

SZELMANOWSKI Andrzej<sup>1</sup>  
BOROWSKI Jerzy  
MILEWSKI Wiesław

## Problemy optymalizacji błędów czujników danych inercjalnych w systemach zobrazowania nahałmowego stosowanych w środkach transportu lotniczego

Zintegrowane systemy awioniczne, nahałmowe systemy celownicze

### Streszczenie

W referacie omówiono błędy elektronicznych czujników prędkości kątowej i przyspieszeń liniowych (wykorzystywanych w systemach odniesienia kursu i pionu oraz systemach nawigacji inercjalnej stosowanych w lotnictwie cywilnym i wojskowym) oraz ich wpływ na błędy obliczanych parametrów pilotażowo-nawigacyjnych (takich jak kąty orientacji przestrzennej oraz współrzędne pozycji nawigacyjnej). Przedstawiono model matematyczny określania tych błędów opracowany w ITWL, umożliwiający określanie ich przebiegów w zależności od wartości kątów orientacji przestrzennej bloku pomiarowego. Przeanalizowano wybrane problemy optymalizacji tych błędów w systemach awionicznych integrowanych na bazie cyfrowej szyny danych według standardu MIL-STD-1553B. Przedstawiono bazę badawczą Laboratorium Badania Awioniki ITWL oraz możliwości analizy i korekcji błędów czujników wykorzystywanych w systemach nawigacji inercjalnej. Realizacja tego tematu została przyjęta do finansowania przez MNiSzW w ramach projektu badawczego rozwojowego.

### ISSUES WITH THE OPTIMISATION OF ERRORS OF INERTIAL DATA SENSORS IN HELMET-MOUNTED DISPLAY SYSTEMS USED IN AIR TRANSPORT SYSTEMS

### Abstract

The paper has been intended to discuss errors of angular-velocity and linear acceleration electronic sensors (included in the attitude/heading reference systems and inertial navigation systems used in both civil and military aviation) and how they affect computational errors of flight-management/navigation data such as attitude angles and coordinates of a navigational fix. The in the paper presented mathematical model of determining these errors has been developed in ITWL. It facilitates determination of how these errors change depending on changes in values of attitude angles shown by the measuring equipment. Some selected issues with the optimisation of these errors in avionic systems integrated on the basis of a digital data bus following the MIL-STD-1553B standard have been analysed. Presented are the research/testing facilities of the ITWL's Division for Avionics and capabilities thereof to correct errors of sensors used in the inertial navigation systems. This project has been financed by the Ministry of Science & Higher Education of Poland as a research project (R&D).

## 1. WPROWADZENIE

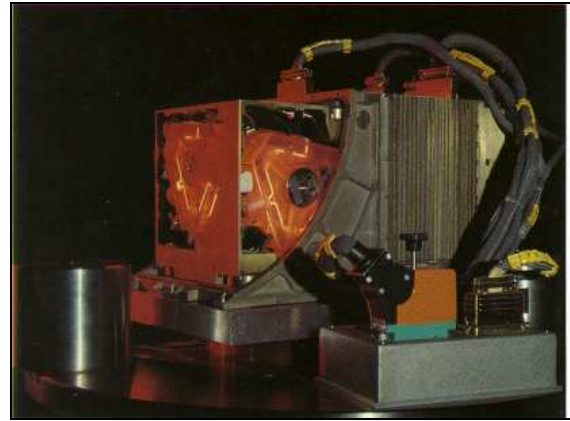
Jedną z podstawowych informacji na pokładzie każdego statku powietrznego są dane o parametrach lotu stanowiące tzw. informacje pilotażowo-nawigacyjne, konieczne do prowadzenia lotu zarówno w załogowych jak i bezzałogowych obiektach latających. Dokładność (a zatem i błędy) określania takich wielkości fizycznych jak kąty orientacji przestrzennej i współrzędne pozycji nawigacyjnej w decydujący sposób wpływa zarówno na jego bezpieczeństwo jak i skuteczność wykonania zadania bojowego. Zupełnie nowym problemem związanym z błędami pomiaru i przetwarzania informacji o położeniu przestrzennym statku powietrznego jest zastosowanie urządzeń z elektronicznymi lub optoelektronicznymi czujnikami prędkości kątowych i czujnikami przyspieszeń liniowych, czyli tzw. systemów odniesienia kursu i pionu (AHRS) i systemów nawigacji inercjalnej (INS) w zintegrowanych systemach awionicznych.

Przykładem takiego urządzenia w zakresie systemów AHRS jest platforma LCR-92 firmy LITEF, w której do pomiaru prędkości kątowej wykorzystano giroskopy światłowodowe o czułości rzędu 0,01 deg/s. Z kolei przykładem urządzenia w zakresie systemów INS jest centrala nawigacji inercjalnej INS/GPS typu EGI-3000 firmy THALES (rys. 1.), wykorzystująca tzw. wnękowe giroskopy laserowe typu PIXYZ (rys. 2.) o czułości rzędu 0,001 deg/h.

<sup>1</sup>Air Force Institute of Technology, POLAND; Warsaw 01-494, Księcia Bolesława 6. Phone: +48 22 685-10-43, 685-12-03, Fax: +48 22 685-10-43  
E-mail: andrzej.szelmanowski@itwl.pl



Rys. 1. Widok złącza zasilania i konektorów sygnałowych centrali EGI-3000



Rys. 2. Widok wnętrza giroskopu laserowego PIXYZ w centrali EGI-3000

Komputerowa integracja poszczególnych urządzeń tworzących system awioniczny wykorzystuje cyfrowe szyny danych (m.in. MIL-1553B), w których błędy pomiaru parametrów pilotażowo-nawigacyjnych mogą ulegać przekłamaniu (zachodzi to m.in. w przypadku gdy nie jest znany rzeczywisty błąd systemu w określaniu np. orientacji przestrzennej czy pozycji nawigacyjnej). Błędy przetwarzania informacji (w tym błędy kwantyzacji) mogą bowiem być w pewnych przypadkach większe niż błędy sygnałów wejściowych (otrzymanych z czujników pomiarowych).

Zagrożeniem dla bezpieczeństwa lotu może być sytuacja odwrotna, gdy pilot traktuje ostatnią cyfrę znaczącą w wyświetlanej informacji jako błąd obserwowanego parametru, podczas gdy rzeczywisty błąd może być kilka rzędów większy np. w określaniu pozycji nawigacyjnej, gdzie ten sam błąd pomiaru przyspieszenia liniowego przez czujnik może powodować różne przebiegi błędu pozycji (z uwagi na różne wartości początkowe całkowania sygnału przyspieszeń liniowych), a stąd narastanie tego błędu w czasie [1].

Jednym z tematów realizowanych w Zakładzie Awioniki ITWL jest elektroniczna integracja urządzeń i podsystemów (m.in. pilotażowych, nawigacyjnych, radio-nawigacyjnych, łączności i uzbrojenia) w jeden system awioniczny. Proces realizacji zawiera kilka etapów, a jednym z ważniejszych jest etap określania funkcji i dokładności przetwarzania parametrów pilotażowo-nawigacyjnych przez system awioniczny.

Na tym etapie pracy, przy uzgadnianiu Założeń Taktyczno-Technicznych (ZTT), ważnym jest określenie możliwych do spełnienia wymagań w zakresie dopuszczalnych błędów samych urządzeń oraz rozdzielczości przetwarzania i zobrazowania danych pilotażowo-nawigacyjnych. Wartości tych parametrów wynikają bowiem nie tylko z „życzeń” zamawiającego, ale przede wszystkim z „możliwości technologicznych” urządzeń dostępnych na „rynku awionicznym” w danym okresie czasu. Obecny rozwój technologii powoduje konstruowanie coraz dokładniejszych urządzeń, wykorzystujących czujniki o błędach instrumentalnych doprowadzonych „prawie” do tzw. minimum technologicznego (o czułości pomiaru prędkości obrotu rzędu 0,0001 deg/h).

Optymalizacja funkcji i błędów systemu awionicznego jako całości polega tu na takim doborze urządzeń składowych systemu (dostępnych na rynku), aby nie błąd tych urządzeń był minimalny (bo to z reguły pociągałoby duże koszty), ale aby błąd ten nie był większy niż przyjęta (uzgodniona w ZTT) rozdzielczość zobrazowania informacji dla pilota lub urządzeń odbiorczych (np. systemu nabełmowego, autopilota, rejestratora danych, itp.).

Dobór ten „z zasady” wiąże się z przeprowadzeniem odpowiednich analiz sprowadzających się albo do zebrania wiarygodnych informacji od producentów poszczególnych urządzeń składowych, albo do wykonania własnych badań tych urządzeń dla egzemplarzy fizycznych (na stanowiskach kontrolno-pomiarowych) lub ich modeli numerycznych (symulacji komputerowych). Badania takie pozwalają na oszacowanie „przewidywalnych” błędów systemu awionicznego w całości tj. od nadajnika (czujnika) do odbiornika (wyświetlacza) i ocenę poprawności integracji [2].

## 2. BADANIA BŁĘDÓW CZUJNIKÓW INERCJALNYCH W SYSTEMACH AHRS

Systemy odniesienia kursu i pionu (AHRS), obok głównej swej roli we wspomaganie pilota w określaniu kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego, znajdują także (w wersji zminiaturyzowanej) zastosowanie w nabełmowych systemach celowniczych do określania położenia hełmu pilota względem kabiny.

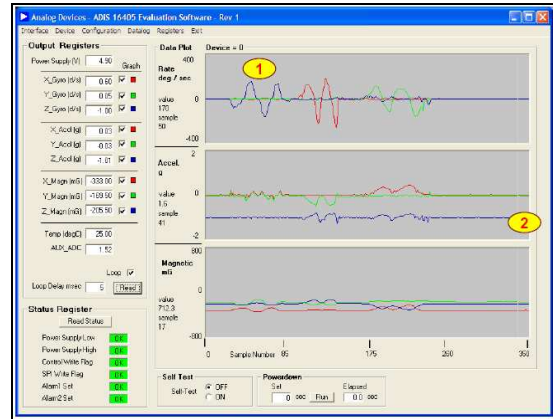
Głównym celem nabełmowego systemu celowniczego (HMCS) jest wypracowanie danych celowniczych dla systemu uzbrojenia na podstawie określania orientacji przestrzennej hełmu pilota w stosunku do jego otoczenia (np. kabiny śmigłowca, pola magnetycznego Ziemi lub przestrzeni inercjalnej). Zastosowania systemu obejmują zakres od prostych systemów zobrazowania okularowego aż do złożonych interfejsów sterowania uzbrojeniem, umożliwiając zobrazowanie „rzeczywistości wirtualnej” na wyświetlaczach lub wizjerach, w tym obrazów otrzymywanych z głowicy obserwacyjno-celowniczej.

Jedną z metod analizowanych w ITWL w zakresie układu wyznaczania położenia kąтового hełmu jest metoda inercjalna (pomiar składowych wektora prędkości kątowej i siły ciężkości). Metodę tę jako przyszłościową wybrano z uwagi na fakt, że obecne sensory inercjalne (zaprojektowane jako nisko kosztowe) mają pożądane cechy w zakresie minimalizacji gabarytów (rzędu 20 mm) i masy (rzędu 20 g), co jest niezmiernie istotne dla układów pomiarowych zabudowywanych na hełmie pilota, z uwagi na dopuszczalne obciążenia jego kręgosłupa szyjnego.

Przykładem układu pomiarowego wykorzystującego metodę inercjalną jest układ typu ADIS-16405 firmy ANALOG DEVICE (rys. 3.) z trzema czujnikami składowych wektora prędkości kąto-  
wej i przyspieszenia liniowego [3]. Minimalne wartości przekazywane cyfrowo w postaci tzw. bitu LSB (rys. 4.) wynoszą odpowiednio: 0,05 deg/s (dla pomiaru prędkości kąto-  
wej) oraz 0,03 m/s<sup>2</sup> (dla pomiaru przyspieszenia liniowego).



Rys. 3. Widok modułu inercyjnego systemu orientacji przestrzennej typu ADIS-16405



Rys. 4. Widok planszy obsługi systemu orientacji przestrzennej typu ADIS-16405

Do określenia kątów orientacji przestrzennej (pochylenia, przechylenia i odchylenia) hełmu z zabudowanym układem ADIS-16405 można zastosować algorytm wykorzystujący rachunek kwaternionowy. Głównym elementem charakteryzującym orientację przestrzenną bloku ADIS-16405 (wyliczanym w systemach AHRS) jest macierz transformacji [M(t)]. Macierz ta jest określana z odpowiadającego jej kwaternionu położenia kąto-  
wego {Q(t)}, który jest wyznaczany z chwilowego kwaternionu obrotu {R(t)} przy wykorzystaniu rachunku kwaternionowego w postaci:

$$\{Q(t)\} = \{R(t)\} \circ \{Q(t-1)\} \circ \{R(t)\}^{-1} \quad (1)$$

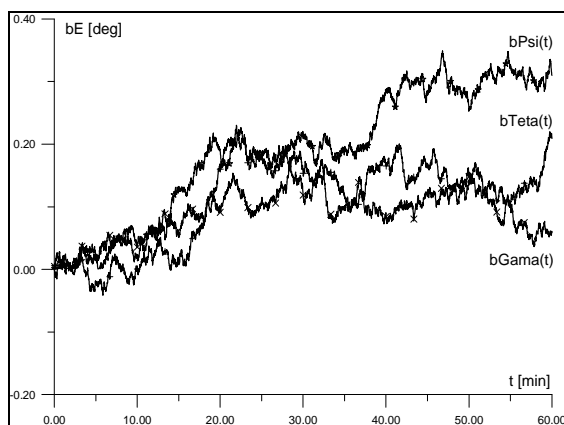
Zależności matematyczne opisujące chwilowy kwaternion korekcji {R(t)} mogą być określone z zastosowaniem tzw. aproksymacji Pade [4] w postaci współczynników:

$$SN(t) = \frac{1/2 - TETO(t)/96}{1 + TETO(t)/48 + (TETO(t))^2 / 2304} \quad (2)$$

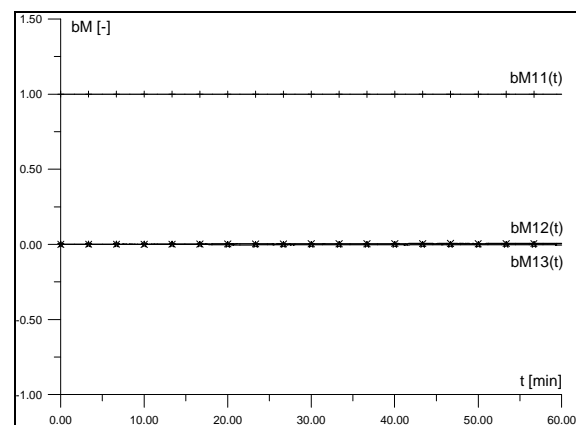
$$CN(t) = \frac{1 - 5 TETO(t)/46 + (TETO(t))^2 / 2304}{1 + TETO(t)/48 + (TETO(t))^2 / 2304} \quad (3)$$

gdzie: TETO(t) oznacza sumę kwadratów chwilowych przyrostów kątowych liczonych z prędkości kątowych mierzonych w osiach pomiarowych czujników groskopowych.

Przykładowe przebiegi błędu kąta (rys. 5.) i błędu współczynników macierzy (rys. 6.) dla układu ADIS-16405 w trybie pracy AHRS (tj. wyznaczania kątów orientacji przestrzennej) określono przy występowaniu szumu w sygnale prędkości kąto-  
wej.

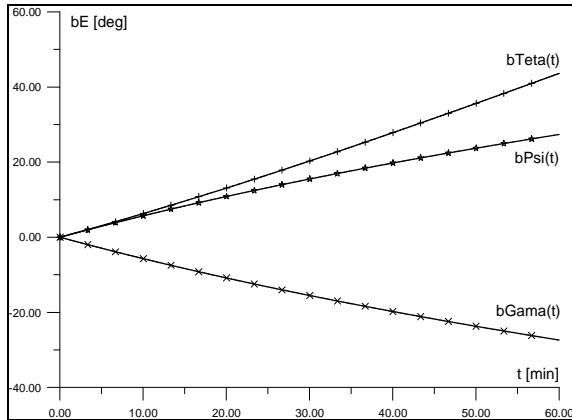


Rys. 5. Przebiegi błędu kąta dla szumu w prędkości kąto-  
wej czujnika ADIS-16405

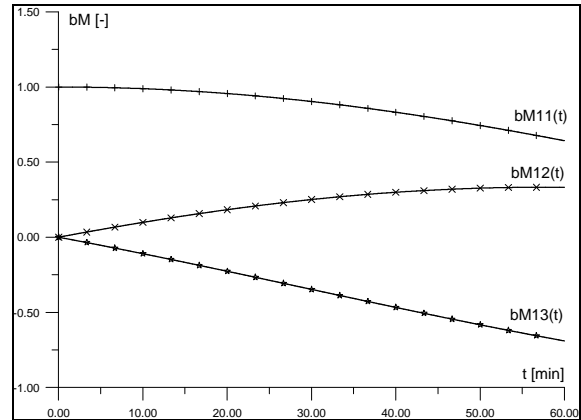


Rys. 6. Przebiegi błędu macierzy dla szumu w prędkości kąto-  
wej czujnika ADIS-16405

Podobnie przebiegi błędu kąta (rys. 7.) i błędu współczynników macierzy (rys. 8.) dla układu ADIS-16405 określono przy występowaniu dryfu w sygnale prędkości kątowej.



Rys. 7. Przebiegi błędu kąta dla dryfu w prędkości kątowej czujnika ADIS-16405



Rys. 8. Przebiegi błędu macierzy dla dryfu w prędkości kątowej czujnika ADIS-16405

Jak można zauważyć, dla błędów giroskopów wykorzystywanych w systemach odniesienia kursu i pionu przebieg błędów orientacji przestrzennej ma charakter narastający w czasie z nałożonymi oscylacjami. Błędy pomiaru prędkości kątowej rzędu 0,001 deg/s powodują niedokładności określania kątów orientacji przestrzennej 1 deg na godzinę lotu.

### 3. BADANIA BŁĘDÓW CZUJNIKÓW INERCJALNYCH W SYSTEMACH INS

Na podstawie dostępnych informacji [5] w ITWL opracowano model matematyczny błędów przetwarzania sygnałów w typowej centrali nawigacji inercjalnej oraz wykonano badania symulacyjne dla wybranych błędów czujników danych inercjalnych wykorzystywanych w tzw. bezkardanowych systemach nawigacji inercjalnej.

Należy zaznaczyć, że podany w [5] model symulacyjny obejmuje tylko jeden (ogólny) kanał wyliczania błędów prędkości i pozycji przez system INS, bez możliwości określania błędów w poszczególnych osiach pomiarowych oraz tzw. badań wpływu kanałów skrośnych (co czyni go mało przydatnym w badaniach praktycznych). Pozwala on jednak na określenie charakteru narastania błędów w systemach INS i ogólną ilustrację ich działania (w tym funkcjonowanie systemu inercjalnego jako tzw. wahadła Schulera w zakresie otrzymania niezakłócalnego pionu geodezyjnego). Podstawowe zależności pozwalające określić błędy pozycji (w zależności od błędów czujników przyspieszenia liniowego  $\Delta P$  i prędkości kątowej  $\Delta G$  oraz niedokładności w wyznaczeniu ustawienia platformy w horyzoncie  $\Delta H$  i w azymucie  $\Delta A$ ) można przedstawić w postaci operatorowej:

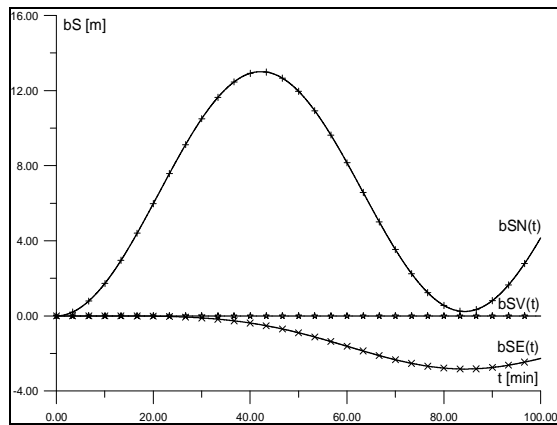
$$\Delta S(s) = G_{S/P}(s) \Delta P(s) + G_{S/G}(s) \Delta G(s) + G_{S/H}(s) \Delta H(s) + G_{S/A}(s) \Delta A(s) \quad (4)$$

Opracowany w ITWL model jest bardziej szczegółowy i umożliwia badanie wpływu błędów czujników inercjalnych (przyspieszeniometry i giroskopów oraz niedokładności we wstępnej orientacji platformy analitycznej w horyzoncie i w azymucie) w zależności od wartości kątów orientacji przestrzennej bloku pomiarowego INS. W modelu tym zależności pozwalające określić przebiegi czasowe błędów pozycji (w zależności od wektorów błędów czujników przyspieszenia liniowego  $[\Delta P]$  i prędkości kątowej  $[\Delta G]$ ) można przedstawić w postaci operatorowego równania macierzowego, w którym główną rolę odgrywa macierz  $[M]$  określająca transformację układu pomiarowego XYZ (związanego z czujnikami o osiach pomiarowych uzgodnionych z głównymi osiami statku powietrznego) do horyzontalnego układu nawigacyjnego NEV (i odwrotnie poprzez macierz  $[M^{-1}]$ ):

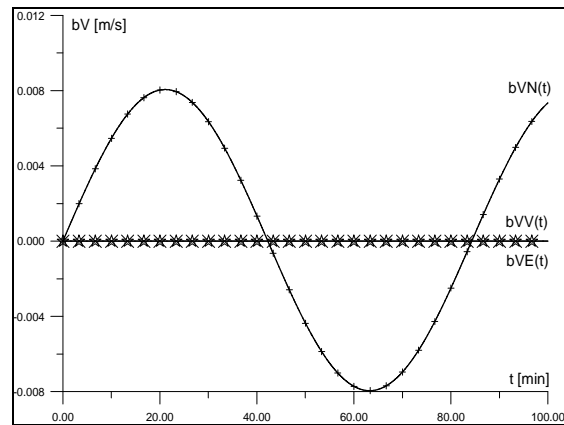
$$[\Delta S^{NEV}(s)] = [G_{S/P}^{NEV}(s)][M(s)][\Delta P^{XYZ}(s)] + [G_{S/G}^{NEV}(s)][M(s)][\Delta G^{XYZ}(s)] \quad (5)$$

Sama macierz transformacji  $[M(t)]$  jest określana z odpowiadającego jej kwaternionu położenia kątowego  $\{Q(t)\}$ , który jest wyznaczany z chwilowego kwaternionu korekcji  $\{R(t)\}$  przy wykorzystaniu rachunku kwaternionowego (podobnie jak dla bezkardanowych systemów AHRS). Różnica w wyliczeniach pomiędzy systemami AHRS a INS zawiera się w tym, że przyrosty kątowe otrzymywane z czujników giroskopowych (wykorzystywane do wyznaczenia współczynnika TETO(t)) uwzględniają także składowe prędkości kątowej wynikające ze zmiany orientacji przestrzennej względem lokalnego horyzontu wywołane składowymi obliczanej przez system INS liniowej prędkości horyzontalnej [4].

Przykładowe błędy wyliczania pozycji nawigacyjnej w osiach horyzontalnych północnej (bSN) i wschodniej (bSE) oraz wertykalnej (bSV) oraz odpowiednich składowych prędkości statku powietrznego (bVN, bVE i bVV) dla systemu INS na przykładzie centrali nawigacji inercjalnej EGI-3000 (firmy THALES) dla założonego błędu stałego przyspieszeniometry mikrokrzemowego  $bPx = 0,00001 \text{ m/s}^2$  (ok.  $1 \times 10^{-3}$  „g”) przedstawiono na poniższych rysunkach: przebiegi błędu składowych pozycji nawigacyjnej (rys. 9.) oraz przebiegi błędu składowych prędkości liniowej (rys. 10.).

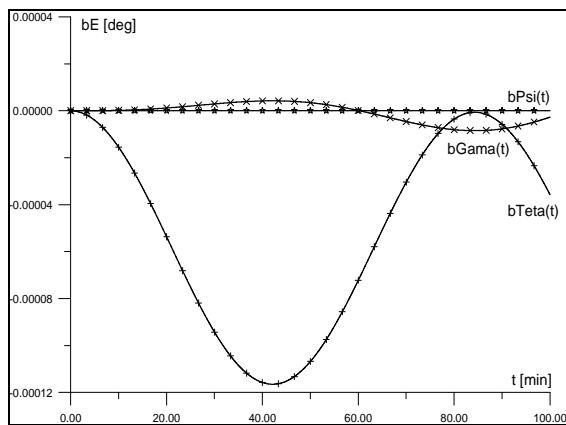


Rys. 9. Przebiegi błędu pozycji dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS

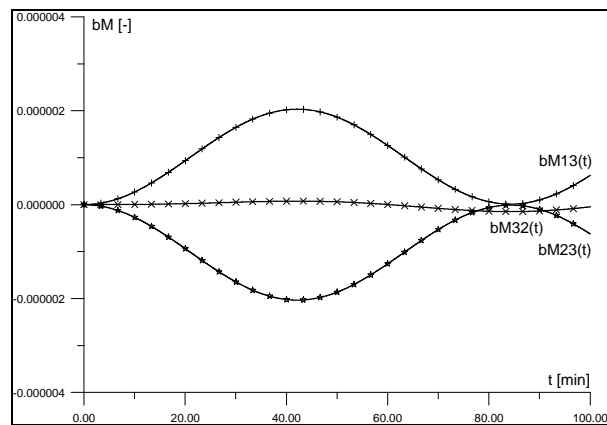


Rys. 10. Przebiegi błędu prędkości dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS

Błędy te mają swoje odzwierciedlenie w wyliczanych przez system INS błędach kątów orientacji przestrzennej: pochylenia ( $bTeta$ ), przechylenia ( $bGama$ ) i kursu ( $bPsi$ ) oraz współczynników macierzy transformacji ( $bM11 \div bM33$ ), co obrazują odpowiednio rys. 11. i rys. 12.



Rys. 11. Przebiegi błędu kąta dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS



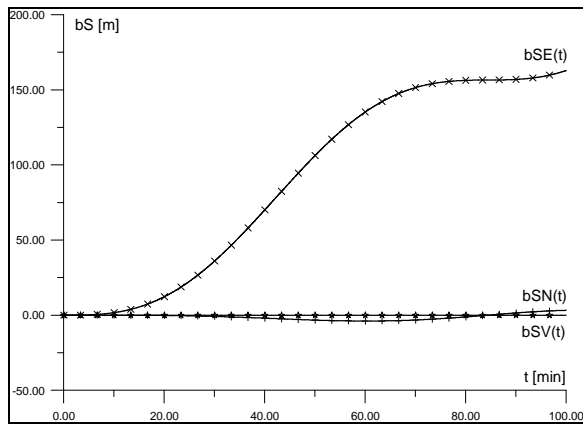
Rys. 12. Przebiegi błędu macierzy dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS

Jak można zauważyć, dla błędów przyspieszeniomierzy wykorzystywanych w systemie nawigacji inercjalnej przebiegi błędów pozycji i prędkości (a także odpowiednio kątów orientacji przestrzennej i współczynników macierzy transformacji) mają charakter oscylacyjny o okresie tzw. wahadła Schulera (84,4 min).

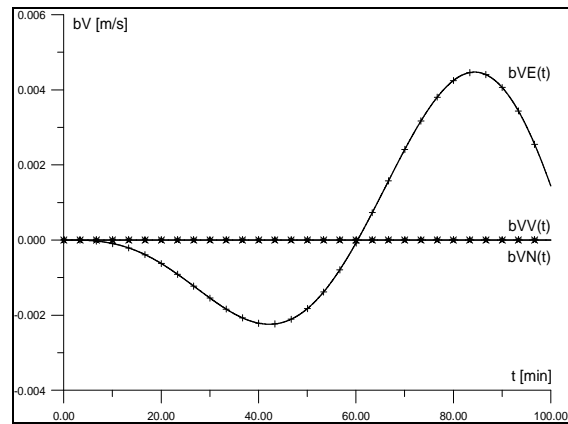
Badania wykazały także, że cechą charakterystyczną systemu INS jest zmiana charakteru i wartości przebiegu błędów w poszczególnych osiach układu nawigacyjnego w zależności od orientacji przestrzennej statku powietrznego (np. ten sam błąd przyspieszeniomierza  $bPx$  będzie inaczej wpływał na błędy wyliczeń jeśli kurs zostanie zmieniony z kierunku N-S na kierunek E-W).

Jak wynika z analizy otrzymanych przebiegów błędów wyliczanej pozycji nawigacyjnej i prędkości statku powietrznego opracowany i zbudowany w ITWL model symulacyjny pozwala na badania wpływu kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego w czasie lotu (pochylenia, przechylenia i kursu) na charakter i wartości błędów pozycji wyliczanej w systemie INS. Pozwala to na określenie błędów systemu INS dla zadanej trajektorii lotu (np. w czasie planowanego przelotu statku powietrznego) lub dobór takiej trajektorii lotu, aby błędy systemu były największe (np. podczas badań kwalifikacyjnych statku powietrznego z zabudowanym systemem INS). Standardowy (przyjmowany powszechnie w badaniach) przebieg lotu podczas badań systemu INS to lot po obwodzie zamkniętym, który ma tę wadę, iż pewne błędy (np. błędy pozycji od tzw. ujścia giroskopów) kompensują się, co daje fałszywą ocenę niedokładności systemu INS. Jak wykazały badania opracowanego modelu, dla pełnej znajomości błędów systemu INS, konieczne są jego badania dla różnych trajektorii lotu (zarówno przeloty prostoliniowe otwarte, jak i loty po obwodzie zamkniętym).

Podobnie, przykładowe błędy wyliczania pozycji i prędkości statku powietrznego dla systemu INS na przykładzie centrali nawigacji inercjalnej EGI-3000 dla założonego błędu stałego laserowego giroskopu wńkowego  $bGx = 0,001 \text{ deg/h}$  (ok.  $1 \times 10^{-7} \text{ deg/s}$ ) przedstawiono na poniższych rysunkach: przebiegi błędu pozycji (rys. 13.) oraz przebiegi błędu prędkości (rys. 14.).

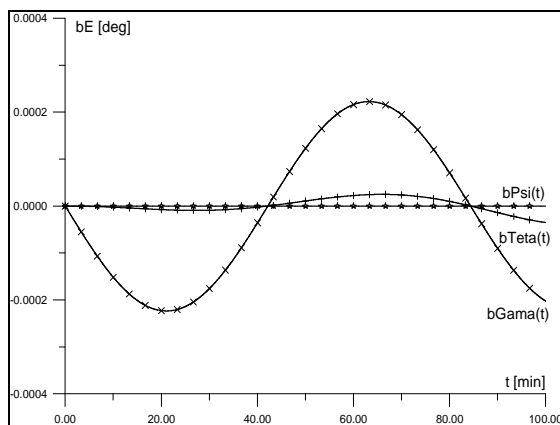


Rys. 13. Przebiegi błędu pozycji dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS

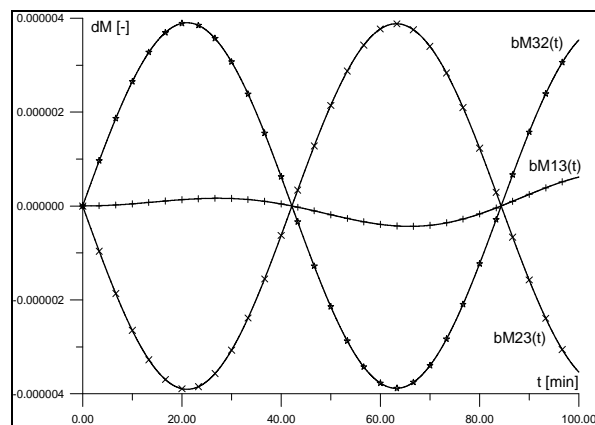


Rys. 14. Przebiegi błędu prędkości dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS

Podobnie jak dla czujników przyspieszeń liniowych, przyjęte błędy dla giroskopów prędkościowych mają swoje odzwierciedlenie w błędach wyliczania przez system INS kątów orientacji przestrzennej: pochylenia ( $bTeta$ ), przechylenia ( $bGama$ ) i kursu ( $bPsi$ ) oraz współczynników macierzy transformacji ( $bM11 \div bM33$ ), co obrazują odpowiednio rys. 15. i rys. 16.



Rys. 15. Przebiegi błędu kąta dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS



Rys. 16. Przebiegi błędu macierzy dla systemu EGI-3000 w trybie pracy INS

Jak można zauważyć, dla błędów giroskopów wykorzystywanych w systemie nawigacji inercjalnej przebiegi błędów pozycji i prędkości mają charakter narastający w czasie z nałożonymi oscylacjami o okresie tzw. wahadła Schulera (84,4 min).

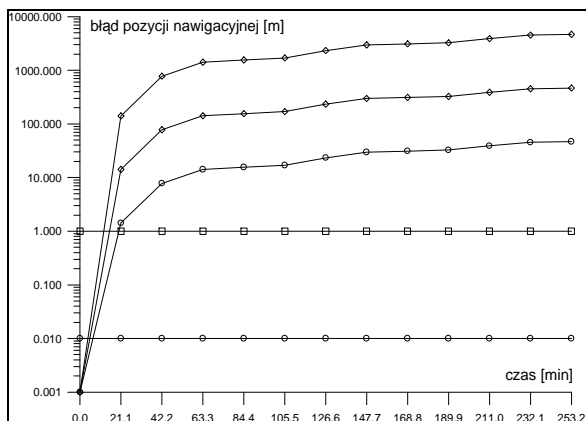
Opracowany i zbudowany w ITWL model symulacyjny pozwala na badania wpływu kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego (pochylenia, przechylenia i kursu) w czasie lotu na charakter i wartości błędu pozycji wyliczanej w systemie INS. Pozwala to na określenie błędów systemu INS dla zadanej trajektorii lotu (np. w czasie planowanego przelotu statku powietrznego) lub dobór takiej trajektorii lotu, aby błędy systemu były największe (np. podczas badań kwalifikacyjnych statku powietrznego z zabudowanym systemem INS). Standardowy (przyjmowany powszechnie w badaniach) przebieg lotu podczas badań systemu INS to lot po obwodzie zamkniętym, który ma tę wadę, iż pewne błędy (np. błędy pozycji od tzw. ujścia giroskopów) kompensują się, co daje fałszywą ocenę niedokładności systemu INS. Jak wykazały badania opracowanego modelu, dla pełnej znajomości błędów systemu INS, konieczne są jego badania dla różnych trajektorii lotu (zarówno przeloty prostoliniowe otwarte, jak i loty po obwodzie zamkniętym).

#### 4. MOŻLIWOŚCI OGRANICZENIA BŁĘDÓW CZUJNIKÓW INERCJALNYCH

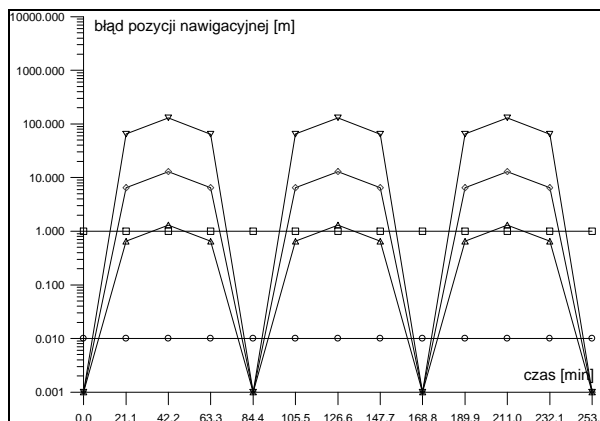
Opracowany w ITWL model matematyczny błędów przetwarzania sygnałów w centrali nawigacji inercjalnej umożliwił także wykonanie badań symulacyjnych dla wybranych parametrów statycznych (błędów nieczułości) oraz dynamicznych (stałych czasowych) czujników danych inercjalnych w zakresie możliwości ograniczenia ich błędów [6].

W celu określenia maksymalnych błędów statycznych czujników centrali INS badania wykonano dla granicznych wartości wymuszeń: prędkości kątowych do 360 deg/s (wartości osiągalne dla użytkowanych w Polsce samolotów myśliwskich MiG-29 i F-16) oraz przyspieszeń liniowych do 100 m/s<sup>2</sup> (10 „g”). Badania w warunkach statycznych wykonano dla trzech wybranych wartości błędu czujnika prędkości kątowej: 0,01 deg/h (typowy czujnik stosowany w systemach AHRS), 0,001 deg/h (typowy czujnik stosowany w systemach INS) i 0,0001 deg/h (granica współczesnej technologii).

Wykazały one, że dla błędu nieczułości czujnika rzędu 0,001 deg/h błąd statyczny obliczeń pozycji nawigacyjnej (rys. 17.) narasta od 14,19 m (dla 21,1 minut pracy centrali INS) do 468,41 m (dla 253,2 minut pracy) i przekracza zarówno rozdzielczość wskaźnika MW-1 (1 m), jak i rozdzielczość szyny MIL-1553B (0,01 m). Aby błąd ten był mniejszy od rozdzielczości szyny MIL-1553B (dla całego analizowanego zakresu czasu lotu do 253,2 minut) należałoby zastosować czujnik o błędzie nieczułości mniejszym niż 0,000001 deg/h (obecnie nieosiągalny technicznie).



Rys. 17. Porównanie statycznego błędu pozycji dla błędów czujnika prędkości

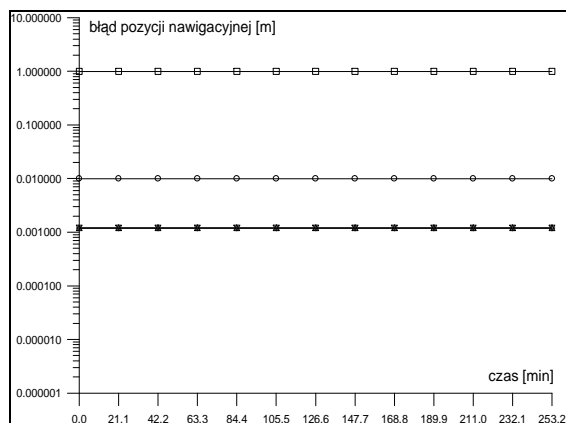


Rys. 18. Porównanie statycznego błędu pozycji dla błędów czujnika przyspieszeń

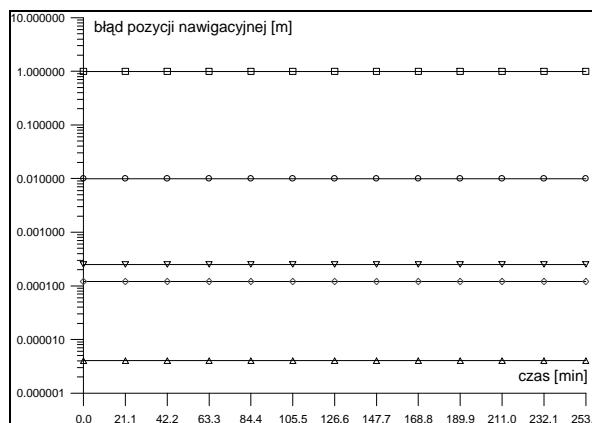
Podobne analizy wykonane dla czujnika przyspieszenia liniowego wykazały, że dla błędu nieczułości rzędu 0,000001 m/s<sup>2</sup> (typowego dla systemu INS) błąd statyczny obliczeń pozycji nawigacyjnej (rys. 18.) ma charakter oscylacyjny o okresie Schulera (84,4 minut) i amplitudzie wynoszącej 12,99 m (dla 42,2, 126,6 oraz 211,0 minut pracy) i przekracza zarówno rozdzielczość wskaźnika MW-1 (1 m), jak i rozdzielczość szyny MIL-1553B (0,01 m). Wykazały one także, że aby błąd ten był mniejszy od rozdzielczości szyny (dla zakresu czasu lotu do 253,2 minut) należy zastosować czujnik o błędzie nieczułości mniejszym niż 0,0000001 m/s<sup>2</sup>.

W celu określenia maksymalnych błędów dynamicznych czujników centrali INS badania wykonano dla granicznych wartości wymuszeń: prędkości kątowej do 360 deg/s (wartości osiągalne dla użytkowanych w Polsce samolotów myśliwskich MiG-29 i F-16) oraz przyspieszeń liniowych do 100 m/s<sup>2</sup> (10 „g”).

Dla wybranej częstotliwości wymuszenia 100 Hz jako przykładowej (modelowanie „myszkowania” statku powietrznego) o amplitudzie 360 deg/s błąd dynamiczny obliczania pozycji nawigacyjnej (rys. 19.) ma charakter oscylacyjny o okresie około 60 sekund i dla stałej czasowej czujnika 0,01 s jego amplituda wynosi od 1,201x10<sup>-3</sup> m (dla 21,1 minut pracy) do 1,202x10<sup>-3</sup> m (dla 253,2 minut pracy), zaś dla stałej czasowej 0,001 s wynosi od 1,200x10<sup>-3</sup> m (dla 21,1 minut pracy) do 1,201x10<sup>-3</sup> m (dla 253,2 minut pracy). Błędy te są mniejsze od rozdzielczości szyny MIL-1553B dla całego analizowanego zakresu czasu lotu do 253,2 minut.



Rys. 19. Porównanie dynamicznego błędu pozycji dla błędów czujnika prędkości



Rys. 20. Porównanie dynamicznego błędu pozycji dla błędów czujnika przyspieszeń

Podobne analizy wykonane dla czujnika przyspieszeń liniowych dla wybranej częstotliwości wymuszenia 100 Hz (modelowanie drgań liniowych płatowca) o amplitudzie 100 m/s<sup>2</sup> wykazały, że błąd dynamiczny obliczania pozycji nawigacyjnej (rys. 20.) ma charakter oscylacyjny o częstotliwości wymuszenia (100 Hz) i dla stałej czasowej czujnika 0,01 s jego amplituda wynosi od 2,51x10<sup>-4</sup> m (dla 21,1 minut pracy) do 2,52x10<sup>-4</sup> m (dla 253,2 minut pracy), zaś dla stałej czasowej czujnika 0,001 s jego amplituda wynosi od 1,21x10<sup>-4</sup> m (dla 21,1 minut pracy) do 1,22x10<sup>-4</sup> m (dla 253,2 minut pracy).

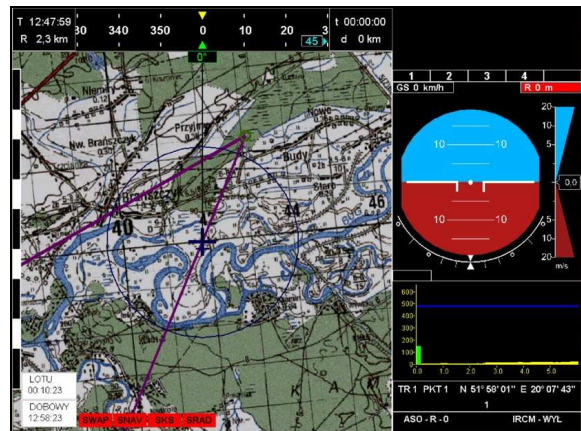


Przeprowadzone badania wykazały więc, że zmniejszenie stałej czasowej czujnika przyspieszeń liniowych powoduje zmniejszenie amplitudy błędu pozycji. Błędy te nie przekraczają rozdzielczości szyny MIL-1553B dla całego analizowanego zakresu czasu lotu do 253,2 minut.

W celu określenia rzeczywistych błędów pozycji nawigacyjnej systemu zintegrowanego z centralą nawigacji inercyjnej w ITWL wykonuje się badania na stołach przechylnych typu KPA-5 (rys. 21.) obserwując wskazania na wyświetlaczach typu MW-1 (rys. 22.).



Rys. 21. Widok centrali nawigacji inercyjnej EGI-3000 na stole przechylnym KPA-5



Rys. 22. Widok zobrażenia informacji nawigacyjnej na wyświetlaczach MW-1

Posiadana baza aparaturowa oraz specjalizowane stanowiska badawcze do uruchamiania zintegrowanych systemów awionicznych pozwalają na optymalizację błędów czujników inercjalnych poprzez ich filtrację programową lub korekcję sprzętową. Do zmniejszenia tych błędów standardowo wykorzystuje się korekcję wyliczeń inercjalnych za pomocą systemu nawigacji satelitarnej GPS [6].

## 5. PODSUMOWANIE

Współczesne centrale nawigacji inercyjnej w zintegrowanych systemach awionicznych są integrowane na cyfrowych szynach danych m.in. MIL-1553B. Błędy tych urządzeń tj. błędy przyspieszeniomierzy i giroskopów wykorzystywanych w systemach nawigacji inercyjnej i systemach odniesienia kursu i pionu (współpracujących z nabełmowymi systemami celowniczymi) są zmienne w czasie i zależne od parametrów lotu statku powietrznego (w szczególności od jego prędkości kątowych). Istnieje możliwość analizy źródeł tych błędów w warunkach laboratoryjnych (m.in. w Laboratorium Badania Awioniki ITWL) i doboru odpowiedniej centrali nawigacji inercyjnej na konkretny typ statku powietrznego.

Należy zaznaczyć, że zbudowany w ITWL model symulacyjny pozwala na badania wpływu kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego w czasie lotu (pochylenia, przechylenia i kursu) na charakter i wartości błędu pozycji wyliczanej w systemie INS. Pozwala to na określenie błędów systemu INS dla zadanej trajektorii lotu lub dobór takiej trajektorii lotu, aby błędy systemu były największe. Przyjmowany powszechnie w badaniach przebieg lotu podczas badań systemu INS to lot po obwodzie zamkniętym, który ma tę wadę, iż pewne błędy (np. błędy pozycji od tzw. ujścia giroskopów) kompensują się, co daje fałszywą ocenę niedokładności systemu INS. Jak wykazały badania opracowanego modelu, dla pełnej znajomości błędów systemu INS, konieczne są jego badania dla różnych trajektorii lotu.

Dla systemów odniesienia kursu i pionu (AHRS) przeprowadzone badania wykazały, że błędy współczesnych czujników prędkości kątowej rzędu 0,001 deg/s pozwalają już na otrzymanie niedokładności określania kątów orientacji przestrzennej na poziomie 1 deg na godzinę lotu (w zakresie pracy modułu inercjalnego w systemie AHRS), co umożliwia ich aplikację w nabełmowych systemach celowniczych.

## 6. BIBLIOGRAFIA

- [1] Sydenham P.H.: *Podręcznik metrologii. Podstawy teoretyczne. Podstawy praktyczne.* Warszawa, WKiŁ 1988.
- [2] Michalak S., Szelmanowski A., Sajda K., Wudel G.: *Możliwości testowania poprawności przetwarzania informacji w systemach awionicznych zintegrowanych na bazie cyfrowej szyny danych MIL-1553B*, Rzeszów, Materiały V Konferencji Awioniki str. 235-242 2007.
- [3] Materiały reklamowe firmy ANALOG DEVICES, *Triaxial Inertial Sensor with Magnetometer ADIS-16400 / ADIS-16405*, 2010
- [4] Gosiewski Z., Ortyl A.: *Algorytmy inercjalnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym*, Awionika, Warszawa, BN ILOT 1999.
- [5] Kayton M., Fried W.: *Elektroniczne układy nawigacji lotniczej*, Warszawa, WKiŁ 1976.
- [6] Materiały reklamowe firmy THALES, *Functional Specification of Inertial Navigation System TOTEM-3000 / EGI-3000*, 2010.