

MODELOWANIE DYNAMIKI GIROBUSOLI ZA POMOCĄ MIKROKOMPUTERA ZX SPECTRUM

JERZY GALAJ

Politechnika Warszawska

W pracy modelowano dynamikę girobusoli przy pomocy mikrokomputera ZX Spectrum. Podczas badań symulacyjnych, dla założonego modelu zmiany kursu samolotu, uzyskano przebiegi wskazań przyrządu oraz parametry ruchu ramek układu giroskopowego. Na podstawie wyników modelowania cyfrowego sformułowano szereg wniosków oraz podano uproszczony model dynamiki girobusoli, który może być zastosowany w symulatorze lotu.

Spis oznaczeń

- $J_{x_w}, J_{y_w}, J_{z_w}$ — momenty bezwładności ramki wewnętrznej względem osi x_w, y_w i z_w [kg m²],
 $J_{x_z}, J_{y_z}, J_{z_z}$ — momenty bezwładności ramki zewnętrznej względem osi x_z, y_z i z_z [kg m²],
 H — kręt giroskopu [Nm s],
 $\omega_{x_w}, \omega_{y_w}, \omega_{z_w}$ — prędkości kątowe ramki wewnętrznej w układzie osi własnych $Ox_w y_w z_w$ [rad/s],
 $\omega_{x_z}, \omega_{y_z}, \omega_{z_z}$ — prędkości kątowe ramki zewnętrznej w układzie osi własnych $Ox_z y_z z_z$ [rad/s],
 $\dot{\omega}_{x_z}, \dot{\omega}_{y_z}$ — przyspieszenia kątowe ramki zewnętrznej względem osi x_z i y_z [rad/s²],
 $\dot{\omega}_{x_w}$ — przyspieszenie kątowe ramki wewnętrznej względem osi x_w [rad/s²],
 α, β — kąty obrotu ramki zewnętrznej i wewnętrznej układu giroskopowego [rad],
 M_T^α, M_T^β — momenty tarcia na osi obrotu ramki zewnętrznej i wewnętrznej [Nm],
 ε — kąt odchylenia płaszczyzny ramki wewnętrznej od płaszczyzny horyzontu [rad],
 U, \dot{U} — prędkość i przyspieszenie wzdłużne samolotu [m/s], [m/s²],
 $\gamma, \dot{\gamma}$ — kąty przechylenia i pochylenia samolotu [rad].

P, Q, R	— przyspieszenie kątowe samolotu w układzie osi własnych $Oxyz$ [rad/s ²],
ψ_M	— kurs magnetyczny [rad],
$\Delta\varepsilon$	— strefa nieczułości układu korekcji [rad],
k_e	— nachylenie charakterystyki statycznej układu korekcji [Nm/rad],
M_{max}	— maksymalna wartość momentu korekcji [Nm],
M_k	— moment korekcji [Nm],
k_{s0}	— nachylenie charakterystyki statycznej łącza selsynowego [V/rad],
α_{s0}	— kąt obrotu wirnika selsyna odbiornika [rad],
U_{s0}	— napięcie wyjściowe na selsynie odbiornika [V],
T_s	— stała czasowa serwomotorów [s],
k_1, k_2, k_3	— wzmocnienia wzmacniaczy w układach śledzących [V/V],
$\alpha_{S1}, \alpha_{S2}, \alpha_{S3}$	— kąty obrotu wałów wyjściowych silnika $S1, S2$ i $S3$ [rad],
U_{S1}, U_{S2}, U_{S3}	— napięcia sterujące na silnikach $S1, S2$ i $S3$ [V],
k_{S1}, k_{S2}, k_{S3}	— współczynniki wzmocnienia silników $S1, S2$ i $S3$ [rad/Vs],
$\alpha_{P1}, \alpha_{P2}, \alpha_{P3}$	— kąty obrotu szczotek potencjometrów $P1, P2$ i $P3$ [rad],
U_{P1}, U_{P2}, U_{P3}	— napięcia wyjściowe na potencjometrach $P1, P2$ i $P3$ [V],
k_p	— stała łącza potencjometrycznych [V/rad],
i_1, i_2	— przełożenia między silnikiem $S1$ a mechanizmem korekcyjnym i wirnikiem $S0$ [rad/rad],
i'_3, i''_3	— przełożenia między silnikiem $S2$ a potencjometrem $P2$ w fazie uzgadniania i podczas pomiaru [rad/rad],
i_4, i_5	— przełożenia między silnikiem $S3$ a wskazówką i potencjometrem $P3$ [rad/rad],
ψ_w	— kąt obrotu wskazówki we wskaźniku [rad].

1. Wstęp

W celu wyznaczenia kąta kursu samolotu, jako podstawowego parametru nawigacyjnego, wykorzystuje się dwa podstawowe układy odniesienia:

- układ związany z ziemskim polem magnetycznym, wyznaczający kierunek składowej poziomej natężenia ziemskiego pola magnetycznego,
- giroskopowe układy odniesienia, dające możliwość utrzymania azymutu.

Jednym z przyrządów, który określa kurs samolotu przy pomocy w/w układów odniesienia jest girobusola GIK-1 zainstalowana na samolocie Iskra TS-11. Imitator tego przyrządu, zabudowany na symulatorze lotu, powinien posiadać taki sam zewnętrzny wygląd jak wskaźnik zabudowany w kabinie samolotu, a jego wskazania i reakcje na zmiany kursu samolotu powinny być maksymalnie zbliżone do warunków rzeczywistych. Konstrukcja girobusoli we współczesnych symulatorach lotu znacznie odbiega od konstrukcji rzeczywistego przyrządu. Zasadnicza różnica polega na tym, że wszystkie elementy przyrządu za wyjątkiem ewentualnie samego serwomechanizmu wskaźnikowego, zostały zastąpione modelem cyfrowym. Zadaniem tego modelu jest określenie, na podstawie aktualnych parametrów lotu, wartości sygnału, który po odpowiednim przetworzeniu i dopasowaniu powinien być podany na wskaźnik kursu lub na serwomechanizm wskaźnikowy.

Celem niniejszej pracy było:

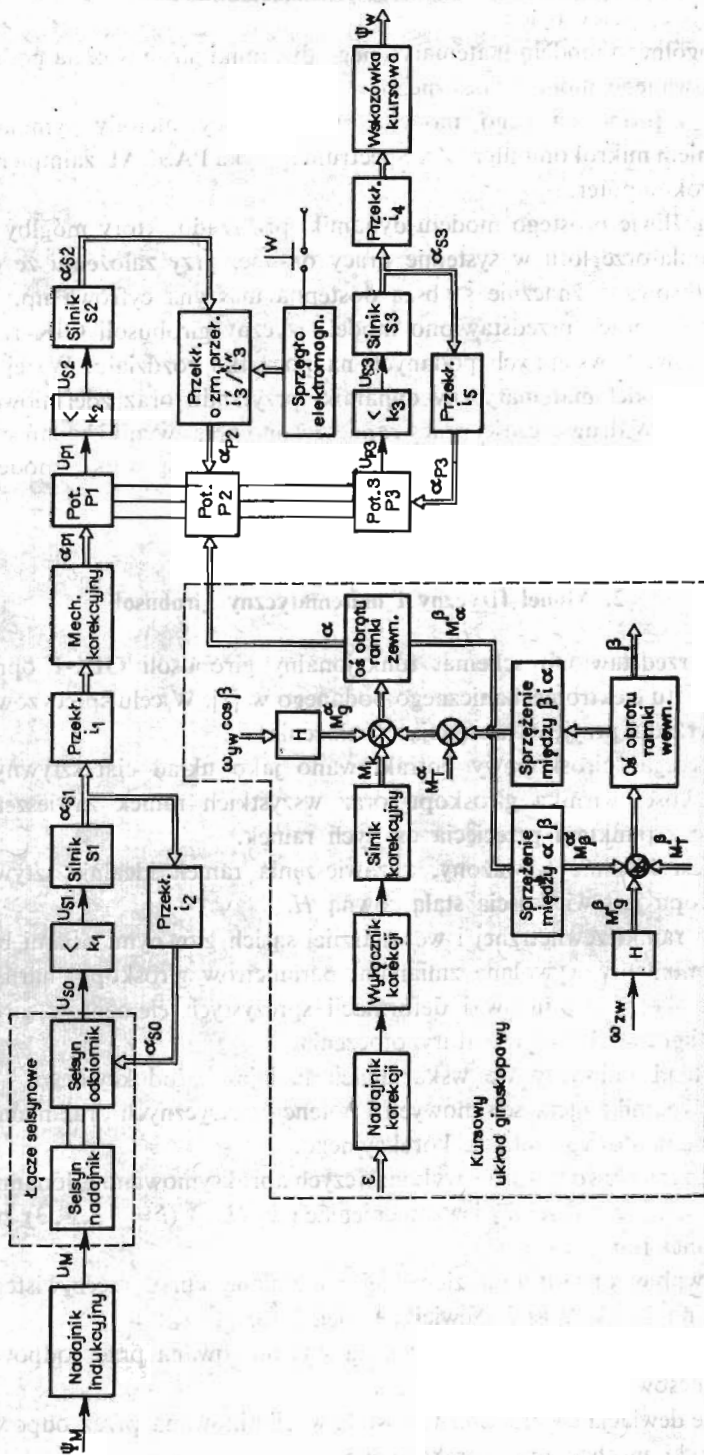
- a) stworzenie ogólnego modelu matematycznego dynamiki girobusoli na podstawie wcześniej zdefiniowanego modelu fizycznego,
- b) przebadanie zaproponowanego modelu przy pomocy metody symulacji cyfrowej z zastosowaniem mikrokomputera ZX Spectrum i języka PASCAL zaimplementowanego na ten mikrokomputer,
- c) określenie możliwie prostego modelu dynamiki przyrządu, który mógłby być zastosowany w symulatorze lotu w systemie pracy on-line, przy założeniu że do tego celu zostanie zastosowana znacznie szybsza dostępna maszyna cyfrowa np. IBM PC.

W pierwszej części pracy przedstawiono model fizyczny girobusoli GIK-1, który został oparty na założeniach wstępnych podanych na początku rozdziału. W tej samej części podano również model matematyczny dynamiki przyrządu oraz zdefiniowano zmienne w nim występujące. W drugiej części pracy zamieszczono opis i wyniki badań symulacyjnych wraz z odpowiednimi wnioskami oraz podano uproszczoną wersję modelu dynamiki układu giroskopowego.

2. Model fizyczny i matematyczny girobusoli

Na rys. 1 przedstawiono schemat funkcjonalny girobusoli GIK-1 opracowany na podstawie schematu elektromechanicznego podanego w [1]. W celu sprecyzowania modelu fizycznego przyrządu przyjęto następujące założenia:

1. Kursowy agregat giroskopowy potraktowano jako układ ciał sztywnych.
2. Środek ciężkości wirnika giroskopu oraz wszystkich ramek zawieszenia Cardana pokrywa się z punktem przecięcia osi tych ramek.
3. Giroskop jest idealnie wyważony, a zawieszenia ramek idealnie sztywne.
4. Kręt giroskopu jest wielkością stałą równą H .
5. Osie obrotu ramki zewnętrznej i wewnętrznej są ich głównymi osiami bezwładności.
6. Pominięto momenty wywołane zmianami parametrów giroskopu, naruszeniem jego wyważenia, obecnością luzów i deformacji sprężystych elementów giroskopu oraz ciśnienia, wilgotności i temperatury otoczenia.
7. Pominięto błąd północny we wskazaniach nadajnika indukcyjnego.
8. Pominięto dynamikę łączy selsynowych i potencjometrycznych oraz nadajnika indukcyjnego i momentowego silnika korekcyjnego.
9. Dynamikę trzech serwowatorów wykonawczych aproksymowano członami inercyjnymi o tej samej stałej czasowej T_s i wzmocnieniach $k_{Si}(U_{Si})$ ($i = 1, \dots, 3$) zmieniających się wg zadanej funkcji.
10. Pominięto wpływ obrotu kuli ziemskiej na zmianę kursu rzeczywistego samolotu ze względu na krótki czas i niewielki zasięg lotu.
11. Założono, że dewiacja półokrężna została wyeliminowana przez odpowiednie ustawienie magnesów korekcyjnych.
12. Założono, że dewiacja ćwierćokrężna została wyeliminowana przez odpowiedni dobór charakterystyki mechanizmu korekcyjnego.
13. Pominięto błędy łączy potencjometrycznych i selsynowych.



Rys. 1. Schemat funkcjonalny girabusoli GIK-1

14. Pominięto bezwładność wskazówki girobusoli.
 15. Założono, że początkowe ustawienie osi krętu układu giroskopowego pokrywa się z kierunkiem północy magnetycznej (układ jest uzgodniony) i aktualnym kursem samolotu.
 16. Założono jednakowy współczynnik łączy potencjometrycznych równy k_p .

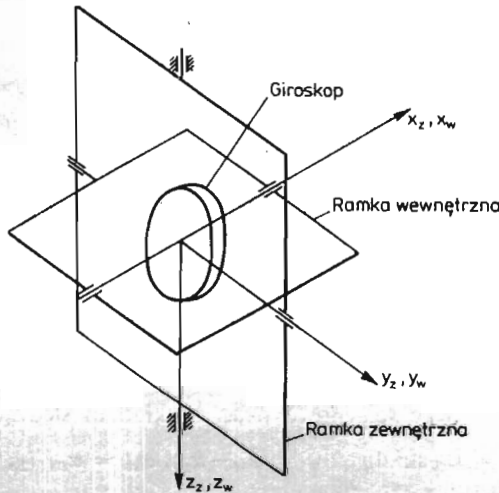
Na rys. 2 przedstawiono schemat kinematyczny zawieszenia układu giroskopowego. Aby wyznaczyć równania ruchu ramek układu giroskopowego, przyjęto następujące układy współrzędnych:

$Ox_g y_g z_g$ — związany z lokalnym pionem ziemskim,

$Oxyz$ — związany z samolotem,

$Ox_z y_z z_z$ — związany z ramką zewnętrzną układu giroskopowego,

$Ox_w y_w z_w$ — związany z ramką wewnętrzną układu giroskopowego.



Rys. 2. Schemat kinematyczny zawieszenia kursowego układu giroskopowego.

Bazując na przyjętym modelu fizycznym, wyprowadzono równania ruchu ramki zewnętrznej i wewnętrznej układu giroskopowego, których przyspieszenia kątowe można wyrazić za pomocą następujących zależności ($J_{z_w} = J_{y_w}$):

$$\ddot{\beta} = -\dot{\omega}_{yz} - \frac{1}{J_{y_w}} [(J_{x_w} - J_{z_w})\omega_{x_w}\omega_{z_w} - H\omega_{z_w} + M_T^{\beta} \operatorname{sgn} \dot{\beta}] \quad (2.1)$$

$$\ddot{\alpha} = -\dot{R} + \frac{1}{J_{z\alpha}} [-J_{z_w}\dot{\omega}'_{z_w} \cos \beta + J_{x_w}\dot{\omega}'_{x_w} \sin \beta - (J_{y_z} - J_{x_z})\omega_{x_z}\omega_{y_z} + (J_{y_w} - J_{x_w})\omega_{x_w}\omega_{y_w} \cos \beta - H\omega_{y_w} \cos \beta - M_T^{\alpha} \operatorname{sgn} \dot{\alpha} - M_k] \quad (2.2)$$

gdzie:

a) moment bezwładności:

$$J_{z\alpha} = J_{z_z} + J_{z_w} \cos^2 \beta + J_{x_w} \sin^2 \beta, \quad (2.3)$$

b) związki kinematyczne:

— ramka zewnętrzna:

$$\begin{aligned}\omega_{xz} &= P \cos \alpha + Q \sin \alpha, \\ \omega_{yz} &= Q \cos \alpha - P \sin \alpha, \\ \omega_{zz} &= R + \dot{\alpha}, \\ \dot{\omega}_{xz} &= \dot{P} \cos \alpha - P \dot{\alpha} \sin \alpha + \dot{Q} \sin \alpha + Q \dot{\alpha} \cos \alpha, \\ \dot{\omega}_{yz} &= \dot{Q} \cos \alpha - Q \dot{\alpha} \sin \alpha - \dot{P} \sin \alpha - P \dot{\alpha} \cos \alpha,\end{aligned}\quad (2.4)$$

— ramka wewnętrzna:

$$\begin{aligned}\omega_{xw} &= \omega_{xz} \cos \beta - \omega_{yz} \sin \beta, \\ \omega_{yw} &= \omega_{yz} + \beta, \\ \omega_{zw} &= \omega_{zz} \cos \beta + \omega_{xz} \sin \beta, \\ \dot{\omega}'_{xw} &= \dot{\omega}_{xz} \cos \beta - \omega_{xz} \dot{\beta} \sin \beta - \omega_{yz} \dot{\beta} \cos \beta, \quad (\text{bez wyrazu } z \ddot{\alpha}) \\ \dot{\omega}'_{zw} &= -\omega_{zz} \dot{\beta} \sin \beta + \dot{\omega}_{xz} \sin \beta + \omega_{xz} \dot{\beta} \cos \beta,\end{aligned}\quad (2.5)$$

c) moment korekcyjny:

$$M_k = \begin{cases} 0 & |\varepsilon'| \leq \Delta\varepsilon \text{ lub } |\gamma| > 0,2 \text{ lub } |\omega_{zg}| > 0,0052 \\ k_\varepsilon(\varepsilon' - \Delta\varepsilon) & \text{gd } \Delta\varepsilon < |\varepsilon'| < \varepsilon_{max}, \\ M_{max} \operatorname{sgn} \varepsilon' & |\varepsilon'| > \varepsilon_{max} \end{cases}\quad (2.6)$$

gdzie:

$$\varepsilon' = \varepsilon + \dot{U} \cos \psi / 9,81,$$

$$\omega_{zg} = R \cos \gamma \cos \vartheta - P \sin \vartheta + Q \sin \gamma \cos \vartheta.$$

Modele matematyczne pozostałych elementów girobusoli opisano następującymi zależnościami:

1. Nadajnik indukcyjny i łącze selsynowe wraz z układem śledzącym:

$$\begin{aligned}U_{s0} &= k_{s0} \sin \Delta\psi, \Delta\psi = \psi_M - \alpha_{s0}, \alpha_{s0} = \alpha_{S1} / i_2, \\ U_{S1} &= k_1 \cdot U_{s0}, \ddot{\alpha}_{S1} = (k_{S1} \cdot U_{S1} - \dot{\alpha}_{S1}) / T_s.\end{aligned}\quad (2.7)$$

2. Mechanizm korekcyjny:

$$\alpha_{P1} = f(\alpha_{S1} / i_1).\quad (2.8)$$

3. Łącze potencjometryczne P1-P2 (patrz rys. 1):

$$\begin{aligned}U_{P1} &= k_p(\alpha_{P1} - \alpha_{P2}), U_{S2} = k_2 U_{P1}, \ddot{\alpha}_{S2} = (k_{S2} \cdot U_{S2} - \dot{\alpha}_{S2}) / T_s, \\ \alpha_{P2} &= \alpha_{S2} / i'_3 - \alpha \quad (\text{normalna praca}), \text{ lub } \alpha_{P2} = \alpha_{S2} / i''_3 - \alpha \quad (\text{uzgadnianie}).\end{aligned}\quad (2.9)$$

4. Łącze potencjometryczne P2-P3 i wskaźnik:

$$\begin{aligned}U_{P1} &= k_p(\alpha_{P2} - \alpha_{P3}), \alpha_{P3} = \alpha_{S3} / i_5, U_{S3} = k_3 U_{P3}, \\ \ddot{\alpha}_{S3} &= (k_{S3} U_{S3} - \dot{\alpha}_{S3}) / T_s, \psi_w = \alpha_{S3} / i_4,\end{aligned}\quad (2.10)$$

gdzie:

$$k_{Si} = \begin{cases} 105 & U_{Si} < 4,5 \\ 73,5 & \text{gd } 4,5 \leq U_{Si} < 13 \\ 31,5 & 13 \leq U_{Si} < 18 \\ 15,75 & U_{Si} \geq 18 \end{cases} \quad \begin{array}{l} i = 1, \dots, 3 \\ \text{na podstawie charakterystyki} \\ \text{statycznej silnika DID-0,5 w [5].} \end{array}$$

Model matematyczny girobusoli (2) przedstawiono w postaci układu równań różniczkowych pierwszego rzędu (tzw. równań stanu), który może być bezpośrednio wykorzystany w procesie modelowania cyfrowego. Ta forma modelu została przedstawiona poniżej:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_1 &= \omega_{yw}, \\
 \dot{x}_2 &= x_3, \\
 \dot{x}_3 &= (k_{S1} U_{S1} - x_3)/T_s, \\
 \dot{x}_4 &= x_5, \\
 \dot{x}_5 &= (k_{S2} U_{S2} - x_5)/T_s, \\
 \dot{x}_6 &= x_7, \\
 \dot{x}_7 &= \text{prawa strona (2.2)}, \\
 \dot{x}_8 &= x_9, \\
 \dot{x}_9 &= \text{prawa strona (2.1)}, \\
 \dot{x}_{10} &= x_{11}, \\
 \dot{x}_{11} &= (k_{S3} U_{S3} - x_{11})/T_s,
 \end{aligned} \tag{2.11}$$

gdzie: $x = (\varepsilon, \alpha_{S1}, \dot{\alpha}_{S1}, \alpha_{S2}, \dot{\alpha}_{S2}, \alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \alpha_{S3}, \dot{\alpha}_{S3})$.

Tablica 1

Lp.	Oznaczenie parametru	Wartość	Lp.	Oznaczenie parametru	Wartość
1	H	0,4	10	M_{max}	$3,5 \cdot 10^{-4}$
2	J_{xw}	$4 \cdot 10^{-4}$	11	k_{s0}	25
3	J_{yw}	$15 \cdot 10^{-5}$	12	T_s	0,16
4	J_{zw}	$15 \cdot 10^{-5}$	13	k_1, k_2, k_3	100
5	J_{zz}	$18 \cdot 10^{-4}$	14	k_p	5
6	M_T^α	$5 \cdot 10^{-3}$	15	i_1, i_2	5 200
7	M_T^β	$2 \cdot 10^{-5}$	16	i_3'	3 150
8	$\Delta\varepsilon$	0	17	i_3''	828 000
9	k_ε	0,04	18	i_4, i_5	3 000

Wartości parametrów modelu matematycznego przyjęte w oparciu o pozycje [1, 2, 3, 4, 5] zamieszczono w tablicy 1, natomiast ich objaśnienia zawarto w spisie oznaczeń na początku pracy. Ze względu na brak niektórych danych dotyczących girobusoli GIK-1, w procesie symulacji wykorzystano dostępne wartości innych giromagnetycznych systemów kursowych.

3. Opis i wyniki badań symulacyjnych

Badania symulacyjne girobusoli przeprowadzono w oparciu o model matematyczny przyrządu przedstawiony w poprzednim rozdziale. W procesie symulacji przyjęto zerowe warunki początkowe. Modelowanie przeprowadzono dla zadanej zmiany kursu samolotu,

zgodnie z poniższą zależnością aproksymującą dynamikę sterowania kursem za pomocą autopilota [6]:

$$\psi = \psi_z [1 - e^{-\frac{t}{T}} (1 + t/T)] + \psi_0, \quad (3.1)$$

gdzie: $\psi_0 = 0$ rad — początkowa wartość kursu samolotu,

$\psi_z = 0,5$ rad — zadana wartość kursu samolotu,

T — stała czasowa charakteryzująca dynamikę ruchu azymutalnego samolotu.

Zakładając, że zakręt jest skoordynowany i odbywa się ze stałą prędkością $U = 200$ m/s przyjęto następujące zależności według których zmieniają się parametry ruchu przechylającego samolotu:

$$\gamma = U \cdot \dot{\psi} / 9.81, \quad P = U \cdot \ddot{\psi} / 9.81. \quad (3.2)$$

Przeanalizowano kilka wariantów ruchu azymutalnego samolotu. W pierwszym wariacie samolot wykonuje zakręt bez zmiany kąta pochylenia ($Q = 0$), przy czym zastosowano dwie różne wartości stałych czasowych $T = 3$ s (szybsza zmiana azymutu) i $T = 5$ s (wolniejsza zmiana azymutu). Dla wariantu z $T = 5$ s przebadano reakcje przyrządu bez i z ingerencją pilota za pośrednictwem przycisku uzgodnienia po wykonaniu zakrętu przez samolot. W drugim wariacie rozpatrzono przypadek zakrętu ze wznoszeniem ($Q > 0$) i opadaniem ($Q < 0$).

Proces symulacji charakteryzował się następującymi parametrami czasowymi:

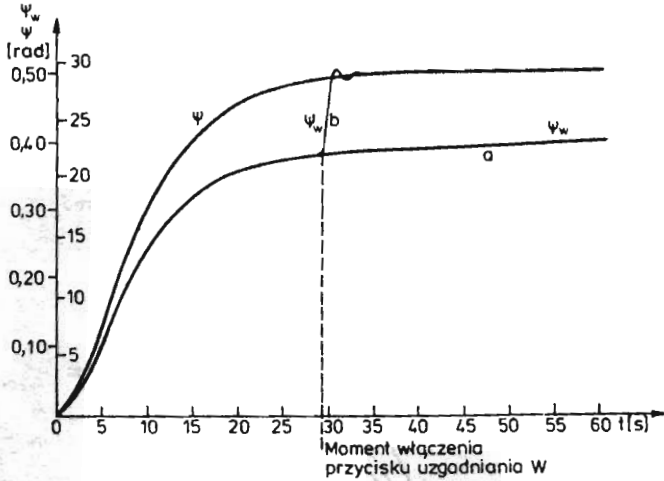
- czas symulacji $T_c = 20$ s,
- krok całkowania $\Delta t = 0,002$ s,
- krok wydruku $\Delta t_w = 0,10$ s.

Pozwalają one na zaobserwowanie zachowania się modelu girobusoli w wybranej fazie lotu samolotu przy jednoczesnym zapewnieniu odpowiedniej dokładności i stabilności numerycznej procesu obliczeniowego. Zarejestrowano również kilka dłuższych przebiegów ($T_c \approx 300$ s) w celu wyznaczenia orientacyjnego czasu ustalania się kąta kursu na wskaźniku po wykonaniu zakrętu skoordynowanego ($T = 5$ s). Do rozwiązania układu jedenastu równań różniczkowych (2.11) użyto popularnej procedury numerycznej opartej na stałokrokowej metodzie Rungego-Kutty czwartego rzędu. Próby zastosowania innych metod całkowania (Rungego-Kutty z modyfikacją Gille'a, zmiennokrokowa predykcijno-korekcyjna) nie dały pozytywnych rezultatów w sensie przyspieszenia procesu obliczeniowego (mały krok całkowania wynika z własności dynamicznych układu giroskopowego) czy też zwiększenia dokładności otrzymanych wyników.

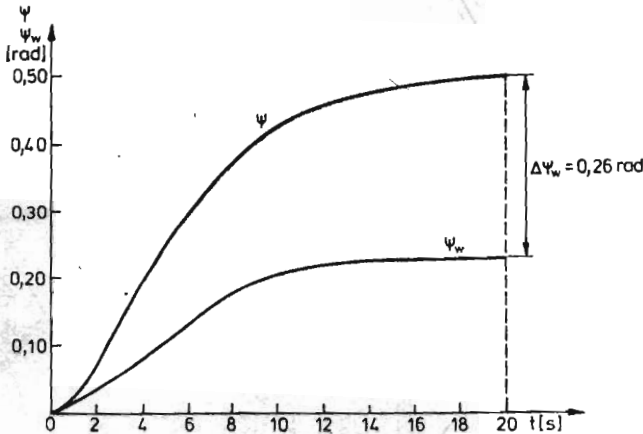
W wyniku przeprowadzonych badań symulacyjnych otrzymano następujące przebiegi czasowe:

- odchylenie osi głównej giroskopu od płaszczyzny horyzontu $\varepsilon(t)$,
- wychylenie katowe osi obrotu ramki wewnętrznej układu giroskopowego $\beta(t)$,
- wychylenie katowe osi obrotu azymutalnego ramki zewnętrznej układu giroskopowego $\alpha(t)$,
- wychylenie wskazówki na wskaźniku kursu $\psi_w(t)$.

Na rys. 3 pokazano przykładowe przebiegi wskazań przyrządu $\psi_w(t)$ bez włączenia (a) i z włączeniem (b) przycisku uzgadniania po wykonaniu zakrętu ($Q = 0$, $T = 5$ s) na tle



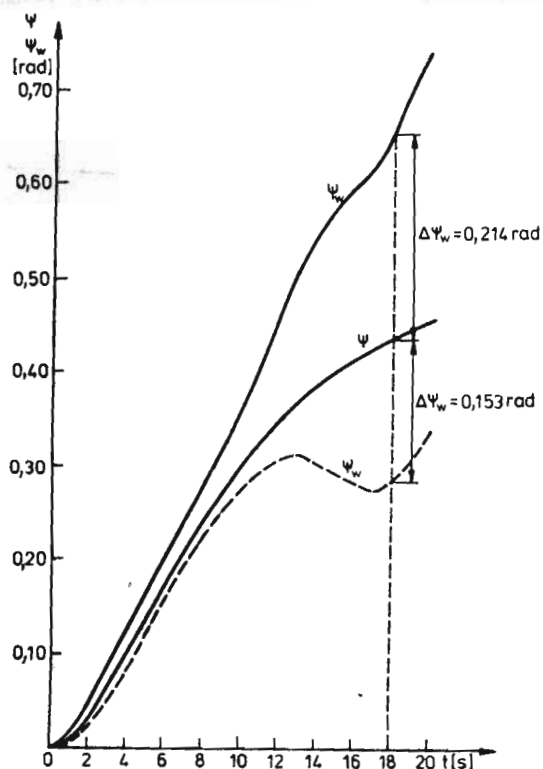
Rys. 3. Przebieg wskazań ψ_w modelu giroskopu na tle zmian kąta kursu ψ (zakręt z $T = 5$ s). a) bez ingerencji pilota b) z ingerencją pilota



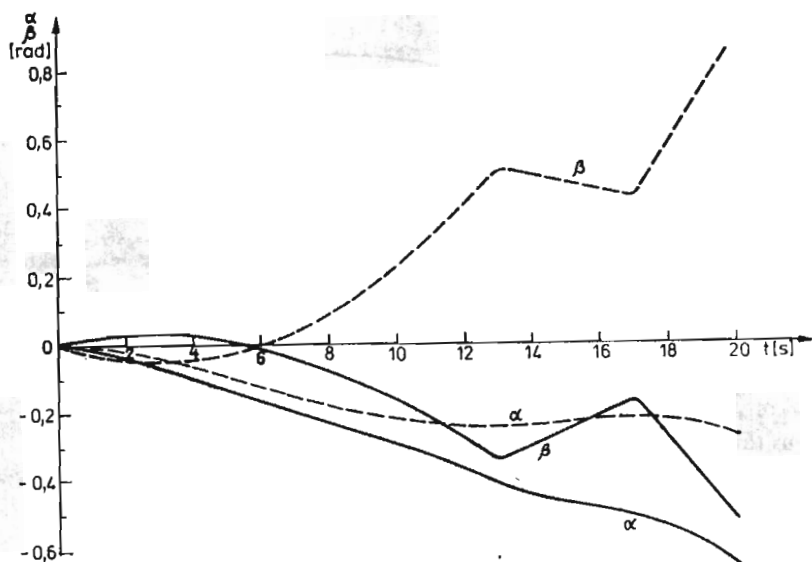
Rys. 4. Przebieg wskazań ψ_w modelu giroskopu w przypadku większej prędkości kątowej zakrętu ($T = 3$ s) na tle zmian kąta kursu ψ .

zmiany kąta kursu samolotu $\psi(t)$. Na rys. 4 przedstawiono przebiegi wskazań giroskopu podczas wykonywania szybszego zakrętu przez samolot ($T = 3$ s) na tle zmian kursu rzeczywistego samolotu. Na rys. 5 pokazano przebiegi wskazań modelu giroskopu podczas wykonywania zakrętu ze wznoszeniem (linia ciągła) i opadaniem (linia przerywana), natomiast na rys. 6 przedstawiono odpowiadające im przebiegi wychyleń ramki zewnętrznej $\alpha(t)$ i wewnętrznej $\beta(t)$ giroagregatu.

W trakcie eksperymentu symulacyjnego przebadano również model giroskopu, w którym zastosowano uproszczoną dynamikę układu giroskopowego (pominięto wyrazy zawierające momenty bezwładności ramek).



Rys. 5. Przebieg wskaźń ψ_w modelu girobusoli podczas zakreću ze wznoszeniem (linia ciągła) i opadaniem (linia przerywana) na tle zmian kursu rzeczywistego.



Rys. 6. Przebiegi kątów obrotu ramek zewnętrznej $\alpha(t)$ i wewnętrznej $\beta(t)$ podczas zakreću ze wznoszeniem (linia ciągła) i opadaniem (linia przerywana).

Na podstawie otrzymanych wyników sformułowano następujące wnioski:

1. W przypadku zakrętu skoordynowanego bez zmiany wysokości ze średnią prędkością odchylenia określoną wartością $T = 5$ s, wartości wskazań przyrządu $\psi_w(t)$ nadążają za rzeczywistą wartością kąta kursu $\psi(t)$ ze znacznym opóźnieniem (po 20 s wskazania przyrządu są mniejsze o około 20% od wartości kursu samolotu). Opóźnienie to wynika m.in. z:
 - a) niewłaściwego ustawienia swobodnej osi kursowego układu giroskopowego (po 20 s odchylenie osi głównej od kierunku kursu wynosi około 6°) spowodowanej działaniem momentów giroskopowych,
 - b) bardzo dużej wartości przełożenia w serwomechanizmie śledzenia układu giroskopowego podczas pomiaru ($i_3 = 828\ 000$), która wynika z konieczności odfiltrowania drgań o dużej częstotliwości generowanych przez nadajnik indukcyjny podczas zmiany kursu.
2. Włączenie przycisku uzgadniania po wykonaniu zakrętu przyspiesza proces ustalania się wskazań z około 220 s w normalnym trybie pomiarowym do około 2,5 s. Różnica między zadaniem kątem kursu samolotu a ustaloną wartością wskazań nie przekracza $0,01^\circ$.
3. Wartość kąta wychylenia ramki zewnętrznej $\alpha(t)$ nadąża w odwrotnym kierunku za zmianą kąta kursu, przy czym proces ten charakteryzuje się znacznym opóźnieniem ($\Delta t = 8$ s po czasie 20 s dla zakrętu z $T = 5$ s).
4. Wartość kąta wychylenia ramki wewnętrznej $\beta(t)$ po niewielkim ujemnym wahnieniu, którego amplituda nie przekracza wartości $\Delta\beta = -0,015$ rad, rośnie osiągając po czasie 20 s wartość $\beta = 0,155$ rad.
5. Podczas wykonywania zakrętu można zaobserwować niewielkie odchylenie osi głównej od płaszczyzny horyzontu nie przekraczające wartości $\epsilon_m = 6^\circ$.
6. Przy szybszym zakręcie samolotu ($T = 3$ s) wskazania przyrządu charakteryzują się znacznym uchybem, który w rozważanym przypadku po 20 s wynosi około 30% (0,16 rad). Wynika on przede wszystkim z niewłaściwego ustawienia osi głównej układu giroskopowego $\Delta\alpha = 10^\circ$.
7. Ruch pochylający samolotu podczas zmiany kursu ma istotny wpływ na wskazania przyrządu i tak:
 - podczas wznoszenia, zgodnie z zadaniem modelem ruchu pochylającego, wskazania giroskopu ψ_w znacznie przewyższają wartość kąta kursu (po czasie 18 s $\Delta\psi_w = 0,214$ rad). Wynika to przede wszystkim z niewłaściwego ustawienia azymutalnego osi głównej układu giroskopowego na skutek działania momentów giroskopowych skierowanych zgodnie z ruchem ramki zewnętrznej (rys. 5),
 - podczas opadania wskazania giroskopu są mniejsze od wartości kąta kursu (po czasie 18 s $\Delta\psi_w = 0,15$ rad). Spowodowane jest to zbyt małym wychyleniem $\alpha(t)$ ramki zewnętrznej giroagregatu w wyniku działania momentów giroskopowych przeciwdziałających obrotowi azymutalnemu ramki,
 - różnice między kątami obrotu azymutalnego osi ramki zewnętrznej $\alpha(t)$ w przypadku zakrętu bez zmiany wysokości ($Q = 0$) i ze zmianą wysokości ($Q \neq 0$) po czasie 20 s wynoszą odpowiednio $|\Delta\alpha| = 0,18$ rad (wznoszenie) i $|\Delta\alpha| = 0,13$ rad (opadanie),

- kąt wychylenia ramki wewnętrznej $\beta(t)$, w przypadku zakrętu ze wznoszeniem, po niewielkim dodatnim wahnięciu o amplitudzie nie przekraczającej 0,05 rad, przyjmuje wartości ujemne osiągając po czasie 20 s wartość około $-0,35$ rad,
 - kąt wychylenia ramki wewnętrznej $\beta(t)$, w przypadku zakrętu z opadaniem, po niewielkim ujemnym wahnięciu o amplitudzie nie przekraczającej wartości $-0,05$ rad, przyjmuje wartości dodatnie osiągając po czasie 20 s wartość około 0,6 rad.
8. Różnice pomiędzy wskazaniami przyrządu z modelem dynamiki układu giroskopowego przedstawionym w pracy oraz uproszczonym (pominięto wyrazy zawierające momenty bezwładności ramek) nie przekraczają w rozważanych przypadkach wartości 10^{-4} rad. Uproszczony model dynamiki kursowego układu giroskopowego ma postać:

$$\ddot{\beta} = -\dot{\omega}_{yz} + \frac{1}{J_{yw}}(H\omega_{zw} - M_T^p \operatorname{sgn} \dot{\beta}) \quad (3.3)$$

$$\ddot{\alpha} = -\frac{1}{J_{z\alpha}}(\dot{R} + H\omega_{yw} \cos \beta + M_T^a \operatorname{sgn} \dot{\alpha} + M_k) \quad (3.4)$$

Powyższy model może być przydatny do pracy w systemie on-line przy wykorzystaniu odpowiednio szybkich maszyn cyfrowych (np. w symulatorze lotu).

4. Uwagi końcowe

Badania symulacyjne wykazały, że możliwe jest znaczne uproszczenie dynamiki kursowego układu giroskopowego bez wpływu na jakość wskazań modelu girobusoli GIK-1. Analiza symulacyjna dowiodła, że występują istotne różnice pomiędzy rzeczywistym kursem samolotu a wskazaniami imitatora przyrządu w czasie zakrętu, zwłaszcza w przypadku szybszych zmian kursu jak i zakrętów połączonych ze zmianą wysokości. W przypadku zbyt dużych opóźnień wskazań celowe staje się użycie przycisku uzgadniania, który przyspiesza proces ustalania się wskazań.

Reasumując wykazano, że możliwe jest zrealizowanie i przebadanie uproszczonego modelu cyfrowego dynamiki girobusoli GIK-1 na mikrokomputerze ZX Spectrum przy użyciu języka PASCAL (BASIC jest zbyt wolny do tego celu). Niniejsza praca może być przydatna przy budowie modeli pracujących w czasie rzeczywistym na odpowiednio szybkich maszynach cyfrowych dostosowanych do potrzeb symulatora lotu. Przedstawione wyniki wskazują na problemy modelowania, ich złożoność, a uzyskane wyniki należy traktować jako ilościowe.

Literatura

1. О. Михайлов, *Авиационные приборы*, Машиностроение, Москва 1977.
2. Praca zbiorowa, *Приоруды гироскопове*, MON, Warszawa 1964.
3. Совместная работа, *Детали и узлы гироскопических приборов*, Машиностроение, Москва 1975.
4. W. W. CHRUSZCZEW, *Elektromaszynowe elementy automatyki. Teoria i obliczenia*, PWN, Warszawa 1973.
5. *Elektromaszynowe elementy automatyki*, Katalog 28-R, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1964.
6. В. А. БОДНЕР, *Системы управления летательными аппаратами*, Машиностроение, Москва 1973.

Резюме

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ГИРОКОМПАСА ДЛЯ ТРЕНАЖЕРА

В работе моделировано динамику гироскопа ГИК-1. Во время цифрового моделирования, для принятой модели углового движения самолёта в развороте, получены параметры углового движения рамок курсового гироскопа, а также показания прибора. На базе результатов симуляции сформулированы выводы, а также выработана упрощённая модель динамики удобная для тренажёра.

Summary

MODELLING OF GYRO-COMPASS DYNAMICS FOR APPLICATION IN FLIGHT SIMULATOR

In the paper the dynamics of gyro-compass GIK-1, by means of personal microcomputer, has been modelled. During digital simulation with assumed model of airplane angular motion in turn, parameters of gyroscopic system frames motion as well as indication of instrument in time have been obtained. Based on simulation results, many conclusions have been formulated. Simplified model of gyroscopic system dynamics, which can be applied in flight simulator, was also proposed.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 9 kwietnia 1986 roku
