HELMET-MOUNTED ATTITUDE CONTROL ALGORITHMS OF THE OPTO-ELECTRONIC SURVEILLANCE SYSTEM FOR AIRCRAFT SEARCH AND RESCUE ACTIONS

ALGORYTMY NAHELMOWEGO STEROWANIA POŁOŻENIEM KĄTOWYM GŁOWICY OBSERWACYJNO-CELOWNICZEJ WYKORZYSTYWANEJ W LOTNICZYCH AKCJACH POSZUKIWAWCZO-RATOWNICZYCH

Andrzej Szelmanowski, Andrzej Pazur, Paweł Janik, Bogdan Pietnoczko

Air Force Institute of Technology, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Abstract: This article presents selected results of work concerning the errors modeling of helmet-mounted cueing systems used for guided weapon and opto-electronic surveillance systems target homing (for realizing aircraft search and rescue actions). There were described algorithms of helmet angular position determination on the basis of inertial and magnetic methods, moreover, the possibilities of their modification. On this background there were presented the authorial method of pilot's helmet angular position determination dedicated for helmet-mounted cueing systems for fighter helicopters. The method is based on the pilot's helmet and aircraft body linear accelerations measurements, which then are used for the current quaternion evaluation to describe the helmet position relatively to the aircraft. Simulation models were tested in Matlab-Simulink and Borland C++ computational packages for various pilot's helmet space orientation using specialized rotation test stands.

Keywords: helmet-mounted cueing systems, work algorithms, research methods

Streszczenie: W artykule przedstawiono wybrane wyniki prac w zakresie modelowania błędów nahlmowych systemów celowniczych stosowanych do naprowadzania uzbrojenia pokładowego i głowic obserwacyjno-celowniczych wykorzystywanych w lotniczych akcjach poszukiwawczo-ratowniczych. Opisano wybrane algorytmy wyznaczania położenia kąowego helmu pilota wykorzystujące metody inercyjne i magnetyczne oraz możliwości ich modyfikacji. Na ich tle przedstawiono autorską metodę wyznaczania położenia kąowego helmu pilota dedykowaną dla nahlmowych systemów celowniczych śmigłowców bojowych. Metoda ta bazuje na pomiarach przyspieszeń liniowych helmu pilota i kabiny statku powietrznego, które następnie służą do wyznaczania bieżącego kwaternionu określającego chwilowe położenie kąowe helmu pilota względem kabiny. Badania modeli symulacyjnych wykonano w pakietach obliczeniowych Matlab-Simulink i Borland C++ dla różnych orientacji przestrzennych helmu pilota przy wykorzystaniu specjalizowanych stanowisk obrotowych.

Słowa kluczowe: nahlmowe systemy celownicze, algorytmy pracy, metody badań

1. Wstęp

Nabełmowe systemy celownicze, znane także jako nabełmowe systemy wyświetlania parametrów lotu i celowania, są obecnie głównym elementem nowoczesnych, komputerowo zintegrowanych systemów awionicznych, stosowanych na wojskowych statkach powietrznych m.in. na pokładzie samolotów MiG-29, Su-27, F-16 i F-35 [1, 5, 6]. Ich przykładem jest także pierwszy w Polsce (opracowany i zbudowany w ITWL) nabełmowy system celowniczy NSC-1 Orion, dedykowany dla wielozadaniowych śmigłowców bojowych W-3PL Głuszc [6]. Systemy te zawierają dwa główne układy: układ wyświetlania parametrów pilotażowo-nawigacyjnych i celowniczych bezpośrednio przed oczami pilota oraz układ śledzenia i określania położenia kąowego hełmu pilota. W zakresie zobrazowania parametrów lotu wykorzystywane są one do bezpośredniego wspomagania pracy pilota, wyświetlania informacji pilotażowo-nawigacyjnej i celowniczej oraz ostrzegania o wystąpieniu sytuacji niebezpiecznych lub niesprawności nadzorowanych urządzeń i instalacji pokładowych. Jednocześnie, zadaniem tych systemów jest bezpośrednie tj. za pomocą ruchu głowy pilota wskazywanie celu dla kierowanych środków uzbrojenia pokładowego.

Wśród wielu zagadnień naukowo-badawczych związanych z budową i eksploatacją nabełmowych systemów celowniczych do najważniejszych należą problemy związane z zapewnieniem wymaganej dokładności w określaniu położenia kąowego hełmu pilota, dla którego można wyróżnić dwie główne metody: elektrooptyczne i elektromagnetyczne. Przykładem technicznej realizacji metody elektrooptycznej jest system SzCz-3UM zabudowany na samolotach MiG-29, eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP, o dokładności rzędu $\pm 3^\circ$ [6]. Znacznie nowszym technologicznie rozwiązaniem jest system JHMCS, zabudowany na samolotach F-16, będących na wyposażeniu Sił Zbrojnych RP. System ten wykorzystuje magnetyczny układ śledzenia hełmu pilota z aktywną redukcją zakłóceń. Deklarowana dokładność wskazywania celu jest rzędu $\pm 0,3^\circ$ [6].

Jedną z możliwych funkcji tych systemów jest nabełmowe wyświetlanie informacji obrazowej, pozyskiwanej z kamer zabudowanych w głowicach obserwacyjno-celowniczych, np. system TOPLITE na śmigłowcu W-3PL. Prezentacja informacji obrazowej z systemu obserwacyjno-celowniczego na wyświetlaczu nabełmowym systemu NSC-1 Orion bezpośrednio przed okiem pilota-operatora pokładowego, umożliwia wykorzystanie takiego systemu w lotniczych akcjach poszukiwawczo-ratowniczych.

Obecnie w Siłach Zbrojnych RP działania operacyjne w ramach krajowego systemu poszukiwania i ratownictwa morskiego SAR (ang. Search and Rescue) wykonuje Brygada Lotnictwa Marynarki Wojennej RP, która realizuje swoje zadania przy wsparciu m.in. 43. i 44. Bazy Lotnictwa Morskiego. Na wyposażeniu brygady znajdują się samoloty An-28 Bryza (w wersji patrolowo-rozpoznawczej oznaczonej: An-28B1R i An-28B1RM Bis), oraz morskie śmigłowce ratownicze Mi-14PL/R i SH-2G Kaman, a także odpowiednio wyposażone śmigłowce W-3RM Anakonda i Mi-2 [6].

Z kolei realizacja lotniczych akcji poszukiwawczo-ratowniczych w ramach bojowego poszukiwania i ratownictwa CSAR (ang. Combat Search and Rescue), obejmuje skoordynowane działanie prowadzone według wcześniej opracowanych procedur i taktyki. Do miana jednostek CSAR zalicza się Lotniczą Grupę Poszukiwawczo-Ratowniczą, wchodzącą w skład 2. Eskadry Lotnictwa Transportowo-Łącznikowego (która dysponuje m.in. samolotami An-28 Bryza oraz śmigłowcami W-3RL i Mi-8), oraz trzy jednostki: 1. Grupę Poszukiwawczo-Ratowniczą, 2. Grupę Poszukiwawczo-Ratowniczą i 3. Grupę Poszukiwawczo-Ratowniczą (mających na swym wyposażeniu m.in. samoloty C-130E Hercules, CASA C-295M i PZL M-28 B/PT oraz śmigłowce Mi-8/17, W-3 i Mi-2). Jednostki te przeznaczone są do realizacji zadań poszukiwawczo-ratowniczych CSAR w obszarze lądowym RP i zadań SAR w obszarze przygranicznym państw sąsiednich.

2. Zadania realizowane w ramach akcji poszukiwawczo-ratowniczych

Do głównych zadań służby SAR należy poszukiwanie i ratowanie życia ludzi znajdujących się w niebezpieczeństwie na morzu (rys. 1) oraz zwalczanie zagrożeń w postaci zanieczyszczeń olejowych i chemicznych środowiska morskiego. Ważnym zadaniem jest rozpoznanie i wskazywanie celów dla okrętów Marynarki Wojennej RP (w tym poszukiwanie, śledzenie i niszczenie okrętów podwodnych), a także tzw. monitoring ekologiczny Polskiej Strefy Ekonomicznej na morzu Bałtyckim [6].

Rys. 1 Widok zastosowania śmigłowca W-3 Anakonda w akcji poszukiwawczo-ratowniczej (po lewej) i podnoszenia rozbitka (po prawej) [6]

Z kolei do głównych zadań wykonywanych przez jednostki CSAR w czasie pokoju, kryzysu i wojny należy utrzymywanie w gotowości sił i środków w systemie narodowego ratownictwa lotniczego poprzez pełnienie tzw. dyżurów ratowniczych, wydzielanie sił i środków ratownictwa lotniczego w sytuacjach zagrożenia w ramach Unii Europejskiej na terenie Europy oraz udział sił i środków wydzielanych z systemu ratownictwa lotniczego w sytuacjach kryzysowych (powodzie, pożary) na terenie RP.

W celu efektywnego wykrywania, lokalizowania, identyfikowania i ratowania pilotów-rozbitków, zestrzelonych lub przymusowo lądujących na wrogim terytorium w czasie kryzysu lub wojny śmigłowce SAR i CSAR są wyposażone m.in.: w zabudowaną wciągarkę do podejmowania rozbitka oraz reflektor „szperacz” do jego poszukiwania i identyfikacji. Do nowych technologii wprowadzanych na pokłady tych śmigłowców należy system obserwacji termowizyjnej. Wprowadzenie funkcji najełmowego sterowania i zobrażowania parametrów lotu oraz informacji z głowic obserwacyjno-celowniczych, zwiększa efektywność poszukiwania rozbitków w nocy [6].

Systemem takim jest zbudowany przez ITWL najełmowy system celowniczy NSC-1 Orion (rys. 2), dedykowany dla śmigłowców W-3PL Głuszec. Do poszukiwania i identyfikacji rozbitka zastosowana została głowica obserwacyjno-celownicza TOPLITE (z dwoma kamerami: dzienną TV i termalną FLIR) oraz radionamiernik pokładowy RSC-125G [6].

*Rys. 2 Widok najełmowego systemu celowniczego NSC-1 Orion (po lewej)
dla śmigłowca W-3PL Głuszec (po prawej) [6]*

Zabudowany na śmigłowcu W-3PL system obserwacyjno-celowniczy TOPLITE, wchodzący w skład zintegrowanego systemu awionicznego ZSA opracowanego przez ITWL, umożliwia obecnie realizację funkcji obserwacyjnych m.in. autotrackingu i zoomowania, prezentowanych na monitorze głowicy (rys. 3). Problemem jest jednak brak najełmowego sterowania połoženiem kątowym głowicy, gdyż dotychczasowy sposób naprowadzania linii wizowania kamer TV/IR wykorzystuje joystick, sterowany ręcznie przez pilota-operatora systemu.

System poszukiwawczy CSAR, zabudowany na pokładzie śmigłowca W-3PL Głuszec, zapewnia wykrycie i określenie namiaru na źródło sygnału rozbitka i wspomaga proces poszukiwania rozbitka w określonym rejonie oraz podejmowania go na pokład śmigłowca. Proces ten wspierany jest przez zintegrowany system łączności, który umożliwia komunikację pomiędzy załogą śmigłowca a rozbitkiem poprzez radiostacje pokładowe i radiostację ratowniczą rozbitka (np. AN/PRC 112G) oraz zapewnia odbiór współrzędnych geograficznych GPS położenia radiostacji rozbitka.

Rys. 3 Widok zobrazowania w zakresie TV/IR (po lewej) otrzymanego z głowicy obserwacyjno-celowniczej TOPLITE (po prawej) [6]

Jednym z elementów wykorzystywanych w zadaniach poszukiwawczo-ratowniczych jest tzw. wskaźnik przezierny HUD, prezentujący podstawowe parametry pilotażowo-nawigacyjne i celownicze, oraz monitor wielofunkcyjny MW-1. Na monitorze MW-1 funkcja CSAR jest zobrazowana na trzech głównych planszach [6]: POSZUKIWANIE, NAMIAR i PODNOSZENIE (rys. 4). Wszyscy użytkownicy mają dostęp do informacji otrzymywanych z systemu poszukiwawczego CSAR. Natomiast wybór zakresów i podzakresów pracy oraz sterowanie tym trybem możliwe jest tylko z monitora MW-1 drugiego pilota-operatora. Plansze te są wykorzystywane na poszczególnych etapach realizacji misji w czasie akcji poszukiwawczo-ratowniczej [6].

Rys. 4 Widok zobrazowania pilotażowo-nawigacyjnego (po lewej) i poszukiwawczo-ratowniczego na monitorze MW-1 (po prawej) [6]

Zintegrowany system awioniczny umożliwia sterowanie środkami rażenia i wyposażenia poszukiwawczo-ratowniczego przy zastosowaniu cyfrowej magistrali danych MIL-1553B. W skład systemu uzbrojenia śmigłowca W-3PL Głuszec, wspierającego lotnicze akcje poszukiwawczo-ratownicze CSAR, wchodzi podsystemy: artyleryjski, bombardierski, niekierowanych pocisków rakietowych, kierowanych pocisków rakietowych oraz aktywny system obrony typu ASO [6].

Wprowadzenie nabełmowego systemu zobrazowania informacji z głowicy TOPLITE i sterowania uzbrojeniem ruchomym zwiększyłoby możliwości bojowe śmigłowca W-3PL Głuszec.

3. Metody wykorzystania kwaternionów w nabełmowym sterowaniu położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej

Wśród generacji nabełmowych systemów celowniczych [5] stosowanych na samolotach wojskowych wyróżnić można systemy starsze technologicznie, wykorzystujące czujniki elektrooptyczne m.in. DASH-1 (F-4), SzCz-3UM (MiG-29), HMSS (Jaguar), ODEN (JAS-39 Viggen) oraz systemy nowsze, wykorzystujące czujniki magnetyczne m.in. DASH-3 (F-15), TOP SIGHT (Mirage 2000, Rafale), JHMCS (F-16, F-18) lub hybrydowe m.in. CRUSADER (Eurofighter), SCORPION (F-16, F-18), HMDS (F-35). Podobnie prezentuje się rozwój systemów nabełmowych dla śmigłowców wojskowych [5], poczynając od starszych rozwiązań z czujnikami elektrooptycznymi m.in. IHADSS (AH-64 Apache, A-129 Mangusta) oraz rozwiązań nowszych z czujnikami magnetycznymi m.in. TOPOWL (PAH-2 Tiger FR), KNIGHTHELM (PAH-2 Tiger G), HIDSS (RAH-64 Comanche) i hybrydowymi m.in. P3J (RAH-64 Comanche). Niestety, systemy te nie są jeszcze dostępne na rynku polskim jako elementy dla wyposażenia śmigłowców eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP, stąd wynikła potrzeba budowy własnego systemu nabełmowego dla śmigłowca W-3PL Głuszec w postaci systemu NSC-1 Orion.

Nabełmowy system celowniczy NSC-1 Orion jest pierwszym tego typu, całkowicie polskim układem wspomagającym pilota wielozadaniowego wojskowego statku powietrznego, dedykowanym dla śmigłowca W-3PL oraz śmigłowca Mi-24 (po zabudowaniu na nim zintegrowanego systemu awionicznego). System ten powstał w latach 2009÷2012 w ramach projektu badawczego MNiSW/NCBiR kierowanego przez ITWL we współpracy z Przemysłowym Centrum Optyki i firmą FAS (produkującą hełmy lotnicze), i otrzymał nagrodę DEFENDER na Międzynarodowym Salonie Przemysłu Obronnego w Kielcach w 2012 r.

W systemie NSC-1 Orion testowane były trzy metody wyznaczania położenia kąowego hełmu pilota: metoda elektrooptyczna wykorzystująca technologię sztucznych sieci neuronowych (zaimplementowaną w systemie NSC-1 Orion) oraz metody alternatywne: inercjalna i magnetyczna [6]. Na podstawie analizy metod stosowanych w lotniczych systemach orientacji przestrzennej i nawigacji inercjalnej, w ITWL opracowano własne, autorskie algorytmy przetwarzania danych pomiarowych. Rozwiązanie to umożliwia badanie dokładności metod wykorzystujących sygnały pomiarowe: prędkości kątowych, przyspieszeń liniowych oraz składowych pola magnetycznego mierzonych przez czujnik inercjalno-magnetyczny ADIS-16405, przy wykorzystaniu rachunku kwaternionowego [2].

Wyznaczanie kwaternionu z prędkości kątowych helmu pilota

Pierwsza, testowana metoda wykorzystuje uaktualnianie kwaternionu opisującego położenie katowe helmu pilota w horyzontalnym układzie współrzędnych na bazie mierzonych prędkości katowych (rys. 5). Jest to podejście standardowe [7], bazujące na zależnościach wykorzystywanych w lotniczych systemach orientacji przestrzennej typu AHRS (ang. Attitude and Heading Reference System) lub bardziej złożonych systemach nawigacji inercyjnej typu INS/GPS (ang. Inertial Navigation System).

Rys. 5 Schemat ideowy metody wyznaczania kwaternionu z mierzonych składowych prędkości katowej w układach współrzędnych helmu pilota i śmigłowca [6]

Uaktualnienie to jest realizowane na bazie tzw. kwaternionu korekcji, opisującego chwilowy obrót helmu pilota (zmianę położenia katowego helmu w horyzontalnym układzie współrzędnych) poprzez wykorzystanie właściwości kwaternionowego składania obrotów w postaci:

$$\{Q_{ZM}^{PO}(t)\} = \{Q_{ZM}^{PO}(t-1)\} \circ \{QK_{ZM}^{PO}(t)\} \quad (1)$$

gdzie: $\{Q_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu określającego położenie katowe helmu pilota w horyzontalnym układzie współrzędnych;

$\{Q_{ZM}^{PO}(t-1)\}$ – wartość z poprzedniego cyklu obliczeń kwaternionu określającego położenie katowe helmu pilota w horyzontalnym układzie współrzędnych;

$\{QK_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu korekcji.

Algorytm wyznaczania kwaternionu korekcji bazuje na określaniu jego wartości bieżącej na podstawie mierzonej prędkości kątowej hełmu (2) lub przy wykorzystaniu gotowych rozwiązań równania uaktualniania w postaci wybranych postaci aproksymacji Pade lub rozwinięcia w szereg Taylora [2]:

$$\{dQK_{ZM}^{PO}(t)/dt\} = 0,5 \cdot \{QK_{ZM}^{PO}(t)\} \circ \{\Omega_{ZM}^{PO}(t)\} \quad (2)$$

gdzie: $\{dQK_{ZM}^{PO}(t)/dt\}$ – wartość bieżąca pochodnej kwaternionu korekcji wyznaczanego ze składowych prędkości kątowej hełmu pilota;

$\{QK_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu korekcji;

$\{\Omega_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu prędkości zbudowanego ze składowych prędkości kątowej hełmu pilota mierzonych w nabełmowym układzie współrzędnych.

Do określenia położenia kąowego hełmu pilota względem kabiny wykorzystywana jest dodatkowa informacja o orientacji przestrzennej śmigłowca, otrzymywana z pokładowego systemu nawigacji inercyjnej.

Jednym z głównych zagadnień rozpatrywanych w ramach nabełmowego sterowania położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej jest analiza wpływu wybranych postaci błędów instrumentalnych czujnika na osiąganą dokładność wyznaczania położenia kąowego hełmu pilota. Jak wykazały badania wstępne, wśród wybranych błędów toru pomiaru prędkości kątowej szczególne znaczenie mają błędy kwantyzacji sygnału na poziomie 0,05 °/s/LSB, szum pomiarowy oraz niedokładność ustawienia osi pomiarowych widziana jako przesunięcie „zera” w sygnale z czujnika [6].

Badanie dokładności wyznaczania kwaternionu opisującego położenie kąowe hełmu pilota względem kabiny statku powietrznego na podstawie mierzonych parametrów jego ruchu w przestrzeni inercyjnej umożliwia określenie warunków zastosowania metod wykorzystujących rachunek kwaternionowy w nabełmowych systemach celowniczych.

Głównym problemem tego sposobu wyznaczania orientacji przestrzennej na bazie mierzonych prędkości kątowych jest narastający w czasie błąd określania położenia kąowego hełmu pilota (tzw. dryf), wynikający z całkowania sygnału. W celu jego ograniczenia przewidziano zastosowanie układów kompensacyjnych w postaci m.in. filtrów komplementarnych (wykorzystujących dodatkowe sygnały korygujące z przyspieszeniomierzy i magnetometrów). Przykładem takich układów są korektory zbudowane na bazie filtrów Kalmana, Mahony’ego i Madgwicka [3, 4, 8].

Wyznaczanie kwaternionu z przyspieszeń liniowych helmu pilota

Druga, testowana metoda jest metodą autorską i wykorzystuje uaktualnianie kwaternionu opisującego położenie kątowe helmu pilota względem kabiny śmigłowca na bazie mierzonych przyspieszeń liniowych (rys. 6).

Rys. 6 Schemat ideowy metody wyznaczania kwaternionu z mierzonych składowych przyspieszenia liniowego w układach współrzędnych helmu pilota i śmigłowca [6]

Algorytm wyznaczania kwaternionu bazuje na określaniu składowych kwaternionu na drodze rozwiązania układu czterech równań liniowych z czterema niewiadomymi, przy wykorzystaniu dodatkowego równania normy dla kwaternionu unormowanego [2].

Związek między mierzonymi składowymi przyspieszenia liniowego w układach odniesienia helmu pilota oraz kabiny śmigłowca w zapisie kwaternionowym przyjmuje postać:

$$\{P_{ZM}^{PO}(t)\} \circ \{Q_{SP}^{PO}(t)\} = \{Q_{SP}^{PO}(t)\} \circ \{P_{ZM}^{SP}(t)\} \quad (3)$$

gdzie: $\{Q_{SP}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu określającego położenie kątowe helmu pilota w układzie współrzędnych śmigłowca;

$\{P_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu przyspieszeń zbudowanego ze składowych przyspieszenia liniowego helmu pilota mierzonych w nahlmowym układzie współrzędnych;

$\{P_{ZM}^{SP}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu przyspieszeń zbudowanego ze składowych przyspieszenia liniowego kabiny mierzonych w układzie współrzędnych śmigłowca.

Zależność opisująca chwilowe położenie katowe hełmu pilota względem kabiny śmigłowca bazuje na tzw. nieprzerziennym składowaniu obrotów w przestrzeni inercjalnej i może być przedstawiona w postaci:

$$\{Q_{SP}^{PO}(t)\} = \{Q_{ZM}^{SP}(t)\}^{-1} \circ \{Q_{ZM}^{PO}(t)\} \quad (4)$$

gdzie: $\{Q_{SP}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu określającego położenie katowe hełmu pilota w układzie współrzędnych śmigłowca;
 $\{Q_{ZM}^{SP}(t)\}^{-1}$ – wartość bieżąca kwaternionu sprzężonego (odwrotnego) do kwaternionu określającego położenie katowe kabiny śmigłowca w horyzontalnym układzie współrzędnych;
 $\{Q_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu określającego położenie katowe hełmu pilota w horyzontalnym układzie współrzędnych.

Wyznaczanie bieżących wartości kątów orientacji przestrzennej hełmu pilota względem kabiny śmigłowca bazuje na standardowych zależnościach wykorzystywanych w rachunku kwaternionowym [2].

Jednym z głównych zagadnień badawczych rozpatrywanych w ramach nahałmowego sterowania połozeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej jest analiza wpływu wybranych postaci błędów instrumentalnych czujnika na osiąganą dokładność wyznaczania położenia katowego hełmu pilota. Jak wykazały badania wstępne, wśród wybranych błędów toru pomiaru prędkości katowych szczególne znaczenie mają błędy kwantyzacji sygnału na poziomie 3,33 mg/LSB, szum pomiarowy oraz niedokładność ustawienia osi pomiarowych widziana jako przesunięcie „zera” w sygnale z czujnika [6].

Pomimo, że w literaturze specjalistycznej nie znaleziono takiego podejścia do wyznaczania kwaternionu określającego położenie katowe hełmu pilota względem kabiny statku powietrznego, to wykorzystanie powyższego opisu umożliwia określanie kątów pochylenia i przechylenia hełmu pilota w stanach lotu ustalonego (horyzontalnego). Sposób ten może znaleźć zastosowanie przy wstępnym naprowadzaniu głowicy obserwacyjno-celowniczej. Podczas lotu manewrowego śmigłowca, przy występowaniu dodatkowych przyspieszeń liniowych wynikających z realizacji m.in. zakrętów oraz złożonych figur pilotażowych, do wyznaczania położenia katowego hełmu wykorzystywana jest dodatkowa informacja o położeniu kątowym statku powietrznego, pozyskiwana z pokładowych systemów orientacji przestrzennej lub nawigacji inercjalnej [6].

Wyznaczanie kwaternionu z pola magnetycznego występującego w obszarze helmu pilota (naturalnego lub sztucznie generowanego)

Trzecia, testowana metoda jest modyfikacją metody poprzedniej, która wykorzystuje uaktualnianie kwaternionu opisującego położenie katowe helmu pilota względem kabiny śmigłowca na bazie mierzonych składowych indukcji magnetycznej dla pola magnetycznego występującego w obszarze helmu pilota i kabiny śmigłowca (rys. 7).

Rys. 7 Schemat ideowy metody wyznaczania kwaternionu z mierzonych składowych indukcji magnetycznej w układach współrzędnych helmu pilota i śmigłowca [6]

Algorytm wyznaczania kwaternionu bazuje na określaniu składowych kwaternionu na drodze rozwiązania układu czterech równań liniowych z czterema niewiadomymi, przy wykorzystaniu dodatkowego równania normy dla kwaternionu unormowanego [2]. Algorytm ten nie wymaga wstępnego mapowania pola magnetycznego w kabinie w celu określenia poprawek, jak to obowiązuje dla metody wyznaczania położenia katowego helmu pilota zastosowanej na samolocie F-16 [6]. Związek między mierzonymi składowymi indukcji magnetycznej, występującej w układach odniesienia helmu pilota oraz kabiny śmigłowca, w zapisie kwaternionowym przyjmuje postać:

$$\{B_{ZM}^{PO}(t)\} \circ \{Q_{SP}^{PO}(t)\} = \{Q_{SP}^{PO}(t)\} \circ \{B_{ZM}^{SP}(t)\} \quad (5)$$

gdzie: $\{Q_{SP}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu określającego położenie katowe helmu pilota w układzie współrzędnych śmigłowca;
 $\{B_{ZM}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu indukcji zbudowanego ze składowych indukcji magnetycznej w obszarze helmu pilota mierzonych w nahlmowym układzie współrzędnych;
 $\{B_{ZM}^{SP}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu indukcji zbudowanego ze składowych indukcji magnetycznej w obszarze kabiny mierzonych w układzie współrzędnych śmigłowca.

Zależność opisująca chwilowe położenie katowe hełmu pilota względem kabiny śmigłowca dla pola magnetycznego sztucznie generowanego na pokładzie śmigłowca może być przedstawiona w postaci:

$$\{B_{SP}^{PO}(t)\} \circ \{Q_{SP}^{PO}(t)\} = \{Q_{SP}^{PO}(t)\} \circ \{B_{SP}^{SP}(t)\} \quad (6)$$

gdzie: $\{Q_{SP}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu określającego położenie katowe hełmu pilota w układzie współrzędnych śmigłowca;

$\{B_{SP}^{PO}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu indukcji zbudowanego ze składowych indukcji magnetycznej w obszarze hełmu pilota mierzonych w nahałmowym układzie współrzędnych;

$\{B_{SP}^{SP}(t)\}$ – wartość bieżąca kwaternionu indukcji zbudowanego ze składowych indukcji magnetycznej w obszarze kabiny mierzonych w układzie współrzędnych śmigłowca.

Wyznaczanie bieżących wartości kątów orientacji przestrzennej hełmu pilota względem kabiny śmigłowca bazuje na standardowych zależnościach wykorzystywanych w rachunku kwaternionowym [2].

Jednym z głównych zagadnień badawczych rozpatrywanych w ramach nahałmowego sterowania położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej jest analiza wpływu wybranych postaci błędów instrumentalnych czujnika na osiąganą dokładność wyznaczania położenia katowego hełmu pilota. Jak wykazały badania wstępne, wśród wybranych błędów toru pomiaru pola magnetycznego szczególne znaczenie mają błędy kwantyzacji sygnału na poziomie 0,5 mGauss/LSB oraz niedokładność ustawienia osi pomiarowych widziana jako przesunięcie „zera” w sygnale [6].

Zastosowanie pola magnetycznego sztucznie generowanego w kabinie śmigłowca (wzdłuż jego osi podłużnej) pozwala na poprawne wyznaczanie położenia katowego hełmu pilota w zakresie jego elewacji i azymutu. Umożliwia to nahałmowe sterowanie położeniem kątowym uzbrojenia pokładowego oraz linią wizowania głowicy obserwacyjno-celowniczej.

4. Realizacja techniczna układu nahałmowego sterowania położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej

Do wykonania weryfikacji wyników otrzymanych w komputerowych badaniach symulacyjnych został zbudowany nahałmowy moduł sensorów NMS-1 z czujnikiem inercjalno-magnetycznym ADIS-16405 [6]. Wstępne badania dokładności wyznaczania położenia katowego wykonano przy wykorzystaniu posiadanego w ITWL stołu przechylnego KPA-5. Docelowe badania dokładności wyznaczania położenia katowego hełmu pilota względem układu kabiny śmigłowca jako odniesienia zostaną wykonane przy wykorzystaniu dwóch obrotnic PAN TILT, sterowanych komputerowo w zakresie ustawiania kątów elewacji i azymutu.

Struktura techniczna układu nahlmowego sterowania głowicą

Opracowane metody wyznaczania położenia kąтового hełmu pilota były wstępnie testowane na zbudowanym w ITWL stanowisku badawczym (rys. 8.), stanowiącym demonstrator technologii dla systemu nahlmowego sterowania głowicą obserwacyjno-celowniczą z kamerami TV i FLIR.

Rys. 8 Widok stanowiska do demonstracji systemu w zakresie nahlmowego sterowania położeniem kątowym głowicy obserwacyjno-celowniczej z kamerą TV/IR [6]

Przykładowe zobrazowanie symulowanego miejsca rozbitka, otrzymane z kamery dziennej TV oraz z kamery termalnej IR, może być prezentowane na stanowisku operatora naziemnego (rys. 9.).

Rys. 9 Widok stanowiska do demonstracji systemu w zakresie analizy informacji otrzymywanej z głowicy obserwacyjno-celowniczej z kamerą TV/IR [6]

Szczegółowa analiza zobrazowania (rys. 10), wykonywana w warunkach stanowiska naziemnego umożliwia identyfikację rozbitka oraz ocenę jego stanu psychofizycznego na podstawie rozkładu temperatury ciała rozbitka.

Rys. 10 Widok zobrazowania symulowanego miejsca rozbitka z kamery dziennej (po lewej) oraz z kamery termalnej (po prawej) [6]

Aplikacje implementowane w oprogramowaniu specjalistycznym dla układu nahałmowego sterowania głowicą

Dla zobrazowania danych pomiarowych oraz wyznaczanego pochylenia, przechylenia i kursu czujnika opracowano aplikacje programowe (rys. 11), umożliwiające także sterowanie połozeniem kątowym obrotów PAN TILT.

Rys. 11 Widok planszy zobrazowania parametrów mierzonych przez czujnik ADIS-16405 oraz wyliczanych kątów pochylenia, przechylenia i kursu [6]

Badania poprawności funkcjonowania aplikacji przetwarzających sygnały z czujnika ADIS-16405 wykonano na stole przechylnym KPA-5 (rys. 12.).

Rys. 12 Widok nahlmowego modułu sensorów NMS-1 z czujnikiem ADIS-16405 (po lewej) oraz jego badań na stole przechylnym KPA-5 (po prawej) [6]

Wstępne wyniki badań w zakresie dokładności metody dla kwaternionu wyznaczanego z pola siły ciężkości wykazały, że błędy wyznaczania pochylenia hełmu pilota w stanach statycznych nie przekraczają wartości $0,5^\circ$ dla sygnału filtrowanego za pomocą wbudowanego w czujnik filtru dolnoprzepustowego (rys. 13). Do efektywniejszego filtrowania zakłóceń sygnału przewiduje się zastosowanie filtracji optymalnej Kalmana [8].

		PRZECZYLIENIE										
		-90	-60	-45	-30	-15	0	+15	+30	+45	+60	+90
P O C H Y L E N I E	+90	-0,273	-0,391	-0,425	-0,439	-0,433	-0,407	-0,362	-0,299	-0,220	-0,126	+0,033
	+60	-0,276	-0,344	-0,354	-0,350	-0,336	-0,312	-0,278	-0,235	-0,181	-0,115	+0,053
	+45	-0,281	-0,315	-0,316	-0,309	-0,296	-0,278	-0,255	-0,225	-0,188	-0,142	-0,013
	+30	-0,268	-0,279	-0,276	-0,269	-0,260	-0,248	-0,233	-0,215	-0,192	-0,164	-0,080
	+15	-0,238	-0,238	-0,235	-0,231	-0,226	-0,220	-0,213	-0,204	-0,194	-0,181	-0,141
	0	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192	-0,192
	-15	-0,134	-0,142	-0,147	-0,153	-0,159	-0,165	-0,172	-0,180	-0,189	-0,201	-0,233
	-30	-0,067	-0,088	-0,099	-0,111	-0,124	-0,137	-0,151	-0,166	-0,184	-0,204	-0,257
	-45	+0,005	-0,028	-0,047	-0,066	-0,086	-0,107	-0,128	-0,151	-0,175	-0,202	-0,264
	-60	+0,077	+0,036	+0,011	-0,016	-0,044	-0,073	-0,103	-0,133	-0,163	-0,195	-0,253
	-90	+0,200	+0,177	+0,151	+0,115	+0,073	+0,026	-0,023	-0,071	-0,115	-0,151	-0,184

Rys. 13 Widok planszy zobrazowania błędów określania położenia kąowego hełmu pilota z kwaternionu wyznaczanego z przyspieszeń mierzonych przez czujnik ADIS-16405 [6]

Podobne wyniki wyznaczania położenia kąowego helmu pilota, z błędami o wartościach nie przekraczających $0,2^\circ$, otrzymano w czasie badań dokładności metody dla kwaternionu wyznaczanego z pola magnetycznego, dla czujnika ADIS-16405 ustawianego na stole przechylnym w ziemskim polu magnetycznym (rys. 14). W ten sposób modelowano możliwość wykorzystania metody wyznaczania kwaternionu ze składowych indukcji magnetycznej do określania elewacji i azymutu helmu pilota względem kabiny śmigłowca na bazie pomiaru składowych pola magnetycznego sztucznie generowanego o orientacji wzdłuż osi podłużnej śmigłowca.

Opracowane w ITWL algorytmy kontroli położenia kąowego helmu pilota umożliwiają ich zastosowanie do sterowania linią wizowania głowicy obserwacyjno-celowniczej. Stanowi to podstawę do ich implementacji w zintegrowanych systemach awionicznych, wykorzystujących nabełmowe systemy wyświetlania danych pilotażowo-nawigacyjnych i informacji obrazowej, otrzymywanej z głowicy obserwacyjno-celowniczej.

		AZYMUT WZGLĘDEM KABINY										
		-90	-60	-45	-30	-15	0	+15	+30	+45	+60	+90
E L E W A C J A	+90	-0,078	-0,120	-0,134	-0,139	-0,136	-0,127	-0,110	-0,087	-0,060	-0,028	+0,036
	+60	-0,087	-0,108	-0,111	-0,110	-0,105	-0,098	-0,088	-0,075	-0,059	-0,039	+0,011
	+45	-0,088	-0,098	-0,098	-0,096	-0,092	-0,087	-0,080	-0,071	-0,060	-0,046	-0,008
	+30	-0,082	-0,086	-0,085	-0,083	-0,080	-0,077	-0,072	-0,067	-0,060	-0,051	-0,026
	+15	-0,072	-0,072	-0,071	-0,070	-0,069	-0,067	-0,065	-0,062	-0,059	-0,055	-0,043
	0	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057	-0,057
	-15	-0,039	-0,041	-0,043	-0,044	-0,046	-0,048	-0,050	-0,052	-0,055	-0,058	-0,068
	-30	-0,017	-0,023	-0,027	-0,030	-0,034	-0,038	-0,042	-0,047	-0,052	-0,058	-0,074
	-45	+0,006	-0,004	-0,010	-0,016	-0,022	-0,028	-0,034	-0,041	-0,048	-0,056	-0,074
	-60	+0,028	+0,016	+0,009	+0,001	-0,008	-0,016	-0,025	-0,034	-0,043	-0,053	-0,070
	-90	+0,068	+0,060	+0,051	+0,040	+0,027	+0,012	-0,002	-0,017	-0,028	-0,038	-0,047

Rys. 14 Widok planszy zobrazowania błędów określania położenia kąowego helmu pilota z kwaternionu wyznaczanego z indukcji mierzonej przez czujnik ADIS-16405 [6]

5. Podsumowanie

Podstawową zaletą współczesnych systemów zobrazowania nabełmowego jest zwiększenie świadomości sytuacyjnej pilotów podczas realizacji misji bojowych, poprawa bezpieczeństwa pilotowania śmigłowca podczas wykonywania skomplikowanych zadań w czasie akcji poszukiwawczo-ratowniczych (m.in. wyszukiwanie celów, poszukiwanie i podnoszenie rozbitka) oraz wizualizacja dodatkowej informacji niezbędnej dla realizacji zadań, przy jednoczesnej obserwacji otoczenia poza kabiną śmigłowca.

Zaprezentowane wyniki badań własnych miały na celu analizę możliwości wyznaczania położenia kąтового hełmu pilota względem kabiny statku powietrznego przy wykorzystaniu metod wyznaczania kwaternionu na bazie mierzonych parametrów hybrydowych przez tzw. nisko kosztowe czujniki inercjalno-magnetyczne. Celem podjętej pracy była analiza warunków stosowania tych metod dla rozwiązania konstrukcyjnego wykorzystującego dwa czujniki inercjalno-magnetyczne: nahełmowy (zabudowany na hełmie pilota) i pokładowy (zabudowany w kabinie statku powietrznego).

Wykonane badania wykazały, że kwaternion określający położenie kątowe hełmu pilota może być wyznaczany z parametrów hybrydowych w każdej sytuacji przestrzennej, ale wyznaczane z niego kąty nie zawsze poprawnie określają położenie kątowe hełmu pilota względem kabiny śmigłowca. Opracowana metoda wyznaczania kwaternionu z mierzonych prędkości kątowych, wykorzystuje rozwiązanie stosowane w systemie AHRS LCR-92, co pozwala na wyliczanie kątów pochylenia, przechylenia i kursu hełmu pilota. Z uwagi na duży błąd instrumentalny, powodujący dryf wskazań, wymaga ona okresowej kompensacji sygnałami z przyspieszeniomierzy i magnetometrów (realizowanej w stanach lotu ustalonego).

Wstępne badania wykazały też, że według metody określania kwaternionu tylko z mierzonych przyspieszeń liniowych można poprawnie wyznaczać kąty pochylenia i przechylenia w stanach statycznych (na bazie pomiaru składowych wektora siły ciężkości), natomiast wykorzystanie tego sposobu w stanach manewrowych statku powietrznego wymaga wprowadzenia dodatkowej informacji o orientacji przestrzennej statku powietrznego (np. z pokładowego systemu AHRS lub INS). Wady tej nie ma metoda wyznaczania położenia kąтового hełmu pilota z kwaternionu określanego tylko ze składowych pola magnetycznego o odpowiednio zdefiniowanej charakterystyce (orientacja pola wzdłuż osi podłużnej statku powietrznego). Jednak wyznaczanie kwaternionu według tej metody wymaga bardzo stabilnego pola magnetycznego sztucznie generowanego na pokładzie statku powietrznego. Wytworzenie pola magnetycznego o orientacji wzdłuż jego osi podłużnej pozwala na bezpośrednie wyznaczanie kątów elewacji i azymutu hełmu pilota względem kabiny w całym zakresie pomiarowym. Dokładność tej metody zależy jednak od błędów instrumentalnych zarówno zbudowanej cewki generującej pole magnetyczne, jak i zastosowanego czujnika mierzącego składowe wytwarzanego pola magnetycznego.

6. Literatura

- [1] Endsley M.R.: *Flight Crews & Modern Aircraft in Search of Situation Awareness*. Royal Aeronautical Society, UK, London, 2000.
- [2] Gosiewski Z., Ortyl A.: *Algorytmy inercjalnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym*, Awionika, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa, 1999.
- [3] Madgwick S.: *An efficient orientation filter for inertial and inertial /magnetic sensor arrays*, IEEE Transactions, USA, 2010.

- [4] Mahony R., Hamel T., Pimlin J.: Nonlinear filters on the special orthogonal group, *Autonomic Control*, IEEE Transactions, 2008.
- [5] Rash C., Letowski T.R., Schmeisser E.T., *Helmet-Mounted Display: Sensation, Perception and Cognition Issues*, USA, Fort Rucker, 2010.
- [6] Szelmanowski A., Janik P., Sobielarski M.: System nabełmowego zobrazowania informacji z głowic obserwacyjno-celowniczych dla wojskowych i cywilnych śmigłowców poszukiwawczo-ratowniczych (SAR/CSAR), Biblioteka Techniczna ITWL, Warszawa, 2016.
- [7] Titterton D.H., Weston J.L.: *Strapdown inertial navigation technology*, Institution of Electrical Engineers, USA, Boston, 1997.
- [8] Welch G., Bishop G.: *An introduction to the Kalman Filter*, University of North Carolina, USA, Chapel Hill, 2007.

Dr hab. inż. Szelmanowski Andrzej, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Profesor nadzwyczajny w Zakładzie Awioniki, specjalizacja: komputerowo zintegrowane systemy awioniczne, lotnicze nabełmowe systemy celownicze, lotnicze systemy nawigacyjne, systemy automatycznego sterowania lotem, lotnicze systemy przeciwpożarowe. Autor kilkudziesięciu prac w tej dziedzinie (Udział 20%).

Dr inż. Pazur Andrzej, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Adiunkt w Zakładzie Awioniki, specjalizacja: komputerowo zintegrowane systemy awioniczne, lotnicze nabełmowe systemy celownicze, lotnicze zintegrowane systemy łączności. Autor kilkudziesięciu prac w tej dziedzinie (Udział 20%).

Mgr inż. Janik Paweł, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Kierownik Pracowni w Zakładzie Awioniki, specjalizacja: lotnicze nabełmowe systemy celownicze, komputerowo zintegrowane systemy awioniczne, systemy nawigacyjne i uzbrojenia lotniczego. Autor kilku prac w tej dziedzinie (Udział 40%).

Mgr inż. Pietnoczko Bogdan, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Specjalista w Zakładzie Awioniki, specjalizacja: komputerowo zintegrowane systemy awioniczne, lotnicze nabełmowe systemy celownicze i systemy obserwacyjno-celownicze. Autor kilku prac w tej dziedzinie (Udział 20%).