

Andrzej Szelmanowski, Mirosław Nowakowski, Zbigniew Jakielaszek, Piotr Rogala

# Komputerowa metoda oceny stanu technicznego kardanowego systemu nawigacji inercyjnej dla wysokomanewrowego samolotu wojskowego

JEL: L93 DOI: 10.24136/atest.2019.064

Data zgłoszenia: 15.12.2018 Data akceptacji: 08.02.2019

W artykule przedstawiono komputerową metodę oceny stanu technicznego analogowych systemów nawigacji inercyjnej na podstawie analizy przebiegu wyznaczonej prędkości podróźnej. Przedstawiono zależności matematyczne opisujące wpływ błędów czujników prędkości kątowej i przyspieszeń liniowych (wykorzystywanych w systemach nawigacji inercyjnej stosowanych w lotnictwie wojskowym) na błędy obliczanych parametrów pilotażowo-nawigacyjnych (takich jak wartości składowych prędkości podróźnej i współrzędnych pozycji nawigacyjnej). Na przykładzie kardanowego systemu IKW-8 (eksploatowanego na pokładzie tzw. wysokomanewrowego samolotu wojskowego Su-22) przedstawiono możliwości pomiaru i analizy przebiegu prędkości podróźnej oraz kryteria oceny stanu technicznego systemu i wyznaczania tendencji jego zmiany

**Słowa kluczowe:** systemy nawigacji inercyjnej, metody badań.

## Wstęp

Jedną z podstawowych informacji na pokładzie każdego statku powietrznego są dane o warunkach lotu stanowiące tzw. parametry pilotażowo-nawigacyjne, konieczne do prowadzenia lotu zarówno w załogowych, jak i bezzałogowych obiektach latających [7, 8]. Systemem w pełni autonomicznym, zapewniającym pilotowi i systemom pokładowym informacji o bieżących kątach orientacji przestrzennej oraz prędkości i pozycji nawigacyjnej statku powietrznego w układzie horyzontalnym jest system nawigacji inercyjnej [5, 6].

System nawigacji inercyjnej stanowi zespół pokładowych urządzeń nawigacyjnych, automatycznie wyznaczający niezbędne parametry nawigacyjne, określające azymut i pion grawitacyjny oraz prędkość podróźną i pozycję nawigacyjną, przy wykorzystaniu sygnałów z giroskopów i przyspieszeniomierzy zabudowanych na platformie stabilizowanej (w systemach kardanowych) lub analitycznej modelowanej w komputerze pokładowym (w systemach bezkardanowych). W odniesieniu do lotnictwa wojskowego, błędy określania tych wielkości fizycznych w decydujący sposób wpływają zarówno na bezpieczeństwo lotu, jak i skuteczność wykonania zadania.

Standardowe metody badań systemów nawigacji inercyjnej obejmują sprawdzenia błędów wyznaczania pozycji nawigacyjnej w czasie wykonywanego lotu po zadanej trasie (zwykle przeloty po łamanej zamkniętej w ustawieniu „północ-południe” i „wschód-zachód”). Z wykonanych przez ITWL badań wynika, że z uwagi na różne wartości początkowe całkowania mierzonych przyspieszeń liniowych (po wykonaniu wstępnej orientacji systemu przed lotem), otrzymywane są różne przebiegi narastania tego błędu w czasie, co utrudnia ocenę dokładności badanego systemu [11, 12].

Rozwój technologii informatycznej w zakresie analizy danych pomiarowych umożliwił zastosowanie metod pośrednich w badaniu systemów nawigacji inercyjnej m.in. symulacji lotu za pomocą wieloosiowych stanowisk obrotowych. Badania laboratoryjne wykazały, że do wymuszeń wywołujących najszybsze narastanie błędów systemów nawigacji inercyjnej w zakresie wyznaczania prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej należy ruch stożkowy [10, 11, 12].

Jednym z wysokomanewrowych samolotów eksploatowanych w Siłach Zbrojnych RP jest samolot myśliwsko-bombowy Su-22 (rys. 1.), który służy do realizacji lotów ustalonych (m.in. lot po trasie) oraz lotów manewrowych (m.in. doprowadzenie do horyzontu, manewr zrzutu bomby o dużym promieniu rażenia, lot na małej wysokości z wykorzystaniem systemu automatycznego sterowania).



Rys. 1. Widok samolotu wojskowego Su-22 z zabudowanym kardanowym systemem nawigacji inercyjnej IKW-8 [14]

Do zabezpieczenia lotu samolotu Su-22 wykorzystywany jest kardanowy system nawigacji inercyjnej w postaci bezwładnościowego układu kursu i pionu IKW-8 [2]. System ten służy do określania i przekazywania do odbiorników pokładowych: kursu (giroskopowego lub magnetycznego), kątów pochylenia i przechylenia samolotu, składowych prędkości podróźnej względem dwóch poziomych osi platformy stabilizowanej giroskopowo, przyspieszenia pionowego samolotu oraz sygnałów charakteryzujących stan techniczny systemu na poszczególnych zakresach pracy (sygnały „Sprawność IKW”, „Sprawność  $V_x$  i  $V_y$ ”, „Korekcja promieniowa”).

Głównym elementem składowym systemu IKW-8 jest pion kursowy KW-1 (rys. 2.), zawierający stabilizowaną platformę giroskopową z czujnikami parametrów ruchu statku powietrznego, umieszczoną w zawieszeniu kardanowym [2].



Rys. 2. Widok bloku pomiarowego kardanowego KW-1 systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 na stole przechylnym KPA-5 [14]

Przykładem śmigłowca wykonującego złożone loty manewrowe o dużej dynamice zmian wytwarzanych prędkości kątowych jest śmigłowiec W-3PL (rys. 3.), zawierający bezkardanowy system nawigacji inercyjnej EGI-3000 [9, 13].



Rys. 3. Widok śmigłowca wojskowego W-3PL z zabudowanym bezkardanowym systemem nawigacji inercyjnej EGI-3000 [9]

Na pokładzie śmigłowca W-3PL system EGI-3000 służy do wyznaczania bardzo wielu parametrów pilotażowo-nawigacyjnych i danych niezbędnych do realizacji procesów celowniczych [9]. Wśród wyznaczanych parametrów wybranych do oceny jego stanu technicznego wykorzystuje się informacje z cyfrowej magistrali danych MIL-1553B w zakresie kątów orientacji przestrzennej (pochylenia, przechylenia i kursu) oraz składowych przyspieszenia liniowego, prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej.

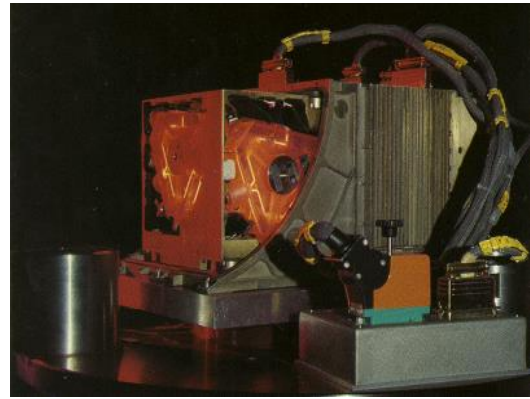
System nawigacji inercyjnej EGI-3000 (rys. 4.) jest systemem zintegrowanym z wbudowanym modułem odbiornika sygnałów GPS w zakresie pozycjonowania satelitarnego [5].



Rys. 4. Widok bloku pomiarowego bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej EGI-3000 na stole przechylnym KPA-5 [9]

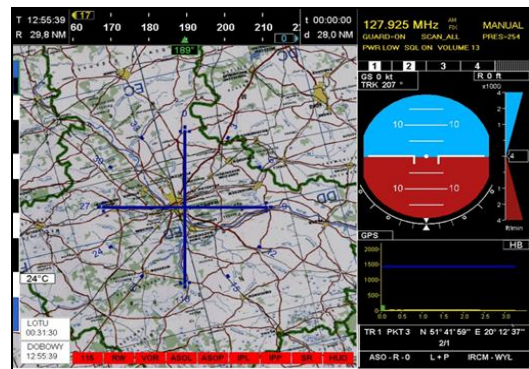
Do badań poprawności pracy systemu EGI-3000 w ITWL wykorzystuje się metodę bezpośrednią, polegającą na zadawaniu określonych położenia kątowych za pomocą ustawień kąta pochylenia, przechylenia i odchylenia stołu przechylnego. Metoda ta pozwala na wyznaczanie błędów wyznaczania położenia przestrzennego bloku pomiarowego w warunkach stacjonarnych (w czasie symulowanego lotu statku powietrznego). Niedokładności wyznaczania tego położenia służą do oceny stanu technicznego systemu poprzez porównanie z wartościami dopuszczalnymi (podanymi przez producenta). Z uwagi na dokładności systemu metoda ta nie jest zbyt przydatna.

System EGI-3000 zawiera w sobie zintegrowany laserowy czujnik prędkości kątovej tzw. giroskop laserowy (rys. 5.), który służy do pomiaru trzech składowych prędkości kątovej obrotu statku powietrznego w przestrzeni inercyjnej.



Rys. 5. Widok budowy wewnętrznej bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej EGI-3000 z giroskopami laserowymi [5]

Wyznaczane w systemie EGI-3000 parametry nawigacyjne są przesyłane za pomocą cyfrowej magistrali danych MIL-1553B do pokładowych odbiorników (m.in. system automatycznego sterowania lotem, system uzbrojenia) oraz na wielofunkcyjne wskaźniki monitorowe dla pilota (rys. 6.).



Rys. 6. Widok zobrażenia danych z bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej EGI-3000 na monitorze pokładowym MW-1 [9]

W przypadku wystąpienia niesprawności systemu EGI-3000 na planszy nawigacyjnej wyświetlana jest informacja o braku dostępności danych nawigacyjnych z tego systemu [9].

### 1. Teoretyczne podstawy działania lotniczych systemów nawigacji inercyjnej kardanowych i bezkardanowych

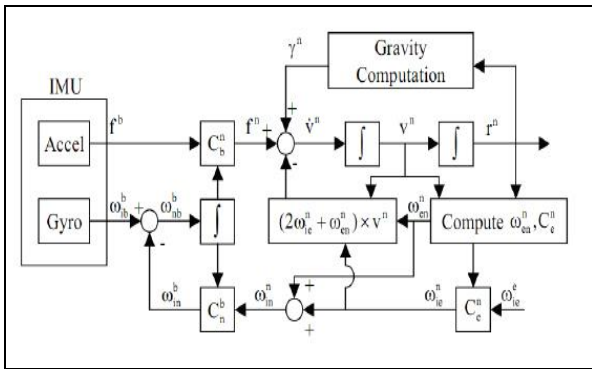
Podstawą działania lotniczych systemów nawigacji inercyjnej jest tzw. równanie nawigacji, które w wersji uproszczonej, przyjmowanej w literaturze specjalistycznej m.in. [1, 4], można przedstawić w postaci zależności:

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

gdzie:  $V(t)$  - prędkość podróźna samolotu względem Ziemi w horyzontalnym układzie współrzędnych;  $a(t)$  - przyspieszenie mierzone przez przyspieszeniomierze systemu nawigacji inercyjnej;  $\omega(t)$  - prędkość kątovej mierzona przez giroskopy prędkościowe;  $\Omega_z, g_z$  - prędkość kątovej Ziemi oraz przyspieszenie ziemskie.

Do matematycznego modelowania błędów wyznaczania prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej przez system nawigacji inercyjnej wykorzystuje się standardowe schematy działania (rys. 7.), umożliwiające wprowadzanie początkowych wartości prędkości podróźnej i pozycji nawigacyjnej oraz wartości błędów systematycznych czujników i niedokładności określania pionu i azymutu [4].





Rys. 7. Schemat ogólny pozyskiwania i przetwarzania sygnałów w lotniczych systemach nawigacji inercyjnej [4]

Badania symulacyjne wykazały, że ogólne równanie błędów systemu nawigacji inercyjnej w określaniu pozycji nawigacyjnej dla lotu do 4 godzin z prędkością do 4 Ma [4] można przedstawić w postaci:

$$\Delta S(t) = (\Delta P + \Delta H g_z) \frac{R_z}{g_z} [1 - \cos(\omega_s t)] + (\Delta G + \Delta A \Omega_z) R_z [t - \frac{1}{\omega_s} \sin(\omega_s t)] \quad (2)$$

stąd przebieg błędów prędkości podróźnej do 4 godzin z prędkością do 4 Ma można przedstawić w postaci:

$$\Delta V(t) = (\Delta P + \Delta H g_z) \frac{R_z}{g_z} \omega_s [\sin(\omega_s t)] + (\Delta G + \Delta A \Omega_z) R_z [1 - \cos(\omega_s t)] \quad (3)$$

gdzie:  $\Delta S(t), \Delta V(t)$  - błędy pozycji nawigacyjnej i prędkości podróźnej;  $\Delta P, \Delta G$  - błędy przyspieszeniomierzy i giroskopów;  $\Delta H, \Delta A$  - niedokładności układów poziomowania i girokompasowania;  $R_z, \Omega_z, g_z$  - promień i prędkość kątowna Ziemi oraz przyspieszenie ziemskie;  $\omega_s$  - częstotliwość wahań Schulera.

Zależności te, z uwagi na ogólny zapis, nie pozwalają jednak określić wartości błędów w poszczególnych osiach pomiarowych.

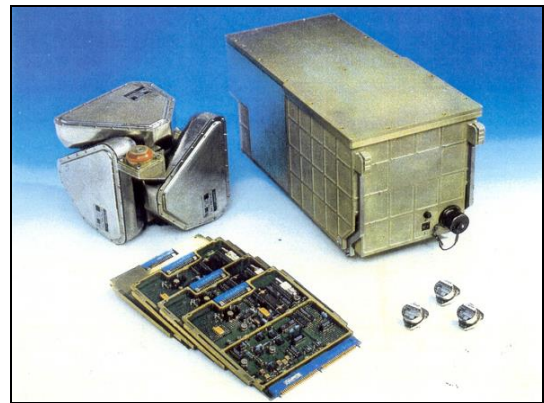
### 1.1. Działanie bezkardanowych systemów nawigacji inercyjnej

Przykładem bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej, posiadany w ITWL, jest system INS/GPS EGI-3000 (rys. 8.).



Rys. 8. Widok zewnętrzny bloku pomiarowego bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej EGI-3000 [9]

Wszystkie elementy pomiarowe tj. giroskopy i przyspieszeniomierze (rys. 9.) są zamontowane do podstawy bloku (stąd nazwa „bezkardanowy”), co powoduje, że orientacja platformy giroskopowej odbywa się na drodze numerycznej (tzw. platforma analityczna).

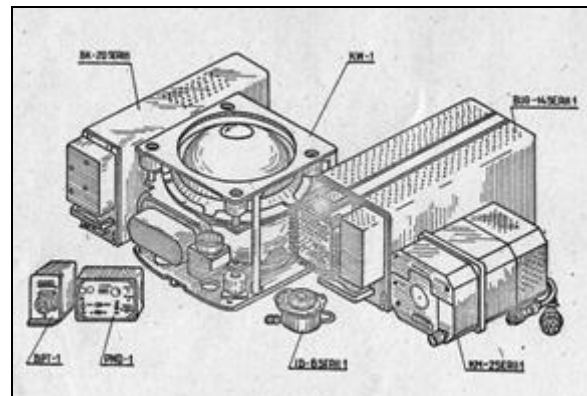


Rys. 9. Widok głównych elementów składowych bezkardanowego systemu nawigacji inercyjnej EGI-3000 [5]

Wyznaczanie parametrów nawigacyjnych polega na całkowaniu przyspieszeń mierzonych przez czujniki MEMS przy wykorzystaniu macierzy cosinusów kierunkowych, dla kątów orientacji przestrzennej uaktualnianych sygnałami z giroskopów laserowych [5].

### 1.2. Działanie kardanowych systemów nawigacji inercyjnej

System IKW-8 zabudowany na samolotach Su-22, jako przykład kardanowego systemu nawigacji inercyjnej, jest układem kompleksowym (rys. 10.), złożonym z dwóch kanałów pomiarowych: giroskopowego pionu kursowego i korektora magnetycznego [2].



Rys. 10. Widok ogólny bloków wchodzących w skład kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 [2]

W skład systemu IKW-8 zabudowanego na samolotach Su-22 w wersji jednoosobowej wchodzi następujące bloki:

- pion kursowy KW-1, pełniący rolę platformy stabilizowanej giroskopowo (umieszczonej w zawieszeniu kardanowym);
- blok wzmacniaczy nadajników giroskopowych BUG-14, którego zadaniem jest współdziałanie z pionem KW-1 (zapewnia m.in. orientowanie początkowe platformy giroskopowej w płaszczyźnie poziomej i w azymucie, siłową (momentową) jej stabilizację oraz automatyczną kompensację jej dryfu);
- blok korekcji BK-20, zapewniający m.in. wyliczanie składowych poziomych prędkości podróźnej samolotu, kształtowanie sygnałów całkowitej korekcji platformy giroskopowej, połączenia systemu IKW-8 z pokładową maszyną cyfrową (wyznaczającą współrzędne pozycji nawigacyjnej dla systemu uzbrojenia);
- pulpit danych początkowych PND-1, służący m.in. do wprowadzania składowych kompensujących dryf platformy giroskopowej i kształtowania sygnału składowej prędkości kątownej obrotu Ziemi dla wprowadzonej szerokości geograficznej samolotu;
- korektor magnetyczny KM-2, pracujący jako mechanizm korekcyjny w czasie wykonywania prac dewiacyjnych (poprzez od-

- tworzenie położenia kąтового osi czułości nadajnika indukcyjnego dla składowej poziomej pola magnetycznego Ziemi);
- nadajnik indukcyjny ID-6, wytwarzający sygnał o kursie magnetycznym samolotu (poprzez rozkład składowej poziomej wektora pola magnetycznego Ziemi względem dwóch prostopadłych osi czułości zorientowanych z głównymi osiami samolotu);
- blok transformatorów przejściowych BPT-1, przeznaczony do przetwarzania sygnałów wyjściowych z transformatorów sinusowo-cosinusowych).

Blokiem dodatkowym systemu IKW-8 jest rezerwowo blok zasilania BPR-2, wykorzystywany do zapewnienia normalnego działania systemu w przypadku obniżenia napięcia lub przerw w zasilaniu.

Działanie systemu IKW-8 polega na określaniu metodą inercjalną (przy wykorzystaniu giroskopów i przyspieszeniomierzy zabudowanych w pionie kursowym KW-1) parametrów lotu samolotu w postaci [2]: kursu, kątów pochylenia i przechylenia oraz składowych prędkości podróży (północnej i wschodniej w nawigacyjnym układzie współrzędnych). Korektor magnetyczny KM-2 zapewnia początkowe orientowanie platformy giroskopowej względem południka magnetycznego lub geograficznego.

Do podstawowych błędów systemu IKW-8 należą:

- błąd wyznaczania kątów orientacji przestrzennej samolotu względem nawigacyjnego układu współrzędnych;
- błąd wyznaczania składowych horyzontalnych prędkości podróży względem nawigacyjnego układu współrzędnych.

Najbardziej złożonym mechanicznie elementem systemu IKW-8, będącym jednocześnie źródłem największych błędów systemu, jest pion kursowy KW-1 (rys. 11.). Pion kursowy jest przeznaczony do określania kursu oraz kątów pochylenia i przechylenia przy nieograniczonych kątach manewrowania samolotu oraz do pomiaru trzech składowych przyspieszenia bezwzględne samolotu [2].



Rys. 11. Widok zewnętrzny bloku pomiarowego KW-1 kardanowego systemu nawigacji inercjalnej IKW-8 [14]

Pion kursowy KW-1 łącznie z blokiem wzmacniaczy BUG-14 zapewnia stabilizację trzech przyspieszeniomierzy, umieszczonych na wspólnej platformie giroskopowej (rys. 12.), względem której określone są kąty pochylenia, przechylenia oraz giroskopowego kursu samolotu i według sygnałów z bloku korekcji BK-20 zapewnia ustawianie platformy giroskopowej z nadajnikami przyspieszeniomierzy w płaszczyźnie poziomej (horyzontalnej) i w azymucie [2].

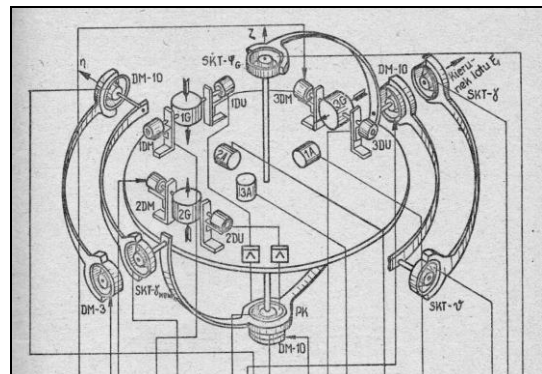
Działanie pionu kursowego polega na pomiarze kątów manewrów samolotu względem platformy stabilizowanej giroskopowo, utrzymywanej w płaszczyźnie poziomej przez sygnały korekcji całkowitej, które ukształtowane są poprzez całkowanie składowych poziomych przyspieszenia bezwzględne samolotu, zmierzonych przez przyspieszeniomierze umieszczone na platformie giroskopowej, a w azymucie względem kierunku zadawanego przez giroskop swobodny lub korekcyjny. Platforma jest stabilizowana sygnałami z trzech giroskopów prędkościowych (o dwóch stopniach swobody).

W celu utrzymania stałego położenia osi stabilizatora platformy giroskopowej podczas wykonywania przez samolot złożonych manewrów przestrzennych, stabilizator ten umieszczony jest w dodatkowej ramie przechylenia (tzw. ramie śledzącej).



Rys. 12. Budowa wewnętrzna bloku KW-1 kardanowego systemu nawigacji inercjalnej IKW-8 z giroskopami mechanicznymi [14]

Budowa wewnętrzna pionu kursowego KW-1 (rys. 13.) obejmuje trzy bloki giroskopowe GB-6, trzy nadajniki przyspieszeniomierzy DA-3, trzy nadajniki momentów DM-10; nadajnik momentu DM-3; dwa bloki wzmacniaczy BU-17; regulator temperatury T-25, wzmacniacz U-148; cztery transformatory sinusowo-cosinusowe SKT-265D; przekształtnik współrzędnych SKT-232B; trzy zespoły stykowe GK-4 oraz urządzenie do określania momentu wejścia silników giroskopowych w zakres pracy synchronicznej [2].



Rys. 13. Schemat poglądowy platformy stabilizowanej giroskopowej kardanowego systemu nawigacji inercjalnej IKW-8 [2]

Najważniejszym parametrem diagnostycznym pionu kursowego KW-1 jest dryf (ujście) platformy giroskopowej, który jest charakteryzowany poprzez [2]:

- składową stałą dryfu platformy względem osi horyzontalnego układu współrzędnych nie większą niż 3 deg/h (dla orientacji systemu wykonanej na zakresie 15 min gotowości);
- składową przypadkową dryfu platformy względem osi horyzontalnego układu współrzędnych nie większą niż 0,75 deg/h (dla orientacji systemu wykonanej na zakresie 15 min gotowości);
- nachylenie charakterystyki układu korekcji platformy giroskopowej, które jest równe  $0,29 \pm 0,005$  V/deg/h dla kanału pochylenia i przechylenia oraz  $0,8 \pm 0,012$  V/deg/h dla kanału kursu;
- nachylenie charakterystyki nadajnika przyspieszeniomierza, które jest równe  $31,4 \pm 0,070$  V/m/s<sup>2</sup> dla kanału pochylenia.

Technologia producenta [3] nie przewiduje wyznaczania i oceny błędów systematycznych nadajników przyspieszeniomierzy i giroskopów oraz układów poziomowania i giroskopowania platformy na podstawie analizy błędów wyznaczania prędkości podróży.



## 2. Metoda oceny kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 zabudowanego na samolocie Su-22

Prezentowana metoda oceny kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 zabudowanego na samolotach Su-22 polega na ocenie wartości błędów czujników ruchu samolotu w przestrzeni inercyjnej oraz sterowanych przez te czujniki układów poziomowania i girokompasowania, przeznaczonych do stabilizowania platformy girokopowej umieszczonej w zawieszeniu kardanowym. Błędy te są określane na bazie analizy wyznaczanych przez system przebiegów składowych prędkości podróźnej samolotu w czasie postoju na wybranych kursach (co jest istotą proponowanej metody).

System nawigacji inercyjnej IKW-8 jest układem kompleksowym, złożonym z girokopowego pionu kursowego i korektora magnetycznego [2]. Weryfikacja poprawności pracy systemu IKW-8 w warunkach jednostki wojskowej (JW) polega na sprawdzeniu jego działania na zakresie korekcji całkowitej przy 15-minutowej gotowości (orientacji platformy) i potwierdzeniu zapamiętywania składowych kompensujących w osiach północnej ( $\omega_\xi$ ) i wschodniej ( $\omega_\eta$ ).

W tym celu, po upływie 15 minut od włączenia systemu, należy odczytać wskazania wskaźników U3 i U4 na pulpicie PNK-3M, a następnie przełączyć system na zakres „Praca”. W chwili przełączania systemu na zakres roboczy należy odczytać na wskaźniku U1 pulpitu i zanotować wskazania kątów orientacji przestrzennej: kursu ( $\psi_0^{15}$ ), pochylenia ( $\nu_0^{15}$ ), przechylenia ( $\gamma_0^{15}$ ), oraz wskazania prędkości podróźnej północnej ( $V_{\xi 0}^{15}$ ) i wschodniej ( $V_{\eta 0}^{15}$ ).

Według obowiązującej technologii dalsze wskazania odczytywane ze wskaźnika U1 dla powyższych parametrów należy notować następująco:

- kąty pochylenia ( $\nu_i^{15}$ ), przechylenia ( $\gamma_i^{15}$ ) – po każdych 5 min w ciągu 120 min (w położeniach „2” i „3” przełącznika W2);
- kurs ( $\psi_i^{15}$ ) – po upływie pierwszych 60 min (w położeniu „1” przełącznika W2);
- prędkości północnej ( $V_{\xi i}^{15}$ ) i wschodniej ( $V_{\eta i}^{15}$ ) – po upływie pierwszych 20 min (w położeniach „6” i „8” przełącznika W2).

Technologia producenta przewiduje wprowadzenie po upływie 20 min od przełączenia systemu na zakres roboczy wykonanie wprowadzenia do układu pamięciowego składowych kompensujących w osiach północnej ( $\omega_\xi$ ) i wschodniej ( $\omega_\eta$ ).

Błędy systemu IKW-8 należy wyznaczać przy wykorzystaniu następujących zależności [3]:

- dla kątów pochylenia ( $\nu_i^{15}$ ) i przechylenia ( $\gamma_i^{15}$ ):

$$\Delta \nu_i^{15} = \nu_i^{15} - \nu_0^{15} \quad \Delta \gamma_i^{15} = \gamma_i^{15} - \gamma_0^{15} \quad (4)$$

- dla prędkości dryfu w kanale kursu ( $\omega_\xi^{15}$ ):

$$\omega_\xi^{15} = \frac{\psi_i^{15} - \psi_0^{15}}{60} \quad (5)$$

- dla prędkości podróźnej północnej ( $V_{\xi i}^{15}$ ) i wschodniej ( $V_{\eta i}^{15}$ ):

$$\Delta V_{\xi i}^{15} = V_{\xi i}^{15} - V_{\xi 0}^{15} \quad \Delta V_{\eta i}^{15} = V_{\eta i}^{15} - V_{\eta 0}^{15} \quad (6)$$

Błędy systemu IKW-8, po upływie wyznaczonego w kartach technologicznych czasu pracy, nie powinny przekraczać [3]:

- dla kątów pochylenia ( $\nu_i^{15}$ ) i przechylenia ( $\gamma_i^{15}$ ):  $\pm 0,5$  deg;
- dla prędkości dryfu w kanale kursu ( $\omega_\xi^{15}$ ):  $\pm 0,5$  deg/h;
- dla prędkości północnej ( $V_{\xi i}^{15}$ ) i wschodniej ( $V_{\eta i}^{15}$ ):  $\pm 7$  deg.

Nowa metoda badawcza, dedykowana do wyznaczania błędów pionu kursowego KW-1 na podstawie analizy błędów prędkości podróźnej w czasie postoju statku powietrznego, polega na przedłużeniu czasu odczytu wskazań dla prędkości podróźnej do 120 minut (podobnie jak dla kątów orientacji przestrzennej). Umożliwia to zestawienie przebiegów błędów prędkości podróźnej w czasie,

których analiza umożliwia oszacowanie wartości błędów składowych pionu kursowego w zakresie błędów czujników pomiarowych oraz niedokładności poziomowania i girokompasowania w czasie realizacji procesu orientacji platformy girokopowej.

### 2.1. Prezentacja sposobu badań systemu IKW-8 w warunkach JW

W warunkach jednostki wojskowej (JW), eksploatującej samoloty Su-22 z zabudowanym systemem nawigacji inercyjnej IKW-8, prace badawcze polegają na sprawdzeniu, czy błędy wyznaczania kątów pochylenia, przechylenia i kursu oraz prędkości podróźnej nie przekraczają wartości dopuszczalnych (podanych w dokumentacji producenta w postaci zapisów WT w kartach technologicznych).

Standardową metodą badań jest wybudowanie z pokładu samolotu pionu kursowego KW-1 (rys. 14.), umieszczenie go na stole przechylnym KPA-5 oraz, po podłączeniu go do pozostałych bloków systemu IKW-8 (zabudowanych na pokładzie samolotu), sprawdzeniu zgodności wskazań systemu z kątami orientacji przestrzennej pionu kursowego zadawanymi ręcznie na stole przechylnym.



Rys. 14. Widok samolotu Su-22 i aparatury pomiarowej w czasie badań kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 [14]

Najważniejsze bloki systemu IKW-8 zabudowane są za kabiną pilota, w miejscu zbliżonym do środka ciężkości samolotu (pion kursowy KW-1, blok wzmacniaczy BUG-14 i blok korekcji BK-20 umieszczone są na specjalnej ramie amortyzacyjnej).

Sygnaly z przyspieszeniomierzy i girokopów z pionu kursowego KW-1 podawane są poprzez złącza kontrolne (rys. 15.) do bloków systemu IKW-8 (bloku wzmacniaczy BUG-14 i bloku korekcji BK-20). Wypracowane sygnaly w zakresie kątów orientacji przestrzennej i prędkości (wyznaczonych w systemie IKW-8) są poprzez złącza kontrolne przekazywane do układu zobrazowania [3].



Rys. 15. Widok bloków i złącz elektrycznych kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 na samolocie Su-22 [14]

Przyrządem kontrolno-pomiarowym jest tzw. pulpit PNK-3M (rys. 16.), który służy do wybierania trybu kontroli systemu IKW-8 oraz zobrazowania wyników realizowanego sprawdzenia [3].



Rys. 16. Widok przyrządu kontrolnego PNK-3M w czasie pomiaru błędów kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 [14]

Przedstawiona metoda badań systemu IKW-8 stała się podstawą do opracowania dodatkowego sprawdzenia w zakresie błędów wyznaczania prędkości w dłuższym okresie czasu (do 120 min).

### 2.2. Analiza wpływu błędów czujników na błędy systemu IKW-8

Do głównych błędów elementów wchodzących w skład bloku pomiarowego systemu IKW-8 należą:

- błędy instrumentalne analogowych czujników DA-3 zastosowanych do pomiaru przyspieszeń liniowych samolotu;
- błędy instrumentalne analogowych czujników GB-6 zastosowanych do pomiaru prędkości kątowych samolotu;
- niedokładności układów nadążnych DM-10 i transformatorów SKT-265D w zakresie poziomowania platformy pomiarowej sygnałami z czujników przyspieszeń liniowych samolotu;
- niedokładności układów nadążnych DM-10 i transformatorów SKT-265D w zakresie girokompasowania platformy pomiarowej sygnałami z czujników prędkości kątowych samolotu.

Badania przeprowadzone w ITWL pozwoliły uszczegółowić przebieg błędów wyznaczanej prędkości podróźnej dla składowej północnej (jako przykładowej) w następującej postaci:

$$\begin{aligned} \Delta V_N(t) = & K_P^V [\Delta P_X \cos(\Psi) - \Delta P_Y \sin(\Psi)] [\sin(\omega_s t)] + \\ & + K_\Phi^V [\Delta \Theta \cos(\Psi) + \Delta \Phi \sin(\Psi)] [\sin(\omega_s t)] + \\ & + K_G^V [\Delta G_X \sin(\Psi) + \Delta G_Y \cos(\Psi)] [1 - K_\omega^V \cos(\omega_s t)] + \\ & + K_\Psi^V [\Delta \Psi (-1)] [1 - K_\omega^V \cos(\omega_s t)] \end{aligned} \quad (7)$$

gdzie:  $K_P^V, K_\Phi^V, K_G^V, K_\Psi^V, K_\omega^V$  - współczynniki dla modelu Ziemi w postaci sfery (średni promień Ziemi i prędkość kątowa Ziemi);  $\Delta P_X, \Delta P_Y$  - błędy czujników przyspieszeń liniowych w osiach pomiarowych platformy;  $\Delta G_X, \Delta G_Y$  - błędy czujników prędkości kątowych w poszczególnych osiach platformy stabilizowanej gioskopowo;  $\Delta \Theta, \Delta \Phi, \Delta \Psi$  - niedokładności poziomowania i girokompasowania układów nadążnych platformy stabilizowanej gioskopowo.

Przebieg błędu prędkości podróźnej zależy od kątów orientacji przestrzennej, w tym od bieżącej wartości kursu, na którym ustalony jest statek powietrzny (a z nim system nawigacji inercyjnej).

Dla kursu równego  $0^\circ - 180^\circ$  (lot na kierunku „północ-południe”) przebieg błędu prędkości podróźnej przyjmuje postać:

$$\begin{aligned} \Delta V_N(t) = & K_P^V [\Delta P_X] [\sin(\omega_s t)] + K_\Phi^V [\Delta \Theta] [\sin(\omega_s t)] + \\ & + K_G^V [\Delta G_Y] [1 - K_\omega^V \cos(\omega_s t)] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] [1 - K_\omega^V \cos(\omega_s t)] \end{aligned} \quad (8)$$

Dla kursu równego  $90^\circ - 270^\circ$  (lot na kierunku „wschód-zachód”) przebieg błędu prędkości podróźnej przyjmuje postać:

$$\begin{aligned} \Delta V_N(t) = & K_P^V [-\Delta P_Y] [\sin(\omega_s t)] + K_\Phi^V [\Delta \Phi] [\sin(\omega_s t)] + \\ & + K_G^V [\Delta G_X] [1 - K_\omega^V \cos(\omega_s t)] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] [1 - K_\omega^V \cos(\omega_s t)] \end{aligned} \quad (9)$$

Stąd wynika przyjęta w ITWL metoda diagnozowania systemu IKW-8 na podstawie oceny przebiegu błędu prędkości podróźnej w czasie postoju statku powietrznego na wybranych kursach.

Szczegółowa metodyka diagnozowania systemu IKW-8 bazuje na ocenie przebiegu błędu prędkości podróźnej w czasie postoju statku powietrznego na wybranych kursach i w wybranych chwilach.

Dla kursu równego  $0^\circ - 180^\circ$  (lot na kierunku „północ-południe”) przebieg błędu prędkości podróźnej przyjmuje postać:

- odczyt prędkości w chwili  $t = \frac{1}{4}$  okresu Schulera (czyli 21,1 min):

$$\Delta V_N(t = \frac{1}{4} T_s) = K_P^V [\Delta P_X] + K_\Phi^V [\Delta \Theta] + K_G^V [\Delta G_Y] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] \quad (10)$$

- odczyt prędkości w chwili  $t = \frac{1}{2}$  okresu Schulera (czyli 42,2 min):

$$\Delta V_N(t = \frac{1}{2} T_s) = K_G^V [\Delta G_Y] [1 + K_\omega^V] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] [1 + K_\omega^V] \quad (11)$$

- odczyt prędkości w chwili  $t = \frac{3}{4}$  okresu Schulera (czyli 63,3 min):

$$\Delta V_N(t = \frac{3}{4} T_s) = -K_P^V [\Delta P_X] - K_\Phi^V [\Delta \Theta] + K_G^V [\Delta G_Y] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] \quad (12)$$

- odczyt prędkości w chwili  $t = 1$  okres Schulera (czyli 84,4 min):

$$\Delta V_N(t = 1 T_s) = K_G^V [\Delta G_Y] [1 - K_\omega^V] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] [1 - K_\omega^V] \quad (13)$$

Dla kursu równego  $90^\circ - 270^\circ$  (lot na kierunku „wschód-zachód”) przebieg błędu prędkości podróźnej przyjmuje postać:

- odczyt prędkości w chwili  $t = \frac{1}{4}$  okresu Schulera (czyli 21,1 min):

$$\Delta V_N(t = \frac{1}{4} T_s) = K_P^V [-\Delta P_Y] + K_\Phi^V [\Delta \Phi] + K_G^V [\Delta G_X] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] \quad (14)$$

- odczyt prędkości w chwili  $t = \frac{1}{2}$  okresu Schulera (czyli 42,2 min):

$$\Delta V_N(t = \frac{1}{2} T_s) = K_G^V [\Delta G_X] [1 + K_\omega^V] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] [1 + K_\omega^V] \quad (15)$$

- odczyt prędkości w chwili  $t = \frac{3}{4}$  okresu Schulera (czyli 63,3 min):

$$\Delta V_N(t = \frac{3}{4} T_s) = K_P^V [\Delta P_Y] - K_\Phi^V [\Delta \Phi] + K_G^V [\Delta G_X] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] \quad (16)$$

- odczyt prędkości w chwili  $t = 1$  okres Schulera (czyli 84,4 min):

$$\Delta V_N(t = 1 T_s) = K_G^V [\Delta G_X] [1 - K_\omega^V] - K_\Psi^V [\Delta \Psi] [1 - K_\omega^V] \quad (17)$$

Podobne zależności w wybranych chwilach czasu pracy systemu (w ciągu jednego okresu Schulera) można otrzymać dla składowej wschodniej prędkości wyznaczanej w systemie IKW-8.

Zestawienie powyższych zależności pozwala uzyskać układ równań, którego rozwiązanie umożliwi wyznaczenie wartości błędów systematycznych czujników przyspieszeń i prędkości kątowych statku powietrznego oraz niedokładności układów poziomowania i girokompasowania zastosowanych w pionie kursowym KW-1 (przy założeniu sprawności elementów i układów przetwarzania sygnałów, zastosowanych w pozostałych blokach systemu IKW-8).

## 3. Przykład oceny kardanowego systemu nawigacji inercyjnej IKW-8 w zakresie błędów wyznaczania położenia i prędkości

Dla zademonstrowania możliwości opracowanej metody oceny stanu technicznego systemu nawigacji inercyjnej z zawieszeniem kardanowym przy wykorzystaniu analiz komputerowych wybrany został system IKW-8, zabudowany na samolotach Su-22.

Pion kursowy stabilizowanej platformy giroskopowej KW-1 utrzymuje swoje położenie w przestrzeni (jest „niewybijany”) przy wykonywaniu przez samolot ewolucji powietrznych z prędkościami kątowymi nie przekraczającymi odpowiednio [2]:

- w kanale pochylenia do 20 deg/s;
- w kanale przechylenia do 270 deg/s;
- w kanale kursu do 50 deg/s.

System nawigacji inercyjnej IKW-8 może pracować w dwóch trybach: korekcji całkowitej i korekcji promieniowej, w zależności od czasu trwania wstępnej orientacji systemu [2].

Na zakresie korekcji całkowitej (po zorientowaniu w przeciągu 15 min) system określa następujące parametry lotu samolotu:

- składowe prędkości podróźnej względem poziomych osi platformy w zakresie do 1600 m/s z błędem nie większym niż 50 m/s w ciągu pierwszych 20 min pracy systemu;
- przyspieszenie pionowe w zakresie do 60 m/s<sup>2</sup> z błędem nie większym niż 0,005 wartości mierzonej;
- kąty pochylenia i przechylenia z błędem utrzymywania pionu nie większym niż 0,5 deg w ciągu pierwszych 120 min pracy;
- kurs giroskopowy z błędem nie większym niż 0,5 deg/h;
- kurs magnetyczny z błędem nie większym niż 0,7 deg dla szerokości geograficznych do 56 deg, oraz błędem nie większym niż 1,5 deg dla szerokości geograficznych od 56 deg do 70 deg.

Na zakresie korekcji całkowitej (po skróconym zorientowaniu w przeciągu 5 min) system określa następujące parametry:

- składowe prędkości podróźnej względem poziomych osi platformy w zakresie do 1600 m/s z błędem nie większym niż 120 m/s w ciągu pierwszych 20 min pracy systemu;
- przyspieszenie pionowe w zakresie do 60 m/s<sup>2</sup> z błędem nie większym niż 0,005 wartości mierzonej;
- kąty pochylenia i przechylenia z błędem utrzymywania pionu nie większym niż 1 deg w ciągu pierwszych 120 min pracy;
- kurs giroskopowy z błędem nie większym niż 0,75 deg/h;
- kurs magnetyczny z błędem nie większym niż 0,7 deg dla szerokości geograficznych do 56 deg, oraz błędem nie większym niż 1,5 deg dla szerokości geograficznych od 56 deg do 70 deg.

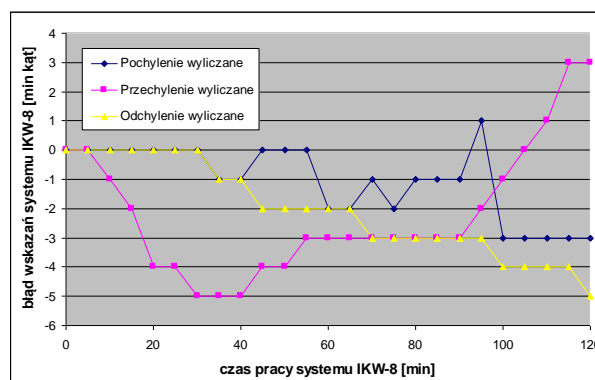
Na zakresie korekcji promieniowej (bez wstępnej orientacji platformy) system określa następujące parametry lotu samolotu:

- przyspieszenie pionowe w zakresie do 60 m/s<sup>2</sup> z błędem nie większym niż 0,005 wartości mierzonej;
- kąty pochylenia i przechylenia z błędem utrzymywania pionu nie większym niż 1 deg w ciągu pierwszych 120 min pracy;
- kurs giroskopowy z błędem nie większym niż 0,75 deg/h;
- kurs magnetyczny z błędem nie większym niż 0,7 deg dla szerokości geograficznych do 56 deg, oraz błędem nie większym niż 1,5 deg dla szerokości geograficznych od 56 deg do 70 deg.

W trybie korekcji promieniowej system IKW-8 nie wyznacza prędkości podróźnej względem poziomych osi platformy.

### 3.1. Ocena błędów wyznaczania położenia kąowego samolotu

W trybie korekcji promieniowej system IKW-8 nie wyznacza składowych prędkości podróźnej względem poziomych osi platformy, stąd do ceny wykorzystano dane pomiarowe w zakresie kątów pochylenia i przechylenia oraz kursu giroskopowego (rys. 17.). Dane pomiarowe otrzymano w czasie 120 min sprawdzenia jakości pracy systemu IKW-8 na stoisku hangarowym, według wykazu czynności zawartego w kartach technologicznych producenta [3].

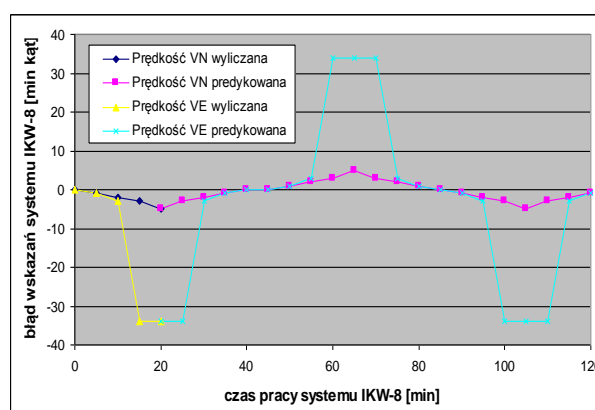


Rys. 17. Przebieg błędów wyznaczania kątów orientacji przestrzennej przez system nawigacji inercyjnej IKW-8 [14]

Analiza wyznaczanych przez system IKW-8 wartości kątów pochylenia i przechylenia wykazała, że ich przebieg jest oscylacyjny (kompensowany przez sygnały z przyspieszoniomierzy horyzontalnych), natomiast przebieg kąta odchylenia w postaci kursu giroskopowego ma charakter narastający w czasie. Wyznaczenie maksymalnych wartości tych błędów umożliwia oszacowanie błędów przyspieszoniomierzy horyzontalnych oraz ujścia giroskopu kierunkowego. Jest to pomocne do oszacowania błędów układów naddających poziomowania i girokompasowania realizowanych w trybie korekcji całkowitej na podstawie analizy błędów wyznaczania składowych prędkości podróźnej przez system IKW-8.

### 3.2. Ocena błędów wyznaczania prędkości podróźnej samolotu

W trybie korekcji całkowitej system IKW-8 wyznacza składowe prędkości podróźnej względem poziomych osi platformy, stąd do ceny wykorzystano dane pomiarowe w zakresie wyliczanej przez system składowej północnej  $V_E$  i składowej wschodniej  $V_N$ . Dane pomiarowe otrzymano w czasie 20 minutowego sprawdzenia jakości pracy systemu IKW-8 na stoisku hangarowym, według wykazu czynności zawartego w kartach technologicznych producenta [3]. Skrócony czas realizacji pomiarów na samolocie (20 min) ograniczył możliwości zademonstrowania działania opracowanej metody oceny systemu IKW-8. Dlatego na przedstawionych przebiegach (rys. 18.) zaznaczone zostały fragmenty wyliczane w tym systemie (od 0 min do 20 min) oraz fragmenty predykowane przy wykorzystaniu autorskiej aplikacji komputerowej (od 20 min do 120 min).



Rys. 18. Przebieg błędów wyznaczania składowych prędkości podróźnej przez system nawigacji inercyjnej IKW-8 [14]

Analiza wyznaczanych przez system IKW-8 wartości składowych prędkości północnej i wschodniej wykazała, że ich przebieg jest oscylacyjny a wpływ błędów przyspieszoniomierzy horyzontalnych jest zależny od kursu samolotu na płaszczyźnie postojowej.



Maksymalne wartości błędów wyznaczania składowych prędkości nie przekraczają wartości dopuszczalnych, zawartych w kartach technologicznych producenta [3].

### Podsumowanie

Naukowym aspektem prezentowanej tematyki było przedstawienie opracowanej w ITWL metody oceny stanu technicznego kardanowych systemów nawigacji inercjalnej na podstawie wyznaczania błędów czujników inercjalnych oraz układów poziomowania i girokompasowania platformy stabilizowanej (na przykładzie systemu IKW-8 zabudowanego na samolotach Su-22).

Zbudowany w ITWL model symulacyjny pozwala na badania wpływu kątów orientacji przestrzennej statku powietrznego w czasie lotu (pochylenia, przechylenia i kursu) na charakter przebiegu i wartości błędów składowych prędkości i 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. Wykonane badania wykazały, że przyjmowany w badaniach błędów systemu INS lot po obwodzie zamkniętym ma istotną wadę, gdyż wybrane błędy systemu (m.in. spowodowane tzw. ujęciem giroskopów) kompensują się, co daje fałszywą ocenę niedokładności systemu INS w zakresie wyznaczania pozycji nawigacyjnej. Jak wykazały badania opracowanego modelu, dla pełnej znajomości błędów systemu INS, konieczne są jego badania dla różnych trajektorii lotu (lotu po krzywych zamkniętych i otwartych).

Zaletą opracowanej metody oceny stanu technicznego systemu INS w czasie badań podczas postoju samolotu na ziemi jest wykorzystanie tych samych danych pomiarowych, które są pobierane do systemów pokładowych dla prędkości i pozycji nawigacyjnej (bez potrzeby stosowania dodatkowej aparatury kontrolno-pomiarowej).

Opracowane algorytmy obliczeniowe i zaimplementowane aplikacje programowe znalazły zastosowanie w laboratorium Zakładu Awioniki ITWL do badań błędów bezkardanowych systemów nawigacji inercjalnej (w tym systemu EGI-3000 dla śmigłowca W-3PL).

### Bibliografia:

1. Gosiewski Z., Ortyl A., Algorytmy inercjalnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym, Wyd. BN ILot., tom 12 Awionika, Warszawa 1999.
2. Instrukcja MON, Bezwładnościowy układ kursu i pionu IKW-8. Opis techniczny, Samolot Su-22, Wyd. DWL, Sygnatura Lot. 2738/88, Poznań 1989.
3. Instrukcja MON, Bezwładnościowy układ kursu i pionu IKW-8. Eksploatacja, Samolot Su-22, Wyd. DWL, Sygnatura Lot. 2739/88, Poznań 1989.
4. Kayton M., Fried W.R.: Elektroniczne systemy nawigacji lotniczej, Wyd. WKŁ, Warszawa 1976.
5. Materiały reklamowe firmy Thales, Functional Specification of Inertial Navigation System TOTEM-3000 / EGI-3000, 2010.
6. Materiały szkoleniowe firmy Lockheed Martin, Functional Specification of Inertial Navigation System for F-16 aircraft, 2008.
7. Lewitowicz, J., Podstawy eksploatacji statków powietrznych. Eksploatacyjne problemy w projektowaniu i modernizacji stat-

- ków powietrznych, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, ISBN 978-83-61021-28-5, Warszawa 2012.
8. Sydenham P.H.: Podręcznik metrologii. Podstawy teoretyczne. Podstawy praktyczne. Wydawnictwo WKiŁ, Warszawa 1988.
9. Szelmanowski, A., Nahelmowy system celowniczy NSC-1 Orion dla śmigłowców wojskowych ze zintegrowanym systemem awionicznym, Wydawnictwo Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, ISBN 978-83-61021-76-6, Warszawa 2013.
10. Szelmanowski A.: Metody badań lotniczych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercjalnej, Wyd. BT ITWL, Warszawa 2001.
11. Szelmanowski A., Raczynski E.: Badania symulacyjne modeli numerycznych współczesnych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercjalnej; Wyd. BT ITWL, Warszawa 2000.
12. Szelmanowski A., Jakielaszek Z.: Błędy skrośne w pomiarach parametrów ruchu statku powietrznego i możliwości ich korekcji, czasopismo „Pomiary, Automatyka, Kontrola”, 2007, nr 9.
13. Szelmanowski A., Pazur A., Sobielski M., Prusik T., System nahelmowego zobrazowania informacji z głowic obserwacyjno-celowniczych dla wojskowych i cywilnych śmigłowców poszukiwawczo-ratowniczych, Opracowanie wewnętrzne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 2016.
14. Zbiorczy materiał pomiarowy systemu IKW-8 uzyskany przez ITWL w czasie realizacji prac związanych z przedłużaniem rewersu wyposażenia pokładowego samolotów Su-22, 2018.

### Computer-based method for the technical condition evaluation of the Cardan inertial navigation system for the highly maneuverable aircraft

Paper presents the original computer-based method of the technical condition evaluation of the analog inertial navigation systems on the basis of the calculated inertial speed course analysis. There are presented the mathematical relationships describing the influence of the angular velocity and linear accelerations sensors errors (used in inertial navigation systems on board the military aircraft) with the relation to the discrepancies of the calculated pilot-navigational parameters (such as inertial speed components and navigational position coordinates). On the example of the Cardan navigation system IKW-8 (used on board the highly-maneuverable SU-22 aircraft) there are presented the inertial speed course measurement and analysis possibilities as well as the criteria of technical condition evaluation and determination of the tendency of its changes

**Keywords:** inertial navigation systems, research methods.

### Autorzy:

dr hab. inż. **Andrzej Szelmanowski** – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Zakład Awioniki  
 dr hab. inż. **Mirosław Nowakowski** – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Zakład Samolotów i Śmigłowców  
 mgr inż. **Zbigniew Jakielaszek** – Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa, Zakład Samolotów i Śmigłowców  
 mgr inż. **Piotr Rogala** – 21 Baza Lotnictwa Taktycznego, Grupa Obsługi Technicznej Samolotów Su-22