

Andrzej SZELMANOWSKI, Zbigniew JAKIELASZEK

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH, 01-494 WARSZAWA 96, UL. KSIĘCIA BOLESŁAWA 6

Błędy skróśne w pomiarach parametrów ruchu statku powietrznego i możliwości ich korekcji

Dr inż. Andrzej SZELMANOWSKI

Adiunkt Zakładu Awioniki ITWL, pracujący w tematach związanych z wdrażaniem nowych urządzeń wyposażenia awionicznego oraz przedłużaniem okresu użytkowania dotychczas eksploatowanych. Zajmuje się modelowaniem lotniczych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji oraz systemów automatycznego sterowania lotem. Specjalizuje się w testowaniu wyposażenia awionicznego w ramach badań naziemnych i w locie.



e-mail: andrzej.szelmanowski@itwl.pl

Mgr inż. Zbigniew JAKIELASZEK

Kierownik pracowni w Zakładzie Samolotów i Śmigłowców ITWL, pracujący w tematach związanych z projektowaniem, uruchomieniem i badaniami systemów transmisji danych w pokładowych systemach awionicznych. Zajmuje się m.in. modelowaniem i badaniami elementów lotniczych systemów pomiarowych, w tym rejestratorów pokładowych. Specjalizuje się w projektowaniu i badaniu układów pomiarowych parametrów lotu statków powietrznych.



e-mail: zbigniew.jakielaszek@itwl.pl

Streszczenie

W referacie przedstawiono wyniki przeprowadzonych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych (ITWL) analiz wpływu oddziaływań skróśnych na błędy pomiaru parametrów ruchu statku powietrznego przez klasyczne (elektromechaniczne) czujniki prędkości kątowej i przyspieszeniomierze liniowe. Podano zależności i przebiegi ruchu stożkowego, wytwarzanego na modelu stanowiska SRS-1 zbudowanego w ITWL. Dla posiadanych czujników prędkości kątowej I-1426 (firmy SFIM) i czujników przyspieszeń liniowych MP-95 (ZSRR) przedstawiono modele błędów skróśnych oraz podano metody ich korekcji na podstawie sygnałów z tych czujników. Dla ruchu stożkowego zobrazowano pomiary błędów skróśnych i efektywność ich korekcji przy zastosowaniu wybranych algorytmów opracowanych w ITWL.

Słowa kluczowe: błędy skróśne, metody badań i korekcji

Transversional errors in measuring aircraft parameters of motion and capabilities to correct them

Abstract

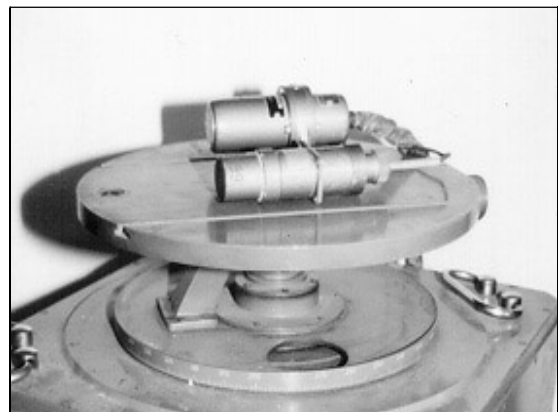
The intended aim of the paper is to present results of analyses carried out at ITWL on effects of transversional interactions that affect measuring errors of aircraft motion parameters by means of traditional (electromechanical) angular-rate sensors and linear accelerometers. Given are relationships and the course of conic motion generated on the model of the SRS-1 stand, built at ITWL. For angular-rate sensors I-1426 (SFIM) and linear-acceleration sensors MP-95 (USSR), models of transversional errors have been presented. Methods of correction based on signals emitted by these sensors have been given. For the conic motion, measurements of transversional errors and effectiveness of correction thereof using some selected algorithms developed at ITWL have been shown.

Keywords: transversional errors, testing and correction methods

1. Wprowadzenie

Do określania parametrów ruchu statku powietrznego znajdują zastosowanie metody autonomiczne (wykorzystujące tylko urządzenia znajdujące się na pokładzie statku powietrznego) oraz takie, które wymagają współdziałania z innymi środkami znajdującymi się poza statkiem powietrznym (np. radionawigacja, astronawigacja, nawigacja wizualno-porównawcza itp.). Metody autonomiczne, a w szczególności metody bezwładnościowe wykorzystywane są m.in. w systemach nawigacji inercyjnej i systemach odniesienia kursu i pionu. W starszych rozwiązaniach konstrukcyjnych tych systemów [1], stosowanych np. na samolotach Su-22

i MiG-29, elementami pomiarowymi są zwykle czujniki prędkości kątowej lub położenia kąowego (giroskopy o dwóch lub trzech stopniach swobody) oraz przyspieszeniomierze pływakowe lub zawieszane sprężysto (rys.1.).



Rys. 1. Czujniki prędkości kątowej DUS-155 i przyspieszeń liniowych MP-95
Fig. 1. DUS-155 angular velocity and MP-95 linear acceleration sensors

Standardowe badania laboratoryjne tych czujników (w tym skalowania) obejmują sprawdzenia przy wymuszeniu występującym tylko w osi pomiarowej czujnika. Jednak podczas lotu statku powietrznego, a zwłaszcza w czasie wykonywania manewrów, występują złożone stany dynamiczne, w których składowe zarówno wektora prędkości kątowej jak i wektora przyspieszenia liniowego występują we wszystkich trzech osiach pomiarowego ortogonalnego układu współrzędnych (związanego zwykle z osiami głównymi statku powietrznego). Odpowiednie składowe prędkości kątowej i przyspieszenia liniowego, występujące w osiach prostopadłych do osi pomiarowych giroskopów i przyspieszeniomierzy, powodują powstawanie tzw. błędów skróśnych. Błędy te objawiają się wpływem na sygnał wyjściowy czujnika składowych parametrów ruchu, występujących w osiach poprzecznych do jego osi pomiarowej. Wynika to zarówno z zastosowanej metody pomiarowej, jak i z wykorzystywanych rozwiązań konstrukcyjnych (technologii), powodujących błędy instrumentalne występujące dla czujników elektromechanicznych.

Jedną z metod badań wpływu oddziaływań skróśnych w tych systemach jest pomiar ich błędów na stanowiskach wytwarzających ruch złożony, w którym jednocześnie w trzech osiach pomiarowych występują zarówno prędkości kątowe, jak i przyspieszenia liniowe. Przykładem takiego ruchu jest tzw. ruch stożkowy [2], który dla statku powietrznego modeluje jego ruch myszkujący w kanale kursu [3].

2. Błędy pomiaru parametrów ruchu

W dotychczas eksploatowanych elektromechanicznych lotniczych systemach nawigacji i orientacji przestrzennej znalazły zastosowanie giroskopy o dwóch lub trzech stopniach swobody oraz przyspieszeniomierze pływakowe (z wahadłem pływakowym, ułożyskowanym na czopach i elektrycznym przetwornikiem momentowym) lub zawieszone sprężysto (z wahadłem w zawieszeniu sprężystym). W giroskopowych czujnikach prędkości kątowych wykorzystuje się moment giroskopowy, jaki pojawia się przy występowaniu prędkości kątowej. Z kolei w czujnikach przyspieszeń liniowych wykorzystuje się pomiar siły, która jest miarą występującego przyspieszenia (sygnał wyjściowy z przyspieszeniomierza jest w warunkach ziemskich różnicą przyspieszenia bezwzględnego i grawitacyjnego).

Do głównych źródeł błędów instrumentalnych zarówno czujników prędkości kątowej, jak i przyspieszeniomierzy należą błędy temperaturowe (różnica między temperaturą pracy a temperaturą kalibracji) oraz błędy mechaniczne (nieliniowości, histerezy, przesunięcia zera, progu nieczułości). Jak wiadomo jednak, w czujnikach tych oprócz błędów instrumentalnych związanych z wpływem tzw. sił szkodliwych (pochodzących m.in. od tarcia i histerezy) występują błędy skrośne, spowodowane wpływem prędkości kątowych lub przyspieszeń liniowych występujących w osiach poprzecznych (skrośnych) do osi pomiarowej czujnika. Wrażliwość na sprzężenia skrośne ma poważne znaczenie w warunkach wibracji, gdy składowe prędkości kątowej lub przyspieszenia liniowego oscylują w fazie.

W celu określenia wpływu błędów skrośnych wybrano ruch stożkowy, w którym odpowiednie składowe prędkości kątowej (od ruchu stożkowego) i przyspieszenia liniowego (jako składowych przyspieszenia ziemskiego „g”) osiągają wartości maksymalne naprzemiennie. Zgodnie z [2] przebiegi prędkości kątowych w ruchu stożkowym można przedstawić w postaci:

$$\begin{aligned}\omega_x(t) &= \omega_s \sin(\alpha_s) \cos(\omega_s t) \\ \omega_y(t) &= -\omega_s \sin(\alpha_s) \sin(\omega_s t) \\ \omega_z(t) &= \omega_s [1 - \cos(\alpha_s)]\end{aligned}\quad (1)$$

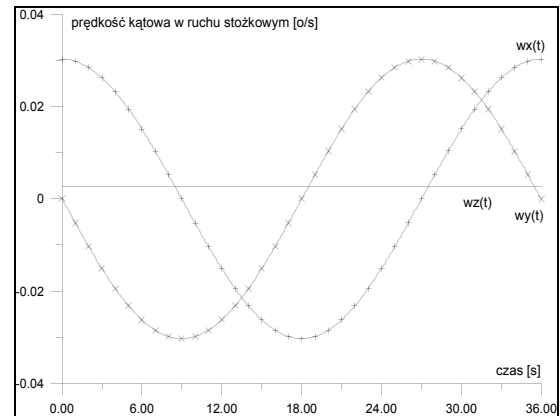
zaś przebiegi przyspieszeń liniowych odpowiednio w postaci:

$$\begin{aligned}a_x(t) &= „g” \sin(\alpha_s) \cos(\omega_s t) \\ a_y(t) &= -„g” \sin(\alpha_s) \sin(\omega_s t) \\ a_z(t) &= „g” \cos(\alpha_s)\end{aligned}\quad (2)$$

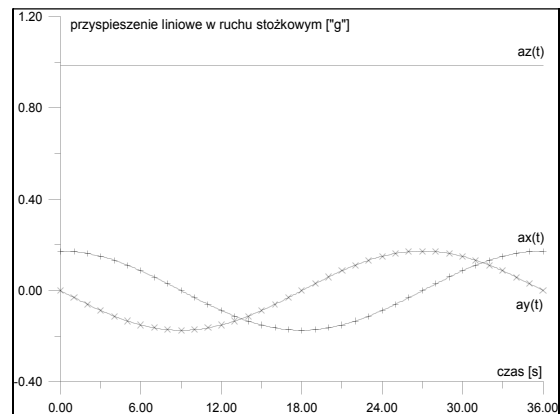
Dla przyjętych wartości ruchu stożkowego (kął tworzącej stożka $\alpha_s = 10^\circ$, prędkość kątowa ruchu stożkowego $\omega_s = 10^\circ/\text{s}$) otrzymano przebiegi rzeczywistych prędkości kątowych (rys.2.) oraz przebiegi rzeczywistych przyspieszeń liniowych (rys.3.), występujących w osiach pomiarowych tych czujników. Jak można zauważyć, przebiegi powyższe mają charakter funkcji harmonicznym. Stanowią one odniesienie (wzorzec) przy określaniu wpływu błędów skrośnych dla tych czujników.

Dane techniczne [1] typowych giroskopów prędkościowych podają wartości współczynników błędu składowej prędkości kątowej w osi pomiarowej oraz ich dopuszczalne zmiany w zależności od temperatury, kątowej prędkości skrośnej, kątowego przyspieszenia skrośnego i modułu wielkości wejściowej (pomiarowej). W procesie kalibracji dąży się do określenia rzeczywistych (aktualnych) wartości współczynników błędu składowej prędkości kątowej w osi pomiarowej oraz ich dopuszczalnych zmian w zależności od temperatury i modułu wielkości wejściowej – stąd można przyjąć, że te składowe błędy są znane, gdyż ich wartości można wyznaczyć w procesie kalibracji (przed pomiarem właściwym). Typowe wartości tych błędów (dryfów) dla

czujników prędkości kątowej stosowanych w systemach lotniczych np. I-1426 (firmy SFIM) szacuje się na $10^{-5} \text{ }^\circ/\text{s}/^\circ\text{C}$ dla błędów temperaturowych oraz rzędu $10^{-4} \text{ }^\circ/\text{s}$ dla błędów mechanicznych. Nieznane są natomiast błędy wywołane wpływem skrośnym (zależnym od dynamiki ruchu występującego w czasie pomiaru), stąd istnieje potrzeba oszacowania tych wpływów i podania metody ich korekcji w przypadku, gdy są one istotne dla wykonywanego pomiaru.



Rys. 2. Przebiegi rzeczywistych prędkości kątowych w ruchu stożkowym
Fig. 2. Courses of real angular velocities in conic motion



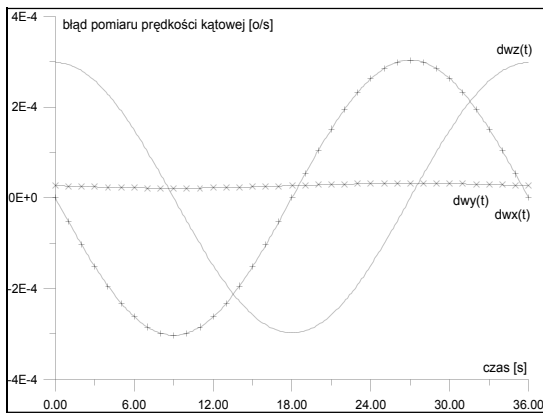
Rys. 3. Przebiegi rzeczywistych przyspieszeń liniowych w ruchu stożkowym
Fig. 3. Courses of real linear accelerations in conic motion

Model sygnału wyjściowego z czujnika prędkości kątowej w postaci giroskopu prędkościowego (o dwóch stopniach swobody) typu I-1426 można przedstawić w postaci [4]:

$$\begin{aligned}u_x(t) &= c_{xx} \omega_x(t) + c_{xy} \omega_y(t) + c_{xz} \varepsilon_z(t) \\ u_y(t) &= c_{yy} \omega_y(t) + c_{yz} \omega_z(t) + c_{yx} \varepsilon_x(t) \\ u_z(t) &= c_{zz} \omega_z(t) + c_{zx} \omega_x(t) + c_{zy} \varepsilon_y(t)\end{aligned}\quad (3)$$

gdzie: $\varepsilon_x(t) = d\omega_x(t)/dt$ $\varepsilon_y(t) = d\omega_y(t)/dt$ $\varepsilon_z(t) = d\omega_z(t)/dt$

Dla przyjętych do badań [4] wartości współczynników wpływu skrośnych prędkości kątowych $c_{xy} = c_{yz} = c_{zx} = 0,01$ oraz skrośnych przyspieszeń kątowych $c_{xz} = c_{yx} = c_{zy} = 0,001$ otrzymano przebiegi błędów pomiaru prędkości kątowych, które przedstawiono na rys.4. Jak można zauważyć, błędy skrośne w giroskopach prędkościowych zależą od dynamiki ruchu występującego w czasie pomiaru i dla przyjętych parametrów ruchu stożkowego dochodzą do 11% wartości mierzonej dla składowej $\omega_z(t)$ z rys.2. Dla składowych $\omega_x(t)$ i $\omega_y(t)$ błędy te są jeszcze większe z uwagi na „przechodzenie” wartości tych składowych przez „zero” [2]. Jak wykazały badania, zmiana wartości parametrów ruchu stożkowego powoduje zmianę maksymalnych wartości tych błędów.



Rys. 4. Przebiegi błędów pomiaru prędkości kątowych w ruchu stożkowym
Fig. 4. Courses of errors of measuring angular velocities in conic motion

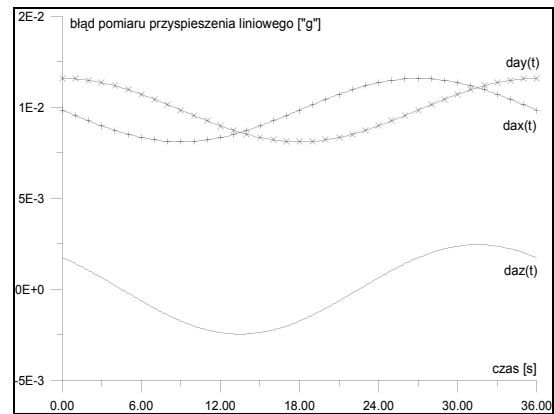
Z kolei dane techniczne [1] typowych przyspieszoniomierzy podają wartości współczynników błędu składowej przyspieszenia liniowego w osi pomiarowej oraz ich dopuszczalne zmiany w zależności od temperatury, liniowego przyspieszenia skośnego i modułu wielkości wejściowej. W procesie kalibracji dąży się do określenia rzeczywistych (aktualnych) wartości współczynników błędu składowej przyspieszenia liniowego w osi pomiarowej oraz ich dopuszczalnych zmian w zależności od temperatury i modułu wielkości wejściowej – stąd można przyjąć, że te składowe błędy są znane, gdyż można je wyznaczyć w procesie kalibracji. Typowe wartości tych błędów dla czujników przyspieszeń liniowych stosowanych w systemach lotniczych np. MP-95 (ZSRR) szacuje się na poziomie 10^{-4} „g”/°C dla błędów temperaturowych oraz rzędu 10^{-3} „g” dla błędów mechanicznych. Wpływem niewiadomym (zależnym od dynamiki ruchu występującego w czasie pomiaru) są błędy wywołane wpływem skośnym – stąd istnieje potrzeba oszacowania tych wpływów i podania metody ich korekcji w przypadku gdy są one istotne dla wykonywanego pomiaru.

Ogólnie przyjmuje się [1], że współczynniki wpływu sprzężeń skośnych są rzędu 0,1%, co oznacza, że dla przyspieszeń maksymalnych 10 „g” (co ma miejsce w wojskowych statkach powietrznych) maksymalne błędy skośne są rzędu 10^{-2} „g”, a więc przy występowaniu ruchu o złożonej dynamice mogą stanowić dominujące źródło zakłóceń. Stąd model sygnału wyjściowego z czujnika przyspieszeń liniowych typu MP-95 w postaci wahadła pływakowego można przedstawić w postaci [4]:

$$\begin{aligned} u_x(t) &= k_{xx} a_x(t) + k_{xy} a_y(t) + k_{xz} a_z(t) \\ u_y(t) &= k_{yy} a_y(t) + k_{yz} a_z(t) + k_{yx} a_x(t) \\ u_z(t) &= k_{zz} a_z(t) + k_{zx} a_x(t) + k_{zy} a_y(t) \end{aligned} \quad (4)$$

Dla przyjętych wartości współczynników wpływu skośnych przyspieszeń liniowych $k_{xy} = k_{yz} = k_{zx} = k_{xz} = k_{yx} = k_{zy} = 0,01$ przebiegi błędów pomiaru przyspieszeń liniowych przedstawiono na rys.5. Wykonane badania wykazały, że błędy skośne w przyspieszoniomierzach zależą od dynamiki ruchu występującego w czasie pomiaru i dla przyjętych parametrów ruchu stożkowego dochodzą do 0,25% wartości mierzony dla składowej $a_z(t)$ z rys.3. Dla składowych $a_x(t)$ i $a_y(t)$ błędy te są jeszcze większe z uwagi na „przechodzenie” wartości tych składowych przez „zero” w ruchu stożkowym [2]. Zmiana wartości parametrów ruchu powoduje zmianę maksymalnych wartości tych błędów.

Na podstawie otrzymanych wartości błędów skośnych dla czujników prędkości kątowej i przyspieszoniomierzy (dla ruchu stożkowego o parametrach $\alpha_s = 10^\circ$ i $\omega_s = 10^\circ/\text{s}$) należy przyjąć, że w przypadku ruchu o złożonej dynamice (np. ruchu myszkującego statku powietrznego lub zaburzającej lot turbulencji atmosfery), wpływy błędów skośnych są istotne dla wykonywanego pomiaru. Stąd dla czujników tych istnieje potrzeba oszacowania wpływów skośnych i podania metody ich korekcji.



Rys. 5. Przebiegi błędów pomiaru przyspieszeń liniowych w ruchu stożkowym
Fig. 5. Courses of errors of measuring linear accelerations in conic motion

3. Metoda korekcji błędów skośnych

Jak przyjęto według [4], ogólne równanie błędu dla sygnału wyjściowego z czujnika z wpływem skośnym (dla prostych modeli zakłóceń międzykanałowych) można przedstawić w postaci (3) dla giroskopów prędkościowych lub (4) dla przyspieszoniomierzy liniowych. Przy wykorzystaniu tylko jednego czujnika trudno jest określić i skorygować błędy skośne, które w efekcie dają „zmianę” współczynnika skalowania, powodując, że wyliczana z tzw. charakterystyki skalowania wartość prędkości kątowej lub przyspieszenia jest obciążona błędem [5].

Możliwość korekcji błędów skośnych pojawia się, gdy wykorzystuje się trzy czujniki ortogonalne względem siebie (tzw. blok pomiarowy). Wtedy otrzymuje się układ trzech równań opisujących sygnały wyjściowe z czujników prędkości kątowych według zależności macierzowej $[U] = [C][W]$, zaś z czujników przyspieszeń liniowych według zależności macierzowej $[U] = [K][A]$. Po określeniu macierzy przejścia $[C]$ dla czujników prędkości kątowych lub macierzy $[K]$ dla czujników przyspieszeń liniowych, a następnie określeniu macierzy do niej odwrotnej w postaci $[C^{-1}]$ lub $[K^{-1}]$, można sformułować równanie korekcji błędów skośnych w postaci macierzowej dla czujników prędkości kątowej:

$$[W^*] = [C^{-1}][U] \quad (5)$$

oraz dla czujników przyspieszeń liniowych:

$$[A^*] = [K^{-1}][U] \quad (6)$$

Przykładowo, dla czujnika prędkości kątowej z modelem błędów skośnych (3), zależność określającą skorygowaną wartość prędkości kątowej można przedstawić w postaci:

$$\begin{aligned} \omega_x^*(t) &= c^{-1}_{xx} u_x(t) + c^{-1}_{xy} u_y(t) + c^{-1}_{xz} u_z(t) \\ \omega_y^*(t) &= c^{-1}_{yy} u_y(t) + c^{-1}_{yz} u_z(t) + c^{-1}_{yx} u_x(t) \\ \omega_z^*(t) &= c^{-1}_{zz} u_z(t) + c^{-1}_{zx} u_x(t) + c^{-1}_{zy} u_y(t) \end{aligned} \quad (7)$$

gdzie współczynniki odpowiednich składowych dla osi Ox jako przykładowej są określone w postaci:

$$\begin{aligned} c^{-1}_{xx} &= (c_{yy} c_{zz} dt^2 - c_{yz} c_{zy} dt^2) / (c_{xx} c_{yy} c_{zz} dt^3 - c_{xx} c_{yz} c_{zy} dt^2 - c_{yx} c_{xy} c_{zz} dt^2 + c_{yx} c_{xz} c_{zy} + c_{zx} c_{xy} c_{yz} dt^3 - c_{zx} c_{xz} c_{yy} dt^2) \\ c^{-1}_{xy} &= (c_{xz} c_{zy} dt - c_{xy} c_{zz} dt^3) / (c_{xx} c_{yy} c_{zz} dt^3 - c_{xx} c_{yz} c_{zy} dt^2 - c_{yx} c_{xy} c_{zz} dt^2 + c_{yx} c_{xz} c_{zy} + c_{zx} c_{xy} c_{yz} dt^3 - c_{zx} c_{xz} c_{yy} dt^2) \\ c^{-1}_{xz} &= (c_{xy} c_{yz} dt^3 - c_{xz} c_{yy} dt^2) / (c_{xx} c_{yy} c_{zz} dt^3 - c_{xx} c_{yz} c_{zy} dt^2 - c_{yx} c_{xy} c_{zz} dt^2 + c_{yx} c_{xz} c_{zy} + c_{zx} c_{xy} c_{yz} dt^3 - c_{zx} c_{xz} c_{yy} dt^2) \end{aligned}$$

Podobnie, dla czujników przyspieszeń liniowych z modelem błędów skośnych (4), zależność określającą skorygowaną wartość przyspieszenia liniowego można przedstawić w postaci:

$$\begin{aligned} a^*_x(t) &= k^{-1}_{xx} u_x(t) + k^{-1}_{xy} u_y(t) + k^{-1}_{xz} u_z(t) \\ a^*_y(t) &= k^{-1}_{yy} u_y(t) + k^{-1}_{yz} u_z(t) + k^{-1}_{yx} u_x(t) \\ a^*_z(t) &= k^{-1}_{zz} u_z(t) + k^{-1}_{zx} u_x(t) + k^{-1}_{zy} u_y(t) \end{aligned} \quad (8)$$

gdzie współczynniki odpowiednich składowych dla osi Ox jako przykładowej są określone w postaci:

$$k^{-1}_{xx} = (k_{yy} k_{zz} - k_{yz} k_{zy}) / (k_{xx} k_{yy} k_{zz} - k_{xx} k_{yz} k_{zy} - k_{yx} k_{xy} k_{zz} + k_{yx} k_{xz} k_{zy} + k_{zx} k_{xy} k_{yz} - k_{zx} k_{xz} k_{yy})$$

$$k^{-1}_{yy} = (k_{xz} k_{zy} - k_{xy} k_{yz}) / (k_{xx} k_{yy} k_{zz} - k_{xx} k_{yz} k_{zy} - k_{yx} k_{xy} k_{zz} + k_{yx} k_{xz} k_{zy} + k_{zx} k_{xy} k_{yz} - k_{zx} k_{xz} k_{yy})$$

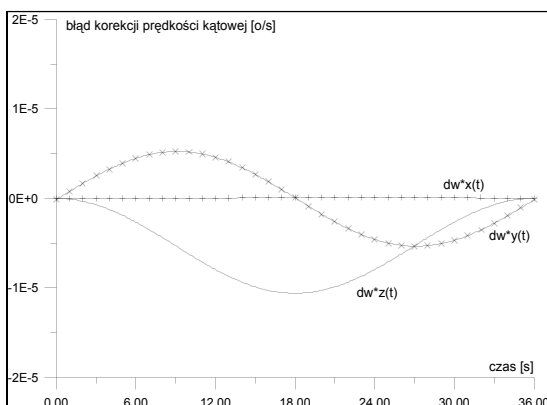
$$k^{-1}_{zz} = (k_{xy} k_{yz} - k_{xz} k_{zy}) / (k_{xx} k_{yy} k_{zz} - k_{xx} k_{yz} k_{zy} - k_{yx} k_{xy} k_{zz} + k_{yx} k_{xz} k_{zy} + k_{zx} k_{xy} k_{yz} - k_{zx} k_{xz} k_{yy})$$

Dla bardziej złożonych modeli błędów skośnych (np. zawierających funkcje nieliniowe dla akcelerometrów krzemowych) należy opracować odpowiednie algorytmy poszukiwania macierzy odwrotnej lub zastosować aproksymacje tych zależności.

4. Propozycja korekcji komputerowej

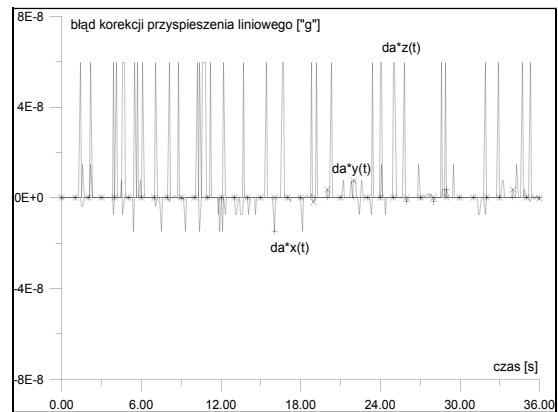
Opracowanie algorytmów korekcji błędów skośnych umożliwia zbudowanie komputerowego systemu korekcji błędów. System taki może w trybie „on-line” (tj. w czasie wykonywania lotu) lub trybie „off-line” (po zakończeniu lotu) generować skorygowane pod względem błędów skośnych wartości mierzonych prędkości kątowych i przyspieszeń liniowych. W tym celu wykonano badania symulacyjne opracowanych algorytmów numerycznych. Jako wymuszenia przyjęto przebiegi prędkości kątowych i przyspieszeń liniowych występujących w ruchu stożkowym. Ruch taki w wersji uproszczonej może być wytwarzany na posiadanym w ITWL stanowisku UPG-48, zaś w wersji pełnej – na stanowisku do wytwarzania ruchu stożkowego SRS-1 [5].

Na rys.6. przedstawiono przebiegi błędów prędkości kątowej skorygowanych według zależności (7), zaś na rys.7. – błędów przyspieszeń liniowych, skorygowanych według zależności (8).



Rys. 6. Przebiegi błędów korekcji prędkości kątowych w ruchu stożkowym
Fig. 6. Courses of errors of correcting angular velocities in conic motion

Na podstawie otrzymanych wartości skorygowanych błędów skośnych stwierdzono, że ich wartości nie przekraczają 0,4% dla czujników prędkości kątowej oraz 0,000006% dla przyspieszeniometry (w zakresie wartości mierzonej dla składowej w osi Oz). Jak więc widać, opracowana metoda daje możliwość zmniejszenia błędu. Wykorzystanie komputera pozwala na pomyślną korekcję także dla bardziej złożonych funkcji wpływu poprzez zastosowanie odpowiednich algorytmów.



Rys. 7. Przebiegi błędów korekcji przyspieszeń liniowych w ruchu stożkowym
Fig. 7. Courses of errors of correcting linear accelerations in conic motion

5. Podsumowanie

Jak wykazały przeprowadzone badania, dla klasycznych (elektromechanicznych) czujników parametrów ruchu (giroskopów prędkościowych i przyspieszeniometry liniowych) wartości błędów zależą nie tylko od ich współczynników, ale i od parametrów wykonywanego ruchu. Dla wykorzystywanego w badaniach ruchu stożkowego (generowanego na stanowisku SRS-1 zbudowanym w ITWL) błędy te są znaczące gdyż sięgają kilkunastu procent wartości mierzonej.

Opracowana w ITWL metoda pozwala na zmniejszenie błędów, a przez to na kontrolę procesu pomiarowego. Przykładowo, dla składowych błędów w analizowanej osi Oz , wykonana korekcja dla przyspieszeniometry pozwoliła na zmniejszenie błędów ponad 40.000 krotnie (czyli praktycznie do poziomu tzw. błędów zaokrąglenia), zaś dla czujników prędkości kątowej (z uwagi na bardziej złożony model błędów) – prawie 30 krotnie. Jak się ocenia, metoda ta może służyć głównie do korekcji błędów skośnych dla układów pomiarowych budowanych ze stosunkowo tanich czujników elektromechanicznych (giroskopów prędkościowych i przyspieszeniometry pływakowych), charakteryzujących się stosunkowo dużym współczynnikiem wpływów międzykanałowych.

Przedstawiony model błędów skośnych giroskopów prędkościowych i przyspieszeniometry może być rozszerzony o bardziej złożone funkcje oddziaływania skośnego (m.in. nieliniowa funkcja wpływu przyspieszeń liniowych, zależna od kierunku składowej przyspieszenia występującej w osi pomiarowej czujnika). Korekcja takich wpływów wymaga bardziej złożonych metod przetwarzania informacji. Jednak w sytuacjach, w których wpływ funkcji nieliniowych na błędy z oddziaływań w kanałach poprzecznych nie wnosi istotnego wkładu w przebieg samego zjawiska pomiaru parametrów ruchu, zaproponowane modele błędów i metody ich korekcji wydają się być wystarczające.

6. Literatura

- [1] M. Kayton, W.R. Fried: Elektroniczne systemy nawigacji lotniczej. WKŁ, Warszawa 1976.
- [2] Z. Gosiewski, A. Ortyl: Algorytmy inercyjnego bezkardanowego systemu orientacji i położenia obiektu o ruchu przestrzennym, BN ILot., tom 12, Warszawa 1999.
- [3] S. Michalak, A. Szelmanowski A., K. Paliwoda: Zjawisko nieholonomiczności w systemach orientacji przestrzennej i metody jego korekcji. Kongres Metrologii, Wrocław, wrzesień 2004, strony 727÷730.
- [4] S. Michalak, A. Szelmanowski, E. Raczynski: Badania symulacyjne modeli numerycznych współczesnych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercyjnej, BT ITWL, Warszawa 2000.
- [5] A. Szelmanowski: Metody badań lotniczych systemów orientacji przestrzennej i nawigacji inercyjnej, BT ITWL, Warszawa 2001.