

SZELMANOWSKI Andrzej<sup>1</sup>  
BOROWSKI Jerzy  
CIEŚLIK Andrzej

### **PRZEGLĄD METOD KOMPUTEROWEGO WSPOMAGANIA WYZNACZANIA ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ HEŁMU PILOTA W SYSTEMACH NAHELMOWEGO STEROWANIA UZBROJENIEM ŚMIGŁOWCÓW WOJSKOWYCH**

*W referacji przedstawiono wyniki przeprowadzonych w ITWL analiz w zakresie możliwości zastosowania systemu nahelmowej prezentacji danych do sterowania uzbrojeniem modernizowanych śmigłowców wojskowych. W części ogólnej omówiono wybrane metody i układy wykorzystywane do śledzenia i wyznaczania położenia kąтового hełmu oraz wspomagania pilota w zakresie nahelmowego sterowania systemem uzbrojenia. W części szczegółowej przedstawiono wyniki analizy wybranych algorytmów wyznaczania orientacji hełmu stosowanych na wojskowych statkach powietrznych, wykorzystywanych do sterowania położeniem kątowym elementów pozyskania danych wizualnych (np. głowicy obserwacyjno-celowniczej) oraz uzbrojenia (np. podwieszanego stanowiska ruchomego z zabudowanym karabinem lub działkiem). Realizacja tego tematu została przyjęta do finansowania przez MNiSzW w ramach projektu badawczego rozwojowego.*

### **REVIEW OF COMPUTER-ASSIST METHODS FOR THE TRACKING OF THE PILOT'S HELMET ORIENTATION AS APPLIED IN THE HELMET-MOUNTED CUEING SYSTEMS TO CONTROL MILITARY HELICOPTER'S ARMAMENT**

*The paper has been intended to present results of the AFIT-conducted studies on the suitability of the helmet-mounted display system to control armament systems of upgraded military helicopters. Some selected methods and systems used to track the pilot's helmet orientation and support a pilot as far as the helmet-mounted capabilities are concerned (to control the armament systems) have been discussed in 'Generalities'. In the part on the particularities presented are analyses of some selected algorithms of a helmet-orientation tracking system, in use on military aircraft to control the orientation of the visual data acquisition unit (e.g. the electro-optical surveillance system) and the armament systems (e.g. rotational platform with 12.7 machine gun). This project has been financed by the Ministry of Science & Higher Education of Poland as a research project (R&D).*

---

<sup>1</sup> Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Zakład Awioniki, 01-494 Warszawa, ul. Księcia Bolesława 6.  
Tel.: + 48 22 685-12-03, 685-10-43, Fax: + 48 22 685-10-43, E-mail: andrzej.szelmanowski@itwl.pl

## 1. WSTĘP

Obecne prace w zakresie wojskowych nahałmowych systemów celowniczych związane są w pierwszym rzędzie z określaniem i dostarczaniem informacji o pozycji i orientacji hełmu pilota / operatora, co realizowane jest w kolejnych generacjach systemów HUD (ang. Head Up Display) i HMD (ang. Helmet Mounted Display), kończąc się ulepszonym interfejsem systemu HMCS (ang. Head Mounted Cueing System), przeznaczonym dla realizacji zadań zarówno w zakresie nawigacji, jak i sterowania uzbrojeniem [8].

Celem nahałmowego systemu celowniczego jest polepszenie tzw. świadomości sytuacyjnej pilota, zaopatrzenie go w coraz doskonalsze pomoce nawigacyjne oraz efektywniejsze wykorzystanie systemu uzbrojenia. Aktualnie stosowana technologia w postaci wskaźnika przeziernego HUD zapewnia realizację wszystkich wyżej wymienionych zadań, ale tylko w ustalonym, małym sektorze przestrzeni obserwowanej z HUD (przywiązanej do osi podłużnej statku powietrznego). Systemy HMD znacząco powiększają ten obszar, umożliwiając osiągnięcie dużo lepszych wyników w zakresie obserwacji celu i użycia środków uzbrojenia. Wykorzystują one złożone układy pomiarowe (m.in. systemy nawigacji inercyjnej) dla pozyskiwania danych pilotażowo-nawigacyjnych i celowniczych. Głównym elementem scalającym te systemy w jeden makrosystem awioniczny jest tzw. komputer misji. Dodatkowo prawie każdy z systemów nahałmowej prezentacji danych posiada własny komputer graficzny, służący do sterowania zobrazowaniem oraz wyznaczania orientacji przestrzennej hełmu pilota względem pokładu statku powietrznego. Stąd współczesne zintegrowane systemy awioniczne obejmują m.in. nahałmowe systemy sterowania uzbrojeniem. Wykorzystują one m.in. nahałmowe systemy prezentacji danych (rys.1.), stanowiska ruchome z elementami uzbrojenia oraz tzw. główce obserwacyjno-celownicze (np. śmigłowce AH-1 COBRA, AH-64 APACHE, TIGER).



Rys.1. Widok nahałmowego wyświetlacza dziennego ANVIS (po lewej) i zobrazowania parametrów główki celowniczej (po prawej) dla śmigłowca AH-1 COBRA

Jak wynika z analizy ewolucji systemów nahałmowego sterowania uzbrojeniem [1] technologiczny rozwój nahałmowych systemów celowniczych (porównując chociażby układy budowane np. dla samolotów MiG-29 i F-16) tylko pośrednio był powiązany

z możliwościami wykorzystania systemów zobrazowania nahałmowego. Najbardziej wiążący był rozwój nowych metod oraz możliwości pomiarowych budowanych czujników w zakresie określania położenia kąтового hełmu pilota. Obecnie najważniejsze problemy są związane z ograniczeniem błędów oceny pozycji i orientacji hełmu podczas różnych warunków w czasie lotu. W szczególności dotyczy to osiągnięcia wymaganej dokładności wskazywania celu rzędu  $0,2^\circ \pm 0,7^\circ$ , koniecznej m.in. dla systemu sterowania pociskami raketowymi. Dodatkowymi problemami są wymagania w zakresie zobrazowania grafiki trójwymiarowej w dynamicznym środowisku lotu statku powietrznego (dla tzw. wirtualnej rzeczywistości stosowanej w systemach nahałmowej prezentacji danych) oraz możliwości percepcji pilota (w zakresie przyjmowania i oceny tej informacji).

## 2. WYBRANE METODY WYZNACZANIA POŁOŻENIA KĄTOWEGO HEŁMU

Tradycyjny sposób wyznaczania pozycji lub orientacji hełmu pilota (przeznaczony do zastosowania w systemach zobrazowania wirtualnej rzeczywistości) używa inklinometry i kompasy magnetyczne z powodu ich prostoty i niskich kosztów. Jednakże te narzędzia zwykle wprowadzają zauważalne opóźnienia w zobrazowaniu grafiki nahałmowej (co utrudnia ich skuteczne wykorzystanie). Innym sposobem stosowanym np. przez firmę InterSense jest zastosowanie tzw. nisko kosztowych giroskopów i akcelerometrów oraz magnetometrów i czujników akustycznych jako czujników uzupełniających [1].

Jedną z najprostszych metod wyznaczania orientacji przestrzennej i pozycji jest metoda mechaniczna, polegająca na mechanicznym połączeniu hełmu pilota z kabiną statku powietrznego. Elementem realizującym taki sposób śledzenia hełmu może być układ selsynowy lub ramię mechaniczne, czyli tzw. pantograf. Przykładem statku powietrznego z takim układem był śmigłowiec W-3WB HUZAR w wersji prototypowej, na którym prace w tym zakresie prowadzone były w latach 1992-1993. W skład systemu sterowania uzbrojeniem wchodził m.in. system nawigacyjny z układem GPS oraz system poszukiwawczo-celowniczy HSOS, posiadający stabilizowany celownik. Celownik ten zawierał tzw. głowicę obserwacyjno-celowniczą z kamerą telewizyjną, kamerą termowizyjną, impulsowym dalmierzem laserowym oraz elektrooptyczne urządzenie do sterowania pociskami raketowymi (m.in. klasy ZT-3). System HSOS jako nahałmowy system celowniczy służył do szybkiego wskazywania celu z dokładnością rzędu  $1^\circ$  i wykorzystywał czujnik pozycji hełmu związany z resztą układu poprzez pantograf. Parametry celowania i inne parametry pilotażowo-nawigacyjne wyświetlane były na monitorze kontrolnym oraz na mikrorzutniku w okularze pilota pełniącego funkcję operatora systemu sterowania uzbrojeniem.

Z kolei wśród nahałmowych systemów celowniczych wykorzystujących metodę optyczną występują rozwiązania zawierające sensory optoelektroniczne, mające zastosowanie w układach śledzenia położenia statku powietrznego w postaci diod LED w zakresie optycznym widzialnym i podczerwieni oraz detektorów CCD [1]. Do wstępnego opracowania otrzymanych obrazów (tzw. uaktualniania pomiaru) często wykorzystywany jest filtr Kalmana. Dokładność sensorów optoelektronicznych w realizacji zadania śledzenia i wyznaczania pozycji hełmu zależy w dużym stopniu od prędkości ruchu kąтового hełmu oraz od stabilności układu obrazu otrzymywanego z kamery. Przykładem statku powietrznego wykorzystującego metodę optyczną jest samolot MiG-29. System nahałmowego wskazywania celu Szcz-3UM [4] wchodzi w skład optyczno-elektronicznego

systemu celowniczego i przeznaczony jest do określania współrzędnych kątowych celu obserwowanego wzrokowo przez pilota poprzez obrót jego głowy. W układzie optycznym zabudowanym na hełmie pilota umieszczone są trzy diody świecące, tworzące płaszczyznę odniesienia, urządzenie fotoodbiornicze z automatyczną regulacją jasności oraz wizjer i reflektor, na którym zobrazowywane są dwie siatki celownicze (pierścień celowniczy i krzyż celowniczy). W kanale optycznym każdego z dwóch bloków przeszukujących (zabudowanych w kabinie) kształtowane jest wąskie chwilowe pole widzenia i za pomocą wielościennych pryzmatów przeszukujących zapewnione jest jego obracanie wokół pionowej osi samolotu. W momencie przechodzenia chwilowego pola widzenia przez każdą z diod świecących na fotoodbiorniku kanału optycznego pojawia się sygnał, który jest następnie przesyłany do bloku elektroniki. Aparatura nahałmowego systemu celowniczego przesyła do komputera pokładowego wartości kodowe zawierające informacje o położeniu linii wizowania w układzie współrzędnych samolotu. Dokładność metody optycznej w zakresie wskazywania celu wynosi  $0,75^{\circ} \pm 2^{\circ}$ .

Najbardziej popularnym sposobem wyznaczania położenia kąowego hełmu pilota jest metoda magnetyczna. Praktyczne zastosowania układu magnetycznego typu HMCS można znaleźć na śmigłowcach AH-64 APACHE (rys.2.) i RAH-1 COMANCHE oraz na samolotach JAGUAR i HAWK do sterowania pociskami raketowymi Sidewinder [1]. Praktyczna dokładność wskazywania celu mieści się w granicach  $0,5^{\circ} \pm 1^{\circ}$ .



Rys.2. Widok nahałmowego systemu prezentacji danych IHADSS (po lewej) oraz elementy ruchomego karabinu maszynowego XM230 (po prawej) śmigłowca AH-64 APACHE

Najnowocześniejsze opracowania tworzone są w technologii JHMCS (ang. Joint Helmet Mounted Cueing System), aktualnie rozwijane przez m.in. International Systems Vision, które są przeznaczone jako tzw. upgrading dla samolotów F-15, F-16 [7] oraz wyposażenie standardowe dla samolotów F-18 i F-22 [8]. Z kolei firma Honeywell w 1999 r. zademonstrowała tzw. Advanced Metal Tolerant Tracker System (AMTTS), bazujący na generacji sztucznego pola magnetycznego „przywiązane” do kokpitu statku powietrznego. System ten znalazł zastosowanie na śmigłowcach AH-64 APACHE w wersji LONGBOW oraz samolotach F-16 w wersji TESTBED VESTA i posiada zakres działania  $180^{\circ}$  w azymucie oraz  $90^{\circ}$  w elewacji. Linia wizowania jest ustalana z dokładnością rzędu

0,3° względem kabiny statku powietrznego z częstotliwością uaktualniania 240 Hz dla samolotu z jednym pilotem lub 120 Hz dla podwójnej załogi [1].

Podstawową wadą metody magnetycznej jest długa procedura kalibrowania błędów odwzorowania zmian pola magnetycznego (dewiacji magnetycznej) w pobliżu przedmiotów metalowych wprowadzonych do kabiny (nie obecnych podczas procedury odwzorowania) oraz spadek dokładności określania położenia hełmu wraz ze wzrostem odległości od nadajnika. Także pola generowane przez urządzenia elektroniczne mogą przeszkadzać w polu wzorcowym, powodując dodatkowe niedokładności [1]. Stąd najbardziej skuteczne wydają się obecnie systemy wykorzystujące metodę bezwładnościową (inercjalną).

Obecnie stosowane bezwładnościowe układy śledzące (m.in. rozwijane przez firmę InterSense) pokonują już ograniczenia układów magnetycznych w zakresie dokładności określania pozycji hełmu pilota. Jednakże istniejące problemy uniemożliwiają takie proste przełożenie, z uwagi na fakt, że projektowanie układów śledzących dla zastosowania nowoczesnej technologii wizualizacji w nahełmowych systemach prezentacji danych np. sztucznej rzeczywistości (Virtual Reality) polega na uwzględnieniu warunków dynamicznych położenia hełmu. Po pierwsze metoda bezwładnościowa polega na wykorzystaniu sygnałów grawimetrycznych otrzymywanych z akcelerometrów do ograniczania błędów (głównie dryfów) w określaniu kątów pochylenia i przechylenia hełmu wyliczanych na podstawie sygnałów z giroskopów, zaś sygnałów z magnetometrów – do ograniczania błędów (głównie dryfów) w określaniu kąta odchylenia (kursu). Występujące w czasie manewrów statku powietrznego przyspieszenia powodują jednak dodatkowe składowe w sygnale z akcelerometrów, a stąd błędy w określaniu pozycji i orientacji hełmu. Zastosowanie zaś dodatkowych układów pomiarowych (np. w postaci czujników akustycznych) jest ograniczone zasięgiem i dynamiką ich działania w kabinie statku powietrznego.

Najbardziej perspektywiczna wydaje się jednak metoda hybrydowa. Stanowi ona jeden ze sposobów zwiększenia dokładności wyznaczania położenia kąтового hełmu poprzez połączenie kilku metod składowych. Przykładem może być połączenie układu InterSense InertiaCube typu IS-600 i układu ultradźwiękowego SoniDisc [1]. System ten pracuje przy użyciu filtru Kalmana. Jednakże z uwagi na zwiększoną liczbę pomiarów system taki wymaga komputera o zwiększonych wymaganiach m.in. co do szybkości obliczeń.

### 3. PROBLEMY W OKREŚLANIU POŁOŻENIA KĄTOWEGO HEŁMU

Jednym z głównych zadań nahełmowego systemu celowniczego jest zapewnienie wymaganej dokładności ustawiania linii celowania środków bojowych (np. stanowiska ruchomego, rakiet kierowanych). W celu otrzymania zakładanej dokładności na poziomie rzędu 0,1° potrzebne jest wykorzystanie odpowiedniej metody pomiarowej.

Rozwijając inercjalne nahełmowe systemy celownicze klasy HMCS i JHMCS dla warunków lotu współczesnych statków powietrznych, mogłoby się wydawać oczywistym zastosowanie obecnie istniejących bezwładnościowych układów śledzących (np. rozwijanych przez firmę InterSense). Jak wynika z przeprowadzonych analiz [8], sensorami modelowanymi do użycia w systemach HMCS wykorzystujących metodę bezwładnościową są giroskopy wibracyjne (tzw. girochipy) i akcelerometry wahadłowe zbudowane w technologii MEMS. Minimalne parametry giroskopów w technologii MEMS

charakteryzuje m.in. dryf od  $10^\circ/\text{h}$  (dla czujników pierwszej generacji) do  $3^\circ/\text{h}$  (dla czujników drugiej generacji), natomiast akcelerometry krzemowe charakteryzuje stabilność współczynnika skalowania odpowiednio od  $0,02 \text{ m/s}^2$  (dla pierwszej generacji) do  $0,001 \text{ m/s}^2$  (dla drugiej generacji).

Równania określające chwilowe położenie kątowe hełmu pilota [3] z zabudowanymi sensorami inercyjnymi (giroskopami i akcelerometrami) mogą być przedstawione w postaci macierzy cosinusów kierunkowych  $[\mathbf{K}(t)]$  lub kwaternionu położenia kąowego  $\{\mathbf{Q}(t)\}$ , wyliczanych na bazie mierzonych prędkości kątowych hełmu stanowiących składowe wektora  $[\boldsymbol{\omega}(t)] = [\omega_x(t), \omega_y(t), \omega_z(t)]$  w postaci:

$$[d\mathbf{K}(t)/dt] = [\mathbf{K}(t)] \times [\boldsymbol{\omega}(t)] \quad \text{lub} \quad \{d\mathbf{Q}(t)/dt\} = \frac{1}{2} \{\mathbf{Q}(t)\} \bullet \{\boldsymbol{\omega}(t)\} \quad (1)$$

gdzie:  $d\mathbf{K}(t)/dt$  - macierz zmiany cosinusów kierunkowych hełmu w przestrzeni inercjalnej  
 $[\mathbf{K}(t)]$  - macierz cosinusów kierunkowych hełmu w przestrzeni inercjalnej  
 $[\boldsymbol{\omega}(t)]$  - macierz składowych prędkości kątowej hełmu w przestrzeni inercjalnej  
 $\{d\mathbf{Q}(t)/dt\}$  - kwaternion zmiany położenia kąowego hełmu w przestrzeni inercjalnej  
 $\{\mathbf{Q}(t)\}$  - kwaternion położenia kąowego hełmu w przestrzeni inercjalnej  
 $\{\boldsymbol{\omega}(t)\}$  - kwaternion prędkości katowej hełmu w przestrzeni inercjalnej

Podane wyżej wartości dryfu czujników prędkości kątowej powodują szybkie narastanie w czasie błędów określania kątów orientacji przestrzennej wyliczanych wg zależności (1). Stąd systemy wykorzystujące czujniki inercjalne wymagają okresowych uaktualnień. Jednym ze sposobów może być metoda ultradźwiękowa (np. układy IS-600 firmy Logitech).

Inną metodą, która może mieć zastosowanie w kompensacji błędów czujników inercjalnych jest metoda magnetyczno-grawitacyjna. W postaci uproszczonej (wykorzystującej tylko stałe pole magnetyczne Ziemi) algorytm określania orientacji przestrzennej hełmu może bazować na następujących zależnościach pomiędzy składowymi  $[\mathbf{H}_{PO}(t)]$  i  $[\mathbf{H}_{ZM}(t)]$  pola magnetycznego i składowymi  $[\mathbf{G}_{PO}(t)]$  i  $[\mathbf{G}_{ZM}(t)]$  pola siły ciężkości mierzonego odpowiednio w układzie współrzędnych hełmu (PO) i horyzontalnym (ZM):

$$[\mathbf{K}(t)] = [\mathbf{H}_{PO}(t)] \times [\mathbf{H}_{ZM}(t)]^{-1} \quad \text{lub} \quad [\mathbf{K}(t)] = [\mathbf{G}_{PO}(t)] \times [\mathbf{G}_{ZM}(t)]^{-1} \quad (2)$$

gdzie:  $[\mathbf{K}(t)]$  - macierz cosinusów kierunkowych hełmu w przestrzeni inercjalnej  
 $[\mathbf{H}_{PO}(t)]$  - macierz składowych pola magnetycznego w układzie hełmu pilota  
 $[\mathbf{H}_{ZM}(t)]$  - macierz składowych pola magnetycznego w układzie horyzontalnym  
 $[\mathbf{G}_{PO}(t)]$  - macierz składowych pola siły ciężkości w układzie hełmu pilota  
 $[\mathbf{G}_{ZM}(t)]$  - macierz składowych pola siły ciężkości w układzie horyzontalnym

Wykorzystanie składowych pola magnetycznego Ziemi (lub pola siły ciężkości) wymaga opracowania sposobu określenia współczynników macierzy cosinusów kierunkowych  $[\mathbf{K}(t)]$  z równania transformacji (2). Z uwagi na złożoność funkcyjną macierzy  $[\mathbf{K}(t)]$  zależności tej nie można w prosty sposób rozwiązać (uwikłane funkcje trygonometryczne).

Także nie można jej rozwinąć do wymaganej postaci z uwagi na problem określenia macierzy odwrotnej do wektora pola magnetycznego  $[\mathbf{H}_{ZM}(t)]$ . Zastosowanie operacji tzw.

pseudoinwersji macierzy wg [5] do postaci  $[\mathbf{H}_{ZM}(t)]^{-1}$  nie umożliwia określenia poprawnych współczynników macierzy transformacji  $[\mathbf{K}(t)]$ .

Poważną wadą pomiaru (2) jest też występowanie w sygnałach z akcelerometrów składowych związanych z przyspieszeniami od ruchu obiektu (statku powietrznego i hełmu), co jest źródłem błędów w określaniu orientacji przestrzennej hełmu względem statku powietrznego i wymaga dodatkowej kompensacji np. sygnałami o przyspieszeniach statku powietrznego, otrzymywanymi z systemu nawigacji inercyjnej.

Jednym z możliwych sposobów rozwiązania tego problemu jest wykorzystanie rachunku kwaternionowego do określania orientacji przestrzennej hełmu pilota z równania kinematycznego (2).

Przykładowy algorytm obliczeniowy dla kanału magnetycznego bazuje na określaniu kwaternionu położenia przestrzennego  $\{\mathbf{Q}(t)\}$  na podstawie znajomości składowych pola magnetycznego Ziemi (w układzie horyzontalnym) oraz mierzonego przez magnetometry (w układzie związanym z hełmem). Podstawowe zależności matematyczne dla obu kanałów (magnetycznego i siły ciężkości) można przedstawić w postaci:

$$\{\mathbf{Q}(t)\} = \{\mathbf{H}_{PO}(t)\} \bullet \{\mathbf{Q}(t)\} \bullet \{\mathbf{H}_{ZM}(t)\}^{-1} \quad \text{lub} \quad \{\mathbf{Q}(t)\} = \{\mathbf{G}_{PO}(t)\} \bullet \{\mathbf{Q}(t)\} \bullet \{\mathbf{G}_{ZM}(t)\}^{-1} \quad (3)$$

gdzie:  $\{\mathbf{Q}(t)\}$  - kwaternion cosinusów kierunkowych hełmu w przestrzeni inercyjnej

$\{\mathbf{H}_{PO}(t)\}$  - kwaternion składowych pola magnetycznego w układzie hełmu pilota

$\{\mathbf{H}_{ZM}(t)\}$  - kwaternion składowych pola magnetycznego w układzie horyzontalnym

$\{\mathbf{G}_{PO}(t)\}$  - kwaternion składowych pola siły ciężkości w układzie hełmu pilota

$\{\mathbf{G}_{ZM}(t)\}$  - kwaternion składowych pola siły ciężkości w układzie horyzontalnym

Rachunek kwaternionowy pozwala na łatwe i szybkie wyznaczenie wielkości  $\{\mathbf{H}_{ZM}(t)\}^{-1}$  i  $\{\mathbf{G}_{ZM}(t)\}^{-1}$ . Jednak w obu sposobach występuje konieczność okresowej kontroli i kompensacji błędów systemu pomiarowego wywołanych wpływem pola magnetycznego statku powietrznego związanym z kierunkiem jego lotu (tzw. dewiacja magnetyczna) lub wpływem przyspieszeń od ruchu obiektu (statku powietrznego i hełmu).

#### 4. WNIOSKI

Z analizy literatury poświęconej budowie i badaniom systemów nahełmowego sterowania uzbrojeniem (m.in. HMCS i JHMCS) wynika, że jest wiele metod wykorzystywanych do określania orientacji przestrzennej hełmu pilota.

Jedną z metod perspektywicznych (wynikającą z postępu w miniaturyzacji sensorów budowanych w technologii MEMS) jest metoda bezwładnościowa. Głównym celem rozwijania tej metody jest możliwość wykorzystania miniaturyzacji sensorów inercyjnych w zakresie pomiaru parametrów ruchu o dokładności pozwalającej na budowanie systemów pomiarowych klasy AHRS o gabarytach możliwych do zabudowania w hełmie pilota.

W Polsce przy podobnych pracach w ramach modernizacji śmigłowców z awioniką analogową pojawił się problem doboru odpowiednich metod śledzenia i wyznaczania położenia kąтового hełmu pilota/operatora systemu uzbrojenia o parametrach zapewniających ustawienie linii celowania z założoną dokładnością zarówno w warunkach statycznych, jak i dynamicznych (tj. w czasie manewrów statku powietrznego).

Zbudowany w ITWL system nabełmowej prezentacji danych typu SWPL-1 [2] oraz opracowywane układy śledzenia i wyznaczania położenia kąowego hełmu umożliwiają zbudowanie nabełmowego systemu celowniczego sterującego stanowiskiem ruchomym oraz położeniem kąowym innych odbiorników (m.in. głowicą obserwacyjno-celowniczą i głowicą rakiet kierowanych).

Rozwinięciem tych prac może być zastosowanie nabełmowej prezentacji sygnałów wideo zbieranych z głowicy obserwacyjno-celowniczej lub w dalszej perspektywie z wielu kamer (jak dla systemu JHMCS samolotu F-35).

**Praca naukowa finansowana ze środków na naukę w latach 2009-2011 jako projekt rozwojowy nr O R00 0063 09.**

## 5. BIBLIOGRAFIA

- [1] Bailey E.S.: *Filter and Bounding Algorithm Development for a Helmet Mounted Micromechanical Inertial Sensor Array*, S.B. Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology 1998.
- [2] Borowski J. i inni: *System Wyświetlania Parametrów Lotu SWPL-1*, Warszawa, BT ITWL, 2009.
- [3] Gosiewski Z., Ortyl A.: *Algorytmy inercjalnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym*, Warszawa, BN ILot., Awionika 1999.
- [4] Instrukcja MON: *Hełmofonowy układ wskazywania celu Szcz-3UW*, Poznań, WLOP 1993.
- [5] Kozłowski K., Dutkiewicz P., Wróblewski W.: *Modelowanie i sterowanie robotów*, Warszawa, PWN 2003.
- [6] Materiały reklamowe firmy Analog Devices: *ADIS-16405 Triaxial Inertial Sensor with Magnetometer*, 2009.
- [7] Materiały reklamowe firmy Lockheed Martin: *F-16 Fighting Falcon*, 2006.
- [8] Rash C.: *Helmet Displays in Aviation / Mounted Display: Design Issues for Rotary-Wing Aircraft*, USAART 1998.