



Andrzej SZELMANOWSKI

DIAGNOZOWANIE INERCJALNYCH UKŁADÓW ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ I NAWIGACJI STOSOWANYCH W NAHELMOWYCH SYSTEMACH CELOWNICZYCH

Streszczenie

W artykule omówiono błędy czujników inercjalnych wykorzystywanych w systemach AHRS i INS (w zakresie prędkości kątowych i przyspieszeń liniowych) oraz ich wpływ na błędy wyliczanych parametrów pilotażowo-nawigacyjnych (takich jak kąty orientacji przestrzennej oraz prędkości liniowe i współrzędne pozycji nawigacyjnej) obrazowanych m.in. w nahełmowych systemach celowniczych. Przedstawiono problemy diagnozowania systemów nawigacji inercjalnej, zarówno tych najnowocześniejszych (np. centrali TOTEM-3000 z czujnikami laserowymi, integrowanych na bazie cyfrowej szyny danych MIL-1553B lub ARINC-429), jak i „starszych” rozwiązań konstrukcyjnych (np. układów IKW-8 stosowanych na samolotach Su-22). Podano metody badań torów przetwarzania sygnałów z czujników inercjalnych oraz wytyczne dla komputerowego systemu oceny stanu technicznego systemów nawigacji inercjalnej zaawansowanych eksploatacyjnie.

WSTĘP

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 [6].

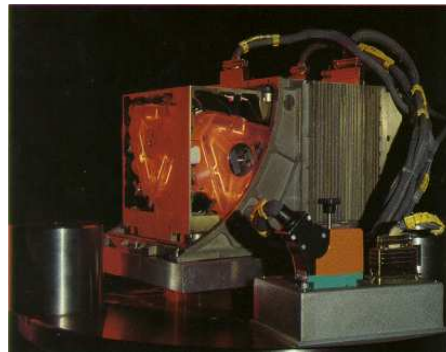
Obecnie standardem w wyposażeniu nawigacyjnym wojskowych statków powietrznych jest zastosowanie urządzeń z elektronicznymi lub optoelektronicznymi czujnikami prędkości kątowych i przyspieszeń liniowych, czyli tzw. centrali odniesienia kursu i pionu (AHRS) i centrali nawigacji inercjalnej (INS), wchodzących w skład zintegrowanych systemów awionicznych współpracujących m.in. z nahełmowymi systemami celowniczymi [1, 5].

Przykładem takiego systemu jest centrala INS/GPS EGI-3000/TOTEM-3000 (fot. 1.) firmy THALES [4], wykorzystująca laserowe czujniki prędkości kątowej typu RLG i krzemowe czujniki przyspieszeń liniowych typu MEMS (fot. 2.). Z uwagi na wykorzystywaną w systemie nawigacji inercjalnej zasadę działania (całkowanie przyspieszeń liniowych), błędy tych czujników mają bezpośredni wpływ na wyliczane parametry lotu w zakresie inercjalnej prędkości lotu i pozycji nawigacyjnej statku

powietrznego. Dodatkowo wpływają one na dokładności określania jego kątów orientacji przestrzennej, realizowanego w bezkardanowych systemach nawigacji inercyjnej za pomocą rachunku kwaternionowego [2, 3].



Fot. 1. Widok złączy zasilania i sygnałowych centrali INS/GPS TOTEM-3000 [4]



Fot. 2. Widok wewnętrznego giroskopu laserowego w centrali INS/GPS TOTEM-3000 [4]

Zupełnie nowym problemem związanym z błędami pomiaru i przetwarzania informacji o położeniu przestrzennym statku powietrznego jest eksploatacja systemów z przedłużanym rezersem międzyremontowym lub całkowitym [7]. Przykładem takiego systemu jest bezwładnościowy układ kursu i pionu IKW-8 dla samolotów Su-22 oraz IKW-K dla samolotów MiG-29. Poniżej przedstawiono widok platformy giroskopowej (pionu kursowego) KW-1 (fot. 3.) oraz pulpitu kontrolnego PNK-3M (fot. 4.).



Fot. 3. Widok pionu kursowego KW-1 układu IKW-8 na stole przechylnym KPA-5 [7]



Fot. 4. Widok pulpitu PNK-3M wykorzystywanego w czasie badań układu IKW-8 [7]

1. TEORETYCZNE PODSTAWY DIAGNOZOWANIA INS I AHRS

Dla lotniczych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercyjnej zależności matematyczne wykorzystywane do wyliczeń bieżącej pozycji mają dość złożoną budowę. Ogólne równanie ruchu w nawigacji inercyjnej można wg [3] przestawić w postaci:

$$\frac{d v(t)}{dt} = a(t) - [\omega(t) \times \Omega_z] \times v(t) + g_z \quad (1)$$

gdzie: $v(t)$ – wektor prędkości podróźnej statku powietrznego;

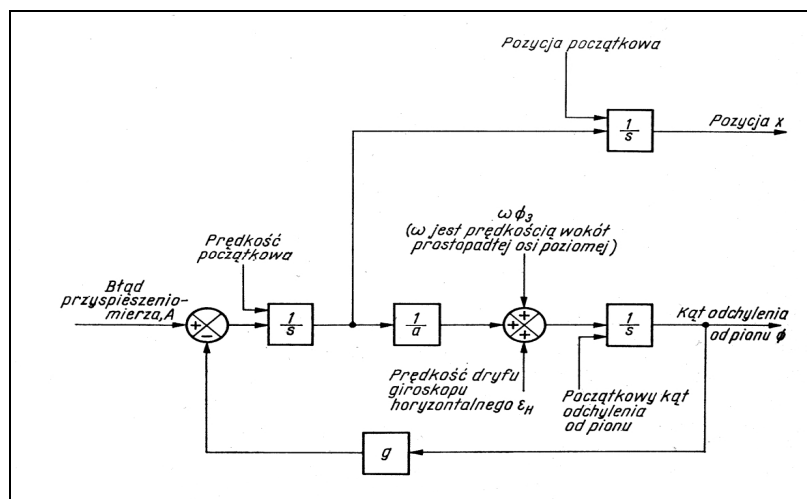
$a(t)$ – wektor składowych przyspieszenia liniowego statku powietrznego mierzonych w przyjętym układzie platformy (typu geometrycznego lub analitycznego);

$\omega(t)$ – wektor składowych prędkości kątowej statku powietrznego mierzonych w przyjętym układzie platformy (typu geometrycznego lub analitycznego);

Ω_z – wektor prędkości kątowej ruchu obrotowego Ziemi;

g_z – wektor przyspieszenia liniowego pochodzący od siły ciężkości Ziemi.

Analizę przebiegu czasowego błędów określania prędkości i pozycji statku powietrznego przez system nawigacji inercyjnej w wersji uproszczonej dla horyzontalnego kanału obliczeń można wykonać według podanego w [3] schematu (rys. 1.).



Rys. 1. Schemat analizy błędów pozycji dla jednego kanału systemu nawigacji inercyjnej [3]

Na podstawie powyższego schematu pracy systemu nawigacji inercyjnej dokonano obliczeń symulacyjnych, umożliwiających określenie zależności opisujących przebiegi błędów w zakresie wyliczanej prędkości i pozycji nawigacyjnej. Stwierdzono, że dla przypadku lotu do 4 godzin (przy założeniu stałości błędów czujników prędkości kątowej $\Delta\omega = \text{const}$ i przyspieszeń liniowych $\Delta a = \text{const}$ oraz błędów układów pozycjonowania w horyzoncie $\Delta\phi = \text{const}$ i w azymucie $\Delta\psi = \text{const}$) przebieg czasowy całkowitego błędu określania pozycji nawigacyjnej $\Delta x(t)$ można opisać zależnością:

$$\Delta x(t) = (\Delta a + \Delta\phi g_z) \frac{R_z}{g_z} [1 - \cos(\omega_s t)] + (\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) R_z [t - \frac{1}{\omega_s} \sin(\omega_s t)] \quad (2)$$

zaś dla lotu znacznie przekraczającego 4 godziny (wymagającego uwzględnienia wpływu prędkości kątowej obrotu Ziemi) przebieg czasowy całkowitego błędu określania pozycji nawigacyjnej $\Delta x(t)$ można opisać zależnością:

$$\Delta x(t) = (\Delta a + \Delta\phi g_z) \frac{R_z}{g_z} [1 - \cos(\omega_s t)] + (\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) \frac{R_z}{\Omega_z} \sin(\Omega_z t) \quad (3)$$

Z kolei błąd określania prędkości statku powietrznego dla przypadku lotu do 4 godzin (przy założeniu stałości błędów w postaci $\Delta\omega = \text{const}$, $\Delta a = \text{const}$, $\Delta\phi = \text{const}$ i $\Delta\psi = \text{const}$) przebieg czasowy całkowitego błędu określania prędkości lotu $\Delta v(t)$ można opisać zależnością:

$$\Delta v(t) = (\Delta a + \Delta\phi g_z) \frac{\omega_s R_z}{g_z} \sin(\omega_s t) + (\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) R_z [1 - \cos(\omega_s t)] \quad (4)$$

zaś dla lotu znacznie przekraczającego 4 godziny (przy uwzględnieniu wpływu prędkości kątowej obrotu Ziemi) przebieg czasowy całkowitego błędu określania prędkości lotu $\Delta v(t)$ można opisać zależnością:

$$\Delta v(t) = (\Delta a + \Delta\phi g_z) \frac{\omega_s R_z}{g_z} \sin(\omega_s t) + (\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) R_z \cos(\Omega_z t) \quad (5)$$

Jak można zauważyć, dla lotów krótkotrwałych (do 4 godzin) zarówno błąd określania pozycji (2) jak i prędkości lotu (4) statku powietrznego przez system nawigacji inercyjnej zależy od tzw. częstości wahadła Schulera ω_s (wynoszącej 0,001241 rad/s). Błąd określania pozycji dla błędu systematycznego $\Delta\omega$ czujnika prędkości kątowej oraz błędu $\Delta\psi$ początkowego ustawienia platformy w azymucie ma charakter narastający w czasie z „nałożonymi” oscylacjami Schulera, zaś dla błędu systematycznego Δa czujnika przyspieszeń liniowych oraz błędu $\Delta\phi$ początkowego ustawienia platformy w horyzoncie ma charakter tylko oscylacyjny o częstości wahadła Schulera.

2. PROBLEMY DIAGNOZOWANIA RZECZYWISTYCH INS I AHRS

Do diagnozowania rzeczywistych [4] systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercyjnej można wykorzystać zależności określające wartości prędkości bezwzględnej z uwagi na okresowość w przebiegu błędów wg zależności (4) lub (5). I tak, do analizy można zestawiać wartości tych błędów określone w wybranych chwilach czasu, liczonego od chwili zakończenia wstępnej orientacji systemu (tzw. inicjalizacji) i przejścia w tryb wyliczeń nawigacyjnych.

Przykładowe zależności opisujące wartości tych błędów przedstawiono dla wybranych chwil w ramach okresu wahadła Schulera T_s (równego 84,4 minuty):

- dla czasu $t = 1/8 T_s$ pracy układu INS błąd określania prędkości wynosi:

$$\Delta v(t = \frac{1}{8} T_s) = \frac{\sqrt{2}}{2} \frac{\omega_s R_z}{g_z} (\Delta a + \Delta\phi g_z) + \frac{2 - \sqrt{2}}{2} R_z (\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) \quad (6)$$

- dla czasu $t = 1/4 T_s$ pracy układu INS błąd określania prędkości wynosi:

$$\Delta v(t = \frac{1}{4} T_s) = \frac{\omega_s R_z}{g_z} (\Delta a + \Delta\phi g_z) + R_z (\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) \quad (7)$$

Z powyższych zależności można wyznaczyć wartość błędów czujników przyspieszeń liniowych i układów ustawiania w horyzoncie ($\Delta a + \Delta\phi g_z$) oraz wartość błędów czujników prędkości kątowych i układów ustawiania w azymucie ($\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z$) w postaci:

- wpływ błędów przyspieszeniomierzy i niedokładności poziomowania:

$$(\Delta a + \Delta\phi g_z) = \frac{1 - \sqrt{2}}{2 - \sqrt{2}} \frac{g_z}{\omega_s R_z} \Delta v(t = \frac{1}{4} T_s) + \frac{\sqrt{2}}{2 - \sqrt{2}} \frac{g_z}{\omega_s R_z} \Delta v(t = \frac{1}{8} T_s) \quad (8)$$

- wpływ błędów czujników prędkości kątowych i niedokładności girokompasowania:

$$(\Delta\omega + \Delta\psi \Omega_z) = \frac{1}{2 - \sqrt{2}} \frac{1}{R_z} \Delta v(t = \frac{1}{4} T_s) - \frac{\sqrt{2}}{2 - \sqrt{2}} \frac{1}{R_z} \Delta v(t = \frac{1}{8} T_s) \quad (9)$$

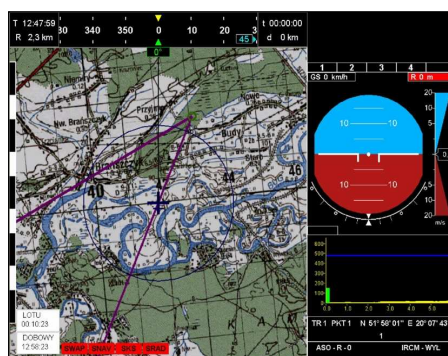
Analizując zależności (8) i (9) można zauważyć, że brak jest w nich wydzielenia składowych błędów czujników i układów pozycjonowania w poszczególnych osiach

pomiarowych XYZ w tzw. układzie związanym z głównymi osiami statku powietrznego. Tymczasem rzeczywisty system nawigacji inercyjnej określa te składowe właśnie w trzech osiach pomiarowych i przetwarza je do tzw. nawigacyjnego horyzontalnego układu współrzędnych NEV. Dla systemu INS/GPS TOTEM-3000 [4] obliczone wartości prędkości inercyjnej i pozycji nawigacyjnej tworzone są w tzw. ramce geodezyjnej (cyfrowej szyny danych MIL-1553B).

Badania systemu INS/GPS TOTEM-3000 [7] na stole przechylnym KPA-5 (fot. 5.) potwierdziły zależność przebiegu błędów prędkości i pozycji nawigacyjnej od orientacji przestrzennej bloku pomiarowego INS (fot. 6.).

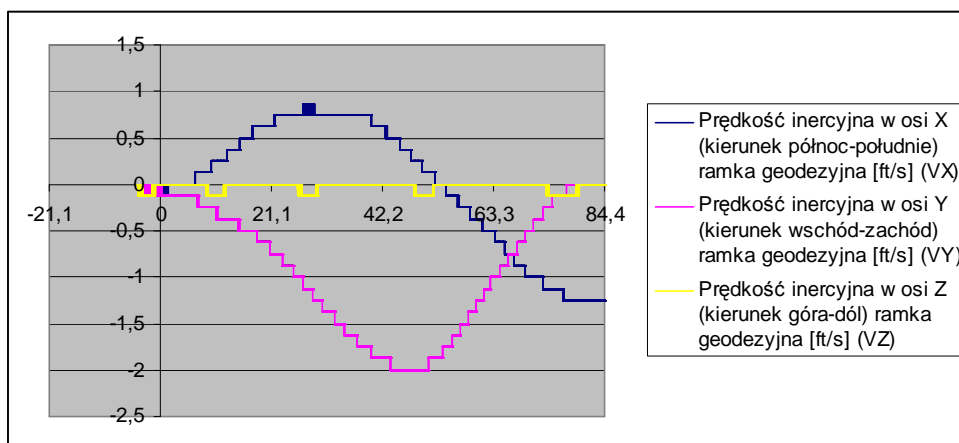


Fot. 5. Widok centrali INS/GPS TOTEM-3000 na stole przechylnym typu KPA-5 [7]



Fot. 6. Widok planszy dla informacji nawigacyjnej na wyświetlaczu MW-1 [7]

Przykładowy widok przebiegu błędów określania składowych prędkości bezwzględnej dla centrali INS/GPS TOTEM-3000 przedstawiono na rys. 2.



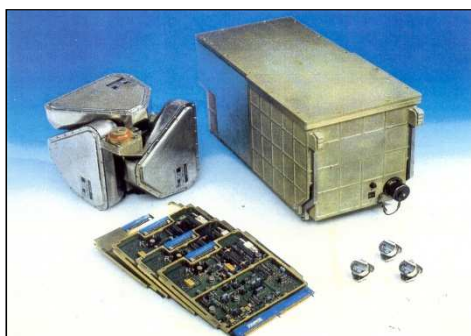
Rys. 2. Przebieg błędów składowych prędkości dla centrali INS/GPS TOTEM-3000 [7]

W celu określenia tych składowych w Zakładzie Awioniki ITWL opracowano model matematyczny obliczeń wykonywanych w bezkardanowym systemie nawigacji inercyjnej na bazie znajomości funkcjonowania wcześniejszej wersji systemu TOTEM-3000 (fot. 7. i 8.).

System INS/GPS TOTEM-3000 wykorzystuje sygnały prędkości kątowej mierzone przez tzw. giroskopy laserowe RLG oraz sygnały przyspieszeń liniowych mierzone przez czujniki krzemowe MEMS. Sygnały te są przetwarzane do układu nawigacyjnego horyzontalnego przy wykorzystaniu rachunku kwaternionowego – kwaternionu bieżącego obrotu {R}, ciągle aktualizowanego na podstawie prędkości kątowych (mierzonych i wyliczanych w systemie).

Z kolei kwaternionowi położenia kątowego {Q} wykorzystywanemu w bezkardanowym systemie orientacji przestrzennej i nawigacji inercyjnej odpowiada macierz transformacji

[M], umożliwiającą w sposób poglądowy zobrazowanie przetwarzania sygnałów otrzymywanych z układu pomiarowego XYZ do układu nawigacyjnego horyzontalnego NEV. Współczynniki tej macierzy zawierają informacje o wyliczanych w systemie wartościach bieżących kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego [2].



Fot. 7. Widok elementów bezkardanowego systemu INS/GPS TOTEM-3000 [4]



Fot. 8. Widok wnętrza giroskopu laserowego systemu INS/GPS TOTEM-3000 [4]

Zależności określające współczynniki macierzy transformacji [M] mogą być w sposób standardowy przestawione w postaci macierzy cosinusów kierunkowych [2]:

$$\begin{aligned}
 M_{11} &= \cos(\Theta + \Delta\Theta) \cos(\Psi + \Delta\Psi) \\
 M_{12} &= \sin(\Theta + \Delta\Theta) \sin(\Phi + \Delta\Phi) \cos(\Psi + \Delta\Psi) - \cos(\Phi + \Delta\Phi) \sin(\Psi + \Delta\Psi) \\
 M_{13} &= \sin(\Theta + \Delta\Theta) \cos(\Phi + \Delta\Phi) \cos(\Psi + \Delta\Psi) + \sin(\Phi + \Delta\Phi) \sin(\Psi + \Delta\Psi) \\
 M_{21} &= \cos(\Theta + \Delta\Theta) \sin(\Psi + \Delta\Psi) \\
 M_{22} &= \sin(\Theta + \Delta\Theta) \sin(\Phi + \Delta\Phi) \sin(\Psi + \Delta\Psi) + \cos(\Phi + \Delta\Phi) \cos(\Psi + \Delta\Psi) \\
 M_{23} &= \sin(\Theta + \Delta\Theta) \cos(\Phi + \Delta\Phi) \sin(\Psi + \Delta\Psi) - \sin(\Phi + \Delta\Phi) \cos(\Psi + \Delta\Psi) \\
 M_{31} &= -\sin(\Theta + \Delta\Theta) \\
 M_{32} &= \cos(\Theta + \Delta\Theta) \sin(\Phi + \Delta\Phi) \\
 M_{33} &= \cos(\Theta + \Delta\Theta) \cos(\Phi + \Delta\Phi)
 \end{aligned} \tag{10}$$

Dla powyższego przedstawienia można przyjąć, że dla kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego zbliżonych do ustawienia horyzontalnego $\Theta \cong 0^\circ$ i $\Phi \cong 0^\circ$ (postój na ziemi lub lot poziomy) zachodzi [7]: $\sin(\Theta + \Delta\Theta) \cong \Delta\Theta$, $\cos(\Theta + \Delta\Theta) \cong 1$, $\sin(\Phi + \Delta\Phi) \cong \Delta\Phi$, $\cos(\Phi + \Delta\Phi) \cong 1$, oraz $\sin(\Psi + \Delta\Psi)$ i $\cos(\Psi + \Delta\Psi)$ jest funkcją kursu Ψ .

Wtedy uproszczone w powyższy sposób zależności określające współczynniki macierzy transformacji [M] dla kursów N-S można przedstawić w postaci jak w tab. 1.

Tab. 1. Współczynniki macierzy transformacji dla kursów N-S [7]

Współczynniki macierzy	Wartości współczynników dla kursu 90°	Wartości współczynników dla kursu 270°
M_{11}	1	- 1

M_{12}	$\Delta\Theta \Delta\Phi - \Delta\Psi$	$-\Delta\Theta \Delta\Phi - \Delta\Psi$
M_{13}	$\Delta\Phi \Delta\Psi + \Delta\Theta$	$-\Delta\Phi \Delta\Psi - \Delta\Theta$
M_{21}	$\Delta\Psi$	$-\Delta\Psi$
M_{22}	$\Delta\Theta \Delta\Phi \Delta\Psi + 1$	$-\Delta\Theta \Delta\Phi \Delta\Psi - 1$
M_{23}	$\Delta\Theta \Delta\Psi - \Delta\Phi$	$-\Delta\Theta \Delta\Psi + \Delta\Phi$
M_{31}	$-\Delta\Theta$	$-\Delta\Theta$
M_{32}	$\Delta\Phi$	$\Delta\Phi$
M_{33}	1	1

Podobnie, uproszczone w powyższy sposób zależności określające współczynniki macierzy transformacji [M] dla kursów E-W można przedstawić w postaci jak w tab. 2.

Tab. 2. Współczynniki macierzy transformacji dla kursów E-W [7]

Współczynniki macierzy	Wartości współczynników dla kursu 90°	Wartości współczynników dla kursu 270°
M_{11}	$-\Delta\Psi$	$\Delta\Psi$
M_{12}	$-\Delta\Theta \Delta\Phi \Delta\Psi - 1$	$\Delta\Theta \Delta\Phi \Delta\Psi + 1$
M_{13}	$-\Delta\Theta \Delta\Psi + \Delta\Phi$	$\Delta\Theta \Delta\Psi - \Delta\Phi$
M_{21}	1	- 1
M_{22}	$\Delta\Theta \Delta\Phi - \Delta\Psi$	$-\Delta\Theta \Delta\Phi + \Delta\Psi$
M_{23}	$\Delta\Phi \Delta\Psi + \Delta\Theta$	$-\Delta\Phi \Delta\Psi - \Delta\Theta$
M_{31}	$-\Delta\Theta$	$-\Delta\Theta$
M_{32}	$\Delta\Phi$	$\Delta\Phi$
M_{33}	1	1

W celu wyznaczenia zależności mających zastosowanie praktyczne podczas badań systemu nawigacji inercyjnej na ziemi (dla kątów pochylenia i przechylenia zbliżonych do położenia horyzontalnego), wykorzystano wyniki z symulacji komputerowych opracowanego modelu matematycznego obliczeń realizowanych w systemie INS. Umożliwiły one określenie wpływu poszczególnych błędów składowych czujników i układów pozycjonowania modelowanego systemu na wartości wyliczanych składowych prędkości i pozycji nawigacyjnej dla wybranych chwil okresu Schulera [7].

3. KOMPUTEROWE DIAGNOZOWANIE INS I AHRS

Na podstawie wyników symulacji numerycznych wykonanych w pakiecie obliczeniowym Matlab-Simulink [8] zestawiono tabele wpływu poszczególnych błędów składowych

czujników i układów pozycjonowania modelowanego systemu INS lub AHRS na wartości wyliczanych składowych prędkości i pozycji (obliczenia wykonano dla kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego zbliżonych do ustawienia horyzontalnego $\Theta \cong 0^\circ$ i $\Phi \cong 0^\circ$ z uwagi na takie właśnie warunki badań rzeczywistego systemu w ramach sprawdzeń naziemnych).

Wartości wpływu tych błędów (w postaci tzw. błędów izolowanych) na wartości wyliczanych prędkości (względem wartości maksymalnej) dla wybranej chwili okresu Schulera przedstawiono w tab. 3.

Tab. 3. Błędy prędkości od wpływu błędów czujników dla czasu $t = \frac{1}{4} T_s = 21,1$ min [8]

Błędy czujników i układów pozycjonowania	Wartości błędów prędkości bezwzględnej dla wybranego kursu			
	Kurs 0°	Kurs 90°	Kurs 180°	Kurs 270°
ΔP_X	ΔV_N	ΔV_E	$-\Delta V_N$	$-\Delta V_E$
ΔP_Y	ΔV_E	$-\Delta V_N$	$-\Delta V_E$	ΔV_N
ΔP_Z	0	0	0	0
ΔG_X	$-\frac{1}{2} \Delta V_E$	$\frac{1}{2} \Delta V_N$	$\frac{1}{2} \Delta V_E$	$-\frac{1}{2} \Delta V_N$
ΔG_Y	$\frac{1}{2} \Delta V_N$	$\frac{1}{2} \Delta V_E$	$-\frac{1}{2} \Delta V_N$	$-\frac{1}{2} \Delta V_E$
ΔG_Z	0	0	0	0
$\Delta \Theta$	ΔV_N	ΔV_E	$-\Delta V_N$	$-\Delta V_E$
$\Delta \Phi$	$-\Delta V_E$	ΔV_N	ΔV_E	$-\Delta V_N$
$\Delta \Psi$	$-\frac{1}{2} \Delta V_N$	$-\frac{1}{2} \Delta V_N$	$-\frac{1}{2} \Delta V_N$	$-\frac{1}{2} \Delta V_N$

Na podstawie powyższej informacji można wyznaczyć zależności do opisu wpływu poszczególnych błędów systemu orientacji przestrzennej i nawigacji inercyjnej na błędy wyliczanych składowych prędkości bezwzględnej oraz pozycji nawigacyjnej. Określone tą drogą zależności są wykorzystywane do badań m.in. bezwładnościowego układu kursu i pionu IKW-8 (fot. 9.) w ramach kontroli stanu technicznego jego elementów składowych: akcelerometrów i giroskopów mechanicznych oraz układów pozycjonowania w horyzoncie i w azymucie [7].



Fot. 9. Widok elementów układu IKW-8 w czasie badań na samolocie Su-22 [7]



Fot. 10. Widok złączy kontrolnych układu IKW-8 dla sygnałów pomiarowych [7]

Sygnaly pomiarowe z układu IKW-8 wyprowadzone są na złącza kontrolne (fot. 10.), umieszczone na burcie samolotu Su-22. Pomiar ich przebiegów czasowych, a następnie komputerowa analiza przy wykorzystaniu zależności otrzymanych z modelowania, pozwalają na określenie wartości błędów elementów składowych systemu IKW-8.

PODSUMOWANIE

Zarówno nowoczesne jak i „starsze” konstrukcyjnie lotnicze systemy orientacji przestrzennej i nawigacji inercjalnej bazują na powszechnie znanych [2, 3] zasadach funkcjonowania, stąd możliwa jest analiza ich działania oraz opracowanie metod badań diagnostycznych w zakresie poprawności ich pracy (w tym kontroli stanu technicznego i oceny stopnia zużycia lub „wypracowania” ich elementów).

Zaprezentowane w referacie zależności matematyczne umożliwiają ocenę jakości pracy układów poziomowania (sterowanych sygnałami z czujników przyspieszeń liniowych) i układów girokompasowania (z udziałem czujników prędkości kątowej), a stąd określenie stopnia ich zużycia wpływającego na poziom błędów własnych (przy wykorzystaniu odpowiednich metod opracowanych w Zakładzie Awioniki ITWL).

Należy jednak pamiętać, że tak wyznaczone zależności są tylko przybliżeniem rzeczywistych przebiegów tych wpływów (z uwagi na uproszczony model matematyczny systemu INS oraz brak rozwiązań analitycznych dla zagadnienia odwrotnego tj. wyznaczania błędów czujników i układów pozycjonowania na podstawie błędów wyliczanej prędkości i pozycji). Stąd przy wykorzystywaniu tej metody dla ustawień statku powietrznego (bloku pomiarowego systemu INS) innego niż analizowane w pracy, należy wykonać dodatkowe badania symulacyjne w celu weryfikacji otrzymanych pomiarów i wyników badań [9, 10].

THE DIAGNOSING OF INERTIAL AHRS- AND INS-DEDICATED SENSORS USED IN JOINT HELMET MOUNTED CUEING SYSTEMS

Abstract

The paper has been intended to discuss errors of inertial sensors used in Attitude Heading Reference and Inertial Navigation Systems (AHRS and INS, respectively) within the range of angular rates and linear accelerations, and how they affect errors in calculated flight parameters such as angles of rotation in three dimensions (aircraft orientation and control, i.e. aircraft flight attitude), linear velocities and co-ordinates of navigational position displayed on, among other items, the joint helmet-mounted cueing systems. Issues of the diagnosing the inertial navigation systems, both the most advanced ones (e.g. the TOTEM 3000 Inertial Reference System with laser sensors, integrated into the MIL-1553B or ARINC-429 based digital data bus system), and ones of older design (e.g. the IKW-8 systems used on the Su-22). Methods of examining lines to transmit inertial-sensors generated signals have been given. What follows is guidelines for a computer-based system to assess health/maintenance status of highly worn-and-torn inertial navigation systems.

BIBLIOGRAFIA

1. Bailey E.S.: *Filter and Bounding Algorithm Development for a Helmet Mounted Micromechanical Inertial Sensor Array*. SB Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, 1998.
2. Gosiewski Z., Ortyl A.: *Algorytmy inercjalnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym*. BN ILot., Awionika, Warszawa 1999.

3. Kayton M., Fried W.: *Elektroniczne systemy nawigacji lotniczej*. WKŁ, Warszawa 1996.
4. Materiały reklamowe firmy THALES: *Functional Specification of Inertial Navigation System TOTEM-3000 / EGI-3000*, 2010.
5. Rash C.: *Helmet Displays in Aviation / Mounted Display: Design Issues for Rotary-Wing Aircraft*, USAART, 1998.
6. Szelmanowski A. i inni: *Możliwości testowania poprawności przetwarzania informacji w systemach awionicznych zintegrowanych na bazie cyfrowej szyny danych MIL-1553B*. Materiały konferencyjne V Konferencji Awioniki, strony 235-242, Rzeszów 2007.
7. Szelmanowski A. i inni: *Metody badań lotniczych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercjalnej*. BT ITWL, Warszawa 2010.
8. Szelmanowski A. i inni: *Badania symulacyjne modeli numerycznych współczesnych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercjalnej*. BT ITWL, Warszawa 2010.
9. Szelmanowski A. i inni: *Zjawisko nieholonomiczności w systemach orientacji przestrzennej i metody jego korekcji*. Materiały konferencyjne Kongresu Metrologii 2004, strony 727÷730, Wrocław 2004.
10. Szelmanowski A., Jakielaszek Z.: *Błędy skrośne w pomiarach parametrów ruchu statku powietrznego i możliwości ich korekcji*. Materiały konferencyjne Kongresu Metrologii 2007, vol. 53, strony 564÷567, „Pomiary, Automatyka, Kontrola” nr 9/2007.

Autor: dr inż. Andrzej SZELMANOWSKI – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych