

ZESZYTY NAUKOWE  
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

---

FOLIA SCIENTIARUM  
UNIVERSITATIS TECHNICAЕ RESOVIENSIS

---

NR 279  
(e-ISSN 2300-5211)

# MECHANIKA

Sterowanie obiektami latającymi

Kwartalnik

zeszyt **83** (nr 3/2011)



WYDZIAŁ  
BUDOWY MASZYN  
I LOTNICTWA  
POLITECHNIKI RZESZOWSKIEJ

Wydano za zgodą Rektora

Redaktor naczelny  
Wydawnictw Politechniki Rzeszowskiej  
prof. dr hab. inż. Feliks STACHOWICZ

Redaktor serii  
Jarosław SĘP

Redaktor kwartalnika  
Feliks STACHOWICZ

Redaktorzy naukow  
Jan GRUSZECKI  
Stanisław GROCHMAL

Komitet Redakcyjny  
Władysław FILAR  
Roman PETRUS  
Grzegorz PROKOPSKI  
Jarosław SĘP  
Jan STANKIEWICZ  
Zbigniew ŚWIDER

Recenzenci artykułów  
Bogusław DOŁĘGA, Jan GRUSZECKI, Grzegorz KOPECKI  
Zbigniew KORUBA, Wiesław ŁUCJANEK, Jerzy MANEROWSKI  
Janusz NARKIEWICZ, Paweł RZUCIDŁO, Wiesław SOBIERAJ  
Cezary SZCZEPAŃSKI, Andrzej TOMCZYK

Redaktor  
Marta JAGIEŁOWICZ

Przygotowanie matryc  
Joanna MIKUŁA

p-ISSN 0209-2689  
e-ISSN 2300-5211

Wersja drukowana Kwartalnika jest wersją pierwotną.

Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej  
ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów

Nakład 120 egz. Ark. wyd. 6,79. Ark. druk. 6,5. Papier offset. kl. III 70g B1.  
Oddano do druku w październiku 2011 r. Wydrukowano w październiku 2011 r.  
Drukarnia Oficyny Wydawniczej, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów  
Zam. nr 94/11

## SPIS TREŚCI

<b>Roman CZYBA, Grzegorz SZAFRAŃSKI</b> Szybkie prototypowanie elementów układu sterowania dla platformy latającej typu quadrotor .....	5
<b>Roman CZYBA, Grzegorz SZAFRAŃSKI</b> Zastosowanie metody kontrakcji dynamicznej w sterowaniu bezzałogowym obiektem latającym typu quadrotor .....	15
<b>Zbigniew DZIOPA, Zbigniew KORUBA, Izabela KRZYSZTOFIK</b> Lot rakiety zdeterminowany przez początkowe parametry startu .....	27
<b>Anna GAŁACH</b> Proces i problemy tworzenia, integracji i testowania oprogramowania w dużych, europejskich projektach, na przykładzie projektu SOFIA .....	37
<b>Piotr GOLAŃSKI, Henryk SZKUDLARZ</b> Zastosowanie sterowania rozmytego do modelowania działania pilota podczas symulowanego rozbiegu samolotu TS-11 „Iskra” .....	47
<b>Krzysztof KAŻMIERCZAK, Zdzisław ROCHAŁA, Wiesław SOBIERAJ</b> Rodzaje interfejsów zastosowanych w symulatorze kabiny samolotu pasażerskiego .....	55
<b>Artur PEKALSKI</b> Overview of modern and advanced techniques in jet engine testing .....	65
<b>Jacek PIENIAŻEK</b> Automatyka – wspomaganie czy zastępowanie pilota? .....	75
<b>Tomasz ROGALSKI, Robert WIELGAT</b> Koncepcja układu sterowania samolotem lekkim za pomocą poleceń głosowych ....	87

Roman CZYBA  
Grzegorz SZAFRAŃSKI  
Politechnika Śląska

## SZYBKIE PROTOTYPOWANIE ELEMENTÓW UKŁADU STEROWANIA DLA PLATFORMY LATAJĄCEJ TYPU QUADROTOR

W artykule przedstawiono strukturę układu regulacji opartego na dyskretnej realizacji algorytmu PID oraz etapy projektowania poszczególnych elementów układu sterowania dla platformy latającej VTOL (ang. *Vertical Take Off and Landing*) typu quadrotor. Przedstawiono również koncepcję budowy układu pomiarowego orientacji przestrzennej opartą na zintegrowanym czujniku AHRS (ang. *Attitude and Heading Reference System*). W procesie projektowania wykorzystano środowisko Matlab/Simulink wraz z systemem mikroprocesorowym opartym na mikrokontrolerze z rodziny PowerPC. Rozwiązanie w takiej konfiguracji umożliwia szybkie prototypowanie (ang. *Fast/Rapid Prototyping*) układu sterowania dla zadania sformułowanego jako podukład stabilizacji kątowej. Prezentowane podejście umożliwia również efektywną weryfikację poprawnego działania pojedynczych podukładów warstwy sprzętowej, wchodzących w skład całego systemu sterowania platformy latającej. Istotą komputerowo wspomaganego projektowania układów sterowania (ang. *Embedded System*) jest możliwość wielokrotnej modyfikacji wirtualnego prototypu, z zagwarantowaniem poprawności kodu wykonywalnego przy jednoczesnym zachowaniu elementów składowych, takich jak: elementy napędowe, czujniki wraz z układami pomiarowymi. Co więcej, możliwa jest rozbudowa systemu wbudowanego w bardziej złożony, pełniący funkcję sterowania, nie tylko w warstwie bezpośredniej, ale również w warstwie nadrzędnej, dla bezzałogowych obiektów latających.

### Wstęp

Wobec powszechnego zafascynowania możliwościami, jakie daje współczesna technika, w ostatnich latach wyraźnie widoczne jest zainteresowanie zagadnieniami komputerowo wspomaganego projektowania układów sterowania w strukturach dedykowanych (ang. *Embedded Systems*). Oprogramowanie Matlab/Simulink zdobyło dominującą pozycję w środowisku naukowców zajmujących się zagadnieniami automatyki i robotyki. W kontekście testów praktycznych firma The MathWorks zaproponowała użytkownikom wiele rozwiązań wspomagających i ułatwiających szybkie prototypowanie, a także testowanie

w czasie rzeczywistym. Głównym celem technologii szybkiego prototypowania jest synteza i testowanie projektowanych algorytmów regulacji zanim regulator zostanie zrealizowany sprzętowo.

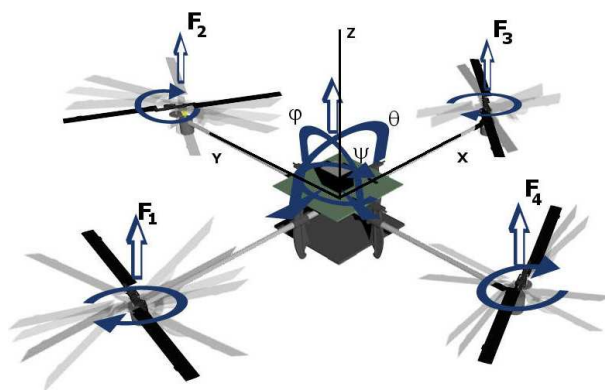
Intencją autorów jest wykorzystanie metod związanych z projektowaniem i prototypowaniem do budowy podukładów sterowania platformy latającej typu quadrotor, zarówno w warstwie bezpośredniej regulacji, jak i w warstwie nadrzędnej. W pracy zostało przedstawione podejście do prototypowania układu pomiarowego z czujnikiem bezwładnościowym oraz podukładu stabilizacji kątownej platformy latającej.

## 1. Quadrotor

### Opis bezzałogowej platformy latającej

Jednym z coraz częściej spotykanych bezzałogowych obiektów latających (*ang. Unmanned Aerial Vehicle*) jest platforma pionowego startu i lądowania (*ang. Vertical Take Off and Landing*), składająca się z czterech jednostek napędowych, umiejscowionych w równoodległych punktach od środka przecięcia się dwóch ortogonalnych osi. Każda jednostka napędowa składa się z silnika elektrycznego, przekładni oraz śmigła. Jedna para naprzemianległych silników obraca się w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara, natomiast druga w kierunku przeciwnym. Eliminuje się w ten sposób efekt żyroskopowy oraz momenty aerodynamiczne w płaskim ruchu platformy.

Zmiany prędkości obrotowej silników zespołu napędowego powodują zmiany siły ciągu. W wyniku tych zmian następuje ruch platformy (rys. 1.). Przy zwiększaniu lub zmniejszaniu prędkości obrotowej napędów elektrycznych platforma porusza się w kierunku pionowym. Obrót wokół osi  $y$  o kąt  $\theta$ , a także ruch wzdłużny realizuje się poprzez zmianę prędkości obrotowej pary napędowej przód–tył. Wartość prędkości jednego ze śmigieł wzrasta, natomiast drugiego ulega zmniejszeniu.

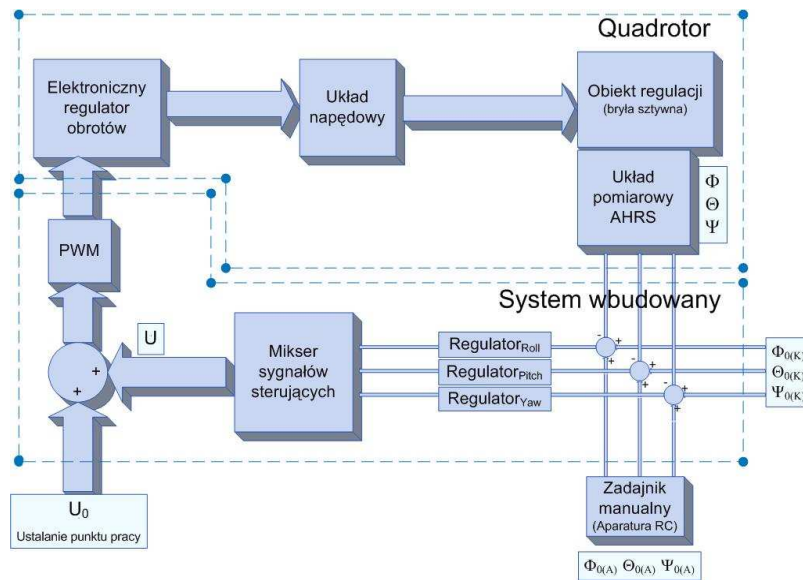


Rys. 1. Platforma latająca quadrotor

W podobny sposób realizuje się obrót wokół osi  $x$  o kąt  $\varphi$ , wpływając tym samym na ruch poprzeczny. Obrót wokół osi  $z$  o kąt  $\psi$  realizuje się przy zmianie prędkości obrotowej jednej pary silników w stosunku do drugiej, tak aby sumaryczny moment był równy stałej wielkości [2]. Modele fenomenologiczne opisujące dynamikę platformy latającej typu quadrotor oparte są na równaniach sił i momentów oddziałujących na bryłę sztywną [1, 2, 7, 8].

### Struktura układu sterowania

Strukturę układu sterowania dla podukładu stabilizacji orientacji platformy latającej przedstawiono na rys. 2. Na schemacie wyszczególniono bloki funkcjonalne, z których składa się quadrotor. Wszystkie operacje związane z algorytmem sterującym wykonywane są w systemie komputerowym specjalnego przeznaczenia. Rolę tę pełni mikroprocesor wraz z peryferiami o odpowiedniej mocy obliczeniowej. Wypracowane sygnały sterujące podawane są na elektroniczne regulatory prędkości obrotowej, które bezpośrednio sterują pracą jednostek napędowych.



Rys. 2. Struktura blokowa układu sterowania

W geometrycznym środku platformy latającej znajduje się układ pomiarowy orientacji przestrzennej. Moduł AHRS (ang. *Attitude and Heading Reference System*) składa się z trzech czujników prędkości kątowej (żyroskopów), trzech czujników przyspieszeń liniowych oraz trzech magnetometrów wykorzystywanych do pomiaru kierunku ziemskiego pola magnetycznego. Na podstawie wy-

mienionych wielkości fizycznych dokonuje się fuzji danych i wyznacza orientację obiektu.

Do popularnych metod estymacji kątów Eulera można zaliczyć filtr Kalmana [4] oraz algorytmy oparte na metodzie najmniejszych kwadratów [4], a także *fuzzy logic* [5].

## 2. Projektowanie i prototypowanie układu sterowania

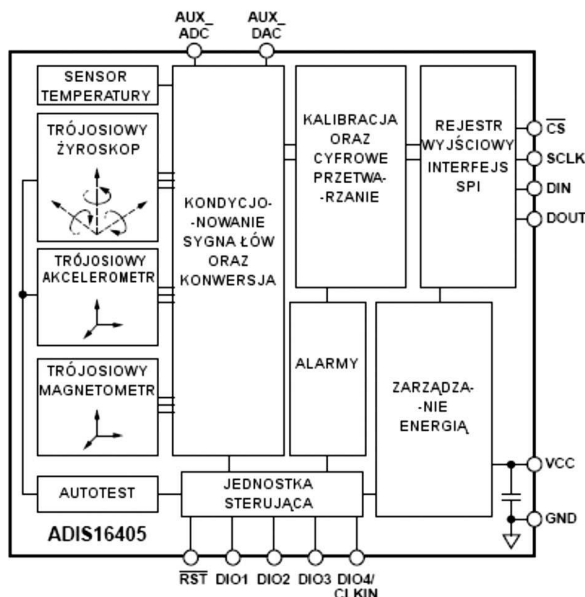
Szybkie prototypowanie systemów mechatronicznych jest ważnym elementem procesu projektowania. Znaczącą cechą prototypowania jest szybkie i wygodne przetwarzanie nowych koncepcji wyrobu na prototyp, który może być użyty do testowania i weryfikacji w czasie rzeczywistym. Metoda szybkiego prototypowania polega na tym, że wirtualny prototyp jest badany i dostrajany z wykorzystaniem współdziałającego z nim rzeczywistego obiektu lub też jego modelu fizycznego. Sprzęt i oprogramowanie do szybkiego prototypowania wykorzystuje się również w identyfikacji, symulacji HIL (ang. *Hardware In the Loop*) oraz projektowaniu systemów przetwarzania sygnałów w czasie rzeczywistym [6]. W wyniku szybkiego prototypowania kod implementowanego algorytmu generowany jest na kontroler, który działa w systemie czasu rzeczywistego i jest podłączony do rzeczywistego obiektu. W podejściu HIL kod generowany jest zarówno z modelu fenomenologicznego obiektu, jak też ze sterownika. Kod modelu obiektu uruchomiony jest na systemie czasu rzeczywistego, a kod algorytmu – na docelowej platformie sprzętowej. Zastosowane podejście charakteryzuje się eliminowaniem błędów sprzętowych bądź programowych już we wczesnym stadium projektowania i implementacji.

### Układ pomiarowy orientacji przestrzennej

Układ pomiarowy orientacji obiektu w przestrzeni jest niezbędnym elementem funkcjonalnym całego systemu sterowania dla bezzałogowych obiektów latających, zapewnia poprawny start, lądowanie oraz manewrowanie platformą latającą. W wielu rozwiązaniach stosuje się automatyczny podukład sterowania zapewniający stabilizację kątową, natomiast pozostałe manewry (np. lądowanie) wykonywane są przez operatora z wykorzystaniem informacji wizyjnej lub kontaktu wzrokowego, o ile jest to możliwe. Szybki rozwój technologii MEMS (ang. *Micro Elektro-Mechanical System*) znacząco wpływa na rozwój systemów sensorycznych, w tym także układów nawigacji inercyjnej, które odgrywają ogromną rolę w aplikacjach związanych z bezzałogowymi obiektami latającymi.

W przypadku opisywanej platformy latającej typu quadrotor, aby określić orientację w przestrzeni, zastosowano zintegrowany sensor bezwładnościowy firmy Analog Devices ADIS16400. Moduł łączy w sobie trójosiowy cyfrowy akcelerometr, żyroskop oraz magnetometr. Posiada on również wiele dodatkowych funkcji, np. automatyczną korekcję offsetu poszczególnych sensorów czy

programowalny filtr dolnoprzepustowy. Schemat funkcjonalny modułu zamieszczono na rys. 3. Wymiana danych z czujnikiem odbywa się za pomocą szeregowego interfejsu urządzeń peryferyjnych SPI (ang. *Serial Peripheral Interface*).

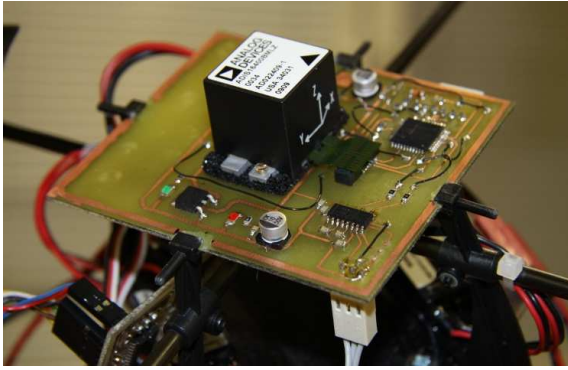


Rys. 3. Schemat blokowy czujnika ADIS16400

W przypadku ADIS16400 otrzymywane informacje są wartościami odczytanymi bezpośrednio z poszczególnych czujników modułu AHRS. W celu wyznaczenia orientacji obiektu uzyskane dane należy odpowiednio przetworzyć, tak aby otrzymać ważne dla badania wielkości, w tym przypadku kąty  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$ . Algorytmy, o których jest mowa w kolejnych akapitach, wymagają często większego nakładu mocy obliczeniowej. Do szybkiej analizy, weryfikacji oraz porównania wspomnianych algorytmów rozsądne jest zastosowanie metod szybkiego prototypowania z wykorzystaniem komputera klasy PC wraz z odpowiednim oprogramowaniem. Implementacja wprost na konkretnej platformie sprzętowej (tworzenie firmware'u) może pochłaniać sporo czasu, a jej efektywność może nie doprowadzić do oczekiwanych rezultatów.

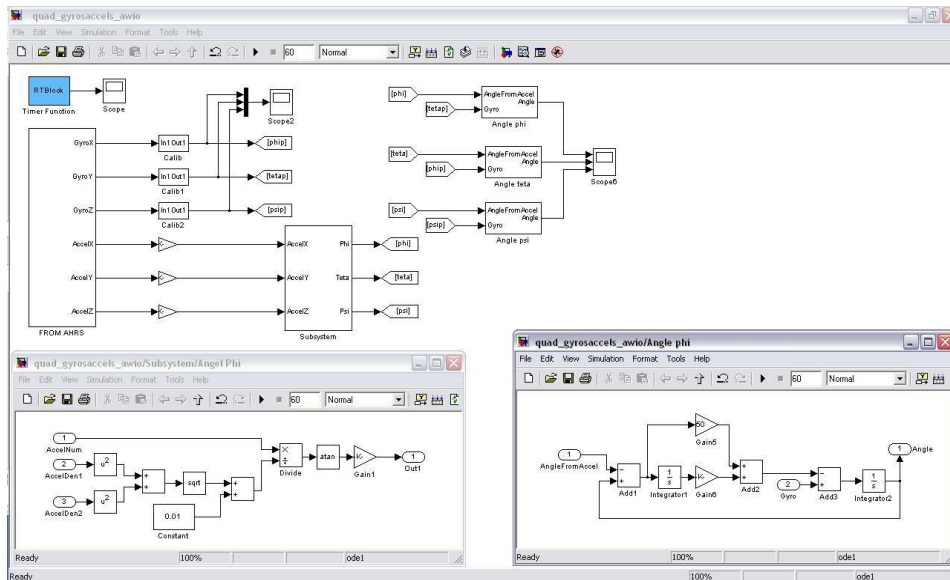
Sposób komunikowania się z czujnikiem bezwładnościowym uniemożliwia podłączenie go wprost do portów wejściowych komputera PC. Na rysunku 4. przedstawiono układ elektroniczny, który spełnia rolę konwertera. W układzie do konwersji pomiędzy interfejsami szeregowymi zastosowano mikrokontroler 8-bitowy. Do komputera PC wysyłane są dane otrzymane z czujnika. Tak zmodyfikowany układ pomiarowy umożliwia podłączenie go do różnorodnych systemów wbudowanych posiadających sprzętowy port szeregowy (UART).





Rys. 4. Układ elektroniczny z modułem AHRS

Fuzja danych z czujników odbywa się w środowisku Matlab/Simulink. Przykład programu w postaci schematu blokowego przedstawiono na rys. 5.



Rys. 5. Schemat blokowy programu wyznaczającego kąty Eulera

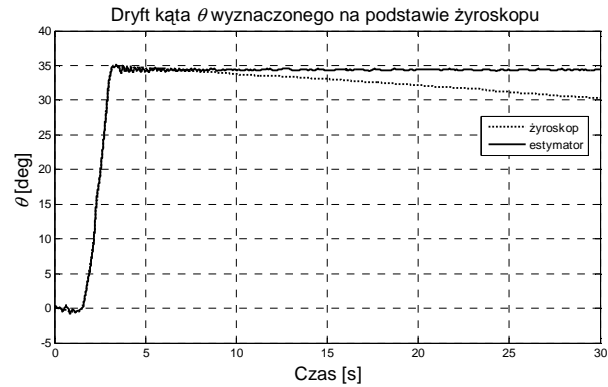
Wykresy przedstawione na rys. 6÷8. prezentują przykładowe przebiegi kąta przechylenia  $\theta$ , wyznaczonego na podstawie całkowania wartości pomiarowej z żyroskopu oraz obliczeń trygonometrycznych z zastosowaniem estymatora konwencjonalnego [3].

$$\theta_Q = \frac{1}{s} \left[ \dot{\theta}_{Gyro} - \left( k_p + \frac{k_i}{s} \right) (\theta_Q - \theta_{Accel}) \right]$$

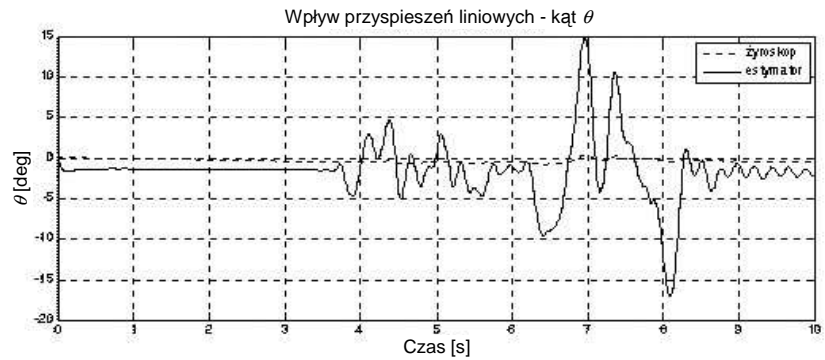
gdzie:  $\theta_Q$  – kąt przechylenia quadrotora,  $\theta_{Gyro}$  – prędkość kątowna,  $\theta_{Accel}$  – kąt wyznaczony na podstawie przyspieszeń.



Rys. 6. Orientacja obiektu – kąt  $\theta$



Rys. 7. Dryft kąta wyznaczonego za pomocą żyroskopu

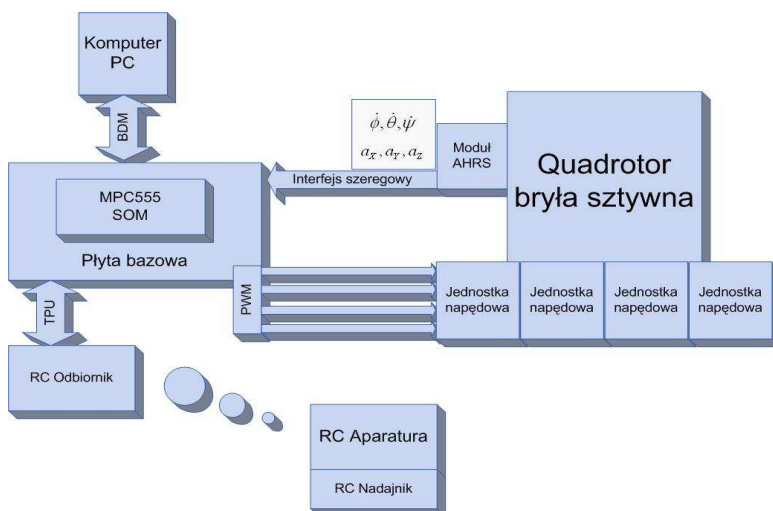


Rys. 8. Wpływ przyspieszeń liniowych na estymator kąta  $\theta$

Przedstawione rozwiązanie umożliwia projektowanie i prototypowanie różnych koncepcji algorytmów wyznaczania orientacji obiektu w przestrzeni. Wykresy mają charakter poglądowy i pokazują zastosowanie prostego estymatora kątów Eulera. Zaletą proponowanego podejścia jest możliwość przystąpienia do fazy testów już w trakcie implementacji. Użytkownik w sposób iteracyjny może poprawiać wirtualny prototyp. Ważną zaletę stanowi również natychmiastowa wizualizacja danych, która często jest utrudniona w przypadku tworzenia oprogramowania dedykowanego i wymaga dodatkowych aplikacji na komputerze PC.

### Prototypowanie algorytmu sterowania

Realizację zadania sterowania, sformułowanego jako podukład stabilizacji kątowej platformy, oparto na architekturze sprzętowej zawierającej mikrokontroler z rodziny PowerPC. Zestaw developerski z mikrokontrolerem MPC555 wraz z toolboxem Embedded Target for Freescale MPC5xx umożliwia prototypowanie układów na podstawie schematu blokowego tworzonego w oprogramowaniu Matlab/Simulink. Generowanie kodu wykonywalnego na mikroprocesor odbywa się automatycznie, co znacznie przyspiesza i ułatwia procesy projektowe. W zestawie developerskim wyróżnia się moduł SOM (ang. *System On Module*). Jest to płytki z procesorem rozbudowana o dodatkowe układy peryferyjne.



Rys. 9. Struktura sprzętowa układu sterowania dla quadrotora

Moduł po zaprogramowaniu można usunąć z zestawu developerskiego i przenieść do urządzenia docelowego, w którym będzie spełniał zaimplemento-

wane w procesie projektowania funkcje. Schemat ideowy połączeń dla podukładu stabilizacji kątowej przedstawiono na rys. 9.

Algorytm zrealizowany w ramach prototypowania układu pomiarowego można wprost przenieść do schematu blokowego prototypowanego układu sterowania. Ze względu na realizację na jednej platformie programistycznej uzyskuje się kompatybilność projektowanych podukładów, składających się na realizowany układ stabilizacji kątowej.

### 3. Podsumowanie

W pracy zaprezentowano i wykorzystano metodę szybkiego prototypowania jako efektywne podejście do syntezy podukładu stabilizacji kątowej dla platformy quadrotor. Do budowy bezwładnościowego układu pomiarowego wykorzystano najnowszy zintegrowany czujnik AHRS firmy Analog Devices ADIS16400. Prototypowanie algorytmu określającego orientację obiektu w postaci diagramów blokowych jest niezwykle efektywne, pozwala bowiem skrócić czas pracy potrzebny do uzyskania odpowiednich wyników. Co więcej, umożliwia weryfikację implementowanego programu w każdym etapie jego tworzenia. Zastosowanie platformy sprzętowej z mikroprocesorem, w którym proces generacji kodu odbywa się również w środowisku Matlab/Simulink, umożliwia przeprowadzenie procesu projektowania w sposób spójny i bardzo elastyczny w przypadku kolejnych modyfikacji bądź też rozbudowy systemu sterowania o inne podukłady sterowania (np. automatyczną regulację wysokości).

Obecne prace autorów skupiają się nad poprawą algorytmu wyznaczającego kąty Eulera z czujnika ADIS16400 oraz optymalizowaniem parametrów regulatorów PID.

*Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010-2012 jako projekt rozwojowy Nr OR 00011811.*

### Literatura

- [1] Bouabdallah S., Siegwart R.: Full control of a quadrotor, International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Diego, USA 2007, s. 153÷158.
- [2] Castillo P., Lozano R., Dzul A.E.: Modelling and control of mini-flying machines, Springer, 2005.
- [3] Hong S.K.: Fuzzy logic based closed-loop strapdown attitude system for unmanned aerial vehicle (UAV), Sensors and Actuators A, 2003, s. 109÷118.
- [4] Kang C.W., Park C.G.: Attitude estimation with accelerometers and gyros using fuzzy tuned Kalman filter, European Control Conference, Budapest 2009, s. 3713÷3718.

- [5] Kim J.H., Min H.G., Cho J.D., Jang J.H., Kwon S., Jeung E.T.: Design of angular estimator of inertial sensor using the least square method, *World Academy of Science, Engineering and Technology*, 2006, s. 510÷513.
- [6] Mrozek Z.: *Komputerowo wspomagane projektowanie systemów mechatronicznych*, Wydaw. PK, 2002.
- [7] Soumelidis A., Gaspar P., Regula G., Lantos B.: Control of an experimental mini quad-rotor UAV, *Proc. 16<sup>th</sup> Mediterranean Conference on Control and Automation*, Ajaccio, France 2008, s. 1252÷1257.
- [8] Tayebi A., McGilvray S.: Attitude stabilization of a quadrotor aircraft, *IEEE Transaction on Control Systems Technology*, vol. 14, no 3, 2006, s. 562÷571.

## **FAST PROTOTYPING OF THE FLYING PLATFORM CONTROL SYSTEM COMPONENTS**

### **A b s t r a c t**

In this paper we focus on the fast prototyping of the attitude stabilization control subsystem of an indoor unmanned aerial vehicle (UAV), known as a quadrotor. The attitude measurement circuit is based on the ADIS16400 sensor, which is a complete inertial system that includes a triaxial gyroscope, a triaxial accelerometer, and a triaxial magnetometer. The design and the initial realization of the control system on an experimental aerial platform have been described. The practical realization of the attitude stabilization system is an important step in the development process of a more advanced capabilities of autonomous flying vehicles. Thus, we use the fast prototyping method together with the Matlab/Simulink software and rapid prototyping kit based on the PowerPC microcontroller. User can manage the peripherals of the microcontroller and implement various of control and data processing algorithms by means of the Simulink block diagrams. The controller can be tuned in real-time simulations jointly with the real plant or its phenomenological model.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.*

Roman CZYBA  
Grzegorz SZAFRAŃSKI  
Politechnika Śląska

## ZASTOSOWANIE METODY KONTRAKCJI DYNAMICZNEJ W STEROWANIU BEZZAŁOGOWYM OBIEKTEM LATAJĄCYM TYPU QUADROTOR

W artykule przedstawiono syntezę podukładu stabilizacji i regulacji położenia kątownego platformy latającej VTOL (ang. *Vertical Take Off and Landing*) typu quadrotor. Głównym celem pracy jest zastosowanie metody kontrakcji dynamicznej DCM (ang. *Dynamic Contraction Method*) do sterowania bezzałogowym obiektem latającym oraz sprawdzenie realizowalności takiego sterowania na obiekcie rzeczywistym. W pracy przedstawiono model dynamiki quadrotora, a następnie omówiono zastosowane prawo sterowania. W kolejnej części przedstawiono strukturę układu regulacji oraz omówiono budowę stanowiska testowego. Zaprezentowano wyniki przeprowadzonych doświadczeń, które wykonano w układzie zamkniętym z zaprojektowanym układem sterowania.

### Wstęp

W ostatnich latach intensywnie prowadzone są badania nad bezzałogowymi, autonomicznymi obiektami latającymi, zarówno w zastosowaniach cywilnych, jak i militarnych. Bardzo ważną cechą systemów bezzałogowych jest możliwość prowadzenia działań w niedostępnym lub trudno dostępnym terenie bez potrzeby narażania ludzi. Do podstawowych zadań aparatów należą m.in.: inspekcja stanu technicznego obiektów naziemnych, prowadzenie działań zapewnających lub poprawiających bezpieczeństwo publiczne (np. w trakcie imprez masowych, wydarzeń sportowych, demonstracji), monitoring zagrożeń żywiołowych czy intensywności ruchu ulicznego w aglomeracjach miejskich.

Niezawodność tego typu systemów w dużej mierze zależy od zastosowanego układu sterowania [1, 3, 4]. Od kilkunastu lat sterowanie odporne (ang. *Robust Control*) jest przedmiotem dużego zainteresowania naukowców praktyków oraz producentów wyposażenia systemów automatyki. Wspólną cechą tych poszukiwań jest dążenie do uzyskania „sterowania krzepkiego”, czyli odpornego na fluktuacje parametrów obiektu regulacji, a także minimalizującego wpływ zakłóceń zewnętrznych.

W niniejszej pracy obiektem regulacji jest platforma latająca typu quadrotor. Do syntezy regulatora zastosowano metodę kontrakcji dynamicznej (ang. *Dynamic Contraction Method*) [5]. Pozwala ona na kształtowanie pożądanego przebiegu wyjść dla obiektów nieliniowych i niestacjonarnych, przy założeniu, że informacja o zmieniających się parametrach układu i zewnętrznych zakłóceniach jest niekompletna. Niniejszy artykuł jest kontynuacją prac prowadzonych nad sterowaniem DCM dla modelu samolotu [2]. Kolejnym krokiem, a zarazem głównym celem artykułu jest implementacja algorytmu sterowania DCM na rzeczywistym obiekcie i sprawdzenie jego realizowalności w czasie rzeczywistym, a także ocena właściwości uzyskanych rozwiązań.

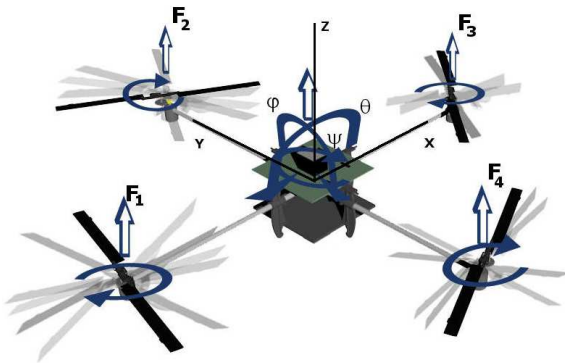
## 1. Model matematyczny obiektu regulacji

Platforma latająca składa się z ramy wykonanej z rurek z włókna węglowego oraz czterech identycznych jednostek napędowych (rys. 1.). Zmiana prędkości obrotowej poszczególnych silników powoduje zmianę siły ciągu, a w konsekwencji generuje ruch rotacyjny i translacyjny platformy. Z punktu widzenia automatyki quadrotor jest obiektem o sześciu stopniach swobody, czterech sygnałach wejściowych i trzech sygnałach wyjściowych. Do opisu przyjmuje się wektor stanu, wektor wyjścia i wektor sterowań:

$$X = [\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}, x, \dot{x}, y, \dot{y}, z, \dot{z}]^T \quad (1)$$

$$Y = [\phi, \theta, \psi]^T \quad (2)$$

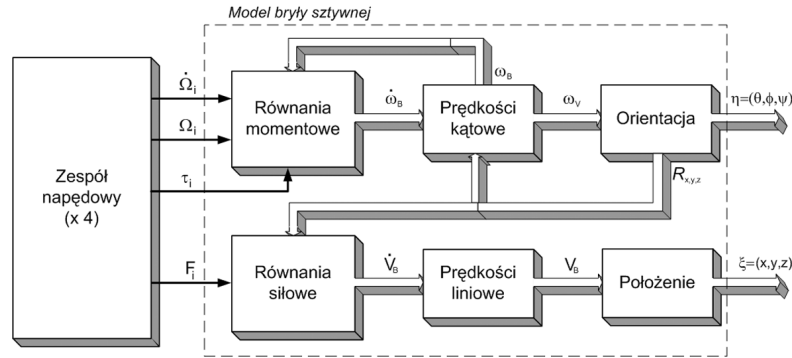
$$U = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T \quad (3)$$



Rys. 1. Platforma latająca – quadrotor

gdzie:  $\phi, \theta, \psi$  – kąty Eulera odpowiednio przechylenia, pochylenia, odchylenia,  $x, y, z$  – przemieszczenia liniowe wzdłuż poszczególnych osi,  $u_i$  – sygnał sterujący silnika  $i$ ,  $i$  – numer silnika,  $i = 1, 2, 3, 4$ .

Model matematyczny obiektu latającego wyprowadzono na podstawie formalizmu Eulera–Lagrange’a [1]. Dynamikę obiektu przedstawiono za pomocą schematu blokowego (rys. 2.), w którym można wyróżnić model bryły sztywnej oraz cztery identyczne jednostki napędowe.



Rys. 2. Schemat blokowy obiektu regulacji

## 2. Prawo sterowania

Projektowany układ sterowania składa się z dwóch bloków funkcjonalnych (rys. 3.). Pierwszy, główny podukład zaprojektowano według metody kontrakcji dynamicznej [5], natomiast drugi realizuje algorytm sterowania platformą latającą oraz zapewnia rozprzęgnięcie torów regulacji w stanie ustalonym. Podczas syntezy regulatora DCM rozważany jest nieliniowy, niestacjonarny układ MIMO opisany równaniami:

$$\dot{\bar{x}}^{(1)}(t) = \bar{h}(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t), \quad (4)$$

$$\bar{y}(t) = \bar{g}(t, \bar{x}(t)) \quad (5)$$

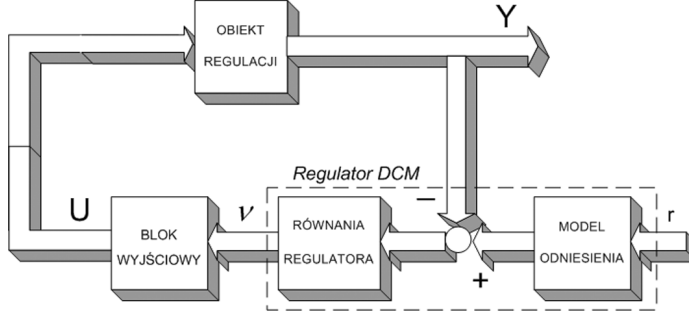
gdzie:  $\bar{h}(\bar{x}(t), \bar{u}(t), t)$  i  $\bar{g}(t, \bar{x}(t))$  – funkcje różniczkowalne,  $\bar{x}(t)$  –  $n$ -wymiarowy wektor stanu,  $\bar{u}(t)$  –  $p$ -wymiarowy wektor sterowania,  $\bar{y}(t)$  –  $p$ -wymiarowy wektor wyjścia.

Każdy element  $y_i(t)$  można zróżniczkować  $m_i$  razy, aż do pojawienia się w wyrażeniu sygnału sterującego  $u(t)$ . Otrzymuje się następujące równanie:



$$\bar{y}^{(m)}(t) = \bar{f}(t, \bar{x}(t)) + B(t, \bar{x}(t))\bar{u}(t) \quad (6)$$

gdzie:  $\bar{y}^{(m)}(t) = [y_1^{(m_1)}, y_2^{(m_2)}, \dots, y_p^{(m_p)}]^T$  oraz  $|\bar{f}_i(t, \bar{x})| \leq \bar{f}_i^{\max}$ ,  $i = 1, 2, \dots, p$ . Wartość  $m_i$  określa względny rząd układu (4) i (5) w odniesieniu do wyjścia  $y_i(t)$ .



Rys. 3. Schemat blokowy układu sterowania

Istotną właściwością proponowanego podejścia jest to, że układ realizuje sterowanie zgodne z modelem odniesienia. Zakłada się, że model odniesienia dla przejściowego przebiegu  $\bar{y}(t)$  jest dany w postaci układu równań różniczkowych:

$$\left. \begin{aligned} y_{1M}^{(m_1)}(t) &= F_{1M}(\bar{y}_{1M}(t), r_1(t)) \\ y_{iM}^{(m_i)}(t) &= F_{iM}(\bar{y}_{iM}(t), r_i(t)) \\ y_{pM}^{(m_p)}(t) &= F_{pM}(\bar{y}_{pM}(t), r_p(t)) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

gdzie:  $F_{iM}$  – pożądana dynamika sygnału  $y_i(t)$ ,  $\bar{y}_{iM}(t) = [y_{iM}, y_{iM}^{(1)}, \dots, y_{iM}^{(m_i-1)}]^T$ ,  $r_i(t)$  – wartość zadana. W punkcie równowagi zachodzi warunek:  $y_i = r_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, p$ .

Zadanie sterowania polega na tym, aby

$$\lim_{t \rightarrow \infty} (\bar{y}_M(t) - \bar{y}(t)) = 0 \quad (8)$$

Ponadto przejściowe przebiegi  $\bar{y}(t)$  powinny spełniać układ równań (7) oraz być niezależne od zewnętrznych zakłóceń lub możliwych zmian parametrów w równaniach (4) i (5).

Oznacza się

$$\bar{\Delta}^F = \bar{F}_M(\bar{y}(t), \bar{r}(t)) - \bar{y}^{(m)}(t) \quad (9)$$

Równanie (7) definiujące pożądaną dynamikę jest spełnione, gdy:

$$\bar{\Delta}^F(\bar{x}(t), \bar{y}(t), \bar{r}(t), \bar{u}(t), t) = 0 \quad (10)$$

Pierwiastek równania (10) jest rozwiązaniem przedstawionego zagadnienia sterowania. Wyrażenie to jest jednocześnie warunkiem niewrażliwości wyjścia układu na wpływ zewnętrznych zakłóceń i zmian parametrów układu. Rozwiązanie równania (10) jest uzyskiwane bezpośrednio na obiekcie jako stabilny punkt równowagi równania (11). Poszukiwane sterowanie będzie zatem realizowane następującym różniczkowym równaniem:

$$\mu^q \bar{v}^{(q)} + \sum_{i=1}^{q-1} \mu^i d_i \bar{v}^{(i)} = k \bar{\Delta}^F, \quad \bar{v}(0) = \bar{v}_0 \quad (11)$$

gdzie:  $i = 1, 2, \dots, p$ ,  $\bar{v}(t)$  – sygnał wewnętrzny regulatora,  $k$  – wzmacnienie,  $\bar{v}(t) = [\bar{v}^T, \bar{v}^{(1)T}, \dots, \bar{v}^{(q-1)T}]^T$ ,  $\mu$ ,  $d_{q-1}, \dots, d_1$  – macierze diagonalne.

Istotą metody kontrakcji dynamicznej (DCM) jest separacja czasowa. Zakłada się, że istnieje wystarczająca separacja skal czasowych reprezentowana przez mały parametr  $\mu > 0$ , pomiędzy szybkim i wolnym modem w układzie zamkniętym.

### 3. Projektowanie układu sterowania

Kształtowanie pożądaných właściwości dynamicznych obiektu, poprzez wprowadzenie modelu odniesienia wielkości regulowanych, umożliwia stosowana w pracy metoda kontrakcji dynamicznej. Zastosowanie sterowania oparte-go na tej metodzie ma na celu uzyskanie przebiegów przejściowych pomiędzy stanami ustalonymi o żądanych właściwościach dynamicznych. Ponadto wymagane jest, aby przebiegi były wzajemnie niezależne oraz niezależne od zmian parametrów obiektu regulacji i zakłóceń zewnętrznych.

Podstawowym zagadnieniem w sterowaniu przestrzennym quadrotora jest zapewnienie stabilizacji kątowej we wszystkich trzech płaszczyznach. Zadanie sterowania jest zatem sformułowane jako problem śledzenia kątów Eulera:

$$\left. \begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} [\phi_0(t) - \phi(t)] &= 0 \\ \lim_{t \rightarrow \infty} [\theta_0(t) - \theta(t)] &= 0 \\ \lim_{t \rightarrow \infty} [\psi_0(t) - \psi(t)] &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

gdzie  $\phi_0(t), \theta_0(t), \psi_0(t)$  są wartościami zadanymi rozważanych zmiennych.

Sygnałami sterującymi są wejścia poszczególnych silników  $u_1, u_2, u_3, u_4$ . W zamkniętym układzie regulacji istnieje następująca zależność:

$$\dim(\bar{y}) \neq \dim(\bar{u}) \quad (13)$$

Z tego względu w układzie sterowania zastosowano dwa zasadnicze bloki: regulator diagonalny 3-kanalowy, w którym zaimplementowano algorytm DCM oraz blok wyjściowy pełniący funkcję układu miksującego sygnały z regulatorów DCM.

### Regulator DCM

Na podstawie równań ruchu quadrotora oraz zależności (6) określono względne rzędy układu w poszczególnych torach regulacji:

$$\begin{bmatrix} \phi^{(2)} \\ \theta^{(2)} \\ \psi^{(2)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_\phi \\ f_\theta \\ f_\psi \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

Na podstawie zależności (14) można przyjąć, że pożądana dynamika przebiegów wielkości regulowanych jest opisana za pomocą układu wzajemnie niezależnych równań różniczkowych:

$$\left. \begin{aligned} \tau_\phi^2 \phi^{(2)} &= -2\tau_\phi \alpha_\phi \phi^{(1)} - \phi + \phi_0 \\ \tau_\theta^2 \theta^{(2)} &= -2\tau_\theta \alpha_\theta \theta^{(1)} - \theta + \theta_0 \\ \tau_\psi^2 \psi^{(2)} &= -2\tau_\psi \alpha_\psi \psi^{(1)} - \psi + \psi_0 \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

gdzie:  $\tau_i$  – okres drgań swobodnych,  $\alpha_i$  – współczynnik tłumienia,  $i = \phi, \theta, \psi$ .

Korzystając ze zdeterminowanej dynamiki modelu odniesienia (15) oraz równania (11), można określić równania regulatora dla poszczególnych kanałów sterowania:

$$\left. \begin{aligned} \mu_\phi^2 v_\phi^{(2)} + 2d_{\phi,1} \mu_\phi v_\phi^{(1)} + d_{\phi,0} v_\phi &= k_\phi \left( -\tau_\phi^2 \phi^{(2)} - 2\alpha_\phi \tau_\phi \phi^{(1)} - \phi + \phi_0 \right) \\ \mu_\theta^2 v_\theta^{(2)} + 2d_{\theta,1} \mu_\theta v_\theta^{(1)} + d_{\theta,0} v_\theta &= k_\theta \left( -\tau_\theta^2 \theta^{(2)} - 2\alpha_\theta \tau_\theta \theta^{(1)} - \theta + \theta_0 \right) \\ \mu_\psi^2 v_\psi^{(2)} + 2d_{\psi,1} \mu_\psi v_\psi^{(1)} + d_{\psi,0} v_\psi &= k_\psi \left( -\tau_\psi^2 \psi^{(2)} - 2\alpha_\psi \tau_\psi \psi^{(1)} - \psi + \psi_0 \right) \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

Przyjmując  $d_{i,0} = 0$  ( $i = \phi, \theta, \psi$ ), uzyskuje się układ astatyczny. Dostrajanie wartości parametrów regulatorów DCM zrealizowano na zasadzie szybkiego prototypowania sterowników w trybie on-line w czasie rzeczywistym, w symulacji sprzętowej HiL (ang. *Hardware in the Loop*).

### Blok wyjściowy

Głównym zadaniem bloku wyjściowego jest realizacja algorytmu sterowania platformą latającą oraz rozprężanie torów regulacji w stanie ustalonym. W bloku następuje miksowanie sygnałów sterujących z regulatorów DCM:

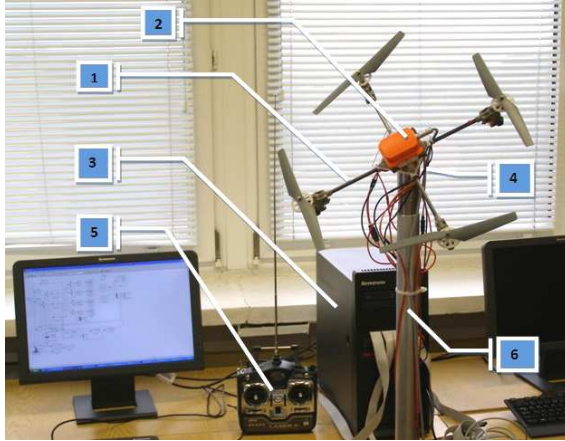
$$\left. \begin{aligned} u_1 &= u_{th} + v_\theta + v_\psi \\ u_2 &= u_{th} + v_\phi - v_\psi \\ u_3 &= u_{th} - v_\theta + v_\psi \\ u_4 &= u_{th} - v_\phi - v_\psi \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

gdzie:  $u_i$  – sygnał sterujący podawany na  $i$ -ty silnik,  $u_{th}$  – sygnał sterujący zadawany jednocześnie na wszystkie silniki,  $v_\phi$  – sygnał sterujący z regulatora kąta przechylenia  $\phi$ ,  $v_\theta$  – sygnał sterujący z regulatora kąta pochylenia  $\theta$ ,  $v_\psi$  – sygnał sterujący z regulatora kąta odchylenia  $\psi$ .

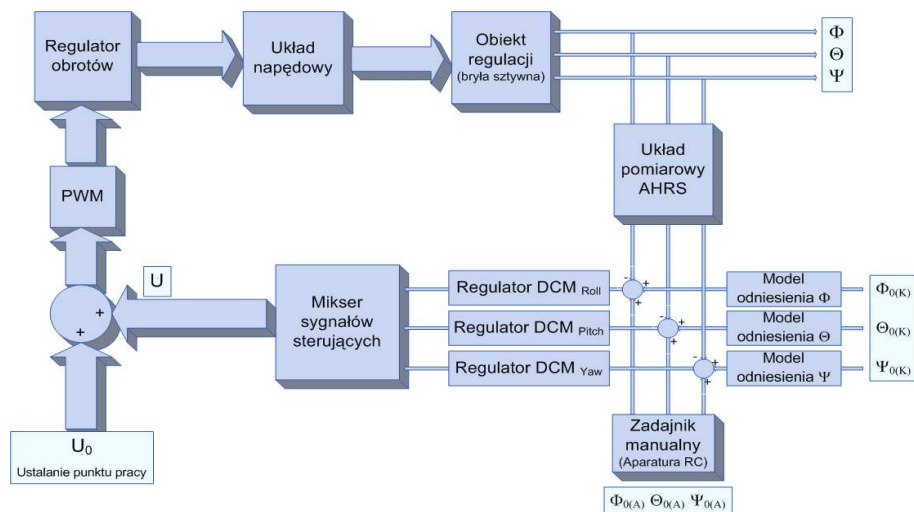
## 4. Realizacja układu sterowania i stanowisko testowe

W celu przeprowadzenia wstępnych eksperymentów zbudowano stanowisko testowe (rys. 4.). Umożliwiło ono dostrojenie parametrów regulatorów bez zagrożenia zniszczenia quadrotora. Stanowisko składa się z: platformy latającej (1), układu pomiarowego orientacji przestrzennej AHRS (ang. *Attitude and Heading Reference System*) (2), komputera PC wraz z kartą I/O (3), układu zasilania (4), nadajnika RC (5), statywu (6). Zastosowane oprogramowanie Matlab/Simulink wraz z Real-Time Workshop i pakietem RT-CON tworzą zintegrowane środowisko typu CADCS (ang. *Computer Aided Design of Control Systems*), które pozwala na łatwą implementację układu sterowania, wychodząc ze schematu blokowego. W rozwiązaniu docelowym planowana jest realizacja

sterownika na systemie mikroprocesorowym opartym na 32-bitowym mikrokontrolerze z rodziny PowerPC MPC555. Strukturę układu sterowania dla podukładu stabilizacji położenia kąowego platformy latającej przedstawiono na rys. 5.



Rys. 4. Stanowisko testowe



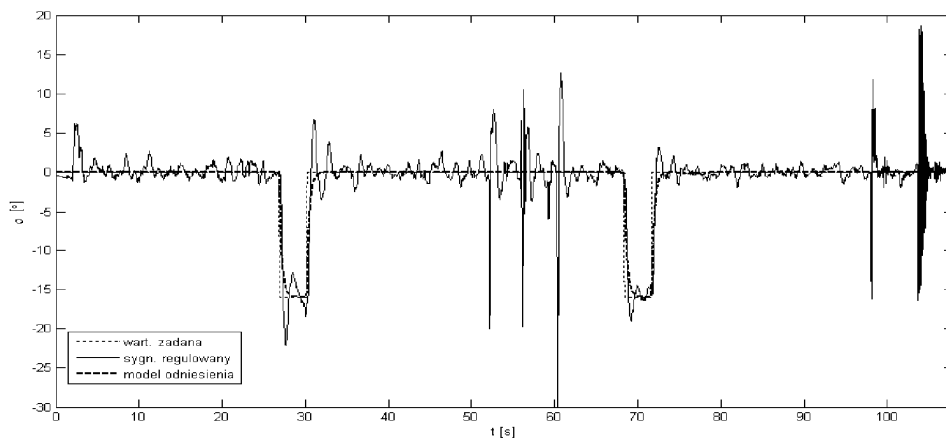
Rys. 5. Implementacja układu sterowania

## 5. Wyniki doświadczeń

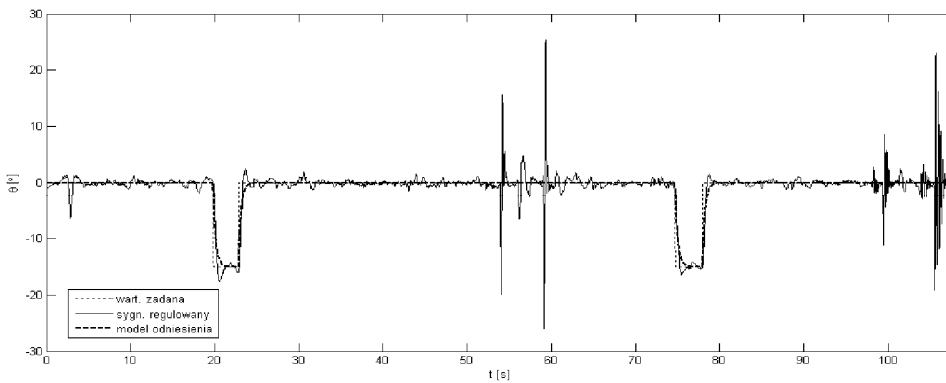
W pierwszej fazie testy quadrotora przeprowadzono na statywie, podczas których badano wpływ wartości parametrów układu sterowania i zakłóceń ze-

wewnętrznych ( $t \in (50, 65)$  s,  $t \in (95, 105)$  s) oraz obserwację reakcji na zmianę wartości zadanej.

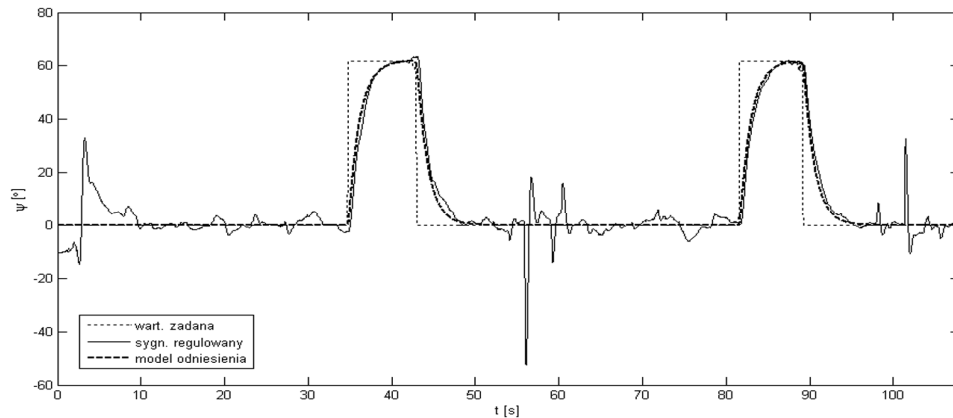
W stabilizacji quadrotora istotną rolę odgrywa dynamika w osiach  $x$  i  $y$ . Dlatego modele odniesienia dla torów sterowania  $\phi$  i  $\theta$  dobrano tak, aby ich dynamika była znacznie szybsza od toru  $\psi$ . Głównym celem testów było sprawdzenie realizowalności w czasie rzeczywistym zaproponowanego algorytmu sterowania oraz ocena właściwości uzyskanych rozwiązań (rys. 6-8.). Po dostrojeniu układu sterowania podczas testów na statywie przeprowadzono pierwsze próby w locie. Eksperymenty przeprowadzono w pomieszczeniu zamkniętym bez konieczności ponownego dostrajania regulatora. Aby wyeliminować przewodowe połączenie PC z quadrotorem, które było źródłem dużych zakłóceń oraz ograniczało zasięg jego działań, przewiduje się przeniesienie zaprojektowanego układu sterowania na platformę latającą.



Rys. 6. Przebieg kąta przechylenia  $\phi$  [deg]



Rys. 7. Przebieg kąta pochylenia  $\theta$  [deg]



Rys. 8. Przebieg kąta odchylenia  $\psi$  [deg]

## 6. Wnioski końcowe

Głównym celem pracy było zastosowanie metody DCM w syntezie układu stabilizacji i regulacji położenia kąтового platformy latającej typu quadrotor oraz sprawdzenie realizowalności w czasie rzeczywistym zaproponowanego algorytmu sterowania. Algorytm regulacji DCM został obszernie omówiony przez jego autora V.D. Yurkevicha dla hipotetycznych obiektów nieliniowych i niestacjonarnych [5]. Był on również stosowany do sterowania ruchem przestrzennym modelem samolotu [2], ale w niniejszej pracy po raz pierwszy został zastosowany do sterowania obiektem rzeczywistym. Na podstawie przeprowadzonych testów można stwierdzić, że zaprojektowany układ sterowania wykazuje właściwości „sterowania krzepkiego”, czyli w znacznym stopniu odpornego na zmiany parametrów obiektu regulacji i minimalizującego wpływ zakłóceń zewnętrznych.

*Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2010÷2012 jako projekt rozwojowy Nr OR 00011811.*

## Literatura

- [1] Castillo P., Lozano R., Dzul A.E.: Modelling and control of mini-flying machines, Springer-Verlag, London 2005.
- [2] Czyba R., Błachuta M.: Dynamic contraction method approach to robust longitudinal flight control under aircraft parameters variations, Proc. of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, USA 2003.
- [3] Tayebi A., McGilvray S.: Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft, IEEE Trans. on Control Systems Technology, vol. 14, no 3, 2006, s. 562+571.

- [4] Valavanis K.P.: Advances in unmanned aerial vehicles, Springer-Verlag, The Netherlands 2007.
- [5] Yurkevich V.D.: Design of nonlinear control systems with the highest derivative in feedback, World Scientific Publishing, 2004.

## **APPLICATION OF DYNAMIC CONTRACTION METHOD FOR UNMANNED AERIAL VEHICLE TYPE QUADROTOR CONTROL**

### **A b s t r a c t**

The problem of attitude stabilization and robust regulation of an indoor unmanned aerial vehicle, known as a quadrotor, is considered. This paper presents the design of continuous-time controller based on Dynamic Contraction Method. The control task is formulated as a tracking problem of Euler angles, where desired output transients are accomplished in spite of incomplete information about varying parameters of the system and external disturbances. The resulting controller is a combination of a low-order linear dynamical system and a subsystem which accomplishes an algorithm of quadrotor control. The experiment results for tracking a reference signal are presented, and confirm the effectiveness of the proposed method and theoretical expectations.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.*



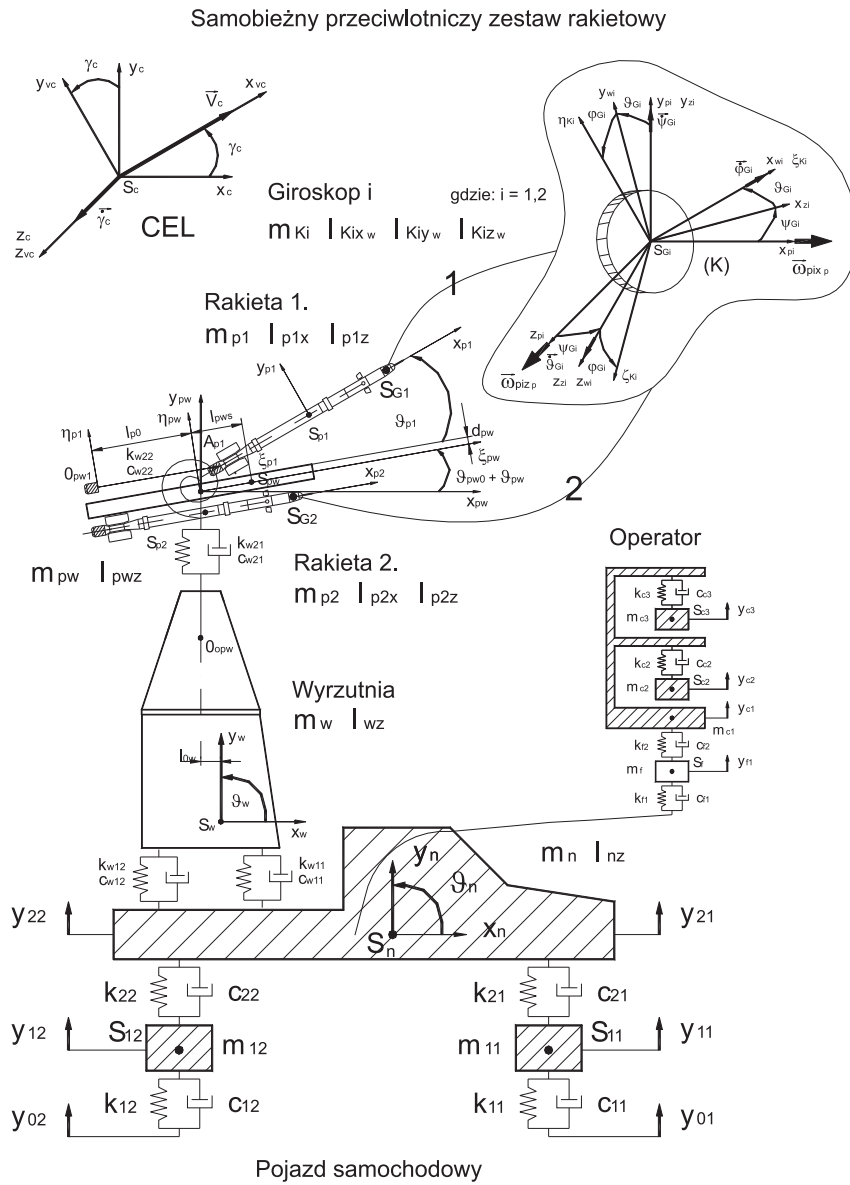
Zbigniew DZIOPA  
Zbigniew KORUBA  
Izabela KRZYSZTOFIK  
Politechnika Świętokrzyska

## LOT RAKIETY ZDETERMINOWANY PRZEZ POCZĄTKOWE PARAMETRY STARTU

Analizie poddano przeciwlotniczą rakietę bliskiego zasięgu samonaprowadzającą się na cel. Do naprowadzania rakiety zastosowano aparaturę jednokanałową o działaniu przekaźnikowym. Sterowanie odbywa się z wykorzystaniem pary sterów przerzutowych i dwóch silniczków gazodynamicznych. W chwili opuszczania wyrzutni przez raketę determinowane są początkowe parametry lotu, zwane początkowymi parametrami startu. Dla omawianej klasy raket bardzo istotne są szybkie wypracowanie odpowiedniego kąta wyprzedzenia i realizacja trajektorii lotu umożliwiająca zniszczenie wrogiego obiektu. Celem opracowania jest przedstawienie wpływu początkowych parametrów startu rakiety na realizowany przez nią lot.

### Wstęp

Celem opracowania jest przedstawienie wpływu początkowych parametrów startu rakiety na realizowany przez nią lot. Początkowe parametry startu, nazywane również początkowymi parametrami lotu, określane są w chwili opuszczania wyrzutni przez raketę. Każda rakietka przed realizacją lotu musi wystartować z wyrzutni. Jeżeli rakietka startuje z wyrzutni umieszczonej na mobilnym nośniku, to dynamika tego układu może wpływać na charakterystykę początkowych parametrów startu. Przykład takiego nośnika przedstawiono na rys. 1. Na pojazd poruszający się po bezdrożach pola walki działa wymuszenie od strony drogi. Powstające zaburzenie przenosi się na wyrzutnię. Rakietka wraz z prowadnicą tworzy parę kinematyczną o dwóch lub trzech stopniach swobody. Ruch prowadnicy determinowany przez układ pobudzonej do drgań wyrzutni wpływa na zachowanie się rakiety w chwili startu. Jeżeli nośnik, na jakim posadowiona jest wyrzutnia, drga pod wpływem zaistniałych wymuszeń, to startująca w różnych czasach rakietka będzie miała inne początkowe parametry startu. W związku z tym istotne jest zachowanie się rakiety w trakcie lotu rozpoczętego przy różnych początkowych parametrach startu.



Rys. 1. Samobieżny przeciwlotniczy zestaw rakietowy – nośnik wyrzutni rakiet

Nie w każdych okolicznościach panujących na polu walki można uzyskać korzystną charakterystykę warunków startu. Celem opracowania jest przedstawienie wpływu początkowych parametrów startu rakiety na realizowany przez nią lot. W rozważaniach zastosowano raketę bliskiego zasięgu samo-

naprowadzającą się na cel [2, 5]. Do naprowadzania rakiety wykorzystano parę sterów aerodynamicznych i dwa silniczki gazodynamiczne. Ze względu na zastosowanie do sterowania aparatury jednokanałowej istotny jest obrót rakiety wokół osi podłużnej i przekąźnikowe działanie układu wykonawczego [1, 4, 7]. Ze względu na to, że sterowanie aerodynamiczne jest nieefektywne tuż po opuszczeniu wyrzutni w tej fazie lotu wprowadzany jest układ hybrydowy. Dodatkowo wygenerowana gazodynamiczna siła sterująca sprzyja uzyskaniu oczekiwanego kąta wyprzedzenia. Nie w każdym jednak przypadku jest to możliwe. Wyjątkowo niekorzystne początkowe parametry startu mogą prowadzić do nieskuteczności rakiety.

## 1. Model rakiety

Rakieta traktowana jest jako układ zmienny w czasie [6]. Przyjęty w rozważaniach model rakiety przedstawiony jest szczegółowo w publikacji [3].

## 2. Symulacja numeryczna

Przedstawione zostaną przykładowe wyniki przeprowadzonej symulacji numerycznej lotu przeciwlotniczej rakiety bliskiego zasięgu samonaprowadzającej się na cel z wykorzystaniem hybrydowego sterowania jednokanałowego. Rakieta po opuszczeniu wyrzutni rozpoczyna lot, dysponując różnymi parametrami początkowymi. Z przeprowadzonych badań wynika, że największy wpływ na zachowanie się rakiety w trakcie lotu ma jej prędkość kątowna w ruchu pochylania  $\dot{\vartheta}$ [rad/s]. Jest to prędkość kątowna określona w chwili opuszczenia wyrzutni przez rakiety  $\dot{\vartheta}(t=0)$ . Wyniki obejmują pięć wartości początkowej prędkości kątownej:

1.  $\dot{\vartheta}(t=0)=0$  rad/s.
2.  $\dot{\vartheta}(t=0)=-0,4$  rad/s.
3.  $\dot{\vartheta}(t=0)=-0,8$  rad/s.
4.  $\dot{\vartheta}(t=0)=0,4$  rad/s.
5.  $\dot{\vartheta}(t=0)=0,8$  rad/s.

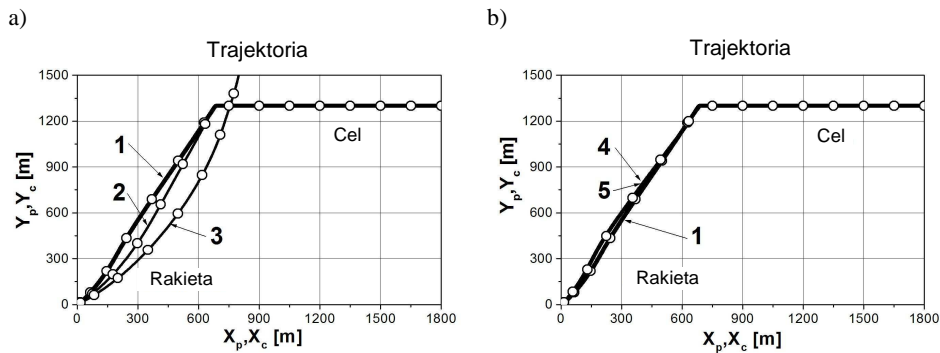
W przypadkach 1., 2., 4. i 5. rakieta trafia w cel, natomiast w przypadku 3. rakieta nie osiąga celu. Uzyskiwane wyniki dla opcji 2÷5. są porównywane z wynikami dla opcji 1. W przypadku 1. warunek jest zerowy, dlatego wyniki tej opcji są tzw. punktem odniesienia.

Wybrane wyniki przeprowadzonej symulacji przedstawiono na rys. 2÷9. Dodatkowo do każdego rysunku dołączono krótkie wnioski interpretujące uży-

skane przebiegi zmienności odpowiednich parametrów charakteryzujących lot rakiety.

1. Rysunek 2a – rakieta dla opcji 1. i 2. trafia w cel, natomiast dla opcji 3. strzelanie jest nieskuteczne. Różnice w przebiegu zmienności torów lotu są bardzo wyraźne. W przypadku 3. warunki startu powodują, że rakieta nie trafia w cel.

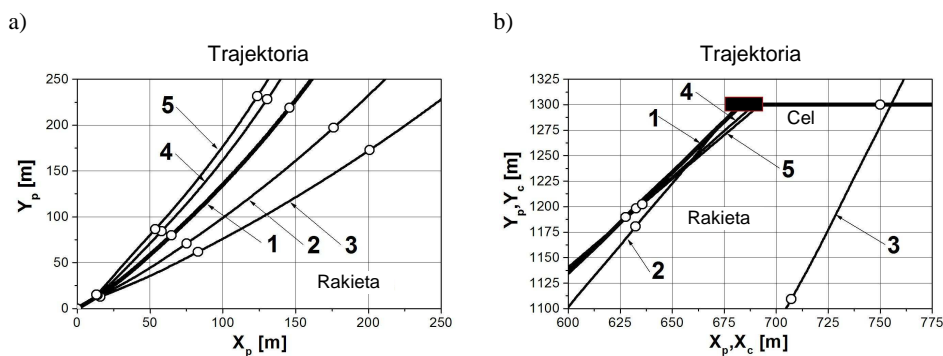
2. Rysunek 2b – rakieta dla opcji 4. i 5. trafia w cel. Różnice w przebiegu zmienności torów lotu są małe i zbliżone do trajektorii dla opcji 1.



Rys. 2. Trajektorie lotu rakiety i celu

3. Rysunek 3a – od momentu zakończenia lotu balistycznego przez rakiety torów lotu zaczynają się rozbiegać. Największe różnice dotyczą ujemnych wartości prędkości kątowej w ruchu pochylenia rakiety. Wartości ujemne oznaczają kierunek wynikający z pochylenia rakiety w stronę Ziemi.

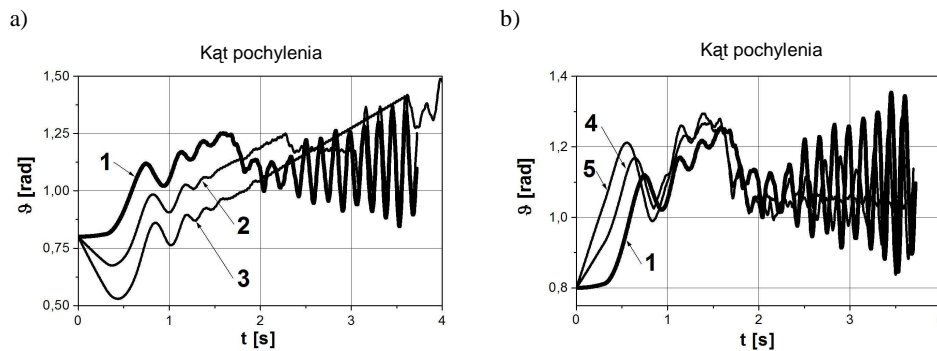
4. Rysunek 3b – w końcowej fazie lotu rakiety jej torów dla opcji 1-3. nie pokrywają się, natomiast trajektorie lotu w przypadku opcji 1., 4. i 5. są do siebie zbliżone, ale punkty osiągnięcia celu są inne.



Rys. 3. Trajektorie w początkowej i końcowej fazie lotu rakiety

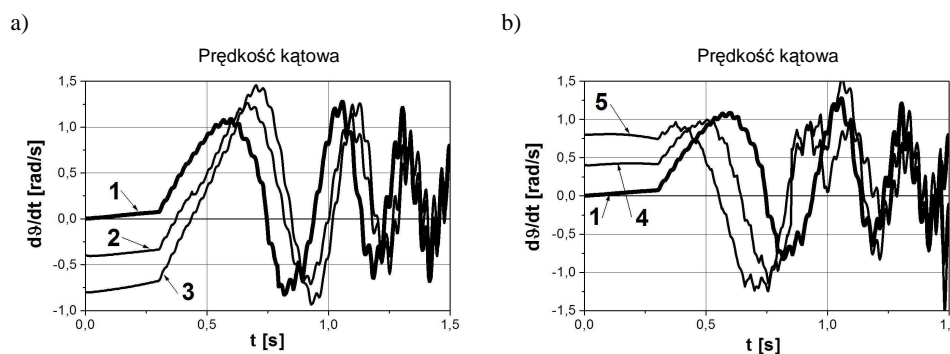
5. Rysunek 4a – przebiegi zmienności kąta pochylenia rakiety podczas lotu dla opcji 1-3. wyraźnie się różnią. W początkowej fazie lotu dla opcji 1. podłużna oś rakiety odchyła się nieznacznie w kierunku przeciwnym do powierzchni Ziemi. Natomiast dla opcji 2. i 3. rakieta wyraźnie pochyla się w kierunku Ziemi. Fluktuacje wartości kąta pochylenia wynikają z procesu sterowania rakieta obracającą się wokół osi podłużnej, dla której wypadkowa wartość siły sterującej określana jest po każdym obrocie.

6. Rysunek 4b – przebiegi zmienności kąta pochylenia rakiety w czasie trwania lotu dla opcji 1., 4. i 5. nie różnią się w sposób zdecydowany. W początkowej fazie lotu dla opcji 4. i 5. podłużna oś rakiety odchyła się wyraźnie w kierunku przeciwnym do powierzchni Ziemi.



Rys. 4. Przebieg zmienności w czasie kąta pochylenia rakiety

7. Rysunek 5a – przebiegi zmienności prędkości kątowej w ruchu pochylenia rakiety dla opcji 1-3. wyraźnie różnią się w pierwszej fazie lotu. Wynika to z innej wartości prędkości kątowej w chwili opuszczania wyrzutni przez rakieta  $t = 0$ . W dalszej części lotu wykresy funkcji niewiele różnią się od siebie.

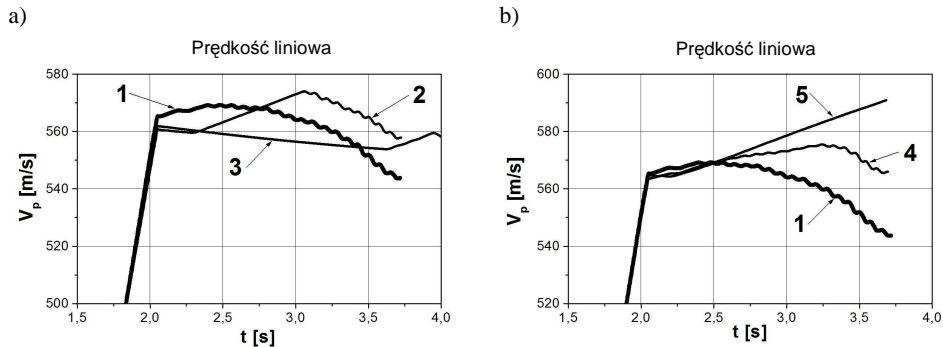


Rys. 5. Przebieg zmienności w czasie prędkości kątowej rakiety w ruchu pochylenia

8. Rysunek 5b – podobną tendencją do tej, która wynika z rys. 5a można zauważyć, analizując przebiegi zmienności prędkości kątowej w ruchu pochylenia rakiety dla opcji 1., 4. i 5.

9. Rysunek 6a – od chwili uruchomienia silnika raketowego o ciągu marszowym przebiegi zmienności prędkości liniowej rakiety dla opcji 1.-3 wyraźnie różnią się od siebie.

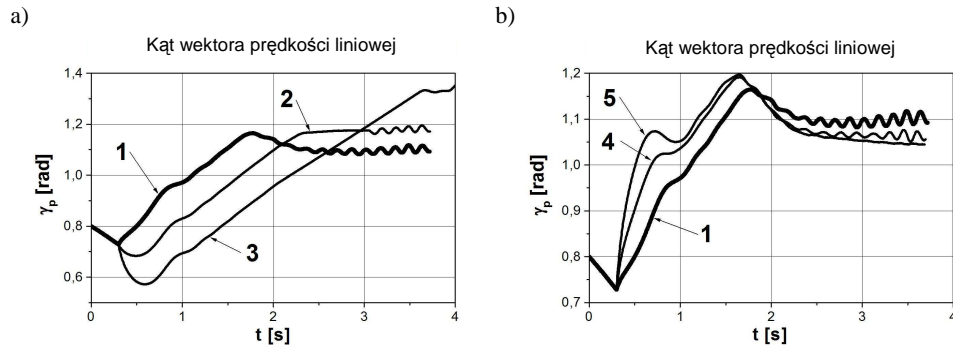
10. Rysunek 6b – podobną tendencją do tej, która wynika z rys. 6a można zauważyć, analizując przebiegi zmienności prędkości liniowej rakiety dla opcji 1., 4. i 5.



Rys. 6. Przebieg zmienności w czasie modułu wektora prędkości liniowej rakiety

11. Rysunek 7a – w trakcie lotu balistycznego wartość kąta pochylenia wektora prędkości rakiety zmniejsza się liniowo. Od chwili uruchomienia silnika raketowego o startowym ciągu wartość tego kąta dla opcji 1. rośnie. Po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu wartość kąta oscyluje wokół pewnej stałej wartości. Dla opcji 2. i 3. po uruchomieniu silnika raketowego wartość kąta pochylenia wektora prędkości liniowej najpierw zmniejsza się, a następnie rośnie. W przypadku 2. po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu wartość kąta oscyluje wokół pewnej stałej wartości. Natomiast w przypadku opcji 3. marszowy ciąg silnika nie powoduje zmiany kąta. Przebiegi zmienności kąta pochylenia wektora prędkości liniowej rakiety w czasie trwania lotu dla opcji 1-3. wyraźnie się różnią.

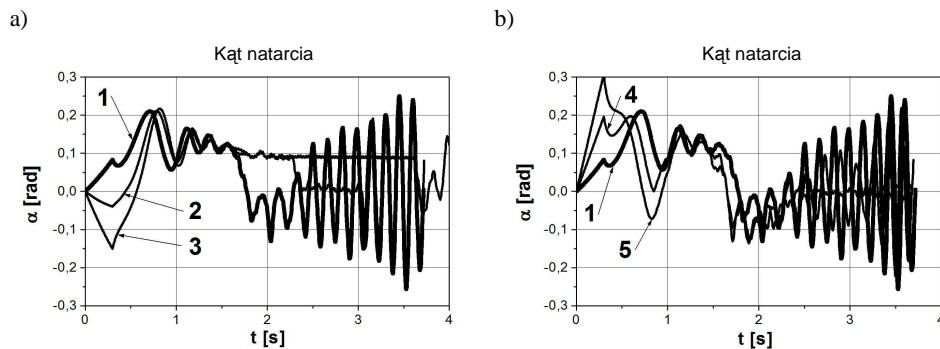
12. Rysunek 7b – w trakcie lotu balistycznego wartość kąta pochylenia wektora prędkości rakiety zmniejsza się liniowo. Od chwili uruchomienia silnika raketowego o startowym ciągu wartość tego kąta dla opcji 4. i 5. zdecydowanie rośnie. Po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu wartość kąta stabilizuje się i oscyluje wokół pewnej stałej wartości. Przebiegi zmienności kąta pochylenia wektora prędkości liniowej rakiety w czasie trwania lotu dla opcji 4. i 5. po upływie pierwszej sekundy niewiele różnią się od siebie.



Rys. 7. Przebieg zmienności w czasie kąta pochylenia wektora prędkości liniowej rakiety

13. Rysunek 8a – przebieg zmienności kąta natarcia zależy od położenia osi podłużnej rakiety w stosunku do położenia jej wektora prędkości liniowej. Lot balistyczny rakiety dla opcji 1-3. powoduje wyraźną różnicę w przebiegu zmienności kąta natarcia w funkcji czasu. Po uruchomieniu silnika rakietowego o startowym ciągu zmniejsza się rozbieżność pomiędzy funkcjami. Natomiast uruchomienie silnika rakietowego o marszowym ciągu powoduje ponowny wzrost rozbieżności pomiędzy funkcjami. W końcowej fazie lotu kąt natarcia dla opcji 1. i 2. oscyluje wokół wartości zero i ma podobny przebieg, który wyraźnie różni się od opcji 3.

14. Rysunek 8b – podobną tendencję do tej, która wynika z rys. 8a można zauważyć, analizując przebiegi zmienności kąta natarcia dla opcji 1., 4. i 5.

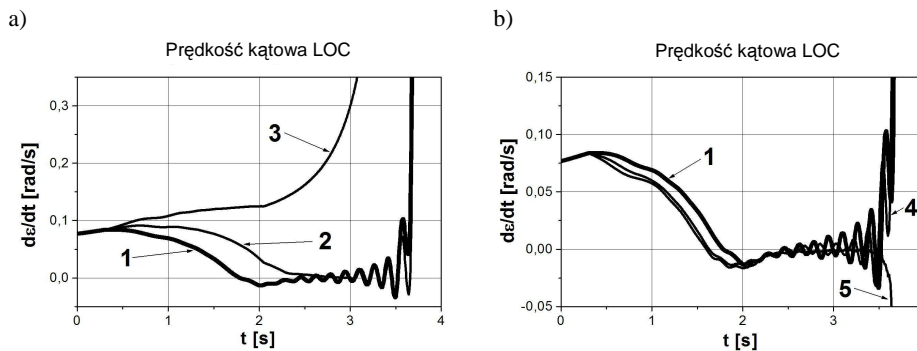


Rys. 8. Przebieg zmienności w czasie kąta natarcia rakiety

15. Rysunek 9a – prędkość kątowna linii obserwacji celu w trakcie lotu balistycznego dla opcji 1-3. ma analogiczny przebieg w funkcji czasu. Po uruchomieniu silnika rakietowego o startowym ciągu powstaje wyraźna rozbieżność pomiędzy funkcjami. Natomiast uruchomienie silnika rakietowego o marszowym ciągu zbliża do siebie przebiegi dla opcji 1. i 2. Funkcja stabilizuje się,

a kąt natarcia oscyluje wokół wartości zero. Całkowicie inny przebieg ma kąt natarcia w przypadku opcji 3. Uruchomienie silnika raketowego o marszowym ciągu destabilizuje prędkość kątową linii obserwacji celu, która gwałtownie rośnie. Taki wzrost prędkości kątowej dla opcji 1. i 2. występuje dopiero w końcowej fazie.

16. Rysunek 9b – w przypadku opcji 4. i 5. po uruchomieniu silnika raketowego o startowym ciągu przebiegi zmienności prędkości kątowej linii obserwacji celu niewiele różnią się od siebie. Różnica pojawia się po uruchomieniu silnika raketowego o marszowym ciągu. Jest ona wyraźnie widoczna w ostatniej fazie lotu.



Rys. 9. Przebieg zmienności w czasie prędkości kątowej linii obserwacji celu

### 3. Wnioski

Z przeprowadzonych badań wynika, że początkowe parametry startu rakiety mają wpływ na realizowany przez nią lot. Duży wpływ na zachowanie rakiety w trakcie lotu ma jej prędkość kątowa w ruchu pochylania. Wartość oraz kierunek wektora tej prędkości w chwili opuszczania wyrzutni przez raketę mają duże znaczenie. Szczególnie niekorzystna jest prędkość kątowa wynikająca z pochylecia rakiety w kierunku Ziemi. Na lot rakiety mają wpływ również inne czynniki, z których najistotniejszy wynika z określenia stref startu dla różnych prędkości celu.

#### Literatura

- [1] Baranowski L.: Symulacja komputerowa lotu raket przeciwlotniczych sterowanych jednokanałowo, Mechanika w Lotnictwie ML-IX, Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, Warszawa 2000, s. 17÷27.
- [2] Dziopa Z.: Sterowanie pociskiem raketowym bliskiego działania obracającym się wokół osi podłużnej, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, nr 168, Mechanika, z. 51, Awionika, t. 1, Rzeszów 1998, s. 125÷132.



- [3] Dziopa Z.: Rocket missile lift-off and flight simulator program, Computer Assisted Mechanics and Engineering Sciences – CAMES, Institute of Fundamental Technological Research, Polish Academy of Sciences, 2000, s. 507÷521.
- [4] Machowski B., Motyl K.: Badania teoretyczne i doświadczalne wpływu impulsu sterującego na tor lotu pocisku raketowego, Systemy przeciwlotnicze i obrony powietrznej – CRAAS, Kraków 2005, s. 319÷329.
- [5] Osiecki J., Koruba Z.: Budowa, dynamika i nawigacja pocisków raketowych bliskiego zasięgu, cz. I, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 1999.
- [6] Osiecki J., Koruba Z.: Budowa, dynamika i nawigacja wybranych broni precyzyjnego rażenia, Politechnika Świętokrzyska, Kielce 2006.
- [7] Vogt R., Madler J., Głębocki R.: Jednokanałowe, nieciągłe sterowanie lotem przestrzennym obiektu, Zeszyty Naukowe Politechniki Rzeszowskiej, nr 168, Mechanika, z. 51, Rzeszów 1998, s. 203÷210.

## ROCKET FLIGHT DETERMINED BY INITIAL STARTING PARAMETERS

### Abstract

Analysis is subjected to short-range anti-aircraft homing missile on a target. For missile guidance apparatus is used for single-channel relay action. Control is carried out using pairs of rudders and two gas-dynamic motors. At the time of leaving the rocket launcher, initial flight parameters, which are called the initial take-off parameters, are determined. For this class of missiles is very important to reach rapid agreement on the appropriate implementation of the advance angle and trajectory to allow the destruction of an enemy object. The aim of this paper is to present the impact of the initial parameters of the missile launch conducted by its flight.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.*

Anna GAŁACH  
Instytut Lotnictwa

## **PROCES I PROBLEMY TWORZENIA, INTEGRACJI I TESTOWANIA OPROGRAMOWANIA W DUŻYCH EUROPEJSKICH PROJEKTACH, NA PRZYKŁADZIE PROJEKTU SOFIA**

Artykuł przedstawia zagadnienia związane z tworzeniem wspólnego oprogramowania przez wiele firm uczestniczących w dużym projekcie europejskim. W pracy zostały poruszone kwestie wyboru platform sprzętowych i programistycznych, uzgodnienia protokołów komunikacyjnych, jak również zagadnienia integracji i testowania stworzonego oprogramowania. Na podstawie doświadczeń z realizacji projektu FP6 SOFIA (ang. *Safe Automatic Flight Back and Landing of Aircraft*) opisano problemy wynikające z ograniczeń dotyczących polityki prywatności firm, dostępności i preferencji platform programistycznych i sprzętowych, jak również odległości dzielących wykonawców projektu.

### **Wstęp**

Tworzenie oprogramowania, szczególnie w przypadku dużych systemów informatycznych, w których bierze udział wiele firm niemających doświadczeń we współpracy, jest procesem skomplikowanym i bardzo dynamicznym. Gdy poszczególne firmy zajmują się innymi częściami oprogramowania, trudno jest znaleźć rozwiązania programistyczne zadowalające wszystkich uczestników projektu, ponieważ każda firma ma swoje preferencje i/lub ograniczenia sprzętowe i programowe. Stworzenie lotniczego systemu informatycznego narzuca dodatkowe wymagania na spójność i niezawodność oprogramowania, gdyż w grę wchodzi zagrożenie życia. Te i inne zagadnienia tworzenia oprogramowania omówiono w artykule, a oparte są one na doświadczeniach zdobytych podczas pracy w projekcie europejskim SOFIA.

### **1. Założenia i cele projektu SOFIA**

Celem SOFII było opracowanie koncepcji i algorytmów pozwalających na automatyczny powrót samolotu na ziemię w przypadku pojawienia się na pokła-

dzie niebezpieczeństwa ataku terrorystycznego [3]. Głównym zadaniem projektu było zaprojektowanie funkcji rekonfiguracji lotu FRF (ang. *Flight Reconfiguration Function*) odpowiedzialnych za: stworzenie bezpiecznego planu lotu do bezpiecznego lotniska, uzgodnienie dostępu do niego z władzami na ziemi oraz automatyczne doprowadzenie samolotu do wyznaczonego miejsca lądowania bez udziału załogi, tak aby uniemożliwić porywaczom przejęcie kontroli nad samolotem. Stworzone oprogramowanie realizujące system rekonfiguracji lotu miało być zintegrowane na platformach testowych w celu sprawdzenia poprawności jego działania.

Do walidacji systemu w projekcie SOFIA wykorzystano pięć platform: dwa symulatory lotów, symulator naziemnej stacji kontroli ruchu lotniczego i dwa samoloty klasy General Aviation. Ponieważ docelowe urządzenie miało być wykorzystywane na rzeczywistych samolotach, a podczas tworzenia projektu miały zostać przeprowadzone próby w locie, system FRF – poza określoną w założeniach funkcjonalnością – musiał spełniać następujące warunki:

- oprogramowanie systemu powinno być niezawodne i bezpieczne,
- algorytmy powinny być wykonywane w odpowiednich ramach czasowych i uniemożliwiać wystąpienie stanów nieokreślonych i błędów,
- system powinien działać wydajnie i efektywnie wykorzystywać posiadane zasoby.

Stworzone oprogramowanie musiało również:

- być łatwe do zaadaptowania na dostępnych platformach programistycznych i sprzętowych wszystkich firm w celu szczegółowego przetestowania na poprawność działania,
- umożliwiać szybkie wprowadzanie ewentualnych zmian po wykryciu błędów lub braków,
- mieć uzgodnione i opracowane niezawodne protokoły komunikacji i przekazywania danych między modułami poszczególnych firm, przy założeniu, że różne firmy wykorzystują różne platformy i środowiska programistyczne i że większość firm ze względu na politykę prywatności nie będzie mogła udostępniać kodu pozostałym uczestnikom projektu,
- mieć przygotowane jednolite bazy danych (lotnisk, pasów startowych, obszarów zabronionych i przeszkód, rzeźby terenu i danych o samolocie) i ustalony sposób dostępu do nich.

## 2. Proces tworzenia oprogramowania

Proces produkcji oprogramowania składa się z kilku faz [2, 4]. Ich definicja, porządek, interakcje między poszczególnymi fazami specyfikują tzw. modele cyklu życia oprogramowania. Mimo istnienia wielu różnych modeli cyklu życia oprogramowania, we wszystkich można wyróżnić fazy: definicji wymagań, projektowania, implementacji, testowania i pielęgnacji.

1. Podczas fazy definicji wymagań jest określone, co system ma robić oraz w jakich warunkach i ograniczeniach ma działać. Typowa definicja wymagań zawiera: przegląd dostępnych produktów, specyfikację rozwoju, działania i pielęgnację środowiska działania produktu, wysokopoziomowy model koncepcyjny systemu, specyfikację interfejsu użytkownika, specyfikację wymagań funkcjonalnych i niefunkcjonalnych, specyfikację interfejsów do innych systemów, specyfikację obsługi błędów, listę możliwych zmian i poprawek systemu.

2. W fazie projektowania jest tworzony plan realizacji wymagań systemu, a faza implementacji skupia się na tworzeniu kodu według stworzonego wcześniej planu.

3. Testowanie jest procesem egzaminowania oprogramowania, w czasie którego wyszukiwane są występujące w nim błędy i braki. Proces testowania jest najczęściej dzielony na fazy. Pierwszą fazą jest testowanie małych jednostek oprogramowania przez programistów, drugą – testowanie integracyjne, gdzie jednostki są łączone i testowane w grupach. Na koniec odbywa się testowanie całego systemu.

4. Ostatnią fazą procesu tworzenia oprogramowania jest faza pielęgnacji, która polega na wprowadzaniu zmian do systemu po jego stworzeniu i oddaniu do użytkowania. Informacje z poszczególnych faz tworzenia oprogramowania są zawsze dokumentowane.

W projekcie SOFIA praca nad stworzeniem systemu FRF została podzielona na 5 etapów [3]. Pierwszy obejmował zadania operacyjne systemu, drugi – tworzenie projektu systemu, trzeci – tworzenie systemu, czwarty – testy i walidację systemu, piąty poruszał zaś kwestie rozpowszechniania i eksploatacji systemu.

### **3. Proces projektowania i tworzenia oprogramowania w projekcie SOFIA**

Pierwszy etap pracy w projekcie SOFIA obejmował określenie podstawowych definicji systemu FRF. Wstępnie określone funkcje zostały odniesione do środowiska pracy systemu – samolotu znajdującego się w przestrzeni powietrznej i naziemnych stacji kontroli lotu. W odniesieniu do środowiska przestrzeni powietrznej przeanalizowano dostępne technologie i systemy lotnicze, z którymi system FRF musiałby współpracować. Scharakteryzowano niezbędne procedury związane z automatycznym lotem samolotu i zmianami, jakie ze względu na nie należałoby wprowadzić do obecnie obowiązujących procedur. Środowisko naziemne zostało przeanalizowane ze względu na technologie i procedury kontroli ruchu lotniczego związane z działaniem systemu. Określono efekty wprowadzenia zmian w procedurach lotniczych ze względu na nowy system – kwestie zasad i przepisów, które muszą zostać zmienione, żeby procedury FRFa i samolot

z systemem FRF zostały dopuszczone do lotu. Oszacowano również poziom bezpieczeństwa systemu i stworzono zbiór wskazań dla specyfikacji i architektury systemu oraz jego podsystemów w celu zminimalizowania ryzyka kolizji z terenem, przeszkodami i bezpiecznego doprowadzenia samolotu na ziemię do wyznaczonego lotniska.

Po dokonaniu definicji wymagań rozpoczęto etap projektowania systemu. Została stworzona specyfikacja funkcji i ich interfejsów z systemem awionicznym samolotu. Określono: sposób inicjalizacji FRFa, zbiór stanów, w jakich może się znajdować system, sposób zarządzania funkcjami, definicję interfejsów z urządzeniami zewnętrznymi, specyfikację wykorzystywanych baz danych i definicję interfejsów do nich oraz definicję interfejsów z FMSEM/autopilotem. W projekcie systemu znalazł się również szczegółowy opis wszystkich funkcji FRFa, tzn. określono za co są one odpowiedzialne, ich dane wejściowe i wyjściowe oraz strukturę.

W projekcie SOFIA przyjęto, że w fazie tworzenia i testowania prototypowego oprogramowania system FRF będzie pracował w systemie operacyjnym Windows XP (SP2). System operacyjny został wybrany ze względu na jego popularność, tak aby żadna z firm nie miała trudności z dostępem do niego. W późniejszej fazie rozwoju oprogramowanie powinno korzystać z systemu o gwarantowanym czasie wykonania, np. z jednego z systemów czasu rzeczywistego. Jednak na czas tworzenia prototypu i sprawdzania jego funkcjonalności system Windows XP był wystarczający. Do tworzenia oprogramowania wykorzystano zintegrowane środowisko programistyczne firmy Microsoft – Visual Studio 6.0 dla języków C++ lub Basic, w zależności od preferencji uczestników projektu. Środowisko programistyczne zostało zaproponowane przez firmy odpowiedzialne za tworzenie oprogramowania do systemu FRF ze względu na doświadczenie w pracy i tworzenie projektów w tym środowisku, a także jego dostępność.

Struktura stworzonego systemu została oparta na architekturze klient–serwer. W systemie aplikacja klienta korzystała z usług zapewnianych przez funkcje systemu FRF zawartych w modułach programowych (komponentach), za które odpowiedzialne były poszczególne firmy tworzące oprogramowanie i których kod nie był udostępniany innym uczestnikom projektu ze względu na politykę firmy. Moduły programistyczne zamknięte były w klasach, bibliotekach lub programach i udostępniały jedynie swoją funkcjonalność bez szczegółów dotyczących implementacji czy rozwiązań algorytmicznych. Komunikacja pomiędzy poszczególnymi częściami oprogramowania odbywa się poprzez klasy COM/DOM [1].

Klasy COM (ang. *Component Object Model*) są standardem binarnego interfejsu do definiowania i tworzenia komponentów programistycznych, wprowadzonym przez firmę Microsoft. Pozwalają na komunikację międzyprocesową i tworzenie obiektów dynamicznych w wielu językach programistycznych. DCOM (ang. *Distributed COM*) jest rozszerzeniem modelu COM, wspierającym

komunikację między obiektami na różnych komputerach poprzez sieci LAN, WAN czy Internet. Zaletą technologii COM/DCOM jest to, że definiuje standard na poziomie binarnym, w oderwaniu od konkretnego narzędzia projektowego czy języka programowania.

System FRF został podzielony na 3 moduły [1]:

- moduł rekonfiguracji lotu (ang. *Flight Reconfiguration*) – składający się ze zbioru klas i bibliotek zawierających implementację funkcji rekonfiguracji lotu; w odniesieniu do funkcjonalności systemu FRF moduł zawierał: centrum podejmowania decyzji (inicjalizacja i zarządzanie etapami działania systemu FRF), planowanie trasy i statyczne monitorowanie lotu, prowadzenie samolotu wzdłuż zaplanowanej trasy i weryfikację planowanej trasy; dane rekonfiguratora lotu potrzebne pilotom były wyświetlane na interfejsie graficznym (rys. 1.); moduł rekonfiguracji lotu zawierał również jednostkę adaptacyjną rekonfiguratora dla konkretnej platformy testowej – zapewniał komunikację między systemem FRF a platformą, platforma dostarczała do systemu parametry lotu i samolotu, a rekonfigurator – informacje o planie lotu i nowych danych nawigacyjnych, rekonfigurator lotu zapewniał również dostęp do potrzebnych baz danych,

Dest. ICAO: EPKR Distance to TCP: 24 381,83 Bearing to TCP: 14,05 Current State: ACTIVE Guid. ms: 20 Max Wind: 20

Current Time: 6:21:26 Time to TCP: 0:07:54 Lateral Dev.: 20 341,85 Initialize Reconfigurator Cancel Threat

Time Deviation: 0:10:12 Turn Dir. at TCP: LEFT Vertical Dev.: -939,57 Reconfiguring with Negotiation Reconfiguring without Negotiation Reset

wp	Latitude	Longitude	Altitude	Course	G Speed	V Speed	Time	Fuel
1	49°55'00"N	021°10'31"E	800	140,00	63,61	0,00	6:21:21	125,00
2	49°54'45"N	021°11'15"E	891	118,10	46,30	3,41	6:21:42	124,77
3	49°45'45"N	021°24'45"E	1743	135,82	46,81	3,01	6:29:57	119,79
4	49°45'45"N	021°26'45"E	1483	127,57	31,44	-2,69	6:31:54	119,39
5	49°41'45"N	021°40'15"E	665	104,96	51,44	-2,69	6:36:31	118,14
6	49°41'38"N	021°41'12"E	593	100,96	51,44	-2,69	6:36:54	118,05
7	49°41'04"N	021°43'36"E	433	110,00	34,00	-1,76	6:38:24	117,68

Altitude: 2500 Distance: 35747  
 Validating Flight Plan  
 Flight Plan is valid  
 A valid reconfiguration solution has been found  
 Applying Flight Plan  
 Guidance Activity Loop started  
 <== Flight Reconfiguration completed

Rys. 1. Interfejs graficzny modułu rekonfiguracji lotu systemu FRF

- moduł RPL (ang. *RoutePlanning and Static Flight Monitoring*) i GLM (ang. *Guidance Managment and Leg Managment*) – będący biblioteką zawierającą funkcje przewidywania trajektorii w kontekście systemu FRF i zajmujący się procesem wykonywania planu lotu w kontekście systemu FRF,
- moduł Routings – moduł zawierający oprogramowanie z koncepcją automatycznego planowania lotu, opartą na parametrach samolotu i uwzględniające ukształtowanie terenu, przeszkody i obszary zabronione.

Przebiegi pracy poszczególnych części oprogramowania były zapisywane w plikach, co pozwalało na kontrolę poprawności działania systemu i pomagało lokalizować ewentualne błędy oprogramowania. Stworzony system w postaci programów i bibliotek był dostarczany firmom dysponującym platformami testowymi do przetestowania oprogramowania. Firmy testujące musiały zainstalować i zintegrować dostarczone oprogramowanie na swoich platformach, korzystając z jednostki adaptacyjnej znajdującej się w module rekonfiguratora lotu.

#### 4. Proces testowania oprogramowania w projekcie SOFIA

Czwarty etap pracy w projekcie SOFIA obejmował kwestie walidacji systemu FRF. Starano się oszacować, czy system FRF realizuje wymagane funkcje, czy działa zgodnie z założeniami i daje spodziewane wyniki oraz czy działa poprawnie po integracji na platformach testowych i we współpracy z naziemną stacją kontroli lotów. W projektach lotniczych, których częścią są próby w locie, szczególnie ważne jest zaplanowanie i przeprowadzenie testów, ze względu na bezpieczeństwo pilotów i ludzi znajdujących się na ziemi. W projekcie SOFIA wyróżniono fazy: wstępną walidację, na którą składały się wstępne badania na symulatorze lotów połączonym z symulatorem naziemnej stacji kontroli ruchu lotniczego oraz końcowe walidacje na symulatorach kabinowych i eksperymentalne próby w locie.

Podczas testowania systemu FRF postępowano według następującego planu.

1. Stworzenie wiarygodnego scenariusza walidacji z logiczną sekwencją zdarzeń.
2. Testowanie funkcji platformy testowej w celu wykluczenia wystąpienia błędu z jej strony.
3. Testowanie niezawodności nowych urządzeń stworzonych na potrzeby walidacji systemu.
4. Sprawdzenie połączeń i interfejsów pomiędzy poszczególnymi częściami systemu, aby wykluczyć błędy komunikacyjne.
5. Sprawdzenie działania systemu FRF zintegrowanego na platformie.

Podczas ćwiczeń walidacyjnych proces testowania musiał być na tyle elastyczny, aby umożliwiał wprowadzenie zmian w systemie lub etapach testu, w zależności od przebiegu doświadczenia lub jego rezultatów.

W projekcie SOFIA Instytut Lotnictwa był odpowiedzialny za walidację systemu FRF na jednej z platform docelowych, tj. na samolocie I-23. Jego rolą było zintegrowanie systemu na samolocie oraz sprawdzenie poprawności algorytmów i działania oprogramowania tworzącego system FRF. Zdobyte w ten sposób doświadczenia i wyniki badań miały być wykorzystane do poprawienia systemu i przygotowania go do kolejnych prób w locie na samolocie firmy Diamond.

W skład sprzętowej platformy testowej będącej częścią wyposażenia samolotu testowego I-23 wchodziły:

- komputer FRF/AP – komputer PC/104 (Celeron 650 MHz, 512 RAM, 4GB ATA/IDE Flash) z dodatkowymi kartami do obsługi szyny CAN i GSM/GPRS, na którym zaimplementowano oprogramowanie FRF wykonane przez partnerów projektów SOFIA oraz autopilota, opracowane przez Politechnikę Rzeszowską,
- mechanizmy wykonawcze z linkami sterującymi lotek, sterów wysokości i trymerów,
- panel autopilota 2D z osobnym systemem zasilania, wyłącznikami bezpieczeństwa i bezpiecznikami,
- szyna CAN łącząca jednostki obliczeniowe z komputerem FRF/AP, mechanizmami wykonawczymi i panelem sterowania.

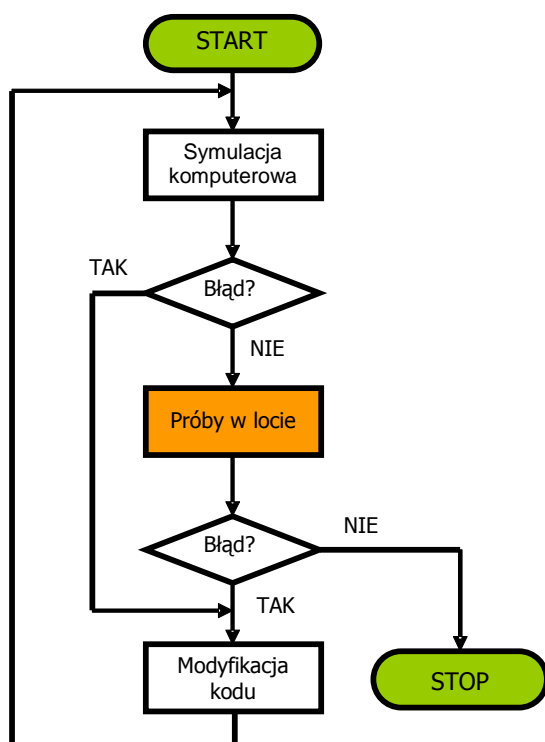
Przed rozpoczęciem testów systemu FRF przygotowana platforma testowa została sprawdzona osobno, by uzyskać pewność, że ewentualne błędy wynikają tylko z nieprawidłowego działania testowanego oprogramowania, a nie są powodowane przez platformę. Ze względu na specyfikę przeprowadzanych badań i koszt ich wykonywania działanie systemu FRF najpierw było testowane „na ziemi”. Metodyka przeprowadzonych badań została przedstawiona na rys. 2.

Na początku oprogramowanie FRF było testowane podczas symulacji komputerowych. Jeżeli zostały znalezione błędy, oprogramowanie było modyfikowane i testowane ponownie, jeżeli nie – odbywały się próby w locie. Jeżeli podczas prób w locie wykryte zostały kolejne błędy, proces testowania zaczynał się od początku.

Symulacje komputerowe stworzone w celu wstępnego przetestowania oprogramowania FRF „na ziemi” były bardzo proste, jednak nawet takie nieskomplikowane doświadczenia pozwoliły zdobyć wiele informacji na temat błędów i braków w oprogramowaniu oraz uzyskać wskazówki co do poprawy jego jakości i wiarygodności. Podczas symulacji oprogramowanie było testowane przez wprowadzenie do systemu prostych tras lotu i kontrolowanie, czy dane generowane przez system są prawidłowe. W późniejszych fazach testów podawane do systemu trasy symulowały trasę lotu przewidzianą na rzeczywiste próby



w locie, a w końcowych na wejściu były podawane rzeczywiste dane z wykonanego wcześniej lotu. W przypadku wystąpienia błędu oprogramowanie przekazywane było do twórców w celu modyfikacji kodu lub działania algorytmów. Ze względu na prostotę symulatora możliwe było przekazanie jego kodu partnerom, aby lepiej uświadomić spostrzeżenia co do działania systemu. Po przejściu testów na symulatorze przeprowadzano testy na komunikację przez szynę CAN. Skontrolowano, czy oprogramowanie systemu FRF po integracji z kodem autopilota dostarcza prawidłowe dane na szynę łączącą komputer FRF z innymi urządzeniami samolotu i czy prawidłowo odbiera symulowane dane wejściowe. Przeprowadzone symulacje pozwoliły wykryć część błędów i zwiększały prawdopodobieństwo sukcesu podczas prób w powietrzu.



Rys. 2. Metodyka przeprowadzania testów systemu FRF

## 5. Wnioski

Praca przy projekcie SOFIA pozwoliła zdobyć wiele doświadczeń dotyczących zarówno metodyki tworzenia dużych lotniczych projektów informatycznych, jak i współpracy z firmami z innych krajów czy instytucji. Wiele informacji – począwszy od sposobów definicji wstępnych założeń projektu, tak aby

wszyscy uczestnicy byli zadowoleni z podziału pracy i wyboru rozwiązań programistycznych i lotniczych, poprzez prowadzenie dokumentacji w czasie trwania całego projektu, aż do rozpowszechniania osiągnięć współpracy – pozwoli w przyszłości innym firmom i instytucjom z Europy na znaczne usprawnienie działań w podobnych przedsięwzięciach. Udział w SOFII unaoczniał liczbę i typy problemów, jakie mogą powstać w czasie trwania takiego projektu – od małych, takich jak różne rozumienie tych samych pojęć przez różne firmy, po duże, jak np. uzyskiwanie certyfikatów lotu dla samolotu z nowym, eksperymentalnym systemem pokładowym.

Spśród wielu problemów, które zaistniały podczas tworzenia opisywanego projektu, należy zwrócić uwagę na dwa: pierwszy dotyczący określenia i trwania poszczególnych faz tworzenia systemu i drugi dotyczący jego adaptacji na konkretnych platformach.

Podczas faz tworzenia oprogramowania FRF bardzo dużo czasu poświęcono określaniu wymagań i tworzeniu planu projektu systemu. Można było zaobserwować trudności w organizacji pracy i dokładnym określeniu funkcji systemu FRF, których źródłem były różne doświadczenia i potrzeby partnerów. Szczególną uwagę zwrócono także na kwestie proceduralne, a jednoznaczny podział obowiązków i pracy powstał w stosunkowo późnej fazie rozwoju planu projektu. Przedłużenie wstępnych faz rozwoju projektu spowodowało, że ograniczono czas na jego realizację i testowanie, szczególnie że pojawiły się również niespodziewane opóźnienia wynikające z problemów z certyfikacją samolotu z eksperymentalnym systemem FRF.

Wiele trudności wynikało również podczas adaptacji oprogramowania systemu FRF. Zróżnicowanie platform testowych, różnorodność urządzeń i oprogramowania, z którym nowy system miał współpracować, spowodowały, że niektóre części systemu były często modyfikowane. Prowadziło to do czasochłonnego procesu dostosowywania systemu do wymagań, któremu towarzyszyła stała wymiana informacji między firmami tworzącymi oprogramowania a firmami testującymi je na docelowych urządzeniach. Wymiana informacji oparta była na kontaktach telefonicznych i mailowych, które nie są tak efektywne jak kontakt bezpośredni, i zajmowała dużo czasu. W szczególnych przypadkach przy adaptacji systemu niezbędny okazał się przyjazd i pomoc twórców oprogramowania, co wiązało się z dodatkowymi kosztami. W przyszłości należy zatem poświęcać bardzo dużo uwagi na dokładne określenie potrzeb i wymagań, jakie powinno spełniać oprogramowanie, by móc działać w różnych środowiskach.

## Literatura

- [1] DCOM Technical overview, MSDN, Microsoft Corporation, 1996.
- [2] Encyclopedia of science and technology, 5<sup>th</sup> ed., McGraw-Hill, 2005.

- [3] SOFIA reports, 2005÷2008.
- [4] Sommerville I.: Software engineering, 8<sup>th</sup> ed., Addison Wesley Publishing Company, 2007.

**PROCESS AND PROBLEMS OF SOFTWARE DEVELOPMENT,  
INTEGRATION AND TESTING IN LARGE EUROPEAN FRAME PROJECTS  
– LESSON LEARNED IN SOFIA PROJECT**

**A b s t r a c t**

The article discusses the cooperation problems during the software development in large European Frame Project. The paper is focused on the choice of software and hardware platforms, selection of communication protocols, problems with integration and testing of the created software modules. Based on experience collected during FP6 SOFIA (Safe Automatic Flight Back and landing of Aircraft) project, the following problems are discussed: difficulties caused by the privacy policies of companies engaged in a project, problems with availability and preferences of hardware and software, problems caused by distance and language barriers.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.*

Piotr GOLAŃSKI  
Henryk SZKUDLARZ  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

## ZASTOSOWANIE STEROWANIA ROZMYTEGO DO MODELOWANIA DZIAŁANIA PILOTA PODCZAS SYMULOWANEGO ROZBIEGU SAMOLOTU TS-11 „ISKRA”

W artykule przedstawiono koncepcję wykorzystania sterowania rozmytego do modelowania działania pilota. W pracy ograniczono się do modelowania działania pilota w trakcie realizacji procedury rozbiegu dla samolotu TS-11 „Iskra”. Poszukiwany model został ujęty w postaci regulatora rozmytego PID i zaimplementowany z wykorzystaniem metody Takagi–Sugeno.

### Wstęp

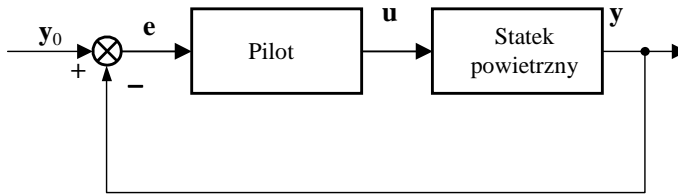
Zagadnienie budowy modelu działania pilota ma związek z eksploatowanym w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych symulatorem badawczo-konstrukcyjnym. Zadaniem symulatora jest badanie wpływu rozmieszczenia przyrządów w kabinie samolotu na jakość realizacji zadań przez pilota. Jakość ta może być określona poprzez porównanie wartości parametrów lotu osiągniętych w trakcie wykonywania zadania przez pilota z wartościami parametrów lotu wzorcowego. Obecnie do generacji parametrów wzorcowych lotu wykorzystuje się uproszczony model dynamiki lotu samolotu TS-11 „Iskra”. Uproszczenie polega na przyjęciu kroku całkowania równego 1 s oraz sterowaniu samolotem poprzez skokową zmianę parametrów lotu. Model ten różni się zatem od zastosowanego w symulatorze badawczo-konstrukcyjnym, w którym krok całkowania jest równy 20 ms, a sterowanie odbywa się poprzez zmianę wychylenia sterów.

Zastosowanie tego modelu do generacji parametrów lotu wzorcowego wymaga jednak zdefiniowania pewnego modelu sterowania, który realizowałby proces sterowania statkiem powietrznym. Poszukiwany model powinien być modelem działania pilota, który z jednej strony uwzględnia ograniczenia charakterystyczne dla człowieka, z drugiej jednak strony dokładnie wykonuje procedury pilotażowe.

Celem artykułu jest przedstawienie wyników prac nad określeniem modelu sterowania samolotem TS-11 „Iskra” w trakcie realizacji procedury rozbiegu, zgodnie z instrukcjami pilotażu dla tego samolotu [4, 8].

## 1. Sformułowanie problemu

W niniejszym artykule rozważany jest model lotu i sterowania statku powietrznego. Obydwa modele współpracują ze sobą, tworząc układ regulacji ze sprzężeniem zwrotnym, w którym model lotu statku powietrznego jest obiektem sterowanym, a model pilota regulatorem (rys. 1.) [4].



Rys. 1. Schemat blokowy sterowania statkiem powietrznym

W układzie tym wektor parametrów lotu statku powietrznego  $\mathbf{y}$  jest porównywany z wektorem parametrów nakazanych  $\mathbf{y}_0$ . Uwzględniając różnicę pomiędzy nimi, oblicza się wektor uchybu  $\mathbf{e}$ :

$$\mathbf{e} = \mathbf{y} - \mathbf{y}_0 \quad (1)$$

na podstawie którego pilot wyznacza wektor sterowania statkiem powietrznym  $\mathbf{u}$ . Elementami wektora  $\mathbf{u}$  mogą być np. wychylenia sterów kierunku, wysokości i lotek. W przedstawionym schemacie model statku powietrznego może być opisany jako pewna relacja  $M_D$  wiążąca ze sobą  $n$  parametrów mechanicznych, aerodynamicznych i nawigacyjnych  $p_i$ :

$$M_D = \langle p_1, p_2, \dots, p_i, \dots, p_n \rangle \quad (2)$$

Parametry  $p_i$  tworzą zbiór parametrów  $P$ . W zbiorze parametrów  $P$  można wyróżnić podzbiór  $m$  parametrów sterujących  $P_S$ , mających wpływ na pozostałe parametry, tzn.  $P_S \subset P$ .

Jak wspomniano we wstępie, poszukiwany jest model pilota  $M_S$ . Dane potrzebne do modelowania i identyfikacji procesu sterowania mogą być uzyskane z trzech źródeł [1]:

- apriorycznej wiedzy określającej fizykę danego zjawiska wyrażoną równaniami różniczkowymi,
- wiedzy empirycznej i eksperckiej wyrażonej regułami lingwistycznymi,
- danych pomiarowych otrzymanych z eksperymentu.

Jeżeli chodzi o aprioryczną wiedzę dotyczącą działania pilota, to z pracy [7] wynika, że model pilota jako operatora może być opisany w formie nieliniowego adaptacyjnego regulatora PID. Postać ogólna regulatora PID wyraża się zależnością:

$$u(t) = K_r \left[ e(t) + \frac{1}{T_I} \int_0^t e(t) dt + T_D \frac{d}{dt} e(t) \right] \quad (3)$$

gdzie:  $e(t)$  – sygnał błędu,  $u(t)$  – sygnał sterujący,  $K_r$  – współczynnik wzmocnienia,  $T_I$  – stała czasowa całkowania,  $T_D$  – stała różniczkowania.

Współczynniki równania zmieniają się w zależności od wartości sygnału błędu. I tak, dla małych wartości sygnału błędu człowiek działa jak regulator PI, natomiast dla dużych wartości – jak regulator PD. Obok tej wiedzy dostępna jest także wiedza ekspercka wyrażona w postaci reguł. Wiedza taka jest zawarta w literaturze [4, 8]. Można ją także uzyskać z wywiadu z pilotem.

W niniejszym artykule określenie modelu działania pilota zawężono do zagadnienia sterowania samolotem TS-11 „Iskra” w trakcie jego rozbiegu, realizowanego podczas procedury startu. Zgodnie z pracą [8] rozbieg samolotu polega na rozpędzaniu samolotu do prędkości 140 km/h, po czym pilot ma za zadanie unieść przednie podwozie samolotu na wysokość 15 cm. Dokonuje tego poprzez ściągnięcie na siebie drążka. O wielkości wychylenia drążka wiadomo jedynie tyle, że powinno ono być nieznaczne i płynne, a przestaje się zwiększać po oderwaniu kółka przedniego podwozia od drogi startowej. Poza tym wychylenie drążka wynika z sił, z jakimi oddziaływa on na pilota. Po uniesieniu przedniego podwozia pilot ma za zadanie utrzymywać stałe pochylenie samolotu przy stałym położeniu maski samolotu względem linii horyzontu, aż do momentu oderwania podwozia głównego od drogi startowej.

Jak wynika z przedstawionego opisu, w wiedzy eksperta występuje dość dokładne liczbowe określenie parametrów wyjściowych sterowanego obiektu, natomiast mało precyzyjnie określone są parametry sterowania, jakim jest wychylenie drążka, a co za tym idzie – wychylenie steru wysokości. Z kolei parametry wyjściowe mają określone wartości brzegowe, ale nie ma zależności określającej przejście pomiędzy stanem początkowym a końcowym, kiedy to następuje osiągnięcie przez samolot zadanego pochylenia.

Ponieważ opis wiedzy dotyczącej rozpatrywanego zjawiska zawiera określenia „mały” i „duży”, wygodnie jest ją sformalizować w języku logiki rozmytej. Ponadto, jak wcześniej zostało wspomniane, człowiek działa jak nieliniowy

adaptacyjny regulator PID. Dlatego model działania pilota może być ujęty w postaci rozmytego kontrolera PID (ang. *fuzzy PID controller*). Temu zagadnieniu będzie poświęcona dalsza część artykułu.

## 2. Budowa modelu

Do zdefiniowania modelu reakcji pilota założono, że poszukiwany model ma symulować działanie człowieka, który w sposób idealny korzysta z wiedzy pilotażu i dla którego jedynym ograniczeniem są możliwości statku powietrznego. Dlatego wyznaczenie parametrów takiego modelu może być oparte na [4] wiedzy eksperta oraz modelu statku powietrznego działającego pod wpływem sterowania. Przyjęto, że w wyniku sterowania przez model pilota pochylenie samolotu powinno zmieniać się według pewnej krzywej sigmoidalnej (rys. 2.), przy czym stromość zbrocza tej krzywej powinna wynikać z właściwości dynamicznych samolotu.

Jak już wspomniano, poszukiwany jest model pilota w postaci rozmytego regulatora PID. Ogólnie każdy model rozmyty składa się z następujących elementów (rys. 3.) [1, 2]:

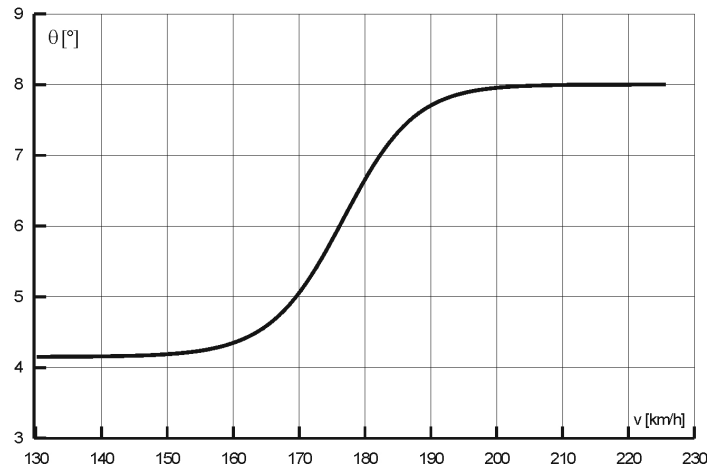
- bloku normalizacji standaryzującego poziom zmiennej wejściowej,
- bloku fuzyfikacji odwzorowującego przeskalowaną zmienną wejściową w odpowiedni zbiór rozmyty zwany funkcją przynależności,
- bazy reguł określających związki lingwistyczne pomiędzy zmiennymi wejściowymi i wyjściowymi,
- maszyny wnioskującej określającej stopień spełnienia poszczególnych reguł,
- bloku defuzyfikacji generującego nierozmytą wartość zmiennej wyjściowej,
- bloku denormalizacji przekształcającego znormalizowaną wartość zmiennej wyjściowej do odpowiedniego poziomu.

Na strukturę i szczegółowy opis działania wymienionych elementów ma wpływ wiedza dotycząca danej dziedziny przedmiotowej. Dostarcza ona informacji niezbędnej do właściwego przekształcenia zmiennej ilościowej na zmienną rozmytą, określa zbiory rozmyte odwzorowujące wartości lingwistyczne stanu procesu i ich transformacje do wartości sterujących, zawiera fizyczne dziedziny zmiennych oraz ich znormalizowane odpowiedniki wraz z przelicznikami niezbędnymi do normalizacji i denormalizacji zmiennych [2].

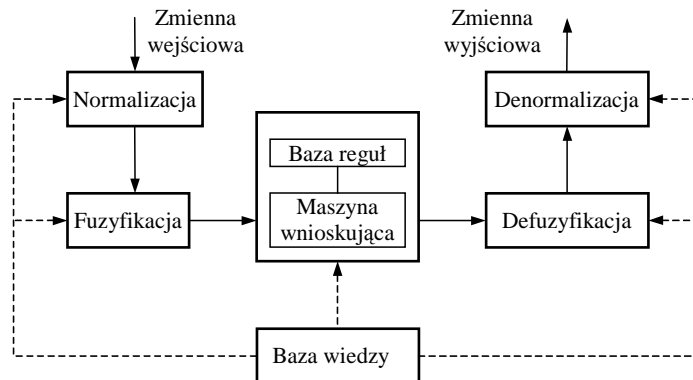
Ze względu na to, że poszukiwany jest model regulatora PID do fuzyfikacji zastosowano trzy funkcje przynależności związane ze składnikiem proporcjonalnym, inercyjnym i różniczkowym. Baza reguł została sformułowana za pomocą modelu Takagi–Sugeno, dla którego reguły te są zapisane w następującej postaci:

$$R_i : \text{If } e_P \text{ is } E_{P,i} \text{ and } e_I \text{ is } E_{I,i} \text{ and } e_D \text{ is } E_{D,i} \text{ then } u = f_i(\mathbf{e}) \quad (4)$$

gdzie:  $e_j$  – składowe proporcjonalna ( $e_P$ ), inercyjna ( $e_I$ ) i różniczkowa ( $e_D$ ) z zależności (3),  $E_{j,i}$  –  $i$ -ta funkcja przynależności dla  $j$ -tej składowej,  $f_i(\mathbf{e})$  – funkcja opisująca działanie regulatora.



Rys. 2. Oczekiwany przebieg zmian kąta pochylenia samolotu w trakcie rozbiegu



Rys. 3. Struktura modelu rozmytego

Do realizacji tak określonego modelu przyjęto metodologię stosowaną w tworzeniu systemów ekspertowych [3]. Polega ona na szybkim utworzeniu prototypu modelu, a następnie jego weryfikacji. Jeżeli wynik działania modelu okaże się niezadowalający, następuje powrót do kroku pierwszego, w którym

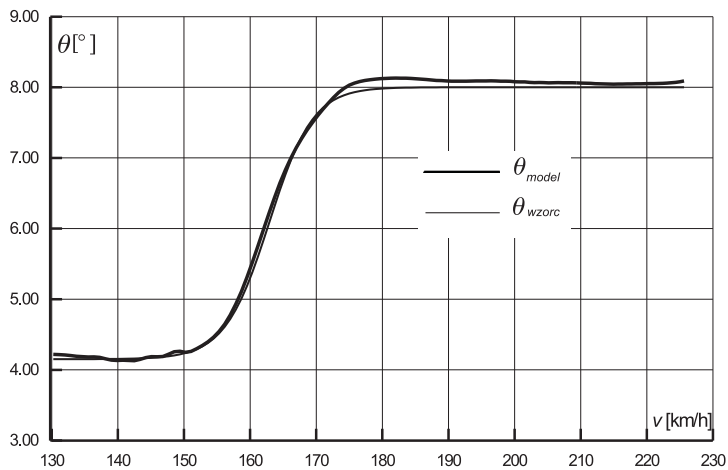


modyfikuje się ten model. Metodologia ta jest także stosowana w projektowaniu regulatora rozmytego [5].

Wstępnie przyjęto zbiór reguł, w następnikach zastosowano dwie funkcje określające dwa prawa sterowania. I tak dla reguł, w których w poprzednikach występowały duże wartości  $e_j$ , w następniku pojawiała się funkcja sterowania z małymi stałymi czasowymi  $T_D$  i  $T_I$ . Dla reguł z małymi wartościami  $e_j$  w następniku występowała funkcja  $f$  z dużymi wartościami czasów  $T_I$  i  $T_D$ . Podczas eksperymentu polegającego na sterowaniu modelem samolotu [6] w trakcie rozbiegu dokonywano zmian:

- w postaci reguł  $R_i$  oraz ich liczby,
- w opisach zbiorów  $E_{j,i}$ ,
- w zbiorach i współczynnikach funkcji  $f_i(\mathbf{e})$ .

W wyniku przeprowadzonych prób uzyskano końcową postać modelu, który w sposób zadowalający realizował proces sterowania. Na rysunku 4. przedstawiono wyniki działania tego modelu. Linią cieńszą zaznaczono przebieg wzorcowy zmiany kąta pochylenia samolotu  $\theta_{wzorc}$ , natomiast linią grubą przebieg zmiany kąta pochylenia uzyskany z modelu  $\theta_{model}$ .



Rys. 4. Wynik działania modelu sterowania

Jak wynika z rys. 4., model pozwala uzyskać takie sterowanie statkiem powietrznym, które umożliwia spełnienie wymagań narzuconych na zachowanie się samolotu w trakcie rozbiegu, a przebieg zmian pochylenia samolotu odpowiada jednemu z przebiegów wzorcowych. Zaproponowany model sterowania umożliwia maksymalnie szybkie osiągnięcie zadanej wartości kąta pochylenia oraz szybkie ustabilizowanie zadanej wartości kąta pochylenia.

### 3. Podsumowanie

W niniejszym artykule przedstawiono koncepcję budowy modelu działania pilota opartą na modelowaniu rozmytym. W określaniu struktury modelu przyjęto, że poszukiwany model ma postać regulatora rozmytego PID. Na prezentowanym etapie pracy zrealizowano sterowanie samolotu, obejmujące procedurę startu do chwili oderwania kół podwozia od powierzchni drogi startowej. Jako obiekt sterowania wykorzystano model dynamiki lotu samolotu TS-11 „Iskra”.

Do określenia początkowych parametrów modelu wykorzystano wiedzę eksperta, natomiast do jego weryfikacji – model statku powietrznego działającego pod wpływem sterowania. Osiągnięte wyniki pokazują, że zastosowanie modelowania rozmytego jest odpowiednią metodą do stworzenia modelu odwzorowującego działanie człowieka.

#### Literatura

- [1] Abonyi J.: Fuzzy model identification for control, Birkhauser, Boston 2003.
- [2] Bociek S., Gruszecki J.: Układy sterowania automatycznego samolotem, Oficyna Wydawnicza Politechniki Rzeszowskiej, Rzeszów 1999.
- [3] Bubnicki Z.: Wstęp do systemów ekspertowych, Państwowe Wydawnictwa Naukowe, Warszawa 1990.
- [4] Instrukcja techniki pilotowania samolotu TS-11 „Iskra”, Lot 1851/78, zatwierdzona Zarządzeniem DWL nr 50, z dnia 07 czerwca 1978.
- [5] Michalewicz Z., Fogel D.B.: Jak to rozwiązać, czyli nowoczesna heurystyka, Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, Warszawa 2006.
- [6] Model dynamiki lotu sterowanego samolotu TS-11 „Iskra” dla symulatora badawczo-konstrukcyjnego, BiAK 3523/50 ITWL, Warszawa 2007.
- [7] Piegat A.: Fuzzy modeling and control, Physica-Verlag, Heidelberg 2001.
- [8] Samolot TS-11 „Iskra”. Metodyka szkolenia lotniczego, technika pilotowania i zastosowania bojowego, Lot. 2000/79, zatwierdzona Zarządzeniem DWL nr 131, z dnia 27 grudnia 1979.

#### **FUZZY CONTROL APPLICATION IN MODELLING OF PILOT ACTION DURING TAKEOFF ROLL SIMULATION FOR TS-11 AIRCRAFT**

##### Abstract

This paper presents a concept of application of the fuzzy modelling to building a model of an ideal pilot. Here, the focus is on the model of pilot action during takeoff roll phase of flight. The proposed model structure is expressed in the form of fuzzy PID controller. For parameters identification of this model, an expert knowledge has been used. Furthermore, the methodology used in expert system building has been applied. It consists in fast prototyping of an initial model and then the modification of model parameters in the testing process. For testing, as a controlled object, the flight dynamic model of a TS-11 aircraft has been used. Finally, the result of model simulation, has been presented.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.*

Krzysztof KAŻMIERCZAK

Zdzisław ROCHAŁA

Wiesław SOBIERAJ

Wojskowa Akademia Techniczna

## RODZAJE INTERFEJSÓW ZASTOSOWANYCH W SYMULATORZE KABINY SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO

Systemy awioniczne kolejnych generacji samolotów pasażerskich są wynikiem burzliwego rozwoju mikroelektroniki i techniki mikroprocesorowej. Postęp w tych dziedzinach umożliwił projektowanie kabin samolotów w technologii „Glass Cockpit”, z wykorzystaniem panelowych wskaźników obrazowych oraz paneli sterujących z czujnikami stykowymi obsługiwanymi przez mikrokontrolery. Rozwojowi systemów awionicznych towarzyszy ciągle doskonalenie sposobu szkolenia pilotów i inżynierów awioników. Aby łatwiej przyswoić wiedzę na temat budowy i działania nowoczesnych, cyfrowych systemów awionicznych, a w szczególności funkcjonowania wskaźników obrazowych, służących do wizualizacji parametrów pilotażowo-nawigacyjnych, oraz różnorodnych pulpitów sterujących zabudowanych w kokpicie, w Wojskowej Akademii Technicznej zbudowano dydaktyczny symulator kabiny samolotu pasażerskiego. W referacie zostaną przedstawione zastosowane w symulatorze różne formy interfejsów graficznych i sprzętowych, pozwalające na sterowanie systemami pokładowymi, przeprowadzenie wybranych procedur wykonywanych podczas przygotowania do lotu, a także na wykonanie wirtualnego lotu.

### Wstęp

Obserwowany w ostatnich latach postęp techniczny, związany w szczególności z rozwojem mikroelektroniki, doprowadził do sytuacji, w której każde zaawansowane urządzenie techniczne wyposażone jest w nowoczesne układy elektroniczne. Trend ten nie ominął lotnictwa. Największe zmiany są zauważalne w sposobie funkcjonowania współczesnych systemów awionicznych i współpracy z załogą statku powietrznego. Wprowadzenie komputerowych systemów zobrazowania informacji oraz komputerów zarządzania lotem współpracujących z cyfrowym pilotem automatycznym dokonało diametralnego przekształcenia relacji zachodzących pomiędzy pilotem a statkiem powietrznym. Pierwszy i drugi pilot współczesnego samolotu pasażerskiego pełnią rolę operatorów, a ich wiedza dotyczy głównie znajomości sposobu funkcjonowania urządzeń

wyposażenia pokładowego i umiejętnego ich wykorzystania. Równie ważne jest przekazanie pilotom wiedzy o dostępnych urządzeniach pokładowych i pulpitych kontroli poszczególnych elementów wyposażenia awionicznego samolotu, dlatego też proces kształcenia personelu pokładowego jest ciągle zmieniany.

Dodatkowo bardzo wysokie koszty eksploatacji współczesnych statków powietrznych spowodowały, że podstawowymi urządzeniami w procesie szkolenia są symulatory lotnicze. Rozwiązanie takie ułatwia zdobywanie wiedzy związanej ze współczesną techniką lotniczą oraz umożliwia jej weryfikację z rzeczywistością. Symulatory są konstruowane w taki sposób, by wyglądem i funkcjonalnością możliwie jak najdokładniej odwzorowywały kabiny rzeczywistych statków powietrznych. Chociaż są one budowane w postaci stanowisk naziemnych, umożliwiają zapoznanie się z wyposażeniem kabiny i systemami pokładowymi. Dodatkowo najczęściej zapewniają odtworzenie warunków lotu i odwzorowanie dynamiki statku powietrznego w powietrzu.

## **1. Interfejs komunikacyjny samolotów pasażerskich**

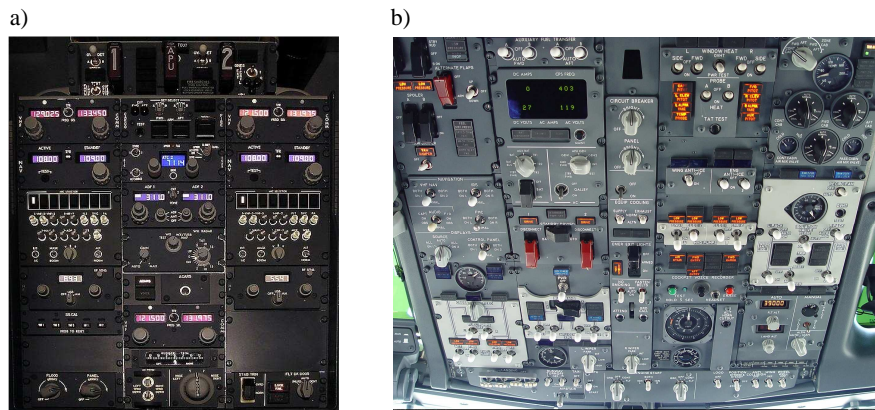
Systemy awioniczne współczesnych samolotów pasażerskich łączą w sobie systemy sterowania i zarządzania lotem, są silnie związane z systemami pomiarowymi i nawigacyjnymi. Każdy zbiór urządzeń wchodzących w skład wymienionych systemów generuje ogromne liczby danych, których załoga statku powietrznego z powodu nadmiaru informacji nie jest w stanie zinterpretować. Dlatego też do ważnych zadań systemu awionicznego należy filtrowanie poszczególnych informacji i przedstawianie ich zgodnie z przyjętym kryterium w postaci czytelnej dla pilota. Natomiast konieczność sterowania tymi systemami wymaga konstruowania paneli sterujących w taki sposób, by operowanie nimi było proste, płynne i ograniczone tylko do zadawania stanów przewidzianych przez operatora.

W kokpicie współczesnego samolotu ma się więc do czynienia z ciągłą wymianą informacji pomiędzy człowiekiem a komputerami pokładowymi. Każda zmiana parametru wprowadzana w trakcie lotu przez pilota jest realizowana za pomocą odpowiedniego manipulatora pełniącego rolę urządzenia wejściowego komputera pokładowego. Do zobrazowania informacji (poinformowania operatora o zaistniałych zmianach) komputer pokładowy używa różnorodnych elementów sygnalizacyjnych. Relacje zapewniające prawidłową współpracę różnych urządzeń elektronicznych lub optycznych, których bezpośrednio nie da się połączyć, uzyskiwane są poprzez odpowiedni interfejs. Ponieważ przedmiotem rozważań jest występująca w kokpicie samolotu wymiana informacji, która zachodzi pomiędzy człowiekiem a komputerem pokładowym, to ten rodzaj interfejsu można nazwać interfejsem komunikacyjnym. Interfejs komunikacyjny tworzy zespół urządzeń wejścia-wyjścia komputerów pokładowych stosowanych do współpracy pilota-operatora z systemem awionicznym. Biorąc pod

uwagę sposób interakcji pomiędzy użytkownikiem a docelowym urządzeniem, interfejsy komunikacyjne dzieli się na interfejsy sprzętowe i graficzne. Odpowiednio zaprojektowany zespół interfejsów komunikacyjnych umożliwia prawidłowe i bezpieczne sterowanie samolotem, zapewniając jednocześnie odpowiedni komfort obsługi.

### Interfejs sprzętowy

Sprzętowymi interfejsami komunikacyjnymi nazywane są różnorodne elementy manipulacyjne służące zadawaniu stanów poszczególnym urządzeniom. Są one podstawowym wyposażeniem kokpitu statku powietrznego (rys. 1.). Do tej grupy elementów zalicza się: wyłączniki, przełączniki, przyciski, pokręta, klawiatury itp.



Rys. 1. Przykłady interfejsu sprzętowego: a) elementy manipulacyjne na panelach tylnej części radia, b) przełączniki stosowane na panelach sufitowych

Najpowszechniej używanym manipulatorem na pokładzie statku powietrznego jest przełącznik. Przełączniki można znaleźć praktycznie na każdym pulpicie. Służą przede wszystkim do uruchamiania bądź wyłączenia wybranych urządzeń i systemów. Przełącznik jest mechanicznym urządzeniem używanym do włączania i wyłączania obwodu elektrycznego. Mechanizm znajdujący się w środku przełącznika zwiiera bądź rozwiiera ze sobą właściwe wyprowadzenia. Podobnie działają przełączniki obrotowe używane do sterowania wieloma urządzeniami naprzemiennie za pomocą jednego sygnału wejściowego. Przełącznik obrotowy używany jest do przełączania trybów pracy urządzeń. Stosowany jest np. do zmiany zakresów pracy wskaźników obrazowych lub wyboru odpowiedniego dla danej fazy lotu formatu zobrazowania informacji.

Innymi często stosowanymi elementami manipulacyjnymi są potencjometry i impulsatory. Typowym zastosowaniem potencjometru pełniącego rolę dzielni-

ka napięcia jest regulacja prądu lub napięcia w urządzeniach elektrycznych. W kabinie statku powietrznego potencjometry są używane głównie do regulacji oświetlenia oraz podświetlenia pulpitów. Natomiast impulsatory, nazywane enkoderami obrotowymi, zastępują potencjometry w aplikacjach wymagających skokowej zmiany wartości napięcia. Charakterystyczną cechą tych urządzeń jest stała, niezmienna ilość impulsów na wyjściu. Impulsatory używa się do ustawiania wartości wysokości, prędkości, częstotliwości radiolatarni itp.

Ważną grupę elementów wykorzystywanych do budowy interfejsu sprzętowego stanowią mikroprzyciski zwane mikroswitchami lub przyciskami zwiertnymi. Elementy te służą do chwilowego zamykania obwodu elektrycznego. W kokpicie mikroprzyciski stanowią podstawę różnorodnych klawiatur i są stosowane do uruchamiania wybranych trybów pracy poszczególnych urządzeń. Mikroswitche można znaleźć na pulpicie autopilota, pulpitych sekcji radia oraz w wielofunkcyjnych modułach MCDU (ang. *Multifunction Control Display Unit*), pełniących rolę urządzeń wejścia/wyjścia komputera zarządzania lotem.

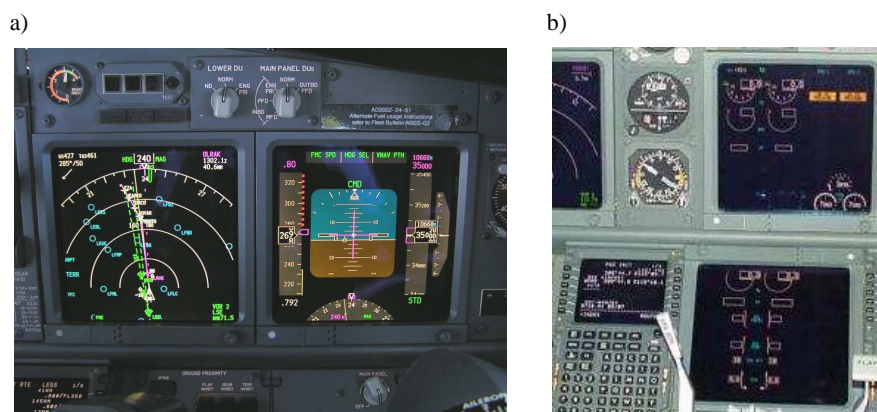
### Interfejs graficzny

Graficznymi interfejsami komunikacyjnymi określa się te elementy kokpitu, które służą do sygnalizacji różnorodnych zdarzeń świetlnych, zobrazowania komunikatów w postaci tekstowej oraz wyświetlania informacji w zaawansowanej postaci graficznej. Do tego typu urządzeń zalicza się żarówki, diody i wyświetlacze siedmiosegmentowe LED oraz ciekłokrystaliczne wyświetlacze tekstowe i graficzne. Nowym trendem w lotnictwie jest zastępowanie dotychczasowych prostych metod zobrazowania informacji zaawansowanymi wizualizacjami na wskaźnikach graficznych.

Jednak najdłużej stosowanymi elementami sygnalizacyjnymi są żarówki. Stosuje się je do podświetlania tabliczek sygnalizujących wybraną opcję określającą stan poszczególnych systemów pokładowych. We współczesnych kokpitach wymienione zadania realizują diody LED, żarówki zaś są stosowane głównie do podświetlania pulpitów i znajdujących się w przedziałach dla pasażerów napisów i znaków wskazujących wyjścia awaryjne. Małe wymiary, budowa odporna na udary, niski pobór mocy to niektóre z zalet, które pozwoliły na zastąpienie żarówek diodami LED. Na pokładzie samolotu stosuje się diody o standardowych kształtach (okrągłe, prostokątne) i wymiarach (3 mm, 5 mm). Bardzo duże zastosowanie mają diody dwukolorowe sterowane napięciem. Najczęściej są one montowane pod kontrolkami sygnalizującymi stan poszczególnych systemów.

Diody LED stanowią również podstawę wyświetlaczy siedmiosegmentowych, wykorzystywanych do zobrazowania informacji w postaci cyfrowej. Zastosowane na pokładzie wyświetlacze siedmiosegmentowe pełnią rolę informacyjną. Wyświetlają wartości wprowadzonych przez pilota parametrów lub prezentują ich bieżące wartości. Szczególnie zauważalne są wskazania na pulpicie autopilota – wysokość, prędkość, kurs, oraz na panelu radia – częstotliwość.

W kokpitach nowoczesnych statków powietrznych podobną rolę pełnią wyświetlacze ciekłokrystaliczne. Wyświetlanie informacji tekstowych na wielu pulpitych panelu sufitowego oraz na panelu centralnym na ekranach pulpity komunikacji z komputerem zarządzania lotem MCDU oparte jest na matrycach pasywnych. Wyświetlacze ciekłokrystaliczne z matrycami aktywnymi stanowią natomiast podstawę tzw. szklanej kabiny. Zespół wskaźników obrazowych tworzących „Glass Cockpit” składa się z sześciu monitorów prezentujących trzy rodzaje obrazów odpowiednio ze sobą powiązanych.



Rys. 2. Przykłady interfejsu graficznego: a) obraz generowany na wskaźnikach PFD i ND, b) obraz generowany na wskaźnikach EICAS i modułach MCDU

Wielofunkcyjny wskaźnik położenia przestrzennego PFD (ang. *Primary Flight Display*) generuje podstawowe informacje pilotażowe (rys. 2a). W kokpicie zamontowane są dwa takie wyświetlacze – po lewej i po prawej stronie panelu centralnego odpowiednio dla kapitana i drugiego pilota. Obecnie wskaźnik ten zastępuje wiele najważniejszych urządzeń pilotażowych, montowanych w kokpitach do czasu wprowadzenia systemu zobrazowania informacji EFIS (ang. *Electronic Flight Instrument System*). Na ekranie można z łatwością zlokalizować cyfrowe odpowiedniki wskaźnika prędkości przyrządowej, wysokościomierza, wariometru i sztucznego horyzontu. Informacje nawigacyjne prezentowane są na wskaźniku sytuacji horyzontalnej ND (ang. *Navigation Display*). Każdy z pilotów ma przed sobą oddzielny ekran generujący ten sam obraz. Na ekranie zobrazowana jest przede wszystkim mapa z różą kompasu. W jej środku znajduje się symbol samolotu przedstawiający bieżącą pozycję statku powietrznego.

Proces pilotowania samolotu, oprócz dokładnej wiedzy na temat informacji nawigacyjnej, tzn. gdzie w danym momencie w przestrzeni znajduje się statek powietrzny, wymaga również rozległej i precyzyjnej wiedzy dotyczącej stanu

samolotu, prawidłowości pracy jego urządzeń pokładowych oraz informacji bądź przesłanek związanych z powstawaniem ewentualnych awarii. Funkcje te pełni system monitorowania pracy zespołu napędowego i powiadamiania załogi EICAS (ang. *Engine Indicating & Crew Alerting System*). Wskaźnik obrazowy systemu EICAS prezentuje skondensowaną informację na temat pracy zespołu napędowego (rys. 2b).

## 2. Symulator kabiny samolotu pasażerskiego

Budowany w Zakładzie Awioniki i Uzbrojenia Lotniczego symulator kabiny samolotu pasażerskiego, wzorowany na kabinie samolotu Boeing 737 NG, jest rezultatem prac dyplomowych [1, 4] i badawczych [3] prowadzonych w Wojskowej Akademii Technicznej. Podstawę konstrukcji kokpitu samolotu Boeing 737 NG stanowi replika kabiny wykonana przez producenta podzespołów do samodzielnej budowy kokpitów PPHU POLDRAGONET. Konstrukcja kabiny składa się z podstawy, panelu centralnego z szafkami pod monitory, panelu sufitowego i stojaka sekcji radia [2]. Wszystkie pulpity wykonane zostały w skali 1:1 i mają taki sam wygląd zewnętrzny, łącznie z wygrawerowanymi inskrypcjami na płytach czołowych. Zmontowane elementy panelu centralnego stworzyły wierną imitację kabiny samolotu Boeing 737 NG.

Ze względu na wysoki stopień zaawansowania technologicznego realizowanego projektu proces budowy stanowiska laboratoryjnego został podzielony na dwa etapy: wykonanie części sprzętowej i oprogramowania oraz sprzęgnięcie zastosowanych rozwiązań.

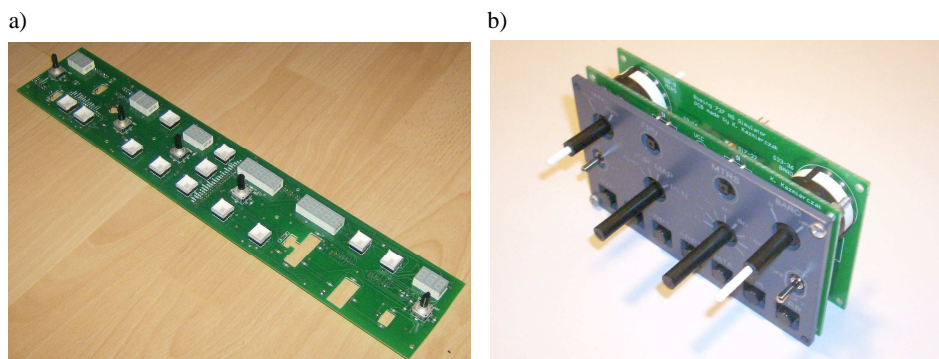
Najważniejszym etapem budowy symulatora było wykonanie wybranych pulpitu sterujących i implementacja interfejsów do ich obsługi. Ze względu na zastosowania systemu zobrazowania informacji na wyświetlaczach LCD pierwszymi zespołami interfejsu komunikacyjnego były dwa pulpity EFIS i pulpit kontroli pracy pilota automatycznego MCP. Korzystając z dokumentacji firmowej dla poszczególnych paneli, opracowano schematy elektryczne oraz płytki drukowane pulpitu (rys. 3.).

Zaprojektowany pulpit kontroli pracy pilota automatycznego (rys. 3a) umożliwia całkowitą kontrolę nad samolotem w każdej fazie lotu. Komplet zamontowanych podświetlanych przełączników pozwala wybrać sposób działania systemu automatycznego zarządzania lotem. Za pomocą tego systemu ustawia się zadane wartości prędkości, wysokości, prędkości pionowej, kursu magnetycznego i kursu kąтового radiolatarni oraz dokonuje wyboru trybu pracy, który doprowadzi do osiągnięcia tych parametrów. Panel MCP pozwala na aktywację dwóch najważniejszych trybów sterowania samolotem. Są to tryb lotu dyrektywnego oraz tryb lotu automatycznego związany z funkcją automatycznego ciągu. Przesłanie położenia odpowiednich przełączników powoduje, że sys-



tem automatycznego zarządzania lotem pokazuje, w jaki sposób sterować statkiem, bądź sam przejmuje kontrolę nad ustawieniem powierzchni sterowych.

Pulpity EFIS (rys. 3b) są częścią systemu zobrazowania informacji samolotu Boeing 737 NG. Każdy z nich jest skorelowany z parą wyświetlaczy przewidzianą dla pilota lub pierwszego oficera. W symulatorze odpowiadają one za obsługę odpowiadających im wskaźników. Zasadniczą ich funkcją jest zarządzanie formatem prezentowanej informacji na wielofunkcyjnym wskaźniku zobrazowania sytuacji horyzontalnej ND. Za ich pomocą dokonuje się zmiany skali radaru i zmiany trybu pracy wskaźnika. W zależności od etapu lotu można wyświetlać informację nawigacyjną radiolatarni VOR, localizer i ścieżkę zniżania bądź też trasę przelotu wygenerowaną przez komputer zarządzania lotem FMC. Dodatkowo z poziomu pulpitu EFIS istnieje możliwość ustawienia wysokości barometrycznej oraz wyświetlenia wskazań wysokości [m].



Rys. 3. Wykonane interfejsy sprzętowe: a) płyta główna pulpitu MCP, b) widok pulpitu EFIS

W skład struktury informatycznej symulatora wchodzi 4 komputery klasy PC. Komputery bazowym jest stacja robocza o największych możliwościach obliczeniowych. Jej zadaniem jest obsługa głównego programu symulującego dynamikę samolotu, jego otoczenie i krajobraz. Pozostałe 3 komputery pełnią rolę klientów podłączonych do serwera za pomocą przełącznika. Ich zadaniem jest tworzenie obrazów prezentowanych na 6-ciu matrycach ciekłokrystalicznych, tworzących pokładowy system zobrazowania informacji EFIS. Wykorzystane matryce są ekranami powszechnie stosowanymi w laptopach.

Ważnym etapem realizacji projektu było zaimplementowanie niezbędnego oprogramowania. Głównym programem odpowiadającym za wizualizację samolotu i jego otoczenia oraz symulację dynamiki ruchu i działania podstawowych systemów pokładowych został „Flight Simulator 2004”. Dodatkową jego cechą okazała się możliwość zastosowania specjalnego modułu software’owego tworzącego dodatkowe środowisko wirtualnego lotu, w które można ingerować. Za jego pomocą można wydobyć z pamięci komputera w trakcie pracy programu

informacje o bieżących parametrach lotu (np. wysokości, prędkości, położeniu geograficznym, kątach orientacji przestrzennej, stanie technicznym systemów pokładowych). Uzyskiwane w ten sposób dane o parametrach lotu mają formę wartości liczbowych lub logicznych, co umożliwia ich dalsze przetwarzanie i przygotowanie do wykorzystania przez inne programy komputerowe. Taka postać danych umożliwia także ich konwersję na sygnały elektryczne, wykorzystane do sterowania elektroniką w kokpicie.

Drugą stosowaną aplikacją jest środowisko do obsługi wyświetlaczy zobrażenia informacji „Glass Cockpit”. Zadanie to realizują dwa programy odpowiedzialne za generowanie obrazu: na ekranach wielofunkcyjnych wskaźników położenia przestrzennego PFD, na ekranie systemu monitorowania pracy zespołu napędowego i ostrzegania załogi EICAS oraz na ekranie wielofunkcyjnego wskaźnika sytuacji horyzontalnej ND.



Rys. 4. Widok wykonanego w WAT symulatora kabiny samolotu pasażerskiego z interfejsami sprzętowymi i graficznymi

Rezultaty dotychczasowych prac związanych z budową symulatora kabiny samolotu pasażerskiego z systemem zobrażenia informacji opartym na technologii „Glass Cockpit” i elementami manipulacyjnymi obsługiwanymi przez systemy mikroprocesorowe przedstawiono na rys. 4. Jednym z ważniejszych osiągnięć projektu było opracowanie metody wyświetlania danych pilotażowo-nawigacyjnych i technicznych na panelach ciekłokrystalicznych oraz opracowanie metody współpracy interfejsów sprzętowych z oprogramowaniem symu-

latora. Na obecnym etapie rozwoju możliwe jest również przeprowadzenie wybranych procedur rutynowego lotu, a także wykonanie wirtualnego lotu.

### 3. Uwagi końcowe

Opracowane stanowisko laboratoryjne pozwala na zapoznanie studentów z filozofią pracy systemu „Glass Cockpit” i rodzajami interfejsów stosowanymi w kabinie samolotów pasażerskich nowej generacji. Powstały trener prezentuje działanie nowoczesnych cyfrowych systemów pokładowych tworzących system awioniczny, a w szczególności wskaźników obrazowych służących do wizualizacji parametrów pilotażowo-nawigacyjnych oraz różnorodnych pulpitów sterujących zabudowanych w kokpicie. Traktując jako wzór wyposażenie kabiny nowoczesnego samolotu Boeing 737 NG, zapewniono studentom WAT dostęp do najnowszych rozwiązań interfejsów sprzętowych i graficznych. Otrzymane wyniki pozwalają na dalszą rozbudowę symulatora sprawdzoną metodą dołączania kolejnych interfejsów komunikacyjnych.

#### Literatura

- [1] Dębski P.: Stanowisko laboratoryjne do symulacji kabiny samolotu pasażerskiego, WAT, Warszawa 2008 (praca niepublikowana).
- [2] Dębski P., Kaźmierczak K., Rochala Z.: Symulator kabiny samolotu pasażerskiego BOEING 737NG, XI Międzynarodowa Konferencja „Komputerowe systemy wspomagania nauki, przemysłu i transportu” TRANSKOMP 2007, t. I, ZPITE, Radom 2007.
- [3] Dębski P., Kaźmierczak K., Rochala Z., Wróblewski M.: Odwzorowanie pracy urządzeń wyposażenia pokładowego samolotu w proceduralnym symulatorze lotu wraz z przygotowaniem stanowiska badawczego, Sprawozdanie z pracy PBW 977, WAT, Warszawa 2009.
- [4] Kaźmierczak K.: Projekt interfejsu sprzętowego do współpracy z oprogramowaniem symulatora lotu, WAT, Warszawa 2008 (praca niepublikowana).

#### **TYPES OF INTERFACES IN PASSENGER AIRCRAFT'S FLIGHT DECK SIMULATOR**

##### Abstract

Avionics systems in the next generation passenger aircrafts are the result of the stormy evolution of microprocessors and microelectronics technology. Advancements in these fields allow to design flight decks in “glass cockpit” technology with use of display monitors and with modern pin sensors served by microcontrollers on control panels. Amount and complication degree of flight deck devices and manner of modern aircraft piloting, require completely different way of pilots and avionics training.

To make knowledge concerning modern digital avionics systems construction and operation simpler to assimilate, didactic passenger aircraft flight simulator has been developed in Military Academy of Technology. In this paper, authors presented various forms of graphical and electronic interfaces used in the executed simulator, which allows flight deck systems controlling, performing some procedures and conducting a virtual flight.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej w sierpniu 2011 r.*

Artur PEKALSKI  
Politechnika Rzeszowska

## OVERVIEW OF MODERN AND ADVANCED TECHNIQUES IN JET ENGINE TESTING

Presented work describes an overview of techniques, probes and sensors as well as methods used in modern and advanced jet engine testing. The main goal of the article is to present complexity of the subject and to obtain knowledge and survey about future undertaken research. Paper is based on broadly considered bibliography and describes various methods of measurement. Within the first chapter temperature measurement methods are shown. Usage of the most popular technique, which considers thermocouples, is described in contrary to noncontact temperature acquisition using pyrometer. Both traditional and alternatives noncontact pressure measurement techniques are mentioned in the next part. Author underlined following chapter showing few different ways of stress and vibration measurement. Conventional, using strain gauges; modern, using Fiber Optic Bragg Sensor, as an example of intrusive techniques are shown. Additionally noncontact stress and vibration measurement examples are described using eddy current, capacitive and optical probes.

### Introduction

Modern aero-engine must fulfil many requirements which customer expects. Instrumentation equipment used for testing needs to withstand both the economical goals and many hostile environmental factors such as very high temperature (above 1800 K) and rotational speed (more than 18000 RPM) inside the engine. Thus there is a growing requirement for experimental techniques, test facilities, sensor and probes that can be used to evaluate the engine design, which was broadly described in [2, 4, 8, 9, 27, 28]. On the ground level, engines and its components are tested in so called test rig which operates in a mode with closed gas circuit in order to run the rig at Reynolds numbers typical for jet engines. The inlet and exit conditions can be separately settled to simulate variety altitude levels and to cover whole engine operation map.

The measurements in engine requires modification of the engine hardware. In the turbine itself there can be even more than 700 measuring points [8]. Thus measurement is limited due to physical space. Considering this, provision has to be made not only for tapping point, but also for the sealing of the instrumenta-

tion as it exist in the area of higher pressure and then leading the instrumentation out of the engine. Usually even dozen engines are used in thousands of testing hours. Sensors and probes are designed to withstand each development test period. In [3] 97,5% of used instrumentation was working until end of the testing period.

The instrumentation can be divided into three types according to the required rate of response for the measured variable: steady state, which gives the response in 10's of seconds; transient, which respond in seconds e.g. temperature and pressure (this depends also on the position of the probe installed in the engine); dynamic, which response in 10<sup>th</sup> of seconds [14] which measures the frequency responses of specific transducers, such as strain gauges, rumble probes, AC pressure transducers and capacitive probes that are recording rapidly changing event [3].

Presented work shows the division of the instrumentation according to measured event. Goal of this article is to obtain knowledge and overview about the subject for the future research within modern and advanced techniques in jet engine testing.

## 1. Temperature measurement

To evaluate the performance of the engine or its components very precise measurement of total temperature is needed. High temperature inside the engine is challenging when it comes to sensors design. These includes thermocouples, resistance temperature detectors, thin films, optical probes and other acoustic techniques.

### Thermocouple application

Low cost, robustness and simplicity of thermocouples make them the most used sensors in real engine environments. The sensor measures only its own temperature at the head junction, but this temperature can differ from the local temperature of the gas or material [16, 33].

In the engine testing the most in-use are N and K type thermocouples. Type K (chromel–alumel) is the most common general purpose thermocouple with a sensitivity of approximately 41  $\mu\text{V}/^\circ\text{C}$ , chromel positive relative to alumel and is available in its  $-200^\circ\text{C}$  to  $+1350^\circ\text{C}$  range. Type N (Nicrosil–Nisil; Nickel-Chromium-Silicon/Nickel-Silicon) thermocouples are suitable for use at high temperatures, exceeding  $1200^\circ\text{C}$ , due to their stability and ability to resist high temperature oxidation. Sensitivity is about 39  $\mu\text{V}/^\circ\text{C}$  at  $900^\circ\text{C}$ . Designed to be an improved type K, it is becoming more popular [33]. In some applications type N thermocouple is more suitable due to the removed hysteresis which can occur in type K thermocouple [3].

Material measurement of engine components is measured with wires which are usually connected to the measuring point of the engine component. Total air measurement needs to be evaluated in the stagnation tube which is used to compensate the energy of the flow and measure its total value. Usually the sensors consist of the thermocouple surrounded by the stagnation tube or so called Kiel head where the velocity is reduced to a level where no further compressibility effects occur. Combination of such elements along the shaft is called the total temperature rake [34]. Kiel heads can be also mounted on the leading edge of the airfoil creating in a such way a leading edge instrumentation.

During measurement of total temperature in Kiel heads several errors effects have an influence. Velocity error can be reduced by minimizing the mach number of the internal flow by reducing the inlet to exit ratio. Conduction error after implementation the actual convective heat transfer coefficient into the computation that error can be minimized. Those errors together with radiation error can manipulate the results of the total temperature measurement significantly. In [34] the ratio of the Kiel head inner diameter to the thermocouple diameter, the position/ length of the thermocouple and the size of the bleed holes and the internal velocity was investigated to reach the most optimized solution. The results shows a significant reduction of the measuring errors, which is only the 0,4% of the total temperature above the 1300 K. Among the others the example is the probe which consists of a choked nozzle located in the flow and a system downstream including a cooler, a flow measuring device and a valve. It can operate in two modes: in the first mode the valve is open, the probe is aspirated and the nozzle is choked. The mass flow through the probe is measured using instrumentation place downstream of the cooler, so that it does not have contact with hot flow. In the second mode the valve is closed and the stagnation pressure is measured using the same instrumentation downstream the cooler. The total temperature is computed as a derived variable from the measurements of stagnation pressure and mass flow rate. Studies show that uncertainty of such system is still decreasing and for now is on the level of  $\pm 6$  K at 1800 K (0,3%) [16].

### **Pyrometer measurement**

In modern engines gas in the high pressure turbine (HPT) is so hot that its temperature can be measured by pyrometers which is a noncontact method of measurement. They are usually mounted to the casing. The pyrometer measures the heat radiation of the turbine blade surface. Using the Planck law the surface temperature can be deduced. Reaction to temperature change is nearly without delay, they are applicable at the higher temperatures and non-reactivity, i.e. as the pyrometer and the blade surface have no contact, heat exchange is not taking place, thus the measured temperature is undistorted. Basically pyrometers contains of four parts: the optical system with lens included, diaphragm and filter

for capturing and imaging the radiation, the detector for transformation of the radiation into electrical signals, the evaluation unit for amplifying and linearising of the signals as well as the output unit [1]. There are several factors which have a strong influence on the measurement using pyrometer. Radiation of the surrounding components, contamination of lens, pollutants and soot particles may handicap the correct measurement of the radiation. Nevertheless the research related to using this method of temperature measurement is being performed and the results show that there is still a potential in it. In some development the error margin had been changed from 5% to 3% [1].

## 2. Pressure and flow characteristic measurement

Within this chapter the measuring types of pressure (static and dynamic), flow direction, basically behavior of the flow in the turbo-machinery are considered.

### Traditional techniques

Pressure is measured in many different ways. Semiconductor pressure sensors are most widely used because of their small size and their ability to measure both steady and unsteady components of pressure, with a high bandwidth (150 kHz÷1 MHz) over a wide pressure range (0,35÷70 bar). Nevertheless, stability of the sensor in high temperature applications requires a cooling configuration [7]. Usage of two piezoelectric sensors located on the stem and on the inclined surface at the tip of the probe respectively can measure dimensionless yaw, pitch, total and static pressure can be obtained with 0,3% of accuracy [23].

The flow behavior using the intrusive method is mainly taken by the fast response pressure probes integrated into the engine. Those probes can be designed as a head probes with holes or as a rakes with pressure tubes installed instead of thermocouples. For simpler measurement, it is important to use total-pressure tubes which are insensitive to flow direction [7]. Multi-hole pressure probes are widely used as accurate and robust and versatile flow measuring instruments. They are often used in strong gradient fields, e.g. traversing wakes or shocks. The probes with 12 or even 16-hole are taken under consideration but they have usually large heads. They measure the flow velocity from 50÷70 degree to even 160 degree (18-hole probe) [22, 25].

Sensors detecting wall shear stress are either direct-measurement based devices using floating elements or make use of indirect measurement principles relying on heat transfer phenomena, correlation methods, or momentum balance. Within the study [5] micro-machined wall hot-wire sensors composed of a highly sensitive, nickel, thin-film resistor spanning an air-filled cavity in a mechanically flexible substrate are presented. Also the application of the dif-



ferent types and design of anemometers and high-frequency oscillating-hot-wire sensor for turbulence measuring can be found in the studies [31].

Additionally there is a technique to measure pressure and temperature of the flow using special sensitive paint. It has been widely described in [10, 26, 30].

### **Nonintrusive methods**

Nonintrusive techniques for whole field of measurements are being investigated to infer the structural details of complex supersonic jets [32]. Various optical techniques are available for temperature, molecular number density, and velocity measurements [15]. Optical flow-measurement techniques can be divided into two basic categories: molecular-based techniques can involve elastic (non-energy exchanging) or inelastic (energy-exchanging) scattering processes from atoms or molecules or absorption of light by molecules sometimes followed by spontaneous emission; particle-scattering techniques involve elastic scattering from particles (Mie scattering) entrained in the flow. Among others starting from particle image velocimetry [20], fiber-optic MEMS pressure sensors [24], laser Doppler velocimetry [17], through miniature rainbow Schlieren deflectometry system [12], molecular Rayleigh scattering technique [19] a tremendous variety of nonintrusive measuring techniques are constantly being developed [21].

### **3. Stress, vibration and tip clearance measurement**

To prevent damage to the test rig of the developed engine and to predict the numbers of life cycles of the rotor blade stress and vibration data need to be taken. Thus testing those figures requires a precise evaluation using unquestioned techniques and sensors. Mostly used method of rotor blades strain and vibration data acquisition is the method based on strain gauges and modulated grid. Usage of gauges requires centrifugal force resistance instrumentation on the rotor and radio telemetry system for signal transmission. With the frequency modulated grid, a specially formed wire in the compressor casing interact with a magnet mounted on the tip of a blade. During operation, the magnet generates altering current in the wire that is modulated by the blade vibrations. There have been several studies already performed to develop any new and better methods of stress (including crack detection) and vibration measurement e.g. using eddy current probes or noncontact techniques [29].

#### **Fiber Optic Bragg Sensors (FOBS)**

Strain measurement with FOBS can not compete with strain gauges according to precision but they have advantages. They are small and lightweight and because they are built with the glass or coal fiber they can be integrated into the structure of the testing component. They can measure very high strain

(>10,000  $\mu\text{m/m}$ ) and they are immune to electromagnetic interference. The FOBS are intrinsically passive and no-distance dependent (up to 50 km connection is possible). Long term stability is high and great corrosion resistance is observed. As it is mentioned above they are not as precise as metal foil strain gauges yet. The FOBS shows high temperature dependences ( $1^\circ\text{C}\rightarrow 10 \mu\text{m/m}$ ) and they need additional temperature measuring system to operate efficient enough (they can not self compensate). The radius of the fiber needs to be >10 mm so rosettes tend to be quite big. And as each experimental and innovative technique is much more expensive than that in-use. The FOBS consist of the two fiber: inner core (from 4  $\mu\text{m}$  to 9  $\mu\text{m}$ ) and the outer, cladding (around 125  $\mu\text{m}$  diameter). The core has a higher refraction index caused by high Germanium doping. Light propagate only inside the small core because of differences of refraction indexes. The Bragg grating is written into the fiber core. To measure the strain the sensor as it is in case of strain gauges need to be glued on the specimen. Stretching the Fiber Optic Bragg sensor causes a change in grating period resulting in a change in wavelength of the reflected ultraviolet light. Due to techniques the wavelengths of the reflection peaks are shifted. To measure the strain precise measurement of these shifts is required. For laboratory task the special interferometers are used but and special design filters are usually designed [13].

#### **Non intrusive tip clearance measurement**

The blade vibration is under influence of many different effects. Significant is the varying blade tip clearance between tip of the blade and casing components. It might be caused by non-concentric casings or orbiting around the main shaft. Distortion of the inlet flow (caused by irregular intake geometries) and stationary vane or struts upstream or downstream of the rotor blade. In addition to this the tip clearance varies for each operating point. As the speed increases extension of the rotor, as a result of increasing centrifugal force, reduces the clearance. On the other hand, heating the casing by compressed and thereby warmed-up working medium increases the clearance. The first phenomena is dangerous because it can cause disturbance in the blade working condition, which can lead to variety of vibration modes, the second one decrease the efficiency of the turbo-machinery. Vibration of the blades can eventually cause the cracks or damage, which in many cases leads to the engine failure. Within this paragraph the tip clearance techniques are described. Despite the different names the methods are called, from Non-contact Strain Measurement System (NSMS), Blade Tip-Timing (BTT) [6], Optical Blade Vibration (OBM) [36], *from germ.* Berührungslöse Schaufelschwingungsmessung (BSSM) [35], the concept is common. Systems use sensors, optical, eddy current, microwave probes or capacitive, mounted in the casing around to measure and analyze the time of arrival of the blade tips [11]. Its passing time at the sensor vary in the presence of vibra-

tion and depends on the amplitude and frequency of this oscillations. The signals are correlated with the blades using 1/rev input. Because of the typical operating condition within the turbine which results in blade tip speeds of approximately 400 m/s and circumferential blade tip vibrations amplitudes of order 0.3 mm, the time period over which the vibration is measured is 1  $\mu$ s.

**Eddy current** sensors are most commonly used for contact proximity and displacement measurements. Their application is well established and measurement accuracy is high. The sensors are rugged and often used in contaminated environments such as turbine of the jet engine. They are available in various shapes and sizes for positioning measurement. Two types of probes are in use. The passive probe deploys permanent magnet to generate the magnetic flux and coil to measure the voltage generated by the eddy currents in the targets. Active probes can have one or multiple coils, in the simplest form a single coil is used to generate the magnetic flux and measure the voltage generated by the eddy currents induced in the target. Range of the probe is generally half of the diameter of the coil. With this approach the measurement can be made through casing material, in some cases even up to 2 mm thickness [6].

**The capacitive** probes is made from metallic sensing surface-electrode of the probe, which is surrounded by two mutual insulated concentric screens. In conjunction of the blade surface it forms a capacitor. A constant voltage is applied between electrode and blades. The passing blades cause the change of the capacitance at the blade which corresponds with size of the tip gap. This causes the shift in charge converted into a voltage signal by a charge amplifier [36].

The principle on which the **optical system** operates involves focusing of a narrow laser light or light beam, led through cylindrical lenses onto the passing blade tip. As the blade tip enters the path of this beam, the light is reflected back to photo sensor. The reflected beam can be coupled, through the front glass plate into receiving fibers and is routed forward to the silicon avalanche photodiode based signal conditioning system. The intensity of the reflected light rises very rapidly during blade passing. In the absence of any structural vibration, the time from the tip of a particular blade to reach the optical probe, called blade arrival time, would depend on the rotational speed alone. However, when the blade vibrates arrival time will depend on both the amplitude and frequency of the blade vibrations. A particular mode of the vibration is captured by a given optical probe depends on the location of the probe with reference to the vibration [6, 36].

Except mentioned methods there is still a development within tip clearance measurement performed. Active Clearance Control is a subject of research [18] and tip clearance using plasma actuators is described in [21].

*The author gratefully acknowledge the MTU Aero Engines Polska Sp. z o. o. in Rzeszow with headquarters in Munich, Germany, for access to the company's library and possibility of using sources. Additional thanks are addressed to the author's Rzes-*

zow *University of Technology* tutor, professor Andrzej Tomczyk for guidance and support.

### **Bibliography**

- [1] Abdullahi H., Kotulla M., Staudacher S.: A new method for online monitoring and trimming of pyrometer measurements in high performance turbo engines, AIAA, 2003-1195.
- [2] Andersen H., Hartman T., Pen-Chung C.: Advanced gas turbine monitoring and diagnostics technology for modern power plants, International Joint Power Generation Conference, Atlanta, Georgia, USA 2003.
- [3] Bridgeman G., Uawithya C., Crance C.: Instrumenting and acquiring data for the WR21 gas turbine development programme, ASME Turbo Expo, New Orleans, Louisiana, USA 2001.
- [4] Brouckaert J.-F., Mersinligil M., Pau M.: A conceptual design study for a new high temperature fast response cooled total pressure probe, ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, Berlin, Germany 2008.
- [5] Buder U., Berns A., von Klitzing J.-P., Obermeier E., Petz R., Nitsche W.: Family of micromachined wall hot-wire sensor on polyimide foil, AIAA Journal, vol. 4, no 8, 2007.
- [6] Cradwell D.N., Chana K.S., Russhard P.: The use of eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing – sensor development and engine testing, ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, Berlin, Germany, 2008.
- [7] Dudzinski T. J., Krause L.N.: Effect of inlet geometry on flow-angle characteristics of miniature total-pressure tubes, National Aeronautics and Space Administration Technical Note, Washington D.C., USA 1971.
- [8] Frank S.L.F., Lechner C., Mertens B., Warnack D.: Testing the latest model V84.3A gas turbine in the Siemens test facility in Berlin, ASME Turbo Expo, New Orleans, Louisiana, USA 2001.
- [9] Goettlich E., Malzacher F., Heitmeier F., Marn A.: Adaptation of a transonic test turbine facility for experimental investigation of aggressive intermediate turbine duct flows, AIAA, 2005.
- [10] Gregory J.W., Sullivan J.P.: Effect of quenching kinetics on unsteady response of pressure-sensitive paint, AIAA Journal, vol. 44, no 3, 2006.
- [11] Knoell H., Ding K.: Tip clearance measurement in modern compressor components, Advanced Instrumentation for Aero Engines Components Conference, Philadelphia, Pennsylvania, USA 1986.
- [12] Kolhe P.S., Agrawal A.K.: Density measurement in a supersonic microjet using miniature rainbow schlieren deflectometry, AIAA Journal, vol. 47, no 4, 2009.
- [13] Kreuzer M.: Strain measurement with fiber optic Bragg sensor, Hottinger Baldwin Messtechnik, Darmstadt, Germany 2006.
- [14] Lempert W.R.: Introduction to aerodynamic measurement technology special section, AIAA Journal, vol. 40, no 6, 2002.
- [15] Long D.F., Pipkin J.: Optical measurement of flow conditions on model scale engine exhaust system, 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SEA/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, Alabama, USA 2003.

- [16] Massini M., Miller R.J., Hodson H.P.: A new intermitten aspirated probe for the measurement of stagnation quantities in high temperature gases, ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, Berlin, Germany 2008.
- [17] Mckenzie R.L.: Three-dimensional planar Doppler velocity measurement in a full-scale rotor wake, AIAA Journal, vol. 43, no 3, 2005.
- [18] Melcher K.J., Kypuros J.: Toward a fast-response active turbine tip clearance control, AIAA, 2003.
- [19] Mielke A.F., Elam K.A., Sung C.-J.: Multiproperty measurements at high sampling rates using Rayleigh scattering, AIAA Journal, vol. 47, no 4, 2009.
- [20] Mueller M.W., Schiffer H.P., Vigés M., Ascherp C.: Experimental investigation of the rotor/casing treatment interaction in axial single-stage transonic compressor, Technische Universitaet Darmstad, Dept. of Gas Turbines and Aerospace propulsion; German Aerospace Center (DLR), Institute for Propulsion Technology, Cologne, MTU Aero Engines, Munich, Germany.
- [21] Naik S.V., Kulatilaka W.D., Venkatesan K.K., Lucht R.P.: Pressure, temperature, and velocity measurement in underexpanded jets using laser induced fluorescence imaging, AIAA Journal, vol. 47, no 4, 2009.
- [22] Pisasale A.J., Ahmed N.A.: Examining the effect of flow reversal on seven-hole probe measurements, AIAA Journal, vol. 41, no 12, 2003.
- [23] Porreca L., Hollenstein M., Kalfas A.I., Abhari R.S.: Turbulence measurements and analysis in a multistage axial turbine, Turbomachinery Laboratory, Swiss Federal Institute of Technology, Zurich, Switzerland.
- [24] Pulliam W., Russler P.: High-temperature, high bandwidth, fiber-optic, MEMS pressure sensor technology for turbine engine component testing, Instrumentation, Systems and Automation Conference, Houston, TX, USA 2001.
- [25] Ramakrishnan V., Rediniotis O.K.: Development of a 12-hole omnidirectional flow-velocity measurement probe, AIAA Journal, vol. 45, no 6, 2007.
- [26] Ruyten W.: Sensitivity analysis of three-gate lifetime pressure- and temperature-sensitive paint measurements, AIAA Journal, vol. 45, no 1, 2007.
- [27] Smith V.K., Albro J.R., More M.: New aeropropulsion ground test tools for accelerated engine life assessment, 37<sup>th</sup> AIAA/ASME/SEA/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City, USA 2001.
- [28] Turco D.P., D'Ercole M., Gamberi F., De Prosperis R., Pieroni N., Mariotti M.: Modelling and measuring experiences to evaluate the modal behavior of an industrial gas turbine high pressure bucket, ASME Turbo Expo: Power for the Land, Sea and Air, Montreal, Canada 2007.
- [29] Vacher F., Alves F., Gilles-Pascaud C.: Eddy current nondestructive testing with giant magneto-impedance sensor, NDT&E International, 2007.
- [30] Watkins A.N., Nuck G.M., Leighty B.D., Lipford W.E.: Using pressure- and temperature-sensitive paint on the aftbody of a capsule vehicle, AIAA Journal, vol. 47, no 4, 2009.
- [31] Weiss J., Chokani N., Comte-Bellot G.: Constant-temperature and constant-velocity anemometer use in a Mach 2.5 flow, AIAA Journal, vol. 43, no 5, 2005.
- [32] Woodmansee M.A., Iyer V., Dutton J.C., Lucht R.P.: Nonintrusive pressure and temperature measurements in a underexpanded sonic jet flowfield, AIAA Journal, vol. 42, no 6, 2004.
- [33] [www.wikipedia.pl](http://www.wikipedia.pl)

- [34] Zeisberger A.: Total temperature probes for turbine and combustor applications, AIAA, 2007.
- [35] Zieliński M., Ziller G.: Noncontact blade vibration measurement system for aero engine application, AIAA Paper, 2005.
- [36] Zieliński M., Ziller G.: Noncontact vibration measurements on compressor rotor blades, Measurement Science Technology, no 11, 2000.

## **PRZEGLĄD NOWOCZESNYCH I ZAAWANSOWANYCH TECHNIK W TESTOWANIU SILNIKÓW ODRZUTOWYCH**

### **Streszczenie**

Prezentowana praca przedstawia przegląd technik oraz czujników pomiarowych użytych w nowoczesnych metodach do testowania silników odrzutowych. Głównym celem pracy jest przedstawienie złożoności zagadnienia oraz zdobycie wiedzy na prezentowany temat. Praca oparta jest na rozbudowanej konferencyjnej bibliografii oraz dziennikach branżowych z ostatnich lat.

W pierwszej części artykułu zostały opisane metody pomiaru temperatury. Przedstawiono charakterystykę najpopularniejszej z metod – wykorzystującą użycie termopary i porównano ją z wybraną techniką bezkontaktową – wykorzystującą pyrometr. Omówiono tradycyjne i alternatywne oraz bezkontaktowe sposoby pomiaru ciśnienia i zachowania się przepływu wewnątrz silnika. Przedstawiono również kilka metod pomiaru naprężeń i drgań w silniku lotniczym. Metody inwazyjne, konwencjonalne, wykorzystujące do pomiaru zarówno tensometry, jak i nowoczesne czujniki Bragga, zostały porównane z metodami nieinwazyjnymi. Dodatkowo opisano przykłady technik wykorzystujących czujniki prądów błędzących, pojemnościowe i optyczne.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.*

**Jacek PIENIAŻEK**

Politechnika Rzeszowska

## **AUTOMATYKA – WSPOMAGANIE CZY ZASTĘPOWANIE PILOTA?**

Obecny etap rozwoju techniki lotniczej umożliwia zastosowanie w lotnictwie ogólnym wielu rozwiązań ułatwiających sterowanie samolotem, co w rezultacie może uczynić osobisty transport lotniczy bardziej popularnym. Istotnym czynnikiem warunkującym wprowadzenie zaawansowanych funkcjonalnie układów sterowania jest zagadnienie sterowania zautomatyzowanym samolotem w kontekście współpracy człowieka z układami technicznymi. W artykule przeprowadzono analizę interakcji występujących między człowiekiem a automatyką. Celem analizy jest określenie ogólnych możliwości wspomaganie pilota, a w szczególności roli aktywnych organów sterowych w tym zadaniu.

### **Wstęp**

W systemach, gdzie proces sterowania jest realizowany przez człowieka we współpracy z układem technicznym, który także uczestniczy w sterowaniu, a nie jest tylko przedmiotem sterowania, istnieją bądź mogą się pojawić nowe problemy. Podstawowym zagadnieniem jest określenie roli i zadań człowieka oraz układu technicznego w procesie sterowania. Określenie stopnia odpowiedzialności za składowe procesy sterowania determinuje kryteria projektowe, a więc kształt rozwiązania technicznego i sposób działania człowieka wynikający z działania obiektu sterowanego wyposażonego w dodatkowe układy. Podczas realizacji układów technicznych, a dotyczy to zawsze wczesnego etapu automatyzacji, często są wprowadzane rozwiązania stanowiące reakcje na zaobserwowane niedogodności w obsłudze systemów technicznych. Po wprowadzeniu zmian mogą pojawić się nowe trudności. Powodem tej sytuacji jest złożoność interakcji pomiędzy człowiekiem a systemami technicznymi wynikająca z całkowicie odmiennych od układów technicznych właściwości ludzi. Głównymi źródłami problemów są niestacjonarność charakterystyki człowieka jako elementu sterującego, znaczne różnice charakterystyk różnych osób, a także silnie nieliniowe charakterystyki działania i podejmowania decyzji.

W przypadku prostych systemów projektanci, wykorzystując własną intuicję i doświadczenie, potrafią podać rozwiązania dotyczące współpracy człowieka z systemem technicznym, które skutecznie sprawdzają się w działaniu. Czę-

sto jednak rozwiązania te mogą być akceptowane nie tylko dlatego, że są poprawne, ale ze względu na to, że ludzie dostosowują się do nich, przy czym czynnikiem decydującym o akceptacji jest jedynie poprawa pewnych walorów użytkowych. Zdolność adaptacji do nowych warunków oraz uczenia się stanowią kolejny czynnik, który wpływa na interakcje człowieka z systemami technicznymi.

W zakresie systemów lotniczych konieczność nieprzerwanego sterowania przez długi czas stała się przyczyną powstania układów automatycznego sterowania. Podstawowym kryterium będącym podstawą projektów układów sterowania wspomagających pilota jest ułatwienie procesu sterowania. Podstawowym zagadnieniem jest więc odpowiedź na pytanie: co stanowi o łatwości realizacji sterowania przez człowieka? Na to z pozoru proste pytanie w świetle badań oraz doświadczeń dotyczących współpracy człowieka z układami technicznymi nie ma prostej odpowiedzi. Biorąc pod uwagę, że w czasie realizacji zadań przez człowieka zaangażowane są zarówno ośrodki umysłowe, jak i receptory zmysłów oraz efekторы, pewne rozwiązania, których celem jest ułatwienie sterowania, mogą powodować zwiększone obciążenie niektórych ośrodków. Może to skutkować nawet wystąpieniem sytuacji niebezpiecznych. Istotnymi czynnikami, które zwiększają możliwość wystąpienia takich sytuacji, są wzrost złożoności systemu z wprowadzoną automatyką oraz to, że przez większość czasu współpraca jest jednak bezproblemowa. Wtedy w sytuacjach nietypowych nieprzygotowany człowiek może niepoprawnie współpracować ze zautomatyzowanymi układami technicznymi.

Ułatwienie sterowania samolotem (obszernie rozumianego) jest więc zadaniem wymagającym zmiany podejścia do sposobu działania automatyki i uwzględnienia tego, że wspomaganie działań pilota to nie zastępowanie go w realizacji wybranych czynności. Co więcej, zastąpienie w pewnym zakresie czynności składowych procesu sterowania może spowodować utrudnienie realizacji innych czynności bądź przetwarzania informacji przez człowieka, co zwiększa prawdopodobieństwo błędnych decyzji.

## **1. Analiza zagadnień współpracy człowieka z automatyką**

Upowszechnienie małych samolotów, których ceny w wyniku rozwoju technologii nie stanowią już znacznej bariery, wiąże się z koniecznością dostosowania ich do predyspozycji ogółu, a nie tylko do wyselekcjonowanej i wytrenowanej grupy, jak to jest obecnie. Najczęściej proponowanym rozwiązaniem jest zastosowanie rozwiązań automatyki poprzez wprowadzenie urządzeń sterujących automatycznie, systemów ostrzegających przed niebezpieczeństwami oraz zabezpieczających przed niepoprawnym działaniem pilota, a także systemów realizujących automatycznie sterowanie, pozwalające uniknąć lub zapobiec



sytuacji niebezpiecznej. Wprowadzenie automatyki może być również rozumiane jako automatyzacja pewnych czynności, co omówiono w p. 3.

Zrozumienie interakcji pomiędzy człowiekiem a automatyką nie jest łatwe, gdyż obejmuje różnorodne zagadnienia – od technicznych do psychologicznych i fizjologicznych. Ponieważ jednak automatyka jest coraz powszechniej stosowana, warto przeanalizować zaobserwowane efekty interakcji. W lotnictwie komunikacyjnym wprowadzono różne układy automatyki, jak np. autopilot, który w najbardziej zaawansowanej formie – poprzez współpracę z systemem planowania lotu (FMS) – całkowicie zastępuje człowieka w procesie sterowania oraz układy sterowania pośredniego (ang. *fly-by-wire*), kiedy reakcje na wychylenie organów sterowych zależą od trybu, w jakim znajduje się układ sterujący. Rezultaty wprowadzanych rozwiązań to przede wszystkim zmiana roli pilota w odniesieniu do lotnictwa klasycznego. Zaobserwowano tu jednak występowanie niepoprawnych interakcji w wyniku realizacji procesu sterowania przez układy automatyki, będące efektem dezorientacji człowieka co do bieżącego stanu, jak wyłączenie z procesu sterowania (ang. *out-of-the-loop*) [5] i rozbieżność intencji oraz działań człowieka i automatyki [4]. Pojawiają się także zagadnienia o charakterze socjologicznym, np. poziom zaufania, który powinien być adekwatny do rzeczywistych właściwości układów. W badaniach przeprowadzonych w 1997 r. na podstawie literatury [7] zostały określone różne czynniki wywołujące trudności we współpracy z automatyką. Obrazują one zakres zagadnień, jakie należy uwzględniać, przy czym najistotniejsze jest zrozumienie sposobu działania.

Nie należy zapominać, że automatyzacja obejmuje nie tylko automatyczne sterowanie, ale także przetwarzanie informacji i prezentację wspomagającą procesy przetwarzania informacji [2], niezbędne do osiągnięcia odpowiedniej świadomości sytuacyjnej [3]. Jak pokazuje przegląd literatury [4], brak świadomości sytuacyjnej jest często wynikiem błędów klasyfikowanych w zakresie pamięci działań (ang. *prospective memory*). Stąd wniosek, że układy mogą wspomagać pilota poprzez automatyczną realizację pewnych sekwencji inicjowanych przez człowieka lub informowanie o konieczności wykonania określonych czynności. Ostrzeżenie przy niepoprawnym stanie stanowi także czynnik ułatwiający pilotowi ocenę zarówno stanu samolotu, jak i własnego działania, które do tego stanu mogło doprowadzić.

Wprowadzenie nowych funkcji jest kolejnym aspektem stosowania układów automatyki, z którym wiąże się zwiększenie złożoności informacyjnej obiektu sterowanego. Jak pokazały badania pilotów o różnym doświadczeniu [12], w sytuacjach krytycznych ujawnia się niezrozumienie sposobu działania oraz brak sprawności w obsłudze urządzeń. Z przeprowadzonych prób wynika, że problemy zdarzają się nieregularnie i niezbyt często. W pracy [6] przedstawiono trudności wynikające z braku informacji lub niezrozumienia stanu, w jakim znajdują się układy sterowania, oraz podano sposób analizy na pozio-

mie projektu, pozwalający na wykrywanie potencjalnych źródeł tych problemów.

Należy zauważyć, że na powstanie sytuacji zagrożenia mają szczególny wpływ zmiany sposobu działania układów, w tym automatyczne realizacje pewnych sekwencji sterujących. Niekiedy, najczęściej w specyficznych sytuacjach, okazuje się, że wprowadzone w dobrej wierze i uwzględniające najlepsze przesłanki projektowe rozwiązania uniemożliwiają realizację pewnych działań. Dopiero po zaistnieniu sytuacji niebezpiecznej są wprowadzane zmiany mające zapobiec powtórzeniu się zdarzenia tego typu. W miarę zbierania doświadczeń wysoce zautomatyzowany system sterowania staje się więc coraz lepszym asystentem pilota.

Najwięksi producenci stosują odmienne podejścia co do wprowadzania automatyki w samolotach komunikacyjnych. W zakresie strategicznej decyzji dotyczącej hierarchii koncepcja sztywnych ograniczeń jest preferowana w firmie Airbus, natomiast w projektach Boeinga przyjęto założenie, że automatyka raczej powinna ostrzegać o niebezpieczeństwie niż uniemożliwić działania. Sterowanie z wykorzystaniem tej drugiej koncepcji, określanej mianem ograniczeń miękkich (ang. *soft-limits*), jest bardziej podobne do sterowania klasycznego. Jednak, na podstawie opinii pilotów linii komunikacyjnych, nie da się jednoznacznie określić przewagi któregoś z rozwiązań. W wypracowanych zaleceniach [11] wymaga się, aby istniał system ograniczeń (ang. *flight envelope limits*), ale z możliwością awaryjnego przekroczenia przez pilota, co jest określane jako połączenie koncepcji twardych i miękkich ograniczeń.

Ogólne rozważania dotyczące automatyki w kokpicie, obejmujące wskazówki dotyczące zadań automatyki, zostały zawarte w raporcie [1]. Według głównej konkluzji raportu automatyka ma wspomagać pilota jako odpowiedzialnego za realizację lotu.

Do opisu poziomu zastępowania człowieka w procesie sterowania wprowadzono pojęcie poziomu automatyzacji [5] oraz poziomu współdziałania z automatyką [8]. Mimo że poziomy automatyzacji są różnie definiowane, to pokazują obszary, w których czynności składowe procesu sterowania i podejmowania decyzji (czyli ogólnie rozumianego procesu sterowania) przez człowieka mogą być zastępowane działaniami układów technicznych. W publikacji [8] wyróżniono cztery etapy tego procesu (zbieranie informacji, przetwarzanie informacji, podejmowanie decyzji oraz realizacja działania – model znany jako OODA (ang. *Observation, Orientation, Decision, Action*) i dla każdego z nich zostały podane możliwości automatyzacji.

Ze względu na zmiany warunków oraz decyzje człowieka należy się spodziewać konieczności zmiany poziomu automatyzacji w czasie pracy systemu sterowania. Dla opisu tego zagadnienia zostało wprowadzone pojęcie adaptacyjnej automatyzacji [5] oraz prowadzone są prace mające określić wpływ zmian poziomu automatyzacji na interakcje człowieka z układami technicznymi. Ze zmianą poziomów automatyzacji wiąże się kolejne pojęcie alokacji funkcji (ang.

*function allocation*, FA) [13]. Ze względu na zmienność sytuacji, w jakiej znajduje się samolot, podział czynności składowych realizowanego zadania pomiędzy człowieka i układy automatyki powinien być zmieniany. Problemy z tym związane obejmują jednak wiele zagadnień: sposób realizacji zmiany (algorytm, kryteria, role człowieka i automatyki w procesie zmiany poziomu automatyzacji), efektywność działania i odczucia człowieka na zmiany poziomów automatyzacji (w tym efekty wyłączenia z procesu sterowania i wymuszonego włączenia do tego procesu), zrozumienie sposobu działania systemu pracującego w wielu trybach i efektywne jego wykorzystanie. Na podstawie przeprowadzonych badań adaptacyjna alokacja funkcji (AFA) poprawia osiągi podczas realizacji zadań [13]. Istotną właściwością osiąganą poprzez adaptację przydziału funkcji oraz zmiany poziomów współpracy człowieka z automatyką na każdym z etapów procesu sterowania jest możliwość zwiększenia zaangażowania człowieka w realizację zadań strategicznych przez odciążenie od zadań bieżących.

Głównym problemem wynikającym z wysokiego poziomu zautomatyzowania jest także możliwość zaniku umiejętności podstawowych, które zostały zastąpione przez układy sterujące i analizujące informacje automatycznie. Brak treningu przy zmianie roli pilota uniemożliwia utrzymanie tych umiejętności na odpowiednim poziomie. Oczywiście należy rozstrzygnąć kwestię przydatności tych umiejętności, co zależy od tego, czy automatyka ma pracować zawsze i w całym zakresie stanów obiektu i otoczenia, czy też istnieją takie stany, w których interwencja pilota jest konieczna.

Specyfika lotów małymi samolotami jest odmienna od lotnictwa komunikacyjnego zarówno w zakresie wyposażenia samolotu, sposobu działania pilota, jak i czasu trwania lotów. Rozwiązania stosowane w tych dziedzinach muszą więc uwzględniać istniejące różnice. W tym przypadku wydaje się, że koncepcja automatyzacji z zastosowaniem ograniczeń miękkich we wspomaganie pilota jest dobrym rozwiązaniem, które może podnieść bezpieczeństwo lotu i ułatwić pilotowanie samolotów tego typu.

## 2. Poziomy automatyzacji

Definicję poziomów automatyzacji podano za autorami prac [5], a następnie [8], aby pokazać możliwości wynikające z różnego opisu tego zagadnienia.

Model MGSI wyróżnia następujące składowe (etapy przetwarzania informacji) procesu sterowania:

- odbiór informacji (ang. *monitoring*),
- propozycje działań (ang. *generating*),
- wybór działania (ang. *selecting*),
- realizacja (ang. *implementing*).

Na podstawie modelu MGSI wyróżniono 10 poziomów automatyzacji. Są to [5]:

- 1) ręczne sterowanie (ang. *manual*) – brak udziału automatyki w procesie sterowania,
- 2) wspomaganie realizacji (ang. *action support*) – w tym trybie na etapie realizacji występuje współdziałanie człowieka z automatyką,
- 3) automatyczna realizacja (ang. *batch processing*) – realizacja jest całkowicie przekazana automatyce,
- 4) wspólne sterowanie (ang. *shared control*) – wspólne działania dotyczą generowania propozycji działań oraz realizacji,
- 5) wspomaganie decyzji (ang. *decision support*) – realizacja jest zadaniem automatyki, współpraca występuje na etapie generowania propozycji,
- 6) wspólna decyzja (ang. *blend decision making*) – proces podejmowania decyzji jest realizowany wspólnie,
- 7) sztywny system (ang. *rigid system*) – człowiek wybiera z opcji podawanych przez automatykę,
- 8) automatyczne podejmowanie decyzji (ang. *automated decision making*) – człowiek uczestniczy w procesie generowania możliwości, a automatyka wybiera i realizuje je bez jego udziału,
- 9) nadzór (ang. *supervisory control*) – jedynym zadaniem człowieka jest udział w monitorowaniu systemu działającego w sposób autonomiczny,
- 10) pełna automatyka (ang. *full automation*) – bez udziału człowieka.

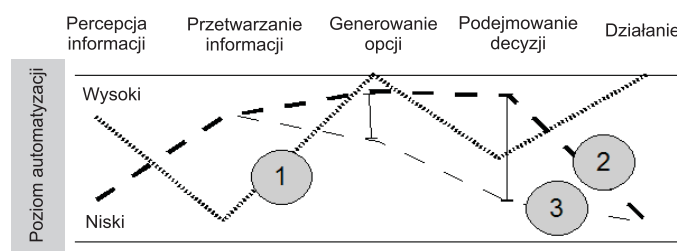
Zadanie monitorowania na poziomach 2÷9. jest realizowane wspólnie, a od poziomu 5. tylko automatycznie.

Podana systematyka nie precyzuje możliwości różnych poziomów wspomaganie poszczególnych czynności, a przecież można sobie wyobrazić różny poziom zaangażowania człowieka i układów technicznych przy wspólnej realizacji dowolnego z etapów. W modelu tym nie uwzględniono też dwu etapów związanych z tworzeniem przez człowieka wewnętrznego obrazu bieżącego stanu otoczenia, tj. etapu odbioru (repcji i percepcji) oraz etapu analizy. Inny model poziomu automatyzacji [8] został określony jako poziom współdziałania człowieka z automatyką w zakresie każdego z etapów. Ze względu na różną specyfikę każdego z etapów wydaje się, że szczegółowe definicje poszczególnych poziomów (poza najwyższym – pełna realizacja automatyczna i najniższym – brak automatyzacji) muszą być specyficzne do czynności. W odniesieniu do procesów podejmowania decyzji wspomaganego przez komputer podano 10 poziomów – od pełnej automatyzacji, poprzez różne formy uczestnictwa komputera w procesie decyzyjnym, do braku działań komputera.

W pracy [10] zaprezentowany został model współpracy OOD<sup>2</sup>A zawierający wszystkie etapy modeli OODA i MGSI. Dzięki temu analiza zadania sterowania podzielonego na pięć etapów jest pełniejsza. Dla każdego z etapów można określić metody wspomaganie bądź zastępowania człowieka. Aby zobrazować

podejście to do określania poziomów automatyzacji, na rys. 1. przedstawiono poszczególne etapy i schematycznie zaznaczono dwie realizacje z różnymi poziomami automatyzacji.

W pierwszej realizacji występuje wysoki stopień wspomagania w zakresie percepcji informacji (np. alarmy, wyróżnianie informacji istotnych) oraz niski poziom wspomagania procesu przetwarzania, co oznacza, że podawane informacje obejmują jedynie wielkości podstawowe. W podejmowaniu decyzji automatyka przedstawia duże możliwości, natomiast wspomaganie wyboru opcji jest niewielkie. W drugiej realizacji przekazywana informacja jest wstępnie przetwarzana. Proces przetwarzania może dotyczyć bieżącego kontekstu wynikającego z realizowanego sterowania. W podejmowaniu decyzji występuje wysokie zautomatyzowanie, jednak realizacja decyzji należy już do człowieka. Linia trzecia stanowi alternatywę w zakresie podejmowania decyzji – wybór bieżącego poziomu automatyzacji może zależeć od człowieka. Realizując to, co zostaje mu zaproponowane, wykonuje schemat 2. Człowiek, wprowadzając własne rozwiązania i przełączając się zależnie od sytuacji, wykonuje schemat 3. Przykładem procesu sterowania, który odpowiada schematom 2. i 3., jest podejście do lądowania z wykorzystaniem wskaźnika systemu ILS.



Rys. 1. Przykładowe rozkłady poziomów automatyzacji w poszczególnych etapach procesu sterowania

### 3. Zadania automatyki podczas wspomagania pilota

W procesie wspólnego sterowania pilota z układami technicznymi zmiany poziomów automatyzacji są wynikiem różnych interakcji występujących pomiędzy nimi. Korekcja działań pilota oraz wspomaganie pilota przez automatykę są pojęciami opisującymi procesy, a nie stany. Rezultatem każdego z tych procesów może być zmiana poziomu automatyzacji. Przykładowo zwiększenie poziomu automatyzacji następuje, gdy:

- automatyka rozpoczyna realizację zadania wprowadzonego przez pilota – czyli wspomaganie pilota, kiedy automatyka na podstawie oceny za-

miarów pilota współdziała w procesie sterowania, np. może to być stabilizacja ustalonego stanu lotu określonego przez pilota poprzez uprzedni sposób sterowania,

- automatyka rozpoczyna działania korygujące – kiedy automatyka zmienia sterowanie (korekcja aktywna) bądź informuje o konieczności zmiany (korekcja pasywna) tego sterowania.

W obydwu sytuacjach konieczne jest poinformowanie człowieka o bieżącym stanie, a zwłaszcza o zmianach stanów, pracy układu. W pierwszym przypadku jest to potwierdzenie przyjęcia zadania do realizacji, a w drugim przekazanie informacji pozwalającej człowiekowi zorientować się w zakresie działania automatyki. Korygowanie działań człowieka nie może być zaskoczeniem, a więc konieczne jest znalezienie sposobu pokazania zarówno przyczyny zadziałania, jak i przyjętego sposobu działania.

Należy zwrócić uwagę, że całkowite zastąpienie człowieka w procesie sterowania po zwiększeniu poziomu automatyzacji oznacza, że nie musi on, a jedynie może odbierać i przetwarzać informacje. Problemy pojawiają się wówczas, gdy następuje (a w zasadzie powinno nastąpić) obniżenie poziomu automatyzacji, czyli przejęcie sterowania przez pilota, który nie jest przygotowany na działanie. Konieczność uwzględnienia zmian poziomów automatyzacji w procesie eksploatacji systemu sterowania jest więc podstawowym argumentem za traktowaniem automatyki jako elementu wspomagającego, a nie zastępującego człowieka. We wspomaganiu istotne jest przekazywanie informacji.

#### 4. Automatyzacja a przekazywanie informacji

W procesie sterowania, w którym uczestniczy człowiek, układy techniczne są wyposażane w interfejsy umożliwiające współpracę. Ogólnym zadaniem interfejsów jest przekazywanie informacji. Interfejsy najczęściej pełnią jedną z dwu funkcji:

- przekazywanie informacji o stanie obiektu sterowanego (interfejsy informacyjne),
- przekazywanie sygnałów sterujących (organa sterowe, przełączniki, zadajniki).

Wykorzystanie komputerów pozwala na połączenie obydwu funkcji w formie interfejsów interaktywnych, które służą do komunikacji dwukierunkowej. Komunikacja tego typu wiąże się często ze zmianami sposobu działania układów automatyki, czyli przy przełączaniu modów pracy, kiedy zmienia się zbiór informacji istotnych dla nowego modu pracy.

Z przekazem informacji wiąże się też pojęcie świadomości sytuacyjnej (ang. *situational awareness*, SA). Przyjęto trzy poziomy określające świadomość sytuacyjną [3]:

- SA1 – odbiór informacji (ang. *perception*),
- SA2 – zrozumienie stanu i interpretacji w kontekście realizowanych zadań (ang. *comprehension*),
- SA3 – przewidywanie konsekwencji w przyszłości (ang. *projection*).

Świadomość sytuacyjna jest wynikiem działania mechanizmów odbioru informacji (recepcji sensorycznej, percepcji) oraz mechanizmów przetwarzania docierającej informacji z wykorzystaniem dodatkowej wiedzy. Procesy przetwarzania informacji obejmują wiele składników, przez co trudno jest teoretycznie określić wszystkie występujące rezultaty związane ze zmianami procesu sterowania, składników zadania czy kształtów i zawartości informacyjnej elementów dostarczających człowiekowi informacji. Świadomość sytuacyjna wymaga interpretacji informacji o stanie procesu sterowanego w kontekście aktualnie realizowanego zadania, co oznacza, że celowe jest wprowadzanie rozwiązań wspomagających ten proces.

Interpretacja informacji o stanie samolotu, otoczenia i układów zainstalowanych na pokładzie (w tym układów sterujących) stanowi podstawę podejmowania decyzji. Oznacza to, że układy techniczne mogą wpływać na ten proces, zmieniając sposób przekazywania informacji. Na podstawie rys. 1. oczywista jest możliwość poprawy odbioru informacji tak, aby człowiek zachowywał świadomość sytuacyjną na odpowiednim poziomie poprzez: wstępne przetworzenie informacji i podawanie informacji syntetycznej, połączenie wielu informacji w formę ułatwiającą interpretację, wykorzystanie dodatkowych bodźców wpływających na mechanizm uwagi.

Przekazywanie informacji sterującej w zautomatyzowanym systemie należy także uznać za proces transmisji danych, które są interpretowane przez układy automatyki zależnie od trybu pracy. Nie jest ono jedynie prostym wydawaniem komend. Oznacza to możliwość różnego wykorzystania sygnałów sterujących zależnie od bieżącego stanu obiektu sterowanego i jego otoczenia. Przykładem jest rozwiązanie stosowane w układach sterowania odległościowego – w pewnym zakresie stanów lotu wychylenie sterownicy przekłada się na zmianę kąta pochylenia, a w innych stanowi wartość zadaną przeciążenia.

W tym miejscu warto zwrócić uwagę, że organa sterowe przekazują informację dwukierunkową. Poza sygnałami zadawanymi przez człowieka istnieje informacja zwrotna odbierana przez zmysł dotyku oraz jako sztywność elementu, poprzez który są zadawane wartości sygnałów zadanych. Te dodatkowe informacje w samolotach z mechanicznym przeniesieniem napędu sterów stanowią sprzężenie zwrotne informujące pilota nie tyle o wartości wychylenia, lecz o efekcie sterowania, na który wpływa bieżący stan samolotu (głównie prędkość lotu). Zastosowanie układów pośredniego sterowania, gdzie nie ma połączenia mechanicznego sterownic z płaszczyznami sterowymi, ograniczyło odbiór informacji przez organa sterowe w postaci sił reakcji sterów. Pojawiła się jednak dodatkowa możliwość wykorzystania sił reakcji wymuszanych sztucznie do

przekazywania informacji od systemu sterowania [9]. Zakładając ciągłość procesu sterowania, szczególnie w sytuacjach zmian poziomu automatyzacji oraz realizacji przez automatykę funkcji kontroli stanu samolotu i działań pilota, konieczne jest zapewnienie informacji o bieżących wartościach sterujących, a także o zamierzonych działaniach automatyki. Organa sterowe, po wyposażeniu w układy umożliwiające wymuszenia siłowe, uzupełniają strumień informacji przekazywany człowiekowi z systemu. Uzyskane w ten sposób aktywne organa sterowe pozwalają na sterowanie automatyczne z zastosowaniem wprowadzonych wymuszeń oraz umożliwiają przekazanie pilotowi informacji w formie sił reakcji organów sterowych.

Zastosowanie sił jako informacji o rozpoczęciu korekcji działania pilota umożliwia połączenie korekcji aktywnej (ruch dźwigni w przypadku braku przeciwdziałania) z korekcją pasywną (odbiór sił przez pilota). Równocześnie realizacja sterowania automatycznego może objąć wychylenie organu sterowego, w wyniku czego działania sterowników są widoczne i następuje włączenie pilota w proces sterowania.

Przeprowadzona analiza pokazuje istotną rolę przekazu informacji w procesie wspomagania człowieka, który stanowi element dialogu pomiędzy człowiekiem a układem technicznym. Spojrzenia projektantów systemów sterowania na te informacje jako element dialogu, a nie jedynie jako rozkazy umożliwia uwzględnienie zagadnień odbioru przez człowieka reakcji systemu w różnych sytuacjach, a także otwiera horyzonty dla nowych rozwiązań, czego przykładem są aktywne organa sterowe.

## 5. Wnioski

Przedstawiona analiza pokazuje złożoność zagadnienia projektowania układów wspomagających człowieka. Proste zastępowanie człowieka nie zawsze jest działaniem skutecznym i może powodować takie skutki, jak ograniczenie możliwości działania czy niepoprawne interakcje. Na podstawie analizy etapów przetwarzania informacji podczas sterowania przedstawiono ogólne koncepcje wspomagania człowieka przez automatykę.

Jednym z proponowanych elementów są aktywne organa sterowe, które powinny umożliwić realizację automatyki adaptacyjnej i które w kontekście zaprezentowanego modelu OOD<sup>2</sup>A pozwalają na traktowanie elementów tych jako interaktywne interfejsy lepiej dostosowane do zadania wspomagania niż klasyczne rozwiązania. Oczywiście wykonanie aktywnych organów sterowych obejmuje wiele zagadnień wykraczających poza ramy niniejszego opracowania.



**Literatura**

- [1] Billings C.E.: Human-centered aviation automation: Principles and guidelines, NASA 1996.
- [2] Ciecinski P., Pieniążek J., Rzucidło P., Tomczyk A.: Modyfikacja charakterystyk systemu pośredniego sterowania samolotem z wykorzystaniem interfejsów człowiek–maszyna, Sieć Naukowa Aeronautica Integra, Journal of Aeronautica Integra, t. 2, z. 4, 2008, s. 29÷36.
- [3] Endsley M.R., Bolte B., Jones D.G.: Designing for situation awareness, An Approach to User-Centered Design, Taylor and Francis, 2003.
- [4] Inagaki T.: Automation and the cost of authority, Industrial Ergonomics, vol. 31, 2003, s. 169÷174.
- [5] Kaber E.: The effects of level of automation and adaptive automation on human performance, situation awareness and workload in a dynamic control task, Theoretical Issues in Ergonomics Sciences, vol. 5, 2004, s. 113÷153.
- [6] Miller S.P., Barber S., Carlson T.M., Lempia D.L., Tribble A.C.: A methodology for improving mode awareness in flight guidance design, 21<sup>st</sup> Digital Avionics Systems Conference (DASC'02), Irvine, California, October 27-31, 2002.
- [7] Nowinski, J.L., Holbrook, J.B., Dismukes R.K.: Human memory and cockpit operations: An ASRS study, Proc. of the 12<sup>th</sup> International Symposium on Aviation Psychology, 2003, s. 888÷893.
- [8] Parasuraman R., Sheridan T.B., Wickens C.D.: A model for types and levels of human interaction with automation, IEEE Transaction on SMC, vol. 30, 2000, s. 286÷297.
- [9] Pieniążek J.: Active command interfaces in fly-by-wire control, Systems Science, Wydaw. Politechniki Wrocławskiej, vol. 34, 2008, s. 67÷75.
- [10] Pieniążek J.: Automation in unmanned aircraft system, Scientific Proceedings of Riga Technical University, Series 6 „Transport and Engineering. Transport. Aviation Transport”, N27 – Riga 2008, s. 188÷196.
- [11] Rogers R.: Pilot authority and aircraft protections, Air Line Pilots Association, 1999.
- [12] Sarter N.B., Woods D.D.: Pilot interaction with cockpit automation, II: An experimental study of pilots' mode awareness of the FMS, The international Journal of Aviation Psychology, vol. 4, 1994, s. 1÷24.
- [13] Scallen S.F., Hancock P.A.: Implementing adaptive function allocation, The International Journal of Aviation Psychology, vol. 11, 2001, s. 197÷221.

*Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2007÷2011 jako projekt badawczy.*

**AUTOMATION – PILOT SUBSTITUTION OR AIDING****Abstract**

General idea of making personal air transport more popular demands new solutions mainly in the area of aircraft and air traffic control. In the aviation on the present stage of the air-technique

making the airplane control easier is possible but new problems appears. The cooperation of automation and human should be analysed and various human factors should be taken into consideration in the design process of new equipment.

In the paper the analysis of the known effects of cooperation is a basis for presenting the general method of cooperative automation analysis and description. The active command interfaces are presented as promising solution of adaptive automation.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.*

**Tomasz ROGALSKI**

Politechnika Rzeszowska

**Robert WIELGAT**

Państwowa Wyższa Szkoła Zawodowa w Tarnowie

## **KONCEPCJA UKŁADU STEROWANIA SAMOŁOTEM LEKKIM ZA POMOCĄ POLECEŃ GŁOSOWYCH**

W pracy zaprezentowano koncepcję systemu sterowania samolotem asystującego pilotowi. System różni się od tradycyjnie stosowanych tym, że sterowanie odbywa się za pomocą poleceń wydawanych głosem. W pracy przeanalizowano możliwości wykonania systemu sterowania z wbudowanym modułem automatycznego rozpoznawania mowy dla samolotów ogólnego przeznaczenia. Podjęto próbę zdefiniowania głównych reguł, którymi powinien kierować się projektant systemu. Zdefiniowano i omówiono główne poziomy funkcjonalności prezentowanego systemu sterowania. Szczegółowo omówiono zastosowanie wybranych komend do bezpośredniego sterowania lotem samolotu. Podano również podstawowe wymagania, jakie powinny spełniać komendy głosowe. Zawarto również krótki opis eksperymentalnego systemu sterowania stanowiącego podstawę rozwijania systemów głosowego sterowania samolotami ogólnego przeznaczenia.

### **Wstęp**

Wciąż rosnący ruch małych samolotów ogólnego przeznaczenia (MSOP) jest ściśle związany z poszerzeniem grupy osób wykorzystujących samoloty tego typu jako „podniebne samochody.” Małe samoloty zaczęto używać jako środek lokalnego transportu na średnich dystansach [1]. Są one używane przez osoby niebędące zawodowymi pilotami, które często nie posiadają zbyt dużego doświadczenia w pilotowaniu samolotów i mają odmienne podejście do tego zagadnienia niż piloci zawodowi [5]. Spodziewają się również innych właściwości pilotażowych samolotu. Wydaje się więc celowe podjęcie prac konstrukcyjnych nad samolotem wyposażonym w system awioniczny przeznaczony dla tej grupy użytkowników. Takie systemy są przedmiotem prac badawczych w wielu ośrodkach na całym świecie. Systemy te mają uprościć proces sterowania. Zawierają wiele rozwiązań technicznych ułatwiających pilotowanie, nawigację i obsługę systemów pokładowych [8, 10].

Większość rozwiązań ułatwiających sterowanie dotyczy zmian właściwości pilotażowych samolotu, który jednak wciąż jest sterowany za pomocą dźwieszki,

wolantu lub ministerownicy. Wszystkie te systemy angażują ręce pilota do sterowania. Niniejszy artykuł proponuje inną koncepcję systemu ułatwiającego latanie małym samolotem. Obecnie jest już technologicznie możliwe wykonanie systemu awioniki, który będzie rozpoznawał komendy głosowe wydawane przez pilota. Polecenia głosem mogłyby dotyczyć obsługi systemów pokładowych i parametrów lotu samolotu. Najbardziej pożądaną sytuacją byłoby, gdyby pilot mówił do systemu w sposób naturalny, jak do innego człowieka. Ale na takie rozwiązania trzeba jeszcze poczekać.

Praca ma na celu zdefiniowanie, określenie zasad działania systemu sterowanego poleceniami głosowymi pilota. Omawia również problemy związane z interpretacją rozpoznanych poleceń. Autorzy pragną zwrócić uwagę na fizyczną możliwość realizacji systemu, który będzie wykorzystywał polecenia głosowe do sterowania systemami pokładowymi lub ich wybranymi funkcjami.

## 1. Funkcjonalność systemu

Zanim zostanie omówione zagadnienie sterowania głosem statku powietrznego najpierw trzeba odpowiedzieć na kilka fundamentalnych pytań:

1. Jakimi funkcjami samolotu można sterować za pomocą komend głosowych?
2. Czy pilot może głosowo sterować lotem samolotu?
3. Na jakim poziomie pilot może sterować samolotem?

Podczas typowego lotu pilot steruje bardzo wieloma funkcjami samolotu. Te funkcje posiadają różne poziomy ważności i związany z tym różny wpływ na bezpieczeństwo lotu. Można zatem wyróżnić trzy poziomy funkcjonalności, na których będzie pracować system sterowania głosowego (SSG). Różnią się one między sobą obsługiwanymi funkcjami oraz zastosowanymi procedurami rozpoznawania mowy.

**Poziom I.** Sterowanie głosowe obejmuje jedynie dodatkowe funkcje nie-wpływające bezpośrednio na bezpieczeństwo lotu. Są to: *włącz/wyłącz odmrążanie*, *włącz/wyłącz światła kołowania*, *włącz/wyłącz ogrzewanie rurki pitota*. Procedura rozpoznawania mowy może być w tym przypadku aplikacją rozpoznającą hasła z mowy ciągłej (ang. *word spotting*). Dopuszczalne jest popełnianie nielicznych błędów przez procedurę, z zagwarantowaną możliwością ich poprawienia.

**Poziom II.** Sterowanie głosowe obejmuje funkcje wpływające na stan lotu: *podwozie schowaj/wypuść*, *kłapy duże/male/schowaj*. Autopilot może być aktywowany i dezaktywowany, a zasadniczo żadne krytyczne funkcje sterujące nie mogą być obsługiwane. Oznacza to, że funkcje sterujące kierunkiem lotu, kątem wzniesienia, stabilizacją szybkości lotu nie mogą być uruchamiane głosowo, jeżeli wcześniej nie zostaną zaimplementowane odpowiednie zabezpieczenia. System musi zostać wyposażony w funkcje chroniące przed wprowadzaniem

nieprawidłowych wartości parametrów stabilizujących lot oraz przed zbyt dynamicznymi manewrami. Procedura rozpoznawania mowy na poziomie II może być, podobnie jak na poziomie I, aplikacją rozpoznającą hasła z mowy ciągłej, przy czym wymagania co do skuteczności rozpoznawania mowy są większe w porównaniu z poziomem I. Jednakże wciąż dopuszcza się popełnianie błędów przez system z możliwością ich korekty.

**Poziom III.** Na poziomie tym dostępne są funkcje stabilizujące wysokość lotu statku powietrznego, np. funkcje stabilizujące orientację przestrzenną. Ponadto powinny być zaimplementowane funkcje wyprowadzające samolot z niebezpiecznych i nieprawidłowych stanów lotu. Trzeci poziom sterowania głosowego wymaga niemal 100% skuteczności rozpoznawania mowy oraz bardzo niewielkich czasów rozpoznawania. System rozpoznawania mowy na poziomie tym powinien być systemem rozpoznawania połączonych słów lub systemem rozpoznawania mowy ciągłej.

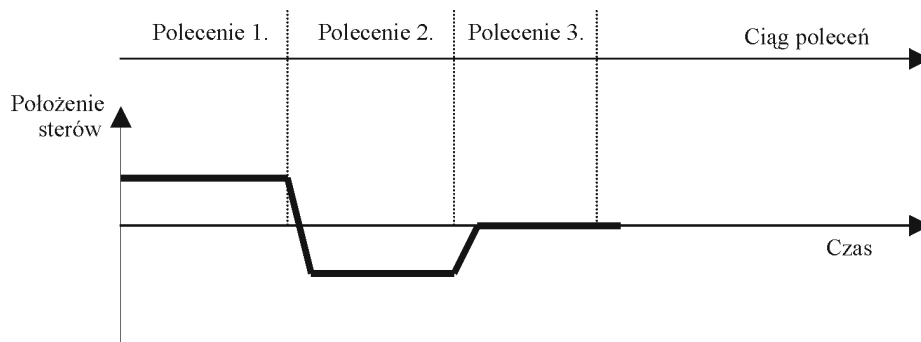
W celu zapewnienia bezpieczeństwa lotu wszystkie funkcje uruchamiane przez moduł rozpoznawania mowy muszą być dublowane przez tradycyjne urządzenia sterujące. Wszystkie rozpoznane komendy powinny być potwierdzone głosowo. Natomiast piloci powinni zostać przeszkoleni w zakresie korzystania z systemu rozpoznawania komend głosowych i sposobów radzenia sobie z potencjalnymi błędami rozpoznawania.

## 2. Sterowanie lotem

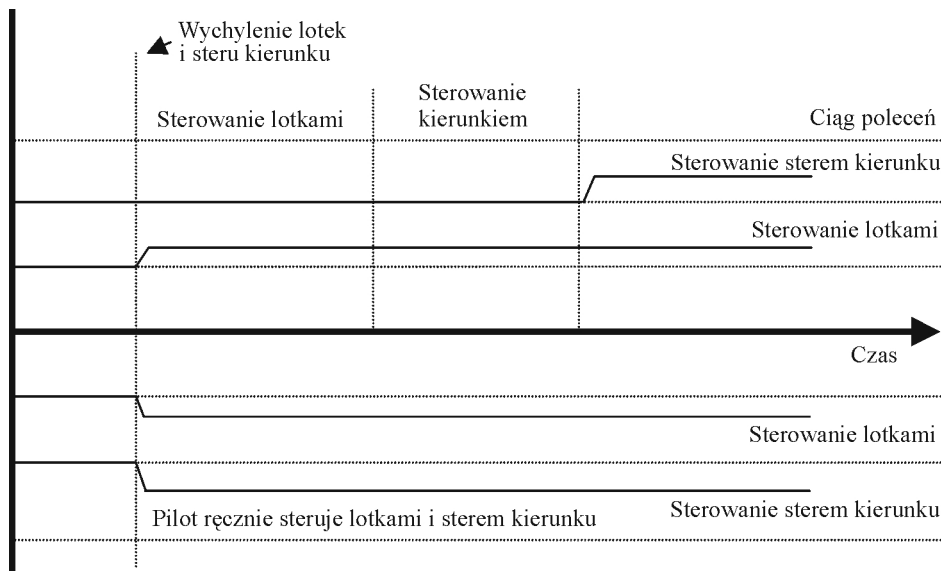
Na początku rozważań nad systemem głosowego sterowania samolotem należy zdefiniować sposób sterowania samolotem. Właściwości i charakter sterowania ręcznego sprawiają, że raczej niemożliwe będzie bezpośrednie sterowanie położeniem płaszczyzn sterowych za pomocą komend głosowych. Dzieje się tak, ponieważ:

- pilot wychyla płaszczyzny w sposób ciągły – w przypadku sterowania głosem będzie to sterowanie dyskretne, nawet gdy komendy będą wydawane bardzo szybko (rys. 1.); dodatkowo nie jest możliwe natychmiastowe poprawienie niewłaściwego polecenia, jakiś czas samolot będzie sterowany źle, aż do momentu nadejścia nowej komendy; jak takie polecenia powinny być formułowane jako przyrosty czy bezwzględne wartości położenia sterów? Raczej trudno wyobrazić sobie sytuację, że przykładowo po podmuchu w skrzydło pilot będzie w stanie określić, o ile dokładnie wychylić lotkę, aby utrzymać stan lotu,
- w sterowaniu ma znaczenie nie tylko położenie końcowe płaszczyzn, lecz również sposób, w jaki zostało ono osiągnięte; ważne jest, czy płaszczyzny są wychylane dynamicznie czy wolno,

- pilot często steruje więcej niż jednym sterem w tym samym czasie, co nie byłoby możliwe w przypadku sterowania głosem (rys. 2.).



Rys. 1. Powierzchnie sterowe mogące zmieniać pozycje tylko dyskretnie

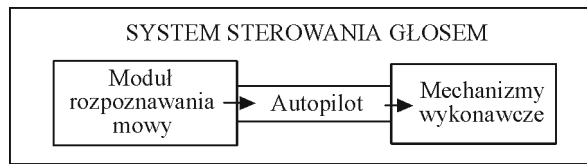


Rys. 2. Przykładowe przebiegi wychyleń powierzchni sterowych w klasycznym systemie sterowania i w systemie ze sterowaniem poleceniami głosowymi

Przedstawione spostrzeżenia prawdopodobnie przeważają na korzyść sterowania pośredniego. System sterowania będzie automatycznie utrzymywał parametry lotu zadawane przez pilota za pomocą poleceń głosowych. W praktycznej realizacji oznacza to integrację autopilota z modułem rozpoznawania głosu w jednym urządzeniu (rys. 3.). Autopilot będzie realizował zadania związane ze

stabilizacją parametrów lotu aktywowane przez moduł rozpoznawania i interpretacji poleceń głosowych.

Rys. 3. Połączenie systemu rozpoznawania komend głosowych z autopilotem



### 3. Możliwości realizacji

Nie ulega wątpliwości, że polecenia głosowe mogą być stosowane do sterowania samolotem jedynie w przypadku, gdy zastosowany sprzęt i algorytmy zapewnią szybkie i wiarygodne ich rozpoznawanie. System musi rozpoznać i zinterpretować polecenie w czasie krótszym niż pilot zdąży zauważyć opóźnienie. Biorąc pod uwagę zdolności percepcyjne człowieka, można zdefiniować czas reakcji systemu:

$$T_{SR} = \frac{1}{2} T_{HR} \quad (1)$$

gdzie:  $T_{SR}$  – czas, jaki system potrzebuje na rozpoznanie komendy i podjęcie właściwej akcji,  $T_{HR}$  – czas, jaki człowiek potrzebuje na wykrycie zdarzenia. Przy założeniu, że człowiek potrzebuje ok.  $0,15 \div 0,2$  s na reakcję czas przetwarzania komendy przez system musi być krótszy niż  $0,1$  s.

Algorytmy i platformy sprzętowe mogące znaleźć zastosowanie w opisanym systemie są rozwijane i udoskonalane od wielu lat. Osiągnęły one poziom rozwoju umożliwiający ich zastosowanie w lotnictwie cywilnym. Telefonia cyfrowa od jakiegoś czasu oferuje głosowe wybieranie numeru lub obsługę centrów klienta. Podobne rozwiązania spotyka się w urządzeniach medycznych. Niestety wszystkie te rozwiązania działają według ściśle zdefiniowanych komend i nie są one w stanie rozpoznać polecenia znajdującego się w ciągu słów.

Powszechnie stosowane systemy nie rozpoznają poprawnie wszystkich poleceń, a skuteczność rozpoznawania zależy od wielu czynników: akcentu, intonacji, prędkości mówienia, głośności itp. Obecnie poziom rozpoznawania poleceń sięga  $90\%$ . W przypadku źle rozpoznawanych poleceń system nie może sterować żadną odpowiedzialną funkcją samolotu, w szczególności funkcjami związanymi bezpośrednio ze sterowaniem lotem. Jedynie funkcje nawigacyjne lub dodatkowe mogą być obsługiwane.

Biorąc pod uwagę ograniczenia systemów rozpoznających mowę, trzeba stwierdzić, że obecnie nie jest możliwe stworzenie kompletnego systemu sterowania głosowego w statkach powietrznych. Niemniej jednak można podejmo-

wać próby zmierzające do znalezienia optymalnego rozwiązania. Dalej przedstawiono rozważania dotyczące modułu rozpoznawania mowy w systemie sterowania samolotem.

W pierwszej kolejności należy zauważyć, że rozpoznawanie mowy w kokpicie samolotu dokonuje się w warunkach silnego zaszumienia sygnału oraz możliwych interferencji ze strony osoby towarzyszącej (drugiego pilota). Skuteczność rozpoznawania mowy jest dodatnio skorelowana ze stosunkiem sygnał–szum (SNR) dla sygnału mowy, dlatego każdy szum lub dźwięk pochodzący ze źródła innego niż rozpoznawany głos może spowodować drastyczne obniżenie skuteczności rozpoznawania mowy. Trudności te można częściowo zminimalizować, stosując specjalne mikrofony przyustne redukujące poziom szumów oraz nieczułe na dźwięki dochodzące z dalekiego pola. Jednakże wspomniane środki techniczne mogą okazać się niewystarczające. Dlatego pomocne mogą się okazać dodatkowe metody redukujące szum i hałas, np. filtry Wienera, macierze mikrofonowe, filtracja sygnału mowy. Oprócz tych środków wytłumienie kabiny pilota materiałami dźwiękochłonnymi może również przynieść dobre rezultaty.

W projektowaniu systemu sterowania głosowego samolotem należy również rozważyć rozmiar słownika oraz słowa podobne w brzmieniu (fonetycznie i akustycznie), lecz o różnym znaczeniu. Słowa te niejednokrotnie różniące się między sobą tylko jednym fonemem sprawiają poważne trudności w rozpoznawaniu mowy. Ogólnie można powiedzieć, że im większy rozmiar słownika, tym mniejsza dokładność i dłuższy czas rozpoznawania. Z tego też względu zbiór rozpoznawanych słów powinien być możliwie jak najmniejszy. Można to częściowo osiągnąć przez dezaktywowanie rozpoznawania komend głosowych, których wydawanie w danej sytuacji nie ma sensu. Ponadto, jeżeli założyć się, że piloci korzystający z systemu zostaną wcześniej gruntownie przeszkoleni, rozmiar słownika można znacząco zmniejszyć. W takiej sytuacji nie trzeba wprowadzać nadmiernej ilości alternatywnych komend, które mają te same znaczenia, ale wypowiedane są na różne sposoby. Można również tak skonstruować słownik, aby zminimalizować liczbę kłopotliwych w rozpoznawaniu słów. Z drugiej strony, jeżeli system ma być całkowicie przyjazny dla użytkownika, rozmiar słownika musi być odpowiednio duży, aby zawrzeć w nim wszystkie alternatywy wypowiedania danej komendy głosowej. Implikuje to użycie bardzo szybkiego komputera pokładowego oraz odpowiednich algorytmów opartych na analizie dyskryminacyjnej oraz analizie składowych głównych (PCA).

Innym zagadnieniem, które należy rozważyć, jest zależność systemu od mówcy. Obecnie wiele programów rozpoznających mowę działa w sposób niezależny od mówcy. Jednakże procedury działające w trybie zależnym od mówcy pozwalają z reguły na osiągnięcie większej skuteczności niż procedury niezależne od mówcy. W przypadku opisywanego zastosowania stosunkowo łatwo można zaimplementować procedury zależne od mówcy, ponieważ pilot posiada



możliwość logowania się do systemu sterowania samolotem, jak również może nagrać wszystkie komendy przed pierwszym uruchomieniem systemu.

Istotnym parametrem, na który należy zwrócić uwagę w projektowaniu systemu sterowania głosowego, jest czas rozpoznawania. Rozpoznawanie powinno przebiegać w czasie rzeczywistym z maksymalnym opóźnieniem ok. 0,1 s. Krótki czas rozpoznawania posiada z reguły niekorzystny wpływ na skuteczność rozpoznawania.

#### 4. Polecenia

Celem wyposażenia systemu awioniki samolotu lekkiego w układ rozpoznawania poleceń głosowych jest zwiększenie komfortu pracy pilota i zmniejszenie jego obciążenia. Nie może wystąpić sytuacja, gdy pilot musi szukać odpowiednich słów, aby prawidłowo zbudować rozkaz. W związku z tym forma wypowiedzianych poleceń musi być „przyjazna” dla użytkownika, co oznacza że:

- muszą to być standardowe frazy używane w lotnictwie – każde polecenie składa się z typowego połączenia słów używanych przez pilotów do określenia swoich oczekiwań co do parametrów lotu,
- muszą być maksymalnie skrócone – krótkie frazy jest łatwiej zapamiętać i można szybciej wymówić,
- akceptowane muszą być zarówno zmienne numeryczne, jak i lingwistyczne – „przyjemniej” jest powiedzieć „kurs *trochę* w prawo” niż formułować komendę bardzo precyzyjnie „kurs *trzy stopnie* w prawo”, chociaż druga forma jest niezbędna, gdy pilotowi zależy na dużej precyzji sterowania,
- zmienne lingwistyczne muszą mieć różne znaczenie zależnie od stanu lotu,
- różne frazy mogą mieć identyczne znaczenie – pilot nie może być zmuszony do użycia tylko jednej zmiennej lingwistycznej, np. wyrażenia „*lekko*”, „*trochę*” powinny mieć identyczne znaczenia,
- muszą być jednoznaczne – polecenia muszą się różnić w sposób zabezpieczający przed ich pomyleniem.

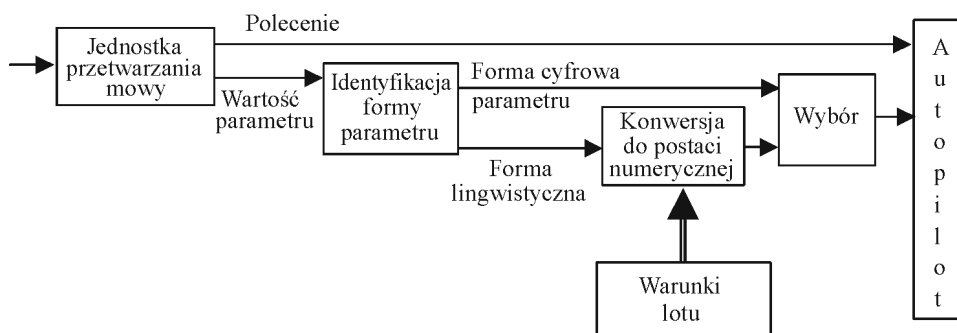
Zakłada się, że system rozpoznawania poleceń głosowych powinien umożliwić sterowanie systemami pokładowymi oraz samym lotem samolotu:

- polecenia *włącz/wyłącz*, np. *schowaj podwozie* lub *wysuń podwozie*,
- bezpośrednio definiujące wartość zadawanego parametru – *przechylenie dziesięć w prawo*,
- definiujące wartość sterowanego parametru przyrostowo – *przechył w prawo dziesięć więcej*,
- specjalne polecenia na wypadek niebezpieczeństwa – polecenie zawsze stabilizujące lot horyzontalny *wyrównaj*.

Inna z kolei klasyfikacja poleceń uwzględnia sposób definiowania parametrów lotów:

- za pomocą dokładnej wartości numerycznej – dziesięć stopni, sto pięćdziesiąt węzłów,
- za pomocą zmiennej lingwistycznej – więcej, mniej.

Sam proces rozpoznawania i interpretacji poleceń składa się z następujących etapów (rys. 4.): moduł przetwarzania sygnałów dźwiękowych rozpoznaje polecenie i wartość parametrów. Następnie identyfikuje się, czy parametry są wartością liczbową czy zmienną lingwistyczną. Zmienne lingwistyczne są konwertowane na wartości liczbowe w zależności od stanu lotu samolotu. Następnie polecenie i parametry są konwertowane do postaci akceptowanej przez system sterowania samolotem i do niego transmitowane.



Rys. 4. Proces przetwarzania sygnału

W omawianym systemie wartość zmiennych lingwistycznych zależy od stanu lotu samolotu. Dlaczego? Przykładowo w sytuacji lotu z niezerowym kątem przechylenia pilot, chcąc zwiększyć przechylenie, wyda polecenie *przechyl więcej*. System musi zinterpretować, jaką wartość oznacza *więcej*. Ponieważ będzie to inna wartość dla już utrzymywanych małych i dużych kątów przechylenia, konwersja zmiennej lingwistycznej na wartość liczbową może odbywać się z wykorzystaniem kilku różnych metod. Można wykorzystać klasyczne zależności matematyczne:

$$v = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (2)$$

gdzie:  $v$  – wyliczony parametr,  $x_1, x_2, \dots, x_n$  – wielkości wpływające na wartość parametru wyznaczanego. Również metody logiki rozmytej lub sieci neuronowe mogą zostać wykorzystane do konwersji zmiennych lingwistycznych na wartości cyfrowe.

## 5. Moduł rozpoznawania mowy

Jak wcześniej wspomniano, moduł rozpoznawania mowy może być na poziomie I sterowania procedurą wyszukiwania haseł. Na najwyższym poziomie powinien znajdować się zorientowany zadaniowo system rozpoznawania połączonych słów lub system rozpoznawania mowy ciągłej. Wspólnymi etapami dla wszystkich tych systemów jest wstępne przetwarzanie sygnału oraz ekstrakcja cech.

### Wstępne przetwarzanie sygnału

Do podwyższenia jakości procesu rozpoznawania mowy oraz racjonalnego wykorzystania zasobów systemu w systemach rozpoznawania mowy często stosuje się metody wstępnego przetwarzania sygnałów. Pierwszym urządzeniem w torze przetwarzania sygnału jest mikrofon. Z reguły są to mikrofony przyustne w zestawach nagłownych (słuchawkach lotniczych). Mikrofony te wraz z odpowiednimi urządzeniami mają możliwość stłumienia szumu i związanej z tym poprawy jakości rozpoznawanego sygnału mowy. Alternatywnym rozwiązaniem jest macierz mikrofonowa z zaprogramowaną procedurą formowania strumienia (ang. *beam-forming*). Technika formowania strumienia pozwala na wzmocnienie sygnału dźwiękowego (np. mowy pilota) z dowolnego kierunku oraz osłabienie sygnałów dochodzących z innych kierunków. Macierz mikrofonowa z zaimplementowaną techniką formowania strumienia może być wykonana w postaci samodzielnego urządzenia mikroprocesorowego, które nie wykorzystuje zasobów komputera pokładowego.

Sygnał otrzymany z mikrofonu lub macierzy mikrofonowej po ewentualnym wzmocnieniu powinien zostać przefiltrowany pasmowo do zakresu częstotliwości obejmującego widmo mowy. Filtracja pozwala na wyeliminowanie z sygnału składowych o niskich i wysokich częstotliwościach, leżących poza zakresem widma sygnału mowy, przez co składowe te nie będą negatywnie wpływać na jakość rozpoznawania mowy. Najwęższy zakres częstotliwości zapewniający jeszcze zrozumiałość mowy obejmuje od ok. 300 Hz do ok. 4 kHz. W taki sposób najczęściej filtrowany jest również sygnał akustyczny w kokpitach samolotów. Jednakże w przypadku systemów rozpoznających mowę zbyt duże zawężenie pasma sygnału może znacząco obniżyć skuteczność rozpoznawania. Optymalny zakres filtracji sygnału należy zatem dobrać eksperymentalnie.

Przefiltrowany sygnał akustyczny można poddać procesowi detekcji, który ma za zadanie wyodrębnić te fragmenty sygnału, które mogą być potencjalnie sygnałem mowy. Na dalszym etapie program analizuje jedynie te fragmenty, które zostały uznane za sygnał mowy, oszczędzając tym samym zasoby komputera i zmniejszając ryzyko błędnego rozpoznania sygnału.

Często spotykanym kryterium uznawania sygnału za sygnał mowy jest przekroczenie ustalonego wcześniej progu energii. Niektóre nowe techniki oparte są na detekcji sygnału z wykorzystaniem jego entropii.

Aby podnieść jakość sygnału mowy, można zastosować pewne techniki redukcji szumu, jak np. adaptacyjne filtry Wienera i Kalmana, metodę subtrakcji widma. Niemniej jednak należy mieć świadomość, że oprócz usuwania szumów wspomniane metody w pewnym stopniu zniekształcają również sygnał np. poprzez wprowadzenie tzw. szumu muzycznego. Najlepsza strategia odszumiania powinna być dobrana eksperymentalnie [4].

### Ekstrakcja cech

Cechy sygnału mowy niezbędne do rozpoznawania mowy są ekstrahowane z wstępnie przetworzonego i odszumionego sygnału mowy. Obecnie najczęściej stosowaną metodą ekstrakcji cech sygnału mowy są parametry Mel-cepstralne (ang. *Mel-Frequency Cepstral Coefficients*, MFCC). Parametry MFCC oblicza się w następujących etapach:

- 1) podział sygnału na ramki, okienkowanie sygnału w ramkach za pomocą funkcji okna Hamminga (możliwe jest użycie również innych funkcji okna),
- 2) przeprowadzenie szybkiej transformaty Fouriera (FFT) na zokienkowanych sygnałach z ramek,
- 3) obliczenie zakumulowanych współczynników widmowych jako mocy FFT w tzw. krytycznych pasmach częstotliwości; pasma krytyczne zachodzą na siebie w 50%, jeżeli przyjęta jest melowa skala częstotliwości,
- 4) obliczenie logarytmu naturalnego zakumulowanych współczynników widmowych,
- 5) przeprowadzenie dyskretnej  $t$ ,
- 6) transformacji kosinusowej na zlogarytmowanych współczynnikach widmowych ( $n = 0, 1, 2, \dots, q - 1$ ):

$$X(n) = c(n) \sum_{k=0}^{K-1} \ln(S_k) \cos\left(\frac{\pi(2k+1)n}{2K}\right) \quad (3)$$

$$c(0) = \sqrt{\frac{1}{K}}, \quad c(n) = \sqrt{\frac{2}{K}} \quad (4)$$

- 7) obliczenie pierwszej i drugiej pochodnej po czasie dla wektorów współczynników DCT, tzw. współczynników delta oraz delta-delta.

Rozszerzeniem współczynników MFCC są współczynniki HFCC (ang. *Human-Factor Cepstral Coefficients*, HFCC), które w pewnych warunkach są

bardziej odporne na szum niż cechy MFCC [6, 9, 12]. Różnica między parametrami MFCC i HFCC polega jedynie na obliczaniu szerokości krytycznych pasm częstotliwości. W przypadku parametrów HFCC szerokość pasma krytycznego oblicza się jako [3]:

$$ERB = 6,23f_c^2 + 93,39f_c + 28,52 \text{ Hz} \quad (5)$$

Ponadto szerokość pasma krytycznego dla cech HFCC może być dodatkowo skalowana przez współczynnik większy od 1, przez co uzyskuje się lepsze rezultaty rozpoznawania.

### Procedura wyszukiwania haseł

Wynikiem ekstrakcji cech jest ciąg wektorów cech reprezentujących komendę głosową. Procedura wyszukiwania haseł rozpoznaje komendę ze słownika poprzez odszukanie ciągu wektorów cech najlepiej reprezentujących rozpoznawaną komendę. Wyszukiwanie haseł bardzo często jest oparte na metodzie nieliniowej transformacji czasowej. Główną ideą metody jest znalezienie ścieżki optymalnej z minimalnym kosztem przejścia z lewego dolnego rogu do prawego górnego rogu tzw. macierzy odległości lokalnych. Pojedynczy element  $d_{mm}$  macierzy jest równy odległości między  $m$ -tym wektorem cech (np. HFCC, MFCC) rozpoznawanej wypowiedzi a  $n$ -tym wektorem cech wzorca odniesienia. Miarą odległości między wektorami cech jest często odległość Euklidesowa. Zakumulowaną odległość w każdym punkcie ścieżki optymalnej otrzymuje się na podstawie rekursywnej procedury. Przykładowa procedura rekursywna podana jest w równaniu:

$$g(i, j) = \begin{bmatrix} g(i-1, j) + d(i, j) \\ g(i-1, j-1) + d(i, j) \\ g(i, j-1) + d(i, j) \end{bmatrix} \quad (6)$$

W celu normalizacji otrzymanego wyniku zakumulowany koszt jest zwykle dzielony przez współczynnik  $D$ :

$$D = \sqrt{N_p^2 + N_w^2} \quad (7)$$

gdzie:  $N_p$  – liczba wektorów cech wzorca odniesienia,  $N_w$  – liczba wektorów cech rozpoznawanego słowa.

Nie ma potrzeby obliczania odległości zakumulowanej przy użyciu wszystkich odległości lokalnych, zatem ścieżka wzdłuż której oblicza się odległość

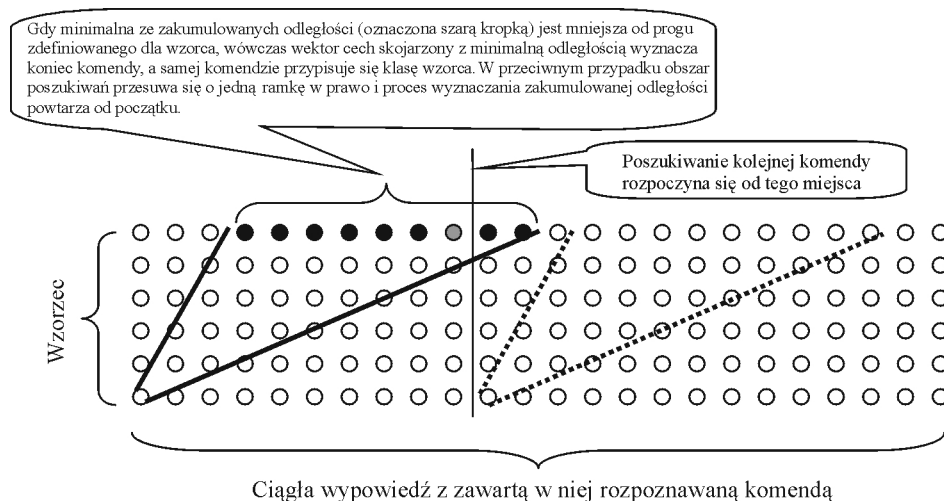
zakumulowaną leży wewnątrz obszaru w pobliżu przekątnej ograniczonego dwoma równoległymi liniami przesuniętymi o pewną liczbę (7):

$$Q = \text{round}(w \cdot \max(N_p, N_w)) \quad (8)$$

gdzie  $w$  – współczynnik przesunięcia.

Dokładny opis algorytmu DTW można znaleźć w pracy [11]. Po obliczeniu wszystkich końcowych zakumulowanych kosztów pomiędzy rozpoznawanym słowem oraz wszystkimi wzorcami za klasę słowa rozpoznawanego jest uznawana klasa wzorca dającego najmniejszy zakumulowany koszt.

Opisana procedura działa dobrze, jeżeli SNR sygnału mowy jest odpowiednio wysoki, a słowo, które ma być rozpoznawane, jest wykrywane za pomocą procedury detekcji sygnału mowy. Jednakże warunki takie są raczej niemożliwe do spełnienia w praktyce. Dlatego też bardziej efektywnym rozwiązaniem jest użycie metody DTW w procedurze wyszukiwania haseł. We wspomnianej procedurze zakłada się, że długość (w milisekundach) rozpoznawanego słowa jest przynajmniej  $1/n$  długości wzorca oraz co najwyżej  $n$  razy większa od długości wzorca – zazwyczaj  $n = 2$ .



Rys 5. Znajdowanie komend za pomocą procedury wyszukiwania haseł

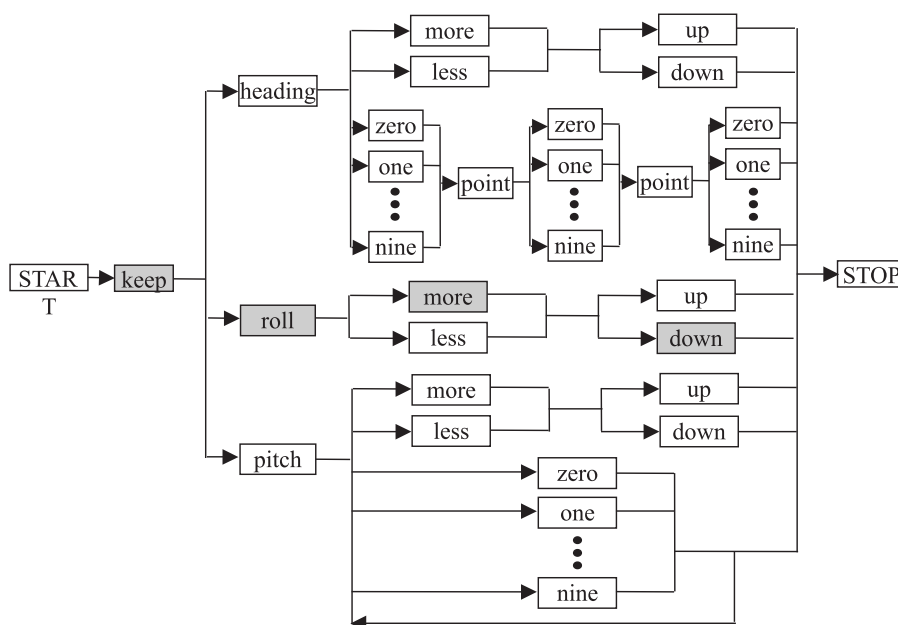
Założenia te powodują, że obszar poszukiwań ścieżki optymalnej przyjmuje kształt ograniczony ciągłymi liniami na rys. 5. Najniższy spośród zakumulowanych odległości na górnej granicy wskazuje koniec rozpoznawanej komendy, a ta odległość jest mniejsza niż próg dla danego wzorca. Klasa wzorca jest przypisywana do komendy. Poszukiwanie następnej komendy zaczyna się od następ-

nego wektora cech tuż za końcowym wektorem cech aktualnie rozpoznawanej komendy.

Aby procedury rozpoznawania mowy oparte na wyszukiwaniu haseł zadziały, muszą zostać zebrane wzorce wypowiedzianych komend. Wzorce te mogą być wbudowane w SRM, a także mogą być uzupełnione przez wzorce komend nagrane przez pilota korzystającego z systemu. Dobrą okazją do nagrywania wzorców komend dla danego pilota jest czas treningu na symulatorze lotu.

## 6. Rozpoznawanie połączonych słów

Rozpoznawanie połączonych słów jest z reguły wykonywane za pomocą niejawnych modeli Markowa (ang. *Hidden Markov Model*, HMM) opartych na modelach jednostek subleksykalnych, np. fonemów. Najpopularniejszym modelem Markowa fonemu jest model oparty na mieszaninie wielowymiarowych rozkładów Gaussa. Z reguły jest to model trójstanowy, nazywany często trójfonem. Procedurą trenującą modele HMM dla fonemu jest zwykle uczenie zintegrowane, będące odmianą procedury Bauma–Welcha. Rozpoznawanie odbywa się na podstawie algorytmu przekazywania żetonu, będącego zmodyfikowanym algorytmem Viterbiego [2].



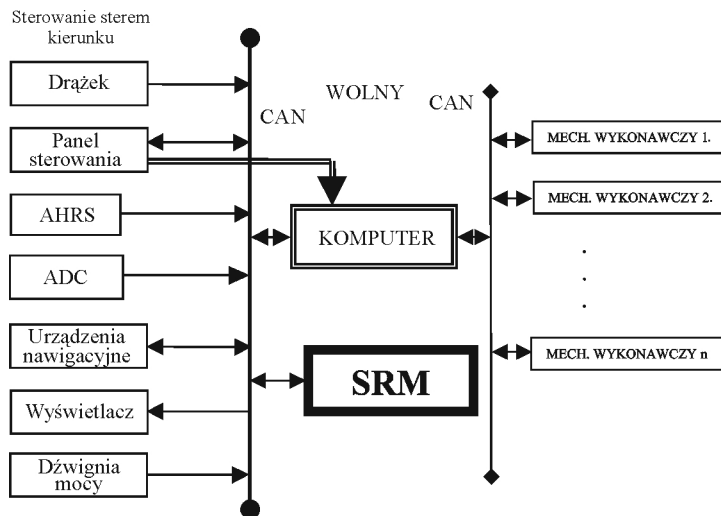
Rys. 6. Przykładowa sieć słów dla wybranej komendy systemu sterowania głosowego samolotem

Bardzo ważnym elementem procesu rozpoznawania połączonych słów jest zaprojektowanie odpowiedniej sieci słów, wewnątrz której program rozpoznający znajdzie najbardziej prawdopodobną hipotezę wypowiedzi. W projektowaniu sieci słów należy uwzględnić słowa o tym samym znaczeniu, lecz różniące się wymową (zapisem fonetycznym), oraz komendy alternatywne. Na rysunku 6. przedstawiono przykładową sieć słów służącą do sterowania głosowego pewnym elementem systemu awioniki. Sieć nie uwzględnia różnej wymowy słów, ale pewne komendy alternatywne. Gdy program znajdzie najbardziej prawdopodobną hipotezę wypowiedzi (zaznaczoną szarym kolorem na rys. 6.), wówczas komenda głosowa jest interpretowana tak, jak to przedstawiono na rys. 6.

Dokładny opis niejawnych modeli Markowa przekracza zakres prezentowanej pracy. Można go jednak znaleźć w literaturze [13].

## 7. Eksperymentalny system sterowania

Katedra Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej pracuje nad systemami sterowania dla samolotów lekkich już od wielu lat. Opracowano system sterowania SPS-1 [8, 10] składający się z szeregu niezależnie działających elementów, połączonych za pomocą magistrali cyfrowej CAN-2B [7]. Zastosowana w nim struktura sprzętowa oraz modułowość oprogramowania autopilota umożliwiają wymianę jego podzespołów w zależności od realizowanych zadań i implementację praw sterowania na innych platformach sprzętowych. Na przykład



Rys. 7. Ogólna struktura systemu sterowania z zaimplementowanym modulem rozpoznawania poleceń głosowych



na potrzeby projektu realizowanego wspólnie z Instytutem Lotnictwa system został zamontowany na pokładzie samolotu I-23 ze zmienionym modułem komputera pokładowego.

Struktura SPS-1 (rys. 7.) umożliwia połączenie z modułem rozpoznawania i interpretacji poleceń głosowych za pomocą magistrali. Do komputera pokładowego z tego modułu będą transmitowane polecenia sterujące lotem i systemami pokładowymi, powstałe wskutek działania algorytmów przetwarzania sygnału mowy pochodzącego od pilota – operatora systemu.

## 8. Podsumowanie

Systemy awioniki wspomagające pilota w różny sposób są obecnie coraz częściej spotykane. Tak więc system umożliwiający pilotowi głosowe sterowanie urządzeniami pokładowymi czy wybranymi funkcjami lotu samolotu z pewnością znajdzie użytkowników. Technicznie budowa takiego systemu zaczyna być możliwa. Pierwsze prototypy już się pojawiają. Pierwsze montowane seryjnie systemy będą to prawdopodobnie systemy poziomu pierwszego. Pozostałe, wymagające dużo skuteczniejszego procesu rozpoznawania i interpretacji poleceń głosowych, muszą być wciąż rozwijane i testowane.

Obecnie wydaje się, że prezentowane rozwiązanie może dać wiele korzyści, np. zwiększenie komfortu pracy pilota, który staje się bardziej osobą zarządzającą niż pilotem. Pilot, obsługując systemy pokładowe, nie będzie musiał odrywać wzroku od przestrzeni wokół samolotu. W przyszłości pilot równocześnie ze sterowaniem samolotem mógłby także wykonywać inne zadanie niezwiązane bezpośrednio z wykonywanym lotem.

Praca omawia wybrane problemy mogące pojawić się w systemie awioniki wyposażonym w układ rozpoznawania poleceń głosowych. Pokazuje możliwe drogi rozwoju systemów tego typu oraz ogólne zasady ich wykorzystania. Praca nie daje odpowiedzi na wszystkie możliwe pytania i wiele z nich z pewnością wciąż pozostaje bez odpowiedzi. Jednak w opinii autorów w przyszłości systemy umożliwiające głosowe sterowanie lotem samolotu na pewno pojawią się na pokładach samolotów ogólnego przeznaczenia.

## Literatura

- [1] Kocks K.: Systems that permit everyone to fly, *Avionics Magazine*, March 2001, s. 16÷20.
- [2] Mohammed J.R.: A new robust adaptive beamformer for enhancing speech corrupted with colored noise, *Computer Systems and Applications, AICCSA, IEEE/ACS International Conference*, 31 March÷4 April 2008, s. 508÷515.
- [3] Moore B.C.J., Glasberg B., Baer T.: A model for the prediction of thresholds, Loudness, and Partial Loudness, *Journal of the Audio Engineering Society*, vol. 45, no 4, 1997, s. 224÷240.

- [4] Ouzounov A.: Robust features for speech detection – A comparative study, International Conference on Computer Systems and Technologies – CompSysTech 2005.
- [5] Rogalski T., Dolega B.: Algorithms improving flying qualities of general aviation aircraft, Aviation vol. X, no 2, 2006, s. 17÷22.
- [6] Sakoe H., Chiba S.: Dynamic programming algorithm optimization for spoken word recognition, IEEE Trans. Acoust., Speech, Signal Processing, vol. ASSP-26, 1978, s. 43÷49.
- [7] Skowronski M.D., Harris J.G.: Exploiting independent filter band-width of human factor cepstral coefficients in automatic speech recognition, J. Acoust. Soc. Am., no 116(3) 2004, s. 1774÷1780.
- [8] Stock M.: Can aerospace, revision 1.6, Stock Flight Systems, Schutzenweg, Berg, Germany.
- [9] Tomczyk A.: Concept for simplified control of general aviation aircraft, World Aviation Conference, SAE/ACAA, Paper No 985551, Anaheim, CA 1998.
- [10] Tomczyk A.: Experimental fly-by-wire control system for general aviation aircraft, AIAA GNC Conference, Austin TX, AIAA Paper no 2003÷5776.
- [11] Wielgat R., Zieliński T.P., Woźniak T., Grabias S., Król D.: Automatic recognition of pathological phoneme production, Folia Phoniatica et Logopedica, vol. 60, no 6, 2008, s. 323÷331.
- [12] Wielgat R., Zieliński T.P., Świętojański P., Żołądź P., Król D., Woźniak T., Grabias S.: Comparison of HMM and DTW methods in automatic recognition of pathological phoneme pronunciation, INTERSPEECH 2007, Antwerp, Belgium 27÷31 August 2007.
- [13] Young S., Kershaw S., Odell J., Ollason D., Valtchev V., Woodland P.: The HTK Book (for HTK Version 3.0), <http://htk.eng.cam.ac.uk>.

## **A CONCEPT OF VOICE GUIDED GENERAL AVIATION AIRCRAFT**

### **A b s t r a c t**

The paper presents a conception of an airborne control system assisting the pilot, different than classical approaches present. There is a conception of voice commanded control system presented in this paper. The paper analyses possibilities of realization of aircraft control system with the speech recognition module for general aviation aircraft, at this moment. The author tries to define the main rules, which must be kept to project and operate such systems. The main functionality levels of such control system are defined and discussed too. The use of voice commands for the direct controlling the flight of the plane is also presented and analyzed in details. The paper discusses also types of voice commands pilot could use to control the plane. The main requirements voice commands must meet are defined and discussed. The last chapter contains the short description of the experimental control system, which can be the base for developing an experimental voice controlled general aviation aircraft.

*Złożono w Oficynie Wydawniczej we wrześniu 2011 r.*