono na rys. 1.



Rys. 1. Błąd względny wybranych estymat dla manewru D-optymalnego oraz klasycznego

Na podstawie uzyskanych wyników (zwłaszcza pochodnych skośnych $C_{lp\alpha}$, $C_{nr\alpha}$) można stwierdzić, że zastosowanie D-optymalnych wymuszeń pozwoliło podnieść jakość estymowanych parametrów.

4. D-optymalne wymuszenia Multisine

Innym rozwiązaniem umożliwiającym wykonanie eksperymentu identyfikacyjnego, w którym powierzchnie sterowe różnego typu wychylane są jednocześnie, jest wzbudzenie obiektu przy pomocy harmonicznych wymuszeń Multisine [7], [8]:

$$u_j = \sum_{k=2}^M A_k \sin(2\pi f_k t + \varphi_k) \tag{4.1}$$

Zaprojektowanie wychylenia danej powierzchni sterowej u_j wymaga przypisania jej unikalnego zbioru harmonicznych f_k spośród M dostępnych częstotliwości. Skutkuje to mutualną ortogonalnością w dziedzinach czasu i częstotliwości oraz pozwala na uzyskanie "niezależności" wymuszeń [7], [8]. Dolną granicę zakresu analizowanych częstotliwości można określić na podstawie długości trwania planowanego wymuszenia (jako dwukrotność częstotliwości bazowej [8]), zaś za górną granicę w przypadku statków powietrznych przyjmuje się poziom 2 Hz.

Dla danego wymuszenia amplitudy poszczególnych harmonicznych A_k wynikają bezpośrednio z mocy przypisanej do danej częstotliwości p_k i maksymalnego wychylenia danej powierzchni sterowej A_j . W celu położenia większego nacisku na wybrane częstotliwości można w tym celu wykorzystać niejednorodną dystrybucję energii:

$$A_k = A_j \sqrt{p_k} \tag{4.2}$$

Wyznaczenie wartości kątów przesunięć fazowych dla każdej harmonicznej φ_k polega na znalezieniu dla każdej powierzchni sterowej ich zbioru minimalizującego *Relative Peak Factor* (RPF), będącego miarą efektywności wymuszenia w postaci ilorazu maksymalnego zakresu wychylenia danej powierzchni sterowej do mocy zawartej w danym wymuszeniu [7]. Wartości początkowe dla algorytmu optymalizacyjnego przyjąć można na podstawie zależności Schroedera [9].

Alternatywnym podejściem jest wykorzystanie w tym celu wstępnej wiedzy o obiekcie w postaci pochodnych stabilności i sterowania i kryterium D-optymalnego [2]. Rezultaty estymacji pochodnych aerodynamicznych dla manewrów, w których opisany wcześniej model statku powietrznego wzbudzono przy użyciu sygnałów wejściowych Multisine oraz D-optymalnego zbioru wymuszeń przedstawiono na rys. 2 i rys. 3. Wektor sterowania przyjęto w takiej samej postaci, jak dla D-optymalnych wymuszeń Multi-step.



Rys. 2. Estymowana odpowiedź modelu dla klasycznych i D-optymalnych wymuszeń Multisine [2]

Na podstawie przedstawionych wyników oraz wartości względnych odchyleń standardowych można stwierdzić, że uwzględnienie wiedzy o obiekcie w tej postaci nie pozwoliło podnieść jakości estymacji [2].



Rys. 3. Analiza odpowiedzi identyfikowanego obiektu w dziedzinie częstotliwości

5. Wymuszenia Multisine ze spektrum mocy na podstawie metody Marchanda

Uwzględnienia wstępnej wiedzy o obiekcie na etapie projektowania wymuszeń Multisine można także dokonać poprzez określenie niejednorodnego spektrum mocy przy użyciu charakterystyk amplitudowych Bodego. W tym celu należy dokonać opisu obiektu przy pomocy modelu liniowego, a następnie wykreślić charakterystyki dla członów inercyjnych oraz opisujących identyfikowane parametry. Przykładową charakterystykę tego typu przedstawiono na rys 4.



Rys. 4. Analiza odpowiedzi identyfikowanego obiektu w dziedzinie częstotliwości [3]

Na podstawie charakterystyk amplitudowych można określić pasma częstotliwości, w których określone pochodne aerodynamiczne są identyfikowalne. Zgodnie z metodą opracowaną przez Marchanda [5] pochodna aerodynamiczna nie jest identyfikowalna w zakresie częstotliwości, w którym jej moduł jest mały w porównaniu z modułami innych pochodnych aerodynamicznych (poniżej 10% największego modułu dla danej częstotliwości). Ponadto, jeśli wyraz inercyjny ma mały moduł w porównaniu z innymi wyrazami, to pochodne aerodynamiczne mogą być identyfikowane jedynie jako stosunek jednej do drugiej.

Wiedza o zakresach identyfikowalności poszczególnych parametrów modelu pozwala na zbudowanie niejednorodnego referencyjnego spektrum mocy. Dystrybucję energii można następnie poddać optymalizacji poprzez wyznaczenie wartości współczynnika wagowego dla każdej harmonicznej w celu maksymalizacji efektywności danego sterowania, określonej za pomocą RPF. Unormowane, niejednorodne spektrum mocy uzyskane w opisany sposób dla manewru, w którym wychylane mogą być jednocześnie lotki oraz ster kierunku przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Niejednorodne spektrum mocy wymuszeń typu Multisine określone przy użyciu metody Marchanda [3]

Dla niejednorodnego spektrum mocy uzyskanego przy użyciu charakterystyk amplitudowych Bodego zaprojektowano zbiór wymuszeń Multisine, które następnie wykorzystano do wzbudzenia opisanego wcześniej modelu statku powietrznego. Na podstawie zarejestrowanych odpowiedzi przeprowadzono identyfikację parametryczną. Uzyskane wyniki pozwoliły stwierdzić, że uwzględnienie w ten sposób wstępnej wiedzy o badanym obiekcie umożliwiło podniesienie jakości estymacji [3].

6. Podsumowanie

W artykule omówione zostały różne metody projektowania jednoczesnych wychyleń powierzchni sterowych na potrzeby identyfikacji parametrycznej statków powietrznych (samolotów oraz wiropłatów). W ramach pracy przeanalizowano D-optymalne sygnały wejściowe typu Multi-step oraz harmoniczne wymuszenia Multisine. Sygnały Multisine zostały zaprojektowane zarówno wtedy, gdy niedostępna była wstępna wiedza o obiekcie oraz gdy informacja taka była podana w postaci pochodnych stabilności i sterowania. Do uwzględnienia informacji *a priori* o badanym modelu wykorzystano kryterium D-optymalne oraz zmodyfikowaną metodę Marchanda opartą o charakterystyki amplitudowe Bodego.

Wszystkie zaprojektowane sygnały zostały wykorzystane jako zbiory wymuszeń dla dwupunktowego modelu symulacyjnego dużego samolotu transportowego, będącego wiernym odwzorowaniem rzeczywistego obiektu. Odpowiedzi modelu zarejestrowano, a następnie zidentyfikowano przy pomocy metody błędu wyjścia w dziedzinie czasu.

Na podstawie uzyskanych wyników stwierdzono, że wszystkie z analizowanych manewrów pozwoliły na uzyskanie wysokiej dokładności estymowanych parametrów. Uwzględnienie wstępnej wiedzy o obiekcie pozwoliło poprawić jakość estymacji jedynie dla D-optymalnych wymuszeń Multi-step oraz sygnałów wejściowych Multisine uzyskanych na podstawie zmodyfikowanej metody Marchanda. Ze względu na postać postawionego problemu struktura modelu idealnie odpowiadała badanemu obiektowi konieczne są dalsze prace w zakresie projektowania manewrów z jednoczesnymi wychyleniami powierzchni sterowych (m.in. inna struktura obiektu, uwzględnienie szumu pomiarowego i szumu przetwarzania) oraz przeprowadzenie testów na obiekcie rzeczywistym.

Bibliografia

- 1. JATEGAONKAR R.V., 2006, Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology, AIAA, Reston (VA), USA
- LICHOTA P., 2016, Inclusion of the D-optimality in multisine manoeuvre design for aircraft parameter estimation, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 54, 1, 87-98
- LICHOTA P., AGUDELO NOREÑA D., 2016, A priori model inclusion in the multisine maneuver design, 17th International Carpathian Control Conference, Tatranska Lomnica, Słowacja
- 4. LICHOTA P., OHME P., SIBILSKI K., 2016, Simultaneous multi-step excitations for aircraft system identification, AIAA Aviation 2016, Washington D.C., USA
- MARCHAND M., 1974, Untersuchung der Bestimmbarkeit von Fleugzeugderivativen aus Flugversuchen, DLR Report DFVLR-IB 154-74/32, Braunschweig, Niemcy
- 6. MILLIKEN W.F. JR., 1951, Dynamic stability and control research, *Proceedings of the 3rd Anglo-American Aeronautical Conference*, Royal Aeronautical Society, Brighton, Wielka Brytania
- 7. MORELLI E.A., 2012, Efficient global aerodynamic modeling from flight data, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA, Nashville (TN), USA
- 8. MORELLI E.A., 2003, Multiple input design for real-time parameter estimation in the frequency domain, 13th IFAC Symposium on System Identification, AIAA, Rotterdam, Holandia
- 9. SCHROEDER M., 1970, Synthesis of low-peak-factor signals and binary sequences with low autocorrelation, *IEEE Transactions on Information Theory*, **16**, 1, 85-89
- SEHER-WEISS S., User's Guide: FITLAB Parameter Estimation Using MATLAB Version 2.2.6, DLR Report DLR-IB 111-2007/27, Braunschweig, Niemcy

Multi-axis manoeuvre identification of aircraft systems

In the article, the research conducted over design methods of aircraft system identification manoeuvres is presented. In all manoeuvers that we investigated, various flight controls were deflected simultaneously. Excitations were obtained for Multi-step signals (that are composed of rectangular functions) and for harmonic Multisine inputs. The D-optimal criterion and modified Marchand methodology were used in order to design the signals. The resulting inputs were used for exciting the aircraft model that was identified later in the time domain by using the Maximum Likelihood Principle and Output Error Method. The evaluations were performed offline in Matlab/Simulink environment.

INTEGRACJA LOTÓW ZAŁOGOWYCH I BEZZAŁOGOWYCH WE WSPÓLNEJ PRZESTRZENI POWIETRZNEJ W ŚWIETLE PRAC REALIZOWANYCH W RAMACH PROGRAMU SESAR

Andrzej Majka

Politechnika Rzeszowska, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych e-mail: andrzej.majka@prz.edu.pl

Współcześnie obserwuje się duży nacisk na integrację lotów załogowych i bezzałogowych wykonywanych we wspólnej przestrzeni powietrznej. Brak jest jednak obecnie regulacji dotyczących sposobu certyfikacji, zapewnienia bezpieczeństwa oraz zasad wykonywania lotów samolotów bezzałogowych we wspólnej przestrzeni powietrznej. Wśród wielu zagadnień związanych z analizowanym problemem wymienić można stworzenie ram prawnych, odpowiednich rozwiązań organizacyjnych, opracowanie systemu szkolenia i certyfikowania operatorów i wytwórców aparatów bezzałogowych oraz określenie wymagań technicznych, jakie powinny one spełniać, aby mogły wykonywać loty w jednolitej przestrzeni powietrznej.

1. Wstęp

Współcześnie obserwuje się duży nacisk na integrację lotów załogowych i bezzałogowych wykonywanych we wspólnej przestrzeni powietrznej. Zostało wykazane, że wykorzystywanie aparatów bezzałogowych do wykonywania różnorodnych zadań może przynieść realne korzyści dla społeczeństwa i gospodarki [3]. Wiele sektorów gospodarczych zainteresowanych jest szerokim wykorzystywaniem Bezzałogowych Systemów Latających (ang. *Unmanned Aerial System* – UAS) do realizacji różnorodnych zadań, zarówno komercyjnych jak i niekomercyjnych. Różne podmioty, włączając w to wytwórców UAS, dostawców tzw. usług satelitarnych, prawodawców, stowarzyszenia i grupy robocze działające w obszarze lotnictwa bezzałogowego określiły najbardziej istotne sfery wykorzystania UAS. Wyniki tych badań przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Obszary wykorzystania UAS uszeregowane według ich istotności dla podmiotów zaangażowanych w rozwój lotnictwa bezzałogowego [1], [9]

Już od samego początku badań i studiów nad możliwością integracji UAS w jednolitej przestrzeni powietrznej zwracano uwagę na duże efekty ekonomiczne jako mogą temu towarzyszyć. Problem ten był analizowany m.in. w [1] i [9]. Na podstawie wielu badań stwierdzone, że wśród potencjalnych obszarów zastosowań UAS w gospodarce, najbardziej obiecujące jest ich wykorzystanie w precyzyjnym rolnictwie oraz różnych sektorach bezpieczeństwa publicznego [1]. Te dwa rynki powinny skupić ok. 90% wszystkich wykorzystywanych cywilnie systemów bezzałogowych. W USA szacuje się, że integracja UAS w jednolitej przestrzeni powietrznej, po zaistnieniu odpowiednich ku temu warunkom, powinna wygenerować ok. 34 tys. nowych miejsc pracy, głównie w sektorach produkcyjnych. W kolejnych 3 latach można się liczyć z powstaniem dodatkowych 70 tys. miejsc pracy w sektorach związanych z użytkowaniem UAS. Nowo powstający rynek skupiony wokół produkcji i użytkowaniu UAS wymagał będzie wysoko wykwalifikowanych, a tym samym dobrze opłacanych specjalistów. Na rysunku 2 przedstawiono prognozowane zarobki specjalistów pracujących w firmach działających w obszarze lotnictwa bezzałogowego w USA.



Rys. 2. Prognozowane zarobki pracowników zatrudnionych w działach gospodarki związanych z lotnictwem bezzałogowym w USA [1]

Mimo prognozowanych korzyści wynikających rozwoju sektora gospodarki związanego z produkcją i użytkowaniem cywilnych UAS prace, których celem jest integracja UAS w jednolitej przestrzeni powietrznej postępują niezbyt szybko i z rosnącymi opóźnieniami w stosunku do wszelkich harmonogramów [10]. Brak jest obecnie regulacji dotyczących sposobu certyfikacji, zapewnienia bezpieczeństwa oraz zasad wykonywania lotów samolotów bezzałogowych w przestrzeni powietrznej wykorzystywanej dotychczas do realizacji operacji załogowych. 9 kwietnia 2014 r. Komisja Europejska (KE) opublikowała nielegislacyjny komunikat skierowany do Rady Unii Europejskiej (UE) i Parlamentu Europejskiego dotyczący otwarcia rynku lotniczego na cywilne wykorzystanie systemów zdalnie pilotowanych statków powietrznych (ang. Remotely Piloted Aircraft Systems – RPAS) w bezpieczny i zrównoważony sposób [6]. Dokument ten stanowi kolejne działanie podejmowane przez KE w celu stworzenia ram prawnych oraz zharmonizowania regulacji dotyczacych tej problematyki na terenie UE. Na szczycie Rady Europejskiej w dniu 19 grudnia 2013 r. w stosunku do KE został wysłany wyraźny sygnał, iż podjecie działań w celu umożliwienia stopniowego włączenia RPAS do cywilnej przestrzeni powietrznej począwszy od 2016 r. jest niezbędne. Działania te wynikają z apelu europejskiego przemysłu związanego z branżą lotniczą oraz sektora usług zainteresowanego wdrażaniem nowych technologii bezzałogowych, dla których zrozumienie kierunku zmian regulacyjnych w przyszłości ma istotne znaczenie pod kątem podejmowania decyzji w sprawie dalszych inwestycji.

Dotychczasowy brak regulacji prawnych określających zasady użytkowania aparatów bezzałogowych nie przeszkodził w dynamicznym rozwoju tej gałęzi lotnictwa. Zagadnieniem integracji lotów wykonywanych przez aparaty bezzałogowe z ruchem realizowanym przy użyciu samolotów załogowych w jednolitej przestrzeni powietrznej zajmuje się wiele instytucji państwowych oraz z obszaru biznesu. Przygotowanie przyszłych ram regulacyjnych będzie wymagało wykorzystania dotychczas wypracowanych inicjatyw oraz dalszej ścisłej współpracy takich instytucji sektora lotnictwa cywilnego jak: Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego (EASA), krajowych władz lotnictwa cywilnego, Europejskiej Organizacji Wyposażenia Lotnictwa Cywilnego (EUROCAE), EUROCONTROL, Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems (JARUS) czy też SESAR JU oraz przemysłu i podmiotów gospodarczych z branży zajmującej się bezzałogowymi statkami powietrznymi (ang. Unmanned Aerial Vehicle - UAV). Ich celem jest stworzenie zasad wykonywania lotów samolotów bezzałogowych we wspólnej przestrzeni, zapewniających jak najwyższy poziom bezpieczeństwa dla wszystkich jej użytkowników oraz ludzi znajdujących się na ziemi. Zanim jednak dojdzie do wdrożenia wspólnego użytkowania przestrzeni powietrznej, muszą zostać rozwiązane najważniejsze problemy, które stanowią bariery uniemożliwiające realizację tak ambitnie sformułowanego celu. Należy tu wymienić główne problemy techniczne. Sa to:

- separacja obiektów latających,
- systemy antykolizyjne,
- bezpieczna i zrównoważona komunikacja i wymiana danych,
- przydział pasm radiowych,
- systemy kontroli ruchu lotniczego (ATC),
- systemy identyfikacji uszkodzeń,
- systemu autonomicznego startu i lądowania,
- systemy autonomicznego kołowania,
- systemy zarządzania lotem, szczególnie w stanach awaryjnych,
- systemy śledzenia pogody i unikania zagrożeń pogodowych,
- interoperacyjność,
- interfejs operatora/pilota,
- orientacja wzrokowa oraz unikanie zderzeń z ziemią i przeszkodami.

Do głównych wyzwań legislacyjnych zaliczyć należy:

- harmonizację procedur cywilnych i wojskowych,
- określenie wspólnych zasad, przepisów oraz nadzoru.

Wyzwania w obszarze proceduralno-szkoleniowym polegają na:

- określeniu sposobu szkolenia pilotów i dowódców UAS,
- zapewnieniu bezpieczeństwa stacji naziemnej.

Inne problemy polegają na:

- społecznej akceptacji powszechnego użytkowania UAS,
- wpływie na środowisko,
- określeniu zakresu odpowiedzialności producenta,
- określeniu zasad zatwierdzenia organizacji projektującej,
- określeniu zasad zatwierdzenia organizacji produkującej,
- określeniu zasad zatwierdzenia organizacji szkolenia personelu obsługi technicznej.

2. Klasyfikacja i obszar zastosowania bezzałogowych statków powietrznych

We współczesnej terminologii konstrukcja latająca, która wykonuje lot bez pilota na pokładzie nie ma możliwości zabierania pasażerów oraz umożliwia wielokrotne użycie nazywana jest bezzałogowym aparatem latającym (UAV). Nazwą bezzałogowy system latający (ang. Unmanned Aerial System – UAS) określa się kompletny system, na który składa się właściwy aparat latający oraz moduły sterowania, stacja naziemna itd.

Aparat latający UAV, który jest zdalnie sterowany i pilotowany drogą radiową przez operatora znajdującego się na ziemi nazywany jest aparatem typu RPA (*Remotely Piloted Aircraft*), a system, w skład którego wchodzi oznaczany jest skrótem RPAS (*Remotely Piloted Aircraft System*). Podobnie, jak w przypadku UAS, system oznacza, prócz samego statku powietrznego, całą infrastrukturę towarzyszącą. Niektóre ze statków są wyposażone w funkcje autopilota, który przejmuje kontrolę nad lotem, z wyłączeniem fazy startu i lądowania. Nowoczesne aparaty bezzałogowe mogą wykonywać lot autonomicznie, dzięki systemowi programów do projektowaniai realizacji toru lotu z zaprogramowanym manewrem startu, kontroli lotu i lądowania, które są zaimplementowane na komputerach pokładowych. RPA są grupą bezzałogowych statków powietrznych, które mogą zostać najszybciej włączone w grono użytkowników przestrzeni powietrznej na zasadach równych ze statkami załogowymi.

Bezzałogowe aparaty latające UAV charakteryzuje duża różnorodność typów i konstrukcji [22]. Klasyfikację aparatów UAV można wykonać, uwzględniając różne kryteria, m.in.: rodzaj napędu, wysokość, zasięg, czas lotu, ciężar własny, ładowność, przeznaczenie, koszt budowy. Przykładowa klasyfikacja bezzałogowych aparatów latających wykonana na podstawie [22] przedstawiona została w tabeli 1.

Aparaty bezzałogowe, ze względu na swoje osiągi i udźwig mogą realizować różnorodne zadania. Na rysunku 3 przedstawiono obszary działania aparatów bezzałogowych w funkcji wysokości lotu i udźwigu. Na rysunku 4 przedstawiono zaś podział przestrzeni powietrznej zgodnie z klasyfikacją ICAO z naniesionymi obszarami działania UAS.



Rys. 3. Klasyfikacja UAS ze wskazaniem obszarów działania w zależności od masy startowej i zakresu wysokości użytkowych; źródło: opracowanie własne na podstawie [22]

IZ to the	Nazwa skrócona	Zasięg	Pułap lotu	Czas lotu				
Kategoria	(oznaczenie)	[km]	[km]	[h]				
Operacyjne								
Mikro	MICRO (μ)	≤ 10	$\leqslant 0,25$	≤ 1				
Mini	MINI	≤ 10	$0,1 \div 0,35$	≤ 2				
Taktyczne								
Bliskiego zasięgu	Close Range (CR)	$10 \div 30$	3	$2 \div 4$				
Krótkiego (małego) zasięgu	ShortRange (SR)	$30 \div 70$	3	$3 \div 6$				
Średniego zasięgu	Medium Range (MR)	$70 \div 200$	$3 \div 5$	$6 \div 10$				
Średniego zasięgu, wydłużonej	MR Endurance	< 500	$5\div 8$	$10 \div 18$				
długotrwałości lotu	(MRE)	≥ 200						
Niskiego pułapu, głębokiego	kiego pułapu, głębokiego – Low Altitude Deep – 250		0.05 • 9	$0.5 \cdot 10$				
przenikania	Penetration (LADP)	≥ 200	$0,00 \div 0$	$0, 0 \div 10$				
Niskiego pułapu, wydłużonej	Low Altitude Endurance	> 500	3	$\geqslant 24$				
długotrwałości lotu	(LAE)	≥ 500						
Średniego pułapu, dużej	Medium Altitude Long	> 500	$5 \cdot 8$	$24 \div 48$				
długotrwałości lotu	Endurance (MALE)	≥ 500	$0 \div 0$					
Strategiczne								
Wysokiego pułapu, dużej	High Altitude Long	> 1000	$15 \div 20$	$24 \div 48$				
długotrwałości lotu	Endurance (HALE)	≥ 1000						
Bezpilotowe statki powietrzne	Bezpilotowe statki powietrzne Unmanned Combat Aerial		< 20	< 24				
o zastosowaniu bojowym	Vehicle (UCAV)	≥ 400	₹ 20	≈ 24				
Specjalnego przeznaczenia								
Uderzeniowe	Lethal (LETH)	≥ 300	$3 \div 4$	$3 \div 4$				
Pułapki radiolokacyjne	Decoys (DEC)	$0 \div 500$	$0,05 \div 5$	≤ 4				

Tabela 1. Klasyfikacja bezzałogowych aparatów latających (UAV), [22]



Rys. 4. Powiązanie klas przestrzeni powietrznej z klasami UAS; źródło: opracowanie własne na podstawie [8] oraz [22]

Obecnie bezzałogowe systemu UAS są głównie wykorzystywane do realizacji misji wojskowych. Większość realizowanych zadań to zwiad, rozpoznanie, patrolowanie oraz uderzenie z powietrza. UAS wykorzystywane są również do wykrywania zagrożeń chemicznych, biologicznych oraz promieniotwórczych. Jednak obszar zastosowań cywilnych UAS ciągle się zwiększa. W najbliższych latach spodziewany jest gwałtowny wzrost rynku bezzałogowych systemów latających realizujących operacje cywilne i komercyjne. Główne zastosowania cywilne UAS dotyczą:

- realizacji zadań policyjnych,
- kontroli ruchu drogowego,
- ochrony łowisk,
- kontroli rurociągów,
- obsługi i monitorowania wydarzeń kulturalno-sportowych,
- wspomagania prac rolnych i leśnych (tzw. precyzyjne rolnictwo i leśnictwo),
- nadzoru nad infrastrukturą energetyczną,
- fotografowania z powietrza (fotografia usługowa, fotogrametria itp.),
- ochrony granic,
- wspomagania operacji na morzu (operacje SAR itp.),
- wykonywania operacji w sytuacjach kryzysowych (monitorowanie rejonów katastrof i klęsk żywiołowych itp.),
- monitorowania środowiska,
- wspomagania akcji PPOŻ (patrole PPOŻ itp.),
- wykonywania pomiarów meteorologicznych,
- wykonywania badań naukowych w różnych obszarach,
- wykorzystywania w telekomunikacji,
- innych, niewymienionych sposobów wykorzystania.

3. Aktualny stan prawny odnoszący się do UAS

Pierwsze regulacje w prawie polskim dotyczące bezzałogowych statków powietrznych pojawiły się w ustawie Prawo lotnicze z dnia 3 lipca 2002 r. (Dz.U. z 2012 r. poz. 933, z późn. zm.). Nowelizacja z dnia 30 czerwca 2011 r. (weszła w życie 19 września) wprowadziła zapisy, według których wykonywanie lotów bezzałogowych jest dopuszczone pod warunkiem spełnienia określonych wymogów dotyczących wyposażenia bezzałogowych statków powietrznych oraz kwalifikacji personelu lotniczego. Szczegółowe warunki i zasady wykonywania lotów zostały określone w odpowiednich rozporządzeniach zgodnie z zapisami ustawy [17]. 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 określa zasady wykonywania lotów w zasięgu wzroku pilota i bezpiecznej eksploatacji UA o maksymalnej masie startowej nieprzekraczającej 25 kg oraz kwestie związane z ubezpieczeniem [14]. Rozporządzenie Ministra Transportu Budownictwa i Gospodarki Morskiej z dnia 26 kwietnia 2013 r. w spawie świadectw kwalifikacji (Dz.U. z 2013 r. Nr 664) definiuje zasady i warunki uzyskiwania uprawnień do wykonywania lotów w zasięgu (ang. Visual Line of Sight – VLOS) oraz poza zasięgiem wzroku operatora (ang. Beyond VLOS – B-VLOS). Operator zobowiązany jest posiadać świadectwo kwalifikacji, badania lotniczo-lekarskie odpowiedniej klasy oraz ubezpieczenie w przypadku wykonywania lotów innych niż rekreacyjne i sportowe [12], [18], [19],

[20], [21]. Rozporządzenie Ministra Transportu, Budownictwa i Gospodarki Morskiej z dnia 26 kwietnia 2013 r. w sprawie przepisów technicznych i eksploatacyjnych dotyczących statków powietrznych kategorii specjalnej, nieobjętych nadzorem Europejskiej Agencji Bezpieczeństwa Lotniczego (Dz.U. z 2013 r. Nr 524) dopuszcza do lotów bezzałogowe statki powietrzne o mak-symalnej masie startowej przekraczającej 25 kg oraz przewiduje konieczność uzyskania zgody na wykonywanie lotów takimi obiektami w kategorii specjalnej. Obecnie trwają prace nad treścią rozporządzenia w sprawie szczegółowego sposobu i warunków wykonywania lotów przez bezzałogowe statki powietrzne w polskiej przestrzeni powietrznej oraz procedur współpracy operatorów tych statków z instytucjami zapewniającymi służby ruchu lotniczego [15], [16]. Dokument ten ma zawierać zasady wykonywania lotów poza za zasięgiem wzroku pilota. Obecnie loty UA poza zasięg wzroku operatora, ze względów bezpieczeństwa, są możliwe jedynie w wydzielonej specjalnie do tego celu przestrzeni powietrznej, co jest zgodne z zapisami art. 126 ustawy Prawo lotnicze z dnia 3 lipca 2002 r. (Dz.U. z 2012 r. poz. 933, z późn. zm.) [12], 17].

Rosnąca konieczność uregulowania zasad wykorzystywania UAS w cywilnej przestrzeni powietrznej spowodowała zwiekszenie aktywności organizacji takich jak ICAO w obszarze lotnictwa bezzałogowego. Organizacja powołała pod swoimi auspicjami specjalna grupe robocza mającą pracować nad integracją systemów bezzałogowych z międzynarodową, cywilną przestrzenią powietrzną. W ostatnim czasie wprowadzone zostały również pierwsze zmiany w aneksach Konwencji chicagowskiej. W różnych krajach Europy obowiązują różne regulacje odnośnie bezzałogowych aparatów latających, które są rozwijane niezależnie od siebie od kilku lat [12]. Istnieje jednak potrzeba ujednolicenia wymagań w skali całej Europy i wprowadzenia wspólnych przepisów obejmujących ten obszar lotnictwa. Na początku lipca 2013 r. Komisja Europejska opublikowała na swojej stronie internetowej "RPAS Roadmap". Jest to dokument opracowany przez European RPAS Steering Group [3]. Przedstawiony dokument określa plan działań na lata 2016-2028, a jednym z jego pierwszych założeń jest konieczność zniesienia granicy 150 kg i objęcia nadzorem EASA również mniejszych UAV. Jest to spowodowane obawą przed zbyt dużym zróżnicowaniem w przepisach obowiazujących w poszczególnych państwach Europy. Powodem planowanych zmian jest również fakt dynamicznego rozwoju możliwości wykorzystania głównie małych platform bezzałogowych, których waga często nie przekracza kilkunastu kilogramów [13].

4. Integracja UAS w europejskiej przestrzeni powietrznej

Zagadnienie wspólnego użytkowania przestrzeni powietrznej przez załogowe i bezzałogowe statki powietrzne, które nie podlegałoby ograniczeniom stawianym obecnie, jest jednym z najważniejszych problemów, który musi znaleźć rozwiązanie w ciągu najbliższych kilku lat. Różnorodność rozwiązań konstrukcyjnych UAS, jak również szeroka gama zastosowań w powiązaniu z wysokim poziomem hierarchizacji przestrzeni powietrznej oraz zagęszczeniem ruchu lotniczego nad obszarami Europy, powodują, iż bezkonfliktowa koegzystencja obydwu rodzajów statków powietrznych wymaga koordynacji prac na wielu poziomach.

W listopadzie 2012 roku 12 Konferencja ICAO ws. Żeglugi Powietrznej (AN-Conf/12) przyjęła projekt zmiany Globalnego Planu Żeglugi Powietrznej. Konferencja zarekomendowała modernizację lotnictwa cywilnego w następnych dwóch dekadach, zgodnie z założonym harmonogramem Kompleksowych Aktualizacji Systemu Lotniczego (Aviation System Block Upgrade – ASBU) definiującym daty osiągnięcia poszczególnych celów strategicznych (tabela 2). Identyczne ramy czasowe zostały przyjęte w planie integracji cywilnych bezzałogowych aparatów latających w europejskiej przestrzeni powietrznej [3].

Lp.	Opis celu	Korzyści dla sektora lekkich RPAS/UAS	ICAO ASBU	Termin
1	Wprowadzenie zestawu wstęp- nych, wspólnych zasad dla kra- jów członkowskich Unii Europej- skiej sprzyjających wykonywaniu komercyjnych lotów przez lekkie obiekty typu RPAS, operujące w zasięgu linii wzroku (VLOS) i umożliwiających realizację ope- racji wewnątrz europejskich.	Zestaw wstępnych wymagań (przepisów) sprzyjających otwarciu rynku każdego z krajów członkowskich UE na komercyjne wykorzystanie RPAS w ramach lotów wykonywanych w zasię- gu linii wzroku, we wspólnej przestrzeni powietrznej, które z kolei będą oddziaływały na wymagania formułowane w sto- sunku do producentów systemów bezzałogowych. Umożliwienie operacji transgranicznych.	0	2013
2	Sformułowanie zasad dostoso- wujących RPAS do operowa- nia w cywilnej przestrzeni po- wietrznej, włączając certyfiko- wanie RPAS, określenie kom- petencji personelu obsługujące- go systemy, określenie warun- ków wstępnych do wykonywa- nia operacji poza zasięgiem wzro- ku według wskazań przyrządów (IFR/BVLOS, Beyond VLOS under Instrument Flight Ru- les) oraz operacji poza zasię- giem łączności radiowej. Ope- racje mogą podlegać ogranicze- niom, w szczególności w obsza- rach lotniskowych.	Zharmonizowane zasady i prze- pisy wykonywania operacji bez- załogowych w celu otwarcia ryn- ku wewnętrznego UE na tego typu działania komercyjne, ze szczególnym uprzywilejowaniem UAV o masie nieprzekraczającej 150 kg.		2018
3	Częściowa integracja operacji RPAS w przestrzeni cywilnej, poprzez stosowanie wspólnych zasad dla UAV i łagodzenie obostrzeń oraz ograniczeń dla wszelkich operacji RPAS oraz mieszanych operacji (załogowych oraz RPAS) w obszarze lotnisk.	Wspólne zasady i przepisy dla systemów RPAS wszystkich ka- tegorii ciężarowych, stanowiące rozszerzenie wymagań EASA.	2	2023
4	Pełna integracja operacji realizo- wanych przez RPAS w jednolitej przestrzeni powietrznej (kontro- lowanej i niekontrolowanej) oraz w obszarach lotniskowych, włą- czając transport komercyjny ła- dunków lub poczty oraz ładun- ków niebezpiecznych.	Możliwość projektowania i użyt- kowania systemów RPAS wszystkich kategorii ciężaro- wych, przy jak najmniejszych ograniczeniach.	3	2028

Tabela 2. Harmonogram Kompleksowych Aktualizacji Systemu Lotniczego [3]

5. Współczesna koncepcja wykorzystania operacyjnego bezzałogowych aparatów latających

Możliwy zakres operacyjnego zastosowania systemów bezzałogowych (RPAS) jest znacznie większy niż lotnictwa załogowego, jednak nadrzędnym celem towarzyszącym rozwojowi tej dziedziny lotnictwa powinno być bezpieczeństwo. Dlatego integracja RPAS z istniejącym systemem lotnictwa musi odbywać się na zasadzie zerowych ustępstw w dziedzinie bezpieczeństwa, tzn. operacje wykonywane przez RPAS powinny charakteryzować się podobnym poziomem bezpieczeństwa w porównaniu do lotów załogowych [3]. Wiąże się to z opracowaniem, dla każdego typu operacji, niezbędnego zestawu wymagań prawnych oraz proceduralnych, a także rozwojem odpowiednich rozwiązań technicznych i technologicznych, zgodnych ze zidentyfikowanymi oczekiwaniami społecznymi. Z drugiej strony, szeroki zakres zastosowania RPAS wiąże się z porównywalną różnorodnością realizowanych operacji. Z tych powodów planowany sposób integracji określa wyraźne cele dla każdego typu operacji.

Standardowe zadania wykonywane przez systemy bezzałogowe pokrywają szeroki zakres ich wykorzystania i mogą zostać zakwalifikowane do jednego z poniżej wymienionych typów operacji [3], [10].

- Loty wykonywane na bardzo małych wysokościach (ang. Very Low Level (VLL) operations), poniżej typowych wysokości wykorzystywanych w lotach IFR i VFR przez samoloty załogowe. Są to loty wykonywane na wysokościach mniejszych od 150 m (500 ft) powyżej poziomu ziemi i obejmują zadania wykonywane:
 - w zasięgu linii wzroku (ang. Visual Line Of Sight VLOS) w odległości nie większej niż 500 m od operatora (pilota), który ma bezpośredni kontakt wzrokowy ze zdalnie pilotowanym aparatem, bez użycia dodatkowych urządzeń wspomagających,
 - w powiększonym zasięgu linii wzroku (ang. Extended Visual Line of Sight E-VLOS) w odległości większej niż 500 m, w przypadku gdy operator jest wspomagany przez co najmniej jednego dodatkowego obserwatora, który posiada ciągły i bezpośredni kontakt wzrokowy ze zdalnie pilotowanym aparatem, bez użycia dodatkowych urządzeń wspomagających,
 - poza zasięgiem linii wzroku (ang. *Beyond VLOS* B-VLOS) w odległości nie większej niż 500 m od operatora (pilota), lecz bez bezpośredniej widoczności zdalnie pilotowanego aparatu, z wykorzystaniem dodatkowych środków technicznych wspomagających operatora.
- Loty VFR lub IFR wykonywane przez systemy bezzałogowe na wysokościach większych niż 150 m (500 ft), obejmujące:
 - loty IFR lub VFR wykonywane w zasięgu łączności radiowej (ang. Radio Line of Sight RLOS) przez zdalnie sterowane systemy bezzałogowe w jednolitej przestrzeni powietrznej, w której operacje wykonują również obiekty załogowe. Podstawowa zasada "wykryj i omiń" (ang. Detect and Avoid D&A) musi być spełniona w odniesieniu do sytuacji konfliktowych kooperacyjnych (ang. cooperative), jak i niekooperacyjnych (ang. non-cooperative) poprzez stosowanie specyficznych procedur i ograniczeń,
 - loty IFR lub VFR wykonywane poza zasięgiem łączności radiowej (ang. Beyond Radio Line of Sight – BRLOS), gdy system bezzałogowy nie jest w stanie pozostawać w kontakcie radiowym z naziemną stacją kontroli i dlatego wymagany jest system łączności dalekiego zasięgu wykorzystujący np. łączność satelitarną (ang. SATCOM). Operacje tego typu (BRLOS), obejmujące m.in. transport ładunków na duże odległości, wykonywane będą w zbliżony sposób jak analogiczne operacje transportowe realizowane obecnie samolotami załogowymi.

6. Wymagania techniczne dotyczące integracji latających systemów bezzałogowych w europejskiej przestrzeni powietrznej

Znacznie większa liczba problemów technicznych związanych z integracją RPAS w niewydzielonej przestrzeni powietrznej związana jest z większą różnorodnością i szerszym zakresem zadań planowanych do realizacji przez systemy bezzałogowe [3], [4]. Obecnie nie wszystkie technologie kluczowe wymagane do bezpiecznego użytkowania systemów bezzałogowych we wspólnej przestrzeni powietrznej z obiektami załogowymi są dostępne na wystarczającym poziomie rozwoju. Dlatego dalsze działania w zakresie badań i rozwoju koncentrować się będą na opracowywaniu, wdrażaniu i certyfikacji tych technologii, które zapewnią porównywalny poziom bezpieczeństwa użytkowania systemów bezzałogowych do poziomu bezpieczeństwa w lotach załogowych.

Działania w zakresie badań i rozwoju są prowadzone w ramach różnych programów badawczych zarządzanych przez różne organizacje. Wśród najbardziej zaangażowanych instytucji i organizacji europejskich wyróżnić można [3]: European Aviation Safety Agency (EASA), European Organization for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL), European Organisation for Civil Aviation Equipment (EUROCAE), SESAR Joint Undertaking (SJU), Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems (JARUS), European Civil Aviation Conference (ECAC), European Defence Agency (EDA), European Space Agency (ESA), European Aerospace & Defence Industries Association (ASD), Unmanned Vehicle Systems International (UVSI), Association of European Research Establishments for Aeronautics (EREA), European Cockpit Association (ECA) oraz European Commission (EC).

SJU jest projektem Unii Europejskiej i Eurocontrol oraz europejskiego przemysłu lotniczego, dotyczącym modernizacji systemu zarządzania ruchem lotniczym w Europie [10]. Jednym z głównych działań tej platformy jest przygotowanie działań oraz koordynacja prac w zakresie badań i rozwoju technologii kluczowych umożliwiających integrację lotów bezzałogowych i załogowych we wspólnej przestrzeni powietrznej. Najważniejsze problemy dotyczące integracji RPAS, które wymagają jak najszybszego rozwiązania, SJU zgrupowało w cztery główne kategorie [3], [10]:

- 1. Technologie "wykryj i omiń",
- 2. Zarządzanie i sterowanie,
- 3. Wykrywalność RPAS,
- 4. Loty wykonywane na bardzo małych wysokościach (VLL operations).

Technologie "wykryj i omiń" w założeniu mają naśladować ludzką zdolność do zauważania i omijania zagrożeń. Jest to jedno z najważniejszych wymagań formułowanych wobec systemu, ponieważ koresponduje z podstawowym założeniem obowiązujących obecnie przepisów lotniczych, zgodnie z którym pilot ponosi decydującą odpowiedzialność za bezpieczeństwo lotu. W omawianym obszarze zidentyfikowano następujące zagadnienia główne:

- systemy ostrzegające o potencjalnym zderzeniu pomiędzy statkami powietrznymi w locie, tzw. systemy antykolizyjne (ang. *Traffic Collision Avoidance System* TCAS),
- systemy ostrzegające o zderzeniu statku powietrznego z ziemią (ang. Ground Proximity Warning System – EGPWS) oraz systemy wykrywania i omijania przeszkód,
- systemy wykrywania i omijania zagrożeń pogodowych,
- naziemne systemy wykrywania i omijania zagrożeń,
- systemy wykrywania i omijania obszarów zawirowań oraz innych zagrożeń.

Jednym z największych zagrożeń związanych z wykonywaniem zadań przez RPAS w niewydzielonej przestrzeni powietrznej jest ryzyko wystąpienia kolizji, zarówno z załogowymi jak i bezzałogowymi aparatami latającymi. Pilot/operator RPAS nie znajduje się na pokładzie aparatu latającego, tylko jest znacznie od niego oddalony, ma więc ograniczoną możliwość oceny zagrożenia i podejmowania właściwych decyzji. Z tego powodu system pokładowy samolotu bezzałogowego musi być wyposażony w skuteczny system wykrywania i wstępnej oceny zagrożenia oraz system wspomagający pilota w podejmowaniu decyzji lub autonomiczny system sterowania zdolny do wykonania manewru uniku [2]. System ten musi współdziałać z naziemnym systemem kontroli ruchu lotniczego (ang. *Air Traffic Control* – ATC), aby podejmowane działania dopasowane były do ogólnej sytuacji ruchowej i nie powodowały nowych sytuacji konfliktowych oraz zagrożeń dla RPAS oraz innych użytkowników przestrzeni powietrznej. Opracowane procedury antykolizyjne muszą uwzględniać dużą różnicę w możliwościach manewrowych samolotów załogowych i bezzałogowych, a samolot bezzałogowy powinien być zdolny do wykrywania i unikania kolizji z innym użytkownikiem przestrzeni powietrznej, zarówno w trybie współpracy (ang. *cooperative traffic*) jak i w trybie braku współpracy (ang. *non-cooperative traffic*) [2].

7. Zakończenie

Współcześnie lotnictwo przynosi duże korzyści społeczne, głównie dzięki zastosowaniom transportowym. RPAS moga stanowić cenne uzupełnienie rynku lotniczego, zagospodarowując obszary obecnie niedostępne dla lotnictwa załogowego. Upowszechnienie RPAS przyniesie znaczące korzyści rynkowe polegające na tworzeniu nowych miejsc pracy dla wysoko wykwalifikowanych pracowników, opracowywaniu nowych rozwiązań technicznych i technologicznych, a także wypracowywaniu przychodu jak i zysku wynikającego z produkcji i realizowanych usług. Wszystkie te czynniki znacząco mogą wpłynąć na wzrost gospodarczy w krająch, w których będą rozwijane i wdrażane latające systemy bezzałogowe. Wiąże się to jednak z potrzebą opracowania skutecznych rozwiązań w zakresie bezpieczeństwa, ochrony i poszanowania obywateli, jeszcze przed wprowadzeniem RPAS do powszechnego użytku. Obecnie obserwuje się brak ujednoliconych przepisów i wymagań technicznych oraz technologicznych w odniesieniu do RPAS, co stanowi główną przeszkodę w integracji RPAS w ramach niewydzielonej przestrzeni powietrznej. Bez integracji RPAS nie dojdzie nigdy do powszechnego użytkowania tego rodzaju lotnictwa w zastosowaniach cywilnych. Obecnie w wielu krajach lekkie RPAS (poniżej 150 kg maksymalnej masy startowej) moga wykonywać loty w trybie VLOS oraz BVLOS, w oparciu jednak o różne przepisy lotnicze. Tego typu operacje mogą być wykonywane we wszystkich rodzajach przestrzeni powietrznej, lecz zawsze z zachowaniem kontaktu wzrokowego pomiędzy pilotem lub obserwatorem. Rutynowe loty mogą być wykonywane bez ograniczeń poza gęsto zaludnionymi obszarami, w celu redukcji ryzyka dla osób znajdujących się na powierzchni ziemi. Łagodniej traktowane są RPAS o maksymalnej masie startowej nieprzekraczającej 25 kg. Dodatkowe wymagania stawiane są w przypadkach, gdy loty mają się odbywać nad gesto zaludnionymi obszarami. Loty w obszarach lotniskowych wykonywane mogą być tylko w wydzielonych przestrzeniach, odseparowanych od ruchu załogowego. Plany integracji RPAS w ramach niewydzielonej przestrzeni powietrznej w Europie zakładają pełną realizację procesu do 2028 [3], dzięki rozwojowi rozwiązań technicznych i prawnych zapewniających porównywalny poziom bezpieczeństwa z lotnictwem załogowym.

Bibliografia

- 1. AUVSI. The Economic Impact of Unmanned Aircraft Systems Integration in the United States, Association for Unmanned Vehicle Systems International (AUVSI), Arlington, USA, 2013
- 2. CORDON R.R., NIETO F.J.S., REJADO C.C., 2014, RPAS integration in non-segregated airspace: the SESAR approach, *Fourth SESAR Innovation Days*, Madryt, Hiszpania

- 3. European RPAS Steering Group. Roadmap for the integration of civil Remotely-Piloted Aircraft Systems into the European Aviation System, Final report from the European RPAS Steering Group, Annex 1, 2013
- 4. GUNDLACH J., 2012, Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach, AIAA Education Series, Virginia, USA
- 5. ICAO. Doc.10019 Manual on Remotely Piloted Aircraft Systems, Montreal, 2015
- 6. Komunikat Komisji do Parlamentu Europejskiego i Rady Nowa era w dziejach lotnictwa. Otwarcie rynku lotniczego na cywilne wykorzystanie systemów zdalnie pilotowanych statków powietrznych w bezpieczny i zrównoważony sposób, COM 207 Final, 2014
- National Aeronautics and Space Administration (NASA). Unmanned Aircraft Systems (UAS) Integration in the National Airspace System (NAS), Project Subcommittee Final, NASA Advisory Council, Aeronautics Committee, UAS Subcommittee, USA, 2012
- PANSA. Zbiór Informacji Lotniczych (AIP) Polska, Polish Air Navigation Services Agency (PAN-SA), Warszawa, 2014
- 9. ROMA A., ARANZAMENDI M.S., SCHROGL K., 2011, Opening airspace for UAS, a regulatory framework to introduce unmanned aircraft systems into civilian airspace, *European Space Policy Institute (ESPI)*, Vienna, Austria
- 10. SESAR JU. Roadmap European ATM Master Plan, Report, Edition 2, 2012
- 11. Urząd Lotnictwa Cywilnego. Zespół do spraw bezzałogowych statków powietrznych, Bezzałogowe statki powietrzne w Polsce. Raport o aktualnym stanie prawnym odnoszącym się do bezzałogowych statków powietrznych, Warszawa, 2013
- 12. Urząd Lotnictwa Cywilnego. Zespół do spraw bezzałogowych statków powietrznych, FAQ v 4.0 Świadectwo kwalifikacji operatora bezzałogowego statku powietrznego z uprawnieniem VLOS, Warszawa, 2014
- 13. U.S. Department of Transportation. Integration of Civil Unmanned Aircraft Systems (UAS) in the National Airspace System (NAS), Report, Federal Aviation Administration (FAA), USA, 2013

Akty prawne

14. 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, Dziennik Ustaw Rzeczypospolitej Polskiej

Witryny internetowe:

- 15 http://www.ulc.gov.pl/pl/prawo/projekty/krajowe/w-konsultacjach/3607-art-33-ust-2-i-4, Projekt rozporządzenia Ministra Infrastruktury i Rozwoju zmieniającego rozporządzenie w sprawie wyłączenia zastosowania niektórych przepisów ustawy – Prawo lotnicze do niektórych rodzajów statków powietrznych oraz określenia warunków i wymagań dotyczących używania tych statków, Urząd Lotnictwa Cywilnego (dostęp: 26.05.2015)
- 16 http://www.ulc.gov.pl/pl/126-urzad/prawo/sp-452/projekty-krajowe/projekty-w-konsultacjachpublicznych/3606-art-104-ust-1, Projekt rozporządzenia Ministra Infrastruktury i Rozwoju zmieniającego rozporządzenie w sprawie świadectw kwalifikacji, Urząd Lotnictwa Cywilnego (dostęp: 26.05.2015)
- 17 http://www.ulc.gov.pl/pl/bezzalogowe-statki-powietrzne, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Zespół do spraw bezzałogowych statków powietrznych (dostęp: 26.05.2015)
- 18 http://www.ulc.gov.pl/_download/personel_lotniczy/licencjonowanie/zakres_egzaminow_uav.pdf, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Szczegółowy zakres egzaminu teoretycznego (dostęp: 26.05.2015)
- 19 http://www.ulcgov.pl/_download/personel_lotniczy/komunikaty/komunikat_uav.pdf, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Komunikat Prezesa ULC w sprawie naruszania przepisów dotyczących zasad wykonywania lotów modelami latającymi oraz aparatami bezzałogowymi statkami powietrznymi (dostęp: 26.05.2015)

- 20 http://www.ulc.gov.pl/_download/wazne/uav/komunikat_bezzalogowe_uavo.pdf, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Komunikat w sprawie sposobu postępowania przy załatwianiu spraw związanych z wydawaniem świadectwa kwali?kacji operatora bezzałogowego statku powietrznego (dostęp: 26.05.2015)
- 21 http://www.ulc.gov.pl/_download/wazne/uav/komunikat_bezzalogowe_statki_pow.pdf, Urząd Lotnictwa Cywilnego, Komunikat w sprawie obowiązku posiadania świadectwa kwali?kacji operatora bezzałogowego (dostęp: 26.05.2015)
- 22 www.uvs-info.com, RPAS Remotely Piloted Aircraft Systems, The Global Perspective 2014/2014, 12th Edition (dostęp: 26.05.2015)

Integration of manned and unmanned flights within common airspace from the point of view of works of the Sesar programme

Nowadays, a lot of attention is paid to integration of manned and unmanned flights performed in common airspace. It was shown that the use of Unmanned Aircraft (UA) to perform different tasks can bring real benefits to the society and economy. However, there is a lack of regulations concerning the way of certification, airworthiness and regulations how to perform UA flights in non-segregated airspace. Flying multiple UAs in the same operational airspace with manned aircraft presents a very challenging problem. Among many issues connected with the analysed problem, development of appropriate regulations in the three essential domains of airworthiness, flight crew licensing and air operations are one of the most important.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XVII 2016

PLANOWANIE TRAJEKTORII LOTU SAMOLOTU BEZZAŁOGOWEGO W AWARYJNYCH STANACH LOTU

Andrzej Majka

Politechnika Rzeszowska, Katedra Samolotów i Silników Lotniczych e-mail: andrzej.majka@prz.edu.pl

> Zdarzenie niebezpieczne polegające na utracie mocy zespołu napędowego samolotu, zniszczeniu lub ciężkim uszkodzeniu struktury płatowca itp. wywołuje sytuację awaryjną, która wymaga podjęcia przez pilota natychmiastowej decyzji. Postęp technologiczny umożliwia już tworzenie systemów wspomagania decyzji w sytuacjach awaryjnych dla bezzałogowych systemów lotniczych. Specjalne systemy mogą pomóc operatorowi systemu bezzałogowego (RPAS) podjąć decyzję, czy istnieje potrzeba awaryjnego lądowania i gdzie on może to lądowanie wykonać. Pozwalają również określić tor lotu, jakim powinien poruszać się aparat bezzałogowy, aby prawdopodobieństwo wykonania bezpiecznego lądowania było jak najwyższe. Celem pracy jest przedstawienie metody optymalizacji trajektorii dolotu samolotu do lotniska lub lądowiska w przypadku konieczności przerwania zadania lub wystąpienia awarii uniemożliwiającej jego kontunuowanie. Metoda umożliwia również określenie optymalnej trajektorii wylotu znad obszaru podlegającego szczególnej ochronie (np. duże skupiska ludzkie), w przypadku wystąpienia awarii uniemożliwiającej kontynuowanie realizowanego zadania.

1. Wstęp

W ostatnich 15 latach miał miejsce gwałtowny wzrost rozwoju bezzałogowych systemów latających (ang. Unmanned Aircraft Systems – UAS). Wśród UAS wyróżnia się grupę urządzeń sterowanych przez pilota w trybie ciągłym z miejsca oddalonego od obszaru działania nazywanych Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS). RPAS są grupą samolotów bezzałogowych, które mogą zostać najszybciej włączone w grono użytkowników przestrzeni powietrznej na zasadach równych ze statkami załogowymi. Mimo prognozowanych korzyści wynikających z rozwoju sektora gospodarki związanego z produkcją i użytkowaniem cywilnych UAS prace, których celem jest integracja UAS w jednolitej przestrzeni powietrznej, postępują niezbyt szybko i z rosnącymi opóźnieniami w stosunku do wszelkich harmonogramów. Obecnie obserwuje się brak ujednoliconych przepisów i wymagań technicznych oraz technologicznych w odniesieniu do RPAS, co stanowi główną przeszkodę w integracji RPAS w ramach niewydzielonej przestrzeni powietrznej. Bez integracji RPAS nie dojdzie nigdy do powszechnego użytkowania tego rodzaju lotnictwa w zastosowaniach cywilnych.

Ponieważ pilot/operator RPAS nie znajduje się na pokładzie aparatu latającego, tylko jest znacznie od niego oddalony, to dysponuje ograniczoną możliwością oceny zagrożenia i podejmowania właściwych decyzji. Z tego powodu system pokładowy samolotu bezzałogowego musi być wyposażony w skuteczny system wykrywania i wstępnej oceny zagrożenia oraz system wspomagający pilota w podejmowaniu decyzji lub autonomiczny system sterowania zdolny do przejęcia kontroli nad samolotem bezzałogowym po utracie łączności z stacją naziemną.

Współczesne systemy bezzałogowe muszą być projektowane pod kątem spełnienia zakładanych charakterystyk eksploatacyjnych, z którymi związane jest ściśle bezpieczeństwo lotów platformy latającej. Bezpieczeństwu lotów UAS podczas ich realizacji zagraża pojawienie się sytuacji szczególnych, wymuszających zmianę normalnego trybu pracy przez operatora. Sytuacje szczególne pojawiają się w rezultacie:

- uszkodzeń i niesprawności instalacji, zespołów i urządzeń UAS,
- wpływu niesprzyjających warunków zewnętrznych,
- niedostatków w naziemnym ubezpieczeniu lotów,
- błędów i naruszenia przepisów dotyczących użytkowania UAS,
- pojawienia się zjawisk pogarszających stateczność, sterowność, wytrzymałość itd. UAS,
- innych możliwych przypadków.

Według stopnia zagrożenia sytuacje szczególne można podzielić na [3]:

- skomplikowane,
- niebezpieczne,
- awaryjne,
- katastroficzne.

Sytuacja skomplikowana nie wymaga niezwłocznej zmiany planu lotu, a w zależności od rodzaju sytuacji muszą zostać podjęte przez operatora lub pokładowy system sterowania określone działania, niezbędne do planowego kontynuowania lotu. Sytuacje niebezpieczne charakteryzują się tym, że prawidłowe działanie operatora może zapobiec jej przejściu w sytuację awaryjną bądź katastroficzną. Może być konieczna zmiana planu, profilu lub parametrów lotu. Sytuacja awaryjna charakteryzuje się koniecznością bezzwłocznego lądowania lub podjęcia takich działań, które zapobiegną jej przejściu w sytuację katastroficzną. Sytuacja katastroficzna jest sytuacją, gdy zapobieżenie uszkodzenia UAS jest praktycznie niemożliwe.

Celem pracy jest przedstawienie metody wyznaczania profilu lotu samolotu bezzałogowego po wystąpieniu sytuacji niebezpiecznej lub awaryjnej. Analizę ograniczono do możliwości wystąpienia awarii zespołu napędowego, a dalszy lot odbywa się wzdłuż trajektorii, której kształt zależy od rodzaju zaistniałej awarii. Opisana metoda pozwala określić trajektorię również w przypadku wystąpienia innych typów awarii, nie analizowanych szczegółowo w ramach pracy. Zaproponowana metoda umożliwia także określenie optymalnej trajektorii wylotu znad obszaru podlegającego szczególnej ochronie (np. duże skupiska ludzkie) w przypadku wystąpienia awarii uniemożliwiającej kontynuowanie realizowanego zadania.

2. Sformułowanie problemu

Zagadnienie optymalnego sterowania samolotu, w szczególności optymalizacji trajektorii lotu w celu minimalizacji zużycia paliwa, emisji hałasu lub substancji szkodliwych dla środowiska, były opisywane przez wielu autorów, np. [1], [4], [7], [8], [10], [11], [13]. Problem formułowany jest jako zagadnienie wariacyjne, w którym minimalizowany jest funkcjonał jakości, np. czas wznoszenia (lotu), ilość zużytego paliwa itp. przy spełnieniu warunków brzegowych i ograniczeń narzuconych na trajektorię lotu samolotu. Do jego rozwiązania wykorzystywano techniki programowania dynamicznego, którego twórcą był Bellman [2] oraz zasadę Maksimum Pontryagina [9].

Do opracowania opisywanej metody wykorzystano uproszczoną realizację metody Ritza-Galerkina przybliżonego rozwiązywania zagadnień brzegowych do wyznaczenia optymalnej trajektorii lotu, opisaną w [12], należącą do grupy metod bezpośrednich rachunku wariacyjnego. Metoda pozwala wyznaczyć optymalną trajektorię lotu spełniającą warunki brzegowe oraz ograniczenia na nią narzucone. Uproszczony algorytm optymalizacji wykorzystuje wielomiany trzeciego stopnia do aproksymacji zmian wybranych parametrów lotu.

Dowolne zadanie dynamiki lotu polegające na wyznaczeniu trajektorii samolotu modelowanego punktem materialnym sformułować można w sposób następujący: należy znaleźć takie



Rys. 1. Ilustracja problemu optymalizacji trajektorii lotu

sterowanie samolotem, które zapewni jego przejście z punktu początkowego trajektorii zadanego współrzędnymi fazowymi początkowymi do punktu końcowego trajektorii zadanego współrzędnymi fazowymi końcowymi. Ponieważ między punktem początkowym i końcowym można przeprowadzić nieskończenie wiele trajektorii (rys. 1), to można stwierdzić, że istnieje nieskończenie wiele funkcji sterujących, stanowiących rozwiązanie wyżej sformułowanego zadania. Każdy zestaw funkcji sterujących spełniający ww. warunek stanowi jeden z wariantów rozwiązania tak postawionego zadania. Ponieważ wiadomo, że ruch środka ciężkości samolotu w przestrzeni opisywany jest układem 7 nieliniowych równań różniczkowych, który w ogólnym przypadku nie posiada rozwiązania analitycznego, to można znaleźć rozwiązanie tylko z zastosowaniem metod numerycznych, zadając warunki brzegowe dla zmiennych stanu. Nie wiadomo jednak, w jaki sposób określić funkcje sterujące. Jedną z metod jest dobór funkcji sterowania w taki sposób, aby pewien funkcjonał jakości, zależny od zmiennych stanu i funkcji sterujących, osiągnął wartość ekstremalną (najczęściej minimalną). W ten sposób zadanie poszukiwania trajektorii lotu samolotu (np. UAS) sprowadza się do optymalizacji funkcjonału jakości.

Przy rozwiązywaniu problemu samolot traktuje się jako punkt materialny, co oznacza, że suma wszystkich momentów na niego działających w każdym punkcie lotu musi być równa zero. Sterowanie może odbywać się zasadniczo dwoma sposobami: przez wychylenie sterów praz przez zmianę zakresu pracy silników. Pierwszy sposób umożliwia pochylenie, odchylenie i przechylenie. Drugi sposób – zmiana predkości obrotowej silnika – pozwala na dobór odpowiedniego ciągu. Optymalizacja sprowadza się zatem do określenia takiego prawa sterowania samolotem, aby krzywa, po której będzie się on przemieszczał była ekstremalną. Tak sformułowany problem jest typowym zadaniem wariacyjnym, a otrzymana krzywa nazywa się ekstremalą. Rozróżnia się dwa zasadnicze typy takich zadań. Pierwszy to taki, w którym wszystkie wartości szukanych funkcji w punkcie początkowym i końcowym są ściśle określone. Jest to zadanie z zadanymi warunkami brzegowymi. W praktycznych zadaniach dynamiki lotu tylko część tych warunków jest dana. Są to tzw. zadania ze swobodnymi końcami. Analizowany przypadek jest właśnie takim zadaniem, przy czym zadane są tu wszystkie warunki w punkcie początkowym, a w końcowym tylko część z nich. Warunki początkowe odpowiadają wyjściowemu stanowi lotu, który wynika z momentu podjęcia decyzji o przerwaniu realizacji zadania. Jeśli chodzi o zadanie warunków końcowych, można rozpatrywać różne warianty. Najogólniejszy to taki, w którym zadana jest tylko jedna zmienna (np. odległość do miejsca lądowania), a pozostałe są wynikowe. Najczęściej jednak formułowane będzie wymaganie, aby lot zakończył się na zadanej wysokości h_f i prędkości V_f , które np. mogą wynikać z warunków wykonania bezpiecznego lądowania. Zakładając końcowy czas t_f , można także nie dopuścić do przekroczenia maksymalnego czasu lotu, wynikającego np. z ilości zgromadzonej energii w akumulatorze (przypadek awarii alternatora). Należy również zwrócić uwagę na fakt, że nie wszystkie parametry mogą zmieniać się w sposób dowolny. Niektóre z nich

dla optymalnej trajektorii mogłyby wykraczać poza dopuszczalne ich wartości. Z tego powodu na otrzymaną w wyniku optymalizacji trajektorię należy nałożyć odpowiednie ograniczenia zgodnie z odpowiednimi przepisami i instrukcjami eksploatacji. W ogólnym przypadku będą to ograniczenia aerodynamiczne, wytrzymałościowe, osiągowe oraz zależne od kształtu trajektorii. Ograniczenia aerodynamiczne i wytrzymałościowe są jednymi z ważniejszych, gdyż zapewniają bezpieczną eksploatację. Należy je rozpatrywać wspólnie, ponieważ w ogólnym przypadku określa się je równocześnie, tak pod kątem wytrzymałości konstrukcji, jak i własności aerodynamicznych płatowca, a także charakterystyk osiągowych uwzględniających możliwość wystąpienia awarii. Przy czym jako dopuszczalną wartość, której nie wolno przekroczyć, przyjmuje się z pewnym zapasem bezpieczniejszą. Jako kryteria bierze się pod uwagę następujące czynniki:

- wytrzymałość konstrukcji płatowca, silników i pozostałych elementów samolotu,
- sterowność i stateczność samolotu,
- zjawiska związane z małymi i dużymi prędkościami lotu,
- pułap praktyczny samolotu,
- wpływ burzliwej atmosfery,
- zmianę osiągów wynikającą z różnych awarii (ograniczenie mocy rozwijanej przez zespół napędowy, ograniczenie czasu działania zespołu napędowego, całkowitą utrate mocy itp.).

W analizowanym przypadku jako ograniczenia tego typu przyjmuje się: nieprzekroczenie maksymalnej prędkości lotu, dopuszczalnego współczynnika obciążenia oraz dopuszczalnego kąta natarcia.

Ograniczenia zależne od kształtu trajektorii lotu uwzględniają możliwy do wykorzystania zakres wysokości lotu ze względów ruchowych, minimalną wysokość nad terenem, omijanie obszarów zakazanych lub niebezpiecznych itp.

Ogólne sformułowanie zadania zakłada wyznaczenie optymalnej trajektorii lotu aparatu latającego (rys. 1) opisanego układem n równań różniczkowych zwyczajnych:

$$x_i = f_i(x_1, \dots, x_n, u_1, \dots, u_m)$$
 $i = 1, 2, \dots, n$ $m \le n$ (2.1)

przy spełnieniu warunków brzegowych:

$$x(t_0) = \{x_1(t_0), x_2(t_0), \dots, x_n(t_0)\} \qquad x \in \mathbb{R}^n$$

$$x(t_f) = \{x_1(t_f), x_2(t_f), \dots, x_n(t_f)\}$$
(2.2)

oraz ograniczeń narzuconych na zmienne stanu oraz zmienne sterowania:

$$\begin{aligned} x_{i\min}(t) &\leq x_i(t) \leq x_{i\max}(t) \\ u_{j\min}(t) &\leq u_j(t) \leq u_{j\max}(t) \end{aligned}$$

$$(2.3)$$

gdzie: x_i – zmienne stanu, u_j – zmienne sterowania, t_0 , t_f – odpowiednio czas początkowy oraz końcowy.

Charakterystyki techniczne aparatu latającego są znane i można je wyrazić w postaci:

$$x_T = (x_{T1}, \dots, x_{Tr}) \qquad \qquad x_r \in \mathbb{R}^r \tag{2.4}$$

Należy znaleźć optymalną trajektorię $x(t), t \in (t_0, t_f)$, zapewniającą minimalizację funkcjonału:

$$J(x(t)) = \int_{t_0}^{t_f} f_0(X, U) dt$$
(2.5)
i odpowiadające jej sterowanie:

$$U(t) = (u_1(t), \dots, u_m(t)) \qquad U \in \mathbb{R}^m$$
(2.6)

W przypadku rozwiązywanego zadania układ równań różniczkowych (2.1) opisujących ruch samolotu w przestrzeni ograniczony może być do 6 równań wyprowadzonych w układzie współrzędnych związanym ze środkiem ciężkości samolotu [5]:

$$\dot{V} = g \left(\frac{T \cos \alpha - D}{mg} - \sin \gamma \right) \qquad \dot{\gamma} = \frac{1}{mV} [(T \sin \alpha + L) \cos \varphi - mg \cos \gamma]$$

$$\dot{\psi} = \frac{(T \sin \alpha + L) \sin \varphi}{mV \cos \gamma} \qquad \dot{m} = \frac{dm}{dt} = C_S \qquad (2.7)$$

$$\dot{x} = V \cos \gamma \cos \psi \qquad \dot{y} = V \cos \gamma \sin \psi \qquad \dot{z} = \dot{h} = V \sin \gamma$$

gdzie: $V, \gamma, \psi, \alpha, \varphi$ to odpowiednio prędkość całkowita, kąt toru, kąt odchylenia, kąt natarcia i kąt przechylenia, x, y, z = h – współrzędne określające przestrzenne położenie samolotu, T, D, L, m – zmienne charakterystyki techniczne samolotu (2.4) oznaczają odpowiednio ciąg, siłę oporu, siłę nośną oraz masę samolotu.

Pomiędzy zmiennymi z równania (2.1) i (2.7) zachodzi związek dla współrzędnych fazowych:

$$\begin{aligned} x_1 &= V & x_2 &= \gamma & x_3 &= \psi & x_4 &= m \\ x_5 &= x & x_6 &= y & x_7 &= h \end{aligned}$$
 (2.8)

oraz dla funkcji sterowania:

$$u_1 = \varphi \qquad \qquad u_2 = T \qquad \qquad u_3 = \alpha \tag{2.9}$$

W powiązaniu z równaniami ruchu (2.7) zadanie wartości przyśpieszeń liniowych środka ciężkości względem czasu w początkowym $(\dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{h}_0)$ oraz końcowym $(\dot{x}_f, \dot{y}_f, \dot{h}_f)$ punkcie trajektorii równoważne jest zadaniu w tych punktach wartości prędkości całkowitej V_0 , V_f kąta toru lotu γ_0 , γ_f oraz kąta odchylenia ψ_0 , ψ_f .

Warunki brzegowe dla współrzędnych fazowych zapisuje się w następujący sposób: — dla t=0

$$\begin{aligned} x(0) &= x_0 & y(0) = y_0 & h(0) = h_0 & V(0) = V_0 \\ \gamma(0) &= \gamma_0 & \psi(0) = \psi_0 & m(0) = m_0 \end{aligned}$$
 (2.10)

— dla $t = t_f$

$$\begin{aligned} x(t_f) &= x_f & y(t_f) = y_f & h(t_f) = h_f & V(t_f) = V_f \\ \gamma(t_f) &= \gamma_f & \psi(t_f) = \psi_f & m(t_f) = m_f \end{aligned}$$
(2.11)

Oprócz zapisanych powyżej warunków dla współrzędnych fazowych, należy określić również warunki graniczne dla zmiennych sterowania:

$$\begin{aligned} t &= 0 \qquad \varphi = \varphi_0 \qquad T = T_0 \qquad \alpha = \alpha_0 \\ t &= t_f \qquad \varphi = \varphi_f \qquad T = T_f \qquad \alpha = \alpha_f \end{aligned}$$
 (2.12)

3. Uwzględnianie ograniczeń

W trakcie obliczeń niejednokrotnie występuje potrzeba uwzględniania ograniczeń nakładanych na współrzędne fazowe oraz funkcje sterowania. Opisywana metoda pozwala w prosty sposób nakładać ograniczenia na współrzędne fazowe. Konieczność nakładania ograniczeń tego typu wynika np. z warunków realizacji lotu. W przypadku wykonywania lotu na niewielkiej wysokości, w szczególności z niepracującym zespołem napędowym, musi być zachowana minimalna separacja pionowa nad terenem. Obszar, nad którym wykonywany jest lot, podzielony został siatką o skoku równym 30 sekundom kątowym, tj. 926,64 m. Dla każdego "oczka" tak powstalej siatki wyznaczana jest maksymalna wysokość terenu oraz przeszkód tam się znajdujących. Wysokość ta powiększona o minimalne wymagane przewyższenie nad przeszkodami i terenem określa nam minimalną wysokość lotu nad obszarem definiowanym elementarnym "oczkiem siatki". W trakcie obliczeń w poszczególnych elementarnych "oczkach siatki" sprawdza się, czy cała trajektoria lotu znajduje się powyżej powierzchni definiującej minimalne wysokości lotu nad terenem. Zasada wyznaczania minimalnej wysokości lotu nad terenem przedstawiona została na rysunku 2.



Rys. 2. Zasada wyznaczania minimalnej wysokości lotu oraz sprawdzania wymaganej separacji nad terenem

Drugim ograniczeniem jest omijanie obszarów zakazanych bądź niebezpiecznych. Wykonywanie lotu nad obszarem wodnym (jezioro) w przypadku częściowej utraty zdolności operacyjnych aparatu bezzałogowego (awaria) wiąże się z ryzykiem polegającym na konieczności lądowania na powierzchni wody. Dlatego przyjmuje się, że po wystąpieniu awarii aparat bezzałogowy będzie wykonywał lot z omijaniem tego typu przeszkód. Innymi rodzajami obszarów, które powinny być omijane są duże skupiska ludzkie. Jeśli awaria nastąpi nad obszarem o dużym zagęszczeniu mieszkańców, w szczególności nad obszarami miejskimi, to trajektoria wybierana będzie tak, aby samolot jak najszybciej opuścił ten rejon, a dopiero później wykonywał lot do najbliższego lotniska lub lądowiska. Na rysunku 3 przedstawiono zasadę omijania obszarów niebezpiecznych bądź zabronionych.

W przypadku wyznaczania trajektorii z omijaniem obszarów niebezpiecznych w pierwszym kroku wyznaczana będzie trajektoria najkrótsza. Następnie poszukiwane będzie najmniejsze od-



Rys. 3. Zasada omijania obszarów niebezpiecznych lub zabronionych

chylenie od najkrótszej drogi pozwalające na ominięcie zabronionego obszaru. Tak wyznaczona trajektoria będzie następnie optymalizowana w celu zminimalizowanego wskaźnika jakości zależnego od analizowanego przypadku.

4. Analizowane przypadki

4.1. Lot bez straty wysokości

Zadanie to dla dowolnych manewrów wykonywanych w płaszczyźnie poziomej sformułowane jest następująco: w punkcie początkowym trajektorii leżącej w płaszczyźnie poziomej zadane są wartości $x_0, y_0, V_0, \psi_0, \gamma_0 = 0$ oraz m_0 . Należy znaleźć takie prawa sterowania $n_z(t)$ oraz T(t), realizacja których pozwoli osiągnąć warunki końcowe manewru zdefiniowane parametrami x_f , $y_f, V_f, \psi_f, \gamma_f = 0$ oraz wartość ekstremalną wybranego kryterium optymalizacji. Jednocześnie na współrzędne fazowe oraz funkcje sterowanie mogą być nałożone następujące ograniczenia:

$$\begin{aligned} x_{min} \leqslant x(t) \leqslant x_{max} & y_{min} \leqslant y(t) \leqslant y_{max} & V_{min} \leqslant V(t) \leqslant V_{max} \\ \psi_{min} \leqslant \psi(t) \leqslant \psi_{max} & T_{min} \leqslant T(t) \leqslant T_{max} & n_{Z \min} \leqslant n_{Z}(t) \leqslant n_{Z \max} \end{aligned} \tag{4.1}$$

Ruch samolotu w płaszczyźnie poziomej opisany jest następującym układem równań nieliniowych wyznaczonych względem czasu [12]:

$$\dot{V} = \frac{1}{m} (T \cos \alpha - D) = gn_X$$

$$(T \sin \alpha + L) \cos \varphi - mg = n_Z \cos \varphi - 1 = 0$$

$$\dot{\psi} = \frac{(T \sin \alpha + L) \sin \varphi}{mV} = \frac{gn_Z}{V} \sin \varphi$$

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = -m_S \qquad \dot{x} = V \cos \psi \qquad \dot{y} = V \sin \psi$$
(4.2)

Układ (4.2) składa się z równań zawierających 8 argumentów funkcyjnych względem t: V(t), $\psi(t)$, m(t), x(t), y(t), t(t), T(t), $\varphi(t)$. Funkcjami sterowania są: $\varphi(t)$, $n_Z(t)$ i T(t), z których

tylko dwie $\varphi(t)$ i T(t) są niezależne. Aby układ równań (4.2) stał się układem domkniętym, należy dodać do niego trzy zależności w postaci tzw. funkcji wspierających [12]: x(t), y(t), V(t) i ich pierwszych i drugich pochodnych. Następnie na podstawie analizy układu (4.2) można napisać:

$$\operatorname{tg}\psi = \frac{\dot{y}}{\dot{x}} \tag{4.3}$$

Z pierwszego równania układu (4.2) wyznaczyć można funkcję sterowania T(t):

$$T(t) = \frac{m}{\cos\alpha} \left(\dot{V} + \frac{D}{m} \right) \tag{4.4}$$

Dla zapewnienia ruchu po zadanych funkcjach wspierających zostały określone trzy funkcje sterowania: kąt przechylenia $\varphi(t)$, siła ciągu zespołu napędowego T(t) oraz niezbędne obciążenie $n_Z(t)$. Całkując 4 i 7 równanie układu (4.2) otrzymuje się wyrażenia, które mogą być wykorzystywane w charakterze funkcjonałów jakości przy poszukiwaniu minimalnego czasu realizacji zadania lub minimalnej ilości zużytego paliwa:

$$t = \int_{0}^{t_f} dt = \int_{0}^{t_f} \frac{\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}}{V} dt \qquad m_{pal} = m_0 - m_f = \int_{0}^{t_f} m \, dt = \int_{0}^{t_f} \frac{m\sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}}{V} \, dt \qquad (4.5)$$

4.2. Całkowita utrata mocy zespołu napędowego

Przerwanie pracy silnika w trakcie lotu jest bardzo niebezpieczną sytuacją i dlatego przypadek ten będzie analizowany oddzielnie. W pierwszej kolejności sprawdzany będzie warunek osiągnięcia lotniska lub lądowiska w locie z maksymalną doskonałością aerodynamiczną z uwzględnieniem konieczności wykonania manewru w stronę tego lotniska. Jeśli lotnisko znajduje się w zasięgu lotu ślizgowego, wyznaczana będzie optymalna trajektoria dolotu do tego lotniska z minimalną stratą energii całkowitej. Sprawdzane będzie również nieprzekraczanie ograniczeń eksploatacyjnych samolotu bezzałogowego. Wartość początkowa energii całkowitej wyznaczana jest na podstawie zależności [6]:

$$e_{c0} = h_0 + \frac{V_0^2}{2g} \tag{4.6}$$

Lot samolotu z ciągłą stratą energii będzie możliwy do momentu, gdy jej wartość nie osiągnie energii końcowej, definiowanej wysokością wyrównania i prędkością w początkowej fazie wyrównania [6]:

$$e_{cf} = h_f + \frac{V_f^2}{2g}$$
(4.7)

Zadanie wariacyjne w tym przypadku formułowane jest następująco: znaleźć takie sterowanie samolotem bezzałogowym, które dla zadanych warunków końcowych x_f , y_f , z_f , γ_f , ψ_f , e_{cf} oraz warunków początkowych z_0 , V_0 , γ_0 , ψ_0 zapewni uzyskanie maksymalnej odległości pokonanej przez samolot od punktu końcowego:

$$r = \sqrt{(x_0 - x_f)^2 + (y_0 - y_f)^2} \tag{4.8}$$

Wartości początkowe współrzędnych x_0 i y_0 również są zadawane, lecz w tym zadaniu podlegają wariacji. Przestrzenny ruch samolotu opisywany jest układem równań (4.2) dla siły ciągu równej

zero oraz stałej masy samolotu. W związku z tym samolot jest sterowany tylko dwoma parametrami: współczynnikiem obciążenia n_z oraz kątem przechylenia φ . Współczynniki obciążeń symetryczne wyznaczane są na podstawie:

$$n_Z = \frac{C_Z \rho S V^2}{2mg} \qquad \qquad n_X = \frac{C_X \rho S V^2}{2mg} \tag{4.9}$$

Układ równań (4.2) zapisany względem τ przyjmuje więc postać:

$$\dot{V} = g(n_X - \sin\gamma) \qquad \dot{\gamma} = \frac{g}{V}(n_Z \cos\varphi - \cos\gamma)$$

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V\cos\gamma}n_Z \sin\varphi \qquad \dot{x} = V\cos\gamma\cos\psi \qquad (4.10)$$

$$\dot{y} = V\cos\gamma\sin\psi \qquad \dot{z} = V\sin\gamma$$

Do układu (4.10) należy dołączyć jeszcze równanie opisujące zmianę energii całkowitej samolotu:

$$e_c(\tau) = e_{c0} - e_{cf} - \int_0^\tau de_c$$
(4.11)

Z równania drugiego i trzeciego układu (4.10) wyznaczane są funkcje sterowania: tg φ oraz n_Z . Z równania czwartego i piątego wyznaczane są wartości sin γ oraz tg ψ . Pochodne γ' oraz ψ' wyznaczane są na podstawie zależności:

$$\dot{\gamma} = \frac{\ddot{z}(\dot{x}^2 + \dot{y}^2) - \dot{z}(\dot{x}\ddot{x} + \dot{y}\ddot{y} + \dot{z}\ddot{z})}{(\dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2)^{\frac{3}{2}}\cos\gamma} \qquad \dot{\psi} = \frac{\cos^2\psi(\dot{x}\ddot{y} - \dot{y}\ddot{x})}{\dot{x}^2} \tag{4.12}$$

Stąd w układzie (4.10) całkowane będzie tylko równanie pierwsze i siódme. W trakcie obliczeń w prawe strony równań (4.1), (4.2) i (4,12) podstawia się wartości V(t), x'(t), y'(t), z'(t), x''(t), x''(t), x''(t), z''(t), z'(t), z''(t), z'(t), z'(t), z(t). W ten sposób, aby rozwiązać zadanie optymalizacji przestrzennej trajektorii lotu samolotu z nie-pracującymi silnikami, należy użyć trzech funkcji wspierających x(t), y(t), z(t), które definiują trajektorię ruchu z zadanymi warunkami początkowymi i końcowymi.

4.3. Lot z częściowo zredukowaną mocą

Lot z częściowo zredukowaną mocą analizowany jest analogicznie do przestrzennego ruchu samolotu (równania (2.7)-(2.11)). Należy w tym przypadku jednak precyzyjnie sprawdzać ograniczenia nałożone na funkcję sterowania T(t). Metodyka uwzględniania ograniczeń przedstawiona jest w [12].

5. Wnioski

Praca dotyczy zagadnienia wyznaczania optymalnej trajektorii lotu samolotu znajdującego się w stanie awaryjnym. W pracy uwzględniono te przypadki, w których występuje konieczność zmiany planu lotu, w skrajnym przypadku bezzwłocznego lądowania. Wybór metody podyktowany był tym, że jest stosunkowo prosta i już w pierwszym kroku optymalizacji daje wstępne przybliżenie trajektorii suboptymalnej. Samolot może więc rozpocząć lot według wstępnie określonej trajektorii, której kształt jest poprawiany w kolejnych krokach optymalizacji. Takie podejście minimalizuje czas na podjęcie decyzji w sytuacji bezpośredniego zagrożenia. Opracowana metoda może stanowić element pokładowego systemu wspomagającego zarządzanie lotem samolotu lekkiego. W chwili obecnej brak jest tego typu rozwiązań w odniesieniu do tej klasy samolotów. Implementacja proponowanego rozwiązania może więc stanowić istotny krok w kierunku poprawy bezpieczeństwa wykonywania lotów samolotami lekkimi.

Bibliografia

- 1. ABDALLAH L., HADDOU M., KHARDI S., 2010, Optimization of Operational aircraft parameters reducing noise emission, *Applied Mathematical Sciences*, 4, 1, 515-535
- 2. BELLMAN R., 1954, *The Theory of Dynamic Programing*, The Rand Corporation, Santa Monica, California
- BORGOŃ J., JAŹWIŃSKI J., 1989, Niezawodność eksploatacyjna i bezpieczeństwo lotów, WKiŁ, Warszawa
- 4. ELBIR T., 2008, Estimation of engine emissions from commercial aircraft at a midsized turkish airport, *Journal of Environmental Engineering*, 210-215
- 5. ETKIN B., REID L.D., 1996, Dynamics of Flight, John Wiley and Sons, 3rd ed.
- 6. FILIPPONE A., 2006, Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft, Elsevier, London
- 7. KHAN S., 2002, Flight trajectories optimization, ICAS 2002 Congress, Toronto, Canada
- KHARDI S., 2012, Aircraft flight path optimization. The Hamilton-Jacobi-Bellman considerations, Applied Mathematical Sciences, 6, 25, 1221-249
- 9. PONTRYAGIN L., BOLTYANSKY V., GAMKRELIDZE V, MISCHENKO E., 1962, Mathematical Theory of Optimal Processes, Wiley-Interscience, New York
- PRATS X., PUIG V., QUEVEDO J., NEJJARI F., 2008, Optimal departure aircraft trajectories minimising population annoyance, 3rd International Conference on Research in Air Transportation, Fairfax, USA
- 11. PRATS X., QUEVEDO J., PUIG V., 2009, Trajectory management for aircraft noise mitigation, ENRI International Workshop on ATM/CNS, Tokyo, Japan
- 12. TARANIENKO W.T., MOMDZI W.G., 1986, Simple Variational Method in Boundary Value Problems of Flight Dynamics, Maszinostrojenije, Moscow
- 13. WIJNEN R.A.A., VISSER H.G., 2001, Optimal departure trajectories with respect to sleep disturbance, 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Maastricht, The Netherlands

Post-failure trajectory planning for unmanned aircraft system

A distress event i.e. loss of engine power, structural damage, etc., creates a major emergency situation in an Unamnned Aircraft System (UAS). It requires location of a safe-to-land field within the reach, and immediately planning and executing an effective flight path toward it. Currently, technological development in avionics allows one to create a on-board decision support tool for trajectory planning of UAS in an emergency situation. The automated path planning algorithm generates within seconds an optimized trajectory to be followed by the pilot to safe landing. The trajectory planning is formulated as an optimal control problem with the aircraft kinematics and dynamics expressed by the state equations and an objective functional that may capture time, length, energy loss, etc. Obstacles and restricted or prohibited zones are represented as constraints on the positional state variables. The purpose of the paper is to present the method of flight path optimization of a UAS in emergency, after a distress event, which makes continuation of the original flight impossible. The methods allows one to determine an optimal escape flight path from special protection areas (e.g. cities etc.) or danger zones as well. The method enables determination of the optimal trajectory of the flight satisfying the initial/final conditions and control functions and path constrains for an aircraft.



INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96 tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313 www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl

Prowadzimy działalność innowacyjną w zakresie:

- Badania naziemne i w locie
- Systemy diagnostyczne dla techniki lotniczej
- Wspomaganie sterowania eksploatacją
- Symulacja i modelowanie
- Awionika
- Uzbrojenie lotnicze
- Systemy rozpoznania, dowodzenia i szkolenia
- Integracja systemów C4ISR
- Bezzałogowe statki powietrzne
- Diagnostyka powierzchni roboczych lotnisk
- Badania paliw i cieczy roboczych
- Testy i certyfikacja wyrobów



Posiadamy:

- Natowski Kod Podmiotu Gospodarki Narodowej (NCAGE) 0481H
- Wewnętrzny System Kontroli Nr W-45/8/2015 w zakresie naukowo-badawczego wspomagania eksploatacji lotniczej techniki wojskowej
- Uprawnienia do nadawania tytułu naukowego doktora habilitowanego

<u>ULEPSZYMY KAŻDĄ TECHNOLOGIĘ</u>

Tomograf komputerowy (CT) – badanie nieniszczące NDT

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych oferuje usługi z zakresu badań tomografem komputerowym. Badania prowadzone są na tomografie typu v/tome/x m 300 firmy GE o max. mocy lampy 300kV/500W. Urządzenie posiada również lampę do nanotomografii o mocy 80kV/15W.



Prowadzimy prace badawcze obejmujące swym zakresem materiały takie jak:

- stopy tytanu
- stale
- materiały kompozytowe
- beton
- guma

Urządzenie umożliwia prowadzenie badań z zakresu:

- wykrywania defektów o rozmiarach powyżej 0,5 μm z wykorzystaniem lampy 180 kV
- materiałów o bardzo dużej gęstości (np. łopatki turbin silników lotniczych) z wykorzystaniem lampy o mocy 300 kV
- układy elektroniczne (scalone)
- materialy pirotechniczne
- złożone agregaty lotnicze

Masa badanych elementów do 50 kg. Wymiary orientacyjne 50×50×60 cm.

Posiadamy wysoko wykwalifikowany, certyfikowany personel.

Kontakt bezpośtredni: Zakład Silników Lotniczych tel.: +48 261 851 334; fax: +48 261 851 338 e-mail: jaroslaw.spychala@itwl.pl

Zapraszamy do współpracy!





ul. Księcia Bolesława 6, 01-494 Warszawa, skr. poczt. 96 tel.: 261 851 300; tel./faks: 261 851 313 www.itwl.pl e-mail: poczta@itwl.pl





WAT- Uniwersytet naukowo-badawczy

Wojskowa Akademia Techniczna powstała w 1951 roku. Jest unikatową w skali kraju i Europy państwową, nowoczesną, politechniczną szkołą wyższą, realizującą zadania w służbie nauki, kształcąc i wychowując kadry naukowo-dydaktyczne i studentów dla potrzeb gospodarki narodowej oraz Sił Zbrojnych RP.

Wojskowa Akademia Techniczna jest równocześnie jednostką naukową, przygotowaną do kompleksowego prowadzenia prac badawczych w zakresie badań podstawowych, rozwojowych i wdrożeniowych, z dziedziny techniki wojskowej, z uwzględnieniem prac studyjnych i opracowań prognoz rozwoju systemów i urządzeń dla potrzeb gospodarki narodowej, Sił Zbrojnych RP, doradztwa technicznego w zakresie formułowania tendencji rozwoju sprzętu wojskowego, nowoczesnych technologii, ekspertyz, opinii naukowych i badań kwalifikacyjnych. Znaczna część potencjału intelektualnego Akademii zaangażowana jest w rozwiązywanie problemów technicznych na rzecz gospodarki narodowej, a rezultaty prac badawczych WAT mają szerokie zastosowanie w ochronie środowiska, medycynie i przemyśle. Wysoki poziom prac naukowo-badawczych potwierdzają liczne wynalazki, innowacje i patenty oraz prestiżowe nagrody krajowe i zagraniczne. WAT współpracuje z kilkudziesięcioma krajowymi ośrodkami naukowo-badawczymi, a także z ponad 60 ośrodkami (instytutami i uczelniami) zagranicznymi z 20 krajów świata.

O osiągnięciach Akademii w działalności badawczo-naukowej świadczą nagrody państwowe, nagrody i wyróżnienia Ministerstwa Nauki, oraz Polskiej Akademii Nauk jak również ponad 1000 patentów i praw ochronnych, w tym 60 zagranicznych. Efekty prac badawczych WAT, prezentowane na wielu wystawach krajowych i zagranicznych, weryfikowane w warunkach międzynarodowej konkurencji, zdobywają uznanie na świecie i wyróżniane są medalami oraz innymi prestiżowymi nagrodami.

Wojskowa Akademia Techniczna skutecznie korzysta z programów rozwojowych oferowanych przez Unię Europejską i jest zaangażowana w realizację ważnych międzynarodowych projektów badawczo-rozwojowych. Doświadczenie Akademii w ich realizacji świadczy o tym, że jest doskonałym partnerem do podjęcia współpracy naukowej w ramach europejskich programów rozwojowych sfery B+R. Koordynacja i realizacja badań w międzynarodowych zespołach badawczych to także duża szansa dla studentów i młodych pracowników naukowych Akademii.

Wysoko kwalifikowani eksperci WAT uczestniczą w pracach naukowo-badawczych prowadzonych w ramach agend i organizacji NATO oraz Europejskiej Agencji Obrony, gdzie oprócz zadań związanych z rozwojem technologii obronnych działają na rzecz zwalczania zagrożeń stwarzanych przez międzynarodowy terroryzm, rozwijania zdolności w zakresie reagowania kryzysowego, planowania cywilnego.

11 H H 11 -

Wojskowa Akademia Techniczna ul. gen. Sylwestra Kaliskiego 2 00-908 Warszawa centrala WAT 261 839 000 kancelaria WAT 261 839 074 www.wat.edu.pl





Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

Wydział realizuje badania w obszarach:

- robotyka, mechanika, automatyka, teoria sterowania, technika mikroprocesorowa
- analiza, programowanie i konstrukcja urządzeń mechatronicznych na potrzeby zastosowań militarnych i przemysłowych
- teoria naprowadzania rakiet przeciwlotniczych
- radiolokacyjne i telewizyjne układy określania współrzędnych celów i rakiet
- cyfrowa filtracja sygnałów
- systemy przetwarzania i sterowania w czasie rzeczywistym
- projektowanie urządzeń mikrofalowych i procesorów sygnałowych
- kompleksowe badania doświadczalne właściwości energetyczno-balistycznych stałych materiałów miotających i paliw rakietowych
- badania i modelowanie zjawisk balistyki wewnętrznej, przejściowej, zewnętrznej i końcowej
- badania numeryczne propagacji i oddziaływania uderzeniowej fali podmuchu
- projektowanie nowych systemów uzbrojenia klasycznego (strzeleckiego i artyleryjskiego) oraz nowych wzorów amunicji, uwzględniających wymagania współczesnego pola walki i ochrony środowiska
- badania właściwości taktyczno-technicznych i eksploatacyjnych broni i amunicji
- technologie wytwórcze elementów produkowanych metodą metalurgii proszków
- analiza zjawisk zachodzących w materiałach poddawanych odkształceniom udarowym
- badanie trwałości elementów uzbrojenia, prognozowanie stanu oraz zarządzanie procesem eksploatacji urządzeń i systemów technicznych
- termodynamika techniczna, metrologia cieplna
- badania właściwości termofizycznych materiałów
- modelowanie matematyczne zjawisk wymiany ciepła i masy
- inżynieria materiałowa w zakresie właściwości termofizycznych materiałów
- komputerowe wspomaganie procesu pomiarów
- zagadnienia odwrotne dotyczące estymacji parametrów termofizycznych ciał stałych
- aerodynamika obiektów naziemnych i obiektów latających
- dynamika ruchu obiektów latających
- badania wpływu oblodzenia na charakterystyki aerodynamiczne i bezpieczeństwo lotów statków powietrznych
- projektowanie statków powietrznych
- zintegrowane modelowanie strukturalne i aerodynamiczne aerosprężystych układów nośnych
- ocena wytrzymałości, trwałości i bezpieczeństwa pracy uszkodzonych elementów konstrukcyjnych
- badania procesów eksploatacji systemów technicznych w aspekcie ich niezawodności, efektywności i bezpieczeństwa
- modelowanie dynamiki wydzielenia energii i przepływu niejednorodnych fizycznie ośrodków wysokoenergetycznych w zakresie prognozowania zagrożeń bezpieczeństwa.

Wydział Mechatroniki i Lotnictwa

www.wml.wat.edu.pl
 261 837 601