

Andrzej SZELMANOWSKI¹, Grzegorz KOWALCZYK¹,
Krzysztof KUBRYŃSKI¹, Piotr ROGALA²

¹ Air Force Institute of Technology (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych)

² 21st Tactical Air Base (21 Baza Lotnictwa Taktycznego)

IDENTIFICATION OF MEASUREMENT CHAIN PROPERTIES IN THE INERTIAL NAVIGATION GIMBAL SYSTEMS OF AIRCRAFT

Identyfikacja właściwości torów pomiarowych w lotniczych kardanowych systemach nawigacji inercyjnej

Abstract: The article discusses the characteristics of measuring chains found in the gimbal inertial navigation systems of the IKW-8 type (used on Su-22 aircraft) are presented. The research paper also addresses the method for the identification of measurement chain properties of the gyroscopic KW-1 platform developed at AFIT, including sensors for the parameters of aircraft motion within an inertial space (linear accelerations and angular velocities) and signal processing systems (used to level and gyrocompass the platform). The methodology for the identification of measurement chain properties developed at AFIT found its application as a complementary technology in the process of assessing the technical condition of an IKW-8 inertial navigation system implemented in the conditions of a military unit operating Su-22 aircraft.

Keywords: inertial navigation systems, identification of technical parameters

Streszczenie: W artykule przedstawiono charakterystykę torów pomiarowych występujących w kardanowych systemach nawigacji inercyjnej typu IKW-8 (stosowanych na samolotach Su-22). Omówiono opracowany w ITWL sposób identyfikacji właściwości torów pomiarowych platformy giroskopowej KW-1, obejmujących czujniki parametrów ruchu statku powietrznego w przestrzeni inercyjnej (przyspieszeń liniowych i prędkości kątowych) oraz układy przetwarzania sygnałów (do poziomowania i girokompasowania platformy). Opracowana w ITWL metoda identyfikacji właściwości torów pomiarowych znalazła zastosowanie, jako technologia uzupełniająca, w procesie oceny stanu technicznego kardanowego systemu nawigacji inercyjnej typu IKW-8 realizowanego w warunkach jednostki wojskowej eksploatującej samoloty Su-22.

Słowa kluczowe: systemy nawigacji inercyjnej, identyfikacja parametrów technicznych

1. Introduction

One of the most complex on-board systems of a modern aircraft are inertial navigation systems [1, 5]. In their stripped version, these systems, known as heading and attitude references, are currently the main source of piloting and navigation-related information for modern, computer-integrated avionic systems used on both civilian, as well as military aircraft, i.a., on-board MiG-29, Su-27, F-16 and F-35 aircraft [4, 5]. Owing to their close cooperation with, among others, the information imaging system, automatic flight control system and the on-board armament system, the inertial navigation systems directly affect both the flight safety, as well as the effectiveness of a combat task.

In the case of gimbal inertial navigation systems, which are a solution of the older generation of AHRS/INS systems, the sensors are installed on a mobile platform constituting a Schuler pendulum. An example of such a system is the IKW-8 gimbal heading and attitude system (fig. 1), installed onboard Su-22 aircraft [2, 3].

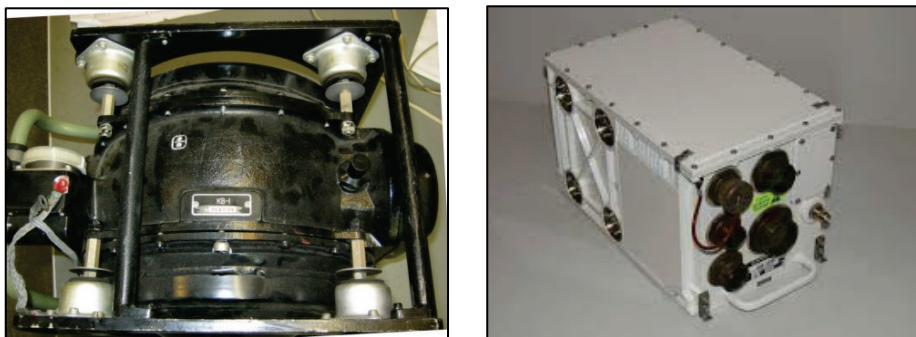


Fig. 1. View of the IKW-8 gimbal system platform of a Su-22 (left) aircraft and an EGI-3000 non-gimbal system of a W-3PL helicopter (right) [5]

One of the most complex on-board systems of a modern aircraft are inertial navigation systems [1, 5]. In their stripped version, these systems, known as heading and attitude references, are currently the main source of piloting and navigation-related information for modern, computer-integrated avionic systems used on both civilian, as well as military aircraft, i.a., on-board MiG-29, Su-27, F-16 and F-35 aircraft [4, 5]. Owing to their close cooperation with, among others, the information imaging system, automatic flight control system and the on-board armament system, the inertial navigation systems directly affect both the flight safety, as well as the effectiveness of a combat task.

In significantly more recent embodiments in the form of non-gimbal inertial navigation systems, the sensors are installed directly on the system housing and oriented relative to the main axes of the aircraft. Such an example is the EGI-3000 inertial navigation system (fig. 1), which generates pilot-navigation information for an integrated avionics system, dedicated for the W-3PL Głuszc multi-role combat helicopters [5].

2. Characteristics of an IKW-8 system gyroscopic platform

The IKW-8 system is a gimbal system for the determination of heading and altitude, and the ground speed components within the adopted navigational coordinate system [2]. The main element of the IKW-8 gimbal system is the so-called KW-1 heading altitude (fig. 2), which consists of a gyroscope-stabilized platform with a built-in accelerometer system, which send output signals to the navigation computer. The gyroscope-stabilized platform separates the accelerometers from the angular motion of an aircraft and maintains their specific position relative to the Earth (the axes of the longitudinal and lateral accelerometers are usually maintained within a horizontal plane).

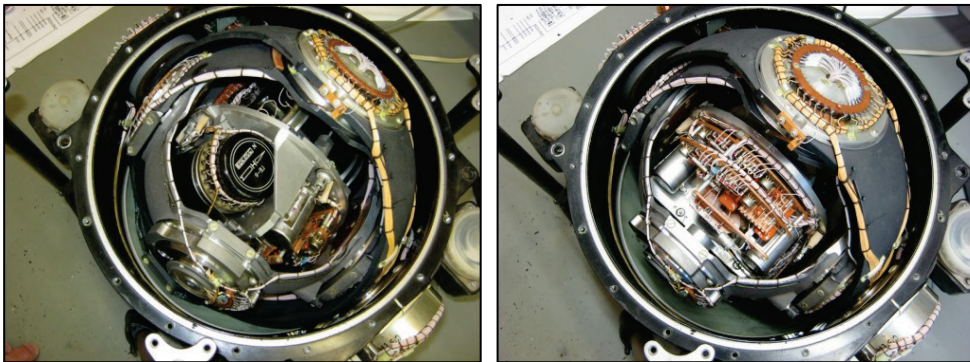


Fig. 2. View of the measuring elements (left) and actuator systems (right) of the IKW-8 system gyroscopic platform [5]

The inner suspension frame, which is a platform with integrated sensors, is a stabilized element, which enables angular motion. The frame axes have transducers for measuring the angles of pitch, roll and heading of an aircraft (sent to the indicators of the pilot, the autopilot system and the navigation computer). Based on the integration of horizontal accelerometer signals, the navigation computer calculates the navigation parameters, including, the components of ground speed and navigation position. The computer also calculates correction signals, which induce the precise motion of the gyroscopes, maintaining the stabilized element at a desired angular orientation relative to the Earth. The vertical accelerometer installed within the navigation system is used to correct the altitude indications measured using a barometric altimeter or central aerodynamic data. The entire gyroscopic platform assembly also contains servo systems stabilizing the platform and a set of indicators and a control panel. A preliminary stage in the preparation of the IKW-8 system for operation is the initial orientation of the gyroscopic platform within the adopted coordinate system in terms of determining the initial values of the pitch and roll angles, and the heading of an aircraft [2, 3].

2.1. Characteristic of the gyroscopic platform levelling paths

One of the main elements of the gyroscopic platform preliminary orientation process is levelling (fig. 3), which is divided into two stages, namely, coarse and precise levelling. The levelling involves rotating the gyroscopic platform frame as a stabilized element around the vertical axes to a position, in which the signals from the horizontal accelerometers are equal to zero.

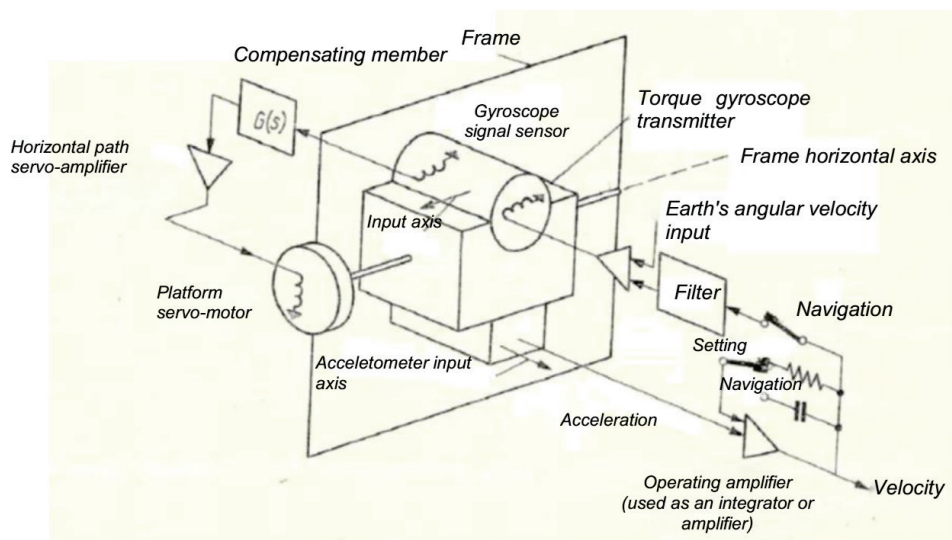


Fig. 3. Schematic diagram of a method for the determination of pitch and roll angles in the gyroscopic platform levelling process [1]

During coarse levelling [1, 3], the platform suspension locks are set in a position corresponding to zero indications of the angular sensors (synchros or sine-cosine transformers) located on frame axes. During precise levelling, the accelerometers installed on the stabilized elements induce precession of appropriate gyroscopes, which rotate the stabilized frame suspension system frames until the accelerometers adopt a horizontal position (signals from the accelerometers then adopt zero values).

2.2. Characteristic of the gyroscopic platform gyro-compassing paths

The next stage is gyro-compassing, which is setting the platform azimuth (fig. 4), which involves rotating the stabilized element around the vertical until it is set as per the desired direction (e.g. true geographic north direction). In the gimbal system version with a wandering azimuth, the northern axis of the platform wanders and does not coincide with the true north direction [1].

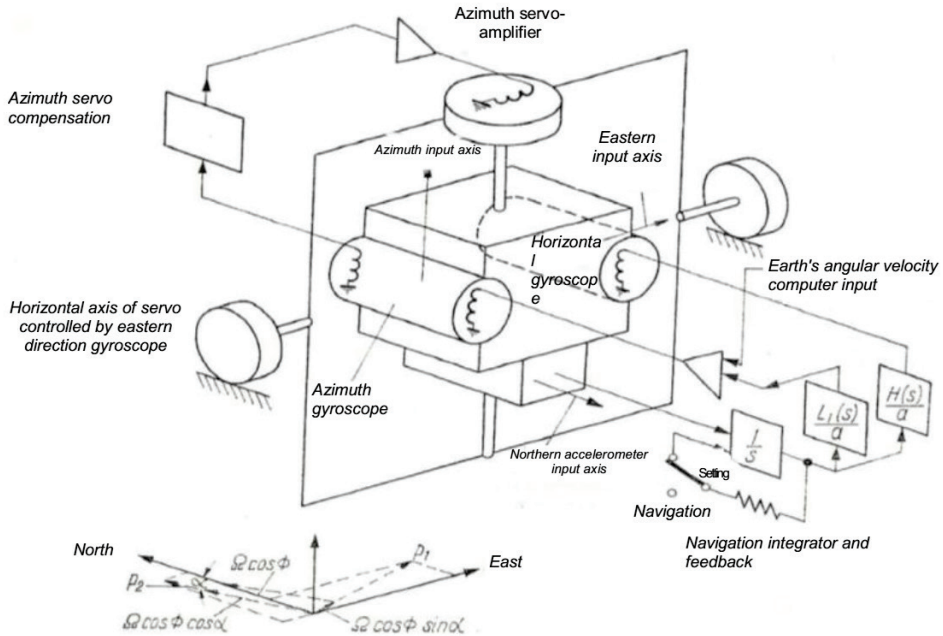


Fig. 4. Schematic diagram of a method for the determination of the deflection angle (heading) during a gyroscopic platform gyro-compassing process [1]

The target setting of the gyroscopic platform on a gimbal suspension, after completing the levelling and gyro-compassing process, enables determining the pitch and roll angles, and the heading of an aircraft (using sine-cosine transformers). The inertial navigation system is prepared for operation in a navigation mode, which means determining the components of the ground speed and the navigation position within the adopted coordinate system [1].

In non-gimbal systems, the preliminary spatial orientation of an analytic platform is associated with calculating the initial values of the transformation matrix (in the form of directional cosine matrices), which consists information on the spatial orientation of the measurement axes of the gyroscopes and accelerometers, rigidly connected with an aircraft relative to a selected navigation coordinate system.

3. Identification of measurement errors in an IKW-8 system

The analyses involving the operation of inertial navigation systems conducted at AFIT [5] indicated that, in a static state, when a measuring system is stationary relative to the Earth, the measuring signals for an inertial navigation system are primarily instrumental errors of the sensors and the inaccuracies of tracking systems. These errors induce an actual

motion of the Schuler pendulum in gimbal systems or its mathematical modelling in non-gimbal systems [1, 4].

The determination, in the form of mathematical relationships, of the impact of measuring sensors, levelling system and gyro-compassing errors on the accuracy of calculating the components of the ground speed and navigational position in inertial navigation systems, as well as developing a method for the identification and evaluation of their technical condition based on the nature of these errors became the subject of the research conducted at AFIT and the MU operating Su-22 aircraft with a built-in IKW-8 system [2, 3].

The possibility of determining gimbal inertial navigation system errors was assessed using the Laplace transform for platform levelling and gyro-compassing available in specialist literature [1]. The objective of the research was to verify the possibility of determining the instrumental errors of the IKW-8 system sensors based on analysing the gyroscopic platform levelling and gyro-compassing errors [5].

3.1. Determining the gyroscopic platform levelling error

The basic task performed by inertial navigation system is the determination of aircraft spatial orientation within an adopted navigation system in terms of the pitch, roll and heading angle. Analysing the waveform of pitch and roll angle determination errors is based on a schematic diagram (fig. 5) of the vertical deviation determination error in the process of gyroscopic platform levelling [1].

In static conditions, when the aircraft is stationary on a parking spot or when the gyroscopic platform is installed on a test bench in laboratory conditions, the observed error in calculating the components of the ground speed and the navigation position are associated mainly with the systematic errors of the measurement sensors and the inaccuracies of the levelling and gyro-compassing systems [5]. The possibilities of assessing the inaccuracy values regarding these systems within a studied actual system can be evaluated based on analysing the waveforms of the pitch and roll angle errors. However, a prerequisite to apply this approach is demonstrating the possibility to mathematically determine these errors as unknowns using a specified set of platform stabilization error equations in terms of the pitch and roll angles.

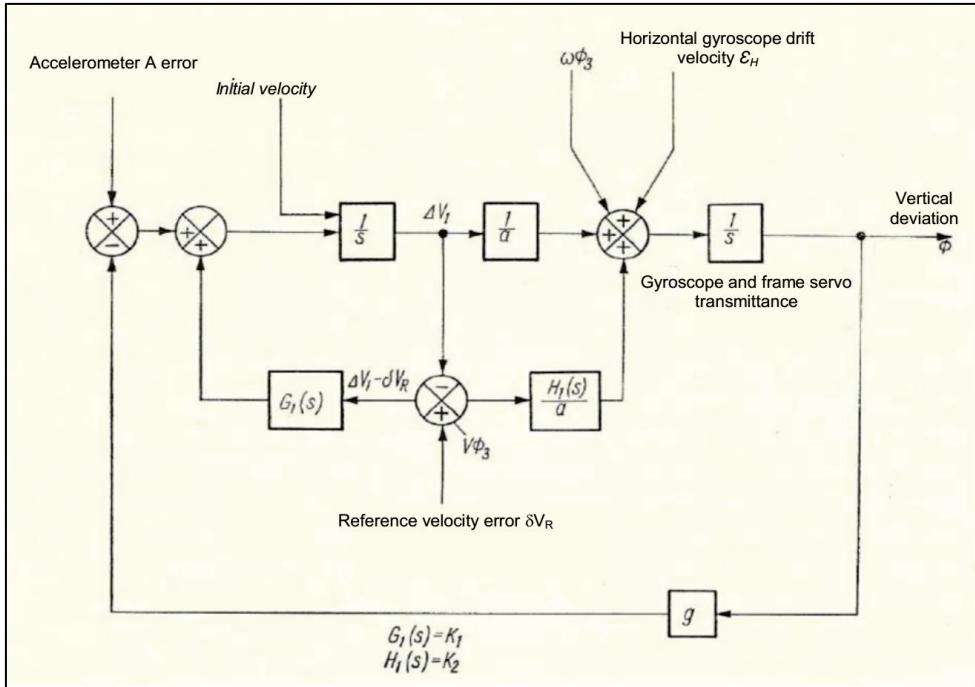


Fig. 5. Schematic diagram of a system used to determine the vertical deviation error in the gyroscopic platform levelling process [1]

The gyroscopic platform levelling error transform, according to [1], can be represented in the form of two relationships relative to the pitch and roll angle determination error:

$$\Delta\Theta(s) = \frac{(1 + K_2) R_z^{-1} \Delta P_x(s) + (s + K_1) \Delta G_y(s) - (s + K_1) R_z^{-1} \Delta V_\xi \Delta\Psi(s)}{s^2 + K_1 s + (1 + K_2) \omega_s^2} \quad (1)$$

$$\Delta\Phi(s) = \frac{(1 + K_2) R_z^{-1} \Delta P_y(s) + (s + K_1) \Delta G_x(s) - (s + K_1) R_z^{-1} \Delta V_\eta \Delta\Psi(s)}{s^2 + K_1 s + (1 + K_2) \omega_s^2} \quad (2)$$

where: $\Delta\Theta(s)$, $\Delta\Phi(s)$, $\Delta\Psi(s)$ – transforms of the platform levelling error in the pitch and roll angle patch and the gyro-compassing system in the heading path; $\Delta P(s)$ – transform of the accelerometer error in the horizontal measuring axis; $\Delta G(s)$ – transform of the gyroscopic sensor error in the horizontal measuring axis; $\Delta V(s)$ – ground speed component errors; K_1 , K_2 – gain factors; R_z – Earth's radius.

The analysis of the above relationships indicated that it took into account only the impact of the errors of horizontal sensor errors and the ground speed components

determined in the system, but that finding an inverse relationship, according to AFIT's belief, is a rather complex process shouldering a large error.

3.2. Determining the gyroscopic platform gyro-compassing error

The analysis of the waveform of heading error determination and the introduction of the Earth's stellar day motion angular velocity introduced into a gimbal inertial navigation system is based on a schematic diagram (fig. 6) of the system for the determination of the azimuth deviation within the gyroscopic platform gyro-compassing process [1].

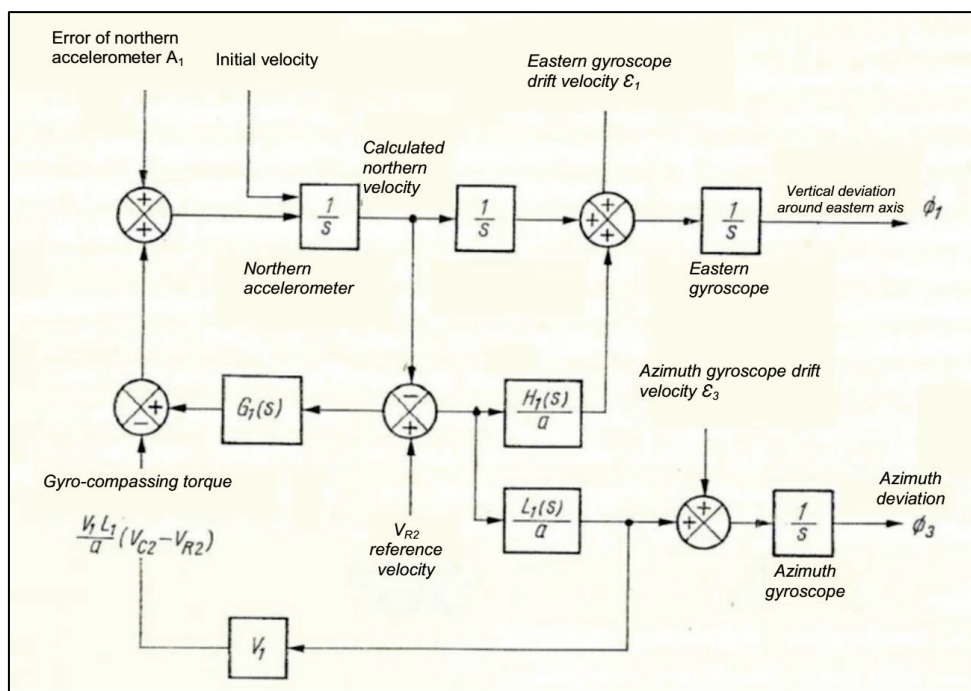


Fig. 6. Schematic diagram of a system used to determine the azimuth deviation error in the gyroscopic platform gyro-compassing process [1]

The gyroscopic platform gyro-compassing error transform, according to [1], can be represented in the form of a relationship relative to the yaw angle (heading):

$$\Delta\Psi(s) = \frac{[s^2 + sK_1 + (1 + K_2)\omega_s^2]\Delta G_z(s) + (s^2 + \omega_s^2)K_3 R_z^{-1} \Delta V_\eta(s)}{s^3 + s^2(K_1 + K_2 R_z^{-1} \Delta V_\xi) + s(1 + K_2)\omega_s^2 + K_2 \Delta\Omega_\eta \omega_s^2} \quad (3)$$

$$\Delta\Omega_Z(s) = \frac{K_4 \Omega_z \sin \phi \Delta\phi(s) + K_4 \Omega_z \cos \phi \Delta\phi(s)}{s^2 + s(1 + K_5) + K_6} \quad (4)$$

$$\Delta\Psi_M(s) = \frac{K_7 \sin \Psi \Delta\delta(s) + K_7 \cos \Psi \Delta\delta(s)}{s^2 + s(1 + K_8) + K_9} \quad (5)$$

where: $\Delta\Psi(s)$ – transform of the platform gyro-compassing system error in the heading path; $\Delta\Omega_Z(s)$ – transform of the Earth's stellar day motion angular velocity input error; $\Delta\Psi_M(s)$ – magnetic heading input error transform; $\Delta\delta(s)$ – declination input error transform; $K_1 \div K_9$ – gain factors; ω_k – Schuler's pendulum frequency.

Similar to the levelling process, the initial analysis of the aforementioned relationships indicated that they took into account only the impact of a vertical gyroscope, and the northern and eastern component of the ground speed, hence finding an inverse relationship according to AFIT data was a rather complex process, shouldering a large error. This is why it was determined that there were no perspectives for applying the pitch, roll and heading angle error analysis for evaluating the technical condition of a non-gimbal inertial navigation system. Therefore, it was assumed that the method for evaluating the technical condition of such a system, including the estimation of the errors of measuring sensors, as well as the levelling and gyro-compassing systems could be applied based on analysing the errors of the determined ground speed [5].

4. Conclusions

A scientific aspect of the discussed topic was to present the current state of the method for determining the technical condition of gimbal inertial navigation systems based on determining the errors of the inertial sensors, and the levelling and gyro-compassing system of the platform (on the example of the IKW-8 system installed on-board Su-22 aircraft) developed at AFIT.

The model constructed at AFIT and used to simulate the errors of inertial navigation enables studying the impact of current instrumental errors of linear acceleration and angular velocity sensors on the nature of the waveforms of aircraft spatial orientation angle in-flight determination errors (pitch, roll and heading angles) and the errors in the components of the ground speed and navigation position within the adopted coordinate system, calculated based on the inertial navigation system. This enables determining the errors of inertial navigation systems for a pre-set flight trajectory or selecting such a flight trajectory, so that the system errors are as large as possible (e.g. conical motion, snaking).

The developed calculation algorithms and the implemented software applications were used in the studies associated with evaluating the technical condition of the IKW-8 gimbal

inertial navigation system, during the process of extending the service life of Su-22 equipment.

5. References

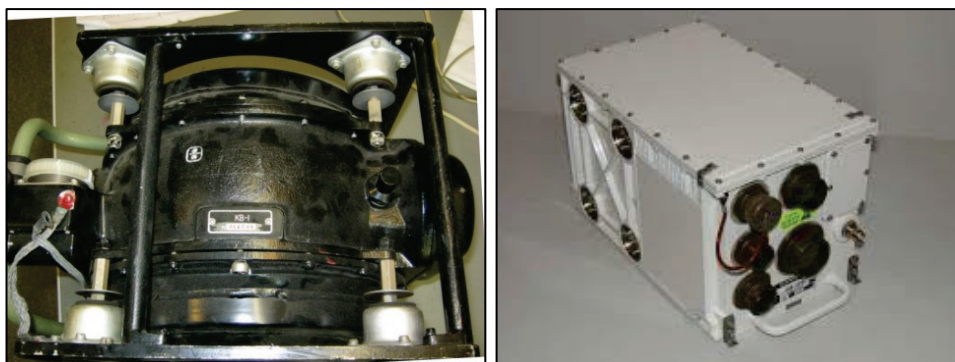
1. Fried W.R., Kayton M.: Electronic inertial navigation systems. WKiŁ, Warsaw 1978.
2. Instruction of MON: IKW-8 inertial altitude and heading reference system. Technical description. DWL, Poznan 1989.
3. Instruction of MON: IKW-8 inertial altitude and heading reference system. Exploitation. DWL, Poznan 1989.
4. Ortyl A.: Inertial navigation systems. WAT, Warsaw 1994.
5. Rogala P.: Static method for assessing the condition of an aviation inertial navigation system. Doctoral dissertation. ITWL, Warsaw (under development).

IDENYFIKACJA WŁAŚCIWOŚCI TORÓW POMIAROWYCH W LOTNICZYCH KARDANOWYCH SYSTEMACH NAWIGACJI INERCJALNEJ

1. Wprowadzenie

Jednymi z najbardziej złożonych systemów pokładowych współczesnego statku powietrznego są systemy nawigacji inercjalnej [1, 5]. Systemy te w wersji ubogiej, znane jako systemy odniesienia kursu i pionu, są obecnie głównym źródłem informacji pilotażowo-nawigacyjnych dla nowoczesnych, komputerowo zintegrowanych systemów awionicznych, stosowanych zarówno na cywilnych, jak i wojskowych statkach powietrznych, m.in. na pokładzie samolotów MiG-29, Su-27, F-16 i F-35 [4, 5]. Z uwagi na ich ścisłą współpracę m.in. z systemem zobrazowania informacji, systemem automatycznego sterowania lotem i systemem uzbrojenia pokładowego, systemy nawigacji inercjalnej bezpośrednio wpływają zarówno na bezpieczeństwo lotu, jak i skuteczność wykonania zadania bojowego.

W kardanowych systemach nawigacji inercjalnej, stanowiących rozwiązanie starszej generacji systemów klasy AHRS/INS, czujniki zabudowane są na ruchomej platformie stanowiącej wahadło Schulera. Przykładem takiego systemu jest kardanowy system określania kursu i pionu IKW-8 (rys. 1), zabudowany na samolotach Su-22 [2, 3].

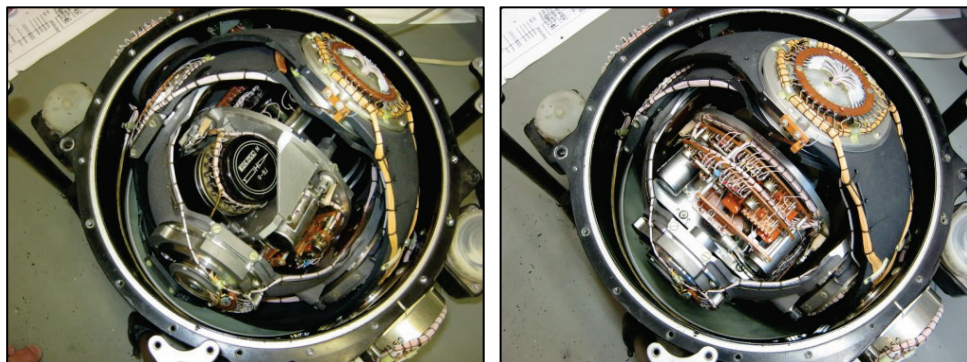


Rys. 1. Widok platformy kardanowego systemu IKW-8 samolotu Su-22 (po lewej) i bezkardanowego systemu EGI-3000 śmigłowca W-3PL (po prawej) [5]

W znacznie nowszych rozwiązaniach, w postaci bezkardanowych systemów nawigacji inercyjnej, czujniki zamontowane są bezpośrednio do obudowy systemu i zorientowane zgodnie z głównymi osiami statku powietrznego. Ich przykładem jest system nawigacji inercyjnej EGI-3000 (rys. 1), generujący informację pilotażowo-nawigacyjną dla zintegrowanego systemu awionicznego, dedykowanego dla wielozadaniowych śmigłowców bojowych W-3PL Głuszec [5].

2. Charakterystyka platformy giroskopowej systemu IKW-8

System IKW-8 jest kardanowym układem określania kursu i pionu oraz składowych prędkości podróźnej w przyjętym nawigacyjnym układzie współrzędnych [2]. Głównym elementem kardanowego systemu IKW-8 jest tzw. pion kursowy KW-1 (rys. 2), który składa się z giroskopowo stabilizowanej platformy z zabudowanym układem przyspieszeniomierzy, z których sygnały wyjściowe podawane są do komputera nawigacyjnego. Giroskopowo stabilizowana platforma oddziela przyspieszeniomierze od ruchu kątownego statku powietrznego i utrzymuje je w określonym położeniu względem Ziemi (osie przyspieszeniomierzy podłużnego i bocznego utrzymywane są najczęściej w płaszczyźnie horizontalnej).



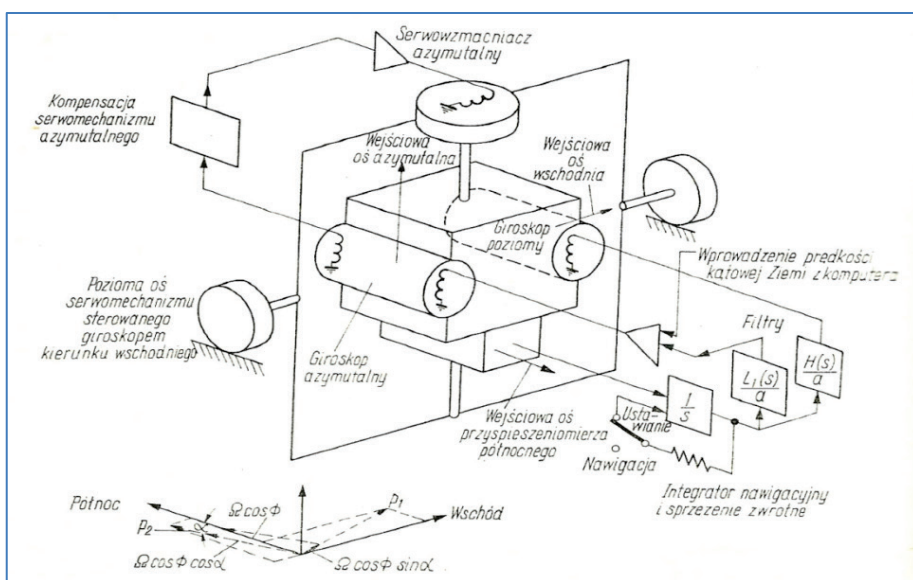
Rys. 2. Widok elementów pomiarowych (po lewej) i układów wykonawczych (po prawej) platformy giroskopowej systemu IKW-8 [5]

Wewnętrzna ramka zawieszenia, stanowiąca platformę z zabudowanymi czujnikami, jest elementem stabilizowanym, co daje swobodę ruchu kątownego. Na osiach ramek umieszczone są przetworniki do pomiaru kątów: pochylenia, przechylenia i kursu statku powietrznego (podawanych do wskaźników pilota, systemu automatycznego sterowania lotem oraz komputera nawigacyjnego). W komputerze nawigacyjnym, na podstawie całkowania sygnałów z przyspieszeniomierzy horyzontalnych, wyliczane są parametry nawigacyjne, w tym m.in. składowe prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej. Komputer wylicza także sygnały korekcji, które wywołują ruch precesyjny giroskopów, utrzymując

zawieszenia platformy stabilizowanej do momentu, gdy przyspieszeniomierze nie przyjmą położenia poziomego (sygnały z przyspieszeniomierzy przyjmują wtedy wartości zerowe).

2.2. Charakterystyka toru girokompasowania platformy giroskopowej

Następnym etapem jest girokompasowanie, czyli ustawianie platformy w azymucie (rys. 4), które polega na obracaniu elementu stabilizowanego wokół pionu do momentu, aż będzie ustawiony zgodnie z żądanym kierunkiem (np. kierunkiem rzeczywistym północy geograficznej). W wariancie systemu kardanowego z wędrującym azymutem oś północna platformy wędruje i nie pokrywa się z kierunkiem północy rzeczywistej [1].



Rys. 4. Schemat ideowy metody wyznaczania kąta odchylenia (kursu) w procesie girokompasowania platformy giroskopowej [1]

Docelowe ustawienie platformy giroskopowej w zawieszeniu kardanowym, po zakończeniu procesu poziomowania i girokompasowania, umożliwi określenie kątów pochylenia, przechylenia i kursu statku powietrznego (przy wykorzystaniu transformatorów sinusowo-cosinusowych). System nawigacji inercyjnej przygotowany jest do pracy w trybie nawigacyjnym, co oznacza wyznaczanie składowych prędkości podróży i pozycji nawigacyjnej w przyjętym nawigacyjnym układzie współrzędnych [1].

W systemach bezkardanowych wstępna orientacja przestrzenna platformy analitycznej związana jest z wylizaniem początkowych wartości macierzy transformacji (w postaci macierzy cosinusów kierunkowych), która zawiera w sobie informację o orientacji przestrzennej osi pomiarowych giroskopów i przyspieszeniomierzy, sztywno połączonych ze statkiem powietrznym względem wybranego nawigacyjnego układu współrzędnych.

3. Identyfikacja błędów torów pomiarowych systemu IKW-8

Przeprowadzone w ITWL analizy działania wybranych systemów nawigacji inercjalnej [5] wykazały, że w stanie statycznym, gdy system pomiarowy jest nieruchomy względem Ziemi, sygnałami pomiarowymi dla systemu nawigacji inercjalnej są głównie błędy instrumentalne czujników oraz niedokładności układów nadążnych. Błędy te wywołują rzeczywisty ruch wahadła Schulera w systemach kardanowych lub jego matematyczne modelowanie w systemach bezkardanowych [1, 4].

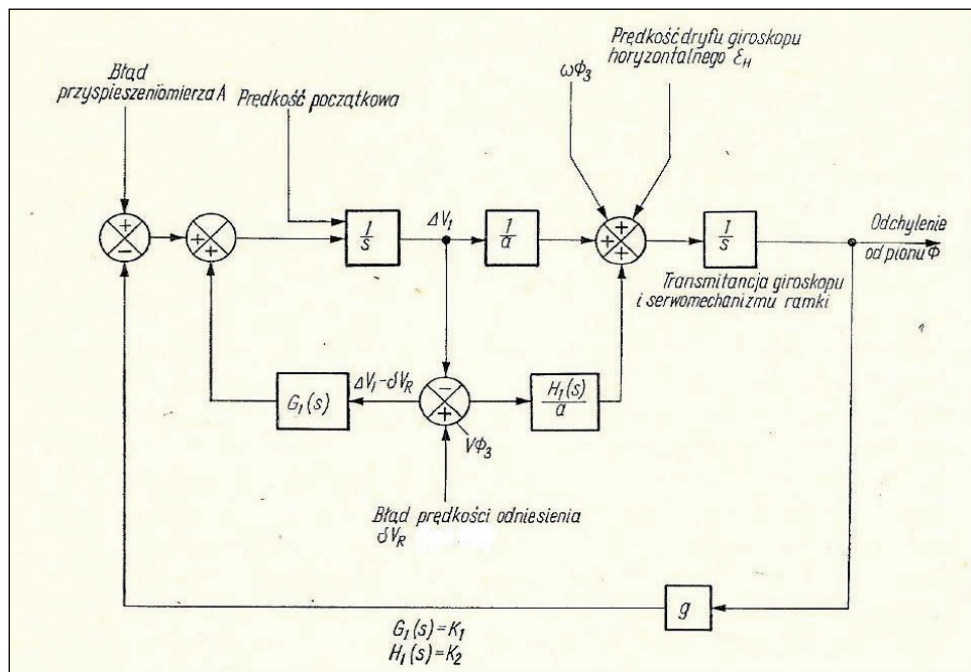
Określenie w postaci zależności matematycznych wpływu błędów czujników pomiarowych i układów poziomowania i girokompasowania na dokładność wyliczania w systemach nawigacji inercjalnej składowych prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej oraz opracowanie sposobu identyfikacji i oceny na podstawie charakteru tych błędów ich stanu technicznego stały się przedmiotem badań wykonanych w ITWL oraz JW eksploatującej samoloty Su-22 z zabudowanym systemem IKW-8 [2, 3].

Do oceny możliwości określania błędów kardanowych systemów nawigacji inercjalnej wykorzystano transformaty Laplace'a błędów poziomowania i girokompasowania platformy, dostępne w literaturze specjalistycznej [1]. Celem przeprowadzonych badań było sprawdzenie możliwości wyznaczenia błędów instrumentalnych czujników systemu IKW-8 na podstawie analizy błędów poziomowania i girokompasowania platformy giroskopowej [5].

3.1. Wyznaczanie błędu poziomowania platformy giroskopowej

Podstawowym zadaniem realizowanym przez systemy nawigacji inercjalnej jest wyznaczenie orientacji przestrzennej statku powietrznego w przyjętym układzie nawigacyjnym, w zakresie kąta pochylenia, przechylenia i kursu. Analiza przebiegu błędów wyznaczania kątów pochylenia i przechylenia bazuje na schemacie ideowym (rys. 5) układu wyznaczania błędu odchylenia od pionu w procesie poziomowania platformy giroskopowej [1].

W warunkach statycznych, gdy statek powietrzny jest nieruchomy na stanowisku postojowym lub gdy platforma giroskopowa zabudowana jest na stanowisku badawczym w warunkach laboratoryjnych, obserwowane błędy wyliczania składowych prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej związane są głównie z błędami systematycznymi czujników pomiarowych oraz niedokładnościami układów poziomowania i girokompasowania [5]. Ocenę możliwości oszacowania wartości niedokładności tych układów w badanym systemie rzeczywistym można wykonać na podstawie analizy przebiegu błędów kąta pochylenia i przechylenia. Jednak warunkiem wykorzystania tego podejścia jest wykazanie możliwości matematycznego wyznaczenia tych błędów jako niewiadomych z określonego układu równań błędów stabilizacji platformy w zakresie kąta pochylenia i przechylenia.



Rys. 5. Schemat ideowy układu wyznaczania błędu odchylenia od pionu w procesie poziomowania platformy giroskopowej [1]

Transformata błędu poziomowania platformy giroskopowej według [1] może być przedstawiona w postaci dwóch zależności odnoszących się do błędu wyznaczania kąta pochylenia i kąta przechylenia:

$$\Delta\Theta(s) = \frac{(1 + K_2) R_z^{-1} \Delta P_x(s) + (s + K_1) \Delta G_y(s) - (s + K_1) R_z^{-1} \Delta V_\xi \Delta\Psi(s)}{s^2 + K_1 s + (1 + K_2) \omega_s^2} \quad (1)$$

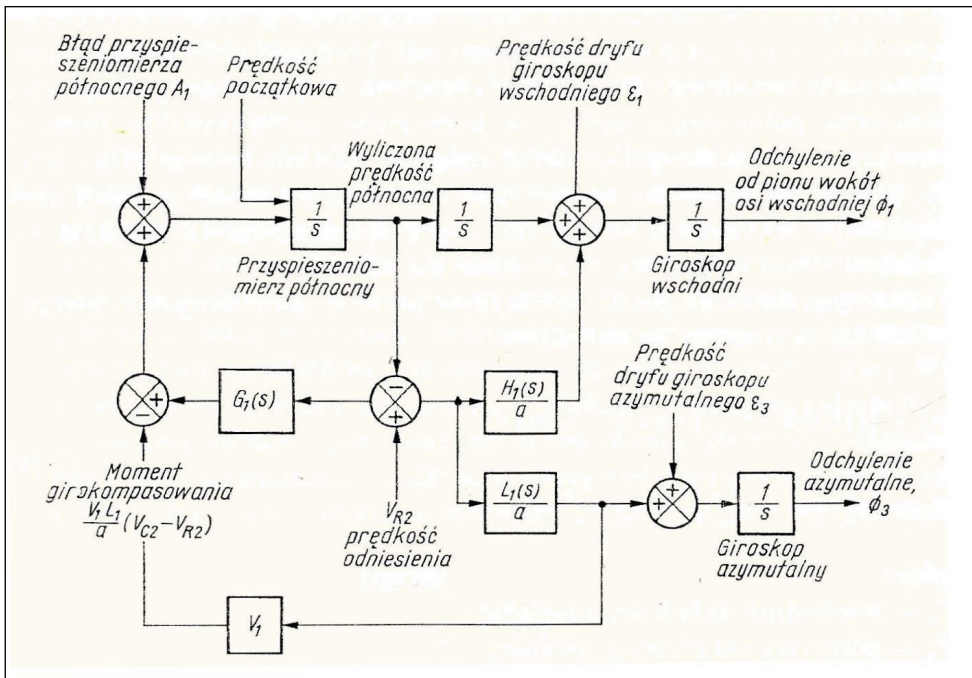
$$\Delta\Phi(s) = \frac{(1 + K_2) R_z^{-1} \Delta P_y(s) + (s + K_1) \Delta G_x(s) - (s + K_1) R_z^{-1} \Delta V_\eta \Delta\Psi(s)}{s^2 + K_1 s + (1 + K_2) \omega_s^2} \quad (2)$$

gdzie: $\Delta\Theta(s)$, $\Delta\Phi(s)$, $\Delta\Psi(s)$ – transformaty błędu układu poziomowania platformy w kanale kąta pochylenia i przechylenia oraz układu giroskopowania platformy w kanale kursu; $\Delta P(s)$ – transformata błędu przyspieszeniemia w horyzontalnej osi pomiarowej; $\Delta G(s)$ – transformata błędu czujnika giroskopowego w horyzontalnej osi pomiarowej; $\Delta V(s)$ – błędy składowych prędkości podróźnej; K_1 , K_2 – współczynniki wzmacnienia; R_z – promień Ziemi.

Analiza powyższych zależności wykazała, że uwzględnia ona tylko wpływ błędów czujników horyzontalnych oraz wyznaczanych w systemie składowych prędkości podróżnej, ale znalezienie relacji odwrotnej według oceny ITWL jest procesem dość złożonym, obciążonym dużym błędem.

3.2. Wyznaczanie błędu girokompasowania platformy giroskopowej

Analiza przebiegu błędów wyznaczania kursu oraz wprowadzanej do kardanowego systemu nawigacji inercjalnej prędkości kątovej ruchu dobowego Ziemi (opcjonalnie kursu magnetycznego) bazuje na schemacie ideowym (rys. 6) układu wyznaczania błędu odchylenia od azymutu w procesie girokompasowania platformy giroskopowej [1].



Rys. 6. Schemat ideowy układu wyznaczania błędu odchylenia od azymutu w procesie girokompasowania platformy giroskopowej [1]

Transformata błędu girokompasowania platformy giroskopowej według [1] może być przedstawiona w postaci zależności odnoszącej się do kąta odchylenia (kursu):

$$\Delta\Psi(s) = \frac{[s^2 + sK_1 + (1 + K_2)\omega_s^2]\Delta G_z(s) + (s^2 + \omega_s^2)K_3 R_z^{-1} \Delta V_\eta(s)}{s^3 + s^2(K_1 + K_2 R_z^{-1} \Delta V_\xi) + s(1 + K_2)\omega_s^2 + K_2 \Delta \Omega_\eta \omega_s^2} \quad (3)$$

$$\Delta\Omega_Z(s) = \frac{K_4 \Omega_z \sin \phi \Delta\phi(s) + K_4 \Omega_z \cos \phi \Delta\phi(s)}{s^2 + s(1 + K_5) + K_6} \quad (4)$$

$$\Delta\Psi_M(s) = \frac{K_7 \sin \Psi \Delta\delta(s) + K_7 \cos \Psi \Delta\delta(s)}{s^2 + s(1 + K_8) + K_9} \quad (5)$$

gdzie: $\Delta\Psi(s)$ – transformata błędu układu girokompasowania platformy w kanale kursu; $\Delta\Omega_Z(s)$ – transformata błędu układu wprowadzania prędkości kątowej ruchu dobowego Ziemi; $\Delta\Psi_M(s)$ – transformata błędu wprowadzania kursu magnetycznego; $\Delta\delta(s)$ – transformata błędu wprowadzania deklinacji; $K_1 \div K_9$ – współczynniki wzmocnienia; ω_s – częstotliwość wahadła Schulera.

Podobnie jak dla procesu poziomowania, wstępna analiza powyższych zależności wykazała, że uwzględniają one wpływ tylko giroskopu pionowego oraz północnej i wschodniej składowej prędkości podróźnej, stąd znalezienie relacji odwrotnej według danych ITWL jest procesem dość złożonym, obciążonym dużym błędem. Z tego powodu oceniono, że nie ma perspektyw w zakresie zastosowania analizy błędów kąta pochylenia, przechylenia i kursu do oceny stanu technicznego bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej. Założono więc, że metoda oceny stanu technicznego tego systemu, w tym oszacowanie wartości błędów czujników pomiarowych i układów poziomowania i girokompasowania, może być realizowana na podstawie analizy błędów wyznaczonej prędkości podróźnej [5].

4. Podsumowanie

Naukowym aspektem prezentowanej tematyki było przedstawienie stanu opracowanej w ITWL metody oceny stanu technicznego kardanowych systemów nawigacji inercyjnej na podstawie wyznaczenia błędów czujników inercyjnych oraz układów poziomowania i girokompasowania platformy (na przykładzie systemu IKW-8 samolotu Su-22).

Zbudowany w ITWL model symulacyjny błędów systemu nawigacji inercyjnej pozwala na badania wpływu bieżących błędów instrumentalnych czujników przyspieszeń liniowych i czujników prędkości kątowej na charakter przebiegu błędów określania kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego w czasie jego lotu (kąty pochylenia, przechylenia i kursu) oraz błędów składowych prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej w przyjętym układzie współrzędnych wyliczanej w systemie nawigacji inercyjnej. Pozwala to na określenie błędów systemu nawigacji inercyjnej dla zadanej trajektorii lotu lub dobór takiej trajektorii lotu, aby błędy systemu były największe (m.in. ruch stożkowy, myszkowanie).

Opracowane algorytmy obliczeniowe i zaimplementowane aplikacje programowe znalazły zastosowanie podczas prac związanych z oceną stanu technicznego kardanowego

systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 w procesie przedłużania okresu użytkowania wyposażenia samolotów Su-22.

5. Literatura

1. Fried W.R.: Kayton M.: Elektroniczne układy nawigacji lotniczej. WKiŁ, Warszawa 1978.
2. Instrukcja MON: Bezwładnościowy układ kursu i pionu IKW-8. Opis techniczny. DWL, Poznań 1989.
3. Instrukcja MON: Bezwładnościowy układ kursu i pionu IKW-8. Eksploatacja. DWL, Poznań 1989.
4. Ortyl A.: Systemy nawigacji inercyjnej. WAT, Warszawa 1994.
5. Rogala P.: Statyczna metoda oceny stanu lotniczego systemu nawigacji inercyjnej, rozprawa doktorska. ITWL, Warszawa (w przygotowaniu).

