POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

# MECHANIKA W LOTNICTWIE

## ML-XV 2012

## TOM II

pod redakcją Krzysztofa Sibilskiego



Warszawa 2012

Konferencja pod patronatem

### Polskich Linii Lotniczych LOT S.A.

#### Organizatorzy

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych Politechniki Wrocławskiej
- Wydział Mechatroniki Wojskowej Akademii Technicznej
- Wyższa Szkoła Oficerska Sił Powietrznych w Dęblinie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie
- Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia
- Instytut Lotnictwa w Warszawie

#### Komitet Naukowy

Greg Abate (USA) \* Krzysztof Arczewski (Polska) Wojciech Blajer (Polska) \* Józef Gacek (Polska) Jacek A. Goszczyński (Polska) \* Marek Grzegorzewski (Polska) Ravindra Jategaonkar (Niemcy) \* Zygmunt Kitowski (Polska) Zbigniew Koruba (Polska) \* Ryszard Kostrow (Polska) Grzegorz Kowaleczko (Polska) \* Maciej Lasek (Polska) Mark Lowenberg (W. Brytania) \* Arkadiusz Mężyk (Polska) Jean-Marc Moschetta (Francja) \* J.A. Mulder (Holandia) Aleksander Olejnik (Polska) \* Marek Orkisz (Polska) József Rohács (Węgry) \* Roman Róziecki (Polska) Jerzy Sąsiadek (Kanada) \* Sergey Serokhvostov (Rosja) **Krzysztof Sibilski** (Polska) – przewodniczący Ryszard Szczepanik (Polska) \* Cezary Szczepański (Polska) Kazimierz Szumański (Polska) \* Peter Vörsmann (Niemcy) Bogdan Żak (Polska) \* Andrzej Żyluk (Polska)

ISBN 978-83-932107-2-5

CCopyright by Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej Warszawa 2012

Nakład: 150 egz.

Druk: Drukarnia nr 1, ul. Rakowiecka 37, 02-521 Warszawa

## Rozdział VII

# Niekonwencjonalne metody startu i lądowania statków powietrznych

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

## ZASTOSOWANIE LEWITACJI MAGNETYCZNEJ W SYSTEMACH STARTU I LĄDOWANIA STATKÓW POWIETRZNYCH

Piotr Felisiak Mateusz Wróbel

Politechnika Wrocławska, Zakład Inżynierii Lotniczej e-mail: piotr.felisiak@pwr.wroc.pl; mateusz.wrobel@pwr.wroc.pl

> Praca stara się przybliżyć koncepcję wykorzystania zjawiska lewitacji magnetycznej w systemach startu i lądowania statków powietrznych. Poruszono następujące zagadnienia: wybrane rozwiązanie systemu startu i lądowania samolotu pasażerskiego, spodziewane korzyści wynikające z zastosowania zjawiska lewitacji, jak również wyzwania i problemy, jakim trzeba podołać w procesie wdrażania projektu.

#### 1. Wprowadzenie

Lewitacja magnetyczna (ang. *maglev*) obecnie najczęściej bywa wykorzystywana w systemach bieżnych paciągów pasażerskich, które są rozwijane i wdrażane w krajach wysoko rozwiniętych technicznie. Zjawisko ma szansę stać się obiecującym obiektem badań również takiej dziedziny nauki i techniki, jak inżynieria lotnicza. Związane z nim nadzieje pokładane są w systemiach startu i lądowania samolotów. Rozwiązanie takie polegałoby na jednoczesnym podtrzymywaniu kadłuba samolotu na poduszce magnetycznej (która przejęłaby funkcję podwozia) oraz przyśpieszaniu samolotu podczas startu przy pomocy manipulacji polem elektromagnetycznym (elektryczny silnik liniowy), ewentualnie wyhamowywaniu w przypadku lądowania lub przerwania procedury startowej.

Dla potrzeb systemu startu i lądowania samolotów można wykorzystać obecnie istniejące technologie związane z lewitacją magnetyczną. Kluczowymi są technologie zawieszenia elektromagnetycznego i elektrycznych silników liniowych. Wybrane rozwiązanie zostanie przedstawione w niniejszej pracy. Konieczne są dalsze badania w celu opracowania możliwie prostego i taniego sposobu realizacji systemu, jednakże można spodziewać się, że to wyjątkowe rozwiązanie przyniesie spore oszczędności, wynikające z przeniesienia źródła energii potrzebnej do startu z samolotu na infrastrukturę naziemną.

Spodziewane wyzwania związane z wdrożeniem projektu obejmują przeprojektowanie struktur i systemów ze szczególnym uwzględnieniem kadłuba, wprowadzenie zaawansowanych bieżni oraz nowej infrastruktury lotniskowej pozwalającej na zapewnienie wystarczającego zasilania. Wszystkie zaproponowane rozwiązania muszą uwzględniać ograniczenia samolotu, jego właściwości lotne, oraz drobiazgowo rozpatrzone zagadnienia bezpieczeństwa (jak np. problem lądowania awaryjnego). Dodatkowo takie wyzwanie będzie wymagało określenia nowych, unikalnych procedur walidacji oraz metod określania zalet i ograniczeń takiego systemu.

#### 2. Lewitacja i napędy magnetyczne w lotnictwie

Stworzenie systemu startu i lądowania samolotów pasażerskich (Airbus A320), wykorzystującego technologię lewitacji magnetycznej, jest celem europejskiego projektu GABRIEL [2], w którym uczestniczy m.in. Politechnika Wrocławska. Koncepcja systemu startu i lądowania samolotu opisana w niniejszej pracy będzie oparta na tej, którą planuje się wykorzystać w projekcie GABRIEL.

Przykładem technologii opartej na wykorzystania sił elektromagnetycznych w lotnictwie jest zaawansowany technicznie system używany przez Marynarkę Wojenną Stanów Zjednoczonych o nazwie EMALS [1], [3] (*Electromagnetic Aircraft Lunch System* – elektromagnetyczny system wystrzeliwania samolotu). Jest to system katapultowania myśliwcow z pokładu lotniskowca, który polega na zastąpieniu katapulty parowej katapultą elektromagnetyczną (myśliwiec posiada klasyczne podwozie, jednak jest przyśpieszany w przy pomocy sił elektromagnetycznych). Start samolotu z wykorzystaniem EMALS przedstawiono na rys. 1 (charakterystyczny zaczep przy przedniej goleni podwozia, przenoszący siłę ze ścieżki elektromagnetycznej).

#### 3. Koncepcja systemu

Wybrane rozwiązanie systemu startu i lądowania opiera się na technologii Inductrack, polegającej na poruszaniu się silnych magnesów stałych względem przewodnika. Samolot ma spoczywać na platformie, w której rozmiesz-



Rys. 1. Start samolotu z wykorzystaniem systemu EMALS [1]

czono magnesy stałe w konfiguracji macierzy Halbacha [1], [5]. Technologia Inductrack jest rodzajem zawieszenia elektrodynamicznego, co oznacza, że po nadaniu platformie ze spoczywającym na niej samolotem ruchu postępowego, magnesy stałe wyindukują w uzwojeniach w szynie magnetycznej prądy wytwarzające z kolei pole elektromagnetyczne odpowiedzialne za unoszenie platformy. Dodatkową siłą działającą w kierunku pionowym będzie siła nośna pochodząca od płatów samolotu. Ruch postępowy względem szyny magnetycznej ma być nadany dzięki odmianie liniowego silnika elektrycznego, również wykorzystującego magnesy stałe w platformie.

Macierz Halbacha bierze swoją nazwę od nazwiska fizyka Klausa Halbacha. Jest to macierz magnesów stałych ułożonych w konfiguracji, w której natężenie pola magnetycznego po jednej stronie macierzy jest niwelowane, natomiast po drugiej stronie macierzy natężenie pola magnetycznego jest wzmacniane (rys. 2).

Takie rozwiązanie zapewnia optymalne wykorzystanie magnesów stałych, jednocześnie umożliwiając powstrzymanie wpływu pola magnetycznego powyżej platformy (co ma szczególne znaczenie, jeśli wziąć pod uwagę urządzenia i wyposażenie elektroniczne w samolocie).

Technologia Inductrack umożliwia uzyskanie prześwitu pomiędzy magnesami a uzwojeniami ponad 80 mm. Rozwiązanie umożliwia ponadto uzyskanie wysokiej wartości stosunku siły unoszącej do siły ruchu postępowego. Istnieje możliwość uzyskania siły unoszenia rzędu 500 N/m. Wymagane jest zastosowanie kół podporowych pod platformą, ze względu na małą siłę unoszącą przy prędkościach mniejszych niż 100 km/h.



Uzwojenia umieszczone w bieżni Rys. 2. Zasada działania technologii Inductrack [5]



Rys. 3. Koncepcja zawieszenia platformy [5]



Rys. 4. Koncepcja portu lotniczego wykorzystującego bieżnie magnetyczne [4]

Obecnie nie ma jeszcze działającego systemu wykorzystującego technologię Inductrack w pełnej skali, jednak są testowane systemu w małej skali. Jeden z takich modeli jest obiektem zainteresowania agencji NASA, która wiąże z nim nadzieje wykorzystania technologii do wstępnego rozpędzania rakiet do prędkości 0,8 Macha, w celu zaoszczędzenia paliwa rakietowego.

#### 4. Spodziewane korzyści

Przewiduje się szereg korzyści wynikających z przeniesienia źródła energii potrzebnej do startu na infrastrukturę lotniska. W wyniku braku podwozia znacząco zmniejszy się masa maszyny, zwłaszcza że można będzie zastosować silniki o mniejszym ciągu, a więc mniejsze, co skutkuje mniejszym zużyciem paliwa lub większym ładunkiem możliwym do przetransportowania. Ograniczona przestrzeń lotniska będzie mogła zostać lepiej wykorzystana dzięki krótszym drogom rozbiegowym oraz zwielokrotnieniu wyrzutni. Co więcej, wpływ portu lotniczego na środowisko zostanie złagodzony dzięki użyciu naziemnego źródła zasilania, co wiąże się z redukcją emisji  $CO_2$  oraz  $NO_x$  oraz tym, że główny hałas przy starcie będzie pochodził w zasadzie tylko od powietrza opływającego samolot.



Rys. 5. Diagram przedstawiający korzyści wynikające z wprowadzenia systemu

#### 5. Wymagania stawiane systemowi

Wdrożenie systemu jest możliwe wyłącznie w przypadku sprostania szeregowi wymagań.

Wymagania funkcyjne stawiane systemowi przedstawiamy poniżej.

- 1. Komunikacja:
  - a) komunikacja system-samolot,
  - b) komunikacja system-kontrola ruchu.

- 2. Struktura lotniska:
  - a) rozwiązanie bieżni startowych (kilku na jednym lotnisku),
  - b) stworzenie możliwości startu i lądowania na jednej bieżni,
  - c) zminimalizowanie zmian w ruchu powietrznym.
- 3. Kontrola bieżni:
  - a) platforma z możliwością jej kontroli,
  - b) prowadzenie samolotu,
  - c) system blokadu i uwalniania samolotu,
  - d) amortyzacja wstrząsów,
  - e) pozycjonowanie samolotu na platformie.
- 4. Rozwiązanie napędu platformy:
  - a) napęd magnetyczny.
- 5. Samolot zaprojektowany zgodnie ze specyfikacją CS-25:
  - a) usunięcie klasycznego podwozia,
  - b) punkt podparcia samolotu,
  - c) ograniczona ilość zmian masy samolotu.

Wymagania operacyjne:

- 1 maksymalne przyśpieszenie podczas startu nie większe ni<br/>ż $0.6\,{\rm g},$
- 2 maksymalne przyśpieszenie podczas hamowania nie większe niż $0,6\,{\rm g},$
- 3 częstotliwość odpraw nie mniej niż 38 na godzinę,
- 4 udźwig do 600 ton,
- $5\,$  odporność na warunki atmosferyczne:
  - a) opady nie większe niż 19 mm,
  - b) wiatr z tyłu nie większy niż 18,5 km/h, w kierunku bocznym nie większy niż 46 km/h.

## 6. Wyzwania

Szereg wyzwań i problemów związanych z realizacją projektu stoi zarówno po stronie pokładowych, jak również naziemnych komponentów systemu. Spodziewać można się konieczności m.in.:

- przeprojektowanie struktur kadłuba (związane m.in. z wyeliminowaniem klasycznego podwozia),
- rozmieszczenie i zbudowanie bieżni startowych,
- zapewnienie zasilania systemu (podczas operacji startu/lądowania można spodziewać się pobierania prądu o wielkim natężeniu).

Ze względu na specyfikę proponowanego rozwiązania, szczególny nacisk należy położyć na kwestie bezpieczeństwa – np. przypadek awaryjnego lądowania czy procedurę przerwania startu.

Pierwszym krokiem, jaki należy podjąć podczas procesu wdrażania systemu, jest wybór odpowiedniego samolotu. Na przykład, dla celów projektu GABRIEL wybrano samolot pasażerski Airbus A320. Kolejnym krokiem jest wybór technologii bieżni oraz platformy. Ze względu na mnogość cech i charakterystyk poszczególnych technologii należy przyjąć kryterium pozwalające wyłonić najbardziej odpowiednią. Projekt GABRIEL zakłada wykorzystanie technologii Inductrack. Po wybraniu rozwiązania technologii wykorzystującej lewitację magnetyczną i przewidzeniu zmian w strukturze samolotu, konieczna jest estymacja masy samolotu oraz bilans mas poszczególnych komponentów samolotu. Następnie planuje się zbudowanie testowej infrastruktury systemu na lotnisku. Pomiary hałasu podczas pracy systemu mogą posłużyć do zbudowania ogólnego modelu uciążliwości dźwiękowej, który może zostać ekstrapolowany na lotniska komercyjne.

#### Informacja

Prace związane z projektem omówionym w niniejszym dokumencie podejmowane przez Politechnikę Wrocławską są realizowane w ramach projektu GABRIEL finansowanego przez Unię Europejską w ramach 7. Programu Ramowego w zakresie badań i rozwoju technologicznego (7PR).



#### Bibliografia

- 1. EECKELS C.B.H., 2011, *Magnetic Assisted Take-Off System*, Delft University of Technology, Delft
- MAJKA A., 2011, Aircraft Weight Breakdown and Energy Balance Calculation, Rzeszów: GABRIEL Consortium

- 3. http://www.navair.navy.mil/img/uploads/F-35C%202.jpg
- 4. http://www.flightglobal.com/blogs/future-proof/2009/07/pentagon-looks-to-catapults-to-launch-aircraft.html
- 5. http://www.skytran.net/press/sciam02.htm

## Implementation of magnetic levitation in aircraft takeoff and landing systems

#### Abstract

This paper will present and discuss concept of takeoff and landing system for choosen aircraft. Such issues as: the concept, it is environmental impact and economical benefit, contemporary technological solutions and main functioning, present-day systems, study of known problems and possible challenges that may be encountered during development of the project have been mentioned.

## OKREŚLENIE WŁAŚCIWOŚCI FUNKCJONALNYCH WYRZUTNI PNEUMATYCZNEJ WPA-1 ZE STARTOWYM UKŁADEM ELEKTROPNEUMATYCZNYM

Grzegorz Jastrzębski

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa e-mail: grzes.oficer@interia.pl

W artykule zaprezentowano budowe i zasade działania wyrzutni pneumatycznej WPA-1 z elektropneumatycznym układem startowym. Zastosowanie tego typu układu startowego podyktowane było sprostaniem istniejących potrzeb związanych ze wspomaganiem startu eksploatowanych samolotów bezzałogowych i celów powietrznych w ITWL. Zabudowa i próby funkcjonalne elektropneumatycznego układu startowego miały na celu sprawdzenie właściwości wyrzutni jako całości oraz spełnienie postawionych kryteriów, tj. bezpieczeństwo eksploatacji, niezawodność, powtarzalność. Dokonano prób funkcjonalnych wyrzutni pneumatycznej ze startowym układem elektropneumatycznym podczas poligonowych prób dynamicznych. Na podstawie otrzymanych charakterystyk i pomiarów wykonanych w trakcie prób dokonano oceny właściwości funkcjonalnych układu startowego. Ocenie podlegały takie parametry funkcjonalne wyrzutni, jak: maksymalna prędkość wózka startowego, minimalny czas doładowania zbiornika głównego, bezpieczeństwo operatora wyrzutni, niezawodność i poprawność działania startowego układu elektropneumatycznego. Z otrzymanych wyników określono zasięg rzutu imitatora celu powietrznego oraz zależność predkości wózka startowego od wartości ciśnienia załadowania zbiornika głównego. Określenie powyższych zależności pozwoli w przyszłości na dobór optymalnych parametrów startowych dla bezzałogowych samolotów czy celów powietrznych. Zauważono również, że procedura startowa jest prosta, zapewnia duża powtarzalność a układ startowy zapewnia wysoki poziom bezpieczeństwa operatorowi.

#### 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 wyrzutnię projektuje się do określonych zadań i dla określonego typu BSL-a czy celu powietrznego. Wyrzutnia o napędzie pneumatycznym jest jedną z najbardziej uniwersalnych wyrzutni stosowanych do wspomagania startu samolotów bezzałogowych. Zapewnia duży zakres zmiany parametrów startowych, tj. prędkość startu [1].

Wyrzutnia pneumatyczna WPA-1 to urządzenie, któremu jako najważniejsze zadania postawiono:

- wspomaganie startu samolotów bezzałogowych (BSL) różnego typu,
- start samolotów (BSL) o różnych masach w przedziale od 25 kg do 60 kg,
- start samolotów z różnym napędem, tj. z silnikiem tłokowym i śmigłem lub z silnikiem odrzutowym.

Wspomaganie startu może być realizowane przez wyrzutnię dla BSL-i o różnym układzie aerodynamicznym, tj. w układzie: kaczka, klasycznym, latającego skrzydła. Wyrzutnia ma za zadanie zapewnienia samolotom (BSL) określonych parametrów startu dla danego typu samolotu, tj. wymaganą prędkość startową (prędkość zejścia z wyrzutni wózka startowego), dopuszczalne przeciążenia, drogę startową rozpędzania. Zapewnia również możliwość zmiany podstawowych parametrów startu, tj. prędkość zejścia z wyrzutni BSL-a, kąt wzniosu linii startu BSL-a, przeciążenie.

Przewiduje się, że zastosowanie startowego układu elektropneumatycznego na wyrzutni podniesie jej własności eksploatacyjne oraz zwiększy w dużym stopniu bezpieczeństwo obsługi wyrzutni.

### 2. Koncepcja elektropneumatycznego układu startowego wyrzutni WPA-1

Analizując stosowane rozwiązania układów startowych zabudowanych na wyrzutniach, można wymienić najbardziej popularne: linowy układ startowy (rys. 1), linkowo-cięgnowy układ startowy (rys. 2), elektryczny układ startowy (rys. 3).

Zasadniczym celem zastosowania elektropneumatycznego układu startowego na wyrzutni pneumatycznej WPA-1 było zautomatyzowanie procedury



Linka zwalniająca Rys. 1. Napęd linowy – wyrzutnia ITWL



Rys. 2. Napęd pneumatyczny – wyrzutnia ITWL



Rys. 3. Napęd mieszany – wyrzutnia firmy Meggitt

startowej. Podstawowymi elementami układu startowego są siłowniki pneumatyczne sterowane sygnałem elektrycznym. Dodatkowo zabudowano niezależny układ zasilania sprężonego powietrza oraz zintegrowano go z układem pneumatycznym wyrzutni. Jako układ napędowy wspomagania startu samolotu i układ hamowania wózka startowego zastosowano napęd pneumatyczny. Proces startu samolotu i hamowania wózka został zrealizowany przy pomocy startowego układu elektropneumatycznego. Proces otwarcia głównego zaworu zasilającego, zwolnienie zaczepu wózka startowego, następnie zamknięcie głównego zaworu zasilającego i przebieg hamowania wózka po wystartowaniu samolotu, zrealizowano za pomocą elektrycznego układu przełączników startowych. Schemat ideowy instalacji pneumatycznej z elektropneumatycznym układem startowym pokazano na rys. 4.



Rys. 4. Schemat instalacji pneumatycznej wyrzutni WPA-1 z elektropneumatycznym układem startowym; 1 – cylinder napędowy, 2 – siłownik pneumatyczny jednostronnego działania – pchający, 3 – zawór rozdzielający 2/2, 4 – zawór kulowy kołnierzowy WK2a, 5 – silnik pneumatyczny wahadłowy dwupołożeniowy, 6 – pneumatyczny zawór rozdzielający 5/2, 7 – główny zbiornik sprężonego powietrza (MAX 1 [MPa]), 8 – zawór bezpieczeństwa (typ 06205), 9 – manometr, 10 – zawór, 11 – zbiornik pośredni sprężonego powietrza, 12 – sprężarka 2-stopniowa, 13 – silnik spalinowy, 14 – filtr powietrza

Elektropneumatyczny układ startowy zastąpił na wyrzutni WPA-1 klasyczny układ linkowo-cięgnowy wykorzystywany w poprzedniej wersji wyrzutni. Wahadłowy silnik pneumatyczny (5 na rys. 4) zastąpił dźwignię połączoną przegubowo z cięgnem otwierania zaworu głównego. Praca pneumatycznego silnika wahadłowego sterowana jest poprzez zawór rozdzielający 5/2 (6 na rys. 4). Natomiast linkowy układ zwalniania zaczepu wózka startowego zastąpiono siłownikiem pneumatycznym (2 na rys. 4). Sterowanie pracą siłownika pneumatycznego jest realizowane przez zawór rozdzielający 2/2 (3 na rys. 4) Sygnałami sterującymi pracą układu startowego są sygnały elektryczne generowane ze skrzynki przełączników (rys. 7). Taki sposób rozwiązania układu startowego pozwoliło wyeliminować cięgna, linki i połączenia mechaniczne, które były częstą przyczyną niesprawności wyrzutni (zerwana linka), niekomfortowej obsługi wyrzutni (niewygodny sposób obsługi cięgna otwierania zaworu głównego). Poprzednie rozwiązanie było skomplikowane w obsłudze ze względu na jednoczesne sterowanie cięgnem i linką zwalniającą, a jednocześnie niebezpieczne ze względu na małą odległość od startowanego obiektu (ok. 2 m). Zastosowanie elektropneumatycznego układu startowego pozwoliło w pierwszej kolejności rozwiązać powyższe problemy związane z obsługą, jak również w znaczący sposób zwiększyć bezpieczeństwo obsługi.



Rys. 5. Widok wyrzutni WPA-1 po zabudowie elementów pneumatyki; 1 – agregat napędowy, 2 – zbiornik pośredni, 3 – sprężarka 2-stopniowa, 4 – akumulator, 5 – regulator ciśnienia, 6 – przewód zasilający układ zaworów pneumatycznych, 7 – pneumatyczny zawór rozdzielający 5/2, 8 – zawór rozdzielający 2/2, 9 – silnik pneumatyczny wahadłowy dwupołożeniowy

#### 2.1. Elektryczna instalacja sterująca

W celu poprawy funkcjonalności i bezpieczeństwa sterowania wyrzutnią WPA-1 zaprojektowano i wykonano instalację elektryczną (rys. 6). Głównym zadaniem instalacji elektrycznej jest podanie sygnału elektrycznego na odpowiedni elektromagnes pneumatycznego zaworu rozdzielającego. Na tym etapie prac nad wyrzutnią, zdecydowano się na zastosowanie ręcznie sterowanych przełączników elektrycznych, sterujących pracą każdego elektromagnesu pneumatycznych zaworów rozdzielających. W instalacji przełączników zastosowano przełącznik główny (1 na rys. 7), włączający zasilanie do układu elektrycznego. Pozwoliło to na zwiększenia bezpieczeństwa przed przypadkowym włączenia któregokolwiek układu.



Rys. 6. Schemat instalacji przełączników sterujących pracą zaworów rozdzielających



Rys. 7. Widok ogólny skrzynki przełączników elektrycznych; 1 – włącznik zasilania układu, 2 – włącznik zaworu rozdzielającego 3/2 siłownika zwalniania zaczepu wózka startowego, 3 – trójpołożeniowy przełącznik zaworu 5/2 siłownika wahadłowego zaworu głównego, 4 – osłona pulpitu przełączników

#### 3. Próby dynamiczne wyrzutni WPA-1

Próby dynamiczne miały na celu sprawdzenie działania wyrzutni oraz ocenę jej funkcjonalności po zabudowie elektropneumatycznego układu startowego. Przede wszystkim chodziło o sprawdzenie pneumatycznego układu sterującego, procedury startowej wyrzutni WPA-1 oraz sprawdzenie układu elektrycznego, sterującego pracą zaworów elektropneumatycznych. Dodatkowo wykonano układ do pomiaru i rejestracji ciśnienia w cylindrze startowym i cylindrach hamujących (rys. 9).



Rys. 8. Schemat rozmieszczenia czujników ciśnienia i układu rejestracji



Rys. 9. Schemat blokowy układu do rejestracji ciśnienia

Jako obciążenie wózka startowego użyto imitatora BSL-a "Jastrząb 1" – stalowy walec o masie 40 kg, z opcją zwiększenia masy do 45 kg.

Przeprowadzono dwie serie prób wyrzutni WPA-1, obciążając wózek startowy w pierwszej serii imitatorem BSL-a "Jastrząb 1" – 40 kg, a w drugiej serii 45 kg. Próby przeprowadzano na terenie zamkniętym i przeznaczonym do tego typ badań i sprawdzeń w ITWL.

#### 4. Wyniki prób dynamicznych WPA-1

#### 4.1. I seria prób dynamicznych

W I serii przeprowadzono 6 strzałów o ciśnieniu zmienianym stopniowo co 1 bar od 5 bar do 10 bar. W trakcie I serii prób mierzono zasięg rzutu imitatorem BSL-a "Jastrząb 1" o masie 40 kg.

Funkcjonowanie wyrzutni pneumatycznej WPA-1 oceniano na podstawie prędkości końcowej "strzału" i wizualnej ocenie przemieszczania się wózka startowego podczas startu. Prędkość wózka wyrzutni pneumatycznej WPA-1 wyznaczono na podstawie pomierzonego zasięgu rzutu ukośnego wystrzeliwanego imitatora BSL-a "Jastrząb 1" o masie 40 kg według zależności [2]

$$V_0 = \sqrt{\frac{gx^2}{2\cos^2\alpha(x\lg\alpha + y)}}$$

gdzie:

x – zasięg rzutu ukośnego,

y – wysokość rzutu ukośnego,

 $\alpha$  – kąt rzutu ukośnego.

Wyniki w postaci charakterystyk zasięgu i prędkości w momencie wyczepienia się BSL-a z wózka startowego w funkcji ciśnienia załadowania zbiornika głównego przedstawiono na rys. 10 i rys. 11.



Rys. 10. Zasięg rzutu ukośnego imitatora w funkcji załadowania zbiornika głównego (kąt wzniosu wyrzutni $\alpha=15^\circ)$ 

Dodatkowo dokonano pomiaru ciśnienia w cylindrze napędowym i cylindrach hamowania wyrzutni pneumatycznej WPA-1. Charakterystyki zmiany ciśnienia podczas strzałów przedstawiono na rysunku 12 (ciśnienie załadowania zbiornika głównego 5 bar) i rysunku 13 (ciśnienie załadowania zbiornika głównego 10 bar).



Rys. 11. Prędkości końcowe w funkcji ciśnienia załadowania zbiornika głównego



Rys. 12. Charakterystyka zmian ciśnienia w cylindrze napędowym (linia jasnoszara) i cylindrach hamowania (linia szara i ciemnoszara), ciśnienie załadowania zbiornika głównego 5 bar



Rys. 13. Charakterystyka zmian ciśnienia w cylindrze napędowym (linia jasnoszara) i cylindrach hamowania (linia szara i ciemnoszara), ciśnienie załadowania zbiornika głównego 10 bar – II seria prób dynamicznych

Drugą serię prób dynamicznych wykonano dla sprawdzenia parametrów użytkowych wyrzutni WPA-1 dla imitatora BSL-a o powiększonej masie o 5 kg.

W II serii przeprowadzono 5 strzałów o ciśnieniu naładowania zbiornika głównego od 5 bar do 9 bar. W trakcie II serii prób mierzono zasięg rzutu imitatorem BSL-a "Jastrząb 1" o masie 45 kg.

Prawidłowe funkcjonowanie wyrzutni pneumatycznej WPA-1 oceniano na podstawie prędkości przemieszczania się wózka startowego podczas startu. Prędkość wózka wyrzutni pneumatycznej WPA-1 wyliczono z tej samej zależności co w I serii prób dynamicznych.

Wyniki w postaci charakterystyk zasięgu i prędkości wózka startowego w funkcji ciśnienia załadowania zbiornika głównego przedstawiono na rys. 14 i rys. 15.



Rys. 14. Zasięg rzutu ukośnego imitatora w funkcji załadowania zbiornika głównego (kąt wzniosu wyrzutni $\alpha=15^\circ)$ 



Rys. 15. Prędkości końcowe w funkcji ciśnienia załadowania zbiornika głównego

Dodatkowo dokonano pomiaru ciśnienia w cylindrze startowym i cylindrach hamowania wyrzutni pneumatycznej WPA-1. Charakterystyki ciśnienia dla wybranych prób strzałów przedstawiono na rysunku 16 (ciśnienie załadowania zbiornika głównego 5 bar) i rysunku 17 (ciśnienie załadowania zbiornika głównego 9 bar).



Rys. 16. Charakterystyka zmian ciśnienia w cylindrze napędowym (linia jasnoszara) i cylindrach hamowania (linia szara i ciemnoszara), ciśnienie załadowania zbiornika głównego 5 bar



Rys. 17. Charakterystyka zmian ciśnienia w cylindrze napędowym (linia jasnoszara) i cylindrach hamowania (linia szara i ciemnoszara), ciśnienie załadowania zbiornika głównego 9 bar

Otrzymane charakterystyki zmian ciśnienia z prób dynamicznych, zarówno w I jak i w II serii, mają identyczny charakter. Na charakterystykach tych wyraźnie widoczne są kolejne fazy pracy wyrzutni:

- nagły skok ciśnienia po otwarciu zaworu głównego (linia jasnoszara),
- jednakowe narastanie ciśnienia w cylindrach hamujących (linia szara i ciemnoszara),
- łagodne opadanie wszystkich ciśnień na skutek nieszczelności po wystartowaniu obiektu.

Na charakterystykach zmian ciśnienia zauważyć można, że maksymalne ciśnienie w cylindrach hamujących jest znacząco wyższe od ciśnienia załadowania zbiornika głównego, na co wpływ ma sprężanie przez tłoki hamujące w momencie hamowania wózka startowego.

#### 5. Wnioski

Wyposażenie wyrzutni WPA-1 w sterowany ręcznie pneumatyczny układ startowy pozwoliło usprawnić cały proces startu oraz umożliwiło operatorowi obsługę wyrzutni z bezpiecznej odległości. Wyposażenie wyrzutni w elektryczny sterowany ręcznie układ sterowania zaworami elektropneumatycznymi podniosło jej funkcjonalność i bezpieczeństwo eksploatacji, zwłaszcza w przypadku wystrzeliwania tzw. celów latających z odpalanymi przed startem emiterami ciepła, które są niebezpiecznymi źródłami bardzo jasnego światła i wysokiej temperatury.

Pomiar zasięgu rzutu ukośnego imitatora w funkcji załadowania zbiornika głównego dla stałego kąta wzniosu wyrzutni pozwolił na wyznaczenie prędkości końcowej w zależności od ciśnienia załadowania zbiornika głównego. Znajomość tych parametrów pozwala na optymalny dobór parametrów startowych wyrzutni dla poszczególnych modeli BSL-i.

Planowane jest wykorzystywanie wyrzutni WPA-1 z elektropneumatycznym układem startowym w corocznych poligonach wojskowych jako podstawowy system wspomagania startu samolotów bezzałogowych oraz celów powietrznych.

#### Bibliografia

- PERKOWSKI W., 2008, Pneumatic launcher for unmanned aerial vechicles, N27-Riga, Transport and Engineering. Transport. Aviation Transport, RTU, 181-187
- 2. GLAPSKI M., GACEK J., 1999, Balistyka zewnętrzna i dynamika lotu, Warszawa

#### Operational properties of WPA-1 pneumatic launcher with an electro-pneumatic startup system

#### Abstract

The paper presents the design and operation of pneumatic launcher WPA-1 with an electro-pneumatic system startup. The paper describes conceptual design and shows images of the electro-pneumatic system built on the launcher. The principles of working of the electro-pneumatic startup system, characteristics of its most important elements, their operation, function and basic technical parameters are disclosed. The paper presents a system for measuring the pressure in the cylinder and cylinder boot inhibition. The methodology of implementation of the dynamic test and analytical determination of the displacement and find speed of the startup trolley is discussed. The results of two series of tests in a dynamic range of characteristics as a function of load pressure in the main tank of the starting trolley, speed characteristics as a function of the load pressure as well as characteristics of pressure in the cylinder and cylinder boot inhibition are given. An evaluation of the functionality of a pneumatic launcher startup system was made by dynamic tests and on the basis of the characteristics. The functional parameters such as launch, maximum speed of the trolle, minimum charging time, gun operator's safety, reliability and proper operation of the electro-pneumatic startup system were assessed.

## ANALIZA STEROWANIA PRZECIWLOTNICZĄ WYRZUTNIĄ RAKIETOWĄ NA POKŁADZIE OKRĘTU

ZBIGNIEW KORUBA ZBIGNIEW DZIOPA

Politechnika Świętokrzyska, Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn, Kielce e-mail: ksmzko@tu.kielce.pl; zdziopa@tu.kielce.pl

W pracy przedstawiony jest sposób i analiza sterowania okrętową wyrzutnią przeciwlotniczych pocisków rakietowych samonaprowadzających się na niskolecący manewrujący cel powietrzny. Wyniki komputerowych badań symulacyjnych dla wybranych przypadków pokazano w postaci graficznej.

#### 1. Wprowadzenie

We współczesnych systemach wykrywania i śledzenia manewrujących celów powietrznych kluczową rolę odgrywa układ sterowania okrętową wyrzutnią przeciwlotniczych pocisków rakietowych. Należy podkreślić, że rozpatrywana w danej pracy wyrzutnia przeznaczona jest do zwalczania nisko lecących, manewrujących celów powietrznych [1]-[7]. Ważnym elementem tej wyrzutni jest sterowany układ skanująco-śledzący [9]-[13]. Tuż po wykryciu przez niego celu należy w minimalnym czasie ustawić wyrzutnię w takiej pozycji, aby jej oś podłużna pokryła się z linią obserwacji celu (LOC) i tym samym nastąpiło przechwycenie przez głowicę pocisku rakietowego znajdującego się na wyrzutni, manewrującego celu powietrznego. Pozwala to na zmniejszenie czasu przechwycenia celu oraz zwiększenie skuteczności działania systemu obrony przeciwlotniczej okrętu. Od precyzji działania układu sterowania wyrzutnią zależy więc dokładność naprowadzania pocisku rakietowego na cel.

#### 2. Sterowanie wyrzutnią okrętową

Na okręcie posadowiona jest wyrzutnia składająca się z wieży i pocisku rakietowego. Wieża natomiast składa się z dwóch zasadniczych obiektów: platformy bezpośrednio zamontowanej na jednostce oraz prowadnicy umieszczonej na platformie. Ruch sterowania wieżą jest złożeniem ruchu platformy i ruchu prowadnicy wynikającego z przechwytywania i śledzenia celu przez zestaw [14], [15]. Na wieży zainstalowana jest kamera termowizyjna, której obraz przekazywany jest na pulpit operatora. Operator siedząc na okręcie przed ekranem monitora, decyduje o ruchu realizowanym przez wieżę. Platforma może obracać się względem pokładu okrętu zgodnie z kątem azymutu  $\psi_{pv}$ . Kąt  $\psi_{pv}$ jest kątem odchylenia platformy (rys. 1). Do platformy zamontowana jest prowadnica, która tworzy z nią obrotową parę kinematyczną. W związku z tym prowadnica może obracać się względem platformy zgodnie z kątem elewacji  $\vartheta_{pv}$ (rys. 2). Kąt  $\vartheta_{pv}$  jest kątem pochylenia prowadnicy.



Rys. 1. Uproszczony model fizyczny wyrzutni z momentem sterującym platformy  $M^p_\psi$ 

Po obróceniu platformy i prowadnicy do położenia, w którym następuje przechwycenie celu, wieża nie zmienia swojej konfiguracji. Praca zestawu analizowana jest do momentu przechwycenia celu. Wieża jest obiektem, którego charakterystyka bezwładności zależy od położenia celu względem zestawu przeciwlotniczego.

Na rys. 3 przedstawiony został widok ogólny poszukiwania celu powietrznego z pokładu okrętu wraz z przyjętymi układami współrzędnych i wielkościami kinematycznymi. Natomiast na rys. 4 pokazany jest schemat funkcjonalny procesu sterowania okrętową wyrzutnią przeciwlotniczych pocisków rakietowych.



Rys. 2. Rzut główny modelu wyrzutni z momentem sterującym prowadnicy  $M^p_{\vartheta}$ 

Należy zaznaczyć, że wszystkie wielkości występujące na rys. 1-4 zostały opisane w pracach [5], [7], [12] i dlatego nie będą tutaj dodatkowo omawiane.

Prawo sterowania dla wyrzutni określamy za pomocą metody optymalizacji liniowo-kwadratowej [4] z funkcjonałem w postaci

$$J = \int_{0}^{\infty} (\boldsymbol{x}_{w}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\mathsf{Q}}_{w} \boldsymbol{x}_{w} + \boldsymbol{u}_{w}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{\mathsf{R}}_{w} \boldsymbol{u}_{w}) dt$$
(2.1)

Przedstawmy to prawo w następującej postaci [10]

$$\boldsymbol{u}_w = -\boldsymbol{\mathsf{K}}_w \boldsymbol{x}_w \tag{2.2}$$

gdzie:

 $\boldsymbol{x}_w$  – wektor stanu wyrzutni;

 $\boldsymbol{u}_w = [M_x, M_y, M_z, M_{\psi}, M_{\vartheta}, M_{\varphi}, M_{\psi}^p, M_{\vartheta}^p]^{\mathrm{T}};$ 

 $M_x, M_y, M_z$  – sterowania korekcyjne przemieszczeń podłużnych wyrzutni wzdłuż osi podłużnej, bocznej i pionowej, odpowiednio;

 $M_{\varphi}, M_{\psi}, M_{\vartheta}$  – sterowania korekcyjne przemieszczeń kątowych wyrzutni wzdłuż osi podłużnej, bocznej i pionowej, odpowiednio;

 $M^p_{\scriptscriptstyle \eta\!\vartheta},\,M^p_{\scriptscriptstyle \eta\!\vartheta}$  – sterowania platformy i prowadnicy wyrzutni.



Rys. 3. Wdok ogólny poszukiwania celu powietrznego z pokładu okrętu

Macierz sprzężenia  ${\sf K}_w$ występująca w równaniu (2.2) wyznaczana jest z następującej zależności

$$\mathbf{K}_w = \mathbf{R}_w^{-1} \mathbf{B}_w^{\mathrm{T}} \mathbf{P}_w \tag{2.3}$$

gdzie:  ${\bf B}_w$  – macierz sterowań wyrzutni.

Macierz $\,{\bf P}_w$ jest rozwiązaniem algebraicznego równania Riccatiego

$$\mathbf{A}_{w}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}_{w} + \mathbf{P}_{w}\mathbf{A}_{w} - 2\mathbf{P}_{w}\mathbf{B}_{w}\mathbf{R}_{w}^{-1}\mathbf{B}_{w}^{\mathrm{T}}\mathbf{P}_{w} + \mathbf{Q}_{w} = \mathbf{0}$$
(2.4)

gdzie:  $\mathbf{A}_w$ – macierz sterowań wyrzutni.



Rys. 4. Schemat procesu sterowania okrętową wyrzutnią przeciwlotniczych pocisków rakietowych

Występujące w równaniach (2.1), (2.3) i (2.4) macierze wag  $\mathbf{R}_w$  i  $\mathbf{Q}_w$  sprowadzone do postaci diagonalnej dobierane są eksperymentalnie, przy czym poszukiwania rozpoczynane są od wartości równych [10], [13]

$$q_{ii} = \frac{1}{2x_{wi_{max}}}$$
  $r_{ii} = \frac{1}{2u_{wi_{max}}}$   $(i = 1, 2, \dots, 16)$  (2.5)

gdzie:

 $x_{wi_{max}}$  – maksymalny zakres zmian *i*-tej wartości zmiennej stanu,  $u_{wi_{max}}$  – maksymalny zakres zmian *i*-tej wartości zmiennej sterującej.

Po wykryciu i przechwyceniu celu przez układ skanujący i śledzący, następuje proces sterowania plaformą i prowadnicą wyrzutni w taki sposób, by oś podłużna prowadnicy pokryła się z linią obserwacji celu w możliwie jak najkrótszym czasie. Odpowednie momenty sterujące wyznaczamy z następujących zależności

$$M_{\psi}^{p} = \Pi(t_{0}, t_{p}) \operatorname{sgn} (\psi_{pv} - \sigma) + \Pi(t_{s}, t_{k}) [k_{\psi}^{s}(\psi_{pv} - \sigma) + h_{\psi}^{s}(\dot{\psi}_{pv} - \dot{\sigma})]$$
  

$$M_{\vartheta}^{p} = \Pi(t_{0}, t_{p}) \operatorname{sgn} (\vartheta_{pv} - \varepsilon) + \Pi(t_{s}, t_{k}) [k_{\vartheta}^{s}(\vartheta_{pv} - \varepsilon) + h_{\vartheta}^{s}(\dot{\vartheta}_{pv} - \dot{\varepsilon})]$$
(2.6)

gdzie:

 $\Pi(t_0, t_w), \Pi(t_s, t_k)$  – funkcje impulsu prostokątnego; – chwila rozpoczęcia sterowania wyrzutnią;  $t_0$  chwila pokrycia się osi prowadnicy z LOC;  $t_p$ - chwila rozpoczęcia śledzenia celu;  $t_s$  chwila zakończenia śledzenia celu;  $t_k$  $\vartheta_g, \psi_g$ rzeczywiste kąty pochylenia i odchylenia osi GOS, odpowiednio;  $\varepsilon, \sigma$ - katy pochylenia i odchylenia linii obserwacji celu, odpowiednio;  $k^s_{\vartheta}, k^s_{\psi}$  – współczynniki wzmocnień układu sterowania platformy i prowadnicy;  $h^s_{\vartheta}, h^s_{\psi}$  – współczynniki tłumień układu sterowania platformy i prowadnicy.

Należy podkreślić, że parametry regulatora  $k_{\vartheta}^s$ ,  $k_{\psi}^s$ ,  $h_{\vartheta}^s$ ,  $h_{\psi}^s$  są wyznaczone w sposób optymalny zgodnie z algorytmem przedstawionym na rys. 5. Z kolei kąty pożądane dla układu automatycznej regulacji  $\varepsilon$ ,  $\sigma$  wyznaczyć można z równań ruchu LOC [8], [10]

$$\frac{dr}{dt} = V_c [\cos \chi_c \cos \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_c) + \sin \chi_c \sin \sigma] + \\
- V_o [\cos \chi_o \cos \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_o) + \sin \chi_o \sin \sigma] \\
r \frac{d\varepsilon}{dt} \cos \sigma = -V_c \cos \chi_c \sin(\varepsilon - \gamma_c) + V_o \cos \chi_o \sin(\varepsilon - \gamma_o) \quad (2.7) \\
- r \frac{d\sigma}{dt} = V_c [\cos \chi_c \sin \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_c) - \sin \chi_c \cos \sigma] + \\
- V_o [\cos \chi_o \sin \sigma \cos(\varepsilon - \gamma_o) - \sin \chi_o \cos \sigma]$$



Rys. 5. Schemat blokowy algorytmu sterowania przeciwlotniczą wyrzutnią krętową

gdzie:

r	—	wzajemna odległość pocisku i celu;
$V_c, V_o$	_	prędkości celu powietrznego i okrętu, odpowiednio;
$\varepsilon, \sigma$	—	kąty określające położenie LOC w przestrzeni;
$\gamma_c, \chi_c$	—	kąty określające położenie wektora prędkości celu;
$\gamma_o, \chi_o$	_	kąty określające położenie wektora prędkości okrętu.

#### 3. Otrzymane wyniki

Dla sprawdzenia poprawności działania algorytmu optymalnego sterowania przeciwlotniczą wyrzutnią okrętową przeprowadzono sumulację komputerową dla hipotetycznej wyrzutni mającej zadanie wykrycia, identyfikacji i śledzenia manewrującego celu powietrznego oraz wystrzelenia samonaprowadzającego pocisku rakietowego. Przedstawiono przypadki niekorzystnego ustawienia wyrzutni w chwili wykrycia celu. Rysunki 6 i 7 pokazują, że układ sterowania bardzo skutecznie tłumi drgania liniowe wieży, wynikłe wskutego pojawienia się procesu przejściowego.



Rys. 6. Przebiegi w czasie przemieszczeń liniowych wyrzutni przy sterowaniu optymalnym bez ograniczeń



Rys. 7. Przebiegi w czasie przemieszczeń kątowych wieży wyrzutni przy sterowaniu optymalnym bez ograniczeń



Rys. 8. Przebiegi w czasie przemieszczeń kątowych zadanych i realizowanych prowadnicy wyrzutni przy sterowaniu optymalnym bez ograniczeń



Rys. 9. Tory zadane i realizowae prowadnicy wyrzutni przy sterowaniu optymalnym bez ograniczeń



Rys. 10. Wartości optymalnego momentu sterującego prowadnicą wyrzutni w funkcji czasu bez ograniczeń

Na rys. 8-10 pokazane jest przejście wyrzutni ze stanu początkowego do zadanego stanu końcowego bez nałożonych ograniczeń na dopuszczalne momenty sterujące prowadnicą wyrzutni. W wyniku otrzymujemy szybkie (w ciągu ok. 5 s) przejście wyrzutni do stanu śledzenia (oś podłużna prowadnicy pokrywa się z linią obserwacji celu), jednakże przekroczone są dopuszczlne wartości sterowań i tym samym sterowanie staje się nierealizowalne technicznie (rys. 10).

Po zastosowaniu w algorytmie sterowania ograniczeń nałożonych na momenty sterujące, uzyskujemy nieco dłuższy proces ustawienia wyrzutni w zadane położenie końcowe, lecz układ sterowania spełnia warunki technicznej realizowalności. Pokazują to wykresy na rys. 11-13.



Rys. 11. Przebiegi w czasie przemieszczeń kątowych zadanych i realizowanych prowadnicy wyrzutni przy sterowaniu optymalnym z nałożonymi ograniczeniami



Rys. 12. Tory zadane i realizowae prowadnicy wyrzutni przy sterowaniu optymalnym z nałożonymi ograniczeniami


Rys. 13. Tory zadane i realizowae prowadnicy wyrzutni przy sterowaniu optymalnym z nałożonymi ograniczeniami

Rozważania teoretyczne i otrzymane wyniki badań symulacyjnych pozwalają na sformułowanie poniższych wniosków

- Momenty sterujące wyrzutni wywołują szkodliwe drgania wszystkich jej elementów. Skuteczne niwelowanie tych drgań można dokonać poprzez optymalny dobór współczynników wzmocnień i tłumień w układzie sterowania wyrzutni.
- System sterowania wyrzutni okrętowej pozwala na szybkie jej ustawienie w odpowiednim miejscu przestrzeni (oś podłużna prowadnicy ustawiona zgodnie z linią obserwacji celu).
- Zaprezentowany algorytm optymalnego sterowania wyrzutnią pozwala nie tylko na możliwie najszybsze jej ustawienie w pożądanym miejscu przestrzeni, ale także zapewnia minimalizację efektów dynamicznych i tłumienie procesów przejściowych w najkrótszym czasie.
- Zaproponowany algorytm oprócz minimalizacji uchybów między ruchem zadanym a rzeczywistym sterowanej wyrzutni pozwala tak dobierać wartości sterowań, aby nie przekroczyć dopuszczalnych wartości momentów sterujących wyrzutnią, przez co zapewniona jest jej techniczna realizowalność.

Praca naukowa finansowana przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego ze środków na naukę w latach 2011-2013 jako projekt badawczy.

## Bibliografia

- DZIOPA Z., 2005, Analiza zjawisk fizycznych generowanych w trakcie startu rakiety z zestawu przeciwlotniczego, [W:] Perspektywy i Rozwój Systemów Ratownictwa, Bezpieczeństwa i Obronności w XXI wieku, Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia, ISBN 83-87280-78-X, 296-303
- DZIOPA Z., 2006, Samobieżny zestaw przeciwlotniczy jako układ determinujący początkowe parametry lotu rakiety, [W:] *Mechanika w Lotnictwie ML-XII 2006*, J. Maryniak (red.), PTMTS Warszawa, ISBN 83-902194-6-8, 223-241
- 3. DZIOPA Z., 2004, The dynamics of a rocket launcher placed on a self-propelled vehicle, *Mechanical Engineering*, **81**, 3, ISSN 1729-959, 23-30 4
- DZIOPA Z., 2006, Układ koordynatora rakiety jako jeden z obiektów zestawu przeciwlotniczego, VI Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa: Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia, Waplewo, Wojskowa Akademia Techniczna, ISBN 83-89399-27-X, 221-229
- DZIOPA Z., KORUBA Z., 2012, Modelling and the elements of controlled dynamics of the anti-aircraft missile launcher based onboard the warship, *Trans. Tech. Publications, Solid State Phenomena*, 180, 269-280
- DZIOPA Z., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2010, Dynamics of a controlled antiaircraft missile launcher mounted on a moveable base, *Journal of Theoretical* and Applied Mechanics, 48, 2, ISSN 1429-2955, 279-295
- DZIOPA Z., KRZYSZTOFIK I., KORUBA Z., 2010, Elementy metody formułowania modelu wyrzutni rakietowej umieszczonej na pokładzie okrętu, [W:] Kierowanie ogniem systemów obrony powietrznej (przeciwlotniczej), J.W. Kobierski (red.), AMW, Gdynia, ISBN 978-83-60278-50-5, 85-94
- KORUBA Z., OSIECKI J., 1999, Badania dynamiki i nawigacja pocisków rakietowych bliskiego zasięgu – Część I, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, PL ISSN 0239-6386
- 9. KORUBA Z., 2001, Dynamika i sterowanie giroskopem na pokładzie obiektu latającego, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce
- KORUBA Z., 2008, Elementy teorii i zastosowań giroskopu sterowanego, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, str. 241
- KORUBA Z., DZIOPA Z., KRZYSZTOFIK I., 2008, Dynamika i sterowanie platformy giroskopowej w samobieżnym zestawie przeciwlotniczym, [W:] Mechanika w Lotnictwie ML-XIII 2008, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa, 559-577.
- 12. KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., DZIOPA Z., 2010, An analysis of the gyroscope dynamics of an anti-aircraft missile launched from a mobile platform, *Bulletin of the Polish Academy of Sciences Technical Sciences* 13

- KORUBA Z., 2012, Optimal control of the searching and tracking head (sth) for self propelled anti aircraft vehicle, *Trans. Tech. Publications – Solid State Phenomena*, 180, 27-38
- 14. MISHIN W.P. (RED.), 1990, Dinamika rakiet, Maszinostroene, Moskwa
- 15. SVIETLITZKIJ V., 1963, Dinamika starta letatelnyh appartov, Nauka, Moskwa

#### Control analysis of anti-aircraft missile launcher on the battle ship board

#### Abstract

The paper presented a method and analysis of control of anti-aircraft missile launcher on the battle ship board. The missiles are homing on a low-flying targets. The results of computer simulation studies for selected cases was shown in graphical form.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

## ANALIZA POTENCJALNYCH KORZYŚCI WYNIKAJĄCYCH Z ZASTOSOWANIA SYSTEMU WSPOMAGANIA STARTU SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO, WYKORZYSTUJĄCEGO ZJAWISKO LEWITACJI MAGNETYCZNEJ

Andrzej Majka

Politechnika Rzeszowska, Wydział Budowy Maszyn i Lotnictwa e-mail: andemajk@prz.rzeszow.pl

> W pracy przedstawiono koncepcję systemu wspomagającego start i lądowanie samolotów transportowych, wykorzystującego zjawisko lewitacji magnetycznej. Technologia lewitacji magnetycznej (MAGLEV) jest dobrze znana i wykorzystywana od lat w konstrukcji pociągów poruszających się z bardzo dużymi prędkościami. Uważana jest za bezpieczną i przyjazną dla środowiska. Jednak zastosowanie jej do przyśpieszania i hamowania samolotu wymaga przeprowadzenia dodatkowych badań teoretycznych oraz doświadczalnych, które powinny dać odpowiedź, czy taki system jest możliwy do realizacji, bezpieczny i ekonomicznie uzasadniony. Praca zawiera przykładowe wyniki obliczeń wykonanych dla samolotu klasy Airbus A320, głównie dotyczące fazy startu. Wynika z nich, że technicznie jest możliwe zbudowanie systemu GABRIEL, lecz będzie on zdecydowanie droższy od konwencjonalnego sposobu startu i lądowania samolotów transportowych.

#### 1. Wstęp

Europa jest jednym z najgęściej zaludnionych obszarów Ziemi. Na jej terenie znajduje się ok. 1270 lotnisk oraz 1300 lądowisk. 737 lotnisk europejskich posiada niezbędne wyposażenie do wykonywania na nich operacji typu IFR [2]. W 2010 r. w Europie zostało wykonanych ok. 9,5 milionów lotów IFR, natomiast prognoza na 2017 r. zakłada 21% wzrost liczby lotów, co odpowiada wykonaniu 11,5 miliona startów i takiej samej liczby lądowań [4], [5]. Aż 44% całego ruchu skoncentrowane jest na zaledwie 25 największych lotniskach. Powoduje to bardzo duże zagęszczenie ruchu lotniczego na największych lotniskach europejskich oraz w ich bezpośrednim otoczeniu. Ruch lotniczy w tych obszarach zbliża się tym samym do granicy przepustowości. Tak duże nasilenie ruchu lotniczego wpływa znacząco na obniżenie poziomu bezpieczeństwa lotów oraz oddziałuje bardzo niekorzystnie na środowisko naturalne w otoczeniu lotnisk poprzez kumulację emisji hałasu oraz substancji szkodliwych.

Obecnie podejmowane są działania, mające na celu zmniejszenie szkodliwego oddziaływania transportu lotniczego na otaczające środowisko poprzez stosowanie specjalnych procedur antyhałasowych oraz projektowanie cichszych silników, bardziej przyjaznych dla środowiska (obniżona emisyjność). Problem zwiększenia przepustowości węzłów lotniskowych rozwiązywany jest poprzez zmniejszenie wymaganych separacji pomiędzy samolotami do wymaganego minimum oraz stosowanie optymalnych procedur kolejkowania samolotów wykonujących operacje okołolotniskowe.

Wszystkie te działania sprawiają wrażenie rozwiązań doraźnych, nie dając rozwiązań systemowych. Jednym ze sposobów poprawy sytuacji jest zastosowanie nowatorskich rozwiązań, np. wspomagania startu z wykorzystaniem zjawiska magnetycznej lewitacji. System taki, dzięki mniejszemu wymaganemu poziomowi mocy silników w fazie startu, może wpłynąć na obniżenie niekorzystnego oddziaływania samolotów na środowisko naturalne poprzez redukcję emisyjności w fazie startu i lądowania oraz poziomu hałasu na lotnisku i w jego obszarze. Start wspomagany magnetycznie może przyczynić się do redukcji masy samolotu (lżejsze podwozie oraz silniki), co wpływa korzystnie na poprawę efektywności eksploatacyjnej. Poprawie mogłaby również ulec przepustowość samych lotnisk i ich obszarów operacyjnych, dzięki możliwości przeprowadzania startów i lądowań równocześnie na kilku stanowiskach oraz skróceniu czasu realizacji tych procedur.

## 2. Nowatorskie koncepcje startu i lądowania

Start samolotu jest jedną z najistotniejszych faz lotu. Start samolotu ciężkiego (*LargeAeroplane* wg. CS-25 [3]) składa się z rozbiegu zakończonego rotacją i czterech etapów powietrznych: rozpędzania i wznoszenia w konfiguracji do startu, chowania podwozia, dalszego wznoszenia i rozpędzania do wysokości zmiany konfiguracji, wznoszenia w konfiguracji przelotowej do osiągnięcia wysokości 457 m (1500 ft) powyżej poziomu startu [3]. Profil typowego startu przedstawiono na rysunku 1 [1], [3], [6]. Niska efektywność fazy startu spowodowana jest względnie niską prędkością oderwania od ziemi w stosunku do prędkości przelotowej, która to na ogół zbliżona jest do prędkości maksymalnej danego samolotu. Duży kąt natarcia, na którym samolot porusza się



Rys. 1. Profil startu samolotu transportowego [1], [3], [6]

w fazie startu oraz wychylone urządzenia zwiększające siłę nośną (klapy, sloty itp.) sprawiają, że współczynnik oporu aerodynamicznego jest wysoki, a doskonałość aerodynamiczna względnie niska. Dodatkowo wysunięte podwozie powiększa opór aerodynamiczny samolotu oraz opór związany z siłą tarcia w trakcie toczenia się samolotu po pasie. W przypadku startu klasycznego nie ma możliwości znaczącego podniesienia prędkości oderwania, ze względu na ograniczenia eksploatacyjne podwozia, w szczególności wytrzymałość opon, zdolność do rozproszenia energii przez hamulce oraz wytrzymałość podwozia i jego mechanizmu chowania na obciążenia aerodynamiczne. Mała prędkość oderwania wynika również z ograniczonych możliwości rozpędzenia się samolotu na współcześnie istniejących pasach startowych. Budowa dłuższych pasów jest nieuzasadniona ekonomicznie i kłopotliwa organizacyjnie.

Konwencjonalny start lub lądowanie trwają stosunkowo długo, a w ich trakcie samolot porusza się blisko powierzchni ziemi. Chęć zmniejszenia negatywnego oddziaływania samolotów na środowisko, w szczególności na obszary okołolotniskowe, doprowadziła do opracowania różnych koncepcji zmiany tradycyjnego sposobu startu i lądowania samolotu. Nowe technologie startu i lądowania samolotu ukierunkowane są głównie na zmniejszenie zużycia paliwa i zmniejszenie powierzchni obszarów zajmowanych przez lotniska. Pierwszy z wymienionych celów może zostać osiągnięty różnymi metodami: start samolotu z wykorzystaniem katapulty lub toru szynowego, bezprzewodowe mikrofalowe przesyłanie energii wykorzystywanej przez samolot do startu i lądowania, wykorzystanie zjawiska lewitacji magnetycznej (MAGLEV) w fazie startu i lądowania samolotu itp.

Technologia MAGLEV jest jedną z najbardziej efektywnych metod rozpędzania i hamowania samolotu w fazie rozbiegu i dobiegu. Wykorzystanie tej technologii wymaga opracowania systemu naziemnego, określenia zakresu modyfikacji konstrukcji samolotu oraz opracowania procedur bezpiecznego lądowania, również awaryjnego. Technologia ta jest dobrze znana i wykorzystywana od lat w konstrukcji pociągów poruszających się z bardzo dużymi prędkościami. Uważana jest za bezpieczną i przyjazną dla środowiska. Zastosowanie jej do przyśpieszania i hamowania samolotu wymaga jednak przeprowadzenia dodatkowych badań teoretycznych oraz doświadczalnych, które powinny dać odpowiedź, czy taki system jest możliwy do realizacji, bezpieczny i ekonomicznie uzasadniony.

Zastosowanie systemu wspomagającego start i lądowanie samolotu (IntegratedGround and on-Board System for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing – GABRIEL) powinno pozwolić na poprawę ekonomii, bezpieczeństwa i zmniejszenie uciążliwości tych faz, głównie hałasu i emisji substancji szkodliwych dla środowiska. Może również przyczynić się do rozwoju klasy bardzo szybkich samolotów (np. hiperdźwiękowych), które w normalnych warunkach nie byłyby w stanie rozpędzić się, ze względu na ograniczenia dzisiejszych podwozi kołowych i długości pasów startowych.

#### 3. Koncepcja systemu GABRIEL

Wykorzystanie samego zjawiska lewitacji magnetycznej nie jest wystarczające do startu i lądowania, ponieważ podobnie jak i inne metody bezkontaktowe, charakteryzuje się ona niemal zerowym współczynnikiem tarcia. Oprócz unoszenia się samolotu ponad powierzchnią pasa, istnieje również potrzeba utrzymania go na zadanym torze, jak i rozpędzenia do startu lub wyhamowania po lądowaniu lub przerwanym starcie. W celu kontrolowania energii kinetycznej samolotu podczas operacji naziemnych, potrzebne jest zastosowanie silnika. Jedną z propozycji może być zastosowanie elektrycznych silników liniowych. Silniki takie mogą rozpędzić samolot bez użycia jego własnego napędu, w sposób podobny do katapulty, a ilość uzyskanej w ten sposób energii może posłużyć do opuszczenia przez samolot niskich wysokości w możliwie krótkim czasie, pozwalając na uniknięcie fazy rozpędzania nisko nad ziemią (etap 3 i 4, rysunek 1). Jednakże takie rozwiązanie wiąże się ze znacznym zwiększeniem masy samolotu o części samego silnika liniowego. Innym rozwiązaniem może być wykorzystanie silników samolotu. Rozwiązanie to nie jest korzystne, ze względu na takie same efekty niekorzystne wywierane przez samolot na otoczenie, jak w przypadku startu klasycznego. Jeszcze innym rozwiązaniem może być zastosowanie specjalnej platformy, która wystrzeliwałaby i odbierała samolot. Potrzeba zminimalizowania masy samolotu oraz założenie maksymalnego ograniczenia wpływu samolotu na otoczenie lotniska, skłaniają do wyboru ostatniego rozwiązania, w którym samolot spoczywał będzie w fazie rozbiegu i dobiegu na specjalnej platformie (rys. 2). Ponieważ przewiduje się, że samolot nie będzie posiadał klasycznego podwozia, do celów transportowych umieszczony będzie dodatkowo na specjalnym wózku zaopatrzonym w koła.



Rys. 2. Koncecpja startu samolotu z platformy magnetycznej [9]

Jako kryteria, którymi kierowano się przy wyborze projektu koncepcyjnego dla systemu wspomagania startu i lądowania, wybrano:

- możliwość rozpędzenia samolotu do prędkości oderwania lub pozwalającej na osiągnięcie zadanej wysokości przy minimalnym ciągu silników własnych samolotu,
- ograniczenie masy samolotu lub zachowanie jej na dotychczasowym poziomie,
- możliwość wyhamowania samolotu w przypadku przerwanego startu,
- możliwość zastosowania systemu dla jak najszerszej gamy samolotów,
- możliwość wykorzystania systemu w różnych warunkach atmosferycznych,
- możliwość wykorzystania jednego systemu zarówno do startu, jak i lądowania,
- możliwość odzyskiwania energii w przypadku lądowania lub przerwanego startu,
- realizowalność projektu od strony materiałowej i finansowej,
- bezpieczeństwo dla ludzi i urządzeń elektronicznych na pokładzie.

Po przeanalizowaniu różnych wariantów systemu, wybrano koncepcję ruchomej platformy wykorzystującej system Inductrack. Koncepcja ta zakłada zastosowanie lewitującego pojazdu w kształcie platformy, na której umieszczony jest wózek, na którym spoczywa samolot (rys. 2). Platforma ta będzie poruszać się po torze systemu Inductrack, zbudowanym z dwóch szyn w postaci laminatu składającego się z wielu arkuszy miedzi. Taki system lewitacji jest obecnie najtańszy w realizacji, ale nie został do tej pory wykorzystany komercyjnie. Należy podkreślić, że opiera się on na zjawisku lewitacji elektrodynamicznej. Tym samym, platforma oprócz magnesów stałych, które lewituja nad szynami, musi być wyposażona również w zestaw normalnych kół. Jest to spowodowane naturą zjawiska, które pojawia się dopiero po osiągnięciu określonej prędkości. W zależności od lewitującej masy, jest to od 5 do 30 km/h. Przy użyciu tego systemu można ograniczyć masę samolotu o masę klap, slotów i innych urządzeń wspomagających start i lądowanie. Zakłada się również, że samolot nie będzie posiadał klasycznego podwozia, musi jednak posiadać wzmocnione punkty kotwiczne w postaci trzpieni z zaczepami, na których będzie się opierał o wózek transportowy. Do startu samolot byłby mocowany bezpośrednio do zaczepów wystających z platformy, w których znajdowałyby sie elektromagnesy. Ich zadaniem byłoby utrzymanie samolotu na stalowej platformie w czasie rozbiegu do czasu oderwania, kiedy to następowałoby rozmagnesowanie rdzenia odpowiednim prądem, a tym samym zaniknięcie siły przyciągającej, co umożliwiłoby odłączenie się samolotu od platformy. Taki system jest potrzebny ze względu na możliwość wystąpienia podmuchu zaraz po oderwaniu, który mógłby spowodować ponowny kontakt samolotu z zaczepami, niekoniecznie w miejscu kotwiczenia. Dodatkowo poprzez stalowe zaczepy i punkty kotwiczenia istniałaby możliwość przesłania energii elektrycznej. Tym samym, można by dodatkowo zmniejszyć zużycie paliwa podczas ewentualnego kołowania. Koncepcja ta pozwala więc na zmniejszenie masy samolotu o 4-6%.

Najlepsze efekty zastosowania systemu osiągane będą dla specjalnie zaprojektowanych samolotów. Uniwersalność rozwiązania pozwoliłaby jednak na wykorzystywanie już istniejących konstrukcji po dokonaniu niewielkich modyfikacji. Za rozpędzanie i hamowanie platformy odpowiedzialny byłby liniowy silnik synchroniczny, wchodzący w skład systemu EMALS. Jego moc pozwalałaby na rozpędzenie i wyhamowanie nawet najcięższych samolotów, przy zachowaniu bezpiecznego przyspieszenia ok. 1-1,5 g.

Zakłada się, że lądowanie przebiegałoby podobnie do typowego lądowania na betonowym pasie startowym, z tą różnicą, że odbywałoby się przy zwiększonej prędkości. Podczas podejścia do pasa położenie samolotu byłoby moni-

torowane. Platforma rozpędzałaby się do prędkości równej prędkości samolotu i utrzymywałaby położenie bezpośrednio pod nim do czasu zakotwiczenia, po którym rozpoczynałoby się hamowanie. Masa i rozmiar samej platformy są ściśle uzależnione od wielkości i masy samolotu, który ma przewozić. Szerokość platformy odpowiadałaby szerokości pasa, na jakim dany samolot może ladować. W przypadku samolotu klasy Airbus A320 jest to 45 metrów. Długość platformy powinna być ok. 2 razy większa od rozstawu kół. W przypadku samolotu o masie ok. 80 ton, masę platformy stalowej do lądowania podpartej na trzech szynach, razem z układem magnesów i stojanem silnika liniowego, szacuję się na ok. 33 tony. Ponieważ oprócz startu i lądowania platforma może być wykorzystywana do przenoszenia samolotu do i z miejsca postoju, uruchomienie silników może następować dopiero przed samym pasem startowym, co pozwoli na zmniejszenie kosztów paliwa związanych z kołowaniem. System ten jest bezpieczny z punktu widzenia natężenia pola magnetycznego, dzięki pozycji samolotu po stronie ekranowanej układu magnesów Hallbacha. Jest on również odporny na warunki atmosferyczne takie jak deszcz, wiatr czy oblodzenie. Pewien problem mógłby stwarzać śnieg, ze względu na możliwe zaleganie na platformie, co prowadziłoby do wzrostu masy unoszonej. Można by temu zaradzić, stosując platformę w postaci kratownicy.

Szacunkowy koszt wybudowania kilometra pasa startowego kształtuje się obecnie w granicach 5 mln USD. Koszt wybudowania kilometra toru Inductrack jest porównywalny, jednakże dodatkowy koszt stanowią pojazdyplatformy, których cena jednostkowa szacowana jest na 2-3 mln USD. W związku z tym, analizowany system będzie droższy od rozwiązań klasycznych stosowanych współcześnie.

## 4. Zmiana charakterystyk samolotu wykorzystującego system GABRIEL

Ciężar samolotu ma bezpośredni wpływ na hałas oraz emisję substancji szkodliwych dla środowiska. Ma to szczególnie duże znaczenie w obszarach okołolotniskowych, ze względu na dużą intensywność ruchu lotniczego. Ciężar wpływa również na inne charakterystyki eksploatacyjne, w tym kosztowe. Zastosowanie systemów wspomagania startu i lądowania pozwoli na redukcję ciężaru samolotu z powodu rezygnacji z klasycznego podwozia oraz mniejszą masę silników, których ciąg będzie dobierany na warunki przelotowe. Większa prędkość oderwania uzyskiwana dzięki systemowi GABRIEL oraz inny kształt trajektorii po starcie zminimalizują negatywne oddziaływanie samolotów na środowisko. Na potrzeby niniejszej pracy dokonano analizy charakterystyk masowych głównych zespołów samolotu o klasycznych rozwiązaniach konstrukcyjnych. Pozwoliło to określić masy tych zespołów i zweryfikować otrzymane wyniki na podstawie znanych przykładów. Dzięki takiemu podejściu, można było również wyznaczyć masę samolotu zmodyfikowanego pod potrzeby systemu GABRIEL, uwzględniając zmiany mas zmodyfikowanych zespołów (kadłub, skrzydła, zespół napędowy, podwozie itd.). Masę samolotu w wersji podstawowej wyznaczono na podstawie powszechnie znanych i opisywanych w literaturze metod opierających się na analizie statystycznej [8], [10], [11], [13]. Masę zmodyfikowanych zespołów pod potrzeby systemu GABRIEL wyznaczono na podstawie analogicznych formuł, uwzględniających zmiany konstrukcyjne płatowca.

Ciąg niezbędny zespołu napędowego wyznaczono na podstawie analizy ustalonego stanu lotu poziomego dla obliczeniowych charakterystyk aerodynamicznych wyznaczonych klasycznymi metodami literaturowymi [1], [6]-[8], [12], [13].

Wyniki obliczeń przeprowadzonych dla samolotu klasy Airbus A320 pozwalają oczekiwać zmniejszenia masy startowej samolotu przystosowanego pod potrzeby systemu GABRIEL o ok. 5%, zmniejszenia oporu aerodynamicznego w warunkach przelotowych o 4%, co przełoży się na porównywalne zmniejszenie zużycia paliwa, zmniejszenia oporu aerodynamicznego w fazie startu o 30%. Przykładowe wyniki dotyczące zmiany siły oporu samolotu oraz całego systemu w fazie startu przedstawiono na rysunkach 3 oraz 4.



Rys. 3. Względne siły oporu działające na samolot w trakcie klasycznego startu i z systemem GABRIEL



Rys. 4. Zmiana całkowitej siły opory systemu GABRIEL w fazie rozbiegu

#### 5. Uwagi końcowe

Wstępne analizy wykazują, że system wspomagania startu wykorzystujący zjawisko lewitacji magnetycznej jest możliwy do realizacji przy użyciu dzisiejszej technologii. Jednakże, aby w pełni wykorzystać jego możliwości, potrzebny jest silnik liniowy o bardzo dużej mocy i kompaktowej lekkiej budowie. Obecnie istniejący silnik o największej mocy (prototyp) ma moc 45 MW i ciąg maksymalny równy 1,32 MN. Moc taka jest wystarczająca do znaczącego skrócenia rozbieg samolotu i długości całego pasa, przy założeniu stosowania klap i tych samych prędkości startowych, co w przypadku startu konwencjonalnego. W przypadku samolotu klasy Airbus A320, przy maksymalnej masie startowej długość rozbiegu można skrócić z obecnych 1200 m do ok. 700 m. Warto jednak nadmienić, że przy prędkościach poniżej 100 m/s układ lewitacji magnetycznej jest niepraktyczny i znacznie ekonomiczniejszym będzie zastosowanie wzmocnionych kół szynowych, które będą lżejsze i tańsze.

Prawdziwy potencjał tej technologii tkwi w jej bardzo wysokiej prędkości maksymalnej, dzięki bezkontaktowemu przemieszczaniu się. Jedynym ograniczeniem jest moc silnika liniowego i wytrzymałość konstrukcji samego płatowca. Niestety, aby osiągnąć te prędkości, istnieje potrzeba utrzymania ciągu maksymalnego silnika liniowego w całym zakresie prędkości startowych. Aby tego dokonać, potrzebny jest silnik o mocy 5,5 razy większej od największego istniejącego silnika, a tym samym o znacznie podwyższonym napięciu zasilającym, co jest ograniczone obecnie dostępnymi materiałami izolacyjnymi. Analizowana metoda lewitacji elektrodynamicznej charakteryzuje się bardzo dobrym stosunkiem masy unoszonej do masy samego układu lewitującego. Wadą jest potrzeba stosowania kół, co nieco pogarsza ten stosunek, oraz powstający podczas lewitacji opór elektrodynamiczny, który przy dużych prędkościach jest znikomy, lecz przy niższych prędkościach dość znaczący.

Jedną z największych zalet proponowanego systemu byłaby poprawa bezpieczeństwa startu. Przed każdym startem samolot byłby precyzyjnie ważony, co pozwoliłoby uniknąć startu samolotu z przekroczoną masą maksymalną. Prawidłowo działający system uniemożliwiałby również "wypadnięcie" samolotu poza pas w trakcie rozpędzania. Ciągły monitoring przebiegu rozpędzania pozwoliłby określić prawidłowość przebiegu tego etapu i w sposób automatyczny podjąć decyzję o przerwaniu startu w przypadku wystąpienia poważnych odchyłek parametrów ruchu. Dodatkowo system jest praktycznie niewrażliwy na stan nawierzchni pasa startowego (za wyjątkiem zalegającego śniegu). System taki eliminowałby więc błędy względnej oceny warunków startu, dokonywanych obecnie przez załogi samolotów komunikacyjnych. Błędy te stały się przyczynami wielu katastrof we współczesnym lotnictwie.

Samolot odrywający się od platformy ze znacznie większą prędkością jest mniej podatny na zjawiska, jakie może napotkać w trakcie lotu na małej wysokości (np. uskok wiatru).

Największą barierą w zastosowaniu tego systemu, pomijając obecny niedobór mocy silnika liniowego, jest koszt ew. materiałów i systemów niezbędnych do jego stworzenia. Platforma dla samolotu klasy Airbus A320 wymaga magnesów neodymowych wysokiej klasy o łącznym ciężarze ok. 44 ton. Jest to materiał zawierający znaczne ilości pierwiastka ziem rzadkich (neodym) i tym samym jego cena (gotowego magnesu) kształtuje się w granicach 110 USD za kilogram. Koszt magnesów do platformy będzie się więc kształtował na poziomie 4,8 mln USD. Na każdy metr toru potrzeba ok. 100 kg miedzi, co stanowi tylko niewielki koszt w porównaniu z kosztem wyposażenia systemu EMALS. Koszt tego systemu szacowany jest na ok. 644 mln USD.

Biorąc pod uwagę powyższe szacunki, można stwierdzić, że system jest możliwy do realizacji w praktyce, ale obecnie zupełnie nieekonomiczny.

#### Bibliografia

- 1. ANDERSON J.D. JR., 1999, Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, International Editions
- BRUSOW W., KLEPACKI Z., MAJKA A., 2007, Airports and Facilities Data Base, EPATS technical report, Project no: ASA6-CT-2006-044549

- EASA, Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25, Decision No 2012/008/R of the Executive Director of the European Aviation Safety Agency, 6 July 2012
- EUROCONTROL. A Place to Stand: Airports in the European Air Network. EUROCONTROL Trends in Air Traffic, Volume 3, 2006
- 5. EUROCONTROL. Flight Movements 2011-2017. Medium-Term Forecast. European Organisation for the Safety of Air Navigation, Brussels, Belgium, 2011
- 6. FILIPPONE A., 2006, Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft, Elsevier, Great Britain
- MCCORMICK B.W., 1994, Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics, Wiley, New York
- RAYMER D.P., 1992, Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA Education Series, Washington, D.C.
- ROHACS J., ROHACS D., JANKOVICS I., 2012, Possible Solutions to Take-Off and Land an Aircraft. Deliverable D2.4. Integrated Ground and on-Board system for Support of the Aircraft Safe Take-off and Landing – GABRIEL. EU project number 284884. Budapest
- 10. ROSKAM J., 1990, Airplane Design. Part I: Preliminary Sizing of Airplane, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas
- 11. ROSKAM J., 1985, Airplane Design. Part V: Component Weight Estimation, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas
- 12. ROSKAM J., 1987, Airplane Design. Part VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas
- 13. TORENBEEK E., 1976, Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, Rotterdam

#### Analysis of prospective benefits coming out of using system for support of the transport aircraft take-off and landing, utilizing magnetic levitation

#### Abstract

This paper describes a concept of a system for support of the aircraft safe takeoff and landing using magnetic levitation technology. In case of using the magnetic levitation technology, the air frame weight can be considerably reduced, since the under carriage system could be lighter or even be ignored. The required engine power is determined by the take-off phase in which substantial thrust is needed. Therefore, if the aircraft could take-off and start the initial climb phase with ground power, the installed power may be reduced, resulting in less weight, less drag and less overall fuel consumption that leads to emission reduction. In addition, less weight decreases the wake vortex that affects the airport capacity issues, whilst the production of aircraft having a smaller weight leads to savings on materials. These advantages, the lower fuel consumption and emissions, increase the sustainability of the transportation system. The paper contain example results of analysis performed for the aircraft of Airbus A320 class.

Praca naukowa finansowana ze środków finansowych na naukę w latach 2012-2014 przyznanych na realizację projektu międzynarodowego współfinansowanego

## Rozdział VIII

# Bezzałogowe statki latające

## ANALIZA NUMERYCZNA AERODYNAMIKI LOTU W FORMACJI BEZZAŁOGOWYCH APARATÓW LATAJĄCYCH KLASY MIKRO

Leszek Ambroziak Zdzisław Gosiewski

Politechnika Białostocka

 $e\text{-mail: } leszek. ambroziak@gmail.com; \ z.gosiewski@pb.edu.pl$ 

Lot w formacji bezzałogowych aparatów latających (BAL) jest specjalnym przypadkiem lotu grupowego i jest definiowany jako zamierzony ruch dwóch lub więcej BAL. Szczególny nacisk kładziony jest na utworzenie określonej figury geometrycznej przez lecące BAL i jej skuteczne utrzymanie przez zachowanie odpowiednich odległości pomiędzy poszczególnymi uczestnikami lotu. W związku z tym projektowanie praw sterowania lotem w formacji musi być poparte licznymi badaniami symulacyjnymi oraz musi uwzględniać wszystkie czynniki mogące działać na system, tworzony przez kilka BAL, jako zakłócenia. Jednym z niezbędnych elementów, jaki powinien być poddany analizie podczas tworzenia układu sterowania lotem w formacji, jest jego aerodynamika.

W niniejszym artykule dokonano analizy numerycznej aerodynamiki lotu w formacji dwóch bezzałogowych aparatów latających klasy mikro podczas tzw. śledzenia lidera (ang. *lead trail*). Jako obiekt badań został wybrany mikrosamolot typu delta w układzie latającego skrzydła o symetrycznym profilu płata. Wykonano obliczenia metodą elementów skończonych z użyciem oprogramowania COMSOL Multiphysics. Badania zostały przeprowadzone dla modelu 3D. Porównano przebiegi siły nośnej oraz siły oporu aerodynamicznego dla lidera formacji oraz mikrosamolotu za nim podążającego. Uzyskane wyniki pomagają ocenić wzajemne oddziaływanie mikrosamolotów podczas lotu w formacji.

#### 1. Wprowadzenie

Bezzałogowe aparaty latające (BAL) są obecnie przedmiotem intensywnych badań. Działania w tym zakresie dotyczą między innymi syntezy zaawansowanych algorytmów sterowania oraz nawigacji, implementacji nowoczesnych pokładowych urządzeń pomiarowych wykonanych w technologii MEMS (ang. *Micro Electro-Mechanical Systems*), użycia różnego rodzaju mikrourządzeń manewrowych umieszczonych na krawędzi natarcia (dysze, membrany, wibrujące klapy), analizy aerodynamiki przy niskich liczbach Reynoldsa, badań materiałowych i konstrukcyjnych ze szczególnym uwzględnieniem kompozytów i super stopów. Ponadto, w ostatnim czasie, w kręgu zainteresowań naukowców znalazły się loty w formacji bezzałogowych aparatów latających zapewniające możliwość znacznego powiększenia ich pola zastosowań oraz zwiększenia efektywności ich użycia.

Loty w formacji i problemy z nimi związane są stosunkowo młodą dziedzina nauki. Początek zainteresowania badaczy lotami grupowymi oraz lotami w formacji, jak wynika z przeglądu literatury dotyczącej tematu, przypada na rok 1977, kiedy to Scholomitsky, Prilutsky oraz Rodnin [4] pracowali nad koncepcją interferometru na podczerwień dla kilku obiektów latających. Badania te zostały wykorzystywane i kontynuowane we wczesnych latach osiemdziesiątych przez Lyberie, Samarie oraz Schumachera, a także Stachnika i Gezariego [4], dla lotów w formacji statków kosmicznych w celu uzupełniania paliwa i zabiegów konserwacyjnych. Jak widać, pierwsze aplikacje lotów w formacji dotyczyły obiektów poruszających się głównie w przestrzeni kosmicznej. Obecnie coraz większą popularnością wśród badaczy cieszą się loty w formacji bezzałogowych aparatów latających. Badania te dotyczą głównie nowoczesnych metod sterowania lotem w formacji oraz skoordynowanej nawigacji kilku BAL.

Ważną częścią procesu projektowania układu sterowania lotem w formacji jest etap modelowania oraz badań symulacyjnych. Poprawnie zaprojektowane prawo sterowania musi uwzględniać wszystkie niekorzystnie działające czynniki (zakłócenia) działające na obiekt, mogące w znaczny sposób obniżyć efektywność i skuteczność działania opracowywanego układu sterowania. W zagadnieniu sterowania lotem w formacji bezzałogowych aparatów latających, szczególnie płatowców, istotne znaczenie ma aerodynamika. Względna pozycja obiektów lidera (przywódcy) i obiektu podążającego jest sprawą kluczową w procesie sterowania. Na obiekt podążający za liderem (szczególnie w układzie *lead-trail* – rys. 1) działają silne zawirowania powietrza (wiry), wytworzone przez lidera grupy. Jak wynika z badań na samolotach załogowych, zaburzenia te mogą prowadzić do niestabilności w sterowaniu osią kąta przechylenia i tym samym do licznych trudności w sterowaniu całą formacją (brak dokładności w locie po zadanej trajektorii może prowadzić do kolizji pomiędzy poszczególnymi obiektami lecącymi w formacji [1]-[3].

Przystępując do opracowywania układu sterowania lotem w formacji bezzałogowych aparatów latających klasy mikro, poruszających się z małymi



Rys. 1. Schemat formacji lead-trail

prędkościami ( $10 \div 25 \text{ m/s}$ ), konieczna jest więc analiza jego aerodynamiki i sprawdzenie wpływu wywieranego przez lidera na podążającego. Określenie podstawowych charakterystyk aerodynamicznych dla lidera i podążającego jest ważnym etapem projektowania i później testowania układu sterowania lotem w formacji, warunkującym jego działanie.

W artykule została przedstawiona analiza numeryczna lotu w formacji dwóch bezzałogowych aparatów latających klasy mikro. Badaniom został poddany schemat formacji *lead-trail* jako najbardziej skrajny przypadek, gdzie mikrosamolot podążający porusza się dokładnie w śladzie aerodynamicznym za liderem. Do badań został wybrany mikrosamolot typu delta w układzie latającego skrzydła. Obliczenia przeprowadzono w oprogramowaniu COMSOL Multiphysics przy użyciu metody elementów skończonych. Wyznaczono współczynniki siły nośnej oraz współczynniki oporu aerodynamicznego w funkcji kąta natarcia dla różnych prędkości przepływu. Dodatkowo wyznaczono i przedstawiono rozkłady ciśnienia oraz pola prędkości przepływu dla lidera formacji oraz podążającego. Uzyskane wyniki pomagają ocenić wzajemne oddziaływanie mikrosamolotów podczas lotu w formacji i ewentualne jego uwzględnienie w prawie sterowania lotem w formacji.

#### 2. Charakterystyka badanego obiektu

Do badań przyjęty został mikrosamolot typu delta w układzie latającego skrzydła (rys. 2).

Latające skrzydło to układ konstrukcyjny samolotu lub motoszybowca bez wyodrębnionego kadłuba oraz ogona. Wyeliminowanie tych elementów teoretycznie powoduje maksymalne zmniejszenie oporu powietrzna. Mikro-samolot o takiej konstrukcji jest dosyć szybki i zwrotny, dlatego dokładna analiza jego



Rys. 2. Mikro-samolot przyjęty do badań

aerodynamiki będzie ważyła na efektywności projektowania praw sterowania i ich jakości, zwłaszcza podczas lotu w formacji. Z tego powodu, weryfikacja wzajemnego wpływu lidera i podążającego, identyfikacja ich charakterystyk aerodynamicznych, powinny poprzedzić proces implementacji układów automatycznego sterowania lotem. Przeanalizowanie i wykrycie wszelkich osobliwości we wzajemnym zachowaniu mikrosamolotów lecących w formacji pozwoli na poprawne zaprojektowanie układu sterowania lotem w formacji.

Płat skrzydła badanego samolotu posiada symetryczny, dwuwypukły profil BELL 540, będący modyfikacją profilu NACA 0012 (rys. 3). Wymiary i ważniejsze parametry konstrukcyjne badanego mikrosamolotu zostały zawarte w tabeli 1.

Parametr	Wartość
Rozpiętość skrzydła	$0,840\mathrm{m}$
Długość cięciwy	
aerodynamicznej	$0,580\mathrm{m}$
(przykadłubowej)	
Masa	$1,\!27\mathrm{kg}$
Profil	BELL 540
Powierzchnia płata	$0,2961 \mathrm{m}^2$
położenie środka	$0.3738 \mathrm{m}^2$
aerodynamicznego	0,0100 111

Tabela 1. Ważniejsze parametry konstrukcyjne badanego mikrosamolotu

Model delta poddany był badaniom tunelowym. Eksperymentalne charakterystyki  $C_z$  oraz  $C_x$  pokazano na rys. 4.



Rys. 4. Charakterystyka  $C_z$  oraz  $C_x$  mikrosamolotu delta (wyniki z badań tunelowych przeprowadzonych w tunelu aerodynamicznym Politechniki Rzeszowskiej)

#### 3. Model matematyczny opływu ciała

Opływ ciała modeluje się za pomocą równań Naviera-Stokesa, które można zapisać w następującej postaci [11], [12]

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \boldsymbol{u}) &= 0\\ \rho \frac{\partial \boldsymbol{u}}{\partial t} + \rho (\boldsymbol{u} \cdot \nabla) \boldsymbol{u} &= \nabla \cdot [-p \mathbf{I} + \tau] + \boldsymbol{F}\\ \rho C_p \Big( \frac{\partial T}{\partial t} + (\boldsymbol{u} \cdot \nabla) T \Big) &= -(\nabla \cdot \boldsymbol{q}) + \tau : \mathbf{S} - \frac{T}{\rho} \frac{\partial p}{\partial T} \Big|_p \Big( \frac{\partial p}{\partial t} + (\boldsymbol{u} \cdot \nabla) p \Big) + Q \end{aligned}$$

$$(3.1)$$

gdzie:

 $\rho$  – gęstość, [kg/m<sup>3</sup>],

- u wektor prędkości, [m/s],
- p ciśnienie, [Pa],
- au tensor naprężeń lepkich, [Pa],
- F wektor siły, [N/m<sup>3</sup>],
- $C_p$  ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,  $[J/(kg\cdot K)]$ ,
- T temperatura bezwzględna, [K],
- q wektor strumienia ciepła, [W/m<sup>2</sup>],
- Q gęstość mocy objętościowych źródeł ciepła, [W/m<sup>3</sup>].

 ${\sf S}$ jest tensorem prędkości naprężeń, który może być definiowany zgodnie z [12] jako

$$\mathbf{S} = \frac{1}{2} [\nabla \boldsymbol{u} + (\nabla \boldsymbol{u})^{\mathrm{T}}]$$
(3.2)

Operacja ":" jest zależnością pomiędzy tensorami, którą możemy przedstawić następująco [12]

$$a:b = \sum_{n} \sum_{m} a_{nm} b_{nm} \tag{3.3}$$

Równanie  $(3.1)_1$  jest równaniem ciągłości i prezentuje zachowanie masy. Równanie  $(3.1)_2$  jest równaniem wektorowym i reprezentuje zachowanie pędu, natomiast równanie  $(3.1)_3$  opisuje nam zachowanie energii w zależności od temperatury. Aby zamknąć układ równań (3.1), są potrzebne pewne konstytutywne związki. Po pierwsze, zakładamy, że płyn jest newtonowski. Zgodnie z założeniem Stokesa tensor naprężeń lepkich staje się zależnością [12]

$$\tau = 2\mu \mathbf{S} - \frac{2}{3}\eta (\nabla \cdot \boldsymbol{u})\mathbf{I}$$
(3.4)

gdzie  $\mu$  jest lepkością dynamiczną wyrażaną w [Pa·s].

Do modelowania i symulacji przepływu turbulentnego mogą zostać użyte równania Navier-Stokesa. Dla płynu nieściśliwego i newtonowskiego mogą one zostać zapisane w postaci [11]

$$\rho \frac{\partial \boldsymbol{u}}{\partial t} + \rho(\boldsymbol{u} \cdot \nabla)\boldsymbol{u} = \nabla \cdot \left[-p\mathbf{I} + \mu(\nabla \boldsymbol{u} + (\nabla \boldsymbol{u})^{\mathrm{T}})\right] + \boldsymbol{F}$$
  
$$\rho \nabla \cdot \boldsymbol{u} = 0$$
(3.5)

Gdy przepływ staje się turbulentny, wszystkie wartości zmieniają się w czasie i przestrzeni. Wyznaczenie tych zmian wymaga znacznych mocy obliczeniowych urządzeń.

#### 4. Model turbulencji użyty w badaniach

Przepływ turbulentny wokół płata skrzydła został obliczony przy pomocy metody elementów skończonych przez rozwiązanie równań Naviera-Stokesa przedstawionych w poprzednim podrozdziale. Jako model turbulencji został użyty model  $k - \varepsilon$ . Model ten wprowadza dwa dodatkowe równania transportu oraz dwie zmienne zależne – burzliwej energii turbulentnej k oraz dyssypacji energii turbulencji  $\varepsilon$ . Lepkość turbulencji jest modelowana przez [12]

$$\mu_T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \tag{4.1}$$

gdzie  $C_{\mu}$  jest stałą.

Równanie transportu przybiera postać [12]

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \boldsymbol{u} + \nabla k = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon$$
(4.2)

gdzie  $P_k$  wyraża się następująco

$$P_{k} = \mu_{T} \Big[ \nabla \boldsymbol{u} : (\nabla \boldsymbol{u} + (\nabla \boldsymbol{u})^{\mathrm{T}}) - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \boldsymbol{u})^{2} \Big] - \frac{2}{3} \rho k \nabla \cdot \boldsymbol{u}$$
(4.3)

Równanie transportu dla  $\varepsilon$  zapisujemy [8]

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \boldsymbol{u} \cdot \nabla \varepsilon = \nabla \cdot \left[ \left( \mu + \frac{\mu_T}{\sigma_{\varepsilon}} \right) \nabla \varepsilon \right] + C_{\varepsilon 1} + \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}$$
(4.4)

gdzie  $C_{\mu} = 0.09$ ,  $C_{\varepsilon 1} = 1.44$ ,  $C_{\varepsilon 2} = 1.92$ ,  $\sigma_k = 1.0$ ,  $\sigma_{\varepsilon} = 1.3$  są współczynnikami wyznaczonymi eksperymentalnie [12].

W prowadzonych badaniach przy pomocy tego oprogramowania uwzględniono zmianę gęstości powietrza na skutek zmian ciśnienia w obrębie płata skrzydła. Równanie opisujące tę zależność przedstawiono poniżej [8]

$$\rho = \frac{p}{RT_0} \tag{4.5}$$

gdzie: R – indywidualna stała gazowa,  $[J/(kg\cdot K)]$ ,  $T_0$  – temperatura powietrza, [K].

#### 5. Modelowanie przepływu w programie COMSOL Multiphysics

Obliczenia w programie COMSOL Multiphysics zostały przeprowadzone dla modelu 3D. W tym celu został zamodelowany tunel aerodynamiczny o wymiarach  $10 \text{ m} \times 3 \text{ m} \times 2,5 \text{ m}$  z umieszczonymi w nim mikrosamolotami w odległości 3 m od siebie. Liczba elementów skończonych, na jakie został podzielony cały model, wynosiła około 1 300 000. Widok zdyskretyzowanego modelu został pokazany na rys. 5. Siatkę elementów skończonych wokół profilu BELL 540 przedstawiają rys. 6 i 7. Badania zostały przeprowadzone dla płynu słabo ściśliwego (w przypadku niskich prędkości przepływu powietrza, efekt ściśliwości może zostać pominięty). Wartości przyjętych parametrów modelowanego przepływu zostały zawarte w tabeli 2.

Badania były prowadzone dla różnych kątów natarcia obu mikrosamolotów i prędkości niezaburzanej powietrza wynoszącej 10 m/s).



Rys. 5. Widok ogólny zamodelowanego tunelu aerodynamicznego

Tabela 2. Parametry modelowanego przepływu

Parametr	Wartość
Ciśnienie początkowe	$1,013 \cdot 10^{5}  \mathrm{Pa}$
Temperatura powietrza	$288{,}14\mathrm{K}$
Indywidualna stała	$287,14\mathrm{J/kg}{\cdot\mathrm{K}}$
Gęstość powietrza	$1,\!226\mathrm{kg/m^3}$
Lepkość dynamiczna	$1,778 \cdot 10^{-5} \text{ Pa·s}$



Rys. 6. Siatka elementów skończonych wokół płata modelu delta



Rys. 7. Warstwa przyścienna wokół płata modelu delta (9 warstw)

#### 6. Wyniki obliczeń

Poniżej zostały przedstawione wybrane wyniki obliczeń opływu modeli delta w programie COMSOL Multiphysics dla prędkości przepływu 10 m/s. Kąt natarcia obu mikrosamolotów był zmieniany automatycznie w trakcie trwania obliczeń w zakresie od  $-2^{\circ}$  do 6°. Taki zakres zmian kąta natarcia został wymuszony zasobami obliczeniowymi komputera, na którym prowadzono badania. Ponadto, jak wynika z badań modelu w locie z wykorzystaniem autopilota, samolot lata na małych kątach natarcia od 3° do 5° (co mieści się w zakresie wykonanych obliczeń). Na kolejnych rysunkach zostały pokazane pola prędkości wokół płatów modeli delta (rys. 8 i 9) oraz rozkłady ciśnienia (rys. 10). Pokazane zostały również charakterystyki  $C_z$  i  $C_x$  (rys. 11) wyznaczone dla obu mikrosamolotów.

#### 7. Wnioski

W artykule przedstawione zostały badania numeryczne aerodynamiki lotu w formacji bezzałogowych aparatów latających o niewielkich rozmiarach i poruszających się z małymi prędkościami (mała liczba Reynoldsa). W wy-



Rys. 8. Pole prędkości przepływu wokół mikrosamolotów dla prędkości niezaburzanej powietrza $10\,{\rm m/s}$ 



Rys. 9. Pole prędkości przepływu wokół płata modelu delta

niku obliczeń otrzymano i przedstawiono wykresy pola prędkości przepływu, rozkłady ciśnienia wokół profili oraz charakterystyki: oporu aerodynamicznego oraz współczynnika siły nośnej. Odległość pomiędzy samolotami, dla jakiej wykonano obliczenia, wynosiła ponad 5 cięciw aerodynamicznych. W dodatku model, jaki użyto w badaniach (model delta), posiadał małe wydłużenie skrzy-



Rys. 10. Rozkład ciśnienia na powierzchni mikrosamolotów oraz wiry krawędziowe



Rys. 11. Charakterystyka  $C_z$  oraz  $C_x$  lidera (MAV1) oraz podążającego (MAV2)

dła. Wyniki, jakie otrzymano, pokazują, że pomimo niewielkiej odległości, jaką analizowano wpływ na zmianę współczynnika siły nośnej podążającego, jest niewielki.

Orientacyjnie można wnioskować, że realizując w praktyce lot w formacji bezzałogowych aparatów latających klasy mikro i projektując układ sterowania nią, w początkowej fazie wzajemny wpływ aerodynamiki mikrosamolotów może zostać pominięty, zwłaszcza, że w rzeczywistości odległości pomiędzy poszczególnymi członkami formacji będą znacznie większe, niż odległość analizowana (ze względu na dokładność urządzeń pomiarowych). W celu lepszej oceny analizowanego zjawiska zostaną przeprowadzone badania tunelowe, umożliwiające weryfikację uzyskanych wyników analiz numerycznych.

#### Bibliografia

- 1. GINGRAS D.R., PLAYER J.L., BLAKE W.B., 2001, Static and dynamic wind tunnel testing of air vehicles in close proximity, *AIAA Paper 2001-4137*
- RAY R.J., COBLIEGH B.R., VACHON M. J., CLINTON ST.J., 2002, Flight Test Techniques Used to Evaluate Performance Benefits During Formation Flight, NASA/TP-2002-210730, 2002
- IGLESIAS S., MASON W.H., 2002, Optimum spanloads in formation flight, AIAA Paper 2002-0258
- 4. GOSIEWSKI Z., AMBROZIAK L., 2012, Formation Flight Control Scheme for Unmanned Aerial Vehicles, LNCIS series, Springer Verlag, No. 422, 331-340
- KULESZA Z., GOSIEWSKI Z., 2010, Analiza numeryczna sterowania wirami krawędziowymi za pomocą mikrodysz, [w:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XIV 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), PTMTS Warszawa, 149-163
- KULESZA Z., GOSIEWSKI Z., 2010, Analiza numeryczna wibracyjnego generatora wirów krawędziowych, [w:] Mechanika w Lotnictwie, ML-XIV 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), PTMTS Warszawa, 165-183
- KONDRATIUK M., KŁOSKOWSKI P., 2010, Wstępne badania aerodynamiki skrzydła typu delta w skali mikro z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędziach natarcia, Acta Mechanica et Automatica, 4, 3, 1-10
- KONDRATIUK M., 2010, Badania symulacyjne charakterystyk aerodynamicznych bezzałogowego mikro samolotu typu delta z barierami mechanicznymi umieszczonymi przy krawędzi natarcia, Acta Mechanica et Automatica, 4, 3, 54-59
- AMBROZIAK L., GOSIEWSKI Z., KONDRATIUK M., 2011, Badania charakterystyk aerodynamnicznych mikrosamolotu, *Transactions of the Institute of Avia*tion, 216, 17-29
- SIBILSKI K., 2004, Modelowanie i symulacja dynamiki ruchu obiektów latających, Oficyna Wydawnicza MH, Warszawa
- 11. WILCOX D.C., 2000, *Turbulence Modelling for CFD*, DCW Industrie, La Canada
- 12. COMSOL 4.1 CFD module Users Guide, Version October 2010

#### Numerical analysis of the micro aerial vehicles formation flight aerodynamics

#### Abstract

Formation flight is defined as an intended motion of two or more flying objects, connected by a common control law. A formation flight is a special instance of UAV group flight, which focuses on achieving and maintaining a particular structure (shape) of the entire formation. Therefore, the design process of formation flight control laws must be supported by numerous simulation studies. Also, any factors that could act on the multi UAV system as disturbances must be taken into consideration. Thus, the formation flight aerodynamics is one of the crucial factors that should be analyzed while creating a formation flight control system.

The paper presents numerical analysis of the formation flight aerodynamics of two micro unmanned aircrafts during lead trailing. As the research object, a fixed wing in the delta system with a symmetrical airfoil was chosen. Numerical calculations were made with the use of finite element method (FEM) in COMSOL Multiphysics software. The studies were carried out for 3D FEM model and the lift and drag force characterristics for the leader and follower UAVs were compared. The influence of the distance between MAVs and their airspeed on the aerodynamics characteristics was measured. The results also allowed us to assess the interactions between MAVs during formation flight.

Praca wykonana w ramach projektu badawczo-rozwojowego nr OR00 0029 11 finansowanego przez Ministerswo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

## ORGANIZACJA PROCESU PROJEKTOWANIA SYSTEMU STEROWANIA BSP Z WYKORZYSTANIEM SYMULACYJNEJ PLATFORMY BADAWCZEJ

Bartosz Brzozowski Wiesław Sobieraj Konrad Wojtowicz

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa e-mail: bbrzozowski@wat.edu.pl; wsobieraj@wat.edu.pl; kwojtowicz@wat.edu.pl

Projektowanie cyfrowego systemu sterowania statkiem powietrznym jest procesem złożonym i wieloetapowym. Podjęto próbę przedstawienia kolejnych etapów projektu, którego efektem byłby system awioniczny bezpilotowego statku powietrznego z zaimplementowanymi, wstępnie przetestowanymi, algorytmami sterowania. Zastosowanie tak zaprojektowanego systemu awionicznego miałoby zminimalizować ryzyko rozbicia płatowca podczas pierwszych prób w locie. Zaproponowano cykl projektowania pozwalający na testowanie i doskonalenie systemu na podstawie wyników testów w każdym z kolejnych etapów. Wyniki testów posłużyły następnie do doskonalenia algorytmów i oprogramowania systemu awionicznego.

#### 1. Wstęp

Projektowanie cyfrowego systemu sterowania jest procesem złożonym i wieloetapowym, na każdym z etapów zależnym od nie w pełni sprecyzowanych czynników. Dlatego też kluczowym etapem w procesie projektowania są testy i weryfikacja przyjętych rozwiązań. Podjęto próbę przedstawienia kolejnych etapów projektu, którego efektem byłby system awioniczny bezpilotowego statku powietrznego z zaimplementowanymi, wstępnie przetestowanymi, algorytmami sterowania. W tym celu zostało zbudowane stanowisko testowe Platformy Badawczej, umożliwiające przeprowadzenie prób w docelowej konfiguracji sprzętowej i z docelowym oprogramowaniem, aby we wczesnym etapie, przed pierwszym lotem, wyeliminować niedopasowanie wybranych elementów systemu i wychwycić błędy oprogramowania [1]. Pracę rozpoczęto po kilku nieudanych próbach w locie, gdy przyjęte wcześniej założenia konstruktorów okazały się niepełne. Zaproponowano cykl projektowania pozwalający na testowanie i doskonalenie systemu na podstawie wyników testów w każdym z kolejnych etapów (rys. 1). Przyjęto, że cykl ten będzie powtarzany wielokrotnie, a przedstawione poniżej pierwsze przejście cyklu dostarczy pełnego systemu realizującego zadane funkcje w przyjętym zakresie, ale z ograniczoną i nie do końca sprecyzowaną jakością. Dopiero ocena jakości wykonanych zadań i zlokalizowanie źródeł jej pogorszenia w poszczególnych etapach umożliwi dopracowanie systemu w kolejnych cyklach projektowania.



Rys. 1. Proces projektowania systemu sterowania

Wiele uwagi poświęcono doborowi narzędzi umożliwiających szybkie prototypowanie i ułatwiających budowanie i testowanie na kolejnych etapach projektowania. Pierwszy etap opracowania modelu dynamiki statku powietrznego rozpoczęto od pozyskania przybliżonego modelu dynamiki na podstawie parametrów geometrycznych przy pomocy oprogramowania inżynierskiego Datcom, następnie na podstawie otrzymanego przybliżonego modelu wykonano model w środowisku Matlab/Simulink oraz zintegrowany model dynamiki z trójwymiarowym zobrazowaniem bryłowym w środowisku symulatora. W drugim etapie zaprojektowano algorytm stabilizacji i sterowania zamodelowanego obiektu. Analizując ograniczenia i wymagania systemu realizującego zaprojektowany algorytm, dobrano strukturę sprzętową odpowiednią do jego implementacji. W oparciu o te same wymagania dobrano i zaprojektowano strukturę oprogramowania bazującą na systemie operacyjnym czasu rzeczywistego z wielowątkową aplikacją sterującą. System poddano testom w środowisku platformy badawczej, pozwalającym na symulację pracy systemu awionicznego w różnych warunkach. Wyniki testów posłużyły następnie do doskonalenia algorytmów i oprogramowania systemu awionicznego.

#### 2. Platforma badawcza

Na każdym z etapów projektowania system jako całość był analizowany pod kątem jego funkcjonalności. Takie całościowe spojrzenie na każdym z etapów ułatwiało identyfikację problemów we wczesnej fazie, gdy były stawiane wymagania. W niniejszej pracy zostanie przedstawiona eksperymentalna metoda organizacji projektowania cyfrowego systemu sterowania wykorzystująca środowisko symulacyjne zaprojektowane tak, by umożliwić testowanie wszystkich funkcji badanego systemu awionicznego. Podstawowym elementem środowiska testowego była modularna platforma badawcza (rys. 2) zapewniająca wymianę informacji przez różne interfejsy z możliwością konfiguracji protokołu wymiany danych. Platforma badawcza musiała gwarantować dostęp do takich interfejsów, jakich używają w komunikacji wbudowany komputer systemu awionicznego i czujniki pokładowe.



Rys. 2. Struktura platformy badawczej

Platforma musiała również zapewnić ciągłe i natychmiastowe połączenie między wbudowanym komputerem systemu awionicznego a modułem symulującym dynamikę statku powietrznego i warunki środowiska.

Moduł symulacyjny został oparty na dostępnym na rynku komercyjnym symulatorze lotu. Platforma badawcza została zbudowana z połączonych w sieci Fast Ethernet komputerów klasy PC, stanowiących jej moduły funkcjonalne. Dzielą one między siebie zadania komunikacji, analizy i obróbki danych, symulacji dynamiki statku powietrznego i otoczenia oraz wizualizacji. Główna aplikacja platformy badawczej została oparta na bibliotece komunikacji międzyprocesowej, a jej działanie zapewniało nieprzerwaną ingerencję w procesy aplikacji modułu symulacyjnego. Dane były pozyskiwane z pracującego symulatora, przetwarzane do postaci, w jakiej występowałyby po pozyskaniu z rzeczywistych czujników i w takiej postaci dostarczone do komputera systemu awionicznego. Napisana w C# aplikacja działała nieprzerwanie, jednocześnie pozyskując dane z symulatora i z komputera pokładowego, obrabiając dane i przesyłając je dalej do komputera lub symulatora.

#### 3. Oszacowanie dynamiki statku powietrznego

Pierwszym etapem wyróżnionym w procesie projektowania cyfrowego systemu sterowania statkiem powietrznym jest budowa modelu dynamiki obiektu. W celu dostarczenia w pełni wiarygodnego modelu dynamiki należałoby przeprowadzić identyfikację obiektu, która jest zadaniem skomplikowanym i czasochłonnym. Na potrzeby projektu zastosowano przybliżenie modelu dynamiki przy użyciu narzędzi do szybkiego prototypowania Datcom i AirWrench. Oprogramowanie Datcom na podstawie parametrów geometrycznych statku powietrznego dostarcza przybliżonych charakterystyk aerodynamicznych. Macierze charakterystyk w postaci pliku wynikowego Datcom zostały zaimportowane do środowiska Matlab, gdzie został zbudowany przybliżony model dynamiki badanego obiektu. Jednoczenie charakterystyki z Datcom oraz ponownie parametry geometryczne zostały użyte w oprogramowaniu AirWrench, którego wynikiem działania jest model dynamiki w środowisku modułu symulacyjnego. Tak więc, po generacji charakterystyk z Datcom proces został rozdzielony na dwa watki. Pierwszy został przeprowadzony w środowisku Matlab z użyciem Simulink Aerospace Blockset w celu uzyskania modelu gotowego do projektowania algorytmów sterowania. W drugim zbudowano model dynamiki obiektu w module symulacyjnym i uzupełniono go modelem bryłowym badanego statku powietrznego (rys. 3). Kluczowym w tym etapie było jak największe podobieństwo dynamiki obiektu, modelu dynamiki w Matlab i modelu dynamiki w module symulacyjnym.

#### 4. Projektowanie algorytmów systemu sterowania

Kolejnym krokiem procesu projektowania była budowa algorytmów sterowania w środowisku Matlab, a następnie automatyczna generacja kodu z algorytmów. Algorytmy stabilizacji i sterowania statkiem powietrznym


Rys. 3. Wizualizacja obiektu badanego w środowisku symulacyjnym

powstawały dla zamodelowanego wcześniej w Matlab obiektu. Do stabilizacji w kanale podłużnym zostały wykorzystane regulatory PID wiążące prędkość kątową pochylania, kąt pochylenia i prędkość powietrzną ze sterem wysokości i prędkością obrotową układu napędowego. Przy dobieraniu wzmocnień w poszczególnych kanałach regulatorów PID użyto narzędzi inżynierskich zawartych w Control System Toolbox i Simulink Control Design pakietu Matlab. Zadania nawigacyjne były realizowane przez powiązanie pozycji z układu GPS/INS z prędkością względem Ziemi i położeniem przestrzennym statku powietrznego. Algorytm przygotowany w Simulink z odpowiednio oznaczonymi wejściami sygnałów informacyjnych i wyjściami sygnałów sterujących został użyty do generacji kodu w języku C++ zapisanego w postaci rozbudowanej funkcji o wielu parametrach i zamkniętego w bibliotece z interfejsem ułatwiającym wykorzystanie w oprogramowaniu komputera pokładowego.

#### 5. Dobór struktury sprzętowej

Wraz z projektowaniem algorytmów sterowania konieczne było dokonanie analizy możliwych do zastosowania urządzeń, które podołałyby już postawionym zadaniom oraz tym, które są łatwe do przewidzenia w czasie rozwoju systemu. Można wyróżnić trzy podstawowe grupy sprzętu, które należy odpowiednio skonfigurować: czujniki, jednostka obliczeniowa i układ napędowy (rys. 4).



Rys. 4. Struktura sprzętowa systemu awionicznego

Każdy z elementów powinien być dopasowany do systemu i tak wkomponowany, aby spełnić stawiane wymagania i zapewnić maksymalną wydajność podczas realizacji zadanych algorytmów. Układ napędowy został narzucony przez wykonawce płatowca i nie był przedmiotem badań. Jednostka obliczeniowa została dobrana tak, aby zapewniając płynne wykonanie zadanych algorytmów, jednocześnie umożliwiała funkcjonalny rozwój systemu oraz modernizację i przeniesienie na inną platformę. Jako pierwsze rozwiązanie przyjęliśmy komputer formatu PC/104 z procesorem AMD Geode, ponieważ rozwiązanie to było nam znane i już wstępnie rozpoznane, a jednocześnie umożliwiało instalację pożądanego systemu operacyjnego czasu rzeczywistego. Jednocześnie w perspektywie rozpoczęliśmy pracę nad komputerem z procesorem ARM Cortex A8, który byłby prawie dwukrotnie mniejszy od formatu PC/104, a system operacyjny z oprogramowaniem mógłby zostać przeniesiony jedynie z kosmetycznymi zmianami. Jako układ odniesienia zespołu czujników został wybrany zintegrowany moduł ARN-NS0535, będący układem nawigacji inercjalnej/GPS opartym na czujnikach wykonanych w technologii MEMS: trzyosiowe przyspieszeniomierze, trzyosiowe giroskopy, trzyosiowy magnetometr, 50 kanałowy GPS oraz czujnik ciśnienia całkowitego i statycznego do wyznaczania prędkości powietrznej i wysokości barometrycznej. Moduł ten został wybrany jako główne źródło informacji działające w zakresie 6G przy wyznaczaniu przyspieszenia liniowego w trzech osiach, 300°/s przy wyznaczaniu prędkości kątowej wokół trzech osi, prędkości powietrznej, prędkości względem Ziemi, wysokości barometrycznej, korygowanego magnetometrem położenia przestrzennego i pozycji INS korygowanej odbiornikiem GPS z obsługą

systemów wspomagających SBAS. Dane wyjściowe z czujnika są odświeżane z częstotliwością 50 Hz, która jest wystarczająca do stabilizacji i sterowania tego typu statku powietrznego. Moduł ARN został uzupełniony modułem przetwornika inteligentnego do monitorowania sprawności zespołu napędowego, dostarczającym między innymi informacji o prędkości obrotowej wału silnika oraz o czujnik kąta natarcia. Zespół czujników został skonfigurowany i przetestowany, a następnie moduł platformy badawczej został przystosowany do prezentacji i transmisji danych w formacie identycznym z formatem danych wybranych czujników [2].

# 6. Projektowanie systemu operacyjnego i oprogramowania

Komputer pokładowy został dobrany w taki sposób, aby obsłużyć obecne w systemie interfejsy w wybranym systemie operacyjnym czasu rzeczywistego. Doświadczenie zespołu pozwoliło na skonfigurowanie kompilacji systemu operacyjnego Windows Embedded CE 6.0 w postaci dostosowanej do potrzeb systemu awionicznego. Jako że system ten jest "twardym" systemem czasu rzeczywistego, to skonfigurowany do konkretnego zadania pozostał z niezbędnymi modułami i funkcjami, co wpłyneło pozytywnie na płynność działania i czas reakcji, jednocześnie zmniejszając wielkość pliku kompilacji. Wielowatkowa aplikacja pracująca pod kontrolą systemu operacyjnego czasu rzeczywistego realizuje zadanie stabilizacji, sterowania i nawigacji statkiem powietrznym w zakresie przyjętym w próbach przy pierwszym cyklu projektowania [3]. Oprogramowanie było projektowane, budowane i testowane w zintegrowanym środowisku uruchomieniowym systemu operacyjnego czasu rzeczywistego, co pozwalało na sprawdzenie poprawnego wykonywania zadań w określonych wątkach oraz komunikację między procesami równolegle działających aplikacji. Po przeprowadzeniu badań została przygotowana końcowa kompilacja aplikacji sterującej, bez nadmiarowych elementów koniecznych na etapie testów, gotowa do implementacji w finalnej wersji systemu.

# 7. Badania w środowisku symulacyjnym

Środowisko testowe zostało nazwane platformą badawczą i było złożone z dwóch głównych modułów funkcjonalnych. Symulatora dynamiki statku powietrznego i warunków zewnętrznych z możliwością wizualizacji lotu oraz modułu pośredniczącego między komputerem systemu awionicznego a modułem symulacyjnym [4]. Tak skonfigurowany system pozwolił na przeprowadzenie testów komputera pokładowego w warunkach symulowanego lotu, gdzie komputer pokładowy oraz osadzone na nim aplikacje pracujące pod kontrolą systemu operacyjnego czasu rzeczywistego działały tak, jak w docelowym systemie awionicznym na pokładzie statku powietrznego. Zgodnie z założeniem, komputer w tej konfiguracji poprawnie współpracował zamiennie ze środowiskiem platformy badawczej lub z rzeczywistymi czujnikami i elementami wykonawczymi bez wprowadzania modyfikacji sprzętowych ani oprogramowania. System został przebadany w czasie kolejnych faz lotu: lotu poziomego, wznoszenia na określona wysokość i opadania. Zadanie osiągnięcia wyznaczonej wysokości zostało osiągnięte, zgodnie z przewidywaniami, po torze niespełniającym oczekiwań odnośnie zachowania tej klasy obiektu przy manewrze wznoszenia. Uzyskano jednak etap, w którym system w czasie symulowanego lotu nie uległ wypadkowi, a dane z symulowanych lotów zarejestrowane i odpowiednio przetworzone będą stanowić punkt wyjścia do kolejnych cykli projektowania.

#### 8. Podsumowanie

W niniejszej pracy podjęto próbę organizacji procesu projektowania cyfrowego systemu sterowania BSP opartej na metodzie symulacyjnej. Metoda została opracowana w celu ułatwienia i przyspieszenia początkowych etapów projektowania oraz zminimalizowania ryzyka rozbicia płatowca w pierwszym locie autonomicznym. Wirtualne loty w środowisku symulacyjnym, odpowiednio wiernie odzwierciedlającym zachowanie statku powietrznego i otoczenia zewnętrznego, mogą w znacznym stopniu obniżyć koszty wynikające z konieczności wykonywania prób w locie już w początkowych etapach projektowania.

Implementacja metody wymagała zastosowania zaprojektowanego do tego celu stanowiska sprzętowo-programowego nazwanego platformą badawczą. Zgodnie z oczekiwaniami, przeprowadzenie pierwszego cyklu projektowania z wykorzystaniem platformy dostarczyło systemu niedojrzałego, ale wyniki badań pozwoliły na lokalizację nasycenia brakujących lub niewłaściwie wykonanych elementów w poszczególnych etapach.

Temat zrealizowany w ramach finansowanego w latach 2009-2012 przez MNiSW projektu badawczego nr NN509404136 Eksperymentalna metoda optymalizacji systemu awionicznego bezpilotowego statku powietrznego z wykorzystaniem platformy badawczej.

# Bibliografia

- 1. JIN GUO-DONG; GU LIANG-XIAN; LU LI-BIN, 2009, UAV simulator-based simulation of flight control system, *International Workshop on Intelligent Systems and Applications*, 1-4
- BRZOZOWSKI B., GLUZIŃSKI T., ROCHALA Z., 2010, Various techniques of data acquisition systems implementation for mini UAV diagnostics, [W:] Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle, Z. Koruba (Red.), Stamp Partner, Kielce, 505-522
- BRZOZOWSKI B., ROCHALA Z., WOJTOWICZ K., 2011, Wielowątkowa aplikacja do akwizycji danych z czujników i urządzeń pokładowych bezpilotowego statku powietrznego, [W:] Wybrane zagadnienia awioniki, J. Gruszecki (Red.), Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 31-40
- KAŹMIERCZAK K., SOBIERAJ W., WOJTOWICZ K., 2010, The flight simulators of manned and unmanned aerial vehicles, 4th International Conference on Scientific Aspects of Unmanned Aerial Vehicle, 50

# UAV flight parameter optimization during elevation using simulation research platform

#### Abstract

Recently, most research centres conduct verification tests of the designed avionics system using simulation models before starting the in-flight tests. For that purpose, a simulation research platform was developed in Department of Avionics and Aerial Armament in Faculty of Mechatronics and Aeronautics at Military University of Technology. It is based on computers connected into one system by Ethernet local area network. Each computer works as an independent module necessary for reliable performance of the whole research platform. The first one works as an interface between the platform and verified avionics system, in the second one a dynamical model of the unmanned aerial vehicle is developed. Another one visualise object behaviour, simulates environmental conditions and changes their characteristics.

The developed research platform was used to test and verify designed avionics system with flight parameter optimization for an unmanned aerial vehicle. The main computational unit of the avionics system was PC104 computer with implemented Windows CE real time operating system. After connecting this computer to the simulation research platform, it was possible to debug developed multithreaded applications for data acquisition and control in environmental conditions similar to a real flight. What is more, this method gave a possibility to adjust algorithm parameters during simulation with recording the objects behaviour. Numerous tests of the avionics system were conducted where various control algorithms were used for elevation and flight altitude stabilization. The optimization was conducted many times for each algorithm with different constraints for one or a few flight parameters. The best performance was achieved when a constant flight velocity was determined and the pitch was limited to vary within only a few degrees. Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# STABILIZACJA PARAMETRÓW LOTU BSP PODCZAS WZNOSZENIA Z WYKORZYSTANIEM SYMULACYJNEJ PLATFORMY BADAWCZEJ

Bartosz Brzozowski Wiesław Sobieraj Konrad Wojtowicz

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki i Lotnictwa, Warszawa e-mail: bbrzozowski@wat.edu.pl; wsobieraj@wat.edu.pl; kwojtowicz@wat.edu.pl

W Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej opracowano symulacyjna platforme badawcza do weryfikacji projektowanych systemów awionicznych. Składa się ona z trzech komputerów połączonych w jeden system za pośrednictwem lokalnej sieci komputerowej Ethernet. Każdy z komputerów spełnia rolę niezależnego modułu niezbędnego do niezawodnej pracy całej platformy badawczej. Wykorzystując opracowaną platformę badawczą, przeprowadzono wstępne badania zaprojektowanego systemu awionicznego pod kątem stabilizacji parametrów lotu bezpilotowego statku powietrznego. Jednostką centralną systemu awionicznego był komputer PC104 z zaimplementowanym systemem operacyjnym czasu rzeczywistego Windows CE. Po połączeniu komputera z symulacyjną platformą badawczą możliwe było debugowanie napisanych aplikacji wielowątkowych przeznaczonych do sterowania i akwizycji danych w warunkach zbliżonych do rzeczywistego lotu. Ponadto, takie rozwiązanie umożliwiało zmiane współczynników w aplikacji w trakcie trwania symulacji oraz rejestracje zmian w zachowaniu się obiektu. Przeprowadzono szereg prób systemu awionicznego, wykorzystując różne algorytmy sterowania oraz nakładając ograniczenia dla jednego lub kilku parametrów lotu. Wybrano algorytm pozwalający na stabilne wznoszenie i utrzymywanie zadanej wysokości lotu.

# 1. Wprowadzenie

Obecnie większość ośrodków badawczych, zanim rozpocznie próby wyposażenia awionicznego w locie, przeprowadza badania weryfikacyjne opracowanego systemu z zastosowaniem modeli symulacyjnych. Najbardziej efektywnym rozwiązaniem jest wykorzystanie rzeczywistego sprzętu, podłączając go do wirtualnego środowiska testowego. Proces ten, który znany i stosowany jest od niecałych 20 lat, nosi angielską nazwę Hardware-in-the-Loop (HIL), a jego początki można znaleźć w przemyśle lotniczym. W literaturze można znaleźć liczne przykłady projektów HIL wykorzystujących różne programy do symulacji dynamiki lotu oraz jej wizualizacji. Przykładem może być system opracowany w Brazylii [1]. Składa się on z pięciu niezależnych komputerów, z których 4 są komputerami klasy PC. Pierwszy, z zainstalowanym oprogramowaniem Matlab/Simulink, służy do tworzenia modeli matematycznych dynamiki lotu obiektów, w drugim, z zaimplementowanym jądrem xPC, wykonywane są obliczenia położenia przestrzennego obiektu, trzeci za pośrednictwem programu Flight Gear przeprowadza wizualizację lotu, natomiast czwarty służy jako stacja naziemna do komunikacji z komputerem pokładowym. Jako komputer pokładowy zastosowano PC104 z systemem operacyjnym czasu rzeczywistego QNX Neutrino. Z wykorzystaniem zaproponowanego systemu zaprojektowano i przetestowano autopilota. Wykorzystując informacje na temat struktury systemu HIL zawarte we wspomnianej, jak i wielu innych publikacjach, w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego Wojskowej Akademii Technicznej opracowano własną symulacyjną platformę badawczą do testowania wyposażenia awionicznego bezpilotowych statków powietrznych.

# 2. Struktura symulacyjnej platformy badawczej

Symulacyjna platforma badawcza składa się z trzech komputerów klasy PC połączonych za pośrednictwem lokalnej sieci Ethernet w rozbudowany system (rys. 1). Pierwszy komputer, w środowisku Flight Simulator wypracowuje model dynamiki bezpilotowego statku powietrznego i wizualizuje ruch obiektu. Drugi, z zainstalowanym oprogramowaniem Matlab/Simulink, dostarcza alternatywny model dynamiki obiektu. Niezbędne dane do tych dwóch modułów dostarczane są z programów Datcom+ i AirWrench zainstalowanych na stanowisku komputerowym niezależnym od symulacyjnej platformy badawczej. Na tym stanowisku projektowane są również graficzne modele badanych obiektów w środowisku 3ds max. Modelem symulacyjnym zastosowanym do badań opisanych w tym artykule była replika samolotu Piper J-3 Cub o rozpiętości skrzydeł 1720 mm, długości 1180 mm i powierzchni płata nośnego 0,42 m². W przypadku zaimplementowania dynamiki BSP bezpośrednio w programie Flight Simulator, możliwe jest wyłączenie modułu z pakietem Matlab/Simulink z systemu. Takie rozwiązanie upraszcza budowę systemu, ale jednocześnie ogranicza możliwość modyfikacji modelu w trakcie symulacji.



Rys. 1. Komponenty symulacyjnej platformy badawczej

Ostatnim modułem platformy badawczej jest komputer, który pełni rolę interfejsu pomiędzy platformą a badanym systemem awionicznym. Za pośrednictwem dwóch aplikacji FSUIPC oraz WideFS możliwe jest odbieranie i wysyłanie danych z i do programu Flight Simulator. Opracowano dwa programy wykorzystujące te aplikacje, które symulują prace czujnika AHRS (ang. Attitude and Heading Reference System) oraz kontrolera serw. Programy te zostały napisane w języku C# i przygotowane w taki sposób, aby możliwe było modyfikowanie protokołu wymiany danych pomiedzy komputerem pokładowych a urządzeniami pervferyjnymi w zależności od zastosowanych układów. Pozwalają one na śledzenie w czasie rzeczywistym wysyłanych danych, zarówno w postaci takiej, jak w protokole wymiany danych czujnika, jak i przekształcone do pożądanej przez użytkownika postaci w ustalonych jednostkach. Dodatkowo wprowadzono możliwość zapisu danych w celu porównania ich z informacjami otrzymywanymi w komputerze pokładowym, aby możliwa była weryfikacja ich poprawności w przygotowanym systemie. Bezpośrednio z tym modułem podłączony jest weryfikowany system awioniczny.

#### 3. Zaprojektowany system awioniczny

W opracowanym systemie awionicznym zastosowano czujnik ARN-NS0535 firmy Aeron i kontroler serw firmy Milford Instruments. Czujnik wyposażony jest w trzyosiowe akcelerometry i giroskopy, trójosiowy magnetometr, centralę danych aerometrycznych oraz odbiornik GPS. Łączy się on z komputerem pokładowym poprzez interfejs RS232 z prędkością transmisji 230400 bodów. Protokół składa się z nagłówka w postaci czterech znaków w kodzie ASCII, po których wysyłane są dane i zakończony znakami końca linii. Każdy z parametrów zapisany jest na 4 bajtach w postaci 32 bitowej liczby zmiennoprzecinkowej w standardzie IEEE 754. Kontroler serw również wykorzystuje interfejs RS232 do odbierania informacji sterujacych. Za pomoca 3 bajtów wysyła się informacje o numerze układu wykonawczego oraz położeniu, w jakim ma się znaleźć. Dodatkowo zastosowano dwa czujniki opracowane w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego [2]. Pierwszy służy do pomiaru kąta natarcia i ślizgu samolotu, a drugi do pomiaru prędkości obrotowej zespołu napędowego. Komunikują się z komputerem pokładowym, wykorzystując ten sam interfejs, co pozostałe dwa układy. Dane wysyłane są w postaci czterobajtowej ramki, w której po nagłówku następuje wysłanie informacji o katach i prędkości obrotowej silnika.

Jako komputer pokładowy zastosowano PC104 firmy Advantech z 500 MHz procesorem AMD Geode LX800. Wyposażony jest on między innymi w cztery wbudowane porty RS232 i USB 2.0, interfejs Ethernet 10/100 oraz osiem dwustanowych pinów ogólnego zastosowania. Piny te wykorzystano do uruchamiania aplikacji i poszczególnych jej podprogramów, wykorzystując przełączniki oraz do sygnalizacji wykonania poszczególnych elementów aplikacji za pomocą diod LED. Trzy wbudowane porty RS232 zostały zastosowane do komunikacji z kontrolerem serw, zaprojektowanymi czujnikami oraz modemem komunikacji bezprzewodowej. Ze względu na prędkość transmisji w czujniku AHRS nieobsługiwaną przez wbudowane porty COM niezbędne było zastosowanie przejściówki USB-RS232. Interfejs Ethernet został wykorzystany do wgrywania i debugowania napisanych aplikacji. Aplikacje opracowywane są w niezależnym od platformy badawczej stanowisku komputerowym w języku C++ w środowisku Visual Studio. Stanowisko to służyło również do przygotowywania systemu operacyjnego czasu rzeczywistego Windows Embedded CE dla komputera pokładowego. Jako punkt wyjścia dla systemu operacyjnego i aplikacji wielowatkowej do stabilizacji wysokości lotu był opracowany wcześniej w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego układ do akwizycji danych [3]. System operacyjny rozbudowano przede wszystkim o sterowniki do obsługi przejściówki USB-RS232 oraz przeprowadzono jego modyfikacje w celu minimalizacji ilości zastosowanych komponentów.

W aplikacji wielowątkowej bez zmian wykorzystano jedynie wątek do akwizycji danych oraz sposób synchronizacji wątków. Pozostałe wątki musiały zostać przygotowane od poczatku w związku z innym protokołem wykorzystywanym do komunikacji z czujnikami oraz elementami nie uwzględnionymi w układzie do akwizycji danych. Ostateczna wersja aplikacji do stabilizacji wysokości lotu składała się z 4 wątków. W głównym, o najniższym priorytecie, uruchamiane są układy peryferyjne oraz zainicjowane wszystkie pozostałe watki, po czym zostaje on uśpiony. Najwyższy priorytet ma watek do komunikacji, który wysyła informacje sterujące oraz odbiera dane ze stała czestotliwościa 50 Hz, która jest zdeterminowana przez najszybciej działający w systemie czujnik ARN-NS0535. Dane, za pomocą wskaźników do zmiennych, przekazywane są następnie do wątku kontroli lotu, w którym, za pomocą szeregowo połączonych regulatorów proporcjonalno-całkująco-różniczkujących (PID), wypracowywane są sygnały sterujące (rys. 2) oraz następuje przygotowanie danych do zapisu. Ostatnim watkiem jest akwizycja danych, która wykonywana jest 5 razy na sekundę. Stwierdzono, że jest to częstotliwość wystarczająca do analizy wykonanego lotu oraz zapewnia płynna pracę całej aplikacji, nie obciążając nadmiernie zasobów pamięci. Zakończenie działania programu wykonywane jest po zmianie stanu pierwszego pinu z wysokiego na niski, za pomocą przełącznika.



Rys. 2. Schemat układu stabilizacji wysokości lotu

#### 4. Badania weryfikacyjne systemu awionicznego

Symulacyjna platforma badawcza umożliwia przeprowadzenie badań weryfikacyjnych projektowanego systemu awionicznego na każdym etapie jego opracowywania. Zaproponowana struktura platformy oraz zastosowane narzędzia programistyczne i symulacyjne pozwalają na debugowanie przygotowanych aplikacji w czasie rzeczywistym podczas wykonywania lotu w środowisku symulacyjnym. Komputer pokładowy podłączony do modułu interfejsu symulującego pracę czujników odbiera wszystkie dane w postaci dokładnie takiej samej, jak podczas rzeczywistego lotu. W przypadku aplikacji do stabilizacji wysokości lotu BSP badania weryfikacyjne rozpoczęto od samej akwizycji danych. Porównano dane z lotu poziomego zapisane w komputerze pokładowym z tymi, które zostały wysłane z platformy badawczej. Po ustaleniu, że odbierane sa wszystkie dane bez opóźnień określono optymalna czestotliwość zapisu oraz przystapiono do opracowywania watku kontroli lotu. Rozpoczeto od stabilizacji kata pochylenia, zmieniajac położenie jedynie steru wysokości. Przeprowadzono iteracyjne próby różnych algorytmów i nastaw regulatorów, wykonując liczne wirtualne loty. Aplikacja uruchomiona w trybie debugowania pozwala na śledzenie wartości poszczególnych zmiennych, pracę każdego z wątków i ich wywłaszczanie oraz wprowadzenie breakpointów, które wstrzymują działanie aplikacji, umożliwiając kontrolę i modyfikację kodu w czasie rzeczywistym. Po otrzymaniu zadowalających wyników stabilizacji kąta pochylenia rozbudowano algorytm układu sterowania o stabilizację wysokości lotu, wprowadzając dodatkowo sterowanie prędkością obrotową silnika w zależności od prędkości powietrznej (rys. 2). Badania przeprowadzono analogicznie, jak dla poprzedniej wersji wątku kontroli lotu, aż uzyskano zadowalające wyniki stabilizacji parametrów lotu podczas wznoszenia BSP (rys. 3). Algorytm został opracowany w taki sposób, że statek powietrzny ma utrzymywać zadaną wysokość przy możliwie stałej prędkości lotu, a podczas wznoszenia dodatkowo utrzymywać stały kąt pochylenia.



Rys. 3. Wyniki stabilizacji parametrów lotu podczas wznoszenia

Przykładowe badanie weryfikacyjne rozpoczęto od lotu poziomego na wysokości 300 metrów ze stałą prędkością lotu. Po 60 sekundach lotu rozpoczęto wznoszenie na wysokość 460 metrów z założeniem utrzymywania stałego kąta pochylenia. Po osiągnięciu zadanej wysokości nastąpiło jej utrzymywanie z założeniem stałej prędkości lotu. Jak widać na otrzymanych wynikach (rys. 3), poczatkowy lot poziomy wykonywany był z predkościa utrzymywana w granicach  $44 \pm 1$  km/h, podczas gdy kat pochylenia zmieniał się w zakresie od -1 do -5 stopni. Po otrzymaniu polecenia zwiększania wysokości nastąpiła płynna zmiana kata pochylenia do założonej wartości -8 stopni. Skutkowało to jednoczesnym spadkiem prędkości powietrznej. Gdy prędkość w ciągu 5 sekund spadła o 10%, nastąpiło płynne zwiększanie ciągu, aż do ustabilizowania prędkości wznoszenia. Po osiągnięciu założonej wysokości nastąpiło zmniejszanie kąta pochylenia z jednoczesnym wzrostem prędkości powietrznej. W tym badaniu osiągnięto założony cel stabilizacji wysokości lotu przed i po wznoszeniu, stałą prędkość powietrzną przed i w trakcie wznoszenia oraz stały kąt pochylenia podczas wznoszenia. Nie uzyskano jedynie stabilizacji prędkości lotu po osiągnieciu założonej wysokości. Podczas kolejnego badania w trybie debugowania znaleziono błąd, polegający na braku wprowadzenia zadanej prędkości lotu po osiągnięciu założonej wysokości. Kod zmodyfikowano w ten sposób, że prędkość po wykonaniu manewru wznoszenia ma ustabilizować się na poziomie sprzed jego rozpoczecia. Kolejne badanie weryfikacyjne potwierdziło poprawność wykonanych modyfikacji i działanie całego algorytmu.

# 5. Podsumowanie

Zaproponowana struktura symulacyjnej platformy badawczej pozwala na weryfikację zachowania bezpilotowego statku powietrznego podczas symulowanego lotu w warunkach odpowiadających rzeczywistości. Zgodność symulowanego lotu z rzeczywistością zależą przede wszystkim od jakości i poprawności modeli matematycznych obiektu, jego dynamiki i ośrodka ruchu. Sprawdzono, że platforma badawcza pozwala na optymalizację parametrów lotu w warunkach laboratoryjnych, bez konieczności czasochłonnego i kosztownego przygotowywania lotów testowych. Przekłada się to na znaczne skrócenie czasu opracowania systemu awionicznego i zmniejszenie prawdopodobieństwa uszkodzenia obiektu podczas pierwszych testów w locie. Na podstawie przygotowanej aplikacji do stabilizacji parametrów lotu podczas wznoszenia opracowano algorytm projektowania elementów systemu awionicznego z wykorzystaniem symulacyjnej platformy badawczej. Oczywiście, niezbędne jest porównanie wyników symulacyjnych z rzeczywistym lotem w celu walidacji zaproponowanego modelu i algorytmu kontroli lotu przed pełną integracją systemu awionicznego z bezpilotowym statkiem powietrznym.

Temat zrealizowany w ramach finansowanego w latach 2009-2012 przez MNiSW projektu badawczego nr NN509404136 Eksperymentalna metoda optymalizacji systemu awionicznego bezpilotowego statku powietrznego z wykorzystaniem platformy badawczej.

# Bibliografia

- 1. MARCIEL B.C.O., DRAGO I.N., HAMERLY E.M., 2010, Hardware-in-the loop simulation environment for Unmanned Aerial Vehicles, XVIII Congresso Brasileiro de Autimatica, Bonito, 3458-3463
- BRZOZOWSKI B., GLUZIŃSKI T., ROCHALA Z., 2010, Various techniques of data acquisition systems implementation for mini UAV diagnostics, [W:] Scientific aspects of unmanned mobile vehicle, Z. Koruba (Ed.) Stamp Partner, Kielce, 505-522
- 3. BRZOZOWSKI B., ROCHALA Z., WOJTOWICZ K., 2011, Wielowątkowa aplikacja do akwizycji danych z czujników i urządzeń pokładowych bezpilotowego statku powietrznego, [W:] Wybrane zagadnienia awioniki, J. Gruszecki (red.), Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów, 31-40

# UAV flight parameter stabilization during elevation using simulation research platform

## Abstract

Recently, most research centres conduct verification tests of the designed avionics system using simulation models before starting the in-flight tests. For that purpose, a simulation research platform was developed in Department of Avionics and Aerial Armament in Faculty of Mechatronics and Aeronautics at Military University of Technology. It is based on computers connected into one system by Ethernet local area network. Each computer works as an independent module necessary for reliable performance of the whole research platform. The first one works as an interface between the platform and verified avionics system, in the second one a dynamical model of the unmanned aerial vehicle is developed. Another one visualise object behaviour, simulates environmental conditions and changes their characteristics. The developed research platform was used to test and verify designed avionics system with flight parameter stabilization for an unmanned aerial vehicle. The main computational unit of the avionics system was PC104 computer with implemented Windows CE real time operating system. After connecting this computer to the simulation research platform, it was possible to debug developed multithreaded applications for data acquisition and control in environmental conditions similar to a real flight. What is more, this method gave a possibility to adjust algorithm parameters during simulation with recording the objects behaviour. Numerous tests of the avionics system were conducted where various control algorithms were used for elevation and flight altitude stabilization. Simulations were conducted many times for each algorithm with different constraints for one or a few flight parameters. The best performance was achieved when a constant flight velocity was determined and the pitch was limited to vary within only a few degrees.

# PROJEKT KONCEPCYJNY MARSJAŃSKIEGO SAMOLOTU ZASILANEGO OGNIWAMI FOTOELEKTRYCZNYMI

Andrzej Chrzczonowski Adam Jaroszewicz

Politechnika Wrocławska, Wydział Mechaniczno-Energetyczny e-mail: andrzej.chrzczonowski@pwr.wroc.pl; adam.jaroszewicz@pwr.wroc.pl

W artykule został przedstawiony projektu koncepcyjny bezzałogowego samolotu w układzie stałopłata z napędem elektrycznym zasilanego przez panele ogniw fotoelektrycznych latającego w atmosferze Marsa. W artykule zostały przedstawione symulacje matematyczne parametrów fizykochemicznych atmosfery marsjańskiej pod kątem zastosowania w projekcie. Opracowany został model bryły samolotu oraz zaprojektowany model zespołu napędowego samolotu współpracującego z panelami ogniw fotoelektrycznych.

# 1. Wstęp

Mars fascynował i kreował wyobraźnię ludzi od tysiącleci. Starożytni Rzymianie nazwali jego imieniem swego boga wojny, wyobrażając sobie, że jego rdzawo-czerwone zabarwienie powstało z krwi poległych wojowników. Zabarwienie to, spowodowane obecnością tlenków żelaza pokrywających powierzchnię planety, przyczyniło się do powstania alternatywnej nazwy Marsa – Czerwonej Planety [11], [15].

Mars jest czwartą pod względem odległości od Słońca planetą Układu Słonecznego, pod wieloma względami przypominającą Ziemię. Doba marsjańska jest tylko nieznacznie dłuższa od ziemskiej (24,62 h=1,03 doby ziemskiej), nachylenie osi obrotu Marsa do płaszczyzny ekliptyki ( $25^{\circ}19'$ ), zbliżone do nachylenia osi Ziemi, pozwala na występowanie na planecie pór roku, jakkolwiek rok marsjański jest dwa razy dłuższy od ziemskiego (686,9 dni = 1,88 roku ziemskiego). Na Marsie, podobnie jak na Ziemi, występują chmury, wulkany, wąwozy, góry, pustynie i wykazujące sezonową zmienność białe czapy polarne (rys. 1).



Rys. 1. Ziemia i Mars w jednakowej skali (z lewej) oraz mapa fizyczna północnej półkuli Marsa (z prawej), http://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/2/2a/Mars\_Earth\_Comparison.png oraz http://tharsis.gsfc.nasa.gov/global\_paper.html

Pomimo wielu podobieństw, Mars jest jednak niegościnną, z punktu widzenia człowieka, planetą. Powierzchnię Marsa pokrywa czerwonawy pył i odłamki skał o rozmiarach metrów, średnia temperatura na powierzchni jest porównywalna z temperaturą na biegunach geograficznych Ziemi, zaś bardzo rozrzedzona atmosfera jest silnie trująca dla człowieka [10], [11].

Dotychczasowa eksploracja Marsa prowadzona przez człowieka, składała się z kilku etapów, począwszy od przelotu sondy w pobliżu planety (np. Mariner 4, 6,7 (USA)), poprzez wprowadzenie sondy krążącej (tzw. Orbiter) po orbicie wokół Marsa (np. Mars 2, 5 (ZSRR), Mariner 9, Mars Odyssey (USA)), lądowanie próbników na powierzchni (np. Mars 2, 3 (ZSRR), Viking 1, 2, Phoenix (USA)), a na dostarczeniu autonomicznych ruchomych pojazdów/łazików (tzw. Lander/Rover) na powierzchnię planety kończąc (Sojourner, MER-A, MER-B, Mars Science Laboratory – Curiosity (USA)), umożliwiając tym samym prowadzenie prac badawczych nie tylko w miejscu lądowania, ale także w najbliższej okolicy (tabela 1) [14], [19], [22].

Badania powierzchni Marsa prowadzone z orbity zapewniają uzyskanie tzw. "globalnej perspektywy" z ograniczoną rozdzielczością przestrzenną (ok. 1,5 m), zaś badania prowadzone z pokładu lądownika/łazika pozwalają na uzyskanie tzw. "lokalnej perspektywy" o wysokiej rozdzielczości przestrzennej, przy bardzo ograniczonym obszarze prowadzonych badań. Interakcje zachodzące pomiędzy np. atmosferą i powierzchną Marsa nie mogą zostać odpowiednio objęte badaniami z orbity lub powierzchni planety, co nie pozwala na właściwą ocenę badanych procesów atmosferycznych [5], [31].

Sonda międzyplanetarna Pojazd	Data startu z Ziemi	Data lądowania na Marsie	Czas pracy [dni <sub>Mars</sub> ]	Przebyty dystans [m]
Mars Pathfinder Sojourner	04.12.1996	04.07.1997	85	52
Mars Exploration Rover Spirit – MER-A	10.08.2003	04.01.2004	$\begin{array}{c} 1538 \ (108 \mathrm{m} \\ \mathrm{przez} \\ 45 \mathrm{dni}_{\mathrm{Mars}}) \end{array}$	$7528$ $(v = 1 \text{ cm/s},$ $v_{max} = 5 \text{ cm/s})$
Mars Exploration Rover Opportunity – MER-B	08.07.2003	25.01.2004	Od 25.01.2004 do dzisiaj (8 lat)	34361 (do dzisiaj)

**Tabela 1.** Wybrane parametry techniczne ziemskich pojazdów/łazików badających powierzchnię Marsa [14], [19], [31]

Pojazdy samobieżne poruszające się po powierzchni Marsa, mają bardzo ograniczone możliwości prowadzenia badań na powierzchni planety, ponieważ skalista powierzchnia Marsa obfitująca w skały o rozmiarach sięgających metrów bardzo ogranicza zdolność przemieszczania się pojazdu, zaś wszystkie dotychczasowe pojazdy samobieżne poruszające się po powierzchni Marsa nie były obiektami w pełni autonomicznymi<sup>1</sup> (rys. 2).



Rys. 2. Mars Pathfinder Sojourner (z lewej) oraz graniczenia w poruszaniu się łazika marsjańskiego po powierzchni planety (kolor ciemnoszary – obszar niedostępny (głazy), kolor jasnoszary – obszar dostępny) (z prawej) [5], [14]

 $<sup>^1\</sup>mathrm{Mars}$  Pathfinder Sojourner (1997) "pokonał" po powierzchni Marsa dystans ok. 52 m w ciągu 30 dni, ponieważ był sterowany zdalnie przez operatorów z Ziemi, odległej w tym czasie od Marsa o ponad 190 mln km. Wzajemna wymiana informacji (obraz terenu przez pojazdem z kamer pokładowych, komendy sterujące ruchem pojazdu wysyłane przez operatora) trwała ponad 11 minut (w jedną stronę), co znacznie ograniczało szybkość eksploracji planety.

Wykorzystanie obiektu latającego, poruszającego się w atmosferze Marsa na wysokościach rzędu pojedynczych kilometrów, oferuje unikalną kombinację możliwości uzyskania dużego obszaru prowadzonych badań z wymaganą dokładnością i rozdzielczością przestrzenną, zapewniając uzyskanie tzw. "regionalnej perspektywy". Obiekt latający, poruszający się w atmosferze Marsa, pozwala osiągnąć cele badawcze, trudne do osiągnięcia przy badaniach z orbity lub z powierzchni planety (rys. 3).



Rys. 3. Zasięg obserwacji w zależności od miejsca obserwacji (z lewej) oraz samolot nad powierzchnią Marsa (z prawej), http://www.nasa.gov/centers/langley/ news/researchernews/rn\_proposalselection.html )

Samolot poruszający się nad powierzchnią Marsa na wysokości 2 km z prędkością rzędu 500-600 km/h, w ciągu 1 godziny lotu umożliwiałby obserwację ok.  $800 \text{ km}^2$  powierzchni planety, pozwalając m.in. na [28]:

- wykonywanie zdjęć o rozdzielczości i kącie obserwacji nieosiągalnym przez krążące nad Marsem orbitery;
- badania geologiczne miejsc terenu niedostępnych przez orbitery/łaziki, np.: kratery, wulkany, góry, doliny, ...;
- badania fizykochemiczne niższych warstw atmosfery (gęstość, temperatura, poziome i pionowe ruchy mas atmosfery, ...) i wierzchniej warstwy powierzchni planety oraz poszukiwanie zasobów wody (spektrometria masowa);
- pomiary pola magnetycznego (magnetometry) oraz pomiary promieniowania jonizującego powierzchni planety, pod kątem wyboru potencjalnych miejsc lądowania dla przyszłych załogowych i bezzałogowych misji kosmicznych.

Samolot latający w atmosferze Marsa, napędzany elektrycznym zespołem napędowym, zasilany przez panele ogniw fotoelektrycznych i zespół baterii

akumulatorowych, mógłby funkcjonować dziesiątki, setki dni, prowadząc szeroko zakrojone obserwacje powierzchni planety, zgodnie z celami przyszłych misji marsjańskich.

## 2. Model atmosfery Marsa

Atmosfera Marsa pod względem składu chemicznego i własności fizykochemicznych, diametralnie różni się od atmosfery ziemskiej. W dolnej warstwie składa się ona głównie z dwutlenku węgla CO<sub>2</sub> (95,32%), azotu N<sub>2</sub> (2,7%) i argonu Ar<sub>2</sub> (1,6%). Pozostałe 0,38% stanowią pierwiastki śladowe, wśród których znajduje się także tlen O<sub>2</sub> (0,13%) i para wodna.

Tabela 2. Wybrane parametry fizyczne atmosfery Ziemi i Marsa [10], [28]

	Średni	Przyspie-	Średnia	Średnie	Średnia	Średnia	Współcz.
	pro-	szenie	tempe-	ciśnie-	gęstość	prędkość	lepkości
	mień	grawit.	ratura ${\cal T}$	nie	atmosfery	dźwięku	dynam.
	[km]	$g  [\mathrm{m/s^2}]$	$[^{\circ}C]/[K]$	p [Pa]	$ ho \; [kg/m^2]$	a  [m/s]	$\mu [\text{Pa·s}]$
Ziomio	6371	9,81	1 15 /999	101325	1,23	345	1,86 ·
Деша	$(1r_Z)$	$(1g_Z)$	+10/200	$(1p_Z)$	$(1\rho_Z)$	$(1a_Z)$	$10^{-5}$
More	3390	3,69	-63/210	699	$1,55 \cdot 10^{-2}$	220*	1,36 ·
widts	$(0,53r_Z)$	$(\sim 3/8g_Z)$	-05/210	$(0,0069p_Z)$	$(\sim 1/80 \rho_Z)$	$(0,637a_Z)$	$10^{-5}$

\*Dla średniej temperatury na powierzchni Marsa  $T = 210 \,\mathrm{K}$ 

Śladowe ilości  $O_2$  wykluczają wykorzystanie tlenu zawartego w atmosferze Marsa jako utleniacza dla zespołów napędowych marsjańskich statków powietrznych, co stanowi także duży problem logistyczny przyszłych załogowych misji na Marsa.

Atmosfera Marsa w porównaniu z atmosferą ziemską, jest bardzo cienka i rozrzedzona, ciśnienie atmosferyczne waha się od 30 Pa na wierzchołku Olympus Mons<sup>2</sup> do 1155 Pa przy dnie Hellas Planitia<sup>3</sup>. Grawitacja Marsa jest prawie trzykrotnie mniejsza od grawitacji ziemskiej, wysokość na jakiej ciśnienie atmosferyczne zmniejsza się 2,72 razy (czynnik e) jest prawie dwukrotnie większa niż dla atmosfery ziemskiej i wynosi ok. 11 km (tabela 2).

<sup>&</sup>lt;sup>2</sup>Olympus Mons (łac. *Góra Olimp*) – najwyższa znana góra w Układzie Słonecznym. Wznosi się na wysokość ponad 21 km ponad średnią powierzchnią planety, u podstawy mierzy ponad 550 km średnicy.

<sup>&</sup>lt;sup>3</sup>Hellas Planitia – krater uderzeniowy o średnicy około 2100 km, zaś różnica wysokości pomiędzy brzegami krateru a jego dnem wynosi około 9 km. Ciśnienie na dnie krateru jest o 89% wyższe niż ciśnienie punktu potrójnego wody (611,73 Pa), co pozwala na występowanie na dnie wody w stanie ciekłym.

Chmury sporadycznie zasłaniające powierzchnię Marsa, są złożone głównie z dwutlenku węgla  $CO_2$  i pyłu, zaś prądy konwekcyjne istniejące w atmosferze Marsa są zbyt słabe, aby spowodować istotne zaburzenia pogody [7], [31].

Burze pyłowe, które wielokrotnie długotrwale uniemożliwiają obserwację powierzchni planety, powstają wskutek wzajemnych korelacji oddziaływania pionowych prądów konwekcyjnych w atmosferze i oddziaływania siły Coriolisa na masę skupioną w atmosferze. Słaba grawitacja planety sprzyja długotrwałemu utrzymywaniu się burz pyłowych, zaś ruch wirowy planety zapewnia przemieszczanie zaburzeń atmosferycznych nad dużymi obszarami Marsa.

Šrednie ciśnienie atmosferyczne na powierzchni Marsa jest ok. 150 razy niższe niż na powierzchni Ziemi i jest równe ok. 699 Pa. Podobnie, jak w przypadku atmosfery ziemskiej, ciśnienie atmosferyczne zmniejsza się wraz ze wzrostem wysokości, zgodnie z równaniem<sup>4</sup>

$$p = 0.699e^{-0.00009H} \text{ kPa}$$
(2.1)

gdzie: p – ciśnienie atmosferyczne na wysokości H [m].

Średnia temperatura nad powierzchnią Marsa jest równa ok.  $-63^{\circ}$ C (210 K), choć w zależności od szerokości geograficznej i pory roku ulega szerokim zmianom, od ok.  $-140^{\circ}$ C (133 K) w rejonach podbiegunowych do  $+20^{\circ}$ C (293 K) (okolice równika planety) [28], [31].

Zmiany temperatury w funkcji zmian wysokości H [m], przedstawiono równaniem $^5$ 

$$T = 242 - 0.000998H \text{ K} \rightarrow H \leq 7000 \text{ m}$$
 (2.2)

Zmiany gęstości atmosfery  $\rho$  [kg/m<sup>3</sup>] w funkcji zmian temperatury T [K] i ciśnienia p [Pa], przedstawiono równaniem

$$\rho = \frac{p}{0.1921(T+273,15)} \tag{2.3}$$

Prędkość rozchodzenia się fali dźwiękowej  $a~[{\rm m/s}]$ w atmosferze Marsa jest określona równaniem

$$a = \sqrt{\gamma RT} \tag{2.4}$$

gdzie:

 $<sup>^4 \</sup>rm Równania empiryczne opracowane na podstawie danych otrzymanych z lądownika Viking 1, który osiadł w dniu 20.07.1976 r. na równinie Chryse Planitia – Mars w punkcie o współrzędnych: szerokość geograficzna 22,697°N, długość geograficzna 48,222°W – http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmre.html.$ 

 $<sup>^5 \</sup>mathrm{Dla}$ szerokości geograficznej  $\varphi = 22,697^{\mathrm{o}}\mathrm{N}$ – miejsce lądowania lądownika Viking 1

- $\gamma$  wykładnik adiabaty odwrotnej,
- R stała gazowa atmosfery,
- T temperatura atmosfery [K] (dla obliczeń przyjęto średnią temperaturę atmosfery na wysokości  $H = 0 \,\mathrm{m}$ , zgodnie z równaniem (2.2).

Tabela 3.	Wybrane	stałe gazowe	atmosfery	Ziemi i	i Marsa	[10],	[28]

Parametr	Ziemia	Mars
$\gamma$	1,4	1,29
$R \left[ J/(kg K) \right]$	287	191,8
T [K]	288	242

Podstawiając powyższe parametry (tabela 3) do równania (2.4), otrzymano:

• dla atmosfery ziemskiej

 $H = 0 \,\mathrm{m}$   $a_Z = 340,17 \,\mathrm{m/s} = 1224,6 \,\mathrm{km/h}$ 

• dla atmosfery marsjańskiej

$H = 0 \mathrm{m}$	$a_{M0} = 244,69 \mathrm{m/s} = 880,9 \mathrm{km/h}$
$H = 2000 \mathrm{m}$	$a_{M2000} = 243,77 \mathrm{m/s} = 877,6 \mathrm{km/h}$

Prędkość dźwięku na powierzchni Marsa jest równa ok. 72% prędkości dźwięku na powierzchni Ziemi, przy założonych teoretycznych wartościach temperatury atmosfery obliczonych zgodnie z Atmosferą Wzorcową dla Ziemi i Marsa, co znacznie ogranicza zakres prędkości eksploatacyjnych projektowanego samolotu marsjańskiego. Powyższy model atmosfery Marsa został opracowany na podstawie wyników pomiarów wykonanych w atmosferze Marsa przez lądowniki Viking 1 i Viking 2 (1976), sondę Mars Global Surveyor (1996) i lądownik Mars Pathfinder Sojourner (1997)<sup>6</sup>.

# 3. Ograniczenia aerodynamiki samolotu

Atmosfera Marsa jest bardzo "cienka", co bezpośrednio przekłada się na jej parametry fizykochemiczne, które są porównywalne z parametrami atmosfery ziemskiej występującymi na wysokości ok. 30 km (rys. 4). Lot statku powietrznego w atmosferze ziemskiej na tej wysokości jest utrudniony, lecz nie niemożliwy. Główną przeszkodą jest bardzo niska gęstość atmosfery, co przekłada się

<sup>&</sup>lt;sup>6</sup>http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/atmosmm.html

bezpośrednio na wartość wytwarzanej siły nośnej i siły ciągu. W locie na małej wysokości, siła ciągu generowana jest poprzez transformację momentu napędowego wytwarzanego przez zespół napędowy bezpośrednio na niezakłócony przepływ powietrza. Zmniejszenie gęstości powietrza prowadzi do zmniejszenia masowego natężenia przepływu, co prowadzi bezpośrednio do zmniejszenia wiek ten może być kompensowany w samolotach napędzanych przez śmigło poprzez wzrost prędkości obrotowej lub średnicy śmigła napędowego. Niska gęstość powietrza przekłada się bezpośrednio na wartość liczby Reynoldsa, która dla skrzydła na wysokości ok. 30 km zawiera się w przedziale  $\text{Re} = 5 \cdot 10^4 \div 1 \cdot 10^5$ , zaś dla śmigła napędowego w przedziale  $\text{Re} = 1,5 \div 3 \cdot 10^4$  [16], [29].



Rys. 4. Zmiana gęstości atmosfery dla Ziemi i Marsa w funkcji wysokości w zakresie 0-40 km [31] (linią przerywaną zaznaczono zakres eksploatacyjnych wysokości lotu dla samolotu marsjańskiego)

Płyny (ciecze, gazy) składają się z molekuł<sup>7</sup>, które zderzają się pomiędzy sobą i innymi ciałami stałymi. Płyn uważa się za ośrodek ciągły, jego własności np. gęstość, ciśnienie, temperatura i prędkość opisywalne są w "nieskończenie" małych punktach, tzw. REV (ang. *Reference Element of Volume*) – fakt, że płyn składa się z pojedynczych molekuł jest tu zaniedbywany. Zakłada się więc, że własności płynu różnią się w sposób ciągły od jednego do drugiego punktu i są uśrednionymi wartościami REV.

W zastosowaniach technicznych uwzględnia się znacznie większe rozmiary liczone w metrach (długość kadłubów samolotów i śmigłowców, rozpiętość skrzydeł samolotów, ...) lub centymetrach (średnice wirników pomp, ...). Najmniejszy wymiar liniowy mający znaczenie w mechanice płynów jest równy

<sup>&</sup>lt;sup>7</sup>Rozmiary molekuły wody:  $3,36 \times 3,57 \times 1,40$  ( $\cdot 10^{-10}$ m).

 $10^{-4} \div 10^{-5}$  m, odpowiadający wysokości chropowatości powierzchni (np. pokrycia skrzydła samolotu), która może wywoływać zmiany oporów tarcia gazu o powierzchnię zewnętrzną skrzydła [16], [29].

Wobec tak znacznej różnicy skal pomiędzy strukturą molekularną płynu i geometrycznymi wymiarami przepływu, należy określić, czy w mechanice płynów należy stosować metody obliczeń oparte o model molekularny materii (ośrodek ciągły), czy też stosować mechanikę statystyczną (ośrodek nieciągły). Podstawowym kryterium pozwalającym na rozstrzygnięcie powyższego problemu jest tzw. liczba Knudsena<sup>8</sup> Kn określona zależnością [16]

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \tag{3.1}$$

gdzie:

- $\lambda~-$ średnia długość drogi swobodnej molekuł płynu,
- L długość charakterystyczna minimalna długość, na jakiej obserwuje się znaczące różnice w parametrach makroskopowych przepływu, np. cięciwa skrzydła.

Dla atmosfery Marsa średnia długość drogi swobodnej moleku<br/>ł ${\rm CO}_2$ i ${\rm N}_2$ jest określona zależnością [16]

$$\lambda \approx \frac{2\mu}{\rho \overline{c}} \tag{3.2}$$

gdzie:

 $\mu$  – współczynnik lepkości dynamicznej (tabela 2),

 $\rho$  – gęstość atmosfery (tabela 2),

 $\overline{c}$  – średnia prędkość termiczna molekuł CO<sub>2</sub> i N<sub>2</sub>.

Średnia prędkość termiczna molekuł jest określona zależnością

$$\overline{c} = \sqrt{\frac{8RT}{\pi}} \tag{3.3}$$

Dla atmosfery Marsa średnia długość drogi swobodnej molekuł gazu  $\lambda = 5, 48 \cdot 10^{-6}$ m. Pprzyjmując jako długość charakterystyczną cięciwę skrzydła samolotu c = 1m, otrzymano  $Kn = 0,00000547 \ll 0,01$ , co pozwala

 $<sup>^8</sup>$ Liczba Knudsena (Kn)– kryterium podobieństwa pozwalające określić stosowalność równań mechaniki płynów. Płyn można traktować jako ośrodek ciągły dla $Kn\leqslant 0,01.$ 

stwierdzić, że atmosferę Marsa można traktować jako ośrodek ciągły i stosować standardowe równania mechaniki płynów<sup>9</sup>.

Liczba Reynoldsa wyraża relację między siłami bezwładności a siłami tarcia, działającymi na obiekt (np. skrzydło samolotu) poruszający się w płynie i jest określona zależnością [16]

$$\operatorname{Re} = \frac{\rho V c}{\mu} \quad \text{stad} \quad V c = \frac{\operatorname{Re}\mu}{\rho}$$
(3.4)

gdzie:

c – wymiar charakterystyczny – cięciwa skrzydła,

V – prędkość przemieszczania się skrzydła.

Dla równoważnych samolotów (c, V = const) poruszających się na tej samej wysokości w atmosferze Ziemi i Marsa, stosunek liczb Reynoldsa jest określony równaniem

$$\frac{\operatorname{Re}_{M}\mu_{M}}{\rho_{M}} = \frac{\operatorname{Re}_{Z}\mu_{Z}}{\rho_{Z}} \qquad \text{stad} \qquad \frac{\operatorname{Re}_{Z}}{\operatorname{Re}_{M}} = \frac{\mu_{M}\rho_{Z}}{\mu_{Z}\rho_{M}} \approx 60 \tag{3.5}$$

Statek powietrzny poruszający się w atmosferze Marsa, operuje w zakresie liczb Reynoldsa ok. 60 razy mniejszych niż równoważny statek powietrzny w atmosferze Ziemi. Zakładając, że samolot o rozpiętości skrzydeł rzędu  $5 \div 10 \text{ m}$  porusza się w atmosferze ziemskiej w zakresie liczb Reynoldsa Re =  $10^6 \div 10^7$ , dla dalszych obliczeń dla projektowanego samolotu marsjańskiego przyjęto Re =  $10^5$  (rys. 5).



Rys. 5. Liczba Reynoldsa (Re) w funkcji liczby Macha (Ma) [8]

<sup>&</sup>lt;sup>9</sup>Parametr graniczny liczby Knudsena dla atmosfery Marsa Kn = 0.01 jest spełniony dla cięciwy skrzydła samolotu  $c = 5.48 \cdot 10^{-4}$ , co pozwala twierdzić, że równania mechaniki statystycznej należy stosować dla skrzydeł o długości cięciwy  $c < 5.48 \cdot 10^{-4}$  m (poniżej 0.54 mm). Latające statki powietrzne ze skrzydłami o takiej długości cięciwy współcześnie nie istnieją.

Zmniejszenie liczby Reynoldsa niesie za sobą zmiany lepkości gazu (ang. viscous effect), co prowadzi do wzrostu oporu czołowego z jednoczesnym zmniejszeniem siły nośnej wytwarzanej na skrzydle samolotu. Dodatkowo, w czasie lotu w zakresie małych liczb Reynoldsa  $(10^4 \div 10^5)$  "zachowanie" się skrzydła samolotu (wartość siły nośnej) jest trudne "do przewidzenia" z powodu "losowego" odrywania się warstwy przyściennej. Statek powietrzny o rozpiętości 1 m poruszający się w atmosferze Marsa generuje podobną wartość siły nośnej, jak obiekt latający o rozmiarach owada poruszający się w atmosferze ziemskiej [16], [28], [29].

Promień Marsa jest równy ok. 53% promienia Ziemi, co przy średniej gęstości równej ok. 70% gęstości Ziemi powoduje, że masa Marsa jest równa ok. 10% masy Ziemi. Powyższe parametry fizyczne Marsa powodują, że średnie przyśpieszenie grawitacyjne na powierzchni Marsa  $g_M$  jest równe ok. 37% (ok.  $3g_Z/8$ ) średniego przyśpieszenia grawitacyjnego  $g_Z$  na powierzchni Ziemi [10].

Ciężar samolotu latającego w atmosferze Marsa jest równy tylko około 37% ciężaru równoważnego samolotu latającego w atmosferze Ziemi, jednak obniżenie ciężaru nie rekompensuje skrajnych trudności generowania siły nośnej na skrzydłach.

Siła nośna  $F_L$  powstająca na skrzydle o powierzchni S, przy prędkości V oraz na wysokości lotu odpowiadającej gęstości powietrza  $\rho$ , jest określona zależnością

$$F_L = \frac{C_L \rho V^2 S}{2} \tag{3.6}$$

Dodatkowo na skrzydło poruszające się w atmosferze, w wyniku interakcji pomiędzy powierzchnią skrzydła a warstwą przyścienną, działa siła oporu aerodynamicznego  $F_D$  skierowana przeciwnie do kierunku lotu określona zależnością

$$F_D = \frac{C_D \rho V^2 S}{2} \tag{3.7}$$

gdzie:

- $C_L$  bezwymiarowy współczynnik siły nośnej (proporcjonalny do kąta natarcia  $\alpha$ ),
- $C_D$  bezwymiarowy współczynnik siły oporu,
- S powierzchnia nośna [m<sup>2</sup>].

Dla równoważnych samolotów (m, S = const) poruszających się na tej samej wysokości w atmosferze Ziemi i Marsa, celem realizacji lotu horyzontalnego (H = const) ciężar samolotu Q musi być równoważony siłą nośną  $F_L$ 

$$Q = F_{L\,Ziemia} \rightarrow mg_Z = \frac{C_{L\,Ziemia}\rho_Z V_Z^2 S}{2} \rightarrow m = \frac{C_{L\,Ziemia}\rho_Z V_Z^2 S}{2g_Z}$$

$$Q = F_{L\,Mars} \rightarrow mg_M = \frac{C_{L\,Mars}\rho_M V_M^2 S}{2} \rightarrow m = \frac{C_{L\,Mars}\rho_M V_M^2 S}{2g_M}$$
(3.8)

gdzie: m – masa samolotu.

Porównując stronami i zakładając, że (patrz tabela 2)

$$g_M \approx \frac{3}{8}g_Z \qquad \rho_M \approx \frac{1}{80}\rho_Z$$
 (3.9)

oraz upraszczając, poprzez usunięcie identycznych wyrazów  $({\cal C}_L,S),$ otrzymano

$$V_M = V_Z \sqrt{\frac{\rho_Z g_M}{\rho_M g_Z}} = V_Z \sqrt{\left(\frac{\rho_Z}{\rho_M}\right) \left(\frac{g_M}{g_Z}\right)} = V_Z \sqrt{\left(\frac{80}{1}\right) \left(\frac{3}{8}\right)} = V_Z \sqrt{30} \approx 5,48 V_Z \tag{3.10}$$

W oparciu o równanie (3.10) można stwierdzić, że samolot latający w atmosferze Marsa lotem horyzontalnym, musi poruszać się z prędkością prawie 5,5 razy większą niż równoważny samolot latający w atmosferze ziemskiej  $(C_L, S = \text{const})$ , celem osiągnięcia identycznej wartości siły nośnej.

Bezwymiarowy współczynnik siły nośnej  $C_L$  dla samolotu poruszającego się w atmosferze Marsa i Ziemi jest określony zależnością

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S} \tag{3.11}$$

Dla równoważnych samolotów (m = const) poruszających się na tej samej wysokości w atmosferze Ziemi i Marsa, wyprwadzając  $C_L$  dla Ziemi i Marsa, otrzymano

$$\frac{C_{L\,Mars}}{C_{L\,Ziemia}} = \frac{\frac{mg_M}{mg_Z}}{\frac{\rho_M V_M^2 S_M}{\rho_Z V_Z^2 S_Z}} = \frac{\frac{3}{8}}{\frac{1}{80} \left(\frac{V_M}{V_Z}\right)^2 \left(\frac{S_M}{S_Z}\right)} \approx 30 \left(\frac{V_Z}{V_M}\right)^2 \left(\frac{S_Z}{S_M}\right)$$
(3.12)

Reasumując, można stwierdzić, że współczynnik siły nośnej  $C_L$  dla statku powietrznego latającego w atmosferze Marsa powinien być ok. 30 razy większy niż dla równoważnego statku powietrznego latającego w atmosferze ziemskiej  $(V_Z = V_M, S_Z = S_M)$ .

Dwukrotny wzrost prędkości lotu V przy jednocześnie dwukrotnym wzroście powierzchni nośnej S, sprowadza równanie (3.12) do postaci

$$\frac{C_{L\,Mars}}{C_{L\,Ziemia}} \approx 4 \tag{3.13}$$

Dla samolotu marsjańskiego, uwzględniając specyfikę atmosfery planety (niska liczba Re, niska liczba Ma), nie jest możliwe osiągnięcie wartości  $C_L > 1.8$ . Próba zwiększania wartości  $C_L$  poprzez wzrost kąta natarcia  $\alpha$ jest ograniczony wartością tzw. krytycznego kąta natarcia. Wprowadzenie dodatkowych układów mechanizacji skrzydła (klapy, sloty), pozwala dodatkowo zwiększyć wartość  $C_L$  o ok.  $60 \div 70\%$  [16], [25], [27].

Wprowadzenie dodatkowych układów mechanizacji skrzydła dla samolotu marsjańskiego nie jest jednak wskazane z dwóch powodów [29]:

- złożoność układów mechanizacji skrzydła (budowa wewnętrzna, sterowanie – lot w pełni autonomiczny),
- mała skuteczność systemów mechanizacji skrzydła przy małych liczbach Re.

Konstrukcyjny wzrost wartości współczynnika  $C_L$  do poziomu  $5 \div 6$  dla nieruchomych sztywnych skrzydeł jest niemożliwy, dlatego też zmniejszenie wartości siły nośnej dla samolotu latającego w atmosferze Marsa musi być kompensowane poprzez wzrost prędkości lotu lub powierzchni nośnej. Wzrost prędkości lotu samolotu jest ograniczony niższą niż na Ziemi wartością średniej prędkości dźwięku, zaś wartość powierzchni nośnej samolotu jest ograniczona głównie względami konstrukcyjnymi (wymiarami ładowni lądownika).

Ogólnie rzecz biorąc, samolot marsjański powinien zostać zbudowany na powierzchni Ziemi, w czasie lotu z Ziemi na Marsa musi znajdować się w konfiguracji złożonej (ang. non-flight configuration), zaś w trakcie lądowania musi być "rozłożony" do pozycji "lotnej" (ang. flight configuration), gdzie następnie ma rozpocząć się jego eksploatacja. Biorąc pod uwagę dotychczasowe osiągnięcia w "powierzchniowej" eksploracji Marsa, należy zwrócić uwagę na problem tzw. nosicieli – rakiet nośnych mających za zadanie dostarczenie ładunku użytecznego z powierzchni Ziemi do celu misji (rys. 6) [19], [31].

Pojemność komory ładunkowej lądownika<sup>10</sup>, która jest ograniczona kon-

 $<sup>^{10}</sup>$ Łazik marsjański Sojourner wraz z lądownikiem Mars Pathfinder został dostarczony na powierzchnię Marsa przez rakietę nośną Boeing Delta II (7925), zaś łaziki marsjańskie Spirit i Opportunity w ramach misji Mars Exploration Rover zostały dostarczone przez dwie bliźniacze rakiety nośne Boeing Delta II (7925 Heavy) – objętość komory ładunkowej lądownika ok. 7,8 m<sup>3</sup> (średnica max. 2,48 m, wysokość max. 1,6 m), dla przykładu: Ariane 5 – średnica komory ładunkowej lądownika ok. 0,8 m.



Rys. 6. Przykład umieszczenia samolotu marsjańskiego na pokładzie rakiety nośnej Atlas V 401, http://www.nasaspaceflight.com/wp-content/uploads/2011/08/A31.jpg

strukcją rakiety nośnej, ma bezpośredni wpływ na wymiary geometryczne ładunku użytecznego.

Rozpiętość skrzydeł samolotu marsjańskiego jest jednoznaczne określona przez:

- wymiary geometryczne komory ładunkowej (średnica/wysokość),
- konstrukcją skrzydeł (skrzydła sztywne łamane, skrzydła elastyczne), umożliwiającą ich "umieszczenie" wewnątrz komory ładunkowej.

Jednym z zasadniczych problemów przy konstrukcji samolotu marsjańskiego jest opracowanie "koncepcji" składania skrzydeł. Linia składania będąca prostopadłą do krawędzi natarcia skrzydła znacznie upraszcza konstrukcję skrzydła, jednakże zmniejsza wytrzymałość na przeciążenia pionowe (rozkładanie skrzydeł w czasie lądowania) prowadzi do wzrostu zaburzeń przepływu w miejscu "składania", szczególnie na krawędzi spływu. Zastosowanie linii "łamania" ustawionej pod kątem do krawędzi natarcia zwiększa wytrzymałość skrzydła (większa część skrzydła jest nieruchoma) oraz zmniejsza zaburzenia przepływu (rys. 7). Pojedyncze składanie skrzydeł pozwala na prawie dwukrotne zwiększenie powierzchni nośnej w stosunku do powierzchni komory ładunkowej. Dla rakiety nośnej Boeing Delta II (7925 Heavy) o średnicy komory ładunkowej  $\emptyset = 2,52$  m, (S = 4,98 m<sup>2</sup>) można określić maksymalną powierzchnię nośną skrzydeł samolotu marsjańskiego na poziomie ok.  $8 \div 10$  m<sup>2</sup> [12], [14].



Rys. 7. Lądownik ze złożonymi skrzydłami oraz poszczególne fazy rozkładania skrzydeł samolotu marsjańskiego (M-4 "Minerva" Mars Atmospheric Flight Vehicle – Cranfield University 2005) [28], [29]

Dla samolotu lecącego ze stałą prędkością V lotem horyzontalnym kluczowym zagadnieniem jest określenia wymaganej wartości całkowitej mocy niezbędnej  $P_{Aero}$  wymaganej do wytworzenia ciągu zdolnego do pokonania całkowitego oporu aerodynamicznego  $F_D$ 

$$P_{Aero} = F_D V \tag{3.14}$$

Podstawiając (3.7) do (3.14), oraz uwzględniając (3.6) otrzymano

$$P_{Aero} = F_D V = \frac{C_D \rho V^3 S}{2}$$
  $F_L = mg = \frac{C_L \rho V^2 S}{2}$  (3.15)

wyodrębniającVz równania  $(3.15)_2$ i podstawiając do równania  $(3.15)_1,$ otrzymano

$$P_{Aero} = \frac{C_D}{\sqrt{C_L^3}} \sqrt{\frac{(mg)^3}{S}} \sqrt{\frac{2}{\rho}}$$
(3.16)

Dla równoważnych samolotów  $(m, S, C_L, C_D = \text{const})$  poruszających się na tej samej wysokości w atmosferze Ziemi i Marsa, poprzez określenie zależności  $P_{Aero-Mars}/P_{Aero-Ziemia}$  w oparciu o równanie (3.16), otrzymano:

$$\frac{P_{Aero-Mars}}{P_{Aero-Ziemia}} = \frac{\frac{C_D}{\sqrt{C_L^3}}\sqrt{\frac{(mg_M)^3}{S}}\sqrt{\frac{2}{\rho_M}}}{\frac{C_D}{\sqrt{C_L^3}}\sqrt{\frac{(mg_Z)^3}{S}}\sqrt{\frac{2}{\rho_Z}}} \approx \sqrt{\frac{\left(\frac{g_M}{g_Z}\right)^3}{\left(\frac{\rho_M}{\rho_Z}\right)}} \approx \sqrt{\frac{\left(\frac{3}{8}\right)^3}{\left(\frac{1}{80}\right)}} \approx 2,05 \quad (3.17)$$

Reasumując, można stwierdzić, że wymagana moc niezbędna do wykonania lotu horyzontalnego w atmosferze Marsa jest ponad 2 razy większa niż dla równoważnego lotu w atmosferze ziemskiej. Z powodu niekorzystnych warunków, mających wpływ na wytwarzanie siły nośnej samolotu latającego w atmosferze Marsa (niska liczba Reynoldsa, mała gęstość atmosfery), celem ograniczenia poboru mocy niezbędnej należy dążyć do minimalizacji siły oporu  $C_{D min}$ , przy jednoczesnej maksymalizacji siły nośnej  $C_{L max}$ .

# 4. Projekt płatowca samolotu marsjańskiego

Samolot marsjański powinien posiadać skrzydła o nieznacznym wydłużeniu, pozwalające na lot w burzliwej atmosferze (silne wiatry), możliwe do "zapakowania" w komorze ładunkowej lądownika. Na podstawie dokonanej analizy istniejących konstrukcji (ARES, AME, Blue Bird II), wyznaczono wstępne parametry samolotu marsjańskiego:

- masa całkowita m = 100 kg (płatowiec, zespół napędowy, aparatura naukowo-badawcza, system nawigacyjny, system automatycznego sterowania, ...)
- ciężar: Ziemia 981,0 N, Mars 369,0 N
- obciążenie skrzydła: Ziemia  $125.8 \text{ N/m}^2$ , Mars  $46.3 \text{ N/m}^2$
- rozpiętość skrzydeł  $b=6,25\,\mathrm{m}$
- cięciwa  $c = 1,25 \,\mathrm{m}$
- wydłużenie  $\Lambda = 5$
- zbieżność skrzydła  $\tau=c_2/c_1=1$  (skrzydło prostokątne)
- powierzchnia skrzydła  $S=7.8\,\mathrm{m}^2$
- pułap  $H = 2000 \,\mathrm{m}$  (nad poziomem gruntu Marsa)
- zakres liczb Reynolds<br/>a ${\rm Re}\cong 10^5$  (lot ze stałą prędkością)

W oparciu o dostępną literaturę i oprogramowanie, dotyczące profili lotniczych "pracujących" w zakresie małych liczb Reynoldsa (Re =  $50\,000 \div 200\,000$ ), jako profil nośny został wybrany profil DF101 – niesymetryczny, obustronnie wypukły o zwiększonej grubości (zabudowa wewnątrz profilu akumulatorów, zaś na górnej powierzchni paneli ogniw fotoelektrycznych) (rys. 8).

Obliczona wartość kąta natarcia  $\alpha_{OPT}$  (tabela 4) dotyczy skrzydła o nieskończonym wydłużeniu. Dla skrzydła o skończonym wydłużeniu obliczony kąt



Rys. 8. Porównanie charakterystyk  $(C_L/C_D),\,C_L=f(\alpha)$ dla profilu lotniczego DF101; Re $=100\,000$ 

**Tabela 4.** Wybrane parametry profilu lotniczego DF101 dla  $\text{Re} = 10^5$  (oprogramowanie WinFoil 3])

Profil	$C_{Lopt}$	$C_{D opt}$	$\alpha_{OPT}$	Doskonałość aerodynamiczna
DF101	0,82	0,018	7,8	45,5

natarcia należy powiększyć o wartość tzw. kąta "indukowanego", przedstawionego równaniem [27]

$$\alpha_i = \frac{C_Z}{\pi \Lambda_{e\alpha}} \tag{4.1}$$

gdzie:  $\Lambda_{e\alpha}$  – wydłużenie efektywne skrzydła,  $\Lambda_{e\alpha} = 4,32$ .

Dla założonego wydłużenia skrzydła wartość indukowanego kąta natarcia  $\alpha_I = 0,06$ . Sumaryczny kąt natarcia  $\alpha = \alpha_{OPT} + \alpha_I = 7,86^{\circ}$ . Dla skrzydła o skończonym wydłużeniu wzrasta również wartość współczynnika oporu  $C_D$  o wartość tzw. współczynnika oporu indukowanego  $C_{DInd}$ .

Współczynnik oporu indukowanego skrzydła  $C_{DInd}$  jest określony równaniem [27]

$$C_{D\,Ind} = \frac{C_L^2}{e\pi\Lambda} \tag{4.2}$$

gdzie: e – współczynnik Oswalda

$$e = 1,78(1 - 0.045\Lambda^{0.68}) - 0.64 \rightarrow e = 0.9$$

Sumaryczny opór dla skrzydła o skończonej rozpiętości jest równy sumie powyższych składowych i jest określony równaniem [27]

$$C_D = C_{D\,Pro} + C_{D\,Ind} \tag{4.3}$$

gdzie:  $C_{DPro}$  – współczynnik oporu profilowego.

Dla założonego wydłużenia skrzydła, wartość współczynnika oporu indukowanego  $C_{DInd} = 0.055$ . Sumaryczny współczynnik oporu  $C_D = C_{DOpt} + + C_{DInd} = 0.073$  (tabela 5).

**Tabela 5.** Wybrane parametry współczynników siły nośnej, siły oporu i kąta natarcia dla skrzydła samolotu

Profil	$C_L$	$C_D$	$\alpha_{OPT}$	Doskonałość aerodynamiczna
DF101	0,83	0,073	7,86	11,36

Zgodnie z atmosferą wzorcową Marsa, średnia gęstość atmosfery na wysokości H = 2000 m jest równa  $\rho_{2000} = 0,0126 \text{ kg/m}^3$ . Dokonując przekształcenia (3.8) do postaci

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2mg_M}{C_L \rho_{2000} S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 100 \cdot 3.69}{0.83 \cdot 0.0126 \cdot 7.8}} = 95,12 \text{ m/s}$$
(4.4)

została obliczona minimalna wartość prędkości dla lotu horyzontalnego samolotu marsjańskiego  $V_{min} = 95,12 \,\mathrm{m/s}~(342,4 \,\mathrm{km/h})$  co odpowiada liczbie Macha Ma<sub>M</sub> = 0,388.

Szacowaną długość  $l_K$  [m] projektowanego samolotu o masie m obliczono w oparciu o równanie empiryczne [27]

$$l_K = Am^B = 1,59 \cdot 100^{0.23} \approx 4,58 \text{ m}$$
(4.5)

gdzie: A, B – empiryczne współczynniki proporcjonalności (dla jednosilnikowego samolotu ogólnego przeznaczenia A = 1,59, B = 0,23) [27].

W oparciu o analizę istniejących rozwiązań, do projektowanego samolotu marsjańskiego został wybrany kadłub o przekroju prostokątnym o wymiarach  $1,0 \,\mathrm{m} \times 0.8 \,\mathrm{m}$ , pole powierzchni maksymalnego przekroju czołowego  $S_k = 0.8 \,\mathrm{m}^2$  [24], [25].

Badania statystyczne kadłubów współczesnych samolotów wykazały, że dla kadłubów opływowych, dopracowanych aerodynamiczne, współczynnik oporu kadłuba  $C_{Dk}$  jest określony równaniem [27]

$$C_{Dk} = c_f \eta_k \eta_{Ma} \frac{S_{ck}}{S_k} \tag{4.6}$$

gdzie:

c <sub>f</sub> – współczym	nik oporów tarcia	ı,
----------------------------	-------------------	----

- $\eta_{Ma}$  współczynnik uwzględniający wpływ ściśliwości gazów atmosferycznych,

- $S_{ck}$  pole powierzchni zewnętrznej kadłuba,
- $S_k$  pole powierzchni maksymalnego przekroju czołowego.

W oparciu o równania przedstawione w [27], zostały obliczone wartości liczbowe współczynników oporu dla projektowanego samolotu marsjańskiego  $c_f = 0,0045, \ \eta_k = 1,26, \ \eta_{Ma} = 1, \ S_k = 0.8, \ S_{ck} = 11,67 \text{ m}^2.$ 

Bezwymiarowy współczynnik oporu kadłuba obliczony w oparciu o równanie (4.6) dla projektowanego samolotu marsjańskiego jest równy  $C_{Dk} = 0.082$ .

Sumaryczna wartość bezwymiarowego współczynnika oporu  $C_D$  projektowanego samolotu marsjańskiego jest określona równaniem (tabela 6)

$$C_D = C_{D Pro} + C_{D Ind} + C_{Dk} \tag{4.7}$$

**Tabela 6.** Wybrane parametry współczynników siły oporu samolotu marsjańskiego

$C_{DPro}$	$C_{DInd}$	$C_{Dk}$	$C_D$	Doskonałość aerodynamiczna
0,018	$0,\!055$	0,082	$0,\!155$	$5,\!35$

Całkowita siła oporu samolotu marsjańskiego jest określona równaniem

$$F_D = C_D \frac{\rho_{2000} S V_{min}^2}{2} = \frac{0.155 \cdot 0.0126 \cdot 7.8 \cdot (95.12)^2}{2} = 68.91 \text{ N}$$
(4.8)

Moc niezbędna  $P_{Aero}$  wymagana do wytworzenia ciągu zdolnego do pokonania całkowitego oporu aerodynamicznego  $F_D$  i realizacji lotu horyzontalnego z prędkością  $V_{min}$  jest określona równaniem [9]

$$P_{Aero} = F_D V = 68,91 \cdot 95,12 = 6555,14 \text{ W}$$
(4.9)

W warunkach ziemskich sprawność standardowych śmigieł lotniczych nie przekracza  $\eta_{\pm miglo} \leq 87\%$  i znacznie zmniejsza się przy spadku liczby Reynoldsa. Sprawność silników elektrycznych i przekładni wykorzystywanych w konstrukcjach lotniczych, nie przekracza wartości  $\eta_{silnika} \leq 88\%$ ,  $\eta_{przekladni} \leq 98\%$ . Dodatkowo silnik elektryczny wchodzący w skład zespołu napędowego współpracuje z systemem sterowania mocy, w zależności od aktualnych warunków lotu. Zmiany siły ciągu generowanego przez zespół napędowy są realizowane przez zmiany obrotów silnika elektrycznego (stały kąt ustawienia łopat śmigła napędowego). Funkcję tę spełnia układ kontrolera pracą silnika współpracujący z systemem automatycznego sterowania, systemem nawigacyjnym, centralą danych aerometrycznych i radiowysokościomierzem. Sprawność kontrolera pracy silnika szacowana jest na poziomie  $\eta_{kontr.siln.} \leq 95\%$ . Moc rozporządzalna  $P_r$  [W] (doprowadzana na zaciski kontrolera silnika) dla projektowanego samolotu marsjańskiego jest równa

$$P_r = \frac{P_{Aero}}{\eta} = \frac{P_{Aero}}{\eta_{silnik}\eta_{przekladnia}\eta_{śmiglo}\eta_{kontr.siln.}} = \frac{6555,14}{0,712} = 9196,66 \text{ W}$$
(4.10)

Obliczona wartość mocy niezbędnej i rozporządzalnej jest adekwatna tylko dla realizacji lotu horyzontalnego ze stałą prędkością nad powierzchnią Marsa. Start projektowanego samolotu marsjańskiego realizowany jest w czasie lotu szybowego lądownika w czasie lądowania, dlatego też zespół napędowy samolotu nie musi posiadać zakresu startowego. Wymagany nadmiar mocy jest konieczny tylko dla wykonywania niezbędnych manewrów podczas omijania przeszkód. Lądowanie i ponowny start nie są brane w tym projekcie pod uwagę. Dla obliczeń niniejszego projektu przyjęto niezbędny nadmiar mocy na poziomie 10%, stąd po uwzględnieniu (4.10), moc rozporządzalna  $P_r^*$  została oszacowana na

$$P_r^* = 1,1P_r = 10116,33 \text{ W} \tag{4.11}$$

Wyposażenie pokładowe samolotu marsjańskiego ma za zadanie prowadzenie badań powierzchni planety i otaczającej atmosfery oraz transmisję pozyskanych informacji do orbitera znajdującego się na orbicie marsjańskiej.

Do systemów pokładowych samolotu marsjańskiego można zaliczyć (rys. 9):

- system automatycznego sterowania,
- system nawigacyjny,
- centrala danych areometrycznych,
- radiowysokościomierz,
- system łączności i transmisji informacji,
- systemy pomiarowe:
  - magnetometr,
  - spektrometr,
  - aparaty/kamery w zakresie widzialnym/UV/IR,
- system sterowania zespołem napędowym,
- system zasilania i sterowania pracą ogniw fotoelektrycznych/baterii akumulatorów.


Rys. 9. Rozmieszczenie wyposażenia naukowo-badawczego na pokładzie samolotu marsjańskiego (na przykładzie samolotu Ares – NASA), http://marsairplane.larc.nasa.gov/science.html

Sytemy pokładowe zasilane są przez pokładowy system energetyczny o sprawności przetwarzania energii  $\eta_{zasil.wyp.poklad.} \leq 70\%$ . W oparciu o rozwiązania techniczne wyposażenia pokładowego bazzałogowych sond między-planetarnych oraz łazików marsjańskich<sup>11</sup>, moc wymagana dla zasilania wyposażenia pokładowego została oszacowana na poziomie  $P_{wyp.pokl.} = 300$  W (rys. 10).



Rys. 10. Sprawność elementów składowych wyposażenia pokładowego samolotu marsjańskiego

<sup>&</sup>lt;sup>11</sup>New Horizons (2006), Mars Science Laboratory – Curiosity (2012), MER Spirit/Oportunity (2003).

Sumaryczna moc elektryczna niezbędna do zasilania wyposażenia pokładowego i zespołu napędowego jest równa

$$P_{elektro}^* = 1, 1 \left(\frac{1}{\eta_{silnik} \eta_{przekladnia} \eta_{\pm miglo} \eta_{kontr.siln.}}\right) P_{Aero} + \frac{1}{\eta_{zasil.wyp.pokl.}} P_{wyp.pokl.}$$
(4.12)

Po podstawieniu wartości liczbowych, sumaryczna moc elektryczna jest równa

$$P_{elektro}^* = 10544,90 \text{ W}$$

### 5. Projekt zespołu ogniw fotoelektrycznych

Źródłem energii elektrycznej niezbędnej do zasilania zespołu napędowego i wyposażenia pokładowego są panele ogniw fotoelektrycznych zabudowane na górnych powierzchniach skrzydeł i usterzenia ogonowego. Podczas lotu w strefie nasłonecznionej panele ogniw fotoelektrycznych wytwarzają enegię elektryczną  $P_{elektro}$  niezbędną do zasilania zespołu napędowego i wyposażenia pokładowego, a także do ładowania baterii akumulatorów, zapewniających zasilanie podczas lotu w strefie "nocy" (rys. 11).



Rys. 11. Pokładowy system zasilania energią elektryczną samolotu marsjańskiego

Mars porusza się wokół Słońca po orbicie eliptycznej o mimośrodzie e = 0,093, gdzie największa odległość planety od Słońca (aphelium) jest równa  $a_{M \ aph} = 1,665 \ \mathrm{AU}^{12}$ , zaś najmniejsza (peryhelium) jest równa  $a_{M \ peryh} = 1,381 \ \mathrm{AU}$ . Średnia odległość Marsa od Słońca jest równa  $a_{M} = 1,523 \ \mathrm{AU}$ .

 $<sup>^{12}\</sup>mathrm{AU}$ – jednostka astronomiczna – 1<br/>AU=1,496·10^8 km, średnia odległość Ziemi od Słońca.

Srednie natężenie promieniowania słonecznego na orbicie Marsa  $I_M$  podające na powierzchnię ustawioną prostopadle do promieniowania słonecznego jest określone równaniem

$$I_M = \frac{I_Z}{\left(\frac{a_M}{a_Z}\right)^2} \tag{5.1}$$

gdzie:  $I_Z \approx 1370 \,\text{W/m}^2$  – średnie natężenie promieniowania słonecznego na orbicie Ziemi,  $a_Z = 1 \,\text{AU}$ .

Natężenie promieniowania słonecznego w dwóch punktach orbity Marsa (aphelium, peryhelium) zgodnie z równaniem (5.1) jest równe: aphelium –  $I_{M aph} \approx 485 \,\mathrm{W/m^2}$ , peryhelium –  $I_{M peryh} \approx 705 \,\mathrm{W/m^2}$ . Wartość średnia –  $I_{M \, \acute{s}r} \approx 595 \,\mathrm{W/m^2}$ .

Całkowite promieniowanie słoneczne  $I_T$ , docierające do powierzchni Marsa jest kompilacją trzech składowych. Są to:

- promieniowanie bezpośrednie  $(I_B)$  pochodzi od widocznej tarczy słonecznej; natężenie i kierunek padania jest uzależniony od aktualnej wysokości Słońca nad horyzontem – deklinacja Słońca. Tłumienie składowej promieniowania bezpośredniego  $I_B$  jest częściowo kompensowane przez składową rozproszoną  $I_D$ ;
- promieniowanie rozproszone (dyfuzja)  $(I_D)$  wielokrotne załamanie promieniowania w atmosferze, emitowane jest przez całą sferę niebieską;
- promieniowanie odbite (albedo)  $(I_A)$  związane z występującymi elementami krajobrazu, które część padającego promieniowania odbijają w kierunku rozpatrywanej powierzchni

$$I_T = I_B + I_D + I_A \tag{5.2}$$

Samolot marsjański ma "latać" lotem horyzontalnym, ogniwa słoneczne mają być zabudowane na górnych powierzchniach skrzydeł, stąd wartość składowej odbitej  $I_A = 0$ .

Bardzo niska gęstość atmosfery marsjańskiej oraz słaba grawitacja sprzyjają powstawaniu i unoszeniu się nad powierzchnią planety gęstych warstw pyłu, sięgających wysokości  $30 \div 50 \text{ m}$  nad powierzchnię planety, skutecznie ograniczających przenikalność atmosfery. O ile przypowierzchniowe warstwy pyłu nie stanowią zagrożenia dla samolotu marsjańskiego, o tyle lokalne tornada (ang. *Devil Dust*) stanowią poważne niebezpieczeństwo dla bezpieczeństwa lotu<sup>13</sup>.

Składowa rozproszona promieniowania słonecznego  $I_D$ , z racji małej gęstości atmosfery, ma zauważalny wpływ na całkowite natężenie promieniowania

 $<sup>^{13}</sup>$ Devil Dust (zwany Diabłem pyłu marsjańskiego) osiąga wysokość <br/>  $15\div20\,\rm km$  przy średnicy nie przekraczającej 100 m.

słonecznego dla wysokości nieprzekraczającej setek metrów nad powierzchnią planety (rys. 12).



Rys. 12. Natężenie promieniowania słonecznego na orbicie Marsa (z lewj) oraz natężenie promieniowania słonecznego (bezpośrednie i dyfuzyjne) mierzone na powierzchni Marsa, Viking 1,  $\varphi = 22,3^{\circ}$ N (1976) [2] (z prawej)

Samolot marsjański ma przemieszczać się w strefie okołorównikowej w zakresie szerokości geograficznej  $(24,93^{\circ}N \div 24,93^{\circ}S)^{14}$ , gdzie w okresie równonocy wiosennej/jesiennej (Słońce znajduje się wówczas w zenicie nad równikiem Marsa), kąt padania promieniowania słonecznego na równoleżniki 24,93°N i 24,93°S jest równy  $\theta = 24,93^{\circ 15}$  (cos  $\theta = 0,90716$ ). Średnia wartość promieniowania słonecznego padającego na powierzchnię równoległą do płaszczyzny horyzontu ( $\varphi = 24,93^{\circ}N, 24,93^{\circ}S$ ), jest określona równaniem

$$I_{M\,25^{\circ}} = \tau IM \,\pm r \cos\theta = 0.8 \cdot 595 \cdot 0.907 = 431.7 \,\frac{\mathrm{W}}{\mathrm{m}^2} \tag{5.3}$$

gdzie:  $\tau$  – przenikalność optyczna atmosfery<sup>16</sup>.

Stosownie do zmiennej wysokości kątowej Słońca na sferze niebieskiej, funkcja zmian natężenia promieniowania słonecznego może być aproksymowana do funkcji cosinus. Wartość średnia natężenia promieniowania słonecznego

 $<sup>^{14}</sup>$ Szerokość geograficzna zwrotników na Marsie: na półkuli północnej  $\varphi=24,936^\circ N,$  na półkuli południowej  $\varphi=24,936^\circ S.$ 

<sup>&</sup>lt;sup>15</sup>Kąt pomiędzy kierunkiem padającego promieniowania a normalną do płaszczyzny horyzontu lokalnego.

<sup>&</sup>lt;sup>16</sup>Przenikalność atmosfery Marsa zawiera się od 0,9 (czysta, przejrzysta atmosfera) do 0,3 (burza piaskowa). Zawartość pyłu w atmosferze, zmniejsza wartość  $\tau$ ; dla normalnych warunków atmosfery Marsa  $\tau \approx 0.8$ . Dla obserwatora znajdującego się na orbicie Marsa (nad atmosferą)  $\tau = 1$ .

 $I^{\bullet}_{M\,\pm r\,12,3}$ w ciągu dnia marsjańskiego (12,3 h) jest określona równaniem (rys. 13) [24]

$$I_{M \pm r \, 123}^{\bullet} = \frac{1}{\pi} I_{M \, 2493^{\circ}} \to I_M \approx 137.4 \, \frac{W}{m^2}$$
(5.4)



Rys. 13. Natężenie promieniowania słonecznego nad powierzchnią Marsa

Odrębnym problemem jest przesunięcie spektrum promieniowania słonecznego przez pyły zawarte w atmosferze Marsa w kierunku dłuższych długości fal elektromagnetycznych. W warunkach atmosfery ziemskiej maksimum spektralne w widmie słonecznym występuje dla długości fali elektromagnetycznej  $\lambda = 550 \div 570$  nm (kolor żółtozielony), dla atmosfery Marsa maksimum to występuje przy długości fali  $\lambda = 650 \div 670$  nm (kolor czerwony). Ogniwa fotoelektryczne wykonane z domieszkowanego GaAs mają maksimum czułości dla długości fali elektromagnetycznej odpowiadającej barwie czerwonej [9], [13], [20].

Współczesne ogniwa fotoelektryczne osiągają sprawność  $\eta_{SC} \ge 40\%^{17}$ , jednakże w technice kosmicznej wykorzystuje się głównie ogniwa jednozłączowe (Si), a w ostatnich latach także ogniwa hybrydowe – trójzłączowe (Ga-As)<sup>18</sup>. Ogniwa fotoelektryczne jednozłaczowe krzemowe stosowane w technie kosmicznej osiągają sprawność na poziomie  $\eta_{SC} = 16 \div 18\%$ , przy napięciu wyjściowym pojedynczego ogniwa  $U_{SC} \le 0.5$  V. Ogniwa trójwarstwowe GaInP/GaInAs/Ge, osiągają sprawność rzędu  $\eta_{SC} = 27 \div 28\%$ , przy napięciu wyjściowym  $U_{SC} \le 2,27$  V. Samolot marsjański ma "latać" w rejonach równikowych planety, gdzie temperatura atmosfery zmienia się w przedziale:  $-120^{\circ}$ C (153 K) w nocy do  $+20^{\circ}$ C (293 K) w dzień.

 $<sup>^{17}\</sup>eta_{SC}\leqslant 43,5\%$ Solar Junction – ogniwo trójzłączowe z koncentratorem optycznym (ang. Three-Junction concentrator); warstwa I – InGaAs, warstwa II – InGaP.

<sup>&</sup>lt;sup>18</sup>Mars Pathfinder (1996), MER Spirit/Oportunity (2003).

Dla projektu samolotu marsjańskiego zostało wybrane ogniwo fotoelektryczne trójwarstwowe GaInP/GaInAs/Ge o sprawności  $\eta_{SC} = 25\%$ . Temperatura pracy ogniw fotoelektrycznych została ustalona na poziomie  $T_{pr} = 0^{\circ}$ C (273 K) [12].

Sprawność ogniw fotoelektrycznych  $\eta_{temp}$  jest odwrotnie proporcjonalna do temperatury i jest określona równaniem<sup>19</sup>

$$\eta_{temp} = 1 - \alpha_{temp} (T_{pr} - T_{odn}) = 1 - 0.003 \cdot (273 - 300) = 1.081$$
(5.5)

gdzie:

-		
$\alpha_{temp}$	_	współczynnik temperaturowy $[\%/{\rm K}]:$
		$\alpha_{temp} \approx 0.3\%/\mathrm{K}$ – dla ogniw GaAs,
		$lpha_{temp} pprox 0.5\%/{ m K}$ – dla ogniw Si,
$T_{pr}$	—	temperatura pracy ogniw [K], $T_{pr} \approx 273 \mathrm{K}$ ,
$\overline{T}_{odn}$	_	temperatura odniesienia (dla ogniw Si/GaAs $T_{odn} \approx 300 \mathrm{K}$ ).

Degradacja ogniw fotoelektrycznych pod wpływem promieniowania kosmicznego (lot Ziemia-Mars) szacowana jest na  $\alpha_{rad} \approx 3\%$ /rok. Czas lotu na trasie Ziemia-Mars trwa ok. 8 miesięcy (2/3 roku). Dla projektu przyjęto  $\alpha_{rad} = 2\%$ . Współczynnik  $\eta_{rad}$  spadku sprawności ogniwa fotoelektrycznego jest określony równaniem [12]

$$\eta_{rad} = 1 - \alpha_{rad} = 1 - 0.02 = 0.98 \tag{5.6}$$

Rzeczywista moc wymagana do zasilania wyposażenia pokładowego samolotu marsjańskiego przez panele ogniw fotoelektrycznych  $P_{total}$  jest określona równaniem

$$P_{total} = \frac{P_{elektro}^*}{\eta_{temp}\eta_{rad}} = \frac{10544,90 \text{ W}}{1,081 \cdot 0,98} = 9953,84 \text{ W}$$
(5.7)

Moc elektryczna  $P_{total}$  "generowana" przez ogniwo fotoelektryczne (GaInP/GaInAs/Ge) o powierzchni S i sprawności  $\eta_{SC}$ , przy natężeniu promieniowania słonecznego  $I^{\bullet}_{M \ {\rm sr} \ 123}$ , jest określona równaniem [12]

$$P_{total} = \eta_{SC} I^{\bullet}_{M \pm r \, 123} S$$
 stąd  $S = \frac{9953,84}{0,25 \cdot 137,4} = 289,77 \text{ m}^2$  (5.8)

 $<sup>^{19}</sup>$ Temperatura odniesienia  $T_{odn}$ dla określenia sprawności ogniw fotoelektrycznych  $T_{odn} = 300 \,\mathrm{K}$ . Dla tej temperatury jest określona sprawność poszczególnych typów ogniw fotoelektrycznych. Przy obniżeniu temperatury, sprawność ogniw fotowoltanicznych wzrasta. Dla  $T_{pr} < 300 \,\mathrm{K}$ współczynnik  $\eta_{temp}$ osiąga wartości większe od 1. Dla  $T = 300 \,\mathrm{K}$ współczynnik  $\eta_{temp} = 1.$ 

## 6. Wnioski końcowe

Wymagana powierzchnia paneli ogniw fotoelektrycznych, umożliwiających wygenerowanie mocy  $P \approx 9,953 \,\mathrm{kW}$  nad powierzchnią Marsa jest ponad 35krotnie większa niż powierzchnia paneli ogniw fotoelektrycznych ( $S_{SC} \approx 8 \,\mathrm{m}^2$ ) zabudowanych na górnej powierzchni skrzydeł projektowanego samolotu. Samolot latający w atmosferze Marsa zasilany przez panele ogniw fotoelektrycznych o parametrach założonych w projekcie "musiałby" posiadać skrzydła o rozpiętości np.  $b \approx 80 \,\mathrm{m}$  i cięciwie  $c \approx 3,5 \,\mathrm{m}$ . Eksperymentalne samoloty słoneczne latające w atmosferze Ziemi posiadają skrzydła o porównywalnej rozpiętości (np.: Solar Impulse –  $b = 61 \,\mathrm{m}$ , Centurion –  $b = 61,8 \,\mathrm{m}$ , Helios –  $b = 75 \,\mathrm{m}$ ).

Wzrost stopnia łamania skrzydeł samolotu marsjańskiego (> 2), pozwala zwiększyć powierzchnię czynną paneli ogniw fotoelektrycznych. Rozwiązanie to nie rokuje jednak bezawaryjnego rozłożenia skrzydeł w trakcie lądowania.

Przedstawione obliczenia wartości mocy elektrycznej wymaganej do zasilania wyposażenia pokładowego samolotu marsjańskiego nie uwzględniają dodatkowej mocy wymaganej do zasilania systemu ładowania akumulatorów pokładowych, zapewniających zasilanie wyposażenia pokładowego w warunkach nocnych/ograniczonej widoczności.

Współczesne projekty samolotów marsjańskich, np: ARES NASA Langley  $(m = 175 \text{ kg}, b = 6.4 \text{ m}, V = 140 \text{ m/s}, \text{ silnik rakietowy - hydrazyna, aku$  $mulatory pokładowe, zasięg/czas lotu - 850 km/1.5 h), czy AME NASA Ames <math>(m = 204 \text{ kg}, b = 12.4 \text{ m}, V = 110 \text{ m/s}, \text{ silnik elektryczny - ogniwo paliwo$ we, zasięg/czas lotu - 3500 km/8.8 h) "nie przewidują" wykorzystania ogniwfotoelektrycznych do zasilania energią elektryczną wyposażenia pokładowego.

Teoretyczna sprawność wielozłaczowych ogniw fotoelektrycznych dla nieskończonej liczby warstw (połączeń) *p-n* wynosi  $\eta_{SC\ teor} \leq 86,8\%$ . Dla teoretycznej sprawności ogniw fotoelektrycznych samolotu marsjańskiego, przy założeniach teoretycznej sprawności zespołu napędowego równej  $\eta = 100\%$ , moc niezbędna jest równa mocy rozporządzalnej i przy założeniu 10% nadmiaru mocy  $P_r = 7210,65$  W,  $P^*_{elektro} = 7510,65$  W,  $P_{total} = 7089,66$  W, zaś powierzchnia paneli ogniw fotoelektrycznych  $S_{SC\ teor} \approx 59,44$  m<sup>2</sup> (7,5 razy większa).

Powyższe symulacje pozwalają jednoznacznie stwierdzić, że dla założeń powyższego projektu nie jest możliwa budowa na powierzchni Ziemi samolotu z "łamanymi" skrzydłami z napędem elektrycznym zasilanym przez panele ogniw fotoelektrycznych, transport nad powierzchnię Marsa i autonomiczny lot samolotu w atmosferze Marsa (rys. 14).



Rys. 14. Projekt płatowca samolotu marsjańskiego (jako projekt wyjściowy został zastosowany projekt motoszybowca Avance autorstwa Waltera Engela (Szwajcaria) opublikowanego w [24], [25]), kolorem szarym oznaczono panele ogniw fotoelektrycznych

Powyższy problem praktycznie przestanie istnieć po budowie stałej, załogowej bazy na powierzchni Marsa z odpowiednią infrastrukturą lotniskową i "przeniesienie" budowy samolotu na powierzchnię Marsa, gdzie ograniczenia wnoszone m.in. przez rakiety nośne przestaną mieć jakiekolwiek znaczenie.

### Bibliografia

- 1. AGRAWAL V., 2011, Satellite Technology Principles and Applications, Wiley
- 2. APPELBAUM J., FLOOD D.J., 1990, *Solar Radiation on Mars*, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio
- 3. APPELBAUM J., MARCOS C., 1994, Solar Radiation on Mars Tracking Photovoltaic Array, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio
- 4. APPELBAUM J., SHERMAN J., 1993, Solar Radiation on Mars Stationary Photovoltaic Array, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio
- 5. BALL A., 2007, *Planetary Landers And Entry Probes*, Cambridge University Press

- 6. COLOZZA A., 2001, Overview of Propulsion Systems for a Mars Aircraft, Glenn Research Center, Cleveland, Ohio
- 7. COLOZZA A., 2000, *Planetary Exploration using Biomimetics*, NASA Institute for Advanced Concepts, Atlanta, Georgia, USA
- 8. COLOZZA A., 1990, Preliminary Design of a Long Endurance Mars Aorcraft, Lewis Research Center Cleveland, Ohio
- 9. EDMINDSON K.M., I INNI, 2005, Multijunction Solar Cells Optimized for the Mars Surface Solar Spectrum, Spectrolab Inc. Sylmar, California, USA
- 10. ELKINS-TANTON L., 2006, The Solar System Mars, Chelsea House
- 11. FORGET F., I INNI, 2006, Planet Mars A Story of Another World, Springer
- 12. FORTESCUE P., 2009, Spacecraft Systems Engineering, Wiley
- 13. FRAAS L., PARTAIN L., 2010, Solar Cells and Their Application, Wiley
- 14. GREGERSEN E., 2010, Unmanned Space Mission, Britannica Educational Publishing
- 15. HOTAKAINEN M., 2008, Mars From Myth And Mystery To Recent Discoveries, Springer
- 16. HOUGHTON E., 2003, Aerodynamics for Engineering Students, Butterworth
- 17. HYDER A., 2000, Spacecraft Power Technologies, Imperial College Press
- 18. ILIN A.V., I INNI, 2011, VASIMR<sup>®</sup> Human Mission to Mars, Space, Propulsion & Energy Sciences International Forum, University of Maryland, USA
- 19. LARSON J., WERTZ J.R., 1999, Space Mission Analysis and Design, Wiley
- LEVINE J.S., 1997, Solar Radiation Incident on Mars and the Outer Planets, NASA Langley Research Center
- LUQUE A., HEGEDUS S., 2003, Handbook of Photovoltaic Science and Engineering, Wiley
- 22. MCKISSOCK B., KOHOUT L.L., 1990, A Solar Power System for an Early Mars Expedition, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio
- 23. MEI Q., 2011, A Solar Power System for High Altitude Airship, The University of Toledo
- 24. NOTH A., I INNI, 2008, Sky Sailor Design of an Autonomous Solar Powered Martian Airplane, ETH Zurich
- 25. NOTH A., 2008, Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight, ETH Zurich
- 26. PATEL M., 2005, Spacecraft Power Systems, CDC Press

- 27. PATURSKI Z., 2008, Przewodnik po projektach z osiągów samolotu, PW, Warszawa
- 28. RAPP D., 2008, Human Mission to Mars, Springer
- 29. SHIMOYAMA K., 2006, Robust Aerodynamic Design of Mars Exploratory Airplane Wing with a New Optimization Method, The University of Tokyo, Japan
- STELLA P., I INNI, 2005, Multijunction Solar Cell Technology for the Mars Surface Applications, JPL, Emcore Photovoltaics Spectrolab Inc. Sylmar, California, USA
- 31. WAGNER R., 1997, Czas Marsa dlaczego i w jaki sposób musimy skolonizować Czerwoną Planetę, Prószyński i S-ka, Warszawa

### Conceptual design of the solar aircraft flying in the Martian atmosphere

#### Abstract

This paper reviews the development of Mars exploration missions and analytical method for estimation of power requirements for Martian aircraft. The article was presented simulations of mathematical parameters on the properties of the Martian atmosphere for use in the project, was developed to model solid aircraft and presented the concept of the electric propulsion fuelled by photovoltaics panels. These simulations allow you to tell that to the modern construction of rockets, is not possible the construction of the Martian aircraft, fuelled by the photovoltaics panels, building on the Earth, fly from Earth to above the surface of Mars and autonomous "start" of the aircraft during the landing.

# WIZYJNY SYSTEM DETEKCJI NIEBA WYKORZYSTANY DO ZADANIA OMIJANIA PRZESZKÓD PRZEZ BEZZAŁOGOWE APARATY LATAJĄCE

JAKUB CIEŚLUK ZDZISŁAW GOSIEWSKI Politechnika Białostocka

 $e\text{-mail: }gosiewski@pb.bialystok.pl; jakub\_ciesluk@wp.pl$ 

Zadanie omijania przeszkód przez urządzenia mobilne od dawna jest tematem badań uczonych na całym świecie. Nie powstał do tej pory żaden system antykolizyjny działający tak dobrze, jak zmysły istot żywych. Biorąc przykład z natury, najczęściej wykorzystywanym sensorem zapobiegającym kolizjom jest wzrok. W technice odpowiednikiem zmysłu wzroku są kamery cyfrowe. W dzisiejszych czasach obraz kamery daje nam nieograniczone możliwości lokalizacji obiektów. Rozwój techniki pozwala na wykorzystanie coraz bardziej wydajnych jednostek obliczeniowych, z czym wiąże się możliwość testowania bardziej funkcjonalnych algorytmów przetwarzania obrazu. W artykule przedstawiony został algorytm wizyjny wykorzystany do zadania omijania przeszkód przez bezzałogowe aparaty latające (BAL). Innowacyjnościa aplikacji jest zespolenie ze sobą kilku własności obrazu, uwzględniając otrzymane wyniki do sterowania BAL. System antykolizyjny wykorzystuje informacje odnośnie lokalizacji nieba na obrazie (obszaru wolnego od przeszkód). Aplikacja powstała z myślą do zastosowania dla szybko latających BAL, gdzie przeszkoda są drzewa, budynki bądź wzniesienia terenu. Ze względu na zastosowanie w zmiennych warunkach atmosferycznych, aplikacja wyposażona została w wydajny system antyrefleksyjny, chroniący przed nieoczekiwanymi zmianami jasności obrazu.

Algorytm omijania przeszkód zaimplementowany został na komputerze pokładowym śmigłowca czterowirnikowego. Urządzenie wyposażone jest w mikroprocesor Blackfin ADSP-BF537. Aplikacja działa pod kontrolą systemu uClinux. Wizualizacja obrazu oraz podgląd do parametrów systemu wizyjnego odbywa się poprzez stworzony webserwer urządzenia. Sterowanie BAL możliwe jest dzięki komunikacji szeregowej z autopilotem Ardupilot Mega. Czas potrzebny na przetworzenie jednej ramki obrazu (rozdzielczość  $320 \times 240$  pikseli) przez urządzenie wizyjne wynosi około 30 ms.

## 1. Wprowadzenie

W artykule przedstawiony został algorytm omijania przeszkód i unikania kolizji przez bezzałogowy statek powietrzny z wykorzystaniem informacji zawartych w obrazie rejestrowanym przez jedną kamerę. Do tej pory opracowanych zostało wiele metod pozwalających na wydobycie informacji o przeszkodzie fotografowanej przez kamerę [5]. Są to metody oparte na segmentacji obrazu, wydobyciu głębi obrazu oraz grupa metod przepływu optycznego [4]. Zaprezentowane rozwiązanie lokalizowania przeszkód wykorzystuje techniki segmentacji obrazu oparte na detekcji krawędzi [1] oraz lokalizacji obszarów o podobnej barwie. Jego zadaniem jest detekcja linii horyzontu i docelowo obszarów wolnych od przeszkód. System wizyjny łączy kilka zależności obrazu, dzięki czemu ryzyko popełnienia błędnej decyzji zostaje ograniczone. W skład aplikacji wchodzą między innymi algorytmy filtrowania obrazu o zadanych parametrach luminacji oraz wydajny algorytm zamykania konturów.

Wizyjny algorytm rozpoznawania przeszkód został zaimplementowany na systemie operacyjnym czasu rzeczywistego uClinux. Jego działanie zostało zweryfikowane podczas testów poligonowych z użyciem śmigłowca czterowirnikowego, który jest bezzałogowym obiektem latającym o możliwości pionowego startu i lądowania.

### 2. Opis metody lokalizacji nieba

Przedstawiony sposób lokalizacji nieba opiera się na połączeniu kilku własności obrazu. Dzięki uwzględnieniu różnych metod otrzymano dokładny algorytm lokalizacji obszaru nieba. Algorytm realizuje następujące zadania: wydobycie istotnych informacji przez segmentację obrazu, lokalizację horyzontu poprzez detekcję konturów.

### 2.1. Segmentacja obrazu

W pierwszym etapie algorytm przeszukuje obraz w celu lokalizacji obszarów o zadanym parametrze jasności. Do tego celu wykorzystana została metoda segmentacji. Segmentacja przez rozrost obszaru testuje sąsiadujące ze sobą piksele, sprawdzając ich wzajemne podobieństwo przez porównywanie parametrów luminacji. Jeżeli wykryta zostanie obustronna spójność i piksele posiadają podobne wartości naświetlenia, dołączane są do obrazu. Ten typ segmentacji sprawdza się dobrze w przypadku obrazów o nieskomplikowanych scenach (przykładem może być niebo). Metoda segmentacji przez rozrost obszaru dla obrazów posiadających bardziej złożoną teksturę (scenerię) ma tendencję do wydzielania małych obszarów. Dane obszary można zaznaczyć jako obiekty opisujące przeszkody.

Do opisu na obrazie obszaru o podobnych parametrach jasności konieczne jest uwzględnienie kilku kryteriów. Na drodze eksperymentalnej metodą prób i błędów wartości progowej jasności obrazu sklasyfikowano kolejne punkty obrazu do czterech przyjętych grup

$$g(x,y) = \begin{cases} 1 & \text{dla} & f(x,y) \ge T \\ \frac{5}{6} & \text{dla} & f(x,y) \in \left\langle \frac{5}{6}T,T \right) \\ \frac{3}{4} & \text{dla} & f(x,y) \in \left\langle \frac{3}{4}T, \frac{5}{6}T \right) \\ 0 & \text{dla} & f(x,y) < \frac{3}{4}T \end{cases}$$
(2.1)

gdzie:

g(x,y) – jasność punktu obrazu wyjściowego o współrzędnych (x,y),<br/>f(x,y) – jasność punktu obrazu wejściowego o współrzędnych <br/> (x,y), T – wartość progowa luminacji.

Rzeczywisty obraz f(x, y) zastąpiony został obrazem o jasności g(x, y). Tym samym w celu dokładniejszej identyfikacji obszarów o różnych parametrach jasności, przyjęto cztery poziomy jasności (2.1). To podejście pozwoli na częściowe zabezpieczenie się przed niekorzystnym zjawiskiem, jakim są refleksy świetlne. Wartość progu T określana jest na podstawie histogramu obrazu (o 256 poziomowej skali jasności) i jest wyliczana z uwzględnieniem otrzymanych wartości progowych jasności dla poprzednich klatek (ramek) obrazu. Średnia wartość jasności aktualnie przetwarzanego obrazu ma postać

$$\bar{J}_0 = \frac{1}{XY} \sum_{i=1}^{X} \sum_{j=1}^{Y} J_0(i,j)$$
(2.2)

Liczba n uwzględnionych uprzednich ramek zależy od szybkości przetwarzania obrazu f [Hz] przez kamerę cyfrową. W projekcie przyjęto, że wartość nwyliczana jest według zależności

$$n = \frac{f}{3} \tag{2.3}$$

Zmienna wartość progu T otrzymana według (2.4) prowadzi do zwiększenia efektywności lokalizacji obszarów opisujących niebo. Wartość  $\bar{J}_k$  jest średnią jasnością k-tej ramki obrazu

$$T_0 = \frac{1}{n} \sum_{k=-n}^{0} 1, 2\bar{J}_k \tag{2.4}$$

Jeśli obraz wejściowy f(x, y) miał złożoną teksturę, obraz wynikowy g(x, y) będzie posiadał dużo drobnych elementów zakłócających identyfikację nieba. Tego typu nieprawidłowości można jednak zlikwidować, dzięki zastosowaniu operacji dylatacji (uzupełnianie ubytków) obrazu zgodnie z zależnością

$$A \oplus B = \bigcup_{b \in B} A_b \tag{2.5}$$

Przyjęta struktura elementu B wynosi  $3 \times 3$  piksela. Gdzie  $A_b$  oznacza obiekt A przesunięty o wektor **b**.

### 2.2. Detekcja linii horyzontu

W drugim etapie identyfikacji obszaru nieba zastosowany został algorytm lokalizacji linii horyzontu, który oparty jest na metodzie Canny'ego detekcji krawędzi. Pierwszym etapem algorytmu Canny'ego jest filtracja obrazu wejściowego z zastosowaniem filtru Gaussa z zadanym parametrem odchylenia standardowego  $\sigma$ . Przyjęto znormalizowaną postać funkcji filtru Gausa [6]

$$G(x, y, \sigma) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} \exp\left(-\frac{x^2 + y^2}{2\sigma^2}\right)$$
(2.6)

gdzie parametr $\sigma$ związany z szerokością maski filtra $\varDelta$ z zależnością

$$\Delta = 1 + 2(2\sigma) \tag{2.7}$$

Następnie określono orientację krawędzi znajdujących się na obrazie. Proces ten polega na obliczeniu dla każdego piksela kąta nachylenia gradientu barwy zgodnie z algorytmem Canny'ego [1]. W ten sposób powstałą tablica kierunków, której elementami są wartości kątów dla każdego piksela. Ostatnim etapem działania algorytmu jest wyeliminowanie pikseli o jasności innej niż maksymalna, w celu zmniejszenia szerokości konturu. Polega to na porównaniu natężenia barwy piksela z natężeniem barwy pikseli znajdujących się po jego lewej i prawej stronie. Jeśli natężenie barwy badanego piksela jest większe niż sąsiadów, zostaje on aktywowany. W odwrotnej sytuacji piksel zostaje zgaszony (aktywowanie oznacza nadanie mu barwy białej, a gaszenie barwy czarnej). Dzięki temu procesowi otrzymuje się kontury (rys. 1b), które oznaczone są jako linie zadanej szerokości (wyrażonej w liczbie pikseli).



Rys. 1. (a) Obraz wejściowy, (b) obraz ilustrujący efekt działania algorytmu Canny'ego

Mając kontury całego obszaru, należy wyeliminować obiekty nie opisujące nieba. Najłatwiej wykonać to poprzez progowanie binarne obrazu. Operacja ta polega na transformacji obrazu źródłowego (rys. 1a), który przedstawiony jest w odcieniach szarości na obraz binarny. W projekcie przyjęta została jedna wartość progu, która opisuje obraz z zależnością

$$g(x,y) = \begin{cases} 1 & \text{dla} & f(x,y) \ge T \\ 0 & \text{dla} & f(x,y) < T \end{cases}$$
(2.8)

gdzie T – przyjęty próg binaryzacji.

Wynik transformacji obrazu o przyjętym progu binaryzacji T = 100 przedstawiony został na rys. 2. Wartość progową T dla stosowanej kamery, ustalono na podstawie badania zapisu odcieni nieba w różnych warunkach atmosferycznych, z pominięciem pory nocnej.

Istnieje prawdopodobieństwo, że detektor Canny'ego zostawi luki w niektórych krawędziach, jak to widać na rys. 1b Tego typu efekt może na przykład wynikać ze zjawiska refleksów świetlnych. Z kolei w przypadku mało złożonych scenerii (o niewielkich zmianach jasności pomiędzy sąsiadującymi ze sobą pikselami) może to skutkować wykształceniem niewyraźnych konturów. Tego typu problemy można jednak częściowo zlikwidować, stosując operację otwarcia morfologicznego obrazu wejściowego detektora Canny'ego. Proces ten polega na kolejnym wykonaniu operacji erozji obrazu, a następnie jego dylatacji, aby przywrócić zbliżony do poprzedniego obraz (rys. 3). Zabieg ten dodatkowo eliminuje kontury niewielkich obiektów, co jest szczególnie istotne w przypadku kontrolowania obszarów o złożonej teksturze.



Rys. 2. Zapis obrazu z przyjętym progiem jasności



Rys. 3. Operacja przetwarzania obrazu: (a) erozja z maską $3\times3,$  (b) dylatacja z maską $3\times3$ 

W przypadku, gdy występują większe przerwy w łączeniach konturów, konieczne jest stosowanie innych metod. Przeprowadzony został proces aproksymacji otrzymanych wyników za pomocą metody Douglasa-Peuckera (DP) [2]. Algorytm przeszukuje badany wielokąt w celu znalezienia najdalej oddalonych od siebie pikseli (rys. 4). Jeden ze zlokalizowanych punktów p1 jest nieruchomy do końca przeprowadzanych iteracji. Drugi z kolei p2 "przemieszcza się po badanym konturze". W kolejnej iteracji lokalizowany jest punkt p3 prostopadły i najdalej oddalony od prostej łączącej p1 i p2. Punkt stały p1łączony jest z punktem p3 i podobnie jak w poprzedniej operacji wyznaczony zostaje punkt  $p_4$  (prostopadły i najdalej oddalony od prostej p1p3). Po przeprowadzeniu określonej liczby powtórzeń opisanych czynności, otrzymywana jest tablica punktów, która opisuje badany kontur. Końcowy efekt algorytmu łączenia przedstawiony został na rys. 5.



Rys. 4. Schemat działania metody zamknięcia konturu



Rys. 5. Efekt algorytmu zamykania konturów

W wyniku przyjętego progu tolerancji gradientu konturu, na obrazie lokalizowane są nie tylko obszary opisujące niebo. Następny etap projektu modelowania opiera się na przyjętych niżej założeniach oraz parametrach lotu bezzałogowego aparatu latającego. Postawić należy sobie pytanie:

Czym cechuje się kontur opisujący niebo (obszar wolny od przeszkód, dla lecącego UAV)?

Wyróżnia się trzy następujące atrybuty:

 jest to obszar o niezamkniętym konturze (kontur w dużej części zawierający się w krawędzi obrazu),

- jego orientacja uzależniona jest od parametrów samolotu (kątów przechylającego oraz odchylającego),
- kontur nie zmienia się gwałtownie w trakcie odświeżania obrazu,

Wykorzystując wyżej wymienione parametry, można napisać algorytm decyzyjny oddzielający kontury niespełniające przyjętych postulatów. Efekt przedstawiony został na rys. 6.



Rys. 6. Końcowy efekt algorytmu lokalizacji linii horyzontu, dla różnych orientacji BAL

## 3. Algorytm przeciwdziałający powstawaniu refleksów świetlnych

Omijanie przeszkód z wykorzystaniem czujnika optycznego, jakim jest kamera cyfrowa, komplikuje się ze względu na różnego rodzaju zaburzenia wynikające z odbicia światła od obiektów znajdujących się na obrazie. Stosowanie kamery wyposażonej w optykę z filtrem polaryzującym znacznie poprawia jakość prześwietlonego obrazu. Pozwala wyeliminować odbicia słońca od szyb albo powierzchni wody. Zwiększa nasycenie barwy w słoneczny dzień, szczególnie, jeśli chodzi o powierzchnie matowe, uwidaczniając w ten sposób kontury obiektów.

W przypadku, gdy nie posiada się tego typu filtru bądź istnieje konieczność dodatkowej kontroli jakości obrazu, stosuje się algorytmy antyrefleksyjne (przeciwodbiciowe). Poniżej przedstawiono realizację koncepcji tego typu aplikacji. W poprzednim rozdziale opisano kilka zabiegów o działaniu antyrefleksyjnym (aplikacja zamknięcia konturu oraz czteropoziomowe progowanie obrazu). Na rys. 7 przedstawiony został przykład odbicia słońca od obiektów znajdujących się na ziemi. Obecnie omówimy zasadę działania proponowanego algorytmu przeciwodbiciowego.

Algorytm kontroluje jasność zmieniającego się obrazu, co skutecznie zabezpiecza przed odblaskami. Odbicie światła od obiektu znajdującego się na trajektorii lotu UAV charakteryzuje się szybką zmianą histogramu przetwarzanego obrazu. Porównywanie parametrów jasności poprzednich obrazów z tym



Rys. 7. Etapy przetwarzania obrazu w przypadku wystąpienia refleksów świetlnych: (a) kontur obrazu przetworzonego bez zastosowania filtru antyrefleksyjnego,

(b) efekt działania algorytmu Canny'ego dla obrazu z refleksem świetlnym,

(c) wynik algorytmu zamknięcia konturu z uwzględnieniem algorytmu antyrefleksyjnego, (d) binarny zapis obrazu po zastosowaniu pełnego algorytmu

aktualnie przetwarzanym pozwala na wykrycie prześwietlonej części obrazu. Znając tę różnicę, można płynnie regulować parametrem wartości progowej jasności, a także zmieniać tylko lokalnie prześwietlone obszary obrazu. Zaprezentowany algorytm dodatkowo kontroluje pole obszaru opisującego niebo wyznaczonego przez kontur z zależnością

$$1,1 \int_{x_{min}}^{x_{max}} f(x) \ dx \ge \int_{x_{min}}^{x_{max}} p(x) \ dx \ge 0,9 \int_{x_{min}}^{x_{max}} f(x) \ dx \tag{3.1}$$

gdzie: p(x) – funkcja opisująca kontur obrazu aktualnie obrabianego, f(x) – funkcja obrazu z poprzedniej iteracji. Wartości stałe dobrane zostały eksperymentalnie z uwzględnieniem parametrów lotu BAL oraz częstotliwości odświeżania obrazu. Do wyznaczenia całki oznaczonej wykorzystana została numeryczna metoda trapezów.

Reasumując, działanie algorytmu zamykającego kontury wraz aplikacją antyrefleksyjną, przynosi bardzo dobre rezultaty nawet podczas filmowania

odblasków słońca. Nie ogranicza się więc spektrum działania aplikacji omijania przeszkód przez BAL. Podsumowaniem rozdziału drugiego i trzeciego jest przedstawiony na rysunku 8 ogólny schemat blokowy algorytmu przetwarzania obrazu.



Rys. 8. Schemat blokowy algorytmu przetwarzania obrazu

### 4. Algorytm antykolizyjny

Metoda, którą zaprezentowano w poprzednich rozdziałach, pozwala ustalić położenie przeszkody na obrazie. Brakuje w niej niestety informacji o odległości lecącego samolotu od przeszkody. Algorytm antykolizyjny łączy zależności między ilością pikseli, które opisują przeszkodę, z parametrami lotu mikrosamolotu. System antykolizyjny spełni swoje zadanie jedynie w sytuacji, gdy kamera umieszczona zostanie w przedniej części samolotu. Pole widzenia kamery obejmować będzie wtedy kierunek lotu mikrosamolotu. System wizyjny wykorzystany w projekcie umożliwia szybkie odświeżanie obrazu o rozdzielczości  $320 \times 240$  pikseli z częstotliwością rzędu 35-45 ramek na sekundę. Uwzględniając te założenie, przyjęto, że ciągła kontrola całego obrazu jest zbędna. Występują bowiem małe różnice pomiędzy kolejnymi ramkami w teksturze obrazu. W tej sytuacji wydzielony został zatem obszar, którego centrum jest kierunek lotu i którego rozdzielczość wynosi  $140 \times 100$  pikseli. To właśnie ten obszar poddawany jest działaniu algorytmu lokalizacji przeszkody. Aby określić z kolei stopień zagrożenia, wykorzystany został regulator rozmyty o dwóch wejściach (in1 – liczba pikseli opisujących przeszkodę, in2 – prędkość UAV). Każde z wejść określone zostało jedną funkcją przynależności. Wartości wejściowe powiązane zostały ze sobą według reguły

# $If(iloscPix is fcja\_przyn) and (predkosc is fcja\_przyn) then$ $(output is fcja\_przyn)$ (4.1)

Na rys. 9 przedstawiony został wykres ilustrujący powierzchnię sterowania. Wartość wyjściowa odpowiada sygnałowi zadanemu na serwa lotek samolotu.



Rys. 9. Powierzchnia sterowania

Mając daną wartość zadaną wykorzystaną do sterowania mikrosamolotem, konieczne jest określenie, które płaszczyzny sterowe mają być wysterowane. W tym celu zmieniany został obszar kontroli obrazu. Przegląd obszarów odbywa się zawsze dla tej samej ramki obrazu. Na rys. 10 przedstawione zostały badane regiony. W razie zlokalizowania przeszkody na obrazie rozpoznawane są obszary spełniające warunek powyżej 85% obecności nieba. Gdy takowe zostaną znalezione aktywowana jest komenda skrętu w wyznaczonym kierunku z zadaną wartością (otrzymaną z iteracji regulatora rozmytego). W razie braku zlokalizowania bezpiecznego do lotu obszaru wykonywany jest manewr ku górze.



Rys. 10. Schemat podziału obrazu na obszary

# 5. Urządzenie wizyjne

Prezentowany algorytm jest implementowany na urządzeniu wyposażonym w mikroprocesor Blackfin ADSP-BF537. Aplikacja działa pod kontrolą syste-

Opcje							
○ Obraz rzeczywisty ⑨ przetworzony ○ wizualizacja zadane piksele 700							
SD-zapisz COM_Aktywny 🗹							
259,270,290							
czas odswiezania: 1.9 ms							
podglad: Standard							

Rys. 11. Okno webserwera urządzenia

mu uClinux wspierającym architekturę wybranego mikrokontrolera. Na urządzeniu zainstalowany został sterownik pamięci masowej Flash, sterownik obsługi plików JFFS2, sterownik interfejsu sieciowego Ethernet, serwer SSH oraz badany algorytm wizyjny.

Działanie aplikacji na urządzeniu oraz podgląd i modyfikację niektórych parametrów w trybie działania programu można wykonać poprzez utworzony webserver urządzenia. Widok okna webserwera przedstawiony jest na rys. 11.

Do komunikacji wizyjnego komputera pokładowego z autopilotem wykorzystane zostało złącze szeregowe RS232. Wypracowane na procesorze Blackfin sygnały decyzyjne trafiają w postaci odpowiednich ramek danych do autopilota, w celu przetworzenia ich na sygnały sterujące serwami i ruchem samolotu w określonym kierunku. Diagram ilustrujący hardware przedstawiony został na rys. 12.



Rys. 12. Schemat blokowy urządzenia wizyjnego

## 6. Wyniki badań

Część wyników wykorzystywanych aplikacji przetwarzania obrazu przedstawiona została w poprzednich rozdziałach. Jednak badania te przeprowadzane były na komputerze PC, a nie na docelowym urządzeniu. W tym rozdziale opisany zostanie efekt działania aplikacji na urządzeniu wizyjnym mikrosamolotu. Implementacja kodu wymagała jego przystosowania do kompilacji w środowisku systemu uClinux. Problemem okazała się wizualizacja obrazu pobranego z kamery. W tym celu powstał webserwer urządzenia pozwalający na podgląd przetwarzanego obrazu, jak i obrazu obrobionego. Przykładowe zdjęcie z webserwera umieszczone zostało na rys. 13a. Obraz przetworzony przedstawiony na rys. 13b opisany jest w czterech poziomach szarości (opis w rozdziale 2.1). Stanowi to pewnego rodzaju zabezpieczenie przed algorytmem zamknięcia konturu. Podczas obliczeń powierzchni sterowania piksele o odcieniu innym niż czerń brane są pod uwagę z mniejszym współczynnikiem wzmocnienia.



Rys. 13. (a) Obraz pobrany z urządzenia wizyjnego, (b) obraz przetworzony

Czas potrzebny na przetworzenie jednej ramki obrazu  $(320 \times 240 \text{ pikseli})$ przez urządzenie wizyjne wynosi około 30 ms. Sprawdzona została skuteczność lokalizacji obszaru opisującego niebo. Wszystkie badane obszary zidentyfikowane zostały prawidłowo bez względu na położenie słońca na obrazie. Algorytm znajduje zastosowanie dla szybko lecącego mikrosamolotu, jak i wolno poruszających się obiektów. Przyjęta aplikacja omijania przeszkód nie uwzględnia jednak w swoim działaniu niewielkich (niewidzialnych na obrazie) obiektów znajdujących się na przyjętej wysokości lotu UAV, np. linii wysokiego napięcia. Wykorzystanie czujnika optycznego do identyfikacji tego typu obiektów wymaga zastosowania innych metod oraz znacznie wyższych rozdzielczości obrazu niż przyjęte.

## 7. Wnioski

Opisana w artykule metoda omijania przeszkód przez bezzałogowe aparaty latające sprawuje się dobrze dla określonych obiektów i w określonych warunkach lotu. Wykonana aplikacja powstała z myślą o szybko poruszających się samolotach, które na swojej drodze mogą napotkać przeszkody o znacznych rozmiarach (drzewa, budynki, wzniesienia terenu). Zaprezentowana metoda bezbłędnie lokalizuje obszar obrazu opisujący niebo, wyodrębniając przy tym obiekty będące barierą dla lecącego UAV. Wykorzystane urządzenie wizyjne pozwala na przetwarzanie obrazu oraz aplikacji z częstotliwością około 40 Hz. Znajdzie więc zastosowanie jako antykolizyjny, wizyjny system czasu rzeczywistego dla bezzałogowych aparatów latających.

### **Bibliografia**

- CANNY J., 1986, A computational approach to edge detection, *IEEE Trans.* Pattern Analysis and Machine Intelligence, 8, 679-698
- DOUGLAS D.H.. PEUCKER T.K., 1973, Algorithms for the reduction of the number of points required to represent a digitized line or its caricature, *Canadian Cartographer*, 10, 2, 112
- 3. BRADSKI G., KAEBLES A., 2008, Learning OpenCV. Computer Vision with the OpenCV Library, O'Reilly, ISBN: 978-0-596-51613-0
- 4. GOSIEWSKI Z., CIEŚLUK J., AMBROZIAK L., 2011, Vision-based obstacle avoidance for unmanned aerial vehicles, 4th International Congress on Image and Signal Processing, IEEE Indexed, 2020-2025
- TADEUSIEWICZ R., ZACHARA M., 2008, A visual navigation system for a mobile robot with limited computational requirements, *Maintenance Problems*, 4, ISSN 1232-9312, 205-218

### Vision sky detection system used for obstacle avoidance by unmanned aerial vehicles

### Abstract

The task of avoiding obstacles by mobile devices has been a topic of research scientists around the world by many years. It did not come any anti-collision system working as well as the senses of living beings. Taking an example from nature, the most widely used anti-collision sensor is sight. In technique, digital cameras are equivalent to the sense of sight. Nowadays, the image captured by the camera gives us unlimited possibilities about location of objects. The development of technology allows us to use more and more efficient computing devices, which involve the possibility of testing more functional image processing algorithms. This paper presents a vision algorithm which is used for obstacles avoidance by unmanned aerial vehicles (UAV). Innovation of the application is to set together some properties of the image, taking into account the results obtained for the control UAV. The anti-collision system uses information about the location of the image of the sky (an area free of obstacles). The application was created to be used for fast-flying UAV, where obstacles are trees, buildings or

hills. Because the system is used in changeable weather conditions, the application is equipped with an efficient anti-reflective system, which protects from unexpected changes in brightness.

The obstacles avoidance algorithm has been implemented to a computer onboard a four-rotor aircraft. The device is equipped with a microprocessor Blackfin ADSP--BF537. The application is running in uClinux system. Visualization of the image and view of the parameters of the vision system is done by a webserver which was creating in the device. UAV control is possible through serial communication with the autopilot Ardupilot Mega. The time required to process one frame of image  $(320 \times 240 \text{ pixels})$  for the video device is about 30 ms.

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# IDENTYFIKACJA POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH MIKROSAMOLOTU

Michał Garbowski Krzysztof Sibilski

Politechnika Wrocławska, Zakład Inżynierii Lotniczej e-mail: michal.garbowski@pwr.wroc.pl; krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl

> W artykule przedstawiono przebieg eksperymentu mającego na celu wykonanie badań, zarówno stacjonarnych jak i niestacjonarnych, mikrosamolotu względem kątów natarcia, ślizgu i pochylenia. Omówiony jest cel i zakres przeprowadzonych badań, przedstawione są także wyniki badań w dziedzinie czasu oraz położenia kątowego mikrosamolotu.

## Oznaczenia

CN	_	współczynnik zmierzonej siły normalnej,
CLM	_	współczynnik zmierzonego momentu pochylającego,
$c_a$	_	średnia cięciwa aerodynamiczna,
x	_	odległość wektora sił od punktu referencyjnego wagi,
$x_{ref}$	_	odległość środka ciężkości samolotu od punktu referencyjnego
		wagi,
$C_z$	_	współczynnik siły nośnej w 25% $c_a$ ,
$C_x$	_	współczynnik siły oporu w 25% $c_a$ ,
$C_m$	_	współczynnik momentu pochylającego w 25% $c_a$ ,
CY	_	współczynnik zmierzonej siły bocznej,
CLN	_	współczynnik zmierzonego momentu odchylającego,
$C_y$	—	współczynnik siły bocznej w 25% $c_a$ ,
$C_n$	_	współczynnik momentu odchylającego w 25% $c_a,$
CLL	_	współczynnik zmierzonego momentu przechylającego,
$C_l$	—	współczynnik momentu przechylającego w 25% $c_a,$
$\alpha,\beta,\gamma$	—	kąty położenia samolotu względem kierunku przepływu wody,
p,q,r	—	prędkości kątowe przemieszczeń samolotu,
k	—	częstotliwość zredukowana,
$\operatorname{Sr}$	-	Liczba Strouhala,

Re – Liczba Reynoldsa,

- v prędkość przepływu wody,
- v lepkość kinematyczna wody,
- $\phi$  średnica śmigła,
- f częstotliwość obrotu śmigła,
- $\omega~-$  prędkość kątowa ruchu oscylacyjnego,
- *l* wymiar charakterystyczny.

## 1. Tło i geneza problemu

Przedstawiony eksperyment przeprowadzony został w ramach projektu rozwojowego "Autonomiczny, zintegrowany system rozpoznawczy wykorzystujący autonomiczne platformy klasy mikro" nr 0059/R/T00/2008/06. Projekt ma na celu wykonanie mikrosamolotu zdolnego wykonać lot po zadanej trasie w sposób całkowicie autonomiczny mający cechować się zdolnością do reagowania na nagłe i niespodziewane zmiany warunków lotu, przede wszystkim powinien on cechować się odpornością na występowanie podmuchów i samoczynnie korygować parametry lotu w przypadku wystąpienia zakłóceń. W tym celu przeprowadzony został szereg badań, zarówno w warunkach ustalonych jak i nieustalonych.

Ze względu na zabudowanie układu napędowego ze śmigłami przeciwbieżnymi zabudowanymi wewnątrz struktury płata, który to układ w znaczący sposób wpływa na charakter opływu płata, a przez to na charakterystyki aerodynamiczne przeprowadzono także badania charakterystyk aerodynamicznych z pracującym układem napędowym.

#### 2. Idea eksperymentu

Ze względu na prędkość przepływu wody w tunelu wyznaczono dwie liczby Reynoldsa (28000; 50000), z kolei ze względu na zastosowanie napędu pracującego z maksymalną prędkością obrotową wyznaczono dwie liczby Strouhala (1,37; 2,52), co daje kombinację czterech cykli pomiarowych. Dla obu wartości liczby Re przeprowadzono badania w konfiguracji gładkiej, z wyłączonym napędem i śmigłami wpisanymi w obrys płata, oraz z pracującym zespołem napędowym. Dla testów przeprowadzonych z wyłączonym układem napędowym liczba Strouhala dla obu Re wynosiła  $Sr = \infty$ 

$$\operatorname{Re} = \frac{vc_a}{v} \qquad \qquad \operatorname{Sr} = \frac{\phi f}{v} \tag{2.1}$$

Kolejnym kryterium podobieństwa, dla testów niestacjonarnych, jest częstotliwość zredukowana ruchu oscylacyjnego wykonywanego przez model w trakcie pomiaru. Testy dla obu Re wykonywane były dla pięciu prędkości kątowych, identycznych dla obu cykli, co dało szereg pięciu częstotliwości zredukowanych, różnych dla obu Re. Zakres kątów natarcia dla testów stacjonarnych wynosił  $\alpha = (-180^\circ \div 180^\circ)$ , z kolei dla testów niestacjonarnych przeprowadzono szereg testów, w których model wykonywał ruchy oscylacyjne względem średniego kąta natarcia  $(5^\circ, 15^\circ, 25^\circ, \dots, 55^\circ)$  o amplitudzie ruchu wynoszącej  $\pm 5^\circ$ , co dało całkowity zakres kątów natarcia dla testów niestacjonarnych  $\alpha = (0^\circ \div 60^\circ)$ 

$$k = \frac{\omega c_a}{v} \tag{2.2}$$

Z kolei dla testów po kącie ślizgu zakres kątowy odchyleń dla testów stacjonarnych wynosił  $\beta = (-25^{\circ} \div 25^{\circ})$ , natomiast dla testów niestacjonarnych wartości średnich kątów ślizgu wynosiły  $-15^{\circ}$ ;  $-7.5^{\circ}$ ;  $7.5^{\circ}$ ;  $15^{\circ}$ , a amplituda ruchu wynosiła  $\pm 10^{\circ}$ .

$\omega [\mathrm{rad/s}]$	$k$ dla $\mathrm{Re}=50000$	$k$ dla $\mathrm{Re}=28000$
0,0087	0,0054	0,0099
0,0131	0,0081	0,0148
0,0174	0,0108	0,0197
0,0218	0,0134	0,0247
0,0262	0,0161	0,0296

Tabela 1. Wartości częstotliwości zredukowanych dla obu Re

Pomiary sił i momentów w funkcji kąta ślizgu wykonane zostały dla szeregu kątów natarcia w zakresie  $\alpha = (0^{\circ} \div 60^{\circ})$  z krokiem co 10°. Analogicznie, wykonano serie pomiarów momentu przechylającego (ze względu na budowę wagi tensometrycznej w płaszczyźnie przechylenia mierzony jest tylko moment) przy ustalonym kącie przechylenia  $\gamma = 0^{\circ}$  o amplitudzie ruchu wynoszącej ±5°. Ustalone wartości kątów natarcia były identyczne z tymi dla testów w płaszczyźnie odchylenia.

### 3. Metodologia

Badania tunelowe wykonane zostały z użyciem tunelu wodnego firmy Rolling Hills Research Corporation, Model 2436 [1].

Jest to tunel o zamkniętym obiegu cieczy roboczej, w którym przestrzeń komory pomiarowej posiada przekrój czołowy o wymiarach  $610 \text{ mm} \times 915 \text{ mm}$ .



Rys. 1. Schemat tunelu wodnego RHRC Model 2436 [1]

Przepływ wody rozpoczyna się od sekcji (3), do której woda w sposób nieuporządkowany dostarczana jest rurą zza pompy (1) poprzez cylindryczny wlot wykonany z perforowanej blachy (2). Następnie przechodzi przez ustawione w poprzek przepływu sekcje ustalające (4). Pierwsza z nich o konstrukcji plastra miodu zgrubnie ukierunkowuje ruch cząsteczek płynu. Kolejne sekcje wykonane sa z blachy z gesto nawierconymi otworami. Za sekcja ustalaczy znajduje się dysza zbieżna zmieniająca szerokość pola przekroju kanału z 5080 mm do szerokości sekcji pomiarowej (5). Długość tej sekcji (7) wynosi 1830 mm. Na wejściu do sekcji pomiarowej uzyskany przepływ jest laminarny i utrzymuje ten stan na całej długości tej sekcji. Ostatnia sekcja kanału przepływowego jest sekcja z dwoma pionowymi kanałami o przekroju kołowym (9), w których to następuje rozproszenie strumienia przepływu na dwa mniejsze strumienie a następnie skierowanie do rurociągu powrotnego (10), który podaje czynnik roboczy na pompę. W ten sposób następuje zamknięcie obiegu. Tunel ponadto wyposażony jest w suport (8) zapewniający ruch badanego modelu w trzech płaszczyznach, a także instalację doprowadzającą barwniki do modelu (6) umożliwiającą wykonanie badań wizualizacyjnych opływu badanego obiektu, a także system filtrujący (11).

Elementem pomiarowym wykorzystanym do badań jest pięcioskładnikowa waga tensometryczna. W sekcji pomiarowej wagi o przekroju okrągłym wykonanych jest pięć podcięć, w których przyklejone są piezoelektryczne tensometry o rezystancji własnej 1000°, a ich współczynnik wzmocnienia wynosi 145. Pierwsza (YM1) i piata (YM2) sekcja odpowiada za pomiar siły i momentu odchylającego, druga (PM1) i czwarta (PM2) za pomiar siły i momentu



pochylającego, sekcja środkowa (RM) odpowiada za pomiar momentu przechylającego.

Rys. 2. Schemat sekcji pomiarowej pięcioskładnikowej wagi tensometrycznej [1]

Bezpośrednio mierzoną wartością jest napięcie prądu w tensometrach. Zakres zmian napięcia wynosi 10 V. W sekcjach YM1, PM1, PM2 i YM2 naklejone są po dwa tensometry, w sekcji RM znajdują się cztery tensometry. Zmiany napięć przekazywane są na pełne mostki Wheatstone'a. Każdy kanał wyposażony jest w osobny wzmacniacz z mostkiem Whitestone'a i przekazuje on dalej zmierzony sygnał do karty akwizycji danych zabudowanej w komputerze PC.

Ruch modelu w przestrzeni pomiarowej umożliwia konstrukcja supportu zapewniająca swobodę ruchu w zakresie kątów natarcia  $-8^{\circ} \div 32^{\circ}$ , kątów ślizgu  $\pm 25^{\circ}$  i katów przechylenia  $\pm 540^{\circ}$ .

Konstrukcja ramienia, do którego mocowana jest waga tensometryczna z zamontowanym modelem, pozwala na wstępne zamocowanie modelu z kątem zaklinowania w zakresie  $0 \div 60^{\circ}$ , co przy możliwości zamocowania modelu w dwóch pozycjach (0° i 180° kąta przechylenia) daje możliwość wykonania badań tunelowych w zakresie kąta natarcia  $\pm 92^{\circ}$ .

Zmiany kątów położenia przestrzennego modelu wykonywane są przy użyciu silników krokowych. Umożliwia to płynną zmianę położenia modelu i zapewnia dokładność określenia położenia kątowego na poziomie 0,001°.



Rys. 3. Schemat supportu modelu w tunelu wodnym [1]



Rys. 4. Badany model MAV Pszczoła

Badany model reprezentuje jedną z wcześniejszych koncepcji MAV Pszczoła [2]. Wyposażony jest w nieotunelowany układ napędowy, z dwoma przciwbieżnymi śmigłami. Obrys płata oraz zastosowany profil aerodynamiczny jest identyczny z rzeczywistym statkiem powietrznym. Także kształt płyt brzegowych na końcach płata, kształt powierzchni sterowych oraz zakres ich ruchu oraz obrys i wymiary szczeliny na śmigło jest dokładnym przeskalowaniem tych elementów z rzeczywistego samolotu. Model pozbawiony jest tylnej części kadłuba, za krawędzią spływu sterolotek, w celu umożliwienia zamocowania modelu do wagi tensometrycznej. Montaż odbywa się przy pomocy dwóch śrub M3, mocowanie znajduje się w modelu za układem napędowym zabudowanym wewnątrz modelu w celu zbadania wpływu strumienia zaśmigłowego na zmianę charakterystyk aerodynamicznych samolotu.

#### 4. Wyniki pomiarów i identyfikacja

Badania modelu wykonane zostały dla podanych uprzednio kryteriów podobieństwa. Ze względy na fakt położenia punktu referencyjnego wagi w ok. 85%  $c_a$  należało przeliczyć współczynniki aerodynamiczne badanego obiektu zgodnie z zależnościami

$$c_z = CN \cos \alpha$$
  $c_x = CN \sin \alpha$   $c_m = \frac{CN(x - x_{ref})}{c_a}$  (4.1)

gdzie

$$x = \frac{CMc_a}{CN}$$

Na poniższych rysunkach przedstawione są przykładowe charakterystyki statyczne oraz charakterystyki dynamiczne w płaszczyźnie pochylenia dla Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0099.



Rys. 5. Charakterystyki stacjonarne w płaszczyźnie pochylenia

Do identyfikacji charakterystyk i pochodnych aerodynamicznych posłużono się modelem w formie funkcji wskaźnikowej. Model ten bazuje na ciągłej funkcji Volterre'a. Model ten powszechnie wykorzystywany jest do modelowania niestacjonarnych charakterystyk aerodynamicznych zarówno z badań w locie [3] w tunelach aerodynamicznych [4] czy badań w tunelu wodnym [5].



Rys. 6. Charakterystyki niestacjonarne  $c_z$  dla Re = 28000, Sr =  $\infty$ , k = 0,0099

Nieliniowy model wskaźnikowy w postaci ogólniej prawdziwy jest dla wszystkich współczynników aerodynamicznych. W postaci ogólniej współczynniki aerodynamiczne przedstawione są jako  $C_a = [C_z, C_x, C_y, C_m, C_n, C_l]$ , współrzędne stanu opisane są jako współrzędne wektorów  $\xi_1 = [\alpha, \beta, \gamma]$ ,  $\xi_2 = [p, q, r]$ . Pochodne aerodynamiczne dla odpowiednich zmiennych stanu w postaci ogólnej przedstawione są następująco

$$C_{a_{\xi_1}}(\infty) \equiv C_{a_{\xi_1}} = \frac{\partial C_a}{\partial \xi_1} \qquad \qquad C_{a_{\xi_2}}(\infty) \equiv C_{a_{\xi_2}} = \frac{\partial C_a}{\partial \xi_2}$$

Równanie ogólne modelu aerodynamiki ma postać

$$C_{a}(t)) = C_{a}(0) + \int_{0}^{t} C_{a_{\xi_{1}}}(t-\tau;\xi(\tau))^{T} \frac{d}{dt} \xi_{1}(\tau) d\tau + \frac{l}{V} \int_{0}^{t} C_{a_{\xi_{2}}}(t-\tau;\xi(\tau))^{T} \frac{d}{dt} \xi_{2}(\tau) d\tau$$

$$(4.2)$$

W powyższym równaniu  $C_a(0)$  oznacza wartość współczynnika aerodynamicznego dla ustalonych, początkowych wartości parametrów  $\xi_1$  i  $\xi_2$ . Postać ogólna funkcji wskaźnikowej ma postać

$$C_{a_{\xi_j}}(t-\tau;\xi(t)) = C_{a_{\xi_j}}(\infty;\xi(t)) - F_{a_{\xi_j}}(t-\tau;\xi(t))$$
(4.3)

W równaniu (4.3)  $C_{a_{\xi_j}}(\infty; \xi(t))$  charakteryzuje zmianę współczynnika  $C_a$ wraz ze zmianą parametru  $\xi_j$ , podczas gdy pozostałe parametry nie ulegają zmianie, z kolei  $F_{a_{\xi_j}}(t-\tau;\xi(t))$  jest funkcją niedoboru określającą różnicę pomiędzy ustaloną a chwilową wartością współczynnika  $C_a$ . Dla  $t-\tau \to \infty$ funkcja niedoboru przyjmuje wartość równą 0. Po podstawieniu równania (4.3) do równania (4.2) otrzymujemy zależność

$$C_{a}(t) = C_{a}(0) + C_{a\xi_{1}}(\infty;\xi_{1}(\tau);\xi_{2}(\tau))\xi_{1} + \frac{l}{V}C_{a\xi_{2}}(\infty;\xi_{1}(\tau);\xi_{2}(\tau))\xi_{2} + - \int_{0}^{t} F_{a\xi_{1}}(t-\tau;\xi_{1}(\tau),\xi_{2}(\tau))^{T}\frac{d}{dt}\xi_{1}(\tau) d\tau + - \frac{l}{V}\int_{0}^{t} F_{a\xi_{2}}(t-\tau;\xi_{1}(\tau),\xi_{2}(\tau))^{T}\frac{d}{dt}\xi_{2}(\tau) d\tau$$

$$(4.4)$$

Przy założeniu, iż współczynnik  $C_a$  zależy liniowo od zmian prędkości kątowych oraz rozwijając równanie (4.4) w szereg Taylora względem punktu  $\xi_2 = 0$  otrzymamy równanie

$$C_{a} = C_{a}(0) + C_{a_{\xi_{1}}}(\infty;\xi_{1}(\tau);0)\xi_{1} + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty;\xi_{1}(\tau);0)\xi_{2} + \int_{0}^{t} F_{a_{\xi_{1}}}(t-\tau;\xi_{1}(\tau),0)^{T}\frac{d}{dt}\xi_{1}(\tau) d\tau$$

$$(4.5)$$

Funkcja niedoboru opisana jest w następujący sposób

$$F(t;\alpha,\beta,\gamma) = h(t;\alpha,\beta,\gamma)a(\alpha,\beta,\gamma)$$
  

$$h(t;\alpha,\beta,\gamma) = e^{-b(\alpha,\beta,\lambda)t}$$
(4.6)

Współczynniki a i b są wielomianami parametrów opisujących położenie kątowe modelu. Następnie wyznaczono pochodną oraz wprowadzono transformatę Laplace'a funkcji niedoboru, uzyskując następujące zależności

$$\eta(t) = \int_{0}^{t} a(\xi_{1}) e^{-b(\xi_{1})t} \frac{d\xi_{1}}{d\tau}(\tau) d\tau$$

$$\dot{\eta}(t) = \frac{d}{dt} \left[ \int_{0}^{t} a(\xi_{1}) e^{-b(\xi_{1})t} \frac{d\xi_{1}}{d\tau}(\tau) d\tau \right]$$

$$\dot{\eta}(t) = \int_{0}^{t} (-b_{0})a(\xi_{1}) e^{-b(\xi_{1})t} \frac{d\xi_{1}}{d\tau}(\tau) d\tau + a(\xi_{1})\dot{\xi}_{1}$$

$$\dot{\eta}(t) = (-b_{0})\eta(t) + a(\xi_{1})\dot{\xi}_{1}$$

$$\eta(s)s + b_{0}\eta(s) = a\xi_{1}(s)s$$

$$\eta(s) = \frac{a\eta_{1}(s)s}{s + b_{0}}$$
(4.7)

Na podstawie równania (4.2), przy założeniu, iż odchylenia zmiennych stanu od warunków ustalonych są nieduże współczynniki aerodynamiczne można opisać następującą zależnością ogólną

$$C_a(t) = C_{a_{\xi_1}}(\infty)\xi_1(t) + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_2}}(\infty)\xi_2(t) - \eta(t)$$
(4.8)

Ponieważ podczas eksperymentu badany model wykonywał ruchy oscylacyjne względem jednej płaszczyzny, przy ustalonych pozostałych położeniach kątowych można przyjąć, iż  $\xi_2 = \dot{\xi}_1$ . Pochodne położeń kątowych równe są prędkościom kątowym. Wówczas

$$C_a(t) = C_{a_{\xi_1}}(\infty)\xi_1(t) + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_2}}(\infty)\dot{\xi_1}(t) - \eta(t)$$
(4.9)

Transformata równania (4.9) przyjmuje postać

$$C_{a}(s) = \left[C_{a_{\xi_{1}}}(\infty) - \eta(s) + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty)s\right]\xi_{1}(s)$$
(4.10)

Po podstawieniu transformaty Laplace'a funkcji niedoboru (4.7) do równania (4.10) otrzymujemy

$$C_{a}(s) = Bigl[C_{a_{\xi_{1}}}(\infty) - \frac{as}{s+b_{0}} + \frac{l}{V}C_{a_{\xi_{2}}}(\infty)s]\xi_{1}(s)$$
(4.11)

Ostateczna postać transmitancji modelu jest następująca

$$\frac{C_a(s)}{\xi_1(s)} = \frac{As^2 + Bs + C}{s + b_0} \tag{4.12}$$

Parametry model<br/>u $C_{a_{\xi_1}}(\infty),\,C_{a_{\xi_2}}(\infty),\,a$ i $b_0$ wyznaczane są na podstawie współczy<br/>nników transmitancji

$$A = \frac{l}{V} C_{a_{\xi_2}}(\infty) \qquad B = C_{a_{\xi_1}}(\infty) - a + b_0 \frac{l}{V} C_{a_{\xi_2}}(\infty)$$

$$C = b_0 C_{a_{\xi_1}}(\infty) \qquad (4.13)$$

Zgodnie z powyższym modelem zidentyfikowane zostały charakterystyki i pochodne aerodynamiczne badanego modelu mikrosamolotu. Charakterystyki aerodynamiczne przedstawione zostaną w postaci przebiegów w funkcji czasu oraz w funkcji przemieszczeń kątowych względem ustalonego kąta położenia. Poniżej zaprezentowane zostaną przykładowe zmierzone oraz zidentyfikowane charakterystyki współczynnika siły nośnej oraz momentu pochylającego dla


Rys. 7. Zmierzone i zidentyfikowane przebiegi czasowe  $C_z$  w funkcji czasu (po lewej) oraz położenia kątowego (po prawej) dla Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0099



Rys. 8. Zmierzone i zidentyfikowane przebiegi czasowe  $C_m$  w funkcji czasu (po lewej) oraz położenia kątowego (po prawej) dla Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0099

Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0197. Ustalony kąt natarcia dla prezentowanych wyników wynosi  $\alpha_{\pm r} = 5^{\circ}$ , a amplituda ruchu oscylacyjnego względem uśrednionego kąta natarcia  $\Delta \alpha = \pm 5^{\circ}$ .

Pomiary współczynników  $C_z$  i  $C_m$  wykonano dla szeregu ustalonych kątów natarcia  $\alpha_{\pm r} \in (5^{\circ}, 15^{\circ}, 25^{\circ}, 35^{\circ}, 45^{\circ}, 55^{\circ})$  z amplitudą ruchu wynoszącą  $\Delta \alpha = \pm 5^{\circ}$ .

Pochodne aerodynamiczne przedstawione na rysunkach 11 i 12 wyznaczone zostały dla ustalonego kąta natarcia  $\alpha = 30^{\circ}$ , a oscylacje kąta ślizgu obywały się względem pięciu ustalonych wartości kąta ślizgu  $\beta_{\text{sr}} \in (-15^{\circ}, -7, 5^{\circ}, 0^{\circ}, 7, 5^{\circ}, 15^{\circ})$  z amplitudą ruchu wynoszącą  $\Delta\beta = \pm 10^{\circ}$ .

Zidentyfikowane pochodne aerodynamiczne w płaszczyźnie przechylenia wyznaczone zostały dla ustalonego kąta przechylenia  $\gamma_{\pm r} = 0^{\circ}$ , a amplituda ruchów oscylacyjnych wynosiła  $\Delta \gamma = \pm 5^{\circ}$ .



Rys. 9. Zidentyfikowane pochodne aerodynamiczne  $C_{z_{\alpha}}$  (po lewej) oraz  $C_{z_{q}}$  (po prawej) dla Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0099



Rys. 10. Zidentyfikowane pochodne aerodynamiczne $C_{m_\alpha}$  (po<br/> lewej) oraz $C_{m_q}$  (po prawej) dla Re<br/> = 28000, Sr =  $\infty$ ik=0,0099



Rys. 11. Zidentyfikowane pochodne aerodynamiczne $C_{y_\beta}$  (po lewej) oraz $C_{y_r}$  (po prawej) dla Re $=28000,\,{\rm Sr}=\infty$ ik=0,0099



Rys. 12. Zidentyfikowane pochodne aerodynamiczne  $C_{n_{\beta}}$  (po lewej) oraz  $C_{n_{r}}$  (po prawej) dla Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0099



Rys. 13. Zidentyfikowane pochodne aerodynamiczne  $C_{l_{\gamma}}$  (po lewej) oraz  $C_{l_p}$  (po prawej) dla Re = 28000, Sr =  $\infty$  i k = 0,0099

## 5. Wnioski

Model funkcji wskaźnikowej szeroko wykorzystywanych do opisu charakterystyk aerodynamicznych statków powietrznych daje się łatwo zaadoptować do potrzeb obiektów scharakteryzowanych małą liczbą Reynoldsa. Niezbędny do prawidłowego przeprowadzenia identyfikacji szeroki zakres zmiennych stanu oraz dość znaczny czas trwania poszczególnych testów wykonywanych w tunelu wodnym wymaga dokładnego zaplanowania i przeprowadzenia eksperymentu, co pozwala na efektywne wykorzystanie narzędzia badawczego oraz prawidłowe wyznaczenie pochodnych aerodynamicznych badanego obiektu w jak najszerszym zakresie parametrów.

#### Podziękowania

Przedstawiony eksperyment przeprowadzony został w ramach projektu rozwojowego "Autonomiczny, zintegrowany system rozpoznawczy wykorzystujący autonomiczne platformy klasy mikro" nr $0059/\mathrm{R}/\mathrm{T00}/2008/06.$ 

# Bibliografia

- Five-Component Balance and Computer Controlled Model Support System for Water Tunnel Applications, RHRC, El Segundo, CA, 2009
- 2. GALIŃSKI C., 2006, Kluczowe problemy w projektowaniu mikrosamolotów i entomopterów, Warszawa
- 3. FISHENBERG D., 1996, Identification of an unsteady aerodynamic stall model from flight test data, AIAA Paper, 95-3438-P
- KLEIN V., NODERER K.D., 1994, Modeling of aircraft unsteady aerodynamic characteristics, NASA TM, 109120
- MURPHY P., KLEIN V., SZYBA N., 2008, Progressive aerodynamic model identification from dynamic water tunnel test of the F-16XL aircraft, *AIAA Paper*, 2004-5277

#### Identyfication of aerodynamic derivatives of micro UAV

#### Abstract

The paper contains aerodynamic derivatives of a micro UAV. Determination of those derivatives was based on water tunnel research. The tests were performed for two Reynolds numbers in pitch, yaw and roll planes both in smooth configuration and with rotating propellers for finding the effect of the propulsion system on the aerodynamic characteristics. The angular displacement and reduced frequencies of motion were set on the widest range. The mathematical model of aerodynamic characteristics and derivatives and the method of identification is discussed.

# STEROWANIE ŚMIGŁOWCEM SZEŚCIOWIRNIKOWYM Z UWZGLĘDNIENIEM DYNAMIKI ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH

Zdzisław Gosiewski Daniel Ołdziej Leszek Ambroziak

Politechnika Bialostocka, Wydział Mechaniczny, Katedra Automatyki i Robotyki e-mail: z.gosiewski@pb.edu.pl, d.oldziej@pb.edu.pl, leszek.ambroziak@gmail.com

Tematyka referatu dotyczy bezpilotowego aparatu latającego (BAL) w konfiguracji śmigłowca sześciowirnikowego. W pracy zaprezentowano model matematyczny śmigłowca odwzorowujący w możliwie najlepszym stopniu rzeczywisty obiekt. Równania ruchu, czyli dynamikę samego obiektu, wyprowadzono korzystając z II zasady dynamiki Newtona. Dodatkowo model powyższego obiektu, celem podwyższenia jego wierności względem rzeczywistości, został wzbogacony o model dynamiczny elektrycznych zespołów napędowych. Zaprojektowano regulator liniowo kwadratowy LQR oraz zweryfikowano poprawność jego działania w środowisku symulacyjnym. Przedstawiono przebiegi sygnałów regulowanych: prędkości i przyśpieszeń liniowych oraz kątowych dla zadanych wymuszeń.

# 1. Wprowadzenie

Bezpilotowe aparaty latające odgrywają coraz istotniejszą role w życiu codziennym. Używane są coraz częściej przez służby cywilne oraz mundurowe, do takich celów jak: inspekcja, rozpoznanie, nadzór, obserwacja itp. Wzorując się na pełnowymiarowych, rzeczywistych obiektach, można podzielić BAL na śmigłowce, płatowce oraz modele hybrydowe. W pracy skupiono się na pierwszym typie – śmigłowcu w konfiguracji sześciowirnikowej. Zaletą takiego rozwiązania jest stosunkowo prosta konstrukcja, zdolność obiektu do wykonywania zawisu, większy udźwig w stosunku do klasycznych śmigłowców w klasie BAL, redundantność napędów – w razie awarii jednego z wirników obiekt jest w stanie nadal utrzymywać się w powietrzu. Wadami są: stosunkowo duża konsumpcja energii elektrycznej przekładająca się na czas lotu, ograniczona zdolność lądowania autorotacyjnego podczas całkowitej awarii zespołów napędowych.

## 2. Budowa i sterowanie

Śmigłowiec sześciowirnikowy, często nazywany hexakopterem lub hexarotorem, zbudowany jest z sześciu promieniście rozchodzących się ramion. W części centralnej umiejscowiona jest gondola z aparaturą pomiarowo-sterującą. Na końcach każdego z ramion umiejscowiono zespół napędowy składający się z silnika piasty oraz śmigła. Jako optymalne rozwiązanie napędowe, biorąc pod uwagę bezobsługowość, wybrano bezszczotkowy silnik trójfazowy współpracujący z mikrofalownikiem. Na rys. 1. przedstawiono umiejscowienie poszczególnych zespołów napędowych z zaznaczeniem kierunku wirowania śmigieł.



Rys. 1. Śmigłowiec sześciowirnikowy

Sterowanie śmigłowcem sześciowirnikowym odbywa się poprzez zmianę prędkości obrotowej poszczególnych par zespołów napędowych (zamontowanych na sztywno na końcach ramion). W procesie sterowania możemy wyróżnić cztery sygnały sterujące odpowiedzialne za: zmianę pułapu – u(1), lot do przodu/tyłu – u(2), lot w prawo/lewo – u(3), obrót wokół pionowej osi z - u(4). Proces sterowania przedstawiony zostanie w późniejszym rozdziale.

## 3. Identyfikacja zespołów napędowych

Model matematyczny ma na celu jak najlepsze odwzorowanie rzeczywistego obiektu. Pozwala to na miarodajną weryfikacje symulacyjną zaprojektowanych praw sterowania obiektem. Mając na uwadze, że każdy z elementów wchodzących w skład śmigłowca sześciowirnikowego ma swoją własną dynamikę, postanowiono zidentyfikować kluczowe podzespoły obiektu. Dynamika elementów wykonawczych – zespołów napędowych (ZN) odgrywa istotną role w procesie sterowania. Dokonano indywidualnej identyfikacji każdego z sześciu zespołów napędowych. W tym celu zbudowano stanowisko laboratoryjne, rys. 2.



Rys. 2. Stanowisko do badań silników modelarskich typu outrunner: 1 – belka tensometryczna, 2 – podstawa, 3 – ramię, 4 – zespół napędowy, F – siła ciągu, F' – siła proporcjonalna do siły ciągu działająca na belkę tensometryczną

Proces identyfikacji zespołu napędowego polegał na zamontowaniu go na równoramiennej belce w kształcie litery L. Następnie podawano sygnał sterujący PWM (*Pulse Width Modulation*) na falownik zarządzający pracą silnika 3-f. Zmiana siły ciągu zespołu napędowego (po poddaniu go wymuszeniu), działającego na belkę tensometryczną, była rejestrowana na komputerze PC. Zarchiwizowane dane były wprowadzone do środowiska symulacyjnego Matlab. Przy użyciu modelu autoregresywnego z zewnętrznym wejściem ARX, wyznaczono transmitancję zespołu napędowego. Przebiegi uzyskiwanego ciągu w funkcji czasu przedstawiono na rys. 3.

Analizując uzyskane dane, stwierdzono, że modele ZN w postaci transmitancji operatorowej są wysoce nadmiarowe (15-16 rzędu). W drodze eliminacji zer i biegunów o podobnych częstotliwościach rezonansowych i antyrezonansowych dokonano redukcji transmitancji do rzędu 4. Przykładowa odpowiedź skokowa dla ZN nr 1 została przedstawiona na rys. 4.

Wykreślając mapę zer i biegunów, stwierdzono, że część zer znajduje się w prawej półpłaszczyźnie liczb zespolonych, zatem obiekt ma charakter nieminimalnofazowy i jest trudny w sterowaniu (rys. 5).



Rys. 3. Siła ciągu uzyskiwana przez poszczególne zespoły napędowe



Rys. 4. Odpowiedź skokowa zespołu napędowego nr 1

# 4. Sterowanie śmigłowcem sześciowirnikowym

Dynamika śmigłowca sześciowirnikowego została wyprowadzona na podstawie II zasady Newtona. Wyprowadzono wzory na przyspieszenia liniowe wzdłuż osi x, y, z oraz przyspieszenia kątowe wokół wymienionych osi. Równania ruchu można przedstawić jako

$$\ddot{x} = \frac{u(1)(\sin\theta_z \sin\theta_x + \cos\theta_z \sin\theta_y \cos\theta_x)}{m}$$
$$\ddot{y} = \frac{u(1)(-\cos\theta_z \sin\theta_x + \sin\theta_z \sin\theta_y \cos\theta_x)}{m}$$
$$\ddot{z} = \frac{u(1)(\cos\theta_x \cos\theta_y)}{m} - g$$
$$\ddot{\theta}_x = \frac{u(3)l}{I_x} \qquad \ddot{\theta}_y = \frac{u(2)l}{I_y} \qquad \ddot{\theta}_z = \frac{u(4)l}{I'_z}$$



Rys. 5. Mapa zer i biegunów dla zespołu napędowego nr 1

gdzie:  $g = 9,80665 \text{ m/s}^2 - \text{przyśpieszenie ziemskie}, l - długość ramienia, <math>I_x$ ,  $I_y$ ,  $I'_z$  - momenty bezwładności.

Sygnały sterujące  $u(1) \div u(4)$  można rozpisać jako

$$u(1) = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 + F_5 + F_6$$
  

$$u(2) = -\frac{1}{2}F_1 - F_2 - \frac{1}{2}F_3 + \frac{1}{2}F_4 + F_5 + \frac{1}{2}F_6$$
  

$$u(3) = \frac{\sqrt{3}}{2}F_1 - \frac{\sqrt{3}}{2}F_3 - \frac{\sqrt{3}}{2}F_4 + \frac{\sqrt{3}}{2}F_6$$
  

$$u(4) = F_1 - F_2 + F_3 - F_4 + F_5 - F_6$$
  
(4.2)

gdzie:  $F_i$ , i = 1, 2, ..., 6 – siły ciągu poszczególnych zespołów napędowych.

# 4.1. Model symulacyjny

Równania ruchu śmigłowca sześciowirnikowego zostały przekształcone do formy użytecznej do projektowania prawa sterowania. Model posiada 4 wejścia sterujące i 12 wyjść mówiących o prędkościach oraz przesunięciach liniowych wzdłuż osi oraz prędkościach kątowych i kątach obrotu wokół poszczególnych osi. Model został zapisany w przestrzeni stanu

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{B}\boldsymbol{u}$$
  $\boldsymbol{y} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{D}\boldsymbol{u}$  (4.3)

gdzie:

— wektor stanu obiektu $\,x$ 

$$\boldsymbol{x} = [x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}, \theta_x, p, \theta_y, q, \theta_z, r]^{\mathrm{T}}$$

— wektor wejść $\,u$ 

$$\boldsymbol{u} = [u(1), u(2), u(3), u(4)]^{\mathrm{T}}$$

— macierz stanu A

— macierz wejść **B** 

#### 4.2. Sterowanie liniowo-kwadratowe LQR

Regulator LQR na podstawie sygnałów wyjściowych  $\boldsymbol{y}$ generuje sygnały sterujące  $\boldsymbol{u},$ minimalizując funkcję kosztów

$$J(\boldsymbol{u}) = \int_{0}^{\infty} (\boldsymbol{y}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{Q} \boldsymbol{y} + \boldsymbol{u}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{R} \boldsymbol{u}) dt$$
(4.4)

Prawo sterowania może zostać zapisane jako

$$\boldsymbol{u} = -\mathbf{K}\boldsymbol{x} \tag{4.5}$$

Sterowanie w układzie zamkniętym można następnie zapisać jako

$$\dot{\boldsymbol{x}} = [\boldsymbol{\mathsf{A}} - \boldsymbol{\mathsf{B}}\boldsymbol{\mathsf{K}}]\boldsymbol{x} \tag{4.6}$$

Wyprowadzona macierz wzmocnień K przyjmuje postać

<b>K</b> =	=											
=	Γ 0	0	1.8481	0	0	1.4142	0	0	0	0	0	0
	1.6388	0	0	0.3162	0	0	10.6302	0	0	0	3.5497	0
	0	-2.4020	0	0	-1.4142	0	0	13.0706	0	3.8774	0	0
		0	0	0	0	0	0	0	1.4142	0	0	2.2082

Macierze wagowe $\,{\bf Q}$ i $\,{\bf R}$ dla regulatora LQR zostały dobrane na podstawie zasady Brayson'a.



Rys. 6. Model symulacyjny śmigłowca sześciowirnikowego

Model symulacyjny śmigłowca sześciowirnikowego z dołączoną dynamiką zespołów napędowych został zamodelowany w środowisku Matlab/Simulink (rys. 6). Parametry i dane wejściowe zostały zaimportowane do modułu Matlab/workspace. Sygnały wyjściowe zostały wykreślone i przedstawione na rys. 7.



Rys. 7. Wykresy stabilizacji śmigłowca poddanego wymuszeniu sygnałem sterującym u(1) odpowiedzialnym za zmianę pułapu lotu

# 5. Wnioski

W pracy przedstawiono budowę modelu matematycznego śmigłowca sześciowirnikowego. Uzupełnienie modelu o dynamikę zespołów napędowych pozwoliło uzyskać dokładniejsze odwzorowanie modelu względem rzeczywistego obiektu. Stabilizacji śmigłowca sześciowirnikowego została zrealizowana przy pomocy regulatora LQR, którego macierz wzmocnień K została wyznaczona na podstawie macierzy wagowych Q i R. Badania symulacyjne potwierdziły poprawność działania zaprojektowanego prawa sterowania. Model poddany wymuszeniu zmiany wysokości (sygnał sterujący u(1)) wykonał ruch wzdłuż osi Z, a następnie ustabilizował się na pułapie 15 metrów. Na podstawie wykresów odnotowano ruchy o znikomych wartościach (spowodowanych symulacją ruchu jedynie w osi Z) wzdłuż osi x i y oraz małe obroty pochylenia przechylenia oraz odchylenia, które także prawidłowo się ustabilizowały. Dalsze prace będą skupiały się na implementacji powyższego prawa sterowania na rzeczywistym obiekcie i testach poligonowych weryfikujących poprawność jego działania.

Praca wykonana w ramach projektu badawczo rozwojowego Nr R00 002911 finansowanego przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego

## **Bibliografia**

- BOUABDALLAH S., SIEGWART R., 2007, Design and control of a miniature quadrotor, [W:] Advances In Unmanned Aerial Vehicle, Springer Netherlands, 171-210
- 2. SIEMIENIAKO F., GOSIEWSKI Z., 2006, *Automatyka*, Tom I, Wydawnictwo Politechniki Białostockiej, Białystok
- 3. RAUW M., FDC 1.2 A simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis, www.mathworks.com

# Control of a six-rotor helicopter including of the drive systems a dynamical model

#### Abstract

The subject of the paper due to unmanned aerial vehicle (UAV) in configuration of six-rotor helicopter. The control-measurement apparatus was placed in the central part of helicopter at the arms intersection. Mathematical model representing real plant were designed. Equations of motion were derived from Newton's second law of motion. For better representation of plant dynamics driver group were attached. The dynamics of the drives was joined to the control plant model to design the control law. The linear-quadratic regulator (LQR) was designed. Its correct functioning in simulation environment was verified. Plots of regulated signals (angular and linear velocity and acceleration) were shown.

Praca wykonana w ramach projektu badawczo-rozwojowego nr OR00 0029 11 finansowanego przez Ministerswo Nauki i Szkolnictwa Wyższego Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# ARCHITEKTURA SIECIOCENTRYCZNEGO SYSTEMU ROZPOZNANIA I WSPARCIA DOWODZENIA SYTUACJAMI KRYZYSOWYMI NA TERENACH ZURBANIZOWANYCH WYKORZYSTUJĄCEGO AUTONOMICZNE BEZZAŁOGOWE APARATY LATAJĄCE

Krzysztof Sibilski Wiesław Wróblewski

Politechnika Wrocławska, Instytut Inżynierii Lotniczej, Procesowej i Maszyn Energetycznych e-mail: krzysztof.sibilski@pwr.wroc.pl; wieslaw.wroblewski@pwr.wroc.pl

W opracowaniu opisano architekturę demonstratora technologii taniego, łatwego w użyciu i odpornego na zakłócenia, sieciocentrycznego systemu wsparcia rozpoznania i dowodzenia sytuacjami kryzysowymi na terenach zurbanizowanych, wykorzystującego autonomiczne bezzałogowe aparaty latające (BAL) jako platformy przenoszące sensory, głównie precyzyjne kamery video, kamery IR, a także radary oraz inne sensory.

# 1. Wprowadzenie

W opracowaniu opisano architekturę demonstratora technologii taniego, łatwego w użyciu i odpornego na zakłócenia, sieciocentrycznego systemu wsparcia rozpoznania i dowodzenia sytuacjami kryzysowymi na terenach zurbanizowanych, wykorzystującego autonomiczne bezzałogowe aparaty latające (BAL) jako platformy przenoszące sensory, głównie precyzyjne kamery video, kamery IR, a także radary oraz inne sensory. Zabudowane na pokładzie BAL kamery video, kamery IR oraz inne sensory, będą dostarczały informacji o sytuacji w aglomeracji miejskiej w trakcie wielkich masowych zgromadzeń ludności (np. w trakcie wielkich zawodów sportowych). System będzie także przydatny w innych sytuacjach wymagających monitorowania sytuacji (np. monitorowanie ruchu na drogach, pomiar prędkości pojazdów, wspomaganie zarządzaniem kryzysowym podczas klęsk żywiołowych, monitorowanie zagrożeń pożarowych, monitorowanie granic państwa itp.). Ze względu na specyfikę wykorzystania (w terenach zurbanizowanych), system będzie cechować się odpornością na uszkodzenia mechaniczne, posiadać prosty interfejs graficzny planowania misji (z wykorzystaniem komputera przenośnego). Wykorzystywane w systemie BAL-e zostaną wyposażone w efektywne systemy lądowania awaryjnego, umożliwiające bezpieczne lądowanie na terenie zurbanizowanym (np. ze sterowanym spadochronem szybującym).

W skład systemu wejdą:

- bezzałogowe obiekty latające,
- odpowiednio oprogramowane i wyposażone komputery stanowiące centrum dowodzenia, sterowania oraz planowania misji, a także odbioru i analizy danych, wyboru i analizy obrazów itp.,
- system automatycznej stabilizacji i sterowania lotem,
- dostosowana do potrzeb wykonywanej misji cyfrowa mapa terenu, nad którym będzie operował BAL,
- system komunikacji oraz przesyłania obrazów i danych BAL,
- naziemny system analizy danych, monitorowania i wykrywania zagrożeń, zintegrowany z terminalem wynośnym,
- przeznaczony do szkolenia operatorów symulator systemu.

# 2. Wykorzystanie BAL w działanich sieciocentrycznych

Pojęcie działań sieciocentrycznych wiąże się ze stworzeniem szybkiej i sprawnej platformy wymiany informacji użytkowej, która pozwoli uzyskać przewagę informacyjną w działaniach policji, wojska i innych służb, odpowiednio nad zagrożeniem lub atakiem. Ponadto wymiana części informacji służyć powinna automatycznemu utrzymaniu systemu sieciowego w poprawnym działaniu. Systemy sieciocentryczne możemy podzielić na systemy scentralizowane, zdecentralizowane i rozproszone.

System scentralizowany (rys. 1) – jest to tak zwana struktura sieciowa gwiazdy, gdzie węzeł centralny stanowi źródło nadzoru i punkt retransmisyjny nad całą siecią. W celu uzyskania szeroko rozumianej komunikacji (elektronicznej, transmisji analogowej i cyfrowej), a więc łączności (radiowej, optycznej, akustycznej) pomiędzy węzłami sieci, istnieje konieczność komunikacji poprzez węzeł centralny. Taka struktura sieci – poprzez węzeł centralny – w konsekwencji narzuca, bardzo dużą pojemność systemu, w szczególności węzła centralnego. Wynika to z ilości przesyłanych informacji w postaci danych cyfrowych lub/i analogowych, złożonego sposobu dostępu do węzła centralnego (podział czasowy TDMA, częstotliwościowy FDMA, kodowy CDMA lub inny kodowo-adresowy, czasowo-częstotliwościowy np. COFDMA).



Rys. 1. Graficzna interpretacja sieci typu scentralizowanego

Taki węzeł centralny najczęściej jest umiejscowiony w centrum w postaci BAL bazowego. Jest to system ściśle hierarchiczny i prowadzi do zagrożeń w postaci utraty łączności w przypadku przeciążenia "informacyjnego" bądź uszkodzenia układów elektronicznych w węźle centralnym. W przypadku błędów transmisji cyfrowej lub dużej ilości przesyłanych informacji zwiększa się inercyjność systemu, osiągając niebezpieczne granice utraty zdolności: dowodzenia, zarządzania, rozpoznania.

System zdecentralizowany (rys. 2) – jest to struktura sieci z podsieciami w postaci topologii gwiazdy i w odróżnieniu od systemu scentralizowanego, w sieci nie ma jednego punktu dostępowego (źródła informacji, retransmisji, węzła komutacji elektronicznej). Znaczącą zaletą takiej sieci,



Rys. 2. Graficzna interpretacja sieci typu zdecentralizowanego

w odróżnieniu od sieci scentralizowanej, jest zwiększone bezpieczeństwo komunikacyjne i komutacyjne pomiędzy węzłami, stanowiącymi węzły centralne każdej scentralizowanej podsieci systemu. Bezpieczeństwo to rozumiane jest jako w pewnym sensie pewna ciągła łączność zestawiana statycznie pomiędzy wszystkimi węzłami centralnymi podsieci scentralizowanej lub dynamicznie pomiędzy wybranymi węzłami, zgodnie z opracowanym algorytmem dostępu i transmisji. Pomiędzy węzłami centralnymi każdej podsieci realizowana jest najczęściej komunikacja rozproszona w postaci tak zwanej topologii siatki. W przypadku sieci siatkowych występuje złożoność informatyczna algorytmów optymalnego wykorzystania sieci i dostępu radiowego SDR w przypadku obiektów mobilnych, które dynamicznie zmieniają taką sieć. Przykładem sieci zdecentralizowanej jest sieć GSM, gdzie węzeł centralny podsieci stanowi stacja mikrofalowa BTS.

Systemy rozproszone (rys. 3) – to sieci nowego typu, w nadmienionej wyżej tak zwanej topologii siatki, w odróżnieniu od klasycznych sieci scentralizowanych lub zdecentralizowanych charakteryzują się ścisłą hierarchicznością. Budowę nadmiarowego systemu sieciowego – sieciocentrycznego, teoretycznie niezawodnego – w postaci autonomicznej sieci rozłożonej komunikacji elektronicznej: łączności, sterownia, dowodzenia, zarządzania, rozpoznania, w postaci łączności szerokopasmowej z pakietową transmisją danych zaproponował przed 40 laty Paul Baran.



Rys. 3. Graficzna interpretacja sieci typu rozproszonego (rozłożonego)

Możliwość budowy sieciocentrycznego bezprzewodowego systemu rozpoznania przy użyciu BAL, z szeroko rozumianą przewagą teleinformatyczną dla operatorów, oparta jest o istotę działań sieciocentrycznych. Istotą jest stworzenie szybkiej i efektywnej platformy cyfrowej i cyfrowo-analogowej wymiany informacji, która pozwoli uzyskać w szczególności przewagę operacyjną, prewencyjną itp. Sieciocentryczność, w odniesieniu do systemu rozpoznawczego rojów BAL, oznacza taką organizację procesu gromadzenia, selekcji, przetwarzania i udostępniania informacji, która zapewni dostępność potrzebnych informacji we właściwym miejscu i czasie. Kolejną ważną cechą systemu powinno być możliwość dostarczania informacji (sterowanie, żądanie zmiany trasy lotu zgodnie z pewnym algorytmem antykolizyjnym lub "wyłączenie" jednostki BAL z lotu) potrzebnych jednostce BAL znajdującej się w przestrzeni z "serwera" operatora (centrum reagowania), umiejscowionego przynajmniej dziesiątki kilometrów od źródła informacji. To samo dotyczy zwrotnego kanału informacyjnego w postaci pobierania danych technicznych z lotu, danych użytkowych on-line lub transmisji do operatora systemu w przypadku zarchiwizowanych danych na jednostce BAL. Jest to możliwe oczywiście wprost, jeśli każda jednostka BAL jest w stopniu koniecznym i wystarczającym wyposażona w systemy komputerowe, co oznacza, że jest węzłem sieci, stanowiącym łącznie z warstwą fizyczną, oprogramowaniem i protokołami transmisji, węzeł cyberprzestrzeni.



Rys. 4. Problem wyposażenia technicznego sieci typu rozproszonego (rozłożonego)

Fizyczne wyposażenie jednostek BAL (rys. 4) w techniczne środki automatyki i robotyki komunikacji elektronicznej (radiolokacja: radar pasywny, radar aktywny, pozycjonowanie GPS, transmisja danych użytkowych termowizja, laser, obraz, dźwięk, dwukierunkowa transmisja danych: autopilot, sterowanie, sensory), przekłada się na stopnie swobody dostępne w cyberprzestrzeni dla oprogramowania i algorytmizacji systemu sieciocentrycznego opartego o BAL. Daje to potencjalnie możliwość skuteczniejszego "panowania" nad poruszającym się w przestrzeni systemem wykonującym ściśle określone zadania. Najkorzystniej będzie przedstawienie w postaci "plakatu" ogólnego problemu wyposażenia i środków technicznych dostępnych w rozważanym rozwiązaniu systemowym – schematu, w węźle sieciocentrycznym – jednostce BSL.

Analizując heurystycznie możliwość obserwacji dużych aglomeracji miejskich (rys. 5) (promień obszaru do ok. 15 km), wydaje się, że jedynym słusznym rozwiązaniem jest zapisanie takiego algorytmu lotu w systemie, który umożliwi lot BAL w postaci rojów tworzących izotropowy dysk, pokrywający obszar obserwacji. Ponadto propozycja roju BAL wykonującego krążenie w tym samym kierunku, jednorodnie rozłożonego w przestrzenie powietrznej, powinna zapewniać w dużym stopniu bezpieczeństwo antykolizyjne. Jak przedstawiono na poniższej interpretacji graficznej, odległość pomiędzy poszczególnymi obiektami (BAL) systemu rojów waha się w granicach do 2 km, przy założonej liczbie jednostek latających równej 18. Oprócz zaproponowanego roju "dyskowego" wykonujące rotację nad strefą miejską – metropolitalną (to znaczy szerzej), możliwy jest również rój utworzony przez sektory, w których porusza się jedna, góra dwie jednostki BSL, rotujące w ściśle wyznaczonej, ograniczonej przestrzeni, np. o promieniu 1,2 km. Polegać ma to głównie na tym, że istnieje możliwość ścisłego wybrania sektora z jednostkami BAL, które wykonują rotację na tym wybranym przez "nas" lub system obszarze, w celu uzyskania szczególnej przewagi informacyjnej na tym terenie.



Rys. 5. Propozycja – izotropowy dysk rojów BAL, obserwacji przestrzeni metropolitarnej (działanie jednego BAL w roju)

Pewną sofistyką w odniesieniu do zaproponowanego tu rozwiązania ruchu powietrznego w postaci roju dyskowego, jest poruszanie się wybranych BAL na poziomach (kanałach) wysokościowych ustalonych przez operatora półautomatycznie lub interaktywnie, śledząc położenie trójwymiarowe na ekranie operatora systemu. Ma to ogromne znaczenie, ze względu na dokładność obserwacji wybranego obszaru przestrzeni (np. monitoring zbiorowisk, wypadku drogowego, katastrofy czy konkretnego wyjazdu z miasta) przez odpowiednie podejście (zbliżenie) wybranego rozpoznawczego węzła sieci stanowiącego BAL. W pierwszym przypadku, systemu lotu (rys. 5) można wyposażyć w prosty algorytm wznoszenia się i "schodzenia" kilkunastu jednostek BAL.

#### 3. Dobór BAL dla potrzeb realizacji zadań w systemie

Dokonano przeglądu istniejących unormowań prawnych i zaleceń dotyczących projektowania i budowy samolotów bezzałogowych. Zgromadzono i przeanalizowano kilkanaście opracowań pretendujących do miana przepisów budowy BAL. Stwierdzono, iż źródłem wiekszości opracowań są okrojone i przetworzone przepisy samolotowe. Skutkuje to w miarę dobrym przystosowaniem ich do BAL o masach przekraczających 200 kg, mających porównywalne z samolotami charakterystyki techniczne. Przepisy te, nie przystają jednak do BAL o masach rzędu kilku kilogramów. Na chwile obecną nie ma oficjalnych, uznanych przepisów dotyczących BAL. Bazowanie na propozycjach i zaleceniach jest kwestią słabo uzasadnionej decyzji konstruktora. W tej sytuacji zasadne wydaje się (mimo oczywistych niedostatków) przyjęcie za bazę projektową przepisów samolotowych. Przegląd aktualnie funkcjonujących przepisów cywilnych (BCAR, FAR, JAR, CS) prowadzi do wniosku, ze najodpowiedniejsze będą przepisy JAR lub CS w części VLA (bardzo lekkich samolotów). W dalszej części prac przyjęto, że projektowany samolot będzie generalnie zgodny z przepisami CS-VLA.

Bezpilotowe aparaty latające BAL to obecnie bardzo dynamicznie rozwijający się rodzaj lotnictwa. Postęp w rozwoju tego typu obiektów latających jest konsekwencją wielu czynników, z których najistotniejsze to z pewnością: dostępny poziom zaawansowania konstrukcyjno-technologicznego, koszty eksploatacji, bezpieczeństwo załóg, a także koncepcja podwójnego zastosowania (wojskowo-cywilnego). W opublikowanym Unmanned Aircraft System Roadmap 2005-2030, systemy UAV zostały zdefiniowane jako podstawowe dla amerykańskiej armii (rys. 6). W tabeli 1 przedstawiono podział bezpilotowych statków powietrznych na klasy i możliwości zastosowania poszczególnych typów statków powietrznych w danej klasie. Wyraźnie widać uniwersalność samolotu w większości klas.



Rys. 6. Harmonogram wdrażania "Roadmap" dla amerykańskich UAV, w tym pionowzlotów (źródło: Unmanned Aircraft System Roadmap 2005-2030, Office of Secretary of Defense)

Tabela 1

Układ aerodyna- miczny	MICRO	INIM	CR	$\mathrm{SR}$	MR	LR	LE	MALE	HALE	UCAV	LETHAL	DECOY
Stałopłaty	Х	Х	Х	Х	Х	Х	Х	Х	Х	Х	Х	Х
Wiropłaty	Х	Х	Х	Х	Х	Х						
Zmiennopłaty			Х	Х	Х							

W tabeli 2 przedstawiono klasyfikację Bezpilotowych Statków Powietrznych: zasięg, pułap, długotrwałość (opracowano na podstawie Bleenburgh P. *UAV's-current situation and considerations for the way forward*, NATO RTO educational papers, 1999 r.).

Bezzałogowe samoloty są wykorzystywane w armiach całego świata już od co najmniej kilkunastu lat. Ich głównym przeznaczeniem jest zbieranie

			Promień	Pulap	Czas	Masa	
Klasa	Kategoria	Oznaczenie	działania	lotu	lotu	aparatu	
			[km]	[m]	[h]	[kg]	
Mikro	Mikro	Micro (M)	10	250	1	0,15	
i Mini	Mini	Mini (Mini)	10	300	2	30	
	Bezpośredniej	Close Range	20	2000	4	150	
	styczności	(CR)	30	3000	4	190	
	Krótkiego	Short Range	70	2000	6	200	
	zasięgu	(SR)	70	3000	0	200	
	Średniego	Medium Range	200	5000	10	500	
Tak	zasięgu	(MR)	200	5000	10	500	
Tak-	Dalekiego	Long Range	500	5000	19	1000	
tyczne	zasięgu lotu	(LR)	500	5000	12	1000	
	Dużego czasu	Long Endurance	500-	8000	94	1000	
	działania	(LE)	1000	8000	24	1000	
	Średniego pu-	Medium Altitude					
	łapu i długo-	Long Endurance	500-1000	8000	48	1500	
	trwałości lotu	(MALE)					
	Wysokiego puła-	High Altitude					
	pu, dużej długo-	Long Endurance	> 2000	25000	48	12000	
	trwałości lotu	(HALE)					
Strata	Bezpilotowe	Unmanned					
Strate-	bojowe statki	Combat Aerial	400	10000	2	5000	
giczne	powietrzne	Vehicle (UCAV)					
	Uderzeniowe	Lethal (LETH)	300	4000	4	250	
	Pułapki	Decoys	500	5000	10	250	
	radiolokacyjne	(DEC)	500	5000	10	200	

Tabela 2

informacji o charakterze rozpoznawczym lub wywiadowczym. W zależności od ich technicznych parametrów (zasięgu, pułapu, możliwego czasu lotu, itp.) oraz wyposażenia, mogą to być informacje z obszaru oddalonego o kilka lub kilkadziesiąt kilometrów od miejsca ich startu lub też informacje z dużych i odległych obszarów przy lotach na dużych wysokościach i sterowaniu z zastosowaniem przekazu satelitarnego.

Oprócz militarnych, coraz częściej bezzałogowe samoloty znajdują zastosowanie w służbach cywilnych, policji czy straży pożarnej, na przykład w czasie dużych imprez masowych, powodzi, rozległych pożarów torfowisk.

# 4. Projekt samolotu bezzałogowego "SARYS"

Na podstawie analizy istniejących konstrukcji opracowano projekt bezzałogowego statku powietrznego przeznaczonego do realizacji misji zadeklarowanej w projekcie. Zaletą tego statku powietrznego jest prosta, modułowa budowa umożliwiająca wprowadzanie małych zmian konstrukcyjnych bez uszczerbku dla własności lotnych.

W skład przedstawionego systemu bezzałogowego samolotu do wykrywania, obserwacji i dokumentowania obiektów i zjawisk zachodzących na Ziemi wchodzi:

- statek powietrzny,
- głowice obserwacyjne aparat fotograficzny oraz kamera IR,
- układy transmisji danych telemetrycznych,
- stacja sterowania, kontroli lotu i analizy danych,
- układy startu i lądowania.



Rys. 7. Projekt koncepcyjny statku powietrznego

Projekt koncepcyjny statku powietrznego przedstawiono na rys. 7. Charakterystyczne są dwa zamontowane pływaki umożliwiające w sytuacjach kryzysowych również lądowanie na wodzie. Charakterystyczną dla tego statku powietrznego wysuwaną w czasie lotu głowicę obserwacyjną przedstawiono na rys. 8. Umożliwia ona dolot samolotu do miejsca wykonywania zadania ze schowaną głowicą (zmniejszenie oporu aerodynamicznego), wysunięcie głowicy nad terenem obserwacji oraz schowanie jej w czasie dolotu do miejsca lądowania. Należy tutaj zaznaczyć że schowana głowica jest mniej narażona na uszkodzenia w czasie lądowania. Samolot może być też wykonany w wersji z podwoziem, gdzie przednie jest chowane, co umożliwia zabudowanie głowicy obserwacyjnej zabudowanej na stałe.



Rys. 8. Wysuwana głowica obserwacyjna zabudowana na "SARYSIE"

System umożliwia:

- start samolotu z wyrzutni lub z utwardzonej nawierzchni,
- sterowanie i kontrolę lotu w trybie "ręcznym" (operator) i automatycznym,
- lądowanie na ziemi lub na wodzie,
- wykonanie lotu przez minimum 2,5 h,
- osiągnięcie pułapu lotu 600 m,
- $\bullet\,$ wykonywanie lotu z prędkością (IAS) od 60 km/h do 150 km/h,
- wykonywania zadań przy sile wiatru do  $10 \,\mathrm{m/s}$ ,
- wykonywanie zadań w promieniu do 30 km,
- obserwację za pomocą różnych aparatów: kamera na światło dzienne lub IR, a także z wykorzystaniem różnego rodzaju sensorów – opcjonalnie,
- wykonywanie archiwizacji danych z obserwacji powietrznej,
- sterowanie głowicą obserwacyjną umożliwiającą obserwację dolnej półsfery statku powietrznego.



Rys. 9. Projekt statku powietrznego o masie do 25 kg "SARYS"



Rys. 10. "SARYS" – egzemplarz do badań systemu transmisji danych i egzemplarz do badań w locie

# 5. Dobór silnika do BAL "SARYS"

Przeprowadzono szerokie rozpoznanie dostępnych na rynku silników tłokowych o mocach odpowiednich dla projektowanego BAL. Opracowano danych statystyczne silników:

- tłokowych dwusuwowych o mocach 2000 do 4000 W,
- tłokowych czterosuwowych o mocach 2000 do 4000 W.

Przeanalizowano dostępne silniki pod kątem cech istotnych dla potrzeb sprawnego zespołu napędowego dla zakresu zadań BAL (mała masa, małe jednostkowe zużycie paliwa, obroty zapewniające możliwość uzyskania odpowiednich charakterystyk ciągu, przy umiarkowanym poziomie hałasu). Przeanalizowano możliwości obniżenia jednostkowego zużycia paliwa i wyciszenia silnika środkami nieingerującymi w konstrukcję silnika. Opracowano wstępną koncepcję konstrukcyjną zabudowy kompletnego zespołu napędowego BAL (silnik, łoże, zbiornik paliwa, przewody, elementy sterowania). Opracowano również program badań stoiskowych i przeprowadzono ograniczone badania charakterystyk mocy i zużycia paliwa czterosuwowych silników tłokowych o mocach (zweryfikowano moce) 1000 do 2000 W.

Do napędu samolotu "SARYS" wybrano silnik 3W 28CS (rys. 11) z prądnicą o mocy 80 W. Silnik ten stanowi napęd litewskiego samolotu bezzałogowego "Penguin B" i wyposażony jest w dobrane śmigło pchające. Jest to silnik dwusuwowy przeznaczony do napędu samolotów bezzałogowych o masie całkowitej od 8 do 30 kg.



Rys. 11. Widok silnika 3W 28CS wraz z generatorem prądu

# 6. Autopilot

Ogólna struktura autopilota została oparta na dotychczasowych rozwiązaniach i doświadczeniach związanych z budową autopilotów przeznaczonych do sterowania bezzałogowych samolotów. Centralną jednostką obliczeniową jest komputer PC104. Komputer ten zapewnia także akwizycję danych pomiarowych i obsługę układu telemetrii. Drugim niezwykle ważnym elementem autopilota jest odpowiednio zaprojektowany, wykonany i oprogramowany "układ sprzęgający". Układ ten zapewnia połączenie wszystkich dodatkowych elementów i czujników autopilota oraz wymianę danych z centralną jednostką obliczeniową, komputerem PC104.



Rys. 12. Schemat funkckonalny systemu układu automatycznego sterowania lotem



Rys. 13. Autopilot samolotu "SARYS"

Zadaniem autopilota jest sterowanie lotem i nadzorowanie działania następujących układów:

- serw elektrycznych powierzchni sterowych,
- układów zasilania elektrycznego,
- układu orientacji przestrzennej ADIS16405,
- czujnika ciśnienia statycznego pomiar wysokości barometrycznej,
- układu nawigacji satelitarnej GPS.

W skład autopilota wchodzą następujące elementy:

- centralna jednostka obliczeniowa sterownik komputerowy PC104 (PCM-3343F) z kartą pamięci nielotnej CompactFlash,
- układ orientacji przestrzennej ADIS16364 przeznaczony do pomiaru prędkości kątowych i przyspieszeń w trzech osiach,
- czujnik ciśnienia statycznego do pomiaru wysokości barometrycznej,
- odbiornik systemu nawigacji satelitarnej GARMIN GPS18 (5 Hz),

- odbiornik układu ręcznego sterowania,
- radiomodem,
- układ zasilania sterownika PC104 oraz czujników.

W "Module Sprzęgającym" mikrokontroler realizuje pięć zadań:

- odczyt sygnałów z odbiornika sterowania ręcznego,
- odczyt danych pomiarowych układu ADIS16364,
- dczyt danych z przetwornika A/D czujnika ciśnienia statycznego,
- wytwarzanie sygnałów PWM sterujących serwomechanizmami,
- dwustronna komunikacja i wymiana danych z komputerem PC104.

## 7. Transmisja danych

W celu wykorzystania fal elektromagnetycznych jako medium służącego transmisji danych cyfrowych (rys. 14) niezbędne jest przetworzenie tych danych na postać akceptowalną dla systemów transmisyjnych. Przetworzenie to, podobnie jak dla "tradycyjnej" transmisji analogowej, oparte jest na technice modulacji, przy czym w cyfrowych systemach łączności wykorzystuje się metody modulacji cyfrowej.



Rys. 14. Schemat cyfrowyego systemu transmisji danych

Sygnał wyjściowy z modulatora przekazywany jest do nadajnika, skąd, poprzez odpowiednie medium transmisyjne (w tym przypadku fale elektromagnetyczne), trafia do odbiornika. W celu wyodrębnienia z uzyskanego przebiegu przesyłanych danych, stosuje się demodulator, składający się z detektora i układu decyzyjnego. Możliwe są dwa rodzaje detekcji:

- detekcja koherentna, wymagająca sinusoidalnego sygnału odniesienia, zsynchronizowanego w fazie i częstotliwości z odebranym sygnałem nośnym,
- detekcja niekoherentna, nie wymagająca takiego sygnału.

Zadaniem układu decyzyjnego (tzw. synchronizatora elementowego) jest zdekodowanie zdemodulowanego sygnału i przekształcenie go w ciąg bitów danych.

W zależności od tego, który z parametrów przebiegu nośnego jest modyfikowany sygnałem informacyjnym, wyróżnia się modulację amplitudy (rys. 15) (AM), częstotliwości (FM) lub fazy (PM).



Rys. 15. Modulacja amplitudy, fazy i częstotliwości

W cyfrowych systemach transmisji danych występują dwa etapy modulacji. Pierwszy z nich to modulacja cyfrowa, w której modyfikowany parametr przybiera tylko pewne określone wartości, np. modulacja PCM (rys. 16). Proces ten wykonywany jest przez modem, na wyjściu którego pojawia się zmodulowana fala podnośna. Drugi etap, to modulacja analogowa przebiegu nośnego wielkiej częstotliwości falą podnośną, odbywającą się w nadajniku. Należy zwrócić uwagę na fakt, że przed wykorzystaniem sygnału informacyjnego w procesie modulacji, może on zostać poddany filtracji, korekcji lub innym przekształceniom w celu poprawy parametrów systemu, np. ograniczenia szerokości pasma. W celu zwiększenia szybkości bitowej przy niezmienionej szybkości modulacji, stosuje się modulacje wielowartościowe (np. 4, 8 lub 16 – wartościowe) zamiast binarnych (2-wartościowych). W metodach tych często stosowana jest modulacja mieszana, będąca kombinacją dwóch podstawowych metod modulacji. Modulacja wielowartościowa, ze względu na większą liczbę rozróżnialnych stanów sygnału, a więc i mniejszą odporność na błędy, wymaga jednak lepszego toru transmisyjnego.



Rys. 16. Modulacja PCM

#### 7.1. Dobór parametrów systemu transmisji danych

Projektując cyfrowy system transmisji, należy dokonać wyboru częstotliwości nośnej oraz szerokości pasma. Wpływ na te czynniki ma rodzaj modulacji, w szczególności zaś jej szybkość oraz pożądana szybkość transmisji. Każda metoda modulacji charakteryzuje się maksymalną liczbą bitów przesyłanych w jednostce czasu przy określonej częstotliwości.

Kolejnym istotnym parametrem jest moc nadajnika. Zależy ona przede wszystkim od pożądanego zasięgu transmisji, lecz także od ukształtowania terenu, na którym planuje się rozmieszczenie sieci radiowej, oraz parametrów stosowanych anten.

#### 7.2. Częstotliwości w systemach radiowych

Właściwości fal elektromagnetycznych, w tym radiowych, zależą od ich częstotliwości. Ze względu na dużą liczbę nadających w zakresie fal długich i średnich (o częstotliwościach poniżej 3 MHz), istnieją duże ograniczenia na

szerokość pasma. Z tego powodu do wykorzystania pozostają jedynie fale krótkie (3-30 MHz) i ultrakrótkie (powyżej 30 MHz).

Fale krótkie pozwalają na uzyskanie dużych zasięgów, obejmujących nawet całą kulą ziemską. Niestety, propagacja fal krótkich silnie zależy od pory dnia i roku, dlatego też do łączności dziennej wykorzystuje się na ogół inne zakresy niż do łączności w nocy. Ponadto, ze względu na wielodrogowość propagacji, sygnał radiowy podlega różnorodnym zanikom, w wyniku których powstają między innymi strefy milczenia. W strefach tych odbiór jest niemożliwy, podczas gdy przed i za taką strefą łączność jest możliwa. W związku z ciągłą zmiennością parametrów łącza na falach krótkich, do łączności cyfrowej najbardziej odpowiednie wydają się fale ultrakrótkie.

# 7.3. Dobór mocy nadajnika

W przypadku fal ultrakrótkich (30-2400 MHZ), najczęściej stosowanych w bezprzewodowej łączności cyfrowej ze względu na korzystniejsze niż w przypadku fal krótkich parametry transmisji, występuje tzw. przyziemna propagacja fal. W propagacji tej, oprócz zjawisk rozpraszania fal, duże znaczenie mają zjawiska odbicia, dyfrakcji i refrakcji. Tłumienność trasy przyziemnej jest znacznie większa niż trasy wolnoprzestrzennej, a ponadto jest silnie zależna od rodzaju terenu.

Wielodostęp uzyskuje się metodami:

- rozdziału kodowego (ang. *Code Division Multiple Access*), w którym różnym stacjom podporządkowuje się różne przebiegi rozpraszające, dzięki czemu uzyskuje się zwiększenie liczby kanałów,
- rozdziału czasowego (ang. *Time Division Multiple Access*), w którym stacje nadają naprzemiennie we wspólnym kanale.

# 7.4. Synchronizacja

Zapewnienie prawidłowego odbioru nadawanych sygnałów wymaga zsynchronizowania odbiornika z nadajnikiem. W przypadku systemów radiokomunikacyjnych proces synchronizacji przebiega w kilku etapach:

- synchronizacja przebiegu nośnego (w przypadku demodulacji koherentnej),
- synchronizacja zegara odbiornika z odebranym strumieniem danych cyfrowych (synchronizacja elementowa),
- synchronizacja słowa, ramki lub pakietu (w zależności od systemu).

Synchronizacja przebiegu nośnego realizowana jest najczęściej w oparciu o układy pętli fazowej PLL (ang. *Phase Lock Loop*) (rys. 17). Układy te zapewniają dostrojenie się do fazy sygnału odbieranego poprzez śledzenie przebiegu nośnego.



Rys. 17. Pętla synchronizacji fazy PLL

Synchronizacja elementowa (bitowa) zapewnia rozpoznawanie wartości bitu we właściwym momencie. Najczęściej spotykaną metodą uzyskiwania synchronizacji jest stosowanie kodowania samosynchronizującego. Przebieg danych zakodowany taką metodą zawiera także informację pozwalającą na wydzielenie impulsów zegara. Przykładem takiego kodu jest kod RZ (ang. *Retrum* to Zero) lub kodu typu Manchaster. W przypadku odbioru sygnałów zaszumionych można posłużyć się filtrami pasmowymi lub układami pętli fazowej.

Synchronizacja ramki jest konieczna w celu prawidłowego rozpoznania początku i końca ramki, oczywiście pod warunkiem, że uzyskana jest synchronizacja elementowa (błąd synchronizacji elementowej, np. zgubienie lub powielenie bitu danych, powoduje błąd synchronizacji ramki). Najczęściej synchronizację ramki uzyskuje się poprzez wprowadzenie specjalnych ciągów bitowych, które nie występują w ciągu danych (przezroczystość protokołu).

#### 7.5. Propagacja sygnałów radiowych wielkiej częstotliwości

Do tworzenia sieci bezprzewodowych stosuje się najczęściej urządzenia pracujące w zakresie od kilkuset MHz do kilkunastu GHz. Przy takich częstotliwościach fale radiowe zachowują się podobnie jak promienie świetlne, tzn. ulegają odbiciom, załamaniom, rozproszeniu i blokowaniu przez różne obiekty, np. budynki czy przedmioty wewnątrz budynków. Transmisja radiowa napotyka wówczas następujące problemy:

• zaniki chwilowe, spowodowane np. poruszaniem się ludzi lub przedmiotów, lub krótkotrwałymi zakłóceniami elektromagnetycznymi,

- zaniki wywołane docieraniem do odbiornika fal różniących się w fazie (fale w przeciwfazie wygaszają się wzajemnie), np. prostej i odbitej (rozproszenie lokalne),
- różnice w czasie propagacji fal zmierzających do odbiornika różnymi drogami, np. wprost i po wielokrotnym odbiciu (rozproszone opóźnienia, ang. *delay spread*).

# 7.6. Kamera

Kamera internetowa (ang. *webcam*) (rys. 18) – kamera cyfrowa podłączana bezpośrednio do komputera zazwyczaj za pomocą złącza USB lub IEEE1394. Kamera może transmitować obrazy statyczne (co pewien czas, zwany cza-



Rys. 18. Schemat blokowy kamery internetowej

sem odświeżania, przesyła pojedynczy obraz) lub transmisja może odbywać się w sposób ciągły (tzw. streaming cams). Przy pomocy obiektywu filmowany obraz rzutowany jest na scalony przetwornik obrazu (najczęściej CMOS), który wytwarza jego elektroniczna kopie. Elektroniczny obraz przesuwany jest za pomocą rejestrów przesuwnych do przetwornika analogowo-cyfrowego. Procesor obrabia sygnał z przetwornika A/C i przesyła obraz z kamery w postaci cyfrowej do komputera (najczęściej przy pomocy standardu USB). Odpowiednie sterowniki i oprogramowanie pozwalają na przetwarzanie obrazu. Zastosowanie w projekcie gotowej, ze zmodyfikowaną optyką, kamery internetowej o rozdzielczości np. 2 megapikseli pozwala na uzyskanie obrazów o rozdzielczości 1600×1200 pikseli z częstotliwością 30 klatek/s. Kamery o takiej rozdzielczości dochodzącej

do 10 megapikseli. Dodatkowo zastosowanie gotowego rozwiązania znacznie upraszcza złożoność całego systemu transmisji video z pokładu bezzałogowca, odpada problem realizacji hardware (wzmacniacz wizyjny, przetwornik A/C, interface We/Wy) oraz odpowiedniego software (oprogramowanie).

# 7.7. System bezprzewodowy nadawczo-odbiorczy w paśmie 2 GHz

W nowoczesnych łączach radiowych wykorzystuje się pasmo wielkiej częstotliwości (kilka GHz), a nadajniki wypromieniowują bardzo małą moc w porównaniu z nadajnikami pracującymi w paśmie LF, MF i HF. Oprócz typowo radiowych parametrów standard definiuje szereg protokołów sieciowych ujętych w model warstwowy. Zapewnia to dużą elastyczność przy łączeniu różnych urządzeń, ale wymaga od konstruktora użycia albo specjalizowanych modułów ze sprzętową realizacją niezbędnych protokołów, albo zastosowania mikrokontrolerów o odpowiednio dużych zasobach, aby można było zaimplementować te protokoły programowo. W praktyce zazwyczaj potrzebujemy łącza radiowego dla konkretnej aplikacji niewymagającej użycia wszystkich protokołów. Nie jest więc istotna, zapewniona przez standard transmisji, kompatybilność z innymi urządzeniami. Inaczej mówiąc – potrzebujemy prostego, pewnego, taniego rozwiązania, zapewniającego łącze punkt-punkt. W takich sytuacjach warto rozważyć zastosowanie modułu radiowego TLX2401 pracującego w paśmie 2 GHz. Jego budowę oparto o układ nRF2401 (rys. 19) produkcji Nordic Semiconductor. Przy przesyłaniu danych łączem radiowym należy zastosować modulację analogowego sygnału nośnej. Od rodzaju i parametrów tej modulacji oraz szerokości kanału zależy szybkość transmisji. W układzie nRF2401 zastosowano modulacje GFSK. Dzieki temu uzyskano stosunkowo duża predkość transmisji – do 1 Mbit/s.

Całe dostępne pasmo radiowe podzielono na 125 kanałów. Tak duża liczba kanałów pozwala na bezproblemową pracę wielu urządzeń zlokalizowanych blisko siebie. Zmiana kanału następuje w czasie krótszym niż 200 ms. Oprócz kompletnej części radiowej, wymagającej tylko kilku zewnętrznych elementów, układ wyposażono w bloki logiczne: sterowania oraz 3-przewodowy interfejs szeregowy. Bloki sterowania mają wbudowane mechanizmy detekcji adresu i generowania wartości wielomianu kontrolnego CRC. Poza tym, można programować dwa tryby transmisji danych: bezpośredni i ShockBurst. Jest też możliwość odbierania jednocześnie danych z dwóch kanałów radiowych (oddalonych od siebie o minimum 8 MHz). Firma nazwała to rozwiązanie DuoCeiver. W tym celu układ wyposażono w dwa niezależne interfejsy szeregowe.


Rys. 19. Schemat wewnętrzny układu scalonego nRF2401

#### 8. Sensory

Zagrożenia środowiska klasyfikuje się według wielu kryteriów, m.in. ze względu na postać fizyczna (pyły, gazy, aerozole) oraz rodzaj i stopień szkodliwości (pyły i gazy niskiej oraz wysokiej szkodliwości, zanieczyszczenia biologiczne, opad radioaktywny, pola elektromagnetyczne, hałas). Gazy stanowią podstawowe źródło zanieczyszczeń, w tym o niskiej szkodliwości (dwutlenek węgla, węglowodory alifatyczne) oraz wysokiej szkodliwości (NO<sub>x</sub>, SO<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>S, fosgen, dioksyny, związki aromatyczne). Źródła zanieczyszczeń mogą być naturalne i sztuczne. Wśród źródeł naturalnych najistotniejsze są: wulkany (związki siarki, pyły wyrzucane do wysokich warstw atmosfery), błota, bagna i rozlewiska (metan, zagrożenia biologiczne, np. malaria), niektóre rozproszone źródła energii, kolonie planktonu i zooplanktonu, pustynie i obszary stepowe (pyły). Do najgroźniejszych źródeł sztucznych zanieczyszczeń należą: transport samochodowy (drobna sadza, węglowodory aromatyczne, tlenek węgla, ozon, tlenki azotu, pyły zawierające ołów, pyły rakotwórcze, hałas), przemysł chemiczny, rozproszone źródła energii (tlenki azotu, substancje odorowe, dwutlenek siarki, pyły), energetyka (dwutlenek siarki, tlenki azotu, pyły radioaktywne), rolnictwo (środki ochrony roślin, produkty rozpadu substancji biologicznych). Zagrożenia naturalnego środowiska człowieka mogą również wystąpić na skutek nieprzewidzianych awarii, katastrof, klęsk żywiołowych, działań terrorystycznych. Wynikiem tych wypadków mogą być między innymi zagrożenia chemiczne, biologiczne, radiologiczne, pożarowe i elektro-energetyczne.

W krajach uprzemysłowionych w zakładach chemicznych magazynowane się bardzo duże ilości związków silnie trujących, tzw. toksycznych substancji przemysłowych (TSP). Są to surowce i półprodukty do syntez (np. chlor, amoniak, siarkowodór, arsenowodór, izocyjanian metylu, fosgen), jak i gotowe produkty (np. pestycydy). Substancje te swoją toksycznością niekiedy dorównują dawniej używanym bojowym środkom trującym lub wręcz nimi były (np. fosgen, cyjanowodór). Awaria bądź sabotaż, w wyniku których do środowiska w sposób nagły zostaną wprowadzone duże ilości TSP, może spowodować ogromne straty wśród ludności, a także wśród służb biorących udział w akcji ratowniczej, o ile nie będzie możliwości technicznych szybkiego wykrycia skażeń i określenia aktualnych i przewidywanych stref zagrożenia. Posiadanie efektywnego systemu wykrywania i analizy skażeń chemicznych daje gwarancję odpowiednio wczesnego informowania o przewidywanym i aktualnym skażeniu, jak i o ustąpieniu skażeń i możliwości zdjęcia środków ochronnych.

Podstawowym elementem struktury każdego systemu monitorowania jest czujnik (sensor, detektor), który decyduje o pozostałych modułach i podzespołach urządzenia. Czujnik jest przetwornikiem sygnału fizyko-chemicznego (stężenia lub przepływu masowego) na sygnał analityczny. Najczęściej są spotykane czujniki analogowe, przetwarzające sygnał na postać elektryczną. Bywają czujniki wielostopniowe, gdzie etapem pośrednim przetworzenia jest często sygnał optyczny. Każdy czujnik sprzężony jest z układem obróbki sygnału, którego pierwszym stopniem jest układ wzmacniacza umożliwiający wzmocnienie pierwotnego sygnału do zakresu zapewniającego bezpośrednią rejestrację, teletransmisję lub przetworzenie analogowo-cyfrowe.

Do wstępnego etapu obróbki sygnału zalicza się także ewentualną filtrację szumów i linearyzację sygnału sensora. Często występują także układy zasilania i stabilizacji pracy sensora i modułu pobierania próbki do analizy. Do układów obróbki sygnału zalicza się również sygnalizatory alarmowe przekroczenia wartości progowej.

Kolejnym modułem funkcjonalnym systemu monitorowania jest układ rejestracji i przetwarzania sygnału. W układzie głębokiej obróbki sygnału, najczęściej z wewnętrznym specjalizowanym mikroprocesorem, można realizować takie operacje, jak automatyczna rekalibracja, obliczanie wartości uśrednionych, wyróżnianie wartości maksymalnych czy też przekraczających zadany poziom. Możliwe są także wszystkie operacje związane z przeliczaniem, redukcją i interpretacją wyników, ich zobrazowaniem oraz automatycznym przesłaniem do centrali monitoringu.

Mechanizmy decydujące o reakcji czujnika (sensora) na obecność i zmiany stężenia substancji chemicznych lub wielkości fizycznych w jego otoczeniu mo-

gą mieć charakter chemiczny bądź fizyczny. W zależności od zasady działania sensora, czyli rodzaju procesu fizycznego lub chemicznego zachodzącego w warstwie przypowierzchniowej materiału czułego chemicznie i w warstwie fazy badanej przylegającej do sensora, można je podzielić na następujące zasadnicze grupy: elektrochemiczne, elektryczne, grawimetryczne, termometryczne, magnetyczne, biochemiczne i optyczne. Ważną grupę sensorów optycznych stanową detektory promieniowania elektromagnetycznego, przekształcające sygnał optyczny w elektryczny, stosowane w systemach obserwacyjnych.

Na rysunku 20 przedstawiono schematycznie widmo fal elektromagnetycznych.



Rys. 20. Widmo fal elektromagnetycznych

Do urządzeń stosowanych w systemach obserwacyjnych należy zaliczyć: kamery TV światła dziennego, kamery niskiego poziomu oświetlenia (L3TV), noktowizory i kamery termowizyjne. Widmowy zakres pracy obserwacyjnych urządzeń optoelektronicznych obejmuje podczerwień (IR), zakres widzialny (VIS) i ultrafiolet (UV). Gwałtownie rozwijane są też technologie fal submilimetrowych w zakresie THz. Pasmo to, zwane dawniej daleką podczerwienią, leży w obszarze częstotliwości 0,3 THz *div* 10 THz, inaczej od 300 GHz do 10 000 GHz widma fal elektromagnetycznych. Wypełnia ono obszar widmowy pomiędzy mikrofalami a podczerwienią. Badania spektroskopowe w dziedzinie fal terahercowych pozwalają na wykrywanie różnego rodzaju substancji niebezpiecznych (np. materiałów wybuchowych) i narkotyków. Promieniowanie terahercowe przenika przez niektóre materiały (tekstylia, cienkie ścianki działowe), co zostało wykorzystane do konstrukcji urządzeń stosowanych w monitorowaniu zagrożeń bezpieczeństwa. Widmowe pasmo podczerwieni podzielono umownie na cztery obszary. Pierwszy obszar (bliskiej podczerwieni NIR) ograniczony jest długościami fal  $0.7 \,\mu\text{m}$  do  $1.1 \,\mu\text{m}$  i jest zdominowany przez promieniowanie odbite słońca. W tym obszarze widma pracują systemy telewizji niskiego poziomu oświetlenia (L3TV), wzmacniacze obrazu oraz nocne systemy wizyjne. Drugi obszar ograniczony jest długościami fal od  $1.1 \,\mu\text{m}$  do  $2.5 \,\mu\text{m}$  i nazywany krótkofalowym obszarem podczerwieni (SWIR). Trzeci obszar średniofalowej podczerwieni (MWIR) ograniczony jest długościami fal od  $2.5 \,\mu\text{m}$  do  $7.0 \,\mu\text{m}$ . Zwykle obszar ten jest definiowany w granicach od  $3 \,\mu\text{m}$  do  $5 \,\mu\text{m}$ , ponieważ tłumienie atmosfery silnie ogranicza robocze pasmo tego obszaru. Podczerwień MWIR wykorzystywana głównie do wykrywania i obserwacji obiektów o podwyższonych temperaturach. Długofalowy obszar podczerwieni (LWIR) ograniczony jest długościami fal od  $7 \,\mu\text{m}$  do  $14 \,\mu\text{m}$ , ale również wykorzystywane praktycznie jest węższe pasmo, tj. od  $8 \,\mu\text{m}$  do  $12 \,\mu\text{m}$ , głównie do wykrywania i obserwacji obiektów niskotemperaturowych.

Tak, jak obrazy kolorowe dają znacznie więcej użytecznych informacji niż czarno-białe, obrazowanie przy pomocy detektorów multispektralnych czy nawet hiperspektralnych, pracujących na wielu pasmach widmowych, dostarcza więcej informacji niż konwencjonalne obrazy trójbarwne. Dlatego we współczesnych systemach obserwacyjnych do pasm widzialnych dodane są pasma w podczerwieni i w ultrafiolecie.

#### 9. System startu i odzyskiwania BAL

BAL o masie ponad 10 kg, startujące z ziemi na podwoziu typu samolotowego, podczas lądowania na własnym podwoziu na takich powierzchniach jak łąki, uprawy (ziemniaki, zboża), ścierniska czy ziemie zaorane oraz wszystkie inne powierzchnie posiadające dołki i wzniesienia o nierównościach powyżej 0,2 średnicy ich kół są narażone na uszkodzenia, a w niesprzyjających warunkach na zniszczenie. Nawet BAL o masie 40 kg na podwoziu z normalnymi kółkami używanymi w modelarstwie dla modeli ze sztywnymi skrzydłami (o średnicy kół w granicach 10-15cm) nie nadają się do lądowania na takim terenie, ponieważ wówczas zawsze wystąpią ich wywrotki i uszkodzenia konstrukcji. Mogą one bezpiecznie lądować na własnym podwoziu tylko na bardzo krótko strzyżonej trawie, na płaskich kortach golfowych, na ubitej wyrównanej ziemi, ale najlepiej na twardych powierzchniach, jak duże place bez krawężników wydzielonych na otwartej przestrzeni. Lądowanie ich jest również możliwe na asfaltowych gładkich drogach bez drzew (ale też bez ruchu samochodowego), a najlepiej na utwardzonych drogach startowych lotnisk i zawsze pod wiatr.



Rys. 21. Lądowanie BSL: a) w układzie śmigłowca klasycznego, b) quadratora, c) na spadochronie desantowym, d) na spadochronie szybującym

Długość drogi do lądowania ze sterowaniem ręcznym takiego BAL nie może być krótsza niż 200 m, a składowa boczna wiatru nie może być większa niż 3 m/s, co bardzo ogranicza zarówno liczbę dostępnych lądowisk, jak i liczbę lotnych dni. W innych warunkach, np. lądowanie na gładkich łąkach czy ścierniskach, wymaga średnic ich kół nie mniejszych niż 25-30 cm i szerokość opon powyżej 7 cm. Te wymiary kół zostały zweryfikowane w budowie motolotni, ultralajtów, a także wiatrakowców mających krótki start i dobieg – sprawdziły się w tysiącach startów i lądowań na lotniskach trawiastych i gruntowych. Stad dla wiekszych BAL (powyżej 20 kg), które maja realizować swoje misje w różnych miejscach Polski, często nie posiadających wystarczającej ilości przystosowanego terenu do ladownia, beda musiały dysponować innym sposobem lądowania, jak na własnym podwoziu. Będą musiały być wówczas wyposażone w specjalne zabezpieczenia przed rozbiciem lub uszkodzeniem. Stąd konieczność stosowania różnych systemów ich lądowania. Ponadto, nawet przy idealnym gładkim lądowisku BAL musi mieć normalne samolotowe podwozie trójkołowe. Masa takiego podwozia niechowanego to minimum dodatkowe 5%jego masy startowej, a opór aerodynamiczny procentowo jeszcze większy. Podwozie chowane to jeszcze większa masa i komplikacja konstrukcji, nie mówiąc o kosztach wykonania i naprawach. Można przyjąć, że brak podwozia stałego w BAL pozwoli zwiększyć jego zasięg czy czas lotu o ponad 10%.

Inne sposoby przyziemienia to urządzenia pozwalające na chwytanie BAL jeszcze w powietrzu, systemy zapobiegające zetknięciu się BAL z nierównym podłożem lub polegające na skróceniu dobiegu. Zastosowanie haka i lin porzecznych, tak jak to ma miejsce na lotniskowcach, nie wydaje się łatwe do zastosowania i może być niemożliwe w niektórych sytuacjach, np. na drogach publicznych.

BAL mogą lądować pionowo przy użyciu różnych sposobów wyhamowania ich prędkości. Będą to przede wszystkim różne spadochrony, miękkie skrzydła typu paralotniowego z hamowaniem w locie przed przyziemieniem, wirujące rotory, poduszki powietrzne czy rakiety zmniejszające energię przyziemienia. Jest to jednak możliwe poniżej prędkości opadania rzędu 2 m/s lub przy zastosowaniu specjalnych systemów amortyzacji. Wiele takich systemów zapobiegających zniszczeniu obiektów lądujących pionowo lub prawie pionowo jest dobrze znanych.

System bezpiecznego lądowania platformy o masie 80 kg na spadochronie z prędkością 7 m/s i nie przekroczeniu przyspieszenia 10 g przy uderzeniu o nawierzchnię betonową lotniska był testowany na lotnisku wojskowym w Modlinie. Do pochłonięcia energii przyziemienia skonstruowano specjalne amortyzatory pneumatyczne o długości 80 cm. Bez nich przyspieszenie lądującej platformy w czasie zetknięcia z powierzchnia betonową lotniska przekroczyłby 30-40 g. Pamiętać jednak należy, że systemy te nie gwarantują wybrania precyzyjnego miejsca do lądowania, szczególnie przy wietrze powyżej 3 m/s, ponieważ kadłub BSL uderzyć może w twarde przeszkody terenowe lotem ślizgowym.

Rozpatrując bezpieczne zetkniecie się lądującego 30-40 kg BSL nawet z gładką powierzchnią (droga, plac), należy rozpatrzyć wpływ wiatru oraz zniesienie obiektu z wybranej powierzchni do lądowania, a także wleczenia ww. obiektu po ziemi. Na przykład, kilkudziesięciokilogramowy BSL lądujący na sterowanym spadochronie w mieście na placu czy szerokiej ulicy jest później wleczony poziomo przez wiatr, co należy uwzględnić przy lądowaniu, niwelując skutki związane z kierunkiem i siłą wiatru. Obecność zaś lokalnych turbulencji i silniejszych podmuchów może jeszcze w locie spowodować niezamierzone lądowanie na dachu, drzewie czy przewodach elektrycznych, gdyż spadochron należy otworzyć na wysokości minimalnej 50 m, co przy wietrze bocznym oznacza zniesienie BSL w bok o ponad 20 m. W lotnictwie, niezależnie od wielkości statków powietrznych, kierunek startu i lądowania wyznaczony jest zawsze kierunkiem wiatru oraz odbywa się w odpowiedniej odległości od przeszkód terenowych. W każdym rodzaju lotu, zarówno wznoszącego po starcie jak i przy lądowaniu, przebiega w warunkach Polski przy wietrze powyżej 3-4 m/sek. Oznacza to, że poza zmarzniętymi bez śniegu jeziorami, czynnymi lotniskami czy szerokimi drogami asfaltowymi bez drzew w Polsce, Europie czy nawet Afganiastanie start i lądowanie (nawet na spadochronie) 20-40 kg BSL możliwe jest tylko w bardzo nielicznych miejscach, stanowiących tylko mały ułamek procentu powierzchni obszaru. Na pewno nie będzie to możliwe w żadnym polskim mieście czy terenie zabudowanym lub w pobliżu sieci średniego i wysokiego napięcia oraz telefonicznej i na drogach z odbywającym się tam ruchem samochodowym (w Polsce dróg bez drzew i trakcji telefonicznej jest niewiele).

Dlatego opracowanie systemu chwytania szybko lecącego BAL nad ziemią i wyhamowania go na drodze kilku metrów w sposób bezkolizyjny wydaje się interesującą propozycją, tym bardziej, że proponowany tu system może być przewożony na specjalnej przyczepce za samochodem terenowym i szybko ustawiany pod wiatr wiejący nawet z prędkością do 4 m/s i z dowolnego kierunku na każdym dostępnym dla samochodu terenowego polu. Chwytanie szybko lecącego BSL o masie 20-40 kg ma dużą przewagę nad wszystkimi innymi systemami jego przechwycenia, ponieważ eliminuje ono znacznie wpływ prędkości wiatru i wszelkich turbulencji przy ziemi, szczególnie w miastach, i nie stawia żadnych wymagań jakości powierzchni poza możliwością dojazdu samochodem terenowym z przyczepką.

Przedstawiony mobilny system do startu i chwytania ladującego BAL jest łatwy do ustawienia w dowolnym miejscu w terenie, pozwala na uniezależnienie się od jakości przygotowania ladowiska i przeszkód terenowych, stosunkowo łatwo może zmieniać położenie w stosunku do kierunku wiatru nawet o 180°. System równie łatwo przemieszcza się w terenie, pozwala na omijanie przeszkód terenowych jakie spowodowane są zmianą kierunku i siły wiatru. Przy okazji warto tutaj zwrócić uwagę na fakt, iż taki system chwytania małych żywych szybkich "obiektów" rozwiązała już od ponad 300 milionami lat przyroda. Umieją to pająki. Niektóre z ich kilkuset gatunków potrafią chwycić setki razy w sieci i unieruchomić na krótkiej drodze lecącego z prędkością kilkunastu metrów na sekundę baka lub szerszenia o masie wielokrotnie przekraczającej masę pająka. I to nie rozrywając sieci składającej się nawet z 8 różnych rodzajów nitek. Sieci łatwej do naprawy, budowanej w każdych warunkach w ciągu godziny przez pająka mniejszego od jej rozpiętości o około sto razy. Sieci, której masa jest kilkanaście razy mniejsza od chwytanego owada i produkowana bezpośrednio z mieszaniny różnych białek, które jego organizm produkuje w sposób ciągły. Wysoka elastyczność nitki pajęczej nie jest jeszcze osiągalna nawet przez ogromne koncerny chemiczne homo sapiens, a wytrzymałość na rozerwanie w stosunku do ich masy jest większa niż dla stali, włókien węglowych czy kevlaru. Specyficzną cechą takiej pajęczej sieci jest poza jej elastycznością bardzo wysoka histereza czyli nie odbijanie się od niej schwytanego insekta przy równoczesnym przyklejeniu się jej do niego. Wytrzymuje też dość silny wiatr z każdego kierunku.

Zastosowanie siatki wyłapującej BAL w systemie zintegrowanym, pozwalającym na start i lądowanie przy wykorzystaniu jednego stanowiska, opisane zostało poniżej. Taki system wykorzystywany jest przez armię amerykańską, zarówno przez wojska lądowe jak i marynarkę wojenną. W skład sytemu wchodzi (rys. 22):

- BSL Aerosonde Mk 4.7.
- zabudowana na BSL głowica z wyposażeniem przystosowanym do realizowanej misji,
- naziemny system kontroli misji,
- przyczepka ze zintegrowanym systemem startu i lądowania.



Rys. 22. System BSL: a) Aeros<br/>nde Mk4.7, b) głowica z wyposażeniem, c) naziemny system kontroli misji, d) przyczepka ze z<br/>integrowanym systemem startu i lądowania

BAL wystrzeliwany jest z rozkładanej katapulty, a po wykonaniu misji BSL jest łapany w sieć rozciągniętą pomiędzy rozkładanymi rurami teleskopowymi (rys. 23).



Rys. 23. Wystrzeliwanie Aeros<br/>nde Mk4.7 z rozkładanej katapulty na przyczepce i "łapanie" CSL w sieć rozłożoną na tej samej przycz<br/>epce transportowej

## 10. Podsumowanie

W artykule poruszono tylko część z wymienionych poniżej problemów związanych z budową systemu sieciocentrycznego opartego o BAL do zastosowania w celach rozpoznawczych. Istotne problemy rozwiązywane w projekcie:

- budowa taniego i efektywnego samolotu bezzałogowego,
- zarządzanie rojem BAL,
- omijanie przeszkód terenowych w locie autonomicznym,
- systemy antykolizyjne,
- transmisja danych,
- środki zwiększające zasięg transmisji danych retransmitery,
- wykorzystanie statków powietrznych takich jak: sterowce, balony, śmigłowce czy samoloty jako BAL do realizacji misji w systemie sieciocentrycznym,
- wykorzystanie zminiaturyzowanych sensorów,
- budowa anteny wkomponowanej w strukturę BAL,
- zarządzanie energią na pokładzie BAL,
- budowa i miniaturyzacja autopilota oraz jego oprogramowanie,
- systemy startu i lądowania w warunkach aglomeracji miejskich,
- systemy awaryjne,
- certyfikacja obiektów bezzałogowych itp.

Projekt jest w trakcie realizacji i staraniem zespołu wszystkie wyżej wymienione problemy zostaną rozwiązane w sposób umożliwiający działanie systemu jako demonstratora technologii przynajmniej dla dwóch BAL.

W projekcie finansowanym przez Narodowe Centrum Badań i Rozwoju w ramach Konsorcjum Naukowo-Badawczego biorą udział:

- Politechnika Wrocławska,
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych,
- Politechnika Rzeszowska,
- Politechnika Białostocka,
- Bumar,
- Bumar Elektronika.

#### Podziękowanie

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010-2012 jako projekt rozwojowy.

## Network centric architecture of recognition and command support during criss in urban arreas, using unmanned autonomous aerial vehicles

#### Abstract

This paper describes the architecture of the technology demonstrator of cheap, easy to use and resistant to interference network centric system to recognition and command support during crisis in urban areas, using autonomous unmanned aerial vehicles (UAV), as a platform carrying sensors, mostly precise video cameras, IR cameras as well as radars and other sensors. Built on UAVs board video cameras, IR cameras and other sensors, will provide information on the situation in the urban area during the big population mass assemblies (e.g. during major sports events). The solution will also be useful in other surveillance systems such as road traffic monitoring, cars speed measurement, support for crisis management during natural disasters, danger of fire monitoring, state boundaries monitoring, etc. Due to the specific usage in urban areas, the system will be characterized by resistance to mechanical damage and will have a simple graphical interface for mission planning (using a laptop). UAV platform, used in the system, will be equipped with efficient systems for emergency landing, enabling a safe landing in urban areas (e.g. controlled landing with ram air canopy).

The system will comprise:

- Unmanned aerial vehicles
- Computers properly programmed and equipped with software systems which will be the center of command, control and mission planning and data collection and analysis
- A system of automatic stabilization and flight control
- The digital map of the area where will operate UAV, adapted to the needs of the mission
- Communication and transmission data (mainly video) system between command center and UA;
- Ground-based data analysis system, monitoring and detection integrated with the mobile terminal
- Training simulator system for operators.

## MODEL MATEMATYCZNY DYNAMIKI URZĄDZENIA OBSERWACYJNO-ŚLEDZĄCEGO UMIESZCZONEGO NA POKŁADZIE BEZZAŁOGOWEGO APARATU LATAJĄCEGO

Michał Sobolewski Zbigniew Koruba

Politechnika Świętokrzyska, Wydział Mechatroniki i Budowy Maszyn e-mail: michalsobolewski86@gmail.com; ksmzko@tu.kielce.pl

> Celem referatu jest opisanie modelu matematycznego platformy stabilizującej, która będzie pracowała na pokładach obiektów latających, takich jak samoloty śmigłowe, odrzutowe czy też bezzałogowe UAV. Platforma stabilizująca jest urządzeniem, które ma za zadanie zapewnić jak najlepsze warunki pracy dla optycznego systemu obserwacyjnego umieszczonego wewnątrz mechanizmu podczas lotu. Dzięki zintegrowaniu tych dwóch systemów istnieje możliwość uzyskania bardzo dobrej jakości zdjęć obiektów obserwowanych z lotu ptaka.

> W celu optymalizacji konstrukcji mechanicznej i przewidzenia odpowiedzi układu na różne warunki pracy urządzenia, stworzono jego model matematyczny.

#### 1. Wstęp

Wraz z rozwojem przemysłu lotniczego pojawiła się potrzeba poprawy jakości obserwacji terenu. Okazało się, że często o wiele łatwiej kontrolować i śledzić pewne zjawiska z niedużej wysokości (dotyczy to np. rozprzestrzeniania się pożarów czy też przemieszczania fal powodziowych), aniżeli z satelitów. O ile w tego typu zastosowaniach nie ma potrzeby uzyskiwania bardzo precyzyjnego obrazu, to już w przypadku np. śledzenia osób, w technikach zwiadowczych, czytelność uzyskiwanego obrazu ma dla nas bardzo istotne znaczenie. Co więcej, wraz z oddalaniem się od powierzchni obserwowanej, warunek stabilizacji staje się coraz bardziej istotny. Dla technik satelitarnych amplituda kątowa rzędu dziesiątej części stopnia przekłada się na metrowe tolerancje pola obserwacji. Wynika stąd, że przy takich odległościach stabilizacja układu optycznego jest niezbędna. Dotychczasowe metody obserwacji nie miały układu izolującego system optyczny od warunków zewnętrznych. Duży wpływ na jakość uzyskanej informacji w optoelektronicznych systemach obrazujących umieszczonych na obiektach ruchomych (satelitach, samolotach, pojazdach) ma system separacji optycznej głowicy pomiarowej od wibracji zewnętrznych. Pogorszona na skutek drgań jakość obrazu (ang. *ghost image*) [3] wynika z generowania dodatkowych częstotliwości harmonicznych wokół częstotliwości podstawowej. Zniekształcony obraz wymaga dodatkowej, skomplikowanej obróbki sygnału. W związku z faktem, iż efekty oddziaływania drgań w zakresie częstotliwości od kilkudziesięciu do 600 Hz są do tej pory praktycznie niemożliwe do całkowitego skorygowania, pojawił się pomysł zaimplementowania platformy stabilizującej. Ten układ, na którym zamontowano system obrazujący (kamera,skaner, itp.) spełnia dwa wymagania. Po pierwsze, zapewnia zorientowanie osi optycznej w pożądanym kierunku. Po drugie, stabilizuje to zorientowanie, kompensując niekorzystne oddziaływanie na platformę od strony obiektu latającego i środowiska [4].

W celu poprawy dokładności pozycjonowania głowicy stworzono model matematyczny. Pozwoli on na ocenę wpływu parametrów fizycznych (momentów bezwładności poszczególnych elementów ruchomych) oraz dynamiki i kinematyki otoczenia (prędkości i przyspieszeń liniowych, kątowych) na jakość stabilizacji. Ułatwi także dokonanie optymalizacji konstrukcji.

## 2. Model fizyczny – opis konstrukcji

Platforma stabilizująca składa się z następujących zespołów (patrząc w kierunku od pokładu samolotu do skanera, rys. 1 i 2):

- zawieszenie zewnętrzne (1) wykonane w postaci przegubu Cardana, zapewniające ruch wokół dwóch osi. Jego zadaniem jest zgrubne pozycjonowanie, z dokładnością rzędu 1 stopnia kątowego. Do napędzania przegubu zastosowano silniki bezszczotkowe BC-DC, zapewniające stosunkowo wysoką dynamikę, przy swoich małych rozmiarach;
- osłona urządzenia obrazującego (2) znajduje się zaraz za przegubem zewnętrznym, jej zadaniem jest osłona platformy przed pędem powietrza oraz innych czynników zewnętrznych. Należy tutaj pamiętać o wymogu wymiaru okna optycznego w obudowie odpowiadającego zgrubnej dokładności pozycjonowania rzędu 1 stopnia kątowego;
- układ tłumienia wibracji (3) jego zadaniem jest redukcja drgań o wyższych częstotliwościach, które mogłyby się przedostać do zawieszenia



Rys. 1. Zdjęcie platformy stabilizującej



Rys. 2. Przekrój modelu głowicy stabilizującej

wewnętrznego. Zadanie to realizowane jest przez dwa systemy: bierny i czynny, zapewniające wytłumienie drgań w szerokim zakresie częstotliwości zakłóceń;

• zawieszenie wewnętrzne (4) – zapewnia dwa stopnie swobody platformy zamocowanej wewnątrz niego. Tutaj elementami generującymi moment

obrotowy są siłowniki liniowe, które działają na ramieniu będącym promieniem sfery platformy. Jest to jedyny zespół bezpośrednio reagujący na stabilizowaną powierzchnię;

 platforma systemu obrazującego (5) – jest to element, do którego zamocowane są: system obrazujący, oraz elementy pomiarowe systemu stabilizacji.

Materiały, z których została wykonana platforma stabilizująca to:

- Prolab 65, gęstość 0,65 g/cm<sup>3</sup>,
- dural PA6, gęstość  $2,79 \,\mathrm{g/cm^3}$ ,
- stal Armco, gęstość 7,86 g/cm<sup>3</sup>.

## 2.1. Wyznaczenie momentów bezwładności

W celu wyznaczenia momentów bezwładności poszczególnych elementów ruchomych układu dokonano podziału zespołów:

- część [C.E.1.0] ramka zewnętrzna zewnętrznego przegubu Cardana (*exterior Cardan*),
- część [C.E.2.0] ramka wewnętrzna zewnętrznego przegubu Cardana,
- część [C.E.3.0] siłowniki magnetyczne zawieszone na ramce wewnętrznej zewnętrznego przegubu Cardana,
- część [C.I.1.0] ramka zewnętrzna wewnętrznego przegubu Cardana (*interior Cardan*),
- część [C.I.2.0] płyta platformy, która równocześnie jest wewnętrzną częścią ruchomą wewnętrznego przegubu Cardana.
- **Część** [C.E.1.0 ] (rys. 3) moment bezwładności okręgu o przekroju  $F = 86 \text{ mm} \times 12 \text{ mm}$  oraz dwóch takich samych prostopadłościanów o wymiarach w mm  $13 \times 150 \times 86$

 $I_{za} = I_{z1} + I_{z2} = 69142 \text{ kg mm}^2 \qquad I_{ya} = I_{y1} + I_{y2} = 40746 \text{ kg mm}^2$  $I_{xa} = I_{x1} + I_{x2} = 28802 \text{ kg mm}^2$ 

Część [C.E.2.0] (rys. 4 i 5) – bryły 1-5.

Bryła 1 (rys. 5a) – średnica wewnętrzna:  $d_1 = 420 \text{ mm}$ ; średnica zewnętrzna:  $d_2 = 444 \text{ mm}$ ; uśredniony promień:  $r_{\pm} = 216 \text{ mm}$ .

Bryła 2 (rys. 5b) – promień wewnętrzny:  $r_1 = 214$  mm; promień zewnętrzny:  $r_2 = 226$  mm; uśredniony promień:  $r_{\pm} = 220$  mm.



Rys. 3. Część [C.E.1.0]



Rys. 4. Podział części $[{\rm C.E.2.0}]$  – pomoc w obliczeniach momentu bezwładności



Rys. 5. (a). Bryła 1 części [C.E.2.0]; (b) bryła 2 części [C.E.2.0]

Bryła 3 – traktowana jako walce o masie:  $m = \pi \cdot (37/2)^2 \cdot 28 \cdot \rho = 19,56 \text{ g.}$ Bryła 4 – traktowana jako prostopadłościany o bokach 40 × 60 × 10 (w mm), których masa wynosi:  $m = 40 \cdot 60 \cdot 10 \cdot \rho = 67 \text{ g.}$ 

Bryła 5 – traktowana jako pierścień o promieniu zewnętrznym  $r_1=109\,\mathrm{mm},$  promieniu wewnętrznym  $r_2=82\,\mathrm{mm}.$  Uśredniony promień wynosi $r_{śr}=95,5\approx95\,\mathrm{mm},$ grubość 10\,\mathrm{mm}oraz

$$I_{zb} = I_{z1} + I_{z2} + I_{z3} + I_{z4} + I_{z5} = 94841 \text{ kg mm}^2$$

$$I_{yb} = I_{y1} + I_{y2} + I_{y3} + I_{y4} + I_{y5} =$$

$$= 21226 + 23681 + 1826 + 25944 + 19810 = 92487 \text{ kg mm}^2$$

$$I_{xb} = I_{x1} + I_{x2} + I_{x3} + I_{x4} + I_{x5} =$$

$$= 21226 + 23681 + 6.7 + 21016 + 39620 \approx 105550 \text{ kg mm}^2$$

 ${\bf Część}$  [C.E.3.0 ] (rys. 6) – uproszczona geometria siłownika elektromagnetycznego. Traktowana jako punkty materialne o masie $0,5\,{\rm kg}$ dla każdego oraz

$$I_{zs} = mr^2 = 4 \cdot 0, 5 \cdot 150^2 = 45000 \text{ kg mm}^2$$
$$I_{ys} = I_{xs} = mr^2 = 2 \cdot 0, 5 \cdot 165^2 + 2 \cdot 0, 5 \cdot 225^2 = 77850 \text{ kg mm}^2$$



Rys. 6. Część [C.E.3.0]

**Część** [C.I.1.0] (rys. 7) – promień zewnętrzny:  $r_1 = 190,5$  mm; promień wewnętrzny:  $r_2 = 197,5$  mm; uśredniony promień:  $r_{\pm r} = 194$  mm; wysokość h = 48 mm oraz

$$\begin{split} I_{zc} &= 28740 + 11686 = 40426 \, \mathrm{kg} \, \mathrm{mm}^2 \\ I_{yc} &= 2944\rho + 3751\rho = 18750 \, \mathrm{kg} \, \mathrm{mm}^2 \\ I_{xc} &= 7734\rho = 21650 \, \mathrm{kg} \, \mathrm{mm}^2 \end{split}$$



Rys. 7. Część [C.I.1.0]

**Część** [C.I.2.0 ] (rys. 8) – grubość płyty: 8 mm; promień: 186 mm; wymiary gabarytowe:  $360 \text{ mm} \times 316 \text{ mm}$  oraz

 $I_{zd} = 40400 \text{ kg mm}^3$   $I_{yd} = 6100\rho = 16470 \text{ kg mm}^2$  $I_{xd} = 7450\rho = 20190 \text{ kg mm}^2$ 



Wyznaczone w powyższy sposób momenty bezwładności poszczególnych elementów platformy posłużą do wyznaczenia jej modelu matematycznego.

### 3. Model matematyczny

#### 3.1. Wyznaczenie macierzy przejść

Podczas testów urządzenia zauważono, że istnieje ścisła zależność między odchyleniem ramek A, D oraz B, C (obrót wokół tych samych osi). W celu uproszczenia obliczeń przyjęto, że:  $\alpha$  – obrót ramek A, D wokół osi y;  $\beta$  – obrót ramek B, C wokół osi x.

Stosunek odchylenia ramki A wzgledem ramki D zostanie wyznaczony doświadczalnie i dodany do modelu (tak samo dla ramek B i C).



Rys. 9. Oznaczenie ramek

Układ współrzędnych *OXYZ*, to nieruchomy układ odniesienia (podstawa), względem którego obracają się dwa przeguby kardana. Teraz nastąpi przypisanie układów współrzędnych odpowiednim pierścieniom [2].



Rys. 10. Obrót wokół osi OY

Macierz przejścia z układu nieruchomego OXYZdo układu ruchomego obracającego się względem osiY– $OX_aY_aZ_a$ ma postać

$$\mathbf{M}_{\alpha} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}$$



Rys. 11. Obrót wokół osi OY i OX

Natomiast dla przejścia z układu  $OX_aY_aZ_a$  do układu  $OX_bY_bZ_b$  macierz przejścia przedstawia się następująco

$$\mathbf{M}_{\beta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & \sin\beta \\ 0 & -\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix}$$

Zatem, przechodząc od układu nieruchomego do układu  $OX_bY_bZ_b,$ korzystamy z macierzy

$$\mathbf{M}_{\alpha\beta} = \mathbf{M}_{\beta}\mathbf{M}_{\alpha} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\beta & \sin\beta \\ 0 & -\sin\beta & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & 0 & -\sin\alpha \\ \sin\alpha & \sin\beta & \cos\beta & \sin\beta & \cos\alpha \\ \sin\alpha & \cos\beta & -\sin\beta & \cos\alpha & \cos\beta \end{bmatrix}$$

Przyjęte założenia:

- środki mas poszczególnych elementów ruchomych pokrywają się z punktem przecięcia się ich osi obrotu,
- osie  $OX_aY_aZ_a$  są głównymi, centralnymi osiami bezwładności ramki zewnętrznej, podobnie osie  $OX_bY_bZ_b$  są głównymi centralnymi osiami bezwładności ramki wewnętrznej.

Wielkości dane:

- 1.  $m_a, m_b$  masy ramki odpowiednio zewnętrznej i wewnętrznej.
- 2.  $I_{xa}, I_{ya}, I_{za}$  momenty bezwładności ramki zewnętrznej odpowiednio względem osi  $O_{xa}, O_{ya}, O_{za}$ .

- 3.  $I_{xb}, I_{yb}, I_{zb}$  momenty bezwładności ramki wewnętrznej odpowiednio względem osi  $O_{xb}, O_{yb}, O_{zb}$ .
- 4.  $\boldsymbol{\omega}_p = [p_p, q_p, r_p]$  wektor prędkości kątowej podstawy (kinematycznego oddziaływania podstawy).
- 5.  $\boldsymbol{V}_p = [V_p, 0, 0]$  wektor prędkości liniowej przemiszczenia podstawy; współrzędne prędkości punktu 0 w układzie związanym z nieruchomą podstawą.
- 6.  $\mathbf{F}_g = [F_{x2}, F_{y2}, F_{z2}]$  siła działająca na środek masy wirnika podana w układzie związanym z platformą Oxyz.
- 7. Momenty sił oddziaływania:
  - a)  $\boldsymbol{M}_{c} = [M_{cx}, M_{cy}, M_{cz}]$  podstawy na ramkę zewnętrzną,
  - b)  $\boldsymbol{M}_{b} = [M_{bx}, M_{by}, M_{bz}]$  ramki zewnętrznej na ramkę wewnętrzną.
- 8. Momenty sił tarcia w łozyskach ramek zewnętrznej i wewnętrznej [4]:
- a) wiskotycznego

$$M_{rc} = M_{rc}^{V} = \eta_c \frac{d\psi_g}{dt} \qquad \qquad M_{rb} = M_{rb}^{V} = \eta_b \frac{d\vartheta_g}{dt}$$

b) suchego

$$M_{rc} = M_{rc}^{\mathrm{T}} = \frac{1}{2}T_{rc}d_c$$
  $M_{rb} = M_{rb}^{\mathrm{T}} = \frac{1}{2}T_{rb}d_b$ 

gdzie

$$T_{rc} = \mu_c N_c \operatorname{sgn}\left(\frac{d\psi_g}{dt}\right) \qquad T_{rb} = \mu_b N_b \operatorname{sgn}\left(\frac{d\vartheta_g}{dt}\right)$$

oraz:  $\eta_c$ ,  $\eta_b$ ,  $\mu_c$ ,  $\mu_b$  – współczynniki tarcia w łożyskach ramek;  $N_c$ ,  $N_b$  – reakcje normalne w łożyskach;  $d_c$ ,  $d_b$  – średnice czopów łożysk.

9.  $M_{rk}$  – moment sił tarcia w ułożyskowaniu wirnika w ramce wewnętrznej oraz oporów aerodynamicznych.

Wielkości szukane:

- 1.  $\alpha_g,\beta_g$  kąty, za pomocą których określone jest położenie platformy względem układu Oxyz.
- 2. Prędkości kątowe:  $\dot{\alpha}_g = d\alpha_g/dt, \ \dot{\beta}_g = d\beta_g/dt.$

Wektor prędkości kątowej platformy wynosi

$$\boldsymbol{\omega}_g^* = \frac{d\boldsymbol{\alpha}_g}{dt} + \frac{d\boldsymbol{\beta}_g}{dt}$$

Rzuty jego składowych na poszczególne osie układów współrzędnych można wyznaczyć następująco

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_{gxa} \\ \dot{\alpha}_{gya} \\ \dot{\alpha}_{gza} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\alpha} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha}_{g} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha}_{g} \\ 0 \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha}_{gxb} \\ \dot{\alpha}_{gyb} \\ \dot{\alpha}_{gzb} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\beta} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha}_{g} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\alpha}_{g} \cos \beta \\ -\dot{\alpha}_{g} \sin \beta \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_{gxa} \\ \dot{\beta}_{gya} \\ \dot{\beta}_{gza} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\alpha}^{\mathrm{T}} \begin{bmatrix} \dot{\beta}_{g} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\beta}_{g} \cos \alpha \\ 0 \\ -\dot{\beta}_{g} \sin \alpha \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_{gxb} \\ \dot{\beta}_{gyb} \\ \dot{\beta}_{gzb} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\beta} \begin{bmatrix} \dot{\beta}_{g} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\beta}_{g} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Składowe wektora prędkości kątowej ramki zewnętrznej w układzie  ${\cal O} X_a Y_a Z_a$ 

$$\begin{bmatrix} \omega_{gxa} \\ \omega_{gya} \\ \omega_{gza} \end{bmatrix} = \mathbf{M}_{\alpha} \begin{bmatrix} p_p \\ q_p \\ r_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_{gxa} \\ \dot{\alpha}_{gya} \\ \dot{\alpha}_{gza} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_p \cos \alpha - r_p \sin \alpha \\ q_p + \dot{\alpha}_g \\ p_p \sin \alpha + r_p \cos \alpha \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{gxb} \\ \omega_{gyb} \\ \omega_{gzb} \end{bmatrix} = M_{\alpha\beta} \begin{bmatrix} p_p \\ q_p \\ r_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\beta}_{gxb} \\ \dot{\beta}_{gyb} \\ \dot{\beta}_{gzb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\alpha}_{gxb} \\ \dot{\alpha}_{gyb} \\ \dot{\alpha}_{gzb} \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} \dot{\beta}_g + p_p \cos \alpha - r_p \sin \alpha \\ q_p \cos \beta + \dot{\alpha}_g \cos \beta + p_p \sin \beta \sin \alpha + r_p \cos \alpha \sin \beta \\ p_p \cos \beta \sin \alpha - \dot{\alpha}_g \sin \beta - q_p \sin \beta + r_p \cos \beta \cos \alpha \end{bmatrix}$$

Obliczanie prędkości liniowej przemieszczenia środka masy platformy składa się z sumy prędkości unoszenia punktu O (prędkości ruchu podstawy) i prędkości względnej od obrotu względemO

$$\begin{split} \mathbf{V}_{gb} &= \mathbf{M}_{\alpha\beta} \mathbf{V}_p + \mathbf{M}_\beta \begin{vmatrix} \mathbf{i}_1 & \mathbf{j}_1 & \mathbf{k}_1 \\ \omega_{gxa} & \omega_{gya} & \omega_{gza} \\ l_g & 0 & 0 \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} \mathbf{i}_2 & \mathbf{j}_2 & \mathbf{k}_2 \\ \omega_{gxb} & \omega_{gyb} & \omega_{gzb} \\ \omega_{gxb} & \omega_{gyb} & \omega_{gzb} \\ l_g & 0 & 0 \end{vmatrix} \\ V_{gxb} &= V_p \cos \alpha \\ V_{gyb} &= V_p \sin \beta \sin \alpha - l_g (\omega_{gza} \cos \beta + \omega_{gya} \sin \beta + \omega_{gzb}) \\ V_{gzb} &= V_p \cos \beta \sin \alpha + l_g (\omega_{gza} \sin \beta - \omega_{gya} \cos \beta - \omega_{gyb}) \\ \mathbf{V}_{ga} &= \mathbf{M}_\alpha \mathbf{V}_p \\ V_{gax} &= V_p \cos \alpha \qquad V_{gay} = 0 \qquad V_{gaz} = V_p \sin \alpha \end{split}$$

Równania ruchu platformy na ruchomej podstawie wyprowadzone zostały za pomocą równań Lagrange'a II rodzaju [1], [4]. Przedstawiają się one w następującej postaci

$$\begin{split} \ddot{\beta}_g &= \frac{I_{zb}}{I_{xb}} (q_p \cos \beta_g + \dot{\alpha}_g \cos \beta_g + p_p \sin \beta_g \sin \alpha_g + r_p \cos \alpha_g \sin \beta_g) \cdot \\ \cdot (q_p \sin \beta_g + \dot{\alpha}_g \sin \beta_g - p_p \cos \beta_g \sin \alpha_g - r_p \cos \beta_g \cos \alpha_g) + \\ - \frac{I_{yb}}{I_{xb}} (q_p \cos \beta_g + \dot{\alpha}_g \cos \beta_g + p_p \sin \beta_g \sin \alpha_g + r_p \cos \alpha_g \sin \beta_g) \cdot \\ \cdot (q_p \sin \beta_g + \dot{\alpha}_g \sin \beta_g - p_p \cos \beta_g \sin \alpha_g - r_p \cos \beta_g \cos \alpha_g) + \\ + Q_{i\beta} + p_p \dot{\alpha}_g \sin \alpha_g + r_p \dot{\alpha}_g \cos \alpha_g \end{split}$$

$$\begin{split} \ddot{\alpha}_{g} &= \frac{1}{I_{ya} + I_{zb} \sin^{2} \beta_{g} + I_{yb} \cos^{2} \beta_{g}} \Big[ I_{za} (p_{p} \sin \alpha_{g} + r_{p} \cos \alpha_{g}) \cdot \\ &\cdot (p_{p} \cos \alpha_{g} - r_{p} \sin \alpha_{g}) - I_{xa} (p_{p} \sin \alpha_{g} + r_{p} \cos \alpha_{g}) (p_{p} \cos \alpha_{g} - r_{p} \sin \alpha_{g}) + \\ &- I_{zb} (p_{p} \cos \beta_{g} \cos \alpha_{g} - r_{p} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g}) \cdot \\ &\cdot (q_{p} \sin \beta_{g} + \dot{\alpha}_{g} \sin \beta_{g} - p_{p} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g}) - r_{p} \cos \beta_{g} \cos \alpha_{g}) + \\ &+ I_{yb} (p_{p} \cos \alpha_{g} \sin \beta_{g} - r_{p} \sin \beta_{g} \sin \alpha_{g}) \cdot \\ &\cdot (q_{p} \cos \beta_{g} + \dot{\alpha}_{g} \cos \beta_{g} + p_{p} \sin \beta_{g} \sin \alpha_{g} + r_{p} \cos \alpha_{g} \sin \beta_{g}) + \\ &- I_{xb} (p_{p} \sin \alpha_{g} + r_{p} \cos \alpha_{g}) (\dot{\beta}_{g} + p_{p} \cos \alpha_{g} - r_{p} \sin \alpha_{g}) + Q_{i\alpha} + \\ &- I_{zb} \sin \beta_{g} (q_{p} \dot{\beta}_{g} \cos \beta_{g} + \dot{\alpha}_{g} \dot{\beta}_{g} \cos \beta_{g} - p_{p} \dot{\alpha}_{g} \cos \alpha_{g} \cos \beta_{g} + \\ &+ p_{p} \dot{\beta}_{g} \sin \alpha_{g} \sin \beta_{g} + r_{p} \dot{\alpha}_{g} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g} + r_{p} \dot{\beta}_{g} \cos \alpha_{g} \sin \beta_{g}) + \\ &- I_{yb} \cos \beta_{g} (-q_{p} \dot{\beta}_{g} \sin \beta_{g} - \dot{\alpha}_{g} \dot{\beta}_{g} \sin \beta_{g} + p_{p} \dot{\alpha}_{g} \cos \alpha_{g} \sin \beta_{g}) + \\ &- I_{zb} \dot{\beta}_{g} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g} + r_{p} \dot{\beta}_{g} \cos \alpha_{g} \cos \beta_{g} - r_{p} \dot{\alpha}_{g} \sin \alpha_{g} \sin \beta_{g}) + \\ &- I_{zb} \dot{\beta}_{g} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g} + r_{p} \dot{\beta}_{g} \cos \alpha_{g} \cos \beta_{g} - r_{p} \dot{\alpha}_{g} \sin \alpha_{g} \sin \beta_{g}) + \\ &+ I_{yb} \dot{\beta}_{g} \sin \beta_{g} (q_{p} \cos \beta_{g} + \dot{\alpha}_{g} \sin \beta_{g} - p_{p} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g} - r_{p} \cos \alpha_{g} \cos \beta_{g}) + \\ &+ I_{yb} \dot{\beta}_{g} \sin \beta_{g} (q_{p} \cos \beta_{g} + \dot{\alpha}_{g} \sin \beta_{g} - p_{p} \cos \beta_{g} \sin \alpha_{g} - r_{p} \cos \alpha_{g} \cos \beta_{g}) + \\ &+ I_{yb} \dot{\beta}_{g} \sin \beta_{g} (q_{p} \cos \beta_{g} + \dot{\alpha}_{g} \cos \beta_{g} + p_{p} \sin \alpha_{g} \sin \beta_{g} + r_{p} \cos \alpha_{g} \sin \beta_{g}) \Big] \end{split}$$

### 4. Podsumowanie

Wyprowadzony w niniejszym opracowaniu model matematyczny ruchu platformy jest najbardziej ogólny i można go poddać wszechstronnej analizie. W szczególności daje to możliwość zbadania wpływu następujących czynników na dynamikę układu:

- bezwładności ramek zawieszenia,
- odległości  $l_g$ środka masy platformy od środka jego obrotu (niewyważenia platformy),
- wymuszeń kinematycznych w postaci prędkości liniowych u, v, w i kątowych  $p_p, q_p, r_p$  (oraz ich pierwszych pochodnych względem czasu) oddziałujących na zawieszenie platformy.

W następnych badaniach należy dokonać porównania wyników uzyskiwanych eksperymentalnie z wartościami wyznaczonymi przez model teoretyczny. Umożliwi to ocenę wpływu wprowadzonych założeń upraszczających (np. zjawisk fizycznych związanych z tarciem w łożyskach). Taka wiedza może niejednokrotnie przydać się przy wyznaczaniu modeli matematycznych innych obiektów o podobnych warunkach pracy.

Wymiernym efektem realizacji modelu jest możliwość optymalizacji konstrukcji platformy stabilizującej.

#### Bibliografia

- KORUBA Z., OSIECKI J.W., 2006, Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia, Podręcznik akademicki, Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, ISBN 83-88906-17-8, s. 484
- KORUBA Z., 2008, Elementy teorii i zastosowań giroskopu sterowanego, Monografie, Studia, Rozprawy M 7, Politechnika Świętokrzyska, Kielce, s. 241
- SOKALSKI J., BRECKON T.P., COWLING I., 2010, Automatic salient object detection in UAV imagery, Proc. 25th International Conference on Unmanned Air Vehicle Systems, 11.1-11.12
- 4. GRYGORCZUK J., JUCHNIKOWSKI G., WAWRZASZEK R., SEWERYN K., DO-BROWOLSKI M., SOBOLEWSKI M., PRZYBYŁA R., RATAJ M., ORLEAŃSKI P., GUT H., CIESIELSKA M., KORUBA Z. 2010, Stabilization of the multispectral imaging system for UAV:GT3 task for the project SPEKTROP, [W:] Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle, Z. Koruba (red.), Wydawnictwo Politechniki Świętokrzyskiej, Kielce, ISBN 978-83-9321107-0-1, 269-284

#### The mathematical model of dynamics of a observatory-tracking device fixed to the board of an unmanned aerial vehicle (UAV)

#### Abstract

The purpose of this presentation is to describe a mathematical model of the stabilizing platform which will work on the board of different kinds of aircrafts such as helicopters, jets and UAVs.

The stabilizing platform is a device designed to provide the best working conditions for the optical observation system placed inside the mechanism during flight. Integration of these two systems results in a very good quality of pictures of the surface taken from the air.

The main goal of this mathematical model is to optimize the mechanical design and predict the system response to various incoming noises.

## Rozdział IX

Mechanika lotu

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

## MANEWR ANTYKOLIZYJNY WYKORZYSTUJĄCY TEORIĘ RUCHU PROGRAMOWEGO

WOJCIECH BLAJER

Politechnika Radomska e-mail: w.blajer@pr.radom.pl

#### JERZY GRAFFSTEIN

Instytut Lotnictwa, Warszawa e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

> W pracy przedstawiono ideę automatycznie sterowanego manewru antykolizyjnego wykorzystującego teorię ruchu programowego. Zagadnienie to polega na sformułowaniu więzów programowych spełniających warunki planowanego manewru. Istotnym etapem jest takie kształtowanie trajektorii planowanego manewru, które zapewni konieczną ciągłość zmiennych stanu ruchu obiektu. Do tego celu wykorzystano funkcje wielomianowe o odpowiednio wysokim stopniu. Wyliczono przebieg trajektorii dla przykładowego, złożonego manewru omijania nieruchomej przeszkody.

#### 1. Wstęp

Istotnym zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotu samolotu lub innego obiektu latającego jest kolizja z przeszkodą (często wcześniej nieznaną). Duże samoloty pasażerskie w celu uniknięcia kolizji wykorzystują na pokładzie zaawansowane systemy typu TCAS (*Traffic Alert and Collision Avoidance System*) lub TAWS (*Terrain Awareness and Warning System*). Efektem działania wymienionych systemów są jedynie optyczne i dźwiękowe komunikaty informujące pilota o zagrożeniu zaistnienia kolizji oraz sposobie jej uniknięcia. Korzystanie z wymienionego wyposażenia ułatwia jedynie ręczne wykonanie przez pilota manewru antykolizyjnego. Do przykładowych sytuacji powodujących wcześniej nieprzewidziane zagrożenie wystąpienia kolizji można zaliczyć:

• wtargnięcia innego obiektu latającego, traktowanego jako przeszkoda ruchoma, w bliskie otoczenie rozważanego obiektu,

- błędy w Planie Lotu (przygotowanym przed lotem i ew. weryfikowanym podczas jego trwania), spowodowanych np. użyciem niepełnej lub nieaktualnej bazy danych o położeniu przeszkód terenowych lub lotu w nieznanym terenie,
- wystąpienie znacznych odchyleń od Planu Lotu, spowodowanych wysokim poziomem zakłóceń (np. dużą prędkością wiatru) lub nieprawidłowym działaniem pokładowych układów pomiarowych lub sterowania.

Wystąpienie wymienionych sytuacji wymaga wykonania ręcznego lub automatycznego manewru antykolizyjnego. Taki manewr powinien spełniać szereg wymagań, a w tym być przede wszystkim bezpieczny. Wymienione wymaganie z punktu widzenia reakcji na pojawienie się przeszkody można zdefiniować w sposób następujący:

*Bezpieczny manewr antykolizyjny* jest to taki ruch obiektu w pewnym otoczeniu przeszkody, w którym odległość pomiędzy dowolnym jego punktem i dowolnym punktem przeszkody nie jest mniejsza niż założona wartość określana jako przyjęty margines bezpieczeństwa.

# 2. Idea działania antykolizyjnego układu z wykorzystaniem ruchu programowego

Na schemacie (rys. 1) przedstawiono ogólną ideę automatycznego układu antykolizyjnego posiadającą we fragmentach dotyczących automatycznego sterowania analogie z metodologią zaproponowaną w [6]. System jest autonomiczny i wykorzystuje dwa źródła informacji o przeszkodach: Detektor Przeszkód i Bazę Przeszkód. Pierwsze z nich wykrywa przeszkody ruchome i nieruchome i określa z pewnym przybliżeniem ich położenie i wymiary, a dla ruchomych przeszkód wylicza prędkość ich przemieszczania się. Baza Przeszkód jest zbiorem informacji dotyczących statycznych naziemnych przeszkód na obszarze obejmującym zadaną trajektorię lotu. W każdym kroku, w którym następuje odczyt nowych danych z wyżej wymienionych źródeł informacji o przeszkodach, dokonywane jest sprawdzenie podanego w dalszej części pracy warunku wskazującego, czy zaistniało niebezpieczeństwo kolizji z wykrytą przeszkodą. Spełnienie tego warunku, powoduje uruchomienie procedury wyszukiwania najodpowiedniejszego manewru antykolizyjnego zawartego w Bazie Manewrów Antykolizyjnych. Następnie uruchamiane jest automatyczne wykonanie manewru antykolizyjnego. Składa się on z na przemian po sobie następujacych faz ruchu programowego i faz ruchu ustalonego. Ze względu na



Rys. 1. Ideowy schemat działania automatycznego układu antykolizyjnego wykorzystującego teorię ruchu programowego

niedokładności obliczeń dla tych dwóch wymienionych rodzajów faz oraz często występujących zewnętrznych zakłóceń wprowadza się prawa sterowania stabilizujące ruch obiektu wokół zadanych wartości zmiennych stanu. Ostatecznie całkowite sterowanie stanowi na przemian jedną z opcji: albo sumę sterowania programowego  $\delta_{LP}$ ,  $\delta_{VP}$  i stabilizującego  $\delta_{LS}$ ,  $\delta_{VS}$ , albo sterowania dla ruchu ustalonego  $\delta_{LU}$ ,  $\delta_{VU}$  i stabilizującego  $\delta_{LS}$ ,  $\delta_{VS}$ 

$$\delta_{LC} = \delta_{LP} + \delta_{LS} \qquad \delta_{VC} = \delta_{VP} + \delta_{VS} \delta_{LC} = \delta_{LU} + \delta_{LS} \qquad \delta_{VC} = \delta_{VU} + \delta_{VS}$$
(2.1)

#### 3. Warunek zagrożenia wystąpienia kolizji

Rysunek 2 przedstawia na płaszczyźnie wielkości fizyczne występujące przy opisie wzajemnego położenia obiektu o środku geometrycznym  $O_j$  i przeszkody o środku  $O_i$ . Przyjęto założenie, że obiekt i przeszkoda znajdują się na w przybliżeniu równych wysokościach oraz wykonują ruch płaski (ich składowe pionowe prędkości mają wartość zero).



Rys. 2. Usytuowanie obiektu względem przeszkody – kątowe położenie wybranych elementów

Poniżej przedstawione zostały matematyczne zależności pozwalające na określenie warunku wystąpienia zagrożenia kolizji [7], [8] i [9]. Kątowe położenie  $\alpha_{ij0}$  wektora wodzącego  $r_{ij}$ , który łączy wspomniane środki określa zależność

$$\alpha_{ij0} = \operatorname{arctg} \frac{y_j - y_i}{x_j - x_i} \tag{3.1}$$

Kąt  $\beta_{ij0}$  położenia wektora wypadkowej prędkości obiektu i przeszkody

$$\beta_{ij0} = \operatorname{arctg} \frac{\dot{x}_i + \dot{x}_j}{\dot{y}_i + \dot{y}_j} \tag{3.2}$$

Kąty  $\gamma_1$ i  $\gamma_2$  definiują położenie kątowe dwóch linii wychodzących z punktu  $O_j$ , przebiegających stycznie do okręgu o środku  $O_i$ 

$$\rho_2, \ \rho_1 = \alpha_{ij0} \pm \arcsin \frac{r_{Dij}}{\sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2}}$$
(3.3)

Promień wspomnianego okręgu  $d_{cmb}$  (3.4) jest sumą trzech składowych [7]: promienia obrysu obiektu  $r_j$ , promienia obrysu przeszkody  $r_i$  oraz marginesu bezpieczeństwa  $d_M$  wynikającego z błędów analizowanych w publikacjach [3], [4] i [5]

$$d_{CMB} = r_{Dj} + r_{Di} + d_M \tag{3.4}$$

Warunek zagrożenia wystąpienia kolizji opisują nierówności [7]

$$\beta_{ij0} > \rho_1 \qquad \qquad \beta_{ij0} < \rho_2 \tag{3.5}$$

odpowiadające sytuacji, w której wypadkowy wektor prędkości znajduje się pomiędzy liniami stycznymi. Spełnienie nierówności (3.5) oraz brak zmiany kierunku prędkości obiektu i/lub przeszkody spowoduje nieodwołalnie kolizję z rozważaną przeszkodą.

#### 4. Trajektorie faz manewru antykolizyjnego

Rozważając problemu rodzaju manewru antykolizyjnego, należy zauważyć, że jego wybór zależy od wielu czynników. Między innymi od cech opisujących przeszkodę, wykorzystywanego czujnika detekcji przeszkód, możliwości dynamicznych obiektu i wielu innych parametrów związanych na przykład ze wzajemnym ruchem obiektu i przeszkody. Sposób wyboru odpowiedniego manewru w dużym stopniu zależy od konfiguracji rozmieszczenia przeszkód i sposobu ich ruchu, co w przypadku ogólnym może stanowić złożony problem, który nie będzie stanowił przedmiotu dalszych rozważań. Ze względu na małą dokładność pomiaru wysokości przeszkody przez spotykane detektory przeszkód, dalsze rozważania będą dotyczyć tylko zakrętu jako manewru antykolizyjnego.



Rys. 3. Przykładowa trajektoria omijania nieruchomej przeszkody zbudowana z fragmentów lotu prostoliniowego i zakrętów

W prezentowanej idei istotne jest to, że wydzielono dwie kategorie faz manewru antykolizyjnego: fazy ruchu programowego oraz fazy ruchu ustalonego. Do pierwszej grupy należą:

1) przejście z lotu poziomego ustalonego do zakrętu,

- 2) przejście z zakrętu do lotu poziomego ustalonego,
- 3) przejście z lotu poziomego do wznoszenia lub opadania,
- 4) przejście ze wznoszenia lub opadania do lotu poziomego.

Drugie stanowią:

- 1) lot poziomy ustalony,
- 2) zakręt ustalony,
- 3) wznoszenie lub opadanie ustalone.

W wielu wypadkach do ominięcia przeszkody wybierana jest płaska trajektoria składająca się z pewnej liczby zakrętów i odcinków prostoliniowych. Każdy z zakrętów charakteryzuje jego promień  $R^1$ ,  $R^2$ ,  $R^3$  od środka, wokół którego odbywa się ten zakręt oraz kąt zmiany kierunku loty odpowiadający w warunkach bezwietrznej pogody zmianie kierunku odchylenia samolotu  $\Delta \Psi$ .

Dalsza część pracy zostanie poświęcona rozważaniom dotyczącym metodzie przygotowania fazy programowej manewru zakrętu.

Manewr zakrętu poprzedzony prostoliniowym lotem ustalonym od punktu A do punktu  $P_1$  zaczyna się fazą programową w punkcie  $P_1$  i trwa do punktu  $P_2$ . Z kolei od punktu  $P_2$  do punktu  $K_1$  jest faza zakrętu ustalonego, a od punktu  $K_1$  do punktu  $K_2$  faza ruchu programowego, dalej lot jest prostoliniowy. Początkowy kierunek lotu oznaczono  $\psi_P$ , końcowy  $\psi_K$ , a zmiane kierunku lotu po zakręcie  $\Delta \Psi$ . Kolejne oznaczenia niezbędne do dalszych rozważań to: zmienna s – naturalny parametr wzdłuż krzywej zakrętu, odcinki  $a_p$  i  $b_p$  – na których odbywa się wejście w zakręt oraz odcinki  $a_k$  i  $b_k$  – wyście z zakrętu (rys. 4 i 5).



Rys. 4. Fazy zakrętu



Rys. 5. Fazy zakrętu – oznaczenia

Każdej fazie lotu nadana jest interpretacja matematyczna: lot prostoliniowy opisuje funkcja trygonometryczna

$$\widehat{x}(s) = x_A + s \cos \psi_P 
\widehat{y}(s) = y_A + s \sin \psi_P$$
(4.1)

gdzie:  $x_A$  i  $y_A$  – współrzędne punktu początkowego,  $\psi_P$  – początkowy kierunek lotu. Faza zakrętu ustalonego, dla którego współrzędne x i y opisują pokazane równania, gdzie  $x_S$  i  $y_S$  – współrzędne środka, wokół którego odbywa się zakręt

$$\widehat{x}(s) = x_S + R\sin\left(\psi_P + \alpha_P + \frac{s}{R}\right)$$
  

$$\widehat{y}(s) = y_S - R\cos\left(\psi_P + \alpha_P + \frac{s}{R}\right)$$
(4.2)

Faza ruchu programowego opisują równania wielomianu siódmego stopnia

$$\hat{x}(t) = A_x + B_x t + C_x t^2 + D_x t^3 + E_x t^4 + F_x t^5 + G_x t^6 + H_x t^7$$
  

$$\hat{y}(t) = A_y + B_y t + C_y t^2 + D_y t^3 + E_y t^4 + F_y t^5 + G_y t^6 + H_y t^7$$
(4.3)

Wcześniejsze propozycje opisu trajektorii dotyczyły zastosowania wielomianów trzeciego lub piątego rzędu [1], [2], gdzie równania opisujące trajektorię fazy ruchu programowego są w funkcji czasu, a równania dotyczące fazy ustalonego ruchu poziomego i ustalonego zakrętu są w funkcji parametru naturalnego s.

# 5. Sposób wyliczania parametrów równań trajektorii ruchu programowego

Do wyliczenia współczynników  $A_x$  do  $H_x$  oraz  $A_y$  do  $H_y$  równania fazy wejścia w zakręt (4.3) wykorzystuje się następujące zależności, wynikające z równości pochodnych funkcji opisującej:

• ruch prostoliniowy i ruch w fazie wejścia w zakręt:

- w osi Ox

$$A_x = x_{P_1} \qquad B_x = v_P \cos \psi_P C_x = 0 \qquad D_x = 0$$
(5.1)

oraz

$$\begin{bmatrix} T_P^4 & T_P^5 & T_P^6 & T_P^7 \\ 4T_P^3 & 5T_P^4 & 6T_P^5 & 7T_P^6 \\ 12T_P^2 & 20T_P^3 & 30T_P^4 & 42T_P^5 \\ 24T_P & 60T_P^2 & 120T_P^3 & 210T_P^4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_x \\ F_x \\ G_x \\ H_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_S + R\sin(\psi_P + \alpha_P) - x_{P_1} - v_P T_P \cos\psi_P \\ v_Z \cos(\psi_P + \alpha_P) - v_P \cos\psi_P \\ -\frac{v_Z^2}{R}\sin(\psi_P + \alpha_P) \\ -\frac{v_Z^2}{R^2}\cos(\psi_P + \alpha_P) \end{bmatrix}$$
(5.2)

- w osi Oy

$$A_y = y_{P_1} \qquad B_y = v_P \sin \psi_P C_y = 0 \qquad D_y = 0$$
(5.3)

oraz

$$\begin{bmatrix} T_P^4 & T_P^5 & T_P^6 & T_P^7 \\ 4T_P^3 & 5T_P^4 & 6T_P^5 & 7T_P^6 \\ 12T_P^2 & 20T_P^3 & 30T_P^4 & 42T_P^5 \\ 24T_P & 60T_P^2 & 120T_P^3 & 210T_P^4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_y \\ F_y \\ G_y \\ H_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_S - R\cos(\psi_P + \alpha_P) - y_{P_1} - v_P T_P \sin\psi_P \\ v_Z \sin(\psi_P + \alpha_P) - v_P \sin\psi_P \\ \frac{v_Z^2}{R}\cos(\psi_P + \alpha_P) \\ - \frac{v_Z^2}{R}\sin(\psi_P + \alpha_P) \end{bmatrix}$$
(5.4)

• fazy wejścia w zakręt i zakrętu ustalonego:

- w osi Ox

$$A_x = x_S + R\sin(\psi_K - \alpha_K) \qquad B_x = v_Z\cos(\psi_K - \alpha_K)$$
  

$$2C_x = -\frac{v_Z^2}{R}\sin(\psi_K - \alpha_K) \qquad 6D_x = -\frac{v_Z^3}{R^2}\cos(\psi_K - \alpha_K) \qquad (5.5)$$

oraz

$$\begin{bmatrix} T_{K}^{4} & T_{K}^{5} & T_{K}^{6} & T_{K}^{7} \\ 4T_{K}^{3} & 5T_{K}^{4} & 6T_{K}^{5} & 7T_{K}^{6} \\ 12T_{K}^{2} & 20T_{K}^{3} & 30T_{K}^{4} & 42T_{K}^{5} \\ 24T_{K} & 60T_{K}^{2} & 120T_{K}^{3} & 210T_{K}^{4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_{x} \\ F_{x} \\ G_{x} \\ H_{x} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{K_{2}} - A_{x} - B_{x}T_{K} - C_{x}T_{K}^{2} - D_{x}T_{K}^{3} \\ v_{K}\cos(\psi_{K}) - B_{x} - 2C_{x}T_{K} - 3D_{x}T_{K}^{2} \\ -2C_{x} - 6D_{x}T_{K} \\ -6D_{x} \end{bmatrix}$$
(5.6)

- w osi Oy

$$A_y = y_S - R\cos(\psi_K - \alpha_K) \qquad B_y = v_Z \sin(\psi_K - \alpha_K) 2C_y = \frac{v_Z^2}{R}\cos(\psi_K - \alpha_K) \qquad 6D_y = -\frac{v_Z^3}{R^2}\sin(\psi_K - \alpha_K)$$
(5.7)

oraz

$$\begin{bmatrix} T_{K}^{4} & T_{K}^{5} & T_{K}^{6} & T_{K}^{7} \\ 4T_{K}^{3} & 5T_{K}^{4} & 6T_{K}^{5} & 7T_{K}^{6} \\ 12T_{K}^{2} & 20T_{K}^{3} & 30T_{K}^{4} & 42T_{K}^{5} \\ 24T_{K} & 60T_{K}^{2} & 120T_{K}^{3} & 210T_{K}^{4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} E_{y} \\ F_{y} \\ G_{y} \\ H_{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_{K_{2}} - A_{y} - B_{y}T_{K} - C_{y}T_{K}^{2} - D_{y}T_{K}^{3} \\ v_{K}\sin(\psi_{K}) - B_{y} - 2C_{y}T_{K} - 3D_{y}T_{K}^{2} \\ -2C_{y} - 6D_{y}T_{K} \\ -6D_{y} \end{bmatrix}$$
(5.8)

 $T_P$ jest czasem trwania fazy wchodzenia w zakręt wzdłuż odcinków  $a_P$ i $b_P.$  Uwzględniane są pochodne równań opisujących trajektorie (4.1)-(4.3) stopnia pierwszego drugiego i trzeciego. W podobny sposób wyprowadzane są zależności służące do wyliczenia współczynników równań opisujących trajektorię wyjścia z zakrętu.  $T_K$ jest czasem trwania fazy wychodzenia z zakrętu.

#### 6. Określenie czasu trwania fazy ruchu programowego

Jednym z kluczowych parametrów występujących w równaniach (5.2), (5.4), (5.6) i (5.8) jest czas trwania faz przejściowych  $T_P$  i  $T_K$ . Znając długości odcinków  $a_P$ ,  $b_P$ ,  $a_K$  i  $b_K$  (rys. 5) oraz prędkości lotu wzdłuż tych odcinków, można wyliczyć szukany czas  $T_P$  i  $T_K$ 

$$T_P = 2\frac{a_P + b_P}{v_P + v_Z} \qquad T_K = 2\frac{a_K + b_K}{v_Z + v_K} \tag{6.1}$$

Nie znamy jednak długości tych odcinków i dlatego na początku zostanie podjęta próba określenia tego czasu w postaci funkcji liniowej zależnej od kąta przechylenia  $\Phi$ . Pokazaną funkcję można wstępnie sformułować na podstawie symulowanego przebiegu zakrętu sterowanego metodą sprzężenia zwrotnego, wykorzystując cztery pokazane prawa sterowania

$$\begin{split} \delta_{HS} &= K_{\Theta}^{H}(\Theta_{z} - \Theta) + K_{Q}^{H}(Q_{z} - Q) + K_{W}^{H}(W_{z} - W) + \\ &+ K_{z1}^{H}(z_{1z} - z_{1}) + K_{U}^{H}(U_{z} - U) \\ \delta_{VS} &= K_{\Phi}^{V}(\Phi_{z} - \Phi) + K_{P}^{V}(P_{z} - P) + K_{V}^{V}(V_{z} - V) + \\ &+ K_{\Psi}^{V}(\Psi_{z} - \Psi) + K_{R}^{V}(R_{z} - R) \\ \delta_{LS} &= K_{\Phi}^{L}(\Phi_{z} - \Phi) + K_{P}^{L}(P_{z} - P) + K_{V}^{L}(V_{z} - V) + \\ &+ K_{\Psi}^{L}(\Psi_{z} - \Psi) + K_{R}^{L}(R_{z} - R) \\ \delta_{TS} &= K_{\Theta}^{T}(\Theta_{z} - \Theta) + K_{Q}^{T}(Q_{z} - Q) + K_{W}^{T}(W_{z} - W) + \\ &+ K_{z1}^{T}(z_{1z} - z_{1}) + K_{U}^{T}(U_{z} - U) \end{split}$$
(6.2)

w których kanały przechylenia  $(6.2)_3$  i odchylenia  $(6.2)_2$  spełniają rolę sterującą, a kanał pochylania  $(6.2)_1$  i prędkości  $(6.2)_4$  funkcje stabilizującą.

Odpowiednie niezerowe współczynniki wzmocnień praw sterowania dla matematycznego modelu samolotu typu I-23 MANAGER (rozpiętość skrzydeł 8.95 m i całkowita masa 1050 kg) obliczono metodą opisaną w publikacjach [3], [4] i [6], a ich wartości zamieszczono w tabeli 1. W symulacji uwzględniono wpływ ograniczeń położenia sterów i dynamiki układów wykonawczych, a ich przykładowe wartości pokazano na wykresie. Przedziały dopuszczalnych kątowych położeń powierzchni sterowych określają nierówności

$$-20^{\circ} \leqslant \delta_H \leqslant +15^{\circ} \qquad -25^{\circ} \leqslant \delta_V \leqslant +25^{\circ} \qquad -17^{\circ} \leqslant \delta_L \leqslant +15^{\circ}$$

$$(6.3)$$

które dla wybranego obiektu latającego i przyjętych praw sterowania (6.2) manifestują się wpływem pokazanym na wykresie (rys. 6a). Tak duży wpływ
wspomnianych ograniczeń wynika z uzyskanych wartości współczynników wzmocnienia (tabela 1) pozwalających na zminimalizowanie czasu potrzebnego na osiągniecie zadanych wartości kąta przechylenia. Do ich wyliczenia wykorzystano średniokwadratowy całkowy wskaźnik jakości według metody opisanej w [3], [4], [6]. Mniejsze znaczenie dla przebiegu kąta przechylenia odgrywa dynamika układu wykonawczego pokazana na wykresie rys. 6a.



Rys. 6. Przebieg kąta przechylenia w czasie; (a) wpływ ograniczeń położenia sterów i dynamiki układu wykonawczego, (b) dla dwóch różnych prędkości lotu

$K_U^H \; [\text{deg s/m}]$	$K_W^H  [\mathrm{degs/m}]$	$K_Q^H \ [\text{deg s/rad}]$	$K_{z1}^H$ [deg/m]	$K_{\Theta}^{H}$ [deg/rad]
0,3041	0,1764	-1,7733	$0,\!152$	$-13,\!658$
$K_V^V \; [\rm deg s/m]$	$K_P^V [\deg s/rad]$	$K_R^V \; [\deg s/rad]$	$K_{\Phi}^{V}$ [deg/rad]	$K_{\Psi}^V$ [deg/rad]
2,1645	1,9199	-41,286	-0,9571	-2,550
$K_V^L \; [\mathrm{degs/m}]$	$K_P^L$ [deg s/rad]	$K_R^L \; [\deg s/rad]$	$K_{\Phi}^{L}$ [deg/rad]	$K_{\Psi}^{L}$ [deg/rad]
$\frac{K_V^L \; [\rm deg s/m]}{1,4796}$	$\frac{K_P^L \; [\text{deg s/rad}]}{6,2199}$	$\frac{K_R^L  [\mathrm{deg s/rad}]}{-16,\!125}$	$\frac{K_{\varPhi}^L \; [\text{deg/rad}]}{120,594}$	$\frac{K_{\Psi}^L \; [\text{deg/rad}]}{6,5952}$
$\frac{K_V^L [\mathrm{degs/m}]}{1,4796}$ $\frac{K_U^T [\mathrm{degs/m}]}{K_U^T [\mathrm{degs/m}]}$	$\frac{K_P^L \text{ [deg s/rad]}}{6,2199}$ $K_W^T \text{ [deg s/m]}$	$\frac{K_R^L \text{ [deg s/rad]}}{-16,125}$ $\frac{K_Q^T \text{ [deg s/rad]}}{K_Q^T \text{ [deg s/rad]}}$	$\frac{K_{\varPhi}^L \text{ [deg/rad]}}{120,594}$ $\frac{K_{z1}^T \text{ [deg/m]}}{K_{z1}}$	$\frac{K_{\Psi}^{L} \text{ [deg/rad]}}{6,5952}$ $\overline{K_{\Theta}^{T} \text{ [deg/rad]}}$

Tabela 1. Współczynniki wzmocnień praw sterowania, r-nia (6.2)

Przebiegi kąta przechylenia dla różnych wartości zadanych tego kąta odpowiadających określonym wartościom promienia zakrętu w fazie wejścia w zakręt (rys. 7a) pozwala na sformułowanie następującej funkcji

$$T_P = 0.21893 + 0.02284\Phi + \Delta T_P \tag{6.4}$$



Rys. 7. Przebieg kąta przechylenia w czasie; (a) wejścia w zakręt, (b) wyjścia z zakrętu dla różnych wartości zadanych kąta przechylenia

gdzie  $\Delta T_P \in \langle 0,4 \text{ s}, 1,2 \text{ s} \rangle$ , która określa czas trwania wejścia samolotu w zakręt w funkcji zadanego kąta przechylenia. Współczynniki określają czas potrzebny na osiągniecie określonego kąta przechylenia w przybliżeniu w przedziale czasowym od t = 0 s do t = 1,5 s.  $\Delta T$  jest czasem niezbędnym na ustabilizowanie się tego kąta na zadanym poziomie, na rys. 7a mieści się w przybliżeniu od t = 1,5 s do t = 3,5 s. W podobny sposób określono funkcję liniową opisującą czas trwania wyjścia z zakrętu

$$T_K = 0.1243 + 0.02417\Phi + \Delta T_K \tag{6.5}$$

gdzie  $\Delta T_K \in \langle 0, 3 \, \mathrm{s}, 1, 2 \, \mathrm{s} \rangle.$ 

W obu fazach współczynniki wzmocnień zostały tak dobrane, aby zapewnić z jednej strony najkrótszy czas trwania fazy przejściowej, a z drugiej, jak najmniejsze przeregulowanie szczególnie przy większych zadanych kątach przechylenia. Jest to szczególnie istotne, gdy podczas wykonywania manewru antykolizyjnego występuje deficyt czasu (przestrzeni). W rzeczywistości sytuacja jest bardziej złożona, ponieważ dotychczasowe przebiegi automatycznie sterowanego zakrętu i jego faz przejściowych dotyczyły lotu samolotu ze stałą prędkością 50 m/s. Dla lotu z innymi prędkościami, np. 60 m/s, faza przejściowa ma inny przebieg (rys. 6b) i dlatego funkcja opisująca czas jej trwania zależy od dwóch parametrów i może przyjąć jedną z możliwych poniżej pokazanych form

$$T_{K,P}(\Phi, V) = a + b\Phi + cV + dV\Phi + \Delta T_{KP}$$
(6.6)

## 7. Przykład obliczeniowy trajektorii przykładowego manewru antykolizyjnego

Jako przykładowy kształt płaskiej trajektorii wybrano pokazany na rys. 3 hipotetyczny manewr antykolizyjny składający się z trzech elementarnych manewrów pokazanych oddzielnie na rys. 8 i 9, z których każdy składał się z zakrętu i dwóch odcinków prostoliniowych. Prędkość lotu wzdłuż rozważanej trajektorii (rys. 3) wynosiła V = 50 m/s. Niezbędny czas potrzebny do przebycia tej trajektorii wynosił 37,36 s. W wybranym przykładzie zakręty odbywały się w różnych kierunkach oraz z różnymi przyrostami kąta odchylenia  $\Delta \Psi$ . Dla kolejnych elementarnych manewrów wybrano następujące wartości:  $\Delta \Psi = 90^{\circ}$ , 135° i 45°. W celu uzyskania szerszego spektrum zakresu zmian stanów lotu wybrano następujące różne wartości promienie zakrętu:  $R^1 = 220 \text{ m}, R^2 = 150 \text{ m} i R^3 = 300 \text{ m}$ . Punkt początkowy i końcowy oraz kąt przechylenia w zakręcie ustalonym i jego przeciążenie normalne do trajektorii dla każdego z elementarnych manewrów podano w tabeli 2.



Rys. 8. Przebieg trajektorii pierwszego i drugiego elementarnego manewru

Czasy trwania poszczególnych faz wyliczono zgodnie z podaną metodą w rozdziale 6 dla każdego elementarnego manewru oraz całkowity czas jego trwania zamieszczono w tabeli 3.

Na rys. 10 pokazano przebieg całej trajektorii stanowiącej sumę jej fragmentów zamieszczonych na rys. 8 i 9. Kształtowi tej trajektorii odpowiadają zmiany krzywizny zaprezentowane na rys. 12. W czasie wykonania omawianego złożonego manewru antykolizyjnego, kąt przechylenia samolotu  $\Phi$  przyjmował wartości pokazane na rys. 11. W początkowej i końcowej fazie lotu nieustalonego występowały nieznaczne wahania wartości kąta przechylenia i krzywizny.



Rys. 9. Przebieg trajektorii trzeciego elementarnego manewru

Tabela 2. Parametry charakteryzujące elementarne manewry

	Manewr I	Manewr II	Manewr III
Początek manewru $x_P$	175	400	912,13
Początek manewru $y_P$	0	$537,\!87$	$387,\!87$
Koniec manewru $x_K$	400	$656,\!07$	1124
koniec manewru $y_K$	225	$643,\!93$	300
Ustalony kąt przechylenia $\varPhi$	48,57	$59{,}53$	40,36
Ustalone przyśpieszenie $a_n$	11,11	$16,\!67$	8,33

Tabela 3. Czas trwania poszczególnych elementarnych faz manewrów [s]

	Odcinek	Wejście	Zakręt	Wyjście	Odcinek	Cały
	prostolin.	w zakręt	ustalony	z zakrętu	prostolin.	$\operatorname{manewr}$
Manewr I	2,45	2,1	4,97	2,1	$12,\!45$	24,07
Manewr II	4,06	2,3	4,77	$^{2,3}$	$^{8,58}$	22,01
Manewr III	5,14	1,9	2,81	$1,\!9$	$0,\!57$	12,32

W momencie wchodzenia w zakręt następuje krótkotrwałe i o małej wartości przechylenie w przeciwnym kierunku do zadanego. W czasie stabilizowania się kąta przechylenia (rys. 11 – przechodzenie do stanu ustalonego) następuje nieznaczne przekroczenie wartości  $\Phi$  w stosunku do wartości w stanie ustalonym. Zjawisko ma podobny charakter do przesterowania (rys. 6) obserwowanego, gdy stosowane są prawa sterowania (6.2). Przyczyna takiego zjawiska (rys. 11) jest jednak inna i wynika ze specyfiki sklejania fragmentów trajektorii opisanych równaniami wielomianowymi.



Rys. 10. Przebieg trajektorii całego złożonego manewru antykolizyjnego



Rys. 11. Przebieg kąta przechylenia w czasie lotu wzdłuż całej trajektorii



Rys. 12. Przebieg krzywizny wzdłuż całej trajektorii

## 8. Wnioski

Na podstawie wykonanych prac i przedstawionego materiału można sformułować następujące wnioski:

- Przeprowadzona analiza przykładu manewru antykolizyjnego pokazuje złożoność procesu doboru jego odpowiednich parametrów w tym określenia czasu trwania faz programowych.
- Charakter wybranego manewru antykolizyjnego jest zdeterminowany przez kąt przechylenia i prędkość lotu obiektu.

- Czas trwania fazy przejściowej  $T_P$  i  $T_K$  zależy od żądanej końcowej wartości kąta przechylenia i prędkości lotu.
- Czynnikami dodatkowo wpływającymi na czas  $T_P$  i  $T_K$  są ograniczenia nałożone na położenia sterów oraz dynamika układów wykonawczych.
- Sprawdzenie przedstawionej koncepcji wymaga wyliczenia programowych sterowań i symulacji wielofazowego manewru antykolizyjnego.

# Bibliografia

- 1. BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2008, Inverse simulation study of aircraft in prescribed trajectory flight, *International Review of Aerospace Engineering (IREASE)*, 1, 16-25
- BLAJER W., GRAFFSTEIN J., KRAWCZYK M., 2009, Modeling of aircraft prescribed trajectory flight as an inverse simulation problem, [W:] Modeling, Simulation and Control of Nonlinear Engineering Dynamical Systems, J. Awrejcewicz (Red.), Springer, Netherlands, 153-162
- GRAFFSTEIN J., 2008, Wpływ charakterystyk obiektu i przebiegu jego ruchu na parametry układu stabilizacji lotu, [W:] Mechanika w lotnictwie, ML-XIII 2008, J. Maryniak (Red.), PTMTS Warszawa, 109-126
- 4. GRAFFSTEIN J., 2009, Metoda sterowania samolotem i jej dokładność podczas ruchu wzdłuż zadanej trajektorii, Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, 177B, 79-88
- GRAFFSTEIN J., 2009, Wpływ wybranych zmiennych stanu na dokładność toru lotu samolotu podczas automatycznie wykonywanego manewru, *Prace Instytutu Lotnictwa*, 202, 51-64
- GRAFFSTEIN J., 2010, Symulacja ruchu automatycznie sterowanego samolotu z zastosowaniem generatora manewrów, [W:] *Mechanika w lotnictwie*, *ML-XIV* 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (Red.), PTMTS Warszawa, 348-363
- 7. GRAFFSTEIN J., 2012, Elementy procesu wykrycia zagrożenia kolizją i automatycznie sterowany manewr awaryjny, *Pomiary Automatyka Robotyka*, **2**, 383-387
- 8. LALISH E., MORGANSEN K.A., TSUKAMAKI T., 2009, Decentralized reactive collision avoidance for multiple unicycle-type vehicles, *American Control Conference*, 5055-5061
- LEE S., CHO A., KEE C., 2010, Integrated waypoint path generation and following of an ummanned aerial vehicle, *Aircraft Engeneering and Aerospace Technology*, 82, 5, 296-304

#### Anti-collision manoeuvre in programmed motion theory context

#### Abstract

In the article the idea of automatically-controlled anti-collision manoeuvre based on programmed motion theory is presented. The problem consists in synthesis of programme constraints to accomplish planned manoeuvre requirements. Shaping the trajectory of planned manoeuvre defines the important problem to assure continuity requirements necessary for state variables describing the object's motion. Polynomial functions of the range high enough are used to complete these demands. The trajectory have been computed for example manoeuvre synthesised in order to avoid static obstacle.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach od 2010 do 2012 jako projekt rozwojowy nr OR00011711

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# SYMULACJA LOTU ŚMIGŁOWCA W BLISKOŚCI GRANIC UŻYTKOWANIA

## KATARZYNA GRZEGORCZYK

Instytut Lotnictwa e-mail: katarzyna.grzegorczyk@ilot.edu.pl

> W celu zwiększenia bezpieczeństwa lotu śmigłowca wprowadza się ograniczenia użytkowania narzucone w instrukcji użytkowania w locie. Szczególnie ważne jest operowanie w obszarach bezpiecznych parametrów lotu, które determinują taktykę lotów tych statków powietrznych. W pracy przedstawiono wyniki trójwymiarowej symulacji lotu śmigłowca w bliskości granic użytkowania. Zagadnienie rozwiązywano przy pomocy oprogramowania FLUENT, przy czym praca wirnika nośnego odwzorowana została za pomocą funkcji 'FAN model'. Obliczenia numeryczne wykonano przy wykorzystaniu geometrii i parametrów śmigłowca W-3 "Sokół".

### 1. Wstęp

Sposób latania na śmigłowcach, tak jak i na innych statkach powietrznych, musi być zgodny z wymogami bezpieczeństwa. Poprawę bezpieczeństwa eksploatacji zapewnia się poprzez zdefiniowanie zasad wykonywania zadań lotnych w postaci granic dopuszczalnych warunków lotu śmigłowca. Tworzą one tzw. obwiednie stanów lotu, które wytyczają strefy bezpiecznych i niebezpiecznych parametrów lotu. Zbiór wymagań i procedur mających na celu zwiększenie bezpieczeństwa poprzez odsunięcie zakresów użytkowania śmigłowca od granicznych stanów lotu zawarty jest w instrukcji użytkowania w locie oraz w przepisach o ruchu statków powietrznych. Operowanie w strefach niebezpiecznych parametrów lotu nie jest niemożliwe, natomiat może stanowić zgrożenie dla załogi i pasażerów.

### 2. Granice użytkowania śmigłowca

Granice użytkowania statków powietrznych, czyli obszary bezpiecznej eksploatacji wyznaczone w celu zwiększenia bezpieczeństwa, zależą od kilku grup czynników związanych z warunkami lotu, warunkami otoczenia, sterowaniem czy konstrukcją śmigłowca (granicznymi zakresami pracy poszczególnych jego podzespołów). Duża dynamika zmian tych parametrów powoduje, iż w praktyce wyjście poza bezpieczny zakres użytkowania może wystąpić przykładowo z powodu zaistniałych warunków lotu czy błędów pilotażu. Szczególnie ważne z eksploatacyjnego punktu widzenia jest obostrzenie dotyczące kombinacji dwóch parametrów: prędkości i wysokości lotu. Zestawienie tych wielkości w postaci charakterystyki wysokości w funkcji prędkości H = f(V) nazywane jest wykresem H-V (Height-Velocity). Niebezpieczne obszary ograniczone na wykresie liniami, określane jako strefy H-V (rys. 1), szczególnie istotne są w lo-



Rys. 1. Wykres *H-V* (charakterystyka wysokości w funkcji prędkości lotu), ze szczególnym wskazaniem obszaru małych prędkości i wysokości lotu

tach na małych wysokościach i z małymi prędkościami. Cechy konstrukcyjne śmigłowców umożliwiające wykonywanie zadań w tym właśnie zakresie ("niski" zawis, lot z małą prędkością na małej wysokości) to największe zalety tych statków powietrznych. Szczególnie przydatne są między innymi w przypadku misji ratowniczych, przeciwpożarowych, transportowych czy obserwacyjnych (rys. 2). Istnieje zatem konieczność wykonywania lotów w takich warunkach, a strefy H-V, mimo że służą poprawie bezpieczeństwa poprzez minimalizowanie ryzyka zagrożenia, to jednocześnie zawężają obszar użytkowania śmigłowca.



Rys. 2. Przykładowe zastosowanie śmigłowców: a) do prac transportowych [11], b) do prac ratowniczych [11]

Jako obszar niebezpiecznych parametrów lotu wyróżniona została powyżej przede wszystkim strefa o małych prędkościach i wysokościach lotu. Innym stosowanym w eksploatacji śmigłowców ograniczeniem dotyczącym niewielkich prędkości lotu jest tzw. wykres biegunowej opadania, na który nanoszone są granice występowania zjawiska pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca. Na rysunku 3 przedstawiono trójwymiarowy wykres składowych prędkości z zaznaczonym obszarem niebezpiecznych warunków lotu. Prędkości opadania w, postępowa v i boczna u odniesione są tu do prędkości indukowanej w zawisie  $v_{i0}$ .



Rys. 3. Wykres składowych prędkości z naniesionymi granicami VRS;  $\overline{U}=u/v_{i0},$   $\overline{W}=w/v_{i0},$   $\overline{V}=v/v_{i0}$ 

Natura przepływu powietrza przez wirnik nośny śmigłowca w stanie pierścienia wirowego została dokładniej opisana w pracach [2], [3], natomiast w niniejszym opracowaniu przybliżone zostaną pokrótce warunki, w jakich zjawisko powstaje i jakie są jego konsekwencje. Stan pierścienia wirowego (ang. *Vortex Ring State*) powstaje na skutek wyhamowywania przepływu indukowanego pracą wirnika przez masy powietrza napływającego na niego od dołu. W praktyce może mieć to miejsce podczas opadania śmigłowca lub przy silnym podmuchu wiatru od dołu, gdy prędkość napływu na wirnik w jest równa lub bliska prędkości indukowanej  $v_{i0}$ , a dokładniej, gdy  $w = (0.5 \div 1.5)v_{i0}$ . Cechą charakterystyczną tego zjawiska są pierścieniowe wiry, które, tworząc się wokół wirnika, zakłócają przepływ istotnie zmniejszając efektywność jego pracy.

Smigłowiec, znajdując się w strefie pierścienia wirowego, nabiera wielu nieprzyjemnych cech z punktu widzenia pilotażu. Z powodu zakłócenia przepływu wokół wirnika nośnego obserwuje się spadek siły ciągu, a w konsekwencji wzrost prędkości zniżania. Sytuacja jest niebezpieczna, zwłaszcza gdy śmigłowiec znajduje się na małej wysokości. Gwałtowny wzrost prędkości opadania bez zapasu wysokości może spowodować uderzenie śmigłowca o Ziemię z dużą prędkością pionową. Przelotowi przez strefę pierścienia wirowego towarzyszą silne drgania, zakłócenie równowagi i sterowności śmigłowca oraz zwiększony pobór mocy.

### 3. Przypadki obliczeniowe

Celem niniejszej pracy była symulacja dwóch manewrów śmigłowca wykonanych w bliskości występowania granic pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca. Pierwszy z nich to pionowe opadanie (zawis, zwiększanie prędkości opadania, wyhamowanie, zawis), drugi – opadanie z prędkością postępową (ze zmianą wartości składowych prędkości podczas zniżania). Obliczenia wykonano za pomocą oprogramowania FLUENT, stanowiącego część pakietu ANSYS. Obiektem badań był śmigłowiec W-3 "Sokół", którego model geometryczny przedstawiono na rysunku 4. W celu przeprowadzenia analizy numerycznej wykonano niestrukturalną siatką obliczeniową za pomocą programu ICEM CFD. Wirnik nośny modelowano jako powierzchnię stałego skoku ciśnienia (FAN model) wynoszącego  $\Delta p_{WN} \approx 300$  Pa, prędkość indukowana w zawisie natomiast była równa  $v_{i0} = 14,56$  m/s. Ruch śmigłowca w obu przypadkach zrealizowano dzięki wykorzystaniu dostępnej w programie FLUENT tzw. funkcji użytkownika (UDF), poprzez wprowadzenie jako dane wejściowe wartości składowych prędkości w funkcji czasu.



Rys. 4. Model geometryczny śmigłowca W-3 "Sokół" użyty do obliczeń

Manewr pionowego opadania rozpoczęto od zawisu, następnie stopniowo zwiększano prędkość opadania, od 11 s rozpoczęto wyhamowywanie, aż do zawisu. Czas trwania całego manewru to 21 s, zatem był to przypadek szybkich zmian pionowej składowej prędkości. Na rysunku 5 przedstawiono charakterystyki lotu pionowego w postaci wykresu prędkości pionowej oraz poziomej w funkcji czasu. Poniżej zamieszczono również wykres prędkości opadania w funkcji prędkości postępowej z naniesioną granicą występowania pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca (rys. 6). Jak widać, część lotu wykonywana została w strefie VRS.



Rys. 5. Charakterystyki lotu pionowego: a) wykres prędkości pionowej w funkcji czasu, b) wykres prędkości poziomej w funkcji czasu

Manewr opadania z prędkością postępową rozpoczyna się od opadania z prędkością pionową w = -7.6 m/s oraz prędkością postępową v = 4.2 m/s, w trakcie czterdziestu sekund trwania manewru występują zmiany wartości



Rys. 6. Wykres biegunowej opadania z naniesioną granicą VRS dla przypadku pionowego opadania śmigłowca



Rys. 7. Charakterystyki lotu skośnego: a) wykres prędkości pionowej w funkcji czasu, b) wykres prędkości poziomej w funkcji czasu



Rys. 8. Wykres biegunowej opadania z naniesioną granicą VRS dla przypadku skośnego opadania śmigłowca

obu składowych prędkości, przy czym najbardziej interesująca z punktu widzenia występowania pierścienia wirowego jest dwudziesta ósma sekunda lotu, kiedy prędkość opadania wynosi  $w \approx -12 \text{ m/s}$ , zaś prędkość pozioma  $v \approx 2 \text{ m/s}$ . Przebieg zmian składowych prędkości podczas całego manewru przedstawia rysunek 7. Tak jak w poprzednim przypadku, omawiany lot jest wykonywany częściowo w obszarze VRS, co przedstawiono na rysunku 8.

### 4. Wyniki obliczeń

Rezultaty uzyskane w wyniku przeprowadzonej analizy numerycznej przedstawione zostaną poniżej w postaci wizualizacji pola przepływu dla opisanych stanów lotu. Linie prądu prędkości dostarczą informacji na temat charakteru przepływu wokół śmigłowca. Przeprowadzone obliczenia wykonywane były dwuetapowo, w pierwszej kolejności obliczane były przypadki startowe, a następnie przy wykorzystani opcji User Defined Function zadawany był ruch śmigłowca za pomocą zmian składowych prędkości.



Rys. 9. Wizualizacja przepływu dla przypadku zawisu śmigłowca

Na rysunku 9 przedstawiono obraz przepływu dla zawisu, rozpoczynającego manewr pionowego opadania. Zgodnie z oczekiwaniami, obserwuje się uporządkowany odrzut powietrza w dół. Jak widać, sposób modelowania pra-



Rys. 10. Wizualizacja opływu śmigłowca dla przypadku pionowego opadania

cy wirnika za pomocą funkcji FAN model nie uwzględnia skręcenia strumienia zawirnikowego.

Na rysunku 10 przedstawiono opływ śmigłowca w pionowym opadaniu dla wybranych jego fragmentów. W przypadku tego manewru zauważalne są struktury wirowe, najbardziej intensywne przy największych prędkościach opadania. Podczas wyhamowywania widoczny jest obraz przemieszczania się wirów w dół, zdmuchiwanych przez wirnik nośny. Szybkie tempo zniżania przekłada się na mniejszą intensywność tego zjawiska, pierścieniowe wiry umiejscowione są wyłącznie poniżej tarczy wirnika nośnego.



Rys. 11. Opływ śmigłowca w manewrze opadania z prędkością postępową

Manewr opadania z prędkością postępową ma nieco inny przebieg, charakter opływu śmigłowca w przypadku startowym jest odmienny (rys. 11). Prędkość strumienia napływającego na wirnik nośny od dołu jest na tyle duża, że w istotny sposób zaburza strumień indukowany przez wirnik nośny śmigłowca. Wprowadzane w dalszym etapie obliczeń zmiany wartości prędkości opadania i prędkości postępowej wpływają na intensyfikację zjawiska (rys. 12).

Największy wpływ warunków lotu na opływ śmigłowca ma miejsce, gdy porusza się on ze stosunkowo dużą prędkością opadania (bliską prędkości indukowanej w zawisie) oraz niewielką prędkością postępową. Zwiększenie prędkości poziomej oraz zmniejszenie prędkości pionowej (ma to miejsce w ostatniej fazie lotu) powoduje zdmuchnięcie wirów, które dotychczas skumulowane były głównie w przedniej części wirnika. Takie zasterowanie śmigłowcem (zwiększenie prędkości postępowej) zapewnia skuteczny sposób ucieczki ze strefy pierścienia wirowego.



Rys. 12. Wizualizacja opływu śmigłowcu w manewrze opadania z prędkości<br/>ą $$\operatorname{postępowa}$$ 

## Bibliografia

- 1. CHEN C., PRASAD J.V.R., 2005, *Ring Vortex Model for Descent Flight*, Atlanta, USA
- GRZEGORCZYK K., 2009, Analiza zjawiska pierścienia wirowego na wirniku nośnym śmigłowca, Prace Instytutu Lotnictwa, 201, 6, 52-66
- GRZEGORCZYK K., 2010, Wykorzystanie metod obliczeniowej mechaniki płynów do modelowania szczególnego przypadku zniżania śmigłowca (VRS), [W:] Mechanika w Lotnictwie ML-XIV 2010, J. Maryniak, K. Sibilski (red.), PTMTS Warszawa
- 4. JOHNSON W., 1980, Helicopter Theory, Princeton University Press
- 5. JURIEW B.N., 1956, Aerodynamika śmigieł i śmigłowców, WMON, Moskwa
- SZUMAŃSKI K., 1982, Model symulacyjny dynamiki wirnika śmigłowca w granicach nieustalonych stanów lotu, Prace Instytutu Lotnictwa, 89
- 7. WITKOWSKI R., 1986, Budowa i pilotaż śmigłowców, WKiŁ, Warszawa
- 8. Sprawozdanie z prób lotów śmigłowca SM-1 w stanie pierścienia wirowego, ILOT, Warszawa, 1963
- 9. ANSYS ICEM CFD 11.0 Tutorial Manual, 2007
- 10. FLUENT 6.1 User's Guide, Fluent Inc., 2003
- 11. www.en.wikipedia.org

#### Flight simulation of a helicopter close to the operation limits

#### Abstract

To increase the helicopter flight safety the operation limits are defined in flight manual. The paper presents the results of three-dimensional simulation of a helicopter maneuver close to the operation limits. A phenomenon solved by using the software FLUENT. Numerical calculations performed using the geometry and flight parameters of helicopter W-3 "Sokół".

# MODELOWANIE I SYMULACJA STARTU SAMOLOTU Z WEKTOROWANYM CIĄGIEM

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

W ramach przedstawionej pracy przeprowadziliśmy analizę startu samolotu z wektorowanym ciągiem. Model matematyczny został wyprowadzony w samolotowym układzie współrzędnych. W modelu tym zawarto zmiany charakterystyk aerodynamicznych samolotu wywołane wpływem bliskości Ziemi, wychyleniem klap oraz pozycją podwozia. Wektorowanie ciągu zostało zamodelowane poprzez zmianę kąta odchylenia wektora ciągu co jeden stopień. Ze względu na wykorzystanie różnych układów współrzędnych, transformacji pomiędzy nimi dokonano przy pomocy macierzy obrotów. Wyniki przedstawiono w nieruchomym układzie współrzędnych związanym z Ziemią. Przedstawiony model opracowano dla samolotu F-16 w wersji MATV i zaimplementowano w środowisku Matlab 2009b.

## 1. Wstęp

Współczesny, dynamiczny rozwój technologiczny wymaga ciągłej analizy zagadnień, która może poprawić w określonym stopniu charakterystyki danego obiektu. W przypadku statków powietrznych obszarem poddawanym takiej analizie jest długość startu samolotu.

Jednym z rozwiązań pozwalających na skrócenie drogi startu jest wykorzystanie systemu wektorowania ciągu. System taki umożliwia zmianę kierunku wektora ciągu, najczęściej poprzez zmianę geometrii dyszy wylotowej.

Systemy wektorowania ciągu stosowane są w konstrukcjach lotniczych, m.in. w celu zwiększenia ich manewrowości (F-16 MATV), rezygnacji ze stosowania powierzchni sterowych (Boeing X-36). Systemy te mogą być wykorzystywane także w samolotach pionowego startu i lądowania (YAV-8B Harrier).



Rys. 1. Boeing X-36 wykorzystujący system wektorowania ciągu zamiast powierzchni sterowych [1]

Start samolotu jest manewrem odbywającym się na niewielkiej wysokości. W przypadku startu konieczne jest uwzględnienie dodatkowych efektów spowodowanych obecnością Ziemi – tzw. efektu przypowierzchniowego.

Obecność Ziemi powoduje zmiany w rozkładzie ciśnień na powierzchni profilu, co skutkuje zwiększeniem siły nośnej i jest określane mianem efektu "poduszki powietrznej". Ponadto tworzące się wiry końcowe mają mniej miejsca by się rozwinąć, niż gdy lot odbywa się z dala od Ziemi. W rezultacie maleje opór indukowany, a zatem zmniejsza się opór całkowity. Na skutek bliskości Ziemi następuje także przesunięcie kąta zerowej siły nośnej. Wpływ efektu przypowierzchniowego na charakterystyki samolotu maleje wraz z oddalaniem się od powierzchni Ziemi.

## 2. Opis obiektu modelowania

Jednym z samolotów wyposażonych w system wektorowania ciągu jest F-16 MATV (*Multi Axis Thrust Vectoring*). Jest to wielozadaniowy samolot myśliwski z metalowym skrzydłem pasmowym o skosie 40 deg wyposażony w turbowentylatorowy silnik z dopalaczem.

Zastosowane w nim skrzydło pasmowe stanowi połączenie skrzydła smukłego (pełniącego funkcję generatora wirów) oraz skrzydła skośnego. Podczas lotu na dużych kątach natarcia wiry spływające z krawędzi natarcia skrzydła smukłego zwiększają energię strug powietrza opływających skrzydło skośne, co powoduje powstanie dodatkowej siły nośnej oraz opóźnia oderwanie. Gdy manewr odbywa się na małych kątach natarcia, siła nośna generowana jest za pomocą skrzydła skośnego.

Zaletami skrzydła pasmowego są znaczne zwiększenie wartości współczynników siły nośnej oraz krytycznego kąta natarcia. Skrzydło pasmowe w porównaniu do skrzydła klasycznego charakteryzuje się wzrostem oporu i nieliniową charakterystykę momentu pochylającego.

Wektorowanie ciągiem w wersji MATV osiągnięto poprzez zastosowanie dyszy wylotowej AVEN (*Axisymmetric Vectoring Exhaust Nozzle*), której geometrię zmienia sie za pomocą trzech siłowników hydraulicznych rozłożonych co 120 deg wokół osi podłużnej silnika. Dysza poprzez tę zmianę geometrii pozwala na pochylanie oraz odchylanie kierunku wektora ciągu w zakresie od -17 deg do +17 deg, a także dowolną kombinację tych ruchów.

Zastosowanie systemu wektorowania ciągu w wersji MATV pozwoliło na zwiększenie manewrowości w zakresie niewielkich prędkości oraz na dalsze zwiększenie krytycznego kąta natarcia (aż do 85 deg).

Charakterystyki aerodynamiczne modelowanego obiektu zostały zaczerpnięte z NASA Technical Paper 1538 [4]. Ze względu na charakter przeprowadzonego tam eksperymentu identyfikacyjnego konieczne było uzupełnienie charakterystyk o zmiany wywołane efektem przypowierzchniowym, wychyleniem klap oraz pozycją podwozia. Model matematyczny silnika uzyskany został przy pomocy apletu NASA Gleen Research Centre [10].

## 3. Założenia i układy współrzędnych

Przyjęty model opiera się na następujących założeniach:

- samolot traktowany jest jako nieodkształcalna bryła sztywna o sześciu stopniach swobody z ruchomymi powierzchniami sterownymi oraz elementami mechanizacji płata,
- samolot posiada pionową płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej,
- masa samolotu jest stała, a ruchy powierzchni sterowych nie wpływają na zmiany charakterystyk bezwładnościowych,
- opływ samolotu jest quasi-stacjonarny,
- przyjęto nieodkształcalny model podwozia,
- przyjęto, że w czasie ruchu samolotu po płycie lotniska na podwozie działają reakcje, z których każda ma składową normalną i styczną,

- pominięto wpływ wiatru, boczne znoszenie, przechylanie oraz odchylanie,
- założono płaski model płyty lotniska, bez jej nierówności oraz pochyleń,
- przyjęto, że ciąg jest funkcją wysokości lotu oraz liczby Macha.

Ruch samolotu został opisany przy pomocy następujących, prawoskrętnych, układów współrzędnych:

• Układ współrzędnych Oxyz sztywno związany z poruszającym się samolotem. Początek układu znajduje się w środku ciężkości C. Kierunek osi x pokrywa się z osią podłużną kadłuba samolotu, oś y skierowana jest wzdłuż prawego skrzydła, natomiast oś z stanowi dopełnienie samolotowego układu współrzędnych.



Rys. 2. Samolotowy układ współrzędnych [8]

- Układ prędkościowy (aerodynamiczny)  $Ox_a y_a z_a$  związany z kierunkiem opływu samolotu o początku w środku ciężkości. Oś  $x_a$  ma kierunek prędkości opływu, a zwrot przeciwny.
- Układ prędkościowy laboratoryjny  $O_l x_{al} y_{al} z_{al}$  związany z kierunkiem opływu samolotu o początku w środku aerodynamicznym płata. Oś  $x_{al}$  posiada kierunek i zwrot prędkości opływu.
- Nieruchomy układ współrzędnych nawigacyjnych  $O_2 x_n y_n z_n$  związany z Ziemią. Układ opisuje położenie środka ciężkości samolotu. Początek układu pokrywa się położeniem środka ciężkości w chwili początkowej t = 0.

Ze względu na przyjęte założenia (płaski model ruchu) w celu transformacji między poszczególnymi układami współrzędnych można było wykorzystać metodę opartą o macierze obrotu.

#### 4. Model matematyczny

W celu uzyskania dynamicznych równań ruchu wykorzystano zasady zmienności pędu i krętu dla układu o początku w środku masy

$$\frac{\partial \boldsymbol{\Pi}}{\partial t} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{\Pi} = \boldsymbol{F} \qquad \qquad \frac{\partial \boldsymbol{K}_O}{\partial t} + \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{K}_O = \boldsymbol{M}_O \tag{4.1}$$

gdzie:

$$\begin{split} & \boldsymbol{\Omega} = [P,Q,R] & - & \text{wektor prędkości kątowej w układzie } Oxyz, \\ & \boldsymbol{F} = [X,Y,Z]^{\mathrm{T}} & - & \text{wektor sił}, \\ & \boldsymbol{M}_O = [L,M,N]^{\mathrm{T}} & - & \text{wektor momentów względem punktu } O, \\ & \partial(\cdot)/\partial t & - & \text{pochodna lokalna względem czasu.} \end{split}$$

Siły działające na samolot można podzielić na: siły aerodynamiczne (aero), siłę ciężkości, siłę ciągu (th) oraz siły pochodzące od podwozia (fw, mg). Analogicznie można wyróżnić momenty pochodzące od tych sił.



Rys. 3. Układ sił działających na samolot

Po uwzględnieniu przyjętych założeń otrzymuje się układ równań:

$$\begin{split} m\dot{U} &= -QW + X & m\dot{W} = QU + Z \\ J_y\dot{Q} &= M & \dot{\Theta} = Q \\ \dot{x}_n &= U\cos\Theta + W\sin\Theta & \dot{z}_n = U\sin\Theta - W\cos\Theta \end{split}$$
 (4.2)

Model silnika przedstawiony przez NASA Gleen Research Centre został wykorzystany do określenia wartości siły ciągu [10]. Odchylanie kierunku wektora ciągu zostało zamodelowane poprzez zmianę skokową kierunku wektora ciągu co 1 deg w zakresie  $\langle -17 \text{ deg}; 17 \text{ deg} \rangle$ .

Siły aerodynamiczne oraz momenty pochodzące od sił aerodynamicznych zostały określone na podstawie NASA Technical Paper 1538 [4]. Na rysunkach 4-6 przedstawiono wartości współczynników sił i momentów pochodzących od sił aerodynamicznych w układzie Oxyz dla zerowych wychyleń powierzchni sterowych oraz zerowej wartości prędkości pochylania Q.



Rys. 4. Bezwymiarowy współczynnik  $C_{x \, aero}$ 



Rys. 5. Bezwymiarowy współczynnik  $C_{z \, aero}$ 



Rys. 6. Bezwymiarowy współczynnik  $C_{maero}$ 

Ze względu na postać przeprowadzonego eksperymentu identyfikacyjnego należy uwzględnić wpływ wychylenia klap, pozycji podwozia oraz bliskości Ziemi na charakterystyki aerodynamiczne.

W celu określenia wpływu wychylenia klap tylnych (tef) na zamiany wartości sił i momentów aerodynamicznych można wykorzystać zależności podane w [3], [5], [7]. Uwzględnienie wychylenia klap powoduje zwiększenie wartości współczynnika siły nośnej, przesunięcie charakterystyki siły nośnej w stronę mniejszych kątów natarcia oraz wzrost oporu aerodynamicznego

$$\Delta C_{L tef} = k_1 k_2 \Delta C_{L base}$$

$$\Delta C_{D tef} = 1.7 \frac{C_{tef}^{1.38}}{C} \frac{S_{tef}}{S} \sin^2 \delta_{tef}$$

$$\Delta C_m = \overline{x}_s \Delta C_{L tef} + \overline{z}_s (\Delta C_{D tef} - \Delta C_{L tef} \alpha) + \Delta C_{m0 tef}$$
(4.3)

W podobny sposób można określić wpływ pozycji podwozia (gear) na zamiany wartości sił i momentów aerodynamicznych. Na podstawie "Mechaniki Lotu" W. Fiszdona [3]:

$$\Delta C_{m\,gear} = \overline{z}_s \Delta C_{D\,gear} \tag{4.4}$$

Ze względu na wpływ Ziemi konieczne jest także uwzględnienia zmian w charakterystykach wywołane efektem przypowierzchniowym.

W oparciu o "Modelowanie fizyczne i matematyczne ruchu samolotu po Ziemi w czasie startu i lądowania" J. Maryniaka i in. [2] można określić: przesunięcie kąta zerowej siły nośnej  $\alpha_0$ , maksymalną wartość współczynnika siły nośnej  $C_{L max}$ , nachylenie charakterystyki siły nośnej oraz zmianę oporu indukowanego. Wykorzystuje się w tym celu następujące zależności:

$$\alpha_{0e} = \alpha_0 + b_5 \qquad C_{L \max e} = C_{L \max} + a_{14}$$

$$\frac{dC_{Le}}{d\alpha_e} z = \frac{dC_L}{d\alpha} c_8 \left(\frac{b}{H}\right) \qquad C_{Die} = C_{Di} e_2 \left(\frac{b}{H}\right) \qquad (4.5)$$

Wartości współczynników korekcyjnych mogą być odczytane z wykresów przedstawionych na rys. 7.



# 5. Wyniki końcowe

Analizy dokonano poprzez scałkowanie dynamicznych równań ruchu metodą Rungego-Kutty IV rzędu w środowisku Matlab R2009b. Obliczenia rozbito na 4 etapy: fazę rozbiegu, oderwania, załamania i wznoszenia, przyjmując za wartości początkowe wartości końcowe z poprzednich etapów. W symulacji uwzględniono ograniczenie nie zezwalające na kontakt ogona samolotu z płytą lotniska.



Rys. 8. Położenie środka ciężkości samolotu w nawigacyjnym układzie współrzędnych

F-16 dysponuje dużym współczynnikiem ciągu, wobec czego użycie silnika z systemem wektorowania ciągu pozwala w znaczący sposób skrócić długość startu.

Najkrótszą drogę startu uzyskuje się dla kąta odchylenia wektora ciągu  $\lambda = -17 \text{ deg.}$  W tym wypadku start mógłby nastąpić niemal z miejsca (dla bardzo niewielkiej prędkości), jednak ze względu na to, aby ogon samolotu nie uszkodził się w wyniku uderzenia o Ziemię spowodowanego obrotem, konieczne jest dodatkowe rozpędzenie samolotu do określonej prędkości.

Zdolność do niemal natych<br/>miastowego oderwania od płyty lotniska jest w tym wypadku rezultatem dużego momentu spowodowanego przez siłę ciągu oraz faktu, iż samolot niezwykle szybko wchodzi na bardzo duże kąty natarcia. Zdolność do niemal pionowego startu można za<br/>obserwować dla kątów odchylenia wektora ciągu  $\lambda < -12 \text{ deg.}$ 

Aby zapewnić równowagę, w tym zakresie kątów odchylenia wektora ciągu, podczas rozpędzenia potrzebne jest ponadto zmniejszenie wartości wektora ciągu. Wartość ciągu odpowiada wtedy wartości ciągu bez dopalacza, a więc charakteryzuje się ponadto mniejszym zużyciem paliwa.

W pozostałym zakresie kątów odchylenia wektora ciągu przejście do fazy załamania może nastąpić od razu po oderwaniu od płyty lotniska, a rozbieg może odbywać się dla maksymalnej wartości wektora ciągu. Duża wartość momentu pochylającego na skutek działania wektora ciągu ma również znaczący wpływ na fazę załamania. Obrót następuje najszybciej w zakresie kątów odchylenia wektora ciągu  $\lambda < -12 \text{ deg.}$  Zmniejszenie wysokości na skutek obrotu powoduje wydłużenie etapu wznoszenia na zadaną wysokość 50 m.

Maksymalna długość startu uzyskiwana jest dla kąta odchylenia wektora ciągu  $\lambda = 2 \text{ deg.}$  W zakresie kątów  $\lambda < 2 \text{ deg}$  zwiększanie kąta odchylania wektora ciągu powoduje wydłużenie drogi rozbiegu, drogi przebytej podczas załamania i całego startu. W zakresie kątów  $\lambda > 2 \text{ deg}$  zwiększanie kąta odchylenia wektora ciągu powoduje skrócenie drogi rozbiegu, drogi przebytej podczas załamania i całego startu.

Optymalnym rozwiązaniem pod względem długości startu jest zatem odchylenie wektora ciągu o kąt  $\lambda < -12 \deg$ . W tym wypadku start następuje niemalże z miejsca i może być porównywany do startu rakiety. Ponadto obserwowane jest mniejsze zużycie paliwa – ze względu na wyłączenie dopalacza.

Zastosowanie systemu wektorowania ciągu wymaga modyfikacji konstrukcji oraz zwiększa jej masę. Uwzględniając fakt, iż start samolotu bez systemu wektorowania ciągu można wykonać na typowym pasie startowym oraz brak konieczności krótkiego startu, system ten może być wykorzystywany do skrócenia drogi startu, ale tylko dla samolotów, które zostały w niego wyposażone w celu zwiększenia manewrowości. Za słusznością takiego rozumowania przemawiają dodatkowe koszta wiążące się z samym systemem, ale również z jego eksploatacją.

### Bibliografia

- 1. Dryden Flight Research Center, X-36 Tailless Fighter Agility Research Aircraft, NASA 2002
- FARYŃSKA D., GORAJ Z., MARYNIAK J., MOLICKI W., OTRĘBSKA U., PATURSKI Z., 1988, "Modelowanie fizyczne i matematyczne ruchu samolotu po Ziemi w czasie startu i lądowania, Spółdzielcze Zakłady Badawczo-Wdrożeniowe, Zespół Naukowo-Badawczy Dynamiki Obiektów Ruchomych Politechniki Warszawskiej, Warszawa
- 3. FISZDON W., 1961, Mechanika Lotu, t. 1, PWN, Warszawa
- 4. NGUEN L.T., OGBURN M.E., GILBERT W.P., KIBLER K.S., BROWN P.W., DEAL P.I., 1979, Simulator Study of Stall/Post Stall Characteristic of a Fighter Airplane With Relaxed Longitudinal Static Stability, Nasa Technical Paper 1538

- 5. MCCORMICK B., 1995, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, Wiley
- 6. NG DYI EN BENEDICT, NG GEOK HEAN, QUAH YONG SENG JOHNATHAN, TOH BOON WHYE, LENG S.B. GERARD, 2004/2005, Wing in Ground (WIG) Effect Vehicles, Aeronautical Engineering Group, Department of Mechanical Engineering, National University of Singapore
- 7. ROSKAM J., 1985, Airplane Design. Part VI, Roskam Aviation and Engeineeiring Corporation, Ottawa
- 8. ZŁOCKA M., 2008, *Dynamika Lotu*, Politechnika Warszawska, Warszawa [materiały niepublikowane]
- T.O.GR1F-16CJ-1. Flight Manual F-16C/D Blocks 50 and 52+, Lockheed Martin Corporation, 2003
- 10. Engne Sim v 1.7a beta, NASA Gleen Research Centre, [dostęp: 20.06.2012] <www.grc.nasa.gov>

#### Thrust vectoring aircraft's take-off – modelling and simulation

#### Abstract

We investigated the problem of thrust vectoring aircraft's take-off. Mathematical model was derived in body-fixed reference frame. This model contains methods used for modeling of aircraft aerodynamic characteristics changes due to effect of ground proximity, flaps deflection and landing gear position. Thrust vectoring was modeled by changing the thrust deflection angle with step size of one degree. In order to transform the data between different coordinate systems transformation matrixes were used. The results were presented in stationary reference frame fixed with Earth. Presented model was obtained for F-16 MATV aircraft and implemented in Matlab R2009b environment.

# TESTY OBIEKTYWNE W PROCESIE CERTYFIKACJI CYWILNYCH LOTNICZYCH URZĄDZEŃ TRENINGOWYCH

ZBIGNIEW PATURSKI

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

Lotnicze urządzenia treningowe (nazywane często nieprecyzyjnie symulatorami lotu) są we współczesnym lotnictwie cywilnym i wojskowym nieocenionym narzędziem do szkolenia, treningu i sprawdzania kwalifikacji personelu latającego. Ze względu na rolę, jaką urządzenie te pełnią, przyjęto w lotnictwie cywilnym, że muszą one spełniać – podobnie jak niemal wszystkie statki powietrzne – odpowiednie wymagania zapisane w przepisach budowy urządzeń treningowych. Próby wymagana dla każdego cywilnego lotniczego urządzenia treningowego muszą być szczegółowo opisane w dokumencie o nazwie Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych, który podlega zatwierdzeniu przez nadzór lotniczy. W pracy pokazano trzy próby obiektywne opracowane dla urządzenia treningowego poziomu FNPT II *Mewa 2010*.

## 1. Wstęp

Lotnicze urządzenia treningowe (nazywane często nieprecyzyjnie symulatorami lotu) są we współczesnym lotnictwie cywilnym i wojskowym nieocenionym narzędziem do szkolenia, treningu i sprawdzania kwalifikacji personelu latającego. Ze względu na rolę, jaką urządzenie te pełnią, przyjęto w lotnictwie cywilnym że muszą one spełniać – podobnie jak niemal wszystkie statki powietrzne –odpowiednie wymagania zapisane w przepisach budowy urządzeń treningowych. Każde cywilne urządzenie treningowe, które ma być wykorzystywane w procesie szkolenia lub sprawdzania kwalifikacji załóg lotniczych, musi mieć akceptację odpowiedniego narodowego organu nadzoru lotnictwa cywilnego potwierdzającą spełnienie wymagań przepisów. Aktualnie istnieją dwa główne cywilne systemy przepisów regulujących budowę i użytkowanie urządzeń treningowych – amerykański i europejski. W Europie obowiązują zaś dwa podstawowe dokumenty: JAR-FSTD A dla urządzeń samolotowych i JAR-FSTD H dla śmigłowców oficjalnie wprowadzone w Polsce przez Urząd Lotnictwa Cywilnego w 2010 roku ([1], [2]).

Obok szeregu informacji (nakazów, zaleceń, procedur i porad) dotyczacych budowy i eksploatacji urządzeń treningowych, przepisy te zawierają opisy prób, których zadaniem jest potwierdzenie faktu, iż urządzenie treningowe wprowadzane do użytku lub już wykorzystywane spełnia wymagania przepisów. Próby te podzielone sa na dwie niezależne grupy: próby obiektywne i próby funkcjonalno-subiektywne. Próby drugiej grupy polegaja na "oblocie" urządzenia, czyli na sprawdzeniu przez kwalifikowanego pilota latającego na typach statków powietrznych, dla których urządzenie jest przeznaczone, czy urządzenie treningowe ma poprawne własności pilotażowe i czy zachowuje się w sposób identyczny lub zbliżony do samolotu lub śmigłowca. Sprawdzeniu podlegaja własności pilotażowe w powietrzu i na ziemi oraz działanie wyposażenia pokładowego, a ocena urządzenia sporządzana jest na podstawie odczuć pilota i ma charakter jakościowy. Z inżynierskiego punktu widzenia znacznie ciekawsze sa próby obiektywne. Polegaja one na wykonaniu na urzadzeniu kilkudziesieciu manewrów i procedur z zapisem określonych symulowanych parametrów lotu (predkość i wysokość lotu, predkość pionowa, kat toru lotu, pochylenie, przechylenie i kurs, prędkości kątowe, moc silników i in.), a następnie porównaniu ich z odpowiednimi danymi rzeczywistego wzorcowego statku powietrznego zebranymi np. podczas prób w locie. Próby wymagane dla każdego cywilnego lotniczego urządzenia treningowego muszą być szczegółowo opisane w dokumencie o nazwie Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych (ang. QTG – Qualification Tests Guide), który podlega zatwierdzeniu przez nadzór lotniczy. W pracy pokazano trzy próby obiektywne opracowane dla urządzenia treningowego poziomu FNPT II Mewa 2010.

## 2. Samolotowe urządzenie treningowe poziomu FNPT II

Uregulowania dotyczące lotniczych cywilnych urządzeń treningowych definiują kilka poziomów urządzeń, w zależności od poziomu realizmu i wierności oddania lotu samolotu lub śmigłowca oraz zakresu zastosowań. Dla urządzeń samolotowych (JAR-FSTD A), od najprostszych do najbardziej złożonych, pokazano w tabeli 1.

Dla każdego z tych urządzeń przewidziany jest odpowiedni zestaw prób obiektywnych i funkcjonalno-subiektywnych. Próby obiektywne składają się

Tabela 1.

Oznaczenie	Rodzaj urządzenia	Uwagi		
BITD	Do podstawowego szko- lenia w lotach według	Urządzenia najprostsze, z grubsza tylko reprezentujące jedynie część		
	wskazań przyrządów	wyposażenia kabiny samolotu.		
FNPT I		Urządzenie reprezentuje grupę podobnych typów samolotów (jednosilnikowe tłokowe,		
FNPT II	Do nauki i treningu procedur lotu i nawigacji	wielosilnikowe tłokowe, wielosilnikowe turbinowe). Najbardziej złożonym urządzeniem		
FNPT II MCC		w tej grupie jest FNPT II MCC służące do treningu współpracy załogi wieloosobowej.		
FTD 1	Do szkolenia lotniczego	Do podstawowego lub zaawansowanego szkolenia na		
FTD 2		określony typ samolotu (np. Boeing 737).		
FFS Poziom A		Urządzenia reprezentują określony typ samolotu z bardzo dokładnym		
FFS Poziom B	Pełne symulatory lotu	odwzorowaniem wyposażenia i dynamiki samolotu		
FFS Poziom C		Urządzenia muszą mieć kabinę posadowiona na ruchomej platformie		
FFS Poziom D		oraz układ wizualizacji.		

z pięciu głównych grup (w nawiasie podano największą możliwą liczbę prób w grupie):

- 1) osiągi (28),
- 2) własności pilotażowe (49),
- 3) własności układu ruchu (14),
- 4) własności układu wizualizacji (11),
- 5) własności systemu symulacji dźwięku (20).

## 3. Przykładowe próby obiektywne urządzenia treningowego

Urządzenie treningowe FNPT II *Mewa 2010* zostało zaprojektowane i zbudowane z przeznaczeniem do szkolenia i treningu we wykorzystywaniu wyposażenia pilotażowego i radio-nawigacyjnego lekkiego samolotu dwusilnikowego z napędem tłokowym (rys. 1). Jako wzorzec wybrano samolot PZL M-20 Mewa produkowany w latach 1978-2002 przez PZL Mielec i wiele lat użytkowany w Polsce, m.in. przez Lotnicze Pogotowie Ratunkowe. Dla urządzenia poziomu FNPT II przepisy JAR-FSTD A przewidują trzydzieści jeden testów ([2], strony 2-C-27 do 2-C-74), przy czym w istocie prób jest znacznie więcej, gdyż dla niektórych testów wymaganie jest przykładowo zbadanie oddzielnie reakcji urządzenia na symulowane wypuszczenie i schowanie klap skrzydłowych, zaś dla testów dotyczących manewrów asymetrycznych (bocznych) należy wykonać oddzielnie próby dla ruchu w lewo i w prawo.



Rys. 1.

Większość testów w gruncie rzeczy dotyczy działania oprogramowania symulującego ruch statku powietrznego na ziemi i w powietrzu oraz działania wyposażenia pokładowego i przyrządów samolotu. Testy te można przeprowadzić w sposób automatyczny i sposób ten jest zalecany przez przepisy (przyspiesza on znacznie proces testowania, zapewnia jego powtarzalność). Ogólną zasadę prowadzenia automatycznych testów obiektywnych pokazano na rys. 2: specjalizowane podprogramy systemu obsługi stanowiska instruktora przygotowują dane, inicjują wykonanie testu, sterują oprogramowaniem symulacyjnym oraz zapisują i prezentują w sposób graficzny wyniki próby.



Rys. 2.

Z bogatego zbioru testów opisanych szczegółowo w dokumencie *Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych* [3] wybrano trzy przypadki dotyczące ruchów ustalonych i nieustalonych samolotu oraz działania zespołu napędowego.
#### 3.1. Lot ustalony – wznoszenie zwykłe (test 1.c.1 wg [3])

Próba ta ma pokazać poprawność odwzorowania przez urządzenie treningowe jednego z podstawowych parametrów osiągowych samolotu – prędkości ustalonego wznoszenia po starcie. Dane i sterowanie przekazane do oprogramowania symulującego lot samolotu wymuszają lot ustalony ze wszystkimi silnikami pracującymi na mocy maksymalnej. Zakłada się przy tym (por. [2], str. 2-C-32), że podwozie i klapy skrzydłowe znajdują się w położeniu schowanym (przelotowym), a wznoszenie odbywa się w sposób zalecany dla danej klasy samolotów (prędkość lotu, parametry pracy zespołu napędowego). Dla urządzenia treningowego *Mewa 2010* prędkość lotu na wznoszeniu wynosi 90 węzłów (ok. 170 km/h), oba silniki pracują na mocy maksymalnej startowej, której odpowiada ciśnienie ładowania 40 cali słupa rtęci (ok. 1016 hPa) i obroty 2800 obr/min (rys. 3)<sup>1</sup>. Ustalony lot prostoliniowy utrzymuje się co najmniej

Goldwings Flight Acaden	my Warszawa Mewa 2011 F	Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych					
Tytul	1.c.1. Oslągi: wznoszenie: wznoszenie normalne						
Cel badań	Wykazania zadowalającej zgodności symulowanych osiągów samolotu na wznoszeniu z danymi wzorcow	wymi.					
Procedura wykonania	Pomiar prędkości ustalonego wznoszenia i prędkości lotu dla konfiguracji wznoszenia po starcie.						
Odnośniki	ACJ nr 1 do JAR-FSTD 3A.030, 1.c.1.						
Warunki dla testu	<ol> <li>Lot ustalony na wznoszeniu od wysokości powyżej 150 stóp (50 m) STD.</li> </ol>						
	<ol><li>Konfiguracja dla wznoszenia po starcie:</li></ol>						
	<ul> <li>masa maksymalna do startu 2070 kg,</li> </ul>						
	<ul> <li>podwozie schowane,</li> </ul>						
	<ul> <li>klapy schowane.</li> </ul>						
	<ol><li>Oba silniki pracują na maksymalnej mocy startowej:</li></ol>						
	<ul> <li>ciśnienie ładowania 40 cali (1016 mm) Hg ,</li> </ul>						
	<ul> <li>obroty silników 2800 obr/min</li> </ul>						
	• mieszanka bogata						
	<ol> <li>Prędkość lotu 90 węzłów (170 km/h, prędkość najszybszego wznoszenia).</li> </ol>						
	<ol> <li>Symulator wyrównoważony dla tej konfiguracji i prędkości (siła na sterownicy jest równa zeru).</li> </ol>						
Reczna procedura							
testowa							
Automatyczna	Procedura 1c_1						
procedura testowa	Dla podaných warunków początkowych stabilizowane są parametry lotu i wykonywany jest lot wznosz	acy z podana prędkość lotu,					
	stałym kursem i bez przechylen, do wysokości ok. 3000 stop (1000 m) STD. Wyznaczana jest s	rednia prędkość ustalonego					
77	WZNOSZENIA						
Kryteria oceny	Zgodność wartości prędkości wznoszenia i prędkości lotu dla symulowanego lotu z wartościami wzorców	vymi wynoszącymi:					
	• dla prędkości wznoszenia 1500 stop/min (ok. 7.6 m/s),						
o 11	<ul> <li>dla prędkości lotu TAS ok. 90 węzłów (170 km/h).</li> </ul>						
Oczekiwane wyniki	Zgodność pomierzonych wartości wznoszenie i prędkości lotu z wartościami wzorcowymi z tolerancją	$\pm$ 100 stop/min. ( $\pm$ 0.5 m/s)					
1 tolerancje	lub $\pm$ 5% dla prędkości wznoszenia oraz $\pm$ 3 węzły ( $\pm$ 5.6 km/h) dla prędkości lotu.						

Wydanie A (początkowe)

PPK-I 29

Rys. 3.

przez kilkadziesiąt sekund (w prezentowanej próbie ok. 120 sekund) i z zarejestrowanych wartości prędkości wznoszenia wyznacza się średnią (ok. 1500 stóp na minutę, rys. 4). Warto zwrócić uwagę na zmniejszająca się prędkość

<sup>&</sup>lt;sup>1</sup>Ze względu na tradycję obowiązująca na świecie w lotnictwie cywilnym oraz stosowane powszechnie w tym lotnictwie przyrządy pokładowe, w pracy cytowane są często anglosaskie jednostki miary wielkości fizycznych: prędkości lotu w węzłach, prędkości wznoszenia w stopach (lub tysiącach stóp) na minutę, wysokości lotu w stopach, silnikowego ciśnienia ładowania w calach słupa rtęci.

wznoszenia (z powodu nieznacznego spadku mocy silników z wysokością) oraz malejąca prędkość wskazywaną IAS (spadek gęstości powietrza) przy niemal stałej prędkości rzeczywistej TAS.



#### 3.2. Parametry pracy silników (test 2.a.8 wg [3])

Celem tej próby jest sprawdzenie poprawności modelowania dynamiki zespołu napędowego – silnika tłokowego i śmigła o zmiennym skoku z regulatorem obrotów. Próba obejmuje oddzielnie oba silniki przy jednakowym ich wysterowaniu. Sprawdza się zachowanie wartości ciśnień ładowania, obrotów oraz mocy silników przy zmianach położeń dźwigni sterujących zespołem napędowym: ciśnienia ładowania (dźwignia *gazu*), składu mieszanki (poprawka wysokości) oraz skoku śmigła (obroty silnika i śmigła), rys. 5. Wyniki testu w postaci dynamicznej odpowiedzi oprogramowania symulacyjnego na zmiany położeń dźwigni sterowania zespołem napędowym pokazano na rys. 6). Widać, iż nadmierne zubożenie mieszanki paliwo-powietrze (przestawienie dźwigni poprawki wysokościowej niemal do skrajnego dolnego położenia *mieszanka uboga*) spowodowało zgaśnięcie obu silników (górne wykresy na rys. 6).

# 3.3. Fugoidy (wahania długookresowe samolotu, test 2.c.9 wg [3])

Jednym z charakterystycznych ruchów własnych praktycznie każdego stałopłata (samolotu lub szybowca) są drgania długookresowe – fugoidy. W ruchu

Goldwings Flight Acaden	y Warszawa	Mewa 2011	Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych
<u>Tytuł</u>	2.a.8. Własności pilotażowe próby st. polożenia dźwigni sterowania silnikami	ATYCZNE STEROWANIA ( FUNKCJI WYBRANYCH PARAMETRÓW PRACY SI	LNIKÔW
<u>Cel badań</u>	<ul> <li>Wykazania zadowalającej zgodności ze</li> <li>przepustnicy (sterowanie ciśnier</li> <li>skoku śmigla (obroty silnika),</li> <li>składu mieszanki (poprawka wy</li> <li>z parametrami pracy obu silników:</li> <li>obroty silników,</li> <li>ciśnienia ładowania</li> <li>moce silników</li> <li>wyraczonych przez oprogramowanie</li> </ul>	wzorcowymi wartościami położeń dźwig "em ładowania), sokościowa)	ni sterowania silnikami:
Procedura wykonania	Pomiar wartości obrotów, ciśnienie łado	wania oraz mocy i ciągu obu silników dla	a szeregu położeń dźwigni sterowana silnikami.
Odnośniki	ACJ nr 1 do JAR-FSTD 3A.030, 2.a.(8)		
Warunki dla testu	<ol> <li>Postój samolotu na ziemi.</li> <li>Oba silniki pracują na parametrach v przepustnica - ok 80% maksyma skok śmigla - do przodu (mały s</li> <li>skład mieszanki - do przodu (mi</li> </ol>	wynikających z początkowych położeń w dnego ciśnienia ładowania kok) eszanka bogata).	szystkich dźwigni sterowania:
Reczna procedura testowa			
Automatyczna procedura testowa	<ul> <li>Procedura 2a-8</li> <li>Oprogramowanie testowe symuluje rów</li> <li>dźwigni sterowania ciśnieniem i 5 sekundach z powrotem do poło dźwigni sterowania śmigłem o położenia "duży skok" i po ok. 5</li> <li>dźwigni składu mieszanki (por dolnego położenia "mieszanki u Położenia pozostałych dwóch dźwigni ustawień dźwigni sterowania silnikami</li> </ul>	nocześnie dla obu silników kolejno w ten ladowana od ok. 80% położenia maksymi ożenia początkowego. 1 położenia skrajnego przedniego "mały i sekundach z powrotem do położenia skr rawka wysokościowa) od położenia sk uboga"i po ok. 5 sekundach z powrotem di sterowania każdego silnika zachowują pr oprogranowania wykonuje kolejno zapis	i sam sposób zmianę położeń: alnego przedniego do położenia "mały gaz" i po ok. <sup>7</sup> skok" (maksymalne obroty) do skrajnego tylnego zatkowego. rajnego gómego "mieszanka bogata" do skrajnego o położenia początkowego. 27 tym wartości początkowe. Dla zmieniających się y parametrów pracy do uślników.
Wydanie A (poczatkowe)			PPK-I 61

Wydanie A (początkowe)

Rys. 5.



ACJ No. 1 to JAR FSTD 3A.030 par. 2.3, test 2.a.8 (plik danych: TstObj\_2a\_8.2011-06-21.15-27-19.lot)

stan lotu: na ziemi

tym zmienia się zauważalnie (choć nie gwałtownie) prędkość lotu oraz kat pochylenia samolotu i kąt toru lotu. Okres tego ruchu wynosi od kilkunastu (małe i lekkie statki powietrzne) do kilkuset sekund (statki szybsze i cięższe). Można je zaobserwować po wystąpieniu zakłócenia prostoliniowego lotu ustalonego wywołanego podmuchem powietrza lub mimowolnym ruchem steru wysokości. Choć nie stanowia one nigdy zagrożenia dla bezpieczeństwa lotu, to ze względu na słabe na ogół tłumienie tego ruchu (czas zmniejszenia się amplitudy wahań do połowy wynosi zwykle od kilkudziesieciu do kilkuset sekund) sa pewnym utrudnieniem pilotażowym. Test fugoid jest wykonywany dla konfiguracji przelotowej samolotu (por. rys. 7) i ma dowieść poprawności odpowiedzi modelu dynamiki samolotu na zaburzenie w postaci sinusoidalnego ruchu steru wysokości o niewielkiej amplitudzie. Dla badanego urządzenia FNPT II Mewa 2010 jako warunki początkowe testu przyjęto: lot poziomy ustalony na wysokości barometrycznej STD 3300 stóp (ok. 1100 m), masa maksymalna, konfiguracja przelotowa (podwozie i klapy schowane), prędkość lotu 145 węzłów (ok. 270 km/h), moc obu silników wynosi ok. 75% mocy maksymalnej startowej (tzw. moc druga przelotowa). Jako wielkości opisujące ruchy fugoidalne przyjmuje się tu okres wahań oraz czas stłumienia amplitudy do połowy. Wielkości te wyznacza się na podstawie zarejestrowanej odpowiedzi oprogramowania symulacyjnego na ruch steru wysokości, analizując zmiany kata pochylenia samolotu.

Goldwings Flight Acader	ny Warszawa	Mewa 2011	Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych
Tytuł	2.c.9. Wlasności pilotażowe: st	FEROWANIE PODLUŻNE: RUCHY DŁUGOOKRESOWE (FUGO	DIDALNE)
Cel badań	Wykazania zadowalającej zgodno	ości symulowanych ruchów długookresowych z d	anymi wzorcowymi.
Procedura wykonania	Zarejestrowanie parametrów sym	ulowanego lotu po zakłóceniu równowagi w locie	e poziomym ustalonym.
Odnośniki	ACJ nr 1 do JAR-FSTD 3A.030,	2.c.9.	
Warunki dla testu	Próbę wykonuje się dla konfigur lot ustalony prostoliniow podwozie schowane, klapy schowane, masa m <sub>max</sub> =2070 kg, moc zespolu napędowego symulator dokładnie wyró	acji przełotowej: y na wysokości 3300 stóp (1100) m STD, równa 75% mocy pełnej (prędkość lotu ustalone; wnoważony dla tej konfiguracji i prędkości (siła	go wynosi ok. 145 węzłów, 270 km/h), na sterownicy jest równa zeru).
Reczna procedura testowa			
Automatyczna_ procedura testowa	Po ustaleniu prędkości lotu i wy steru) i z powrotem do neutrum kontynuuje się do wykonania co s	ważeniu samolotu symulowanym ruchem steru v (położenie wynikające z warunków lotu ustalone najmniej trzech (3) pełnych wałnnięć samolotu wo	wysokości "na siebie" (ok. 1/3 pełnego wychylenia ego) wymusza się ruchy podłużne samolotu. Próbę okół położenia równowagi
Kryteria oceny	Zgodność następujących symulow • okres drgań, • czas stłumienia amplitudy	vanych parametrów z danymi wzorcowymi: 7 do połowy lub czas podwojenia amplitudy.	
Oczekiwane wyniki	Wartości okresu drgań oraz czasó	w stłumienia amplitudy do połowy lub podwojen	ia amplitudy z tolerancją:
i tolerancje	± 10% dla okresu drgań,		
	± 10% dla czasu stłumienia ampl	itudy do połowy lub czasu podwojenia amplitudy.	

Wydanie A (początkowe)

PPK-I 135

Rys. 7.

Rysunek 8 pokazuje przebieg w czasie prędkości lotu oraz kata pochylenia  $\Theta$  w funkcji czasu t po wycofaniu położenia steru wysokości do położenia początkowego odpowiadającego stanowi ustalonemu. Okres wahań i czas stłumienia amplitudy oblicza się numerycznie metodą aproksymacji średniokwadratowej dyskretnej zależności  $\Theta(t)$  założoną funkcją

$$\Theta(t) = \Theta_0 + A e^{kt} \sin(\omega t + \varphi_0)$$

Stał<br/>e $\Theta_0,\,A,\,k,\,\omega$ oraz $\varphi_0$ są wynikami aproksymacji. Okres<br/> wahań oraz czas stłumienia amplitudy do połowy wynoszą odpowiednio

$$T = \frac{2\pi}{\omega} \qquad \qquad T_{\frac{1}{2}} = \frac{\ln 2}{|k|}$$



Rys. 8.

W opisywanym przypadku otrzymano (por. rys. 9):

- okres wahań 37,5 sekundy,
- czas stłumienia amplitudy do połowy 31,4 sekundy,
- amplituda (parametr A) 11,6 stopnia,
- wartość średnia kąta pochylania po ustaniu zaburzenia  $\Theta_0$  ok. 1 stopnia.

Uwagę zwraca dobre dopasowanie funkcji aproksymacyjnej do badanego przebiegu kąta pochylenia: współczynnik korelacji jest niemal równy jedności (rys. 9).

ACJ JAR-FSTD A.030, test 2.c.9	(plik danych: TstObj_2c_9.2011-06-21.16-08-10.lot)	stan lotu: przelot
Analiza parametrow ruchow dlugook. (Wersja 1.1 28/08/	resowych (fugoidalnych) 2006)	
Nazwa analizowanego pliku z danymi ze symulacji:	TstObj_2c_9.2011-06-21.16-08-10.lot	
Data i czas wykonania analizy:	08/07/2011 13:25:16	
**************************************	*********	
Wartosc srednia kata pochylania:	0.977098 stopn.	
Amplituda podstawowa:	11.6161 stopn.	
Wspolczynnik tlumienia: Czas stlumienia amplitudy do polo	-0.0220541 1/sek. wy: 31.4294 sek.	
Czestosc kolowa: Okres:	0.167488 1/sek. 37.5142 sek.	
Przesuniecie fazowe:	123.765 stopn.	
Wspolczynnik korelacji:	0.999884 [-]	
Uwaga. *****		
Wspolczynnik korelacji, bedacy mi zarejestrowanego przebiegu kata p	ara dokladnosci aproksymacji ochylenia funkcja okresowa	
teta = teta_0+A*exp(k*T	)*sin(omega*t+fi_0)	
winen byc wiekszy od 0.9. Jesli t iz odpowiedz dynamiki samolotu je i nalezy zwrocic sie do producent oraz rozwiazanie tego problemu.	ak nie jest, to znaczy st daleka od okresowej a symulatora o diagnoze	
******************** Koniec rap	ortu ********************	

Rys. 9.

# 4. Zakończenie

Przeprowadzenie z wynikiem pozytywnym prób obiektywnych jest formalnym wymogiem niezbędnym do uzyskania dopuszczenia przez organ nadzoru lotniczego danego urządzenia do użytkowania (uzyskanie certyfikatu). Co więcej, warunkiem utrzymania takiego dopuszczenia jest systematyczne testowanie urządzenia w czasie eksploatacji, zapisywanie wyników testów oraz przedstawianie ich co rok organowi nadzoru. Z drugiej zaś strony, testy obiektywne są bardzo dobrym, łatwym do używania narzędziem służącym do precyzyjnej kontroli stanu technicznego urządzenia i wykrywaniu wczesnych objawów usterek.

#### Podziękowania

Autor składa serdeczne podziękowania następującym przedsiębiorstwom za udostępnienie materiałów niezbędnych do przygotowania niniejszego opracowania: ETC-PZL Aerospace Industries, Sp. z o.o., Warszawa (producent urządzenia FNPT II *Mewa 2010*), GoldWings Flight Academy Spółka Komandytowa, Warszawa (użytkownik).

# Bibliografia

- Dziennik Urzędowy Nr 11 Urzędu Lotnictwa Cywilnego, Obwieszczenie nr 16 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 14 czerwca 2010 r. w sprawie wprowadzenie do stosowania europejskich wymagań bezpieczeństwa lotniczego JAR-FSTD H, Warszawa 2010
- Dziennik Urzędowy Nr 19 Urzędu Lotnictwa Cywilnego, Obwieszczenie nr 21 Prezesa Urzędu Lotnictwa Cywilnego z dnia 28 października 2010 r. w sprawie wprowadzenie do stosowania europejskich wymagań bezpieczeństwa lotniczego JAR-FSTD A
- Urządzenie treningowe typu JAR FNPT II Mewa 2010 Podręcznik Prób Kwalifikacyjnych, Wydanie A (początkowe), GoldWings Flight Academy Spółka Komandytowa, Warszawa 2011 (nie publikowane)

# Objective tests in the certification process of civil flight simulation training devices

#### Abstract

Flight simulation training devices (called flight simulators often inaccurately) are in the contemporary civil and military aviation an invaluable tool to the training and testing qualifications of the aircraft crew. On account of the role, which these devices performing, it is assumed in the civil aviation that they must fulfilling – similarly as almost all aircrafts - of the requirement written in regulations for flight simulation training devices. Every civilian training device which is supposed to be used in the training process or of checking the qualifications of air crews, must have approval of the appropriate national civil aviation authority confirming fulfilling regulatory requirements. Currently two main civil systems of regulations governing construction and using training devices exist – American and European. Whereas two basic documents are applicable in Europe: JAR-FSTD A for aircraft devices and JAR-FSTD H for helicopters.

By the row of information (of orders, recommendations, procedures and advice) of training devices concerning the structure and the use, these regulations contain descriptions of tests confirm that the training device led into use or already used is meeting regulatory requirements. These tests are divided in two independent groups: objective tests and functional-subjective tests. Tests of the second group are in fact a kind of "flight tests" of the device, performed by the qualified pilot flying on types of aircraft for which the device is intended, confirming that the training device has correct in-flight properties and whether behaves in the way identical or similar to the airplane or the helicopter. Flight properties are subject to an inspection in air and on the ground as well as action of the on-board equipment but the evaluation of

the device are being drafted based on feelings of the pilot and has quality character. From an engineering point of view much objective attempts are more interesting. They consist in executing several dozen manoeuvres and procedures on the device with registration of simulated flight parameters (the flight speed and the altitude, the vertical speed, path, pitch, yaw, roll and heading angles, angular velocities, power of engines), and with comparing them with the respective data of the real, model aircraft collected e. g. during flight-tests.

At the work a structure of objective tests was discussed, way of carrying them out and some results of a few more interesting tests for the FNPT II *Mewa 2010* built by the ETC-PZL *Aerospace Industries* and recently used in *Gold Wings Flight Academy* in Warsaw.

# Rozdział X

# Dynamika środków bojowych

Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej MECHANIKA W LOTNICTWIE ML-XV 2012

# MODEL MODUŁU BALISTYCZNEGO DO 155 MM ZESTAWU ARTYLERYJSKIEGO KRAB

Leszek Baranowski

Wojskowa Akademia Techniczna, Wydział Mechatroniki, Instytut Techniki Uzbrojenia e-mail: leszek.baranowski@wat.edu.pl

### JAN PRZANOWSKI

WB Electronics S.A. e-mail: j.przanowski@wb.com.pl

W artykule przedstawiono algorytmy wykorzystywane do obliczania kąta podniesienia lufy działa QEoraz kąta odchylenia lufy działa od kierunku na cel $\Delta AZ$  na podstawie równań ruchu pocisku jako punktu materialnego lub zmodyfikowanego modelu punktu materialnego. Algorytmy te mogą być stosowane we wszystkich zestawach artyleryjskich i moździerzowych.

# 1. Wstęp

Współczesne warunki pola walki wymagają od artylerii naziemnej otwarcia skutecznego ognia, polegającego na zniszczeniu siły żywej przeciwnika i jego środków ogniowych, w jak najkrótszym czasie. O bezpieczeństwie wojsk własnych decyduje precyzja i pewność określenia nastaw do strzelania oraz czas potrzebny na ich wyznaczenie. Zastosowanie w systemach kierowania ogniem techniki komputerowej radykalnie skraca czas reakcji ogniowej oraz eliminuje ryzyko popełnienia błędu przy obliczaniu nastaw przez żołnierza (eliminacja tzw. "czynnika ludzkiego"). Analizy wykazały, że głównym powodem błędów w wyznaczaniu nastaw do strzelania są warunki atmosferyczne, zarówno ze względu na trudność precyzyjnego określenia podstawowych parametrów atmosfery w funkcji wysokości wzdłuż trajektorii lotu pocisku, ale również ze względu na brak możliwości pełnego wykorzystania tych danych w przypadku wyznaczania nastaw metodą klasyczną opierającą się na tabelach strzelniczych i uśrednionych parametrach atmosfery takich jak wiatr balistyczny oraz balistyczna odchyłka temperatury powietrza. Polska rozpoczęła prace nad automatycznym systemem kierowania ogniem już na początku lat 80. XX wieku. W wyniku tych prac został opracowany i wdrożony w 2001 r. do wojsk system TOPAZ, tj. Zautomatyzowany Zestaw Kierowania Ogniem dla 122 mm haubic samobieżnych 2S1 GOŹDZIK, który następnie zaimplementowano w 152 mm armato-haubicach samobieżnych DA-NA. Kolejnym krokiem jakościowym byłoby rozwinięcie systemu TOPAZ do systemu kierowania ogniem 155 mm zestawu artyleryjskiego KRAB, poprzez wprowadzenie modułu balistycznego przygotowania danych do strzelania metodą wyznaczania trajektorii lotu pocisków.

W związku z powyższym, jednym z kluczowych zadań, przed którym stoi aktualnie krajowy przemysł zbrojeniowy, jest wyposażenie produkowanego uzbrojenia w pełni automatyczne systemy kierowania ogniem, wykorzystujące do obliczenia nastaw różniczkowe równania ruchu pocisku uwzględniające rzeczywiste warunki strzelania, tzn. pełną informację o kierunku i prędkości wiatru, ciśnieniu i temperaturze w funkcji wysokości, szerokości geograficznej stanowiska ogniowego, azymucie strzelania, masie pocisku, temperaturze ładunku prochowego, stopniu zużycia przewodu lufy oraz o wysokości położenia nad poziomem morza stanowiska ogniowego i celu.

# 2. Algorytm pracy Modułu Balistycznego

Współczesne systemy kierowania ogniem artylerii naziemnej wymagają stosowania w algorytmach *Modułów Balistycznych* (przeliczników wyznaczania nastaw) modeli matematycznych ruchu pocisków artyleryjskich, umożliwiających obliczenie przestrzennych trajektorii lotu z uwzględnieniem zakłóceń meteorologicznych, balistycznych i geofizycznych warunków strzelania, w czasie kilkakrotnie krótszym od rzeczywistego czasu lotu pocisku, ze względu na iteracyjny charakter procesu wyznaczania nastaw.

Moduł Balistyczny w systemie kierowania ogniem ma za zadanie obliczenie dwóch kątów:

- kąta podniesienia lufy środka ogniowego QE [mil] (rys. 1),
- kąta odchylenia lufy środka ogniowego od kierunku na cel $\Delta AZ$  [mil] (rys. 2),

zapewniających uderzenie pocisku w rejonie celu, w odległości nie większej niż założona.

Dla zadanej odległości topograficznej do celu  $D_T^C$  i kąta położenia celu p (rys. 1) proces obliczania nastaw odbywa się iteracyjnie. Dla kolejno wyznaczanych (według odpowiedniego algorytmu) kątów QE i  $\Delta AZ$  obliczana jest



Rys. 1. Schemat zadania ogniowego w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez cel



Rys. 2. Schemat zadania ogniowego w płaszczyźnie poziomej przechodzącej przez cel

trajektoria lotu pocisku i sprawdzana jest wartość odchylenia <br/>  $\varDelta r$  (rys. 2), według zależności:

$$\Delta r = \sqrt{(x_k - D_T^C)^2 + y_k^2} < \Delta r_{dop}$$

gdzie:

- $x_k$  współrzędna x punktu K przecięcia trajektorii na części opadającej z płaszczyzną poziomą przechodzącą przez cel (zasięg pocisku) [m],
- $y_k$  współrzędna y punktu K przecięcia trajektorii na części opadającej z płaszczyzną poziomą przechodzącą przez cel (odchylenie boczne) [m],

 $\Delta r_{dop}$  – dopuszczalny błąd odchylenia punktu K (przecięcia trajektorii na części opadającej z płaszczyzną poziomą przechodzącą przez cel) od celu [m].

Zakończenie obliczeń trajektorii lotu następuje na opadającej części toru w chwili gdy pocisk osiągnie określoną wysokość, a kąty podniesienia i odchylenia lufy działa są modyfikowane tak, aby w chwili zakończenia obliczeń pocisk uderzał w okolice celu z założoną dokładnością  $\Delta r_{dop}$ . W świetle dokumentów standaryzacyjnych NATO [7] poprawnie wyznaczone nastawy powinny zapewnić odchylenie  $\Delta r$  (rys. 2) punktu K od celu mniejsze niż 0,05% donośności, jednocześnie nie większe niż 10 m. W przypadku wystąpienia braku zbieżności obliczeń nastaw, proces jest zakańczany po wykonaniu określonej liczby iteracji.

Opracowany algorytm wyznaczania nastaw zależy w głównej mierze od tego, czy decydujemy się strzelać tzw. dolną, czy górną grupą kątów. Chodzi o to, że w przypadku strzelania dolną grupą kątów wraz ze wzrostem kąta podniesienia lufy QE wzrasta zasięg, natomiast podczas strzelania górną grupą kątów wraz ze wzrostem kąta podniesienia lufy QE zasięg maleje. Algorytm pracy Modułu Balistycznego podczas strzelania dolną grupą kątów przedstawiono na rys. 3, natomiast na rys. 4 przedstawiono algorytm obliczania toru lotu pocisku według zmodyfikowanego modelu punktu materialnego (ZMPM). Model matematyczny ZMPM można znaleźć w pracy [1], z kolei analizę do-kładności obliczeń toru w [2].

Przy opracowywaniu ZMPM wykorzystano zasady mechaniki klasycznej, często stosowane przy wyprowadzaniu równań ruchu obiektów latających [3], [5], będące alternatywą dla metod bazujących na zasadach mechaniki analitycznej, wśród których można wyróżnić metody wykorzystujące współrzędne uogólnione inercyjne i odwołujące się wprost do zasady Hamiltona lub równań Lagrange'a [4] oraz metody polegające na zastosowaniu równań mechaniki analitycznej w quasi-współrzędnych (np. równań Boltzmanna-Hamela) [6].

#### 3. Model komputerowy Modułu Balistycznego

Wykorzystując algorytm pracy Modułu Balistycznego (rys. 3) oraz algorytm całkowania równań ruchu pocisku według ZMPM (rys. 4), opracowano model komputerowy Modułu Balistycznego (program "Nastawy"), pozwalający wyznaczyć nastawy do strzelania w rzeczywistych warunkach atmosferycznych, którego efekt działania przedstawiono na rys. 5, natomiast na



Rys. 3. Algorytm pracy Modułu Balistycznego w systemie kierowania ogniem artylerii naziemnej



Rys. 4. Algorytm obliczania toru lotu pocisku artyleryjskiego według modelu ZMPM

cja ruchu 155 mm pacisku artylery zeń Ponowne obliczenia	jskiego L15A1 - ładune Wykresy	k nr 8 ¥0 = 820 m,	/s , X_max = 24634	11				
V	/yniki	oblic	czeń r	nastaw v2.1				
Kąt podniesienia Q	E - 353,4519	[ mils ]		Komunikat o poprawności wyznaczenia na	astaw			
Kạt odchylenia Del_A	Z = -16,5603	[ mils ]		Wynik Pozytywny - liczba iteracji	i - 4			
Prędkość początkowa Vk	0 = 820	[m/s]			_	_		
w umauzie zv	viązanym	ze 50		Dane w	rejsciov	we		
Zasięg Xko	n = 18364,4092	[m]		Odległość topograficzna do celu	Dt =	18362	[m]	
Wysokość Hko	n ~ 298	[m]		Wysokość położenia celu n.p.m.	Hc =	482	[m]	
Odchylenie boczne yko	n = 2,2435	[m]		Strzelanie dol	ną grupą kątó	w		
	1							
Bezwzględny błąd trafier	nia 3,292	[m]		Temperatura ładunku	Tpr –	21,1111	[degC]	
wzgiędny brąd tratienia	0,0179	181		Liczba znaków wagowych (2-stand	lard )	2	[znak]	
				Szerokość geograficzna SO	lat_S0 =	45	[deg]	
				Wysokość położenia działa n.p.m.	Hso =	184	[m]	
Kąt uderzenia gamma_ko	n =602,9843	[mils]		Azymut na cel	AZc =	0	[deg]	
Predkość końcowa Vko	n - 325,9891	[m/s]						
Czas lotu tko	n = 42,262	[5]		Obliczenia dla komunikatu	MetCM.txt alt	_mdp = 130 [m	1	
Wierzcholkowa Hma	x = 2408 7411	Iml						
Wierzchołkowa hima	2408,7411	[ [m]						
wski								

Rys. 5. Wygląd okna z wynikami obliczeń programu "Nastawy"

mulacja ruchu 155 mm.	s pocisku artyleryjskiego LISAI - kadunek nr 8   V0 = 820 m/s , X_max = 24634 m	
Wstecz Dalej		
	Wprowadzanie niezbędnych	
	danvch do liczenia nastaw	
	Odległość topograficzna do celu Dt = 18362 [m]	
	Wyrakaść polożenia celu p.p.m. Ho = 482 [m]	
	Azymut celu AZc = 0 [deg]	
	Szerokość geograficzna stanowiska ogniowego 45 [deg]	
	Wysokość położenia działa n.p.m. Hso = 184 [m]	
	Temperatura ładunku Tstand = 70 degF 21.11111111 [deg C]	
	Liczba znaków wagowych (0-4) 2-standard 2 [znak]	
	Dolna grupa katów - 1. Górna grupa katów - 0	
	Atmosfera standardowa - 1, Komunikat MetCM - 0	
ranowski		

Rys. 6. Wygląd okna do wprowadzania danych do programu "Nastawy"

rys. 6 przedstawiono wygląd okna programu do wprowadzenia niezbędnych danych o:

- odległości topograficznej do celu,
- wysokości położenia celu i stanowiska ogniowego,
- szerokości geograficznej stanowiska ogniowego,
- azymucie na cel,
- temperaturze ładunku,
- liczbie znaków wagowych pocisku,
- strzelaniu dolną czy górną grupą kątów,
- strzelaniu w warunkach standardowych czy z uwzględnieniem komunikatu meteo o rzeczywistych warunkach atmosferycznych.

# 4. Podsumowanie i wnioski końcowe

Doświadczenia zdobyte przy realizacji pracy, spostrzeżenia z przeprowadzonych badań poligonowych oraz analiza wyników otrzymanych z modelu komputerowego Modułu Balistycznego pozwalają sformułować następujące wnioski końcowe:

- z uwagi na uczestnictwo Polski w Pakcie Północnoatlantyckim modele wykorzystywane w przeliczniku wyznaczania nastaw powinny być w miarę możliwości zgodne z dokumentami standaryzacyjnymi NATO i umożliwiać naszym systemom kierowania ogniem współzamienność amunicji oraz wymianę baz danych o pociskach,
- stosowanie ujednoliconych metodyk i procedur modelowania, opracowywania tabel strzelniczych oraz pozyskiwania danych wejściowych dla zautomatyzowanych systemów kierowania ogniem, zdecydowanie ułatwi współpracę dowódcom na polu walki, ale również ułatwi lub wręcz umożliwi krajowym zakładom produkcyjnym oraz ośrodkom naukowobadawczym udział w realizacji projektów międzynarodowych,
- opracowany i przetestowany model Modułu Balistycznego może być skutecznie wykorzystany w zautomatyzowanych systemach kierowania ogniem artylerii naziemnej, zastępując algorytm dotychczas stosowanej klasycznej metody wyznaczania nastaw do strzelania (celownik obliczony, azymut obliczony), wykorzystującej Tabele Strzelnicze i opierającej się na metodzie obliczeniowej kolejnych przybliżeń ze zmiennym progiem wyjścia,

• istnieje duża szansa zastosowania opracowanego Modelu Balistycznego w systemie kierowania ogniem wdrażanej właśnie na uzbrojenie Wojska Polskiego 155 mm Armato-Haubicy Samobieżnej Krab, co niewątpliwie zwiększy jej celność, a tym samym znacznie podniesie efektywność na polu walki.

# Bibliografia

- 1. BARANOWSKI L., DEC R., GACEK J., 2005, Model symulacyjny ruchu pocisku artyleryjskiego zgodny ze Stanagiem 4355, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, **29**, Gliwice
- BARANOWSKI L., 2006, Modelowanie numeryczne dynamiki lotu pocisków stabilizowanych obrotowo w oparciu o modele matematyczne o różnym stopniu uproszczenia, [W:] *Mechanika w Lotnictwie ML-XII*, J. Maryniak (red.), PTMTS, Warszawa
- 3. GACEK J., 1997, Balistyka zewnętrzna. Cz. I. Modelowanie zjawisk balistyki zewnętrznej i dynamiki lotu, Wydawnictwo WAT, Warszawa
- KORUBA Z., DZIOPA Z., KRZYSZTOFIK I., 2010, Dynamics of a controlled antiaircraft missile launcher mounted on a moveable base, *Journal of Theoretical* and Applied Mechanics, 48, 2, 279-295
- 5. KOWALECZKO G., ŻYLUK A., 2009, Influence of atmospheric turbulence on bomb release, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, **47**, 1, 69-90
- ŁADYŻYŃSKA-KOZDRAŚ E., KORUBA Z., 2012, Model of the final section of navigation of a self-guided missile steered by a gyroscope, *Journal of Theoretical* and Applied Mechanics, 50, 2, 473-485
- 7. NATO Armaments Ballistic Kernel (NABK), STANAG 4537 (Edition 1), 1998

# The model of ballistic module to 155 mm self-prppelled howitzer Krab

### Abstract

This paper describes the algorithms used for computation of quadrant elevation and deflection using the point mass or modified point mass equations of motion. These algorithms may be applicable to all artillery and mortar projectiles and weapons.

Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010-2013 jako projekt 423/B0/A

# LOT IDEALNIE STEROWANEJ RAKIETY STARTUJĄCEJ Z WYRZUTNI OKRĘTOWEJ

ZBIGNIEW DZIOPA ZBIGNIEW KORUBA Politechnika Świętokrzyska, Kielce e-mail: zdziopa@tu.kielce.pl; ksmzko@tu.kielce.pl

> W pracy przedstawiony jest model przeciwlotniczej wyrzutni rakietowej posadowionej na pokładzie okrętu. Z okrętu startuje rakieta bliskiego zasięgu samonaprowadzająca się na cel. Przyczyną zaburzeń generowanych w układzie wyrzutni mogą być warunki panujące na morzu, proces sterowania wyrzutnią zmierzający do przechwycenia celu oraz start pocisku z wyrzutni. Przeciwlotnicza rakieta bliskiego zasięgu w krótkim okresie czasu musi wypracować odpowiednią trajektorię lotu. W związku z tym początkowe parametry lotu mogą odgrywać istotną rolę w trafieniu w cel. Niekorzystna charakterystyka tych parametrów może powodować nieskuteczność rakiety. Dynamika wyrzutni może decydować o kształtowaniu obszaru parametrów końca startu rakiety. Celem niniejszej pracy jest określenie wpływu warunków startu rakiety z wyrzutni umieszczonej na pokładzie okrętu na jej zachowanie się w trakcie idealnie sterowanego lotu.

> $Slowa\ kluczowe:$ wyrzutnia okrętowa, przeciwlotniczy pocisk rakietowy, sterowanie

# 1. Wprowadzenie

Rozpatrywany jest lot idealnie starowanej rakiety bliskiego zasięgu startującej z wyrzutni posadowionej na pokładzie niewielkiego okrętu, jak na rysunku 1. Pocisk samonaprowadza się na cel metodą pasywną [1], [3]. W układzie sterowania zaimplementowany jest algorytm metody proporcjonalnego zbliżania. Założono, że jego realizacja odbywa się w sposób idealny, a nałożone na ruch rakiety więzy kinematyczne są holonomiczne.

Wyrzutnia, z której startuje rakieta składa się z platformy oraz prowadnicy rurowej. W trakcie procesu przechwytywania celu platforma obraca się względem pokładu okrętu, a prowadnica obraca się względem platformy. Ruchy



Rys. 1. Przeciwlotniczy zestaw rakietowy posadowiony na pokładzie okrętu

rotacyjne platformą i prowadnicą realizowane są przez operatora obsługującego wyrzutnię do chwili przechwycenia celu. Następnie koordynator rakiety rozpoczyna śledzenie celu, a operator podejmuje decyzję o wystrzeleniu pocisku. Wewnątrz prowadnicy rurowej przemieszcza się translacyjnie rakieta, obracając się jednocześnie wokół osi podłużnej. Po nadaniu pociskowi odpowiedniej predkości liniowej i katowej silnik startowy jest wysprzeglany i pozostaje w prowadnicy. Rakieta opuszcza wyrzutnie i w tej chwili determinowane są początkowe kinematyczne parametry lotu. Charakterystyka tych parametrów kształtowana jest przez wzajemne oddziaływanie na siebie poszczególnych obiektów układu okręt-wyrzutnia-rakieta. Warunki panujące w trakcie startu rakiety z wyrzutni wpływają na realizowaną przez nią trajektorię lotu [8]. Nie każda trajektoria prowadzi do trafienia w cel [6]. Ograniczenia techniczne, warunki bezpieczeństwa oraz możliwości fizycznej realizowalności toru określonego przez algorytm sterowania nakładają ograniczenia na ruch rakiety. Pociski bliskiego zasięgu niekiedy w bardzo krótkim okresie czasu muszą wypracować trajektorię gwarantującą trafienie w cel [5]. W związku z tym istotna jest ocena poziomu zaburzeń przenoszonych na rakietę w momencie startu.

Przyczyną zaburzeń generowanych w układzie jest wymuszenie wynikające z warunków panujących na morzu, proces sterowania wyrzutnią zmierzający do przechwycenia celu i jego śledzenia oraz start pocisku z wyrzutni. Przeprowadzenie niezbędnej analizy wymaga sformułowania modelu opisującego dynamikę okrętowego przeciwlotniczego zestawu rakietowego [9], [10]. Celem niniejszej pracy jest określenie wpływu wybranego parametru startu rakiety z wyrzutni okrętowej na jej zachowanie się w trakcie idealnie sterowanego lotu [4]. Warunki startu decydują o charakterystyce początkowych parametrów lotu, a sterowanie idealne pozwoli na weryfikację otrzymanych trajektorii bez wprowadzania dodatkowych zakłóceń.

# 2. Sformułowany model wyrzutni okrętowej

Model fizyczny okrętowego przeciwlotniczego zestawu rakietowego przedstawiony jest na rysunku 2. Podstawowymi obiektami składowymi wyrzutni są:

- platforma wraz z prowadnicą rurową,
- rakieta wraz z giroskopowym układem śledzenia celu.



Rys. 2. Model fizyczny okrętowego przeciwlotniczego zestawu rakietowego

Generalnie zbudowany model składa się z trzech brył sztywnych, jednego obiektu zmiennego w czasie, jednego punktu matematycznego, dwunastu elementów nieinercyjnych oraz dwóch układów sterowania [9]. Uwzględniając ruch wynikający z działania okrętowego zestawu przeciwlotniczego, liczba stopni swobody opracowanego modelu układu w ogólnym przypadku wynosi trzynaście [2], [13]:

- wyrzutnia
  - dwie bryły sztywne osiem stopni swobody,
- pocisk rakietowy
  - jeden obiekt zmienny w czasie dwa stopnie swobody,
  - jedna bryła sztywna trzy stopnie swobody.

Na podstawie przyjętego modelu fizycznego opracowany został model matematyczny okrętowego przeciwlotniczego zestawu rakietowego [14], [15]. W niniejszej pracy zaprezentowane są tylko niektóre z otrzymanych zależności analitycznych. Reprezentują one przypadek charakteryzujący się tym, że wyrzutnia realizuje sterowany ruch podstawowy, mający na celu przechwycenie obiektu przeznaczonego do zestrzelenia rakietą i w chwili odebrania sygnału o przechwyceniu celu wystrzeliwana jest rakieta. Oznacza to, że w trakcie startu rakiety z okrętu w dalszym ciągu realizowany jest przez zestaw sterowany ruch podstawowy wyrzutni. Proces sterowania wyrzutnią zastąpiony jest procesem śledzenia celu przez zestaw okrętowy. Przedstawione poniżej zależności kinematyczne stanowią podstawę do opracowania charakterystyki początkowych kinematycznych parametrów lotu [7].

Do określenia ruchu modelu pocisku rakietowego względem prowadnicy przyjęto dwie niezależne współrzędne uogólnione:  $\xi_p$ ,  $\varphi_p$ .

Położenie środka masy  $S_p$  rakiety w układzie współrzędnych 0xyz:

$$\vec{r_p}[r_{px}, r_{py}, r_{pz}] \tag{2.1}$$

w przypadku dużych zaburzeń:

$$\begin{aligned} r_{px} &= r_{p\xi}a_{11} + r_{p\eta}a_{21} + r_{p\zeta}a_{31} + x & r_{py} &= r_{p\xi}a_{12} + r_{p\eta}a_{22} + r_{p\zeta}a_{32} + y \\ r_{pz} &= r_{p\xi}a_{13} + r_{p\eta}a_{23} + r_{p\zeta}a_{33} + z \end{aligned}$$

gdzie:

$$r_{p\xi} = \xi_p \cos \vartheta_v \cos \psi_v \qquad r_{p\eta} = \xi_p \sin \vartheta_v \qquad r_{p\zeta} = -\xi_p \cos \vartheta_v \sin \psi_v$$

oraz:

$$a_{11} = \cos \psi \cos \vartheta \qquad a_{12} = \sin \vartheta$$
$$a_{13} = -\sin \psi \cos \vartheta \qquad a_{21} = \sin \psi \sin \varphi - \cos \psi \sin \vartheta \cos \varphi$$
$$a_{22} = \cos \vartheta \cos \varphi \qquad a_{23} = \cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \vartheta \cos \varphi$$
$$a_{31} = \sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \vartheta \sin \varphi \qquad a_{32} = -\cos \vartheta \sin \varphi$$
$$a_{33} = \cos \psi \cos \varphi - \sin \psi \sin \vartheta \sin \varphi$$

Współrzędne wektora prędkości liniowej środka masy  $S_p$ rakiety w układzie współrzędnych  $0xyz\colon$ 

$$\vec{V}_p[V_{px}, V_{py}, V_{pz}] \tag{2.2}$$

w przypadku dużych zaburzeń:

$$\begin{aligned} V_{px} &= \dot{r}_{p\xi}a_{11} + r_{p\xi}\dot{a}_{11} + \dot{r}_{p\eta}a_{21} + r_{p\eta}\dot{a}_{21} + \dot{r}_{p\zeta}a_{31} + r_{p\zeta}\dot{a}_{31} + \dot{x} \\ V_{py} &= \dot{r}_{p\xi}a_{12} + r_{p\xi}\dot{a}_{12} + \dot{r}_{p\eta}a_{22} + r_{p\eta}\dot{a}_{22} + \dot{r}_{p\zeta}a_{32} + r_{p\zeta}\dot{a}_{32} + \dot{y} \\ V_{pz} &= \dot{r}_{p\xi}a_{13} + r_{p\xi}\dot{a}_{13} + \dot{r}_{p\eta}a_{23} + r_{p\eta}\dot{a}_{23} + \dot{r}_{p\zeta}a_{33} + r_{p\zeta}\dot{a}_{33} + \dot{z} \end{aligned}$$

gdzie:

$$\begin{split} \dot{r}_{p\xi} &= \dot{\xi}_p \cos \vartheta_v \cos \psi_v - \xi_p \dot{\vartheta}_v \sin \vartheta_v \cos \psi_v - \xi_p \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \sin \psi_v \\ \dot{r}_{p\eta} &= \dot{\xi}_p \sin \vartheta_v + \xi_p \dot{\vartheta}_v \cos \vartheta_v \\ \dot{r}_{p\zeta} &= \xi_p \dot{\vartheta}_v \sin \vartheta_v \sin \psi_v - \dot{\xi}_p \cos \vartheta_v \sin \psi_v - \xi_p \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \cos \psi_v \end{split}$$

oraz:

$$\begin{aligned} \dot{a}_{11} &= \dot{\psi}a_{13} - \dot{\vartheta}\cos\psi\sin\vartheta & \dot{a}_{12} &= \dot{\vartheta}\cos\vartheta \\ \dot{a}_{13} &= \dot{\vartheta}\sin\psi\sin\vartheta - \dot{\psi}a_{11} & \dot{a}_{21} &= \dot{\psi}a_{23} - \dot{\vartheta}\cos\psi\cos\vartheta\cos\varphi + \dot{\varphi}a_{31} \\ \dot{a}_{22} &= \dot{\varphi}a_{32} - \dot{\vartheta}\sin\vartheta\cos\varphi & \dot{a}_{23} &= \dot{\varphi}a_{33} + \dot{\vartheta}\sin\psi\cos\vartheta\cos\varphi - \dot{\psi}a_{21} \\ \dot{a}_{32} &= \dot{\vartheta}\sin\vartheta\sin\varphi - \dot{\varphi}a_{22} & \dot{a}_{31} &= \dot{\psi}a_{33} + \dot{\vartheta}\cos\psi\cos\vartheta\sin\varphi - \dot{\varphi}a_{21} \\ \dot{a}_{33} &= -\dot{\psi}a_{31} - \dot{\vartheta}\sin\psi\cos\vartheta\sin\varphi - \dot{\varphi}a_{23} \end{aligned}$$

Moduł i kąty kierunkowe wektora prędkości środka masy $\,S_p$ rakiety:

$$V_p = \sqrt{V_{px}^2 + V_{py}^2 + V_{pz}^2}$$
  

$$\sin \gamma_p = \frac{V_{py}}{V_p} \qquad \sin \chi_p = -\frac{V_{pz}}{V_p \cos \gamma_p}$$
(2.3)

Współrzędne wektora przyspieszenia liniowego środka masy $\,S_p$ rakiety w układzie współrzędnych  $\,0xyz$ 

$$\vec{a}_p[a_{px}, a_{py}, a_{pz}] \tag{2.4}$$

w przypadku dużych zaburzeń:

$$\begin{split} a_{px} &= \ddot{r}_{p\xi}a_{11} + 2\dot{r}_{px}\dot{a}_{11} + r_{p\xi}\ddot{a}_{11} + \ddot{r}_{p\eta}a_{21} + 2\dot{r}_{p\eta}\dot{a}_{21} + r_{p\eta}\ddot{a}_{21} + \\ &+ \ddot{r}_{p\zeta}a_{31} + 2\dot{r}_{p\zeta}\dot{a}_{31} + r_{p\zeta}\ddot{a}_{31} + \ddot{x} \\ a_{py} &= \ddot{r}_{p\xi}a_{12} + 2\dot{r}_{px}\dot{a}_{12} + r_{p\xi}\ddot{a}_{12} + \ddot{r}_{p\eta}a_{22} + 2\dot{r}_{p\eta}\dot{a}_{22} + r_{p\eta}\ddot{a}_{22} + \\ &+ \ddot{r}_{p\zeta}a_{32} + 2\dot{r}_{p\zeta}\dot{a}_{32} + r_{p\zeta}\ddot{a}_{32} + \ddot{y} \\ a_{pz} &= \ddot{r}_{p\xi}a_{13} + 2\dot{r}_{px}\dot{a}_{13} + r_{p\xi}\ddot{a}_{13} + \ddot{r}_{p\eta}a_{23} + 2\dot{r}_{p\eta}\dot{a}_{23} + r_{p\eta}\ddot{a}_{23} + \\ &+ \ddot{r}_{p\zeta}a_{33} + 2\dot{r}_{p\zeta}\dot{a}_{33} + r_{p\zeta}\ddot{a}_{33} + \ddot{z} \end{split}$$

gdzie:

$$\begin{split} \ddot{r}_{p\xi} &= \ddot{\xi}_p \cos \vartheta_v \cos \psi_v - \xi_p \dot{\vartheta}_v \sin \vartheta_v \cos \psi_v - \xi_p \ddot{\psi}_v \cos \vartheta_v \sin \psi_v - \\ &- 2\dot{\xi}_p \dot{\vartheta}_v \sin \vartheta_v \cos \psi_v - 2\dot{\xi}_p \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \sin \psi_v + 2\xi_p \dot{\vartheta}_v \dot{\psi}_v \sin \vartheta_v \sin \psi_v + \\ &+ \xi_p (\dot{\psi}_v^2 - \dot{\vartheta}_v^2) \cos \vartheta_v \cos \psi_v \\ \ddot{r}_{p\eta} &= \ddot{\xi}_p \sin \vartheta_v + \xi_p \ddot{\vartheta}_v \cos \vartheta_v + \dot{\xi}_p (1 + \dot{\vartheta}_v) \cos \vartheta_v - \xi_p \dot{\vartheta}_v^2 \sin \vartheta_v \end{split}$$

$$\ddot{r}_{p\zeta} = -\ddot{\xi}_p \cos\vartheta_v \sin\psi_v + \xi_p \dot{\vartheta}_v \sin\vartheta_v \sin\psi_v - \xi_p \ddot{\psi}_v \cos\vartheta_v \cos\psi_v + \\ + 2\dot{\xi}_p \dot{\vartheta}_v \sin\vartheta_v \sin\psi_v - 2\dot{\xi}_p \dot{\psi}_v \cos\vartheta_v \cos\psi_v + 2\xi_p \dot{\vartheta}_v \dot{\psi}_v \sin\vartheta_v \cos\psi_v + \\ + \xi_p (\dot{\vartheta}_v^2 + \dot{\psi}_v^2) \cos\vartheta_v \sin\psi_v$$

oraz:

Moduł i kąty kierunkowe wektora przyspieszenia środka masy $\,S_p$ rakiety:

Współrzędne wektora prędkości kątowej rakiety w układzie współrzędnych  $S_p x_p y_p z_p {:}$ 

$$\vec{\omega}_p[\omega_{px_p}, \omega_{py_p}, \omega_{pz_p}] \tag{2.6}$$

w przypadku dużych zaburzeń:

$$\vec{\omega}_p = \vec{\dot{\psi}} + \vec{\dot{\vartheta}} + \vec{\dot{\varphi}} + \vec{\dot{\psi}}_v + \vec{\dot{\vartheta}}_v + \vec{\dot{\varphi}}_p$$

$$\vec{\psi}[\vec{\psi}_{x_p}, \vec{\psi}_{y_p}, \vec{\psi}_{z_p}]$$
$$\vec{\psi}_{x_p} = \vec{\psi}(a_{12}\cos\vartheta_v\cos\psi_v - a_{32}\cos\vartheta_v\sin\psi_v + a_{22}\sin\vartheta_v)$$

$$\dot{\psi}_{y_p} = \dot{\psi}[(a_{32}\sin\vartheta_v\sin\psi_v - a_{12}\sin\vartheta_v\cos\psi_v + a_{22}\cos\vartheta_v)\cos\varphi_p + (a_{12}\sin\psi_v + a_{32}\cos\psi_v)\sin\varphi_p]$$
$$\dot{\psi}_{z_p} = \dot{\psi}[(a_{12}\sin\vartheta_v\cos\psi_v - a_{32}\sin\vartheta_v\sin\psi_v - a_{22}\cos\vartheta_v)\sin\varphi_p + (a_{12}\sin\psi_v + a_{32}\cos\psi_v)\cos\varphi_p]$$

$$\begin{split} &\vec{\vartheta}[\dot{\vartheta}_{x_p}, \dot{\vartheta}_{y_p}, \dot{\vartheta}_{z_p}] \\ &\dot{\vartheta}_{x_p} = \dot{\vartheta}[(a_1 \cos \psi_v - a_3 \sin \psi_v) \cos \vartheta_v + a_2 \sin \vartheta_v] \\ &\dot{\vartheta}_{y_p} = \dot{\vartheta}\{[(a_3 \sin \psi_v - a_1 \cos \psi_v) \sin \vartheta_v + a_2 \cos \vartheta_v] \cos \varphi_p + \\ &+ (a_1 \sin \psi_v + a_3 \cos \psi_v) \sin \varphi_p]\} \\ &\dot{\vartheta}_{z_p} = \dot{\vartheta}\{[(a_1 \cos \psi_v - a_3 \sin \psi_v) \sin \vartheta_v - a_2 \cos \vartheta_v] \sin \varphi_p + \\ &+ (a_1 \sin \psi_v + a_3 \cos \psi_v) \cos \varphi_p\} \end{split}$$

gdzie:

$$a_{1} = a_{11} \sin \psi + a_{13} \cos \psi \qquad a_{2} = a_{21} \sin \psi + a_{23} \cos \psi$$
$$a_{3} = a_{31} \sin \psi + a_{33} \cos \psi$$

$$\vec{\varphi} [\dot{\varphi}_{x_p}, \dot{\varphi}_{y_p}, \dot{\varphi}_{z_p}]$$

$$\dot{\varphi}_{x_p} = \dot{\varphi} \cos \vartheta_v \cos \psi_v$$

$$\dot{\varphi}_{y_p} = \dot{\varphi} (\sin \psi_v \sin \varphi_p - \sin \vartheta_v \cos \psi_v \cos \varphi_p)$$

$$\dot{\varphi}_{z_p} = \dot{\varphi} (\sin \psi_v \cos \varphi_p + \sin \vartheta_v \cos \psi_v \sin \varphi_p)$$

$$\vec{\psi}_{v}[\dot{\psi}_{vx_{p}}, \dot{\psi}_{vy_{p}}, \dot{\psi}_{vz_{p}}]$$

$$\dot{\psi}_{vx_{p}} = \dot{\psi}_{v} \sin \vartheta_{v} \qquad \dot{\psi}_{vy_{p}} = \dot{\psi}_{v} \cos \vartheta_{v} \cos \varphi_{p}$$

$$\dot{\psi}_{vz_{p}} = -\dot{\psi}_{v} \cos \vartheta_{v} \sin \varphi_{p}$$

$$\vec{\vartheta}_{v}[\dot{\vartheta}_{vx_{p}}, \dot{\vartheta}_{vy_{p}}, \dot{\vartheta}_{vz_{p}}]$$
$$\dot{\vartheta}_{vx_{p}} = 0 \qquad \dot{\vartheta}_{vy_{p}} = \dot{\vartheta}_{v}\sin\varphi_{p} \qquad \dot{\vartheta}_{vz_{p}} = \dot{\vartheta}_{v}\cos\varphi_{p}$$

$$\begin{aligned} \vec{\dot{\varphi}_p}[\dot{\varphi}_{px_p}, \dot{\varphi}_{py_p}, \dot{\varphi}_{pz_p}] \\ \dot{\varphi}_{px_p} &= \dot{\varphi}_p \qquad \dot{\varphi}_{py_p} = 0 \qquad \dot{\varphi}_{pz_p} = 0 \end{aligned}$$

Współrzędne wektora przyspieszenia kątowego rakiety w układzie współrzędnych  $S_p x_p y_p z_p {:}$ 

$$\vec{\varepsilon_p}[\varepsilon_{px_p}, \varepsilon_{py_p}, \varepsilon_{pz_p}] \tag{2.7}$$

w przypadku dużych zaburzeń:

$$\begin{split} \vec{\varepsilon}_{p} &= \vec{\psi} + \vec{\vartheta} + \vec{\varphi} + \vec{\psi}_{v} + \vec{\vartheta}_{v} + \vec{\vartheta}_{v} + \vec{\varphi}_{p} \\ \vec{\psi}_{x_{p}} &= \vec{\psi}[(a_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\cos\vartheta_{v} + a_{22}\sin\vartheta_{v}] + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\vartheta}_{v}[(a_{32}\sin\psi_{v} - a_{12}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}] - \\ &- \dot{\psi}\dot{\psi}_{v}(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\cos\vartheta_{v} + \\ &+ \dot{\psi}[(\dot{a}_{12}\cos\psi_{v} - \dot{a}_{32}\sin\psi_{v})\cos\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ (a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ (a_{12}\sin\psi_{v} - a_{12}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{p} \} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\vartheta}_{v}[(a_{32}\sin\psi_{v} - a_{12}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\vartheta}_{v}[(a_{32}\sin\psi_{v} - a_{12}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} - a_{22}\sin\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\vartheta}_{v}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}_{v}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + \dot{a}_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ (a_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\sin\varphi_{p} \} \\ \vec{\psi}_{z_{p}} &= \vec{\psi}\{(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\varphi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} + \\ &+ (\dot{a}_{12}\sin\psi_{v} - a_{12}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{p} \} - \\ &- \dot{\psi}\dot{\psi}_{p}\{(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\psi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} \} + \\ &+ (a_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\cos\varphi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} \} + \\ &+ (\dot{a}_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\cos\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} \} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}_{v}[(a_{12}\sin\psi_{v} - a_{32}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\cos\varphi_{p} \} + \\ &+ (a_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\cos\varphi_{v} + a_{22}\sin\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} + \\ &+ (a_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\cos\varphi_{v} + a_{22}\sin\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} + \\ &+ (a_{12}\cos\psi_{v} - a_{32}\sin\psi_{v})\cos\varphi_{v} ] + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}_{v}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}_{v}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\vartheta_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}_{v}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\psi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} ] \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\psi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} + \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\psi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\varphi_{v} ] \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\psi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\psi_{v} \\ \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}[(a_{12}\sin\psi_{v} + a_{32}\cos\psi_{v})\sin\psi_{v} + a_{22}\cos\vartheta_{v}]\sin\psi_{v} \\ \\ &+ \dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}[(a_{12}\sin$$

$$\vec{\vartheta} [\vec{\vartheta}_{x_p}, \vec{\vartheta}_{y_p}, \vec{\vartheta}_{z_p}] \vec{\vartheta}_{x_p} = \vec{\vartheta} [(a_1 \cos \psi_v - a_3 \sin \psi_v) \cos \vartheta_v + a_2 \sin \vartheta_v] + + \dot{\vartheta} \dot{\psi} [(a_4 \cos \psi_v + a_6 \sin \psi_v) \cos \vartheta_v + a_5 \sin \vartheta_v] +$$

$$\begin{split} &+\dot{\vartheta}\dot{\vartheta}_v[(a_1\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_2\cos\vartheta_v]-\\ &-\dot{\vartheta}\dot{\psi}_v(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\cos\vartheta_v+\\ &+\dot{\vartheta}[(a_7\cos\psi_v-a_9\sin\psi_v)\cos\vartheta_v+a_8\sin\vartheta_v]\\ \\ &\ddot{\vartheta}_{yp}=\ddot{\vartheta}\{[(a_3\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\varphi_v+a_2\cos\vartheta_v]\cos\varphi_p+\\ &+(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\varphi_p\}+\dot{\vartheta}\dot{\varphi}_p\{(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\cos\varphi_p-\\ &-[(a_3\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_2\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p\}+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}\{[(a_6\sin\psi_v-a_4\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\cos\varphi_p+\\ &+(a_4\sin\psi_v+a_6\cos\psi_v)\sin\varphi_p\}+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}_v[(a_1\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\cos\vartheta_v-a_2\sin\vartheta_v]\cos\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}_v[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\varphi_p]+\\ &+\dot{\vartheta}\{[(a_9\sin\psi_v-a_7\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\cos\varphi_p+\\ &+(a_7\sin\psi_v+a_9\cos\psi_v)\sin\varphi_v+a_8\cos\vartheta_v]\cos\varphi_p+\\ &+(a_7\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_2\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p\}-\\ &-\dot{\vartheta}\dot{\varphi}_p\{(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_2\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p\}-\\ &-[(a_3\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_2\cos\vartheta_v]\cos\varphi_p\}+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}\{(a_4\sin\psi_v+a_6\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}\{(a_4\sin\psi_v+a_6\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p\}+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_3\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p\}+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_3\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_5\sin\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_5i\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_5i\psi_v-a_1\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_5\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\sin\vartheta_v+a_8\cos\vartheta_v]\sin\varphi_p+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\cos\varphi_p]+\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\cos\varphi_p]\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_3\cos\psi_v)\cos\varphi_p]\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1\sin\psi_v+a_1\otimes\psi_v)\cos\varphi_p]\\ &+\dot{\vartheta}\dot{\psi}[(a_1)\psi_u+a_1&\dot{\psi}\dot{\psi}]\dot{\psi}[\dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}\dot{\psi}]\dot{\psi}] \\ &+\dot{\psi}\dot{\psi}[\dot{\psi}\dot{\psi$$

gdzie:

$$a_{4} = a_{11} \cos \psi - a_{13} \sin \psi \qquad a_{5} = a_{21} \cos \psi - a_{23} \sin \psi a_{6} = a_{31} \cos \psi - a_{33} \sin \psi \qquad a_{7} = \dot{a}_{11} \sin \psi + \dot{a}_{13} \cos \psi a_{8} = \dot{a}_{21} \sin \psi + \dot{a}_{23} \cos \psi \qquad a_{9} = \dot{a}_{31} \sin \psi + \dot{a}_{33} \cos \psi$$

$$\begin{split} \vec{\varphi} [\vec{\varphi}_{x_p}, \vec{\varphi}_{y_p}, \vec{\varphi}_{z_p}] \\ \vec{\varphi}_{x_p} &= \vec{\varphi} \cos \vartheta_v \cos \psi_v - \dot{\varphi} \dot{\vartheta}_v \sin \vartheta_v \cos \psi_v - \dot{\varphi} \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \sin \psi_v \end{split}$$

$$\begin{split} \ddot{\varphi}_{y_p} &= \ddot{\varphi}(\sin\psi_v\sin\varphi_p - \sin\vartheta_v\cos\psi_v\cos\varphi_p) + \\ &+ \dot{\varphi}\dot{\varphi}_p(\sin\psi_v\cos\varphi_p + \sin\vartheta_v\cos\psi_v\sin\varphi_p) - \\ &- \dot{\varphi}\dot{\vartheta}_v\cos\vartheta_v\cos\psi_v\cos\varphi_p + \\ &+ \dot{\varphi}\dot{\psi}_v(\cos\psi_v\sin\varphi_p + \sin\vartheta_v\sin\psi_v\cos\varphi_p) \\ \ddot{\varphi}_{z_p} &= \ddot{\varphi}(\sin\psi_v\cos\varphi_p + \sin\vartheta_v\cos\psi_v\sin\varphi_p) - \\ &- \dot{\varphi}\dot{\varphi}_p(\sin\psi_v\sin\varphi_p - \sin\vartheta_v\cos\psi_v\cos\varphi_p) + \\ &+ \dot{\varphi}\dot{\vartheta}_v\cos\vartheta_v\cos\psi_v\sin\varphi_p + \\ &+ \dot{\varphi}\dot{\psi}_v(\cos\psi_v\cos\varphi_p - \sin\vartheta_v\sin\psi_v\sin\varphi_p) \end{split}$$

$$\begin{aligned} \vec{\psi}_v [\vec{\psi}_{vx_p}, \vec{\psi}_{vy_p}, \vec{\psi}_{vz_p}] \\ \vec{\psi}_{vx_p} &= \vec{\psi}_v \sin \vartheta_v + \dot{\vartheta}_v \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \\ \vec{\psi}_{vy_p} &= \vec{\psi}_v \cos \vartheta_v \cos \varphi_p - \dot{\varphi}_p \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \sin \varphi_p - \dot{\vartheta}_v \dot{\psi}_v \sin \vartheta_v \cos \varphi_p \\ \vec{\psi}_{vz_p} &= \dot{\vartheta}_v \dot{\psi}_v \sin \vartheta_v \sin \varphi_p - \dot{\varphi}_p \dot{\psi}_v \cos \vartheta_v \cos \varphi_p - \ddot{\psi}_v \cos \vartheta_v \sin \varphi_p \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \ddot{\vartheta}_{v} [\ddot{\vartheta}_{vx_{p}}, \ddot{\vartheta}_{vy_{p}}, \ddot{\vartheta}_{vz_{p}}] \\ \ddot{\vartheta}_{vx_{p}} &= 0 \qquad \ddot{\vartheta}_{vy_{p}} = \ddot{\vartheta}_{v} \sin \varphi_{p} + \dot{\vartheta}_{v} \dot{\varphi}_{p} \cos \varphi_{p} \\ \ddot{\vartheta}_{vz_{p}} &= \ddot{\vartheta}_{v} \cos \varphi_{p} - \dot{\vartheta}_{v} \dot{\varphi}_{p} \sin \varphi_{p} \end{aligned}$$

# 3. Symulacja numeryczna

Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu idealnie sterowanej rakiety startującej z wyrzutni znajdującej się na pokładzie okrętu. Na startującą rakietę ma wpływ wymuszenie wynikające z ruchu wyrzutni. Przemieszczenie pionowe wyrzutni powoduje ruch rakiety z prędkością liniową o współrzędnej  $V_{py}$  w chwili opuszczania przez nią prowadnicy t = 0 s. Wyniki obejmują pięć wartości początkowej prędkości liniowej  $V_{py}$  [m/s]:

opcja	1 –	$V_{py}(t)$	= 0)	$= 0 \mathrm{n}$	n/s
opcja	2 -	$V_{py}(t)$	= 0)	= 10	m/s
opcja	3 –	$V_{py}(t)$	= 0)	= 20	m/s
opcja	4 -	$V_{py}(t)$	= 0)	= -1	$0\mathrm{m/s}$
opcja	5 -	$V_{py}(t)$	= 0)	= -2	$20\mathrm{m/s}$

Na rys. 3 przedstawione są trajektorie lotu rakiety do celu realizującego manewr obronny. Strzelanie odbywa się z PPS. W każdym przypadku rakieta osiąga cel. Tory lotu nie pokrywają się ze sobą. Początkowe parametry lotu dla opcji 1, 2, 3, 4 i 5 powodują, że rakieta realizuje w każdym przypadku inną trajektorię. Ruch rakiety, po zejściu z wyrzutni, w kierunku ziemi jest mniej korzystny od jej ruchu w górę. Trajektorie dla opcji 1, 4 i 5 wykazują dużo większą różnicę niż w przypadku porównania torów dla opcji 1, 2 i 3.



Rys. 3. Trajektorie lotu rakiety i celu przy strzelaniu z PPS



Rys. 4. Trajektorie lotu rakiety i celu przy strzelaniu z TPS

Na rys. 4 przedstawione są trajektorie lotu rakiety i celu przy strzelaniu z TPS. W tym przypadku cel również realizuje manewr obronny. W każdym przypadku rakieta osiąga cel. Tory lotu z tego samego powodu co przy strzelaniu z PPS nie pokrywają się ze sobą. Ruch rakiety, po zejściu z wyrzutni, w kierunku ziemi jest i w tym przypadku mniej korzystny od jej ruchu w górę. Trajektorie dla opcji 1, 4 i 5 wykazują dużo większą różnicę niż w przypadku porównania torów dla opcji 1, 2 i 3.

#### 4. Wnioski

Dynamika wyrzutni determinuje obszar początkowych parametrów lotu rakiety [12]. Charakterystyka tych parametrów warunkuje trajektorię, jaką realizuje pocisk. Poziom zaburzeń generowanych w układzie zależy od wielkości wymuszenia wynikającego z warunków panujących na morzu, jakości procesu sterowania wyrzutnią zmierzającą do przechwycenia celu i jego śledzenia oraz od intensywności zjawisk występujących podczas startu pocisku z wyrzutni. W przypadku pionowego ruchu wyrzutni umieszczonej na okręcie wymuszenie przekazywane jest na rakietę niezależnie od zastosowanego układu stabilizacji. Związane z tym ruchem wymuszenie ma znaczący wpływ na kształtowanie trajektorii lotu rakiety. Niekorzystnym wymuszeniem pionowym działającym na rakietę jest ruch w kierunku przyspieszenia ziemskiego. Przy tych samych wartościach prędkości liniowej o współrzędnej  $V_{py}$  jej zwrot odgrywa ważną rolę. Tendencja wynikająca z powyższego wniosku przedstawiona jest na rysunkach 3 i 4 przy strzelaniu zarówno z PPS, jak i z TPS. Trajektoria ruchu rakiety dla opcji 3 różni się od toru realizowanego przez rakietę dla opcji 1 zdecydowanie mniej niż trajektoria wyznaczona dla opcji 5. W obu przypadkach zwroty prędkości liniowej o współrzędnej  $V_{py}$  są przeciwne, natomiast wartości takie same.

Opracowany model pozwala na wszechstronną analizę dynamiki przeciwlotniczego zestawu rakietowego umieszczonego na pokładzie okrętu i jej wpływ na zachowanie się pocisku w trakcie lotu [11].

#### Podziękowania

Praca naukowa finansowana przez Ministerstwo Nauki i Szkolnictwa Wyższego ze środków na naukę w latach 2011-2013 jako projekt badawczy ON501312638.

#### Bibliografia

1. BARANOWSKI L., 2000, Symulacja komputerowa lotu rakiet przeciwlotniczych sterowanych jednokanałowo, [W:] Mechanika w Lotnictwie ML-IX, J. Maryniak

(Red.), Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa, 17-27

- DE SILVA C.W., 2007, Vibration Fundamentals and Practice, Taylor & Francis Group, Boca Raton, London, New York
- DZIOPA Z., 2010, Sterowanie aerodynamiczne rakietą o układzie "kaczka", 4th International Conference on Scientific Aspects of Unmanned Aerial Vehicle, Suchedniów, 161-172
- DZIOPA Z., 2010, Wpływ pionowego ruchu wyrzutni na lot rakiety, Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, LI, 180A, Gdynia, ISSN 0860-889X, 47-55
- DZIOPA Z., 2010, Sterowanie hybrydowe rakietą wystrzeloną do nieruchomego celu, [W:] Mechanika w Lotnictwie ML-XIV, Tom II, J. Maryniak, K. Sibilski (Red.), PTMTS, Warszawa, ISBN 978-83-902194-9-2, 471-485
- DZIOPA Z., 2010, Controlling a missile equipped with a pair of bipositional aerodynamic rudders, [W:] Scientific Aspects of Unmanned Mobile Vehicle, Polish Society of Theoretical and Applied Mechanics Section of Kielce, Kielce, ISBN 978-83-932107-0-1, 349-367
- DZIOPA Z., 2011, Kinematyczny model startu rakiety z wyrzutni umieszczonej na pokładzie okrętu, Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, LII, 185A, Gdynia, ISSN 0860-889X, 101-108
- DZIOPA Z., KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2011, Lot rakiety zdeterminowany przez początkowe parametry startu, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej nr.279, Mechanika, Sterowanie obiektami latającymi, 83, 3, Rzeszów, ISSN 0209-2689, 27-35
- DZIOPA Z., KORUBA Z., 2012, Modelling and the elements of controlled dynamics of 9the anti-aircraft missile launcher based onboard the warship, *Solid State Phenomena*, 180, 269-280, Trans. Tech. Publications, Switzerland
- DZIOPA Z. KORUBA Z., KRZYSZTOFIK I., 2010, Elementy metody formułowania modelu wyrzutni rakietowej umieszczonej na pokładzie okrętu, [W:] Kierowanie ogniem systemów obrony powietrznej (przeciwlotniczej), Akademia Marynarki Wojennej, Gdynia, ISBN 978-83-60278-50-5, 85-94
- 11. KORUBA Z., 2011, Uproszczona analiza dynamiki startu pocisku rakietowego z wyrzutni posadowionej na pokładzie okrętu, Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej, **185A**, ISSN 0860-889X, 249-256
- 12. OSIECKI J., 1994, Dynamika maszyn, WAT, Warszawa
- 13. BABICKIJ W.I., 1985, Kolebanja w silno nelinejnych sistemach nelinejnosti porogowogo tipa, Nauka, Moskwa
- 14. SUSŁOW G.K., 1946, Teoreticzeskaja mechanika, Gostechizdat, Moskwa-Leningrad

#### Flight of an ideally controlled missile launched from a warship launcher

#### Abstract

The paper presents a model of an anti-aircraft launcher mounted onboard warship. A short-range self-targeting missile is being launched from the warship. The disturbances generated in the system may be caused by the conditions on the sea, the launcher control process aiming at the target interception, and the missile launch. The anti-aircraft short-range missile has to work out the appropriate flight trajectory. Therefore the initial flight parameters may play an important role in reaching the target. Adverse characteristics of these parameters may lead to the missile being ineffective. The launcher dynamics may be decisive in shaping the area of the missile parameters from the final phase of launching. The aim of the paper is to determine the influence of the conditions of the missile launch from the launcher positioned onboard ship on its action during the ideally controlled flight.

# CZASOOPTYMALNA TRAJEKTORIA SPOTKANIOWA SATELITY OKOŁOZIEMSKIEGO

PIOTR FELISIAK

Politechnika Wrocławska, Zakład Inżynierii Lotniczej e-mail: piotr.felisiak@pwr.wroc.pl

> W pracy przedstawiono algorytm znajdujący trajektorię dla satelity okołoziemskiego, którego celem jest osiągnięcie nieruchomego punktu w przestrzeni za pośrednictwem manewru impulsowego. Program dąży do znalezienia trajektorii, dla której czas przejścia (czas, jaki upływa od rozpoczęcia manewru zmiany orbity aż do osiągnięcia celu) będzie możliwie najkrótszy, jednocześnie uwzględniając ograniczenie w postaci ilości dysponowanego paliwa chemicznego. Algorytm wykorzystuje iteracyjne rozwiązywanie zagadnienia Lamberta, przy czym wynikiem działania algorytmu jest orbita keplerowska (krzywa stożkowa). Praca zawiera przykładowy wynik działania algorytmu.

# 1. Wprowadzenie

Rozwój narzędzi teoretycznych (teoria sterowania, teoria regulacji optymalnej) oraz gwałtowny wzrost mocy obliczeniowej komputerów umożliwił projektowanie skomplikowanych misji kosmicznych. Szczególnego znaczenia nabrały projektowanie i optymalizacja trajektorii satelitów cywilnych. Dziedziny te umożliwiają realizację misji i zmniejszenie kosztów związanych z wyniesieniem i utrzymaniem na orbicie tych pożytecznych urządzeń.

Poza zastosowaniami cywilnymi projektowanie trajektorii jest nie mniej istotną dziedziną w przypadku broni antysatelitarnej. Przykładem wykorzystania tej wiedzy są np. próby Związku Radzieckiego (satelita Poliot, stacja Poljus), udane zestrzelenia satelitów dokonane przez Stany Zjednoczone w 1985 oraz 2008 roku czy też podobna próba zakończona sukcesem w 2007 roku przeprowadzona przez Chińską Republikę Ludową.

Opisywany algorytm jest częścią projektu dążącego do opracowania metod poszukujących czasooptymalnych trajektorii przechwytujących dla okołoziemskiego satelity pełniącego funkcję antysatelitarnego środka bojowego. W projekcie zakłada się misję polegającą na wykonaniu przez rozpatrywanego satelitę manewru przechwytującego. Celem manewru jest wrogi obiekt w przestrzeni kosmicznej (np. inny satelita). W chwili spotkania satelity i wrogiego obiektu satelita detonuje rażąc odłamkami wrogi obiekt.

Algorytm opisany w niniejszej pracy znajduje rozwiązanie dla szczególnego przypadku zadania, mianowicie zakłada się, że cel jest nieruchomy w przestrzeni (względem przyjętego układu odniesienia). Można mówić więc o manewrze spotkaniowym zamiast przechwyceniowym. Algorytm wykorzystuje iteracyjne rozwiązywanie zagadnienia Lamberta. Metoda rozwiązania tego zagadnienia jest zaczerpnięta z literatury [1], [3]. Pozostałe składniki algorytmu, podobnie jak projekt jego struktury oraz wynik obliczeń pochodzą od autora.

Autor pragnąłby zaznaczyć, że istnieje sporo trudności w dotarciu do publikacji na podobny temat, ze względu na fakt, iż w zastosowaniach cywilnych optymalizacja trajektorii podlega najczęściej innym kryterim optymalizacyjnym (np. kryterium minimalizującym ilość paliwa wyrzuconego podczas manewru na orbicie).

# 2. Założenia

Rozważany problem dotyczy satelity okołoziemskiego orbitującego po dowolnej krzywej stożkowej. Sytuację przedstawia rzut orbity przedstawiony na rys. 1.



Rys. 1. Zadanie satelity
W chwili początkowej  $t_1$  satelita orbitujący po orbicie eliptycznej rozpoczyna manewr spotkaniowy w celu spotkania z wrogim obiektem w chwili  $t_2$ . Położenie satelity w chwili  $t_1$  (początek manewru, punkt  $P_1$ ) jest wskazywane przez wektor  $r_1$ , którego punkt zaczepienia pokrywa się ze środkiem ciężkości Ziemi (rys. 2). Wektor  $r_2$  wskazuje miejsce spotkania rozpatrywanego satelity i celu w chwili  $t_2$  (punkt  $P_2$ ).



Rys. 2. Definicja wielkości [3]

Na rysunku 2 pojawiają się ponadto wielkości takie jak:

Rozpatrywany satelita wykonuje manewr impulsowy po trajektorii między punktami  $P_1$  oraz  $P_2$  w możliwie najkrótszym czasie  $\Delta t = t_2 - t_1$ .

Zakłada się, że algorytm ma uwzględniać możliwość wykonania manewru (możliwość osiągnięcia prędkości  $v_1$  w chwili rozpoczęcia manewru), w związku z czym uwzględnia się wektor prędkości przed rozpoczęciem manewru  $v_0$  oraz masę paliwa  $m_p$  w celu znalezienia ograniczeń w poszukiwaniu trajektorii.

Danymi wejściowymi dla zagadnienia są wektory położenia  $r_1$  i  $r_2$ , wektor prędkości  $v_0$  oraz masa paliwa  $m_p$ . Wynikiem działania zaproponowanego algorytmu jest wektor  $v_1$ , czyli wektor prędkości, jaki powinien posiadać obiekt w chwili rozpoczęcia manewru impulsowego.

#### 3. Algorytm

#### 3.1. Struktura algorytmu

Schemat blokowy algorytmu przedstawia rys. 3.



Rys. 3. Proponowany algorytm

Algorytm rozpoczyna się od rozwiązania zagadnienia Lamberta dla podanych wektorów  $\mathbf{r}_1$  i  $\mathbf{r}_2$  oraz dla założonego *a priori* czasu przejścia  $\Delta t$ (startowa wartość czasu przejścia wynosi 0; o ile wartość ta nie jest większa od rzeczywistej, algorytm nie jest na nią wrażliwy). Po otrzymaniu rozwiązania w postaci wektora  $\mathbf{v}_1$  poddaje się je ocenie w postaci określenia możliwości wykonania przejścia wynikającego z obrania wetora prędkości  $\mathbf{v}_1$ . W tym celu obliczany jest moduł różnicy wektorów  $\mathbf{v}_1$  i  $\mathbf{v}_0$ , będący podstawą do następującego później oszacowania rezerwy paliwa  $m_{rez}$  pozostałej z początkowej jego ilości  $m_p$ . Kolejnym zadaniem jest podjęcie decyzji o przerwaniu obliczeń i przyjęciu aktualnego przybliżenia impulsu  $\mathbf{v}_1$  lub ponowieniu obliczeń ze zmodyfikowaną wartością  $\Delta t$ .

#### 3.2. Rozwiązanie problemu Lamberta

Problem Lamberta polega na znalezieniu trajektorii w przestrzeni z centralnym polem grawitacyjnym pomiędzy podanymi punktami  $P_1$  i  $P_2$  dla znanego czasu przejścia  $\Delta t$ . Formalnie rzecz biorąc, zagadnienie Lamberta jest zagadnieniem brzegowym dla równania różniczkowego będącego równaniem ruchu keplerowskiego:

$$\ddot{\boldsymbol{r}} + \frac{\mu}{r^3} \boldsymbol{r} = \boldsymbol{0} \tag{3.1}$$

gdzie r to wektor położenia, r to moduł tego wektora, natomiast współczynnik  $\mu = GM$  (G – stała grawitacji, M – masa Ziemi).

W zagadnieniu Lamberta **podany** jest czas przejścia  $\Delta t = t_2 - t_1$  oraz wektory położenia  $\mathbf{r}_1$  i  $\mathbf{r}_2$ . Zagadnienie Lamberta polega na znalezieniu takiej funkcji wektorowej  $\mathbf{r}(t)$ , która spełniałaby równanie (3.1) i dla której:

$$\boldsymbol{r}(t_1) = \boldsymbol{r}_1 \qquad \quad \boldsymbol{r}(t_2) = \boldsymbol{r}_2 \tag{3.2}$$

Teoria Lamberta głosi, że czas przejścia zależy od półosi wielkiej orbity transferowej *a*, sumy modułów wektorów położenia  $(r_1+r_2)$ , oraz cięciwy pomiędzy dwoma punktami *c*, natomiast nie zależy od mimośrodu orbity  $e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}}$ , gdzie *b* to półoś mała orbity.

Przedstawiona poniżej metoda rozwiązania zagadnienia Lamberta została zaproponowana przez Bate'a, Muellera oraz White'a w 1971 roku oraz Bonda i Allmana w 1996 roku. Wyprowadzenie równań dostępne jest w literaturze [1], [3].

Istotą rozwiązania problemu jest znalezienie tzw. współczynników Lagrange'a f i g (funkcji zalenych od czasu) [3] oraz pochodnej po czasie  $\dot{g}$ , które są zdefiniowane przez zależności:

$$\boldsymbol{r} = f\boldsymbol{r}_0 + g\boldsymbol{v}_0 \qquad \boldsymbol{v} = \dot{f}\boldsymbol{r}_0 + \dot{g}\boldsymbol{v}_0 \qquad (3.3)$$

W przypadku zagadnienia Lamberta można przyjąć:

$$\boldsymbol{r}_2 = f\boldsymbol{r}_1 + g\boldsymbol{v}_1 \qquad \boldsymbol{v}_2 = f\boldsymbol{r}_1 + \dot{g}\boldsymbol{v}_1 \qquad (3.4)$$

Danymi wejściowymi algorytmu rozwiązującego zagadnienie Lamberta są wektory położenia  $r_1$  i  $r_2$  oraz czas przejścia  $\Delta t$ .

Algorytm rozpoczyna się od obliczenia modułów wektorów  $r_1$  i  $r_2$ :

$$r_1 = \sqrt{\boldsymbol{r}_1 \cdot \boldsymbol{r}_1} \qquad r_2 = \sqrt{\boldsymbol{r}_2 \cdot \boldsymbol{r}_2} \qquad (3.5)$$

Kolejnym krokiem jest ustalenie, czy obiekt porusza się ruchem prostym (zgodnym z ruchem obrotowym Ziemi), czy też ruchem wstecznym (przeciwnym do ruchu Ziemi) oraz obliczenie kąta  $\Delta \Theta$ . Dla trajektorii prostych:

$$\Delta \Theta = \begin{cases} \arccos\left(\frac{\boldsymbol{r}_1 \cdot \boldsymbol{r}_2}{r_1 r_2}\right) & \text{jeżeli} \quad (\boldsymbol{r}_1 \times \boldsymbol{r}_2)_z \ge 0\\ 360^\circ - \arccos\left(\frac{\boldsymbol{r}_1 \cdot \boldsymbol{r}_2}{r_1 r_2}\right) & \text{jeżeli} \quad (\boldsymbol{r}_1 \times \boldsymbol{r}_2)_z < 0 \end{cases}$$
(3.6)

Dla trajektorii wstecznych:

$$\Delta \Theta = \begin{cases} \arccos\left(\frac{\boldsymbol{r}_1 \cdot \boldsymbol{r}_2}{r_1 r_2}\right) & \text{jeżeli} & (\boldsymbol{r}_1 \times \boldsymbol{r}_2)_z < 0\\ 360^\circ - \arccos\left(\frac{\boldsymbol{r}_1 \cdot \boldsymbol{r}_2}{r_1 r_2}\right) & \text{jeżeli} & (\boldsymbol{r}_1 \times \boldsymbol{r}_2)_z \ge 0 \end{cases}$$
(3.7)

Następnie obliczany jest współczynnik A:

$$A = \sin \Delta \Theta \sqrt{\frac{r_1 r_2}{1 - \cos \Delta \Theta}} \tag{3.8}$$

oraz iteracyjnie jest rozwiązywane poniższe równanie względem zmiennej $z{:}$ 

$$\sqrt{\mu}\Delta t = \sqrt{\left(\frac{y(z)}{C(z)}\right)^3} S(z) + A\sqrt{y(z)}$$
(3.9)

gdzie  $z=\chi^3/a,\,\chi$ – anomalia uniwersalna [3], S(z) orazC(z) to funkcje Stumpff'a:

$$S(z) = \sum_{k=0}^{\infty} (-1)^k \frac{z^k}{(2k+3)!}$$
  

$$C(z) = \sum_{k=0}^{\infty} (-1)^k \frac{z^k}{(2k+2)!}$$
(3.10)

Znak liczby z mówi, czy trajektoria jest hiperbolą (z<0), parabolą (z = 0), czy też elipsą (z > 0).

Funkcja y ma postać:

$$y(z) = r_1 + r_2 + A \frac{zS(z) - 1}{\sqrt{C(z)}}$$
(3.11)

Możliwe jest już obliczenie współczynników Lagrange'<br/>afigoraz pochodnej po czasi<br/>e $\dot{g}$ :

$$f = 1 - \frac{y(z)}{r_1}$$
  $g = A\sqrt{\frac{y(z)}{\mu}}$   $\dot{g} = 1 - \frac{y(z)}{r_2}$  (3.12)

Korzystając ze współczynników Lagrange'a można obliczy poszukiwane wektory:

$$v_1 = \frac{1}{g}(v_2 - fv_1)$$
  $v_2 = \frac{1}{g}(\dot{g}v_2 - v_1)$  (3.13)

Znajomość wektorów  $\mathbf{r}_1$  i  $\mathbf{v}_1$  (ewentualnie  $\mathbf{r}_2$  i  $\mathbf{v}_2$ ) pozwala na ustalenie elementów orbity. Należy zauważyć, że dla zagadnienia globalnego istotne jest wyłącznie obliczenie wektora  $\mathbf{v}_1$ . Rozwiązaniem zagadnienia Lamberta jest przejście dwuimpulsowe określony wektorami  $\mathbf{v}_1$  oraz  $\mathbf{v}_2$ , jednak z punktu widzenia rozwiązania algorytmu globalnego wektor  $\mathbf{v}_2$  (wektor prędkości, jaki należy obrać w celu pozostania na orbicie, po jakiej prusza się wrogi obiekt) jest zbędny, ponieważ w chwili spotkania satelity oraz wrogiego obiektu (w punkcie, w którym z punktu widzenia zagadnienia Lamberta należałoby obrać wektor prędkości  $\mathbf{v}_2$ ) satelita detonuje. Oznacza to, że nie ma konieczności obliczania pochodnej  $\dot{g}$ , jak również, że cała ilość dysponowanego paliwa może być przeznaczona wyłącznie na obranie wektora prędkości  $\mathbf{v}_1$ .

#### 3.3. Ocena i modyfikacja rozwiązania

Miarą oceny danej trajektorii jest m.in. określenie, w jakim stopniu wektor prędkości  $v_1$ , jaki trzeba nadać obiektowi w celu wykonania manewru, różni się od wektora prędkości przed manewrem  $v_0$ . Im mniejsza jest wartość modułu różnicy wektorów, tym mniejsza ilość paliwa jest zużyta w celu nadania obiektowi wektora prędkości  $v_1$ 

$$\Delta v_1 = \|\boldsymbol{v}_1 - \boldsymbol{v}_0\| \tag{3.14}$$

Wartość  $\Delta v_1$  jest podstawą do zbadania, czy proponowana trajektoria jest możliwa do osiągnięcia, tzn. czy obiekt dysponuje wystarczającą ilością paliwa w celu obrania wektora prędkości  $v_1$ . W celu oszacowania tej ilości można posłużyć się równaniem (3.15) pozwalającym obliczyć ilość paliwa wyrzuconego podczas zmiany prędkości o wartość  $\Delta v_1$  [5]:

$$m_{spalin} = m_0 - m_k = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta v_1}{gI_{sp}}}\right)$$
 (3.15)

gdzie:

 $m_0$  – masa satelity przed odpaleniem silnika,  $m_k$  – masa satelity po manewrze, g – przyspieszenie ziemskie,  $I_{sp}$  – impuls właściwy silnika. Kolejnym zadaniem jest podjęcie decyzji o przyjęciu aktualnego przybliżenia impulsu  $v_1$  lub ponowieniu obliczeń ze zmodyfikowaną wartością  $\Delta t$ . Przy podejmowaniu decyzji pod uwagę brane są: ilość pozostałego paliwa  $m_{rez}$ (ujemna wartość oznacza niemożliwość wykonania przejścia, zbyt duża wartość sugeruje, że rozwiązanie nie wykorzystuje w pełni rezerw paliwa), czas przejścia  $\Delta t$  (nagradzane są rozwiązania o jak najniższej wartości  $\Delta t$ ), moduł  $||v_1 - v_0||$  (premiowane są rozwiązania, dla których wartość tego modułu jest możliwie najniższa) oraz numer iteracji w przypadku, kiedy zadano maksymalną liczbę powtórzeń. W przypadku implementacji algorytmu, której wynik działania zaprezentowano w niniejszej pracy, kryterium zakończenia procedury iteracyjnej polega na jednoczesnym spełnieniu warunków:

- 1. masa pozostałego paliwa  $0 < m_{rez} < 0.1 m_p$ ,
- 2. czas przejści<br/>a $\varDelta t$ mniejszy niż 5 godzin,
- 3. wartość modułu  $\Delta v_1 = \| \boldsymbol{v}_1 \boldsymbol{v}_0 \|$  mniejsza od 4 km/s.

W przypadku podjęcia decyzji o kontynuowaniu obliczeń następuje ustalenie nowej wartości  $\Delta t$  oraz przejście do kolejnej iteracji. W implementacji sporządzonej przez autora modyfikacja wartości  $\Delta t$  polegała na jej zwiększaniu o 10 min w każdej iteracji. Wielkość przyrostu  $\Delta t$  bezpośrednio wpływa na ilość iteracji koniecznych do znalezienia rozwiązania.

## 4. Wyniki obliczeń

Po przeprowadzeniu obliczeń dla różnych współrzędnych, wektorów prędkości i parametrów satelity dało się zauważyć, że wykonanie manewru jest możliwe dla satelity o dużej liczbie Ciołkowskiego oraz wyposażonego w silnik o dużym impulsie właściwym.

Rysunek 4 przedstawia zrzut ekranu z przykładowymi wynikami obliczeń w środowisku *Octave*. W przypadku, dla którego przeprowadzono obliczenia, cięciwa c łącząca punkty  $P_1$  oraz  $P_2$  wyniosła 3500 km. Algorytm ocenił czas przejścia na 80 min. Stopień wykorzystania paliwa wyniósł 94%. Ze względu na niektóre zadane warunki początkowe zagadnienia ( $\mathbf{r}_1$ ,  $\mathbf{r}_2$ ,  $\mathbf{v}_0$ ) manewr wymagał znacznej zmiany wektora prędkości, moduł tej zmiany wyniósł 2,9 km/s.

```
Dane wejściowe:
Parametr grawitacyjny (km^3/s^2) = 398600
r1 (km) = [10000 2000 -500]
r2 (km) = [7000 \ 3000 \ -2000]
Cięciwa (km) = 3500
v0 (km/s) = [2 1 0]
Masa satelity (kg) = 900
Masa paliwa przed manewrem (kg) = 600
Impuls właściwy silnika (s) = 300
Liczba Ciołkowskiego = 3
Rozwiązanie:
Czas przejścia (s) = 4800
Czas przejścia (min) = 80
Czas przejścia (godz) = 1.33333
Masa pozostałego paliwa (kg) = 37.1916
Procent wykorzystania paliwa = 93.8014
v1 (km/s) = [4.66693 1.60338 -0.924279]
v2 (km/s) = [-6.63268 -1.88544 0.908004]
Moduł dv1 = ||v1-v0|| (km/s) = 2.88633
Elementy orbity:
Moment pędu (km^2/s) = 9681.12
Mimośród = 0.984282
Inklinacja (deg) = 46.2063
Długość węzła wstępującego (deg) = 188.616
Argument perigeum (deg) = 10.8776
Wartość anomalii prawdziwej na początku manewru (deg) = 173.012
Wartość anomalii prawdziwej na koniec manewru(deg) = 189.725
Półoś wielka (km)= 7538.86
Odległość perigeum (km) = 118.498
```

Rys. 4. Wyniki obliczeń

### Bibliografia

- 1. BOND V.R., ALLMAN M.C., 1996, Modern Astrodynamics: Fundamentals and Perturbation Methods, Princeton University Press, Princeton
- 2. CHOBOTOW W.A., 2002, Orbital Mechanics (3rd Edition), American Institute of Aeronautics and Astronautic, Virginia
- 3. CURTIS H.D., 2005, Orbital Mechanics for Engineering Students, Elsevier Butterworth-Heinemann, Oxford
- 4. MEYER R.X., 1999, *Elements of Space Technology for Aerospace Engineers*, Academic Press, San Diego
- 5. SIDI M.J., 1997, *Spacecraft Dynamics and Control*, Cambridge University Press, New York

### Time-optimal rendezvous trajectory for artificial earth satellite

#### Abstract

An artificial earth satellite trajectory finding algorithm has been described in the paper. The purpose of the satellite is to reach a stationary point in space through impulse maneuver. The program seek to find the shortest transfer time trajectory. Transfer time is defined as time between the begging of the initial orbit change and reaching the target. The constraint related with amount of chemical fuel has been included. Algorithm uses Lambert problem iterative solving. The result of calculations is keplerian orbit (conic curve). Result of algorithm calculations for set of initial conditions has been presented.

# Spis treści

# ${ m Rozdzial~VII}-Niekonwencjonalne~metody~startu$ i~lądowania~statków~powietrznych

<b>Felisiak P., Wróbel M.</b> – Zastosowanie lewitacji magnetycznej w systemach startu i lądowania statków powietrznych	395
Jastrzębski G. – Określenie właściwości funkcjonalnych wyrzutni pneumatycznej WPA-1 ze startowym układem elektropneumatucznum	403
	100
Koruba Z., Dziopa Z. – Analiza sterowania przeciwlotniczą wyrzutnią rakietową na pokładzie okrętu	417
<b>Majka A.</b> – Analiza potencjalnych korzyści wynikających z zastosowania systemu wspomagania startu samolotu	
transportowego, wykorzystującego zjawisko lewitacji magnetycznej	431

393

# Rozdział VIII – *Bezzałogowe statki latające* 443

<b>Ambroziak L., Gosiewski Z.</b> – Analiza numeryczna aerodynamiki lotu w formacji bezzałogowych aparatów latających klasy mikro	445
<b>Brzozowski B., Sobieraj W., Wojtowicz K.</b> – Organizacja procesu projektowania systemu sterowania BSP z wykorzystaniem symulacyjnej platformy badawczej	459
<b>Brzozowski B., Sobieraj W., Wojtowicz K.</b> – Stabilizacja parametrów lotu BSP podczas wznoszenia z wykorzystaniem symulacyjnej platformy badawczej	469

<b>Chrzczonowski A., Jaroszewicz A.</b> – Projekt koncepcyjny marsjańskiego samolotu zasilanego ogniwami fotoelektrycznymi	479
<b>Cieśluk J., Gosiewski Z.</b> – Wizyjny system detekcji nieba wykorzystany do zadania omijania przeszkód przez bezzałogowe aparaty latające	509
Garbowski M., Sibilski K. – Identyfikacja pochodnych aerodynamicznych mikrosamolotu	525
Gosiewski Z., Ołdziej D., Ambroziak L. – Sterowanie śmigłowcem sześciowirnikowym z uwzględnieniem dynamiki zespołów napędowych	539
Sibilski K., Wróblewski W. – Architektura sieciocentrycznego systemu rozpoznania i wsparcia dowodzenia sytuacjami kryzysowymi na terenach zurbanizowanych wykorzystującego autonomiczne bezzałogowe aparaty latające	549
Sobolewski M., Koruba Z. – Model matematyczny dynamiki urządzenia obserwacyjno-śledzącego umieszczonego na pokładzie bezzałogowego aparatu latającego	581

# Rozdział IX – Mechanika lotu

## 595

<b>Blajer W., Graffstein J.</b> – Manewr antykolizyjny wykorzystujący teorię ruchu programowego	597
<b>Grzegorczyk K.</b> – Symulacja lotu śmigłowca w bliskości granic użytkowania	615
Lichota P., Złocka M. – Modelowanie i symulacja startu samolotu z wektorowanym ciągiem	627
Paturski Z. – Testy obiektywne w procesie certyfikacji cywilnych lotniczych urządzeń treningowych	639

688

R	Rozdział X – <i>dynamika środków bojowych</i>	
	Baranowski L., Przanowski J. – Model modułu balistycznego do 155 mm zestawu artyleryjskiego krab	653
	<b>Dziopa Z., Koruba Z.</b> – Lot idealnie sterowanej rakiety startującej z wyrzutni okrętowej	663
	<b>Felisiak P.</b> – Czasooptymalna trajektoria spotkaniowa satelity okołoziemskiego	677