

SYSTEM SYMULACJI TRENAŻERA LOTU, NAPROWADZANIA I WALKI POWIETRZNEJ SAMOŁOTU

JERZY MARYNIAK

*Instituł Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej PW*

W opracowaniu przedstawiono ogólną koncepcję symulatora lotu samolotu, niszczenia celów naziemnych, użycia broni: strzeleckiej, raketowej i bomb samolotu oraz walki powietrznej z aktywnym przeciwnikiem. Dla tak przedstawionego modelu koncepcyjnego opracowano schematy blokowe samolotu trenażera, samolotu przeciwnika, rakiety, bomby i pocisku z uwzględnieniem wszelkich sprzężeń. Opracowano ogólny — uniwersalny model samolotu w dowolnie usytuowanym, związanym sztywno z samolotem układem odniesienia odpowiadający przyjętym założeniom systemu.

1. Ogólny model systemu symulatora

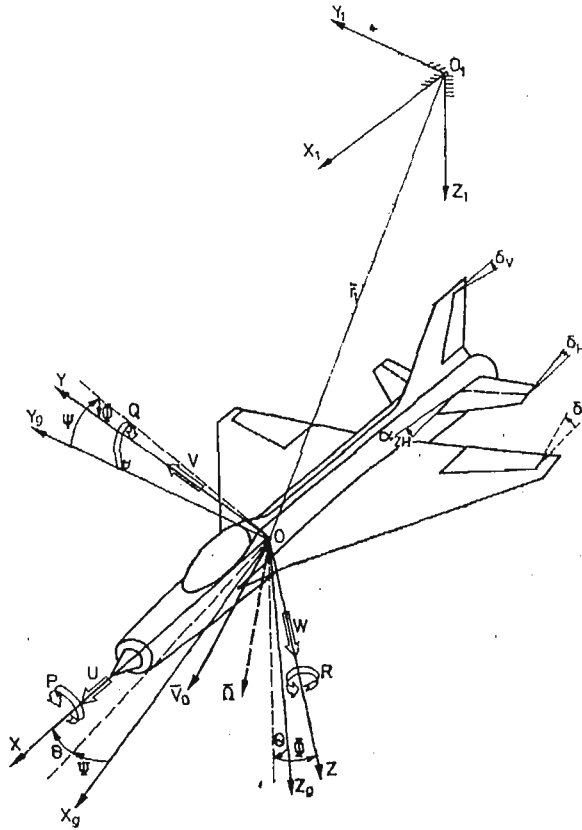
Przy budowie modelu fizycznego symulacji: naprowadzania samolotu + lot samolotu (trenażera) + lot samolotu przeciwnika + odpalenie i lot rakiety zwalczającej przeciwnika, użycie broni strzeleckiej, założono, że ruch odbywa się w przestrzeni $0_N x_N y_N z_N$ naprowadzania dowodzenia $N-D$ związanej z ściśle określonym punktem na Ziemi, rys. 1 ÷ 9. W przyjętej przestrzeni porusza się dowolnym ruchem sterowany automatycznie komputerem samolot przeciwnika P (rys. 1) o zadanych przez instruktora własnościach: geometrycznych, aerodynamicznych, masowych, dynamicznych, bojowych i agresywności w zależności od decyzji kontrolera-instruktora $K-I$.

W przestrzeni $N-D$ porusza się samolot-trenażer S (rys. 1) sterowany przez pilota-człowieka. Posiada możliwość symulacji dowolnych stanów lotu: start, lot, walka, lądowanie. Pilot posiada możliwość symulacji użycia uzbrojenia pokładowego i śledzenia skutków np. odpalania rakiety samonaprowadzanej R , uzbrojenia strzeleckiego PC , zrzutu bomb B (rys. 1).

Pokazaną na rys. 1 ogólną koncepcję systemu: samolot + rakietę + przeciwnik + bomba + pocisk przedstawiono na schemacie blokowym rys. 2. Na Rys. 2 przedstawiono poszczególne bloki i relacje między nimi: blok S — samolot trenażera, blok P — samolot przeciwnika, blok R , — rakietę samonaprowadzaną, blok B_x — bomba zrzucona z samolotu, blok PC_x — pociski wystrzelwane z broni strzeleckiej samolotu, blok ND — naprowadzania i dowodzenia, blok $K-I$ kontroli i instruktarszu. Linia ciągłą przedstawiono

2. Blok symulacji samolot-trenażer S

Przyjęto, że samolot jest sztywnym układem mechanicznym o sześciu stopniach swobody sterowanym przez pilota, człowieka (rys. 3). Na schemacie blokowym samolotu-trenażera S (rys. 4) „dynamika samolotu” opisana jest równaniami ruchu, które posiadają składniki sił i momentów sił pochodzące od sterowania: δ_T — wychylenie dźwigni ciągu silnika, δ_H — wychylenie steru wysokości (rys. 3 i rys. 4), δ_L — wychylenie lotek (rys. 3),



Rys. 3. Przyjęte układy odniesienia i parametry kinematyczne samolotu — trenażera S .

δ_v — wychylenie steru kierunku (rys. 3), δ_p — sterowanie wypuszczaniem i chowaniem podwozia (rys. 4), δ_k — kłap i δ_h — hamulców aerodynamicznych oraz α_{ZH} — zmiana kąta zaklinowania statecznika (rys. 3) [9], [10]. Pilot — człowiek oddziałuje na symulację ruchu samolotu poprzez wychylenie sterów δ_i jak również przez użycie uzbrojenia pokładowego, gdzie reakcja od broni wpływa na dynamikę samolotu „blok symulacji broni pokładowej” (rys. 4). Na dynamikę samolotu ma również wpływ zmiana wysokości lotu powodująca zmianę gęstości powietrza poprzez „blok całkujący symulacji współrzędnych położenia samolotu”, „warunki atmosferyczne i stany awaryjne” zadawane przez kontrolera-instruktora, blok S (rys. 4), ale również przez „blok dynamiki silnika” (rys. 4).

Otrzymana z równań dynamiki ruchu samolotu „dynamika samolotu” macierz sygnałów wyjściowych (rys. 3 i rys. 4): Φ — przechylenie samolotu, Θ — pochylenie, \mathcal{V} — odchylenie, P — prędkość kątowna przechylenia, Q — prędkość kątowna pochylenia, R — prędkość kątowna odchylenia; składowe prędkości postępowej lotu: U — podłużna, V — ślizgu, W — wznoszenia oraz T — ciąg silników, n_T — obrotów zespołu turbo-sprężarkowego stanowi macierz danych wejściowych niezbędnych do symulacji wskazań przyrządów pokładowych „blok symulacji wskazań przyrządów pokładowych” (rys. 5), symulacji przechyleń, obciążeń i hałasu układów wykonawczych trenera w kabinie którego znajduje się pilot przez „blok symulacji przechyleń obciążeń i hałasu kabiny trenera” (rys. 4) oraz po scałkowaniu wyznaczenie położenia samolotu w obszarze naprowadzania dowodzenia $N-D$ poprzez „blok całkujący symulacji współrzędnych położenia samolotu” (rys. 4).

Bloki symulacji uzbrojenia „blok rakiet”, „blok działka”, „blok bomby” sterowane przez pilota, „blok symulacji broni pokładowej” system celowników na podstawie informacji wizualnej i radarowej o przeciwniku P poprzez bloki „blok symulacji przeciwnika” i „blok symulacji sygnałów radio-radar-laser” (rys. 4). Pilot posiada w kabinie trenera symulację wizualną otoczenia „blok symulacji wizualnej otoczenia” i symulację warunków atmosferycznych, wpływu wysokości lotu „blok symulacji warunków atmosferycznych i wysokości” oraz efekty od trafień pociskami i rakietą przeciwnika (rys. 4).

Otoczenie ma wpływ na własności dynamiczne (rys. 4) samolotu i silnika poprzez zmiany: ρ_H — gęstości powietrza, a_H — prędkości dźwięku, ν_H — lepkości kinematycznej, t_H — temperatury otoczenia i ciśnienia powietrza p_H . Zmiany parametrów otoczenia z wysokością uzyskuje się po wyznaczeniu wysokości lotu przez określenie współrzędnej Z_1 w nieruchomym układzie odniesienia związanym z Ziemią (rys. 3).

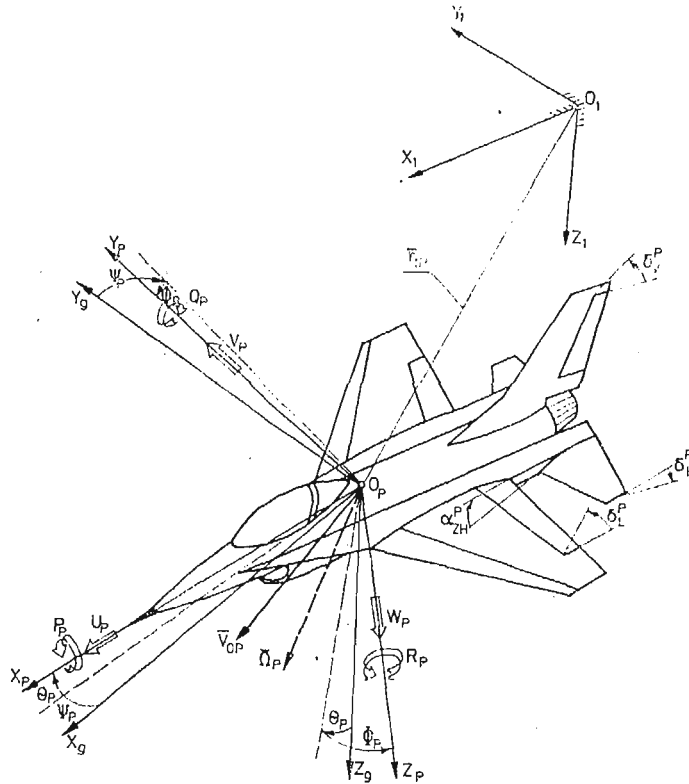
Parametry wyjściowe otrzymane z dynamiki samolotu są parametrami wejściowymi dla pozostałych bloków systemu samolot (rys. 4), systemów symulatora (rys. 2) oraz symulacji wskazań przyrządów pokładowych znajdujących się w kabinie trenera jak również na pulpicie kontrolera-instruktora.

Na schemacie blokowym indeksy dolne przyjęte w blokach B , R , PC oznaczają „s” bombę, raketę, pocisk miotane z samolotu „trenera” B_s , R_s , PC_s a „p” z samolotu przeciwnika B_p , R_p , PC_p .

3. Blok symulacji samolotu przeciwnika P

Przyjęto, że samolot przeciwnik „przeciwnik” P jest sztywnym układem mechanicznym o sześciu stopniach swobody (rys. 5) sterowany automatycznie komputerem. Posiada pilota automatycznego działającego zgodnie z zadanymi prawami sterowania traktowanymi jako więzy nałożone na dynamikę układu [9].

Przeciwnik P (rys. 1, rys. 2 i rys. 5) posiada zadane przez instruktora $K-I$ własności: geometryczne, aerodynamiczne, masowe, dynamiczne i bojowe. Instruktor ma wpływ na system sterowania przeciwnika P przez zmiany stałych czasowych i współczynników wzmocnienia w prawach sterowania oraz ograniczenia nakładane na dopuszczalne przeciążenia, współczynniki siły nośnej, wysokości dopuszczalnej do podjęcia manewru.



Rys. 5. Przyjęte układy odniesienia i parametry kinematyczne samolotu — przeciwnika P

Cel może mieć własności celu pasywnego, półaktywnego i aktywnego tzn.:

- przeciwnik pasywny — latająca tarcza, cel nie reagujący na przechwycenie, kontynuuje zadany lot ustalony,
- przeciwnik półaktywny — samolot przeciwnika posiada pełne informacje o przechwyceniu przez samolot S , locie rakiety oraz o ostrzeleniu z broni strzeleckiej PC_s , wykonuje manewry ochronne przed zestrzeleniem oraz obronę pasywną,
- przeciwnik aktywny (cel inteligentny) posiada informacje jak w przypadku przeciwnika półaktywnego wykonuje manewry obronne przed zestrzeleniem, obronę pasywną i atakuje samolot przechwytyjący S (trenażer).

Samolot przeciwnika P porusza się w przestrzeni $O_N X_N Y_N Z_N$ — rys. 1 ($O_1 X_1 Y_1 Z_1$ — rys. 5) naprowadzania-dowodzenia $N-D$. Równania ruchu wyprowadzone są w układzie odniesienia związanym z samolotem przeciwnikiem $O_p X_p Y_p Z_p$. Sterowany jest przez automatyczne wychylenie sterów: δ_r^P — wychylenie dźwigni ciągu silnika, δ_H^P — steru wysokości, δ_L^P — lotek, δ_V^P — steru kierunku (rys. 5 i rys. 6).

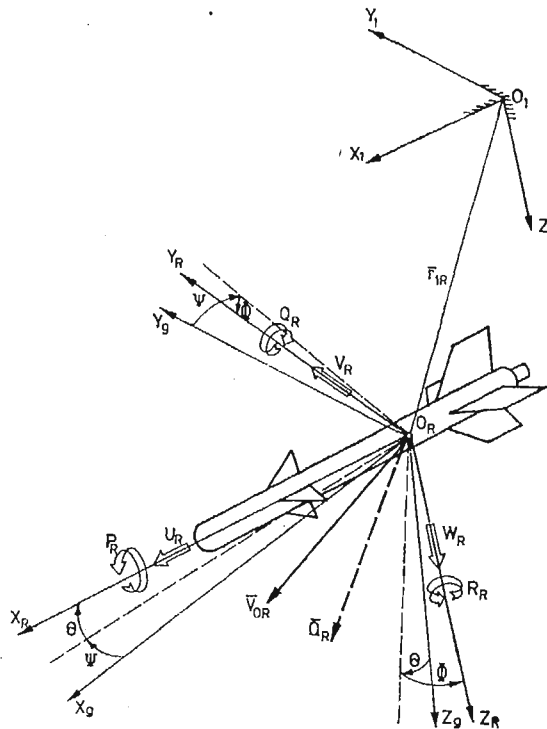
Jako parametry wyjściowe po rozwiązaniu równań ruchu i związków kinematycznych oraz uwzględnieniu prędkości dźwięku na wysokości H otrzymano: położenie katowe Φ_p , Θ_p , Ψ_p i prędkości katowe P_p , Q_p , R_p (rys. 5 i rys. 6), prędkości liniowe U_p , V_p , W_p

rys. 5 i rys. 6), ciąg silnika T , obroty silnika n_T , kąt ślizgu β^p kąt natarcia α^p , całkowitą prędkość przyrządową przeciwnika V_0^p oraz odpowiadającą jej liczbę Ma^p .

Po scałkowaniu związków kinematycznych otrzymano x_1^p, y_1^p, z_1^p wyznaczające położenie przeciwnika w nieruchomym układzie odniesienia $N-D$ co pozwala na wyznaczenie położenia przeciwnika P względem samolotu trenażera S jak również na symulatorze radaru w bloku S , w bloku $N-D$ i bloku $K-I$.

4. Blok symulacji rakiety R

Rakietę przyjęto jako nieodkształcalny układ mechaniczny o sześciu stopniach swobody (rys. 8) poruszającą się w przestrzeni $N-D$ opisanej nieruchomym układem odniesienia $0_N x_N y_N z_N$ na rys. 1 i $0_1 x_1 y_1 z_1$ na rys. 7 [9].

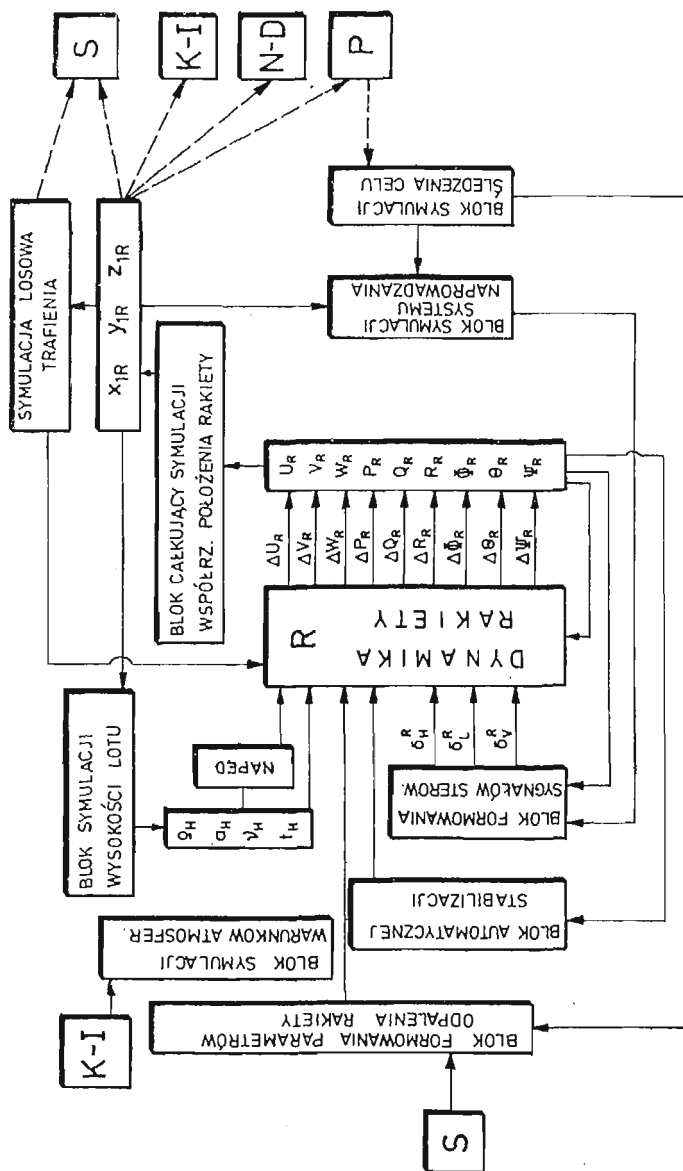


Rys. 7. Przyjęte układy odniesienia i parametry kinematyczne rakiety R odpalanej z samolotu — trenażera S lub samolotu — przeciwnika P .

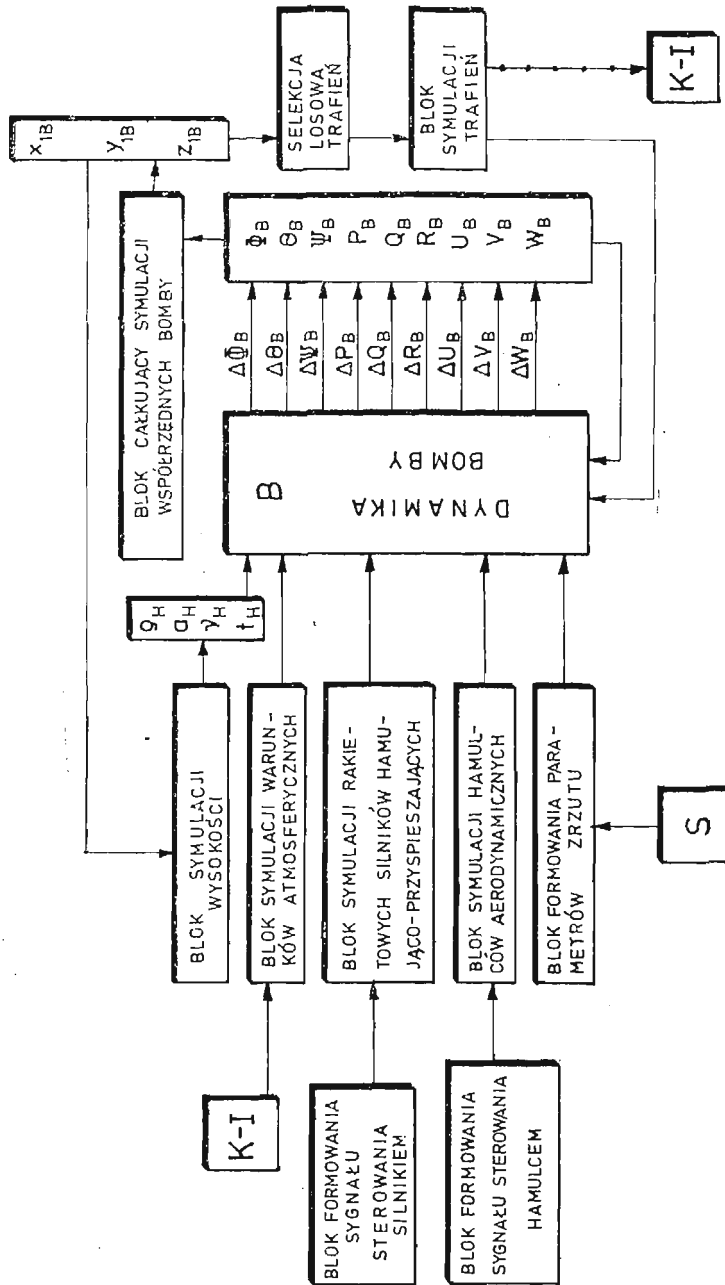
Rakieta posiada własności zależne od jej typu i rodzaju. W ogólnym przypadku jest to rakieta z automatycznym systemem samonaprowadzania (blok R , rys. 8).

Równania ruchu zostaną wyprowadzone w układzie odniesienia $0_R x_R y_R z_R$ związanym sztywno z rakieta (rys. 7).

Po rozwiązaniu równań ruchu i związków kinematycznych otrzyma się: położenie katowe rakiety Φ_R, Θ_R, Ψ_R , prędkości katowe P_R, Q_R, R_R , prędkości liniowe U_R, V_R, W_R (rys. 7

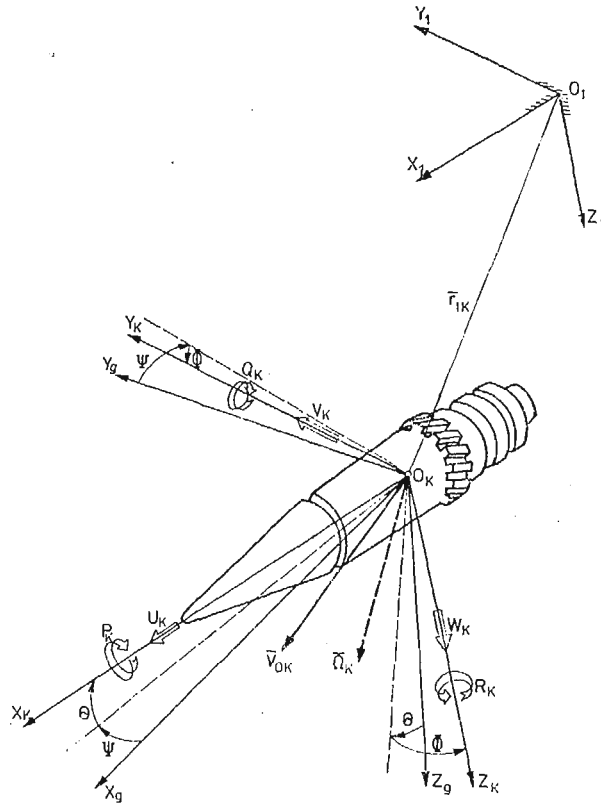


Rys. 8. Schemat blokowy samonaprowadzanej rakiety R z uwzględnieniem wzajemnych sprzężeń wewnątrz bloku i zewnętrznych



Rys. 10. Schemat blokowy niekierowanej bomby B z uwzględnieniem wzajemnych sprzężeń wewnątrz bloku i zewnętrznych

Przedstawione układy odniesienia rys. 9 i rys. 10 spójne z przyjętymi układami a współrzędne liniowe i kątowe wynikają z sekwencji przyjętych kątów samolotowych jednolicie dla wszystkich bloków systemu [9].



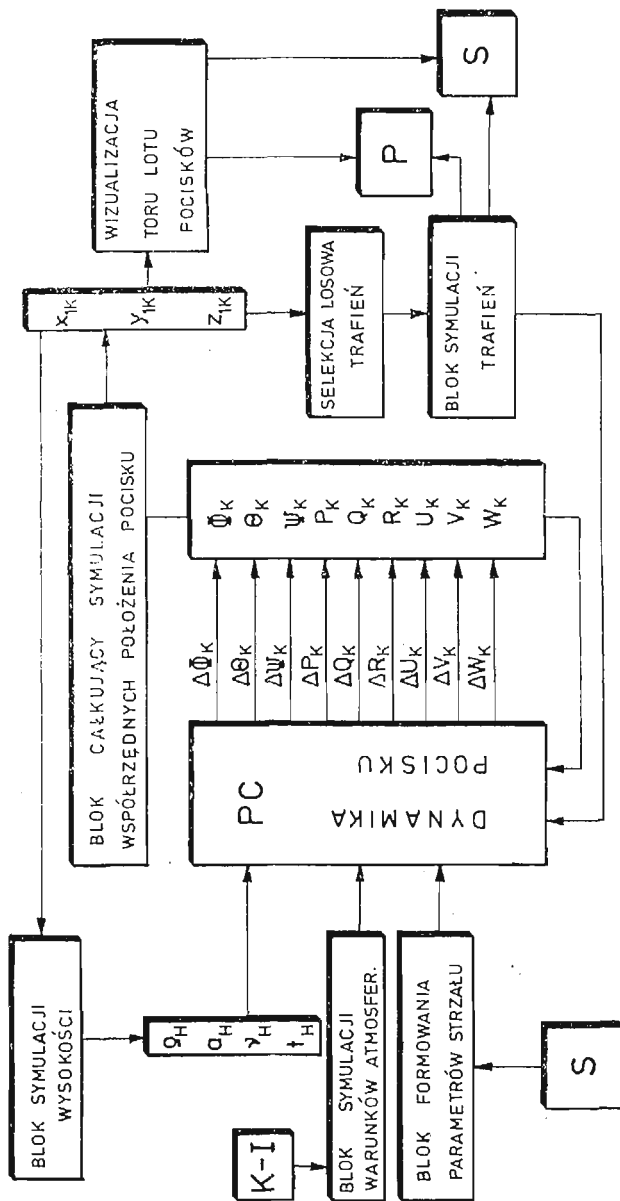
Rys. 11. Przyjęte układy odniesienia i parametry kinematyczne pocisku *PC* wystrzeliwanego z broni strzeleckiej i artyleryjskiej samolotu — trenażera *S* lub samolotu — przeciwnika *P*

Całkowanie równań ruchu wraz ze związkami kinematycznymi pozwoli na wyznaczenie położenia w przestrzeni bomby lub poszczególnego pocisku co umożliwi w przypadku pocisków zastosowanie wizualizacji smug pocisków jak również efektów dynamicznych i akustycznych przenoszonych przez samolot *S*.

Parametry lotu samolotu *S* w momencie użycia uzbrojenia strzeleckiego lub zrzutu bomb będą parametrami początkowymi dla ruchu bomby i lotu pocisku.

6. Ogólne równania ruchu samolotu w locie przestrzennym

Ogólne równania ruchu samolotu zostaną wyprowadzone w układzie odniesienia związanym z samolotem ($Oxyz$) z początkiem układu odniesienia w dowolnie przyjętym biegunie nie będącym ani środkiem masy „C” ani środkiem aerodynamicznym „A” (rys. 3), przyjmując samolotowe kąty Φ , Θ , Ψ [1, 2, 4, 5, 6, 7, 10].



Rys. 12. Schemat blokowy niekierowanego pocisku PC z uwzględnieniem wzajemnych sprzężeń wewnątrz bloku i zewnętrznych

Stosując podstawowe równania dynamiki
— pochodnej pędu π_0 (ilości ruchu) względem czasu

$$\frac{\delta \pi_0}{\delta t} + \Omega \times \pi_0 = F, \quad (1)$$

— pochodnej krętu K_0 (momentu ilości ruchu) względem czasu

$$\frac{\delta K_0}{\delta t} + \Omega \times K_0 + V_0 \times \pi_0 = \mathfrak{M}_0, \quad (2)$$

[1, 2, 5, 8, 10] wyprowadzono ogólne równania ruchu w postaci:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial U} \right) + Q \frac{\partial T^*}{\partial W} - R \frac{\partial T^*}{\partial V} = X, \quad (3)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial V} \right) + R \frac{\partial T^*}{\partial U} - P \frac{\partial T^*}{\partial W} = Y, \quad (4)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial W} \right) + P \frac{\partial T^*}{\partial V} - Q \frac{\partial T^*}{\partial U} = Z, \quad (5)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial P} \right) + Q \frac{\partial T^*}{\partial R} - R \frac{\partial T^*}{\partial Q} + V \frac{\partial T^*}{\partial W} - W \frac{\partial T^*}{\partial V} = L, \quad (6)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial Q} \right) + R \frac{\partial T^*}{\partial P} - P \frac{\partial T^*}{\partial R} + W \frac{\partial T^*}{\partial U} - U \frac{\partial T^*}{\partial W} = M, \quad (7)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T^*}{\partial R} \right) + P \frac{\partial T^*}{\partial Q} - Q \frac{\partial T^*}{\partial P} + U \frac{\partial T^*}{\partial V} - V \frac{\partial T^*}{\partial U} = N. \quad (8)$$

Składowe wektorów chwilowej prędkości liniowej V_0 i kątowej Ω w układzie odniesienia $Oxyz$ związanym z samolotem (rys. 3) są następujące:

— wektor chwilowej prędkości liniowej V_0 (rys. 3):

$$V_0 = iU + jV + kW, \quad (9)$$

gdzie:

U — prędkość podłużna,

V — prędkość ślizgu,

W — prędkość wznoszenia,

— wektor chwilowej prędkości kątowej samolotu Ω (rys. 3):

$$\Omega = iP + jQ + kR, \quad (10)$$

przy czym:

P — kątowa prędkość przechylania,

Q — kątowa prędkość pochylania,

R — kątowa prędkość odchylenia.

Po uwzględnieniu masy, momentów bezwładności i momentów statycznych obiektu energia kinetyczna T^* sztywnego obiektu latającego w dowolnym ruchu przestrzennym wyrażona w quasiprędkościach ma postać [5, 10.]:

$$T^* = \frac{1}{2} [(U^2 + V^2 + W^2)m + P^2 J_x + Q^2 J_y + R^2 J_z] + PQJ_{xy} - QRJ_{yz} + \\ - PRJ_{xz} + (VR - WQ)S_x + (WP - UR)S_y + (QU - VP)S_z. \quad (11)$$

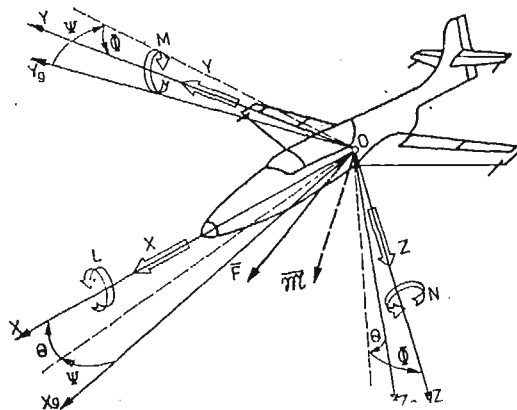
Po podstawiając do układu równań (3)÷(8) pochodne energii kinetycznej (11) i uwzględniając różniczkowanie względem czasu otrzymano układ równań różniczkowych zwyczajnych:

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ \hline 0 & -S_z & S_y & J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ S_z & 0 & -S_x & -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -S_y & S_x & 0 & -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \\ \hline 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (12)$$

Wektory sił zewnętrznych F o składowych X, Y, Z i momentów sił zewnętrznych \mathcal{M} o składowych L, M, N (rys. 13) działających na samolot pochodzą od ciągu i momentów giroskopowych napędu, sił grawitacyjnych samolotu i podwiesz, sił i momentów aerodynamicznych: samolotu, podwiesz, spadochronu hamującego; reakcji uzbrojenia strzeleckiego, ciągu startujących rakiet oraz sił sterujących pochodzących od wychyleń sterów są postaci:

— wektor sił zewnętrznych:

$$F = F_g + F_a + F_T + F_B + F_S + F_U + F_R + F_{\delta}, \quad (13)$$



Rys. 13. Przyjęte układy odniesienia, siły i momenty sił i ich składowe w układzie związanym z samolotem

— wektor momentów sił zewnętrznych:

$$\mathfrak{M} = \mathfrak{M}_g + \mathfrak{M}_a + \mathfrak{M}_T + \mathfrak{M}_B + \mathfrak{M}_S + \mathfrak{M}_U + \mathfrak{M}_R + \mathfrak{M}_{\delta_i}, \quad (14)$$

gdzie:

- F_g, \mathfrak{M}_g — siły i momenty od sił grawitacyjnych,
 F_a, \mathfrak{M}_a — siły i momenty od sił aerodynamicznych,
 F_T, \mathfrak{M}_T — siły i momenty od napędu,
 F_B, \mathfrak{M}_B — siły i momenty sił od podwieszeń,
 F_S, \mathfrak{M}_S — siły i momenty od spadochronów hamujących,
 F_U, \mathfrak{M}_U — siły i momenty od reakcji uzbrojenia strzeleckiego,
 $F_{\delta_i}, \mathfrak{M}_{\delta_i}$ — siły i momenty od wychyleń sterów:
 δ_V — kierunku, δ_H — wysokości, δ_L — lotek, δ_{ZH} — statecznika poziomego.

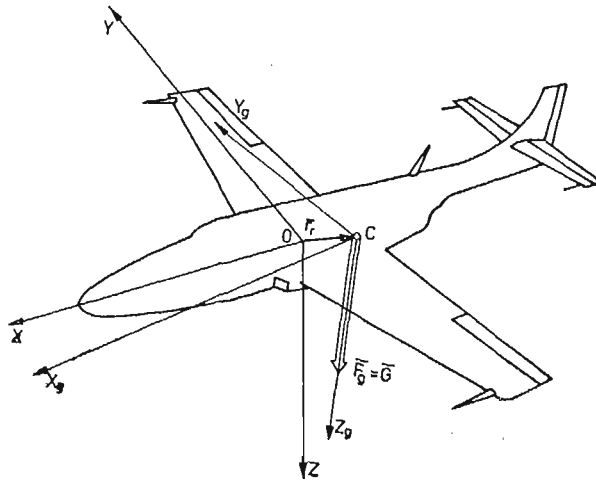
Po wyznaczeniu sił i momentów sił od obciążeń zewnętrznych (13)÷(14) to znaczy prawych stron równań ruchu (12) i po uwzględnieniu związków kinematycznych i innych zależności otrzymuje się układ równań stanowiących ogólny model dynamiki sterowanego obiektu latającego w dowolnym ruchu przestrzennym.

7. Siły i momenty od sił grawitacji działające na samolot

Składowe sił F_g (13) i momentów grawitacyjnych \mathfrak{M}_g (14) w układzie $Oxyz$ związanym z samolotem (rys. 3 i rys. 14) mają postać [5, 6, 14]:

— składowe siły ciężkości:

$$F_g = mgA_g = \begin{bmatrix} X^g \\ Y^g \\ Z^g \end{bmatrix}, \quad (15)$$



Rys. 14. Przyjęte układy odniesienia związane z samolotem: $Oxyz$ — sztywno związany z bryłą samolotu i $Cx_g y_g z_g$ — grawitacyjny, związany z środkiem masy z zaznaczeniem siły ciężkości samolotu i jej położenia

gdzie:

- m — masa samolotu w konfiguracji gładkiej,
 g — przyspieszenie ziemskie,
 A_g — macierz transformacji sił ciężkości

$$A_g = \begin{bmatrix} -\sin\Theta \\ \cos\Theta \sin\Phi \\ \cos\Theta \cos\Phi \end{bmatrix}, \quad (16)$$

— składowe momentu od sił ciężkości samolotu w konfiguracji gładkiej:

$$\mathfrak{M}_g = r_c \times F_g = mg A_{g_{\text{wr}}} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \\ z_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^g \\ M^g \\ N^g \end{bmatrix}, \quad (17)$$

gdzie:

r_c — wektor położenia środka masy samolotu w układzie związanym z samolotem (rys. 14)

$$r_c = ix_c + jy_c + kz_c, \quad (18)$$

$A_{g_{\text{wr}}}$ — macierz transformacji momentów od sił ciężkości

$$A_{g_{\text{wr}}} = \begin{bmatrix} 0 & \cos\Theta \cos\Phi & -\cos\Theta \sin\Phi \\ -\cos\Theta \cos\Phi & 0 & -\sin\Theta \\ \cos\Theta \sin\Phi & \sin\Theta & 0 \end{bmatrix}. \quad (19)$$

8. Siły i momenty sił od napędu turbinowym silnikiem odrzutowym działające na samolot

W przypadku turbinowych silników odrzutowych dowolnie zabudowanych na płatowcu oś obrotu wału i linia działania ciągu jest jednoznacznie wyznaczona dwoma kątami: pochylenia φ_{TY} i odchylenia φ_{TZ} oraz wektorem położenia φ_{TZ} (rys. 15).

Ciąg silników zabudowanych równy jest:

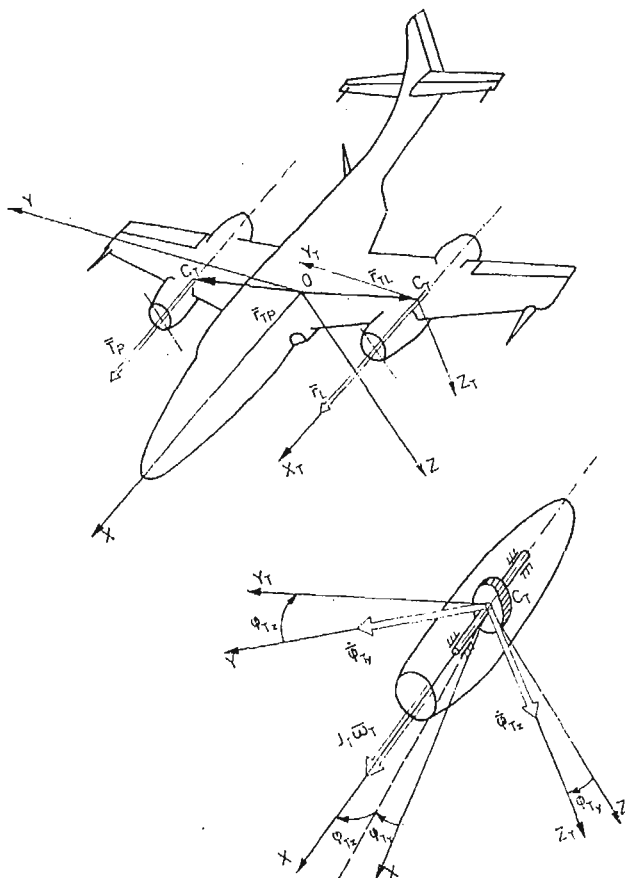
$$F_T = T = \sum_{i=1}^n T_i = \begin{bmatrix} X^T \\ Y^T \\ Z^T \end{bmatrix}, \quad (20)$$

a składowe ciągu i -tego silnika

$$T_i = T_i A_{Ti} = \begin{bmatrix} X_i^T \\ Y_i^T \\ Z_i^T \end{bmatrix}, \quad (21)$$

gdzie macierz transformacji A_{Ti} ma postać:

$$A_{Ti} = \begin{bmatrix} \cos\varphi_{TZi} \cos\varphi_{TYi} \\ \sin\varphi_{TZi} \\ -\cos\varphi_{TZi} \sin\varphi_{TYi} \end{bmatrix}. \quad (22)$$



Rys. 15. Układy odniesienia samolotowy $Oxyz$ i związany z silnikiem $Cx_Ty_Tz_T$ z zaznaczeniem wektorów ciągu T i krętu $J_T\omega_T$ silnika oraz położenia r_T i kątów zaklinowania: pochylenia osi silnika φ_{Ty} i odchylenia osi silnika φ_{Tz}

Momenty od silnika pochodzące od wektora ciągu T i efektów giroskopowych elementów wirujących (rys. 15) są postaci:

$$\mathcal{M}_T = r_T \times T + \mathcal{M}_{gir}, \quad (23)$$

gdzie:

$$\mathcal{M}_{gir} = J_T \omega_T \times \Omega,$$

przy czym:

J_T — moment bezwładności zespołu turbo-sprężarkowego względem osi obrotu,

ω_T — prędkość kątowna zespołu turbo-sprężarkowego silnika,

r_T — wektor położenia silnika (rys. 15) względem układu odniesienia $Oxyz$ sztywno związanego z samolotem

$$r_T = ix_T + jy_T + kz_T,$$

Ω — wektor prędkości kątownej samolotu (10) (rys. 3).

Wzór (23) można zapisać w postaci:

$$\mathfrak{M}_T = \sum_{i=1}^n \mathfrak{M}_{T_i} = \sum_{i=1}^n (r_{T_i} \times T_i + J_{T_i} \omega_{T_i} \times \Omega). \quad (24)$$

Składowe momentów od napędu turbinowymi silnikami odrzutowymi działające na samolot zapiszemy jako:

$$\mathfrak{M}_T = \sum_{i=1}^n \mathfrak{M}_{T_i} = \sum_{i=1}^n \left(T_i A_{T_{\mathfrak{M}i}} \begin{bmatrix} x_{T_i} \\ y_{T_i} \\ z_{T_i} \end{bmatrix} + J_{T_i} \omega_{T_i} A_{T_{\mathfrak{M}i}}^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \right) = \begin{bmatrix} L^T \\ M^T \\ N^T \end{bmatrix}, \quad (25)$$

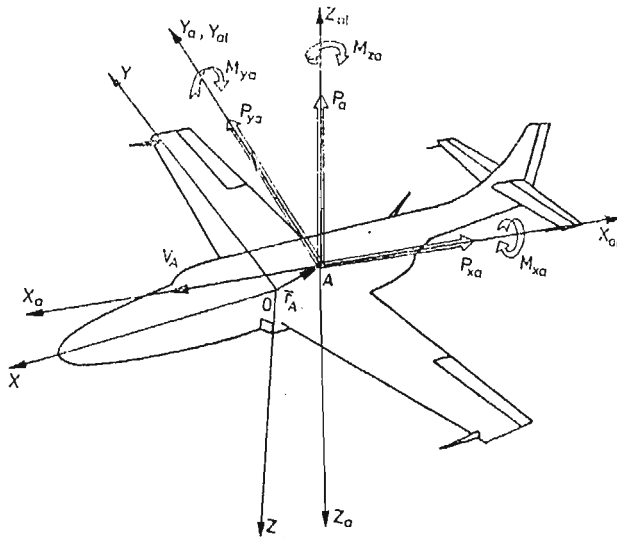
Macierz transformacji $A_{T_{\mathfrak{M}i}}$ dla i -tego turbinowego silnika odrzutowego ma postać:

$$A_{T_{\mathfrak{M}i}} = \begin{bmatrix} 0 & -\cos \varphi_{TZi} \sin \varphi_{TYi} & -\sin \varphi_{TZi} \\ \cos \varphi_{TZi} \sin \varphi_{TYi} & 0 & \cos \varphi_{TZi} \cos \varphi_{TYi} \\ \sin \varphi_{TZi} & -\cos \varphi_{TZi} \cos \varphi_{TYi} & 0 \end{bmatrix}. \quad (26)$$

9. Siły i momenty sił aerodynamicznych samolotu

Siły i momenty sił aerodynamicznych jako działające na samolot w konfiguracji gładkiej bez podwieszeń i od podwieszeń zostaną rozpatrzone w następnej pracy.

Należy uprzednio wyznaczyć współczynniki aerodynamiczne dla całego samolotu w następującej konfiguracji (rys. 16):



Rys. 16. Układy odniesienia: samolotowy $0x_a y_a z_a$ związany z biegunem 0, przepływowy-aerodynamiczny $Ax_o y_o z_o$ związany ze środkiem aerodynamicznym A, aerodynamiczny laboratoryjny $Ax_o1 y_o1 z_o1$ z zaznaczeniem położenia środka A aerodynamicznego r_A oraz zwrotów sił i momentów aerodynamicznych uzyskanych w czasie badań tunelowych.

- $\alpha_{ZH} = \alpha_{ZH_0}$ — kąt zaklinowania statecznika poziomego,
 $\delta_H = 0$ — kąt wychylenia steru wysokości,
 $\delta_V = 0$ — kąt wychylenia steru kierunku,
 $\delta_L = 0$ — kąt wychylenia lotek.

Bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne zależą od kątów natarcia α , ślizgu β , liczby Ma i liczby Re :

$$\begin{aligned}
 C_{Xa} &= C_{Xa}(\alpha, \beta, Ma, Re), & C_{mXa} &= C_{mXa}(\alpha, \beta, Ma, Re), \\
 C_{Ya} &= C_{Ya}(\alpha, \beta, Ma, Re), & C_{mYa} &= C_{mYa}(\alpha, \beta, Ma, Re), \\
 C_{Za} &= C_{Za}(\alpha, \beta, Ma, Re), & C_{mZa} &= C_{mZa}(\alpha, \beta, Ma, Re).
 \end{aligned}$$

W locie ustalonym siły aerodynamiczne i momenty od sił aerodynamicznych w ogólnym przypadku gdy biegun redukcji sił i momentów aerodynamicznych A nie pokrywa się z początkiem układu odniesienia O (rys. 16) mają postać:

— siły aerodynamiczne

$$F_a = F_A + F_{A\Omega} = \begin{bmatrix} X_a \\ Y_a \\ Z_a \end{bmatrix}, \quad (27)$$

— momenty sił aerodynamicznych

$$\mathfrak{M}_a = r_A \times F_A + \mathfrak{M}_{aA} + \mathfrak{M}_{a\Omega} = \begin{bmatrix} L^a \\ M^a \\ N^a \end{bmatrix}, \quad (28)$$

gdzie wektor położenia środka aerodynamicznego A względem początku układu odniesienia O układu $Oxyz$ (rys. 16) jest:

$$r_A = ix_A + jy_A + kz_A. \quad (29)$$

Składowe sił i momentów aerodynamicznych uzyskane w laboratoryjnym układzie prędkościowym Ax_a, y_a, z_a (rys. 16) wyrażają się zależnościami:

— opór aerodynamiczny

$$P_{Xa} = \frac{1}{2} \rho SV_0^2 C_{Xa}(\alpha, \beta), \quad (30)$$

— siła boczna

$$P_{Ya} = \frac{1}{2} \rho SV_0^2 C_{Ya}(\alpha, \beta), \quad (31)$$

— siła nośna

$$P_{Za} = \frac{1}{2} \rho SV_0^2 C_{Za}(\alpha, \beta), \quad (32)$$

— moment przechylający

$$M_{Xa} = \frac{1}{2} \rho SV_0^2 c C_{mXa}(\alpha, \beta), \quad (33)$$

— moment pochyłający

$$M_{Ya} = \frac{1}{2} \rho SV_0^2 c C_{mYa}(\alpha, \beta), \quad (34)$$

— moment odchylający

$$M_{za} = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 c C_{mza}(\alpha, \beta), \quad (35)$$

gdzie:

- S — powierzchnia odniesienia,
- c — średnia cięciwa aerodynamiczna płata,
- ρ — gęstość powietrza na danej wysokości,

przy czym

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{Z_1}{44300} \right)^{4,256}, \quad (36)$$

dla $h = -Z_1 \leq 11000$ m,

ρ_0 — gęstość na poziomie morza,

Z_1, h — mierzone od poziomu morza.

Składowe siły aerodynamiczne samolotu w układzie odniesienia $Oxyz$ są następujące:

$$F_a = \frac{1}{2} \rho S V_0^2 A_a \begin{bmatrix} C_{xa} \\ C_{ya} \\ C_{za} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & X_Q & 0 \\ Y_P & 0 & Y_R \\ 0 & Z_Q & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^a \\ Y^a \\ Z^a \end{bmatrix}, \quad (37)$$

gdzie:

X_Q, Y_P, Y_R, Z_Q — pochodne aerodynamiczne sił X^a, Y^a, Z^a względem prędkości kątowych P, Q, R [1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 10],

przy czym macierz transformacji A_a ma postać:

$$A_a = \begin{bmatrix} -\cos\beta \cos\alpha & -\sin\beta \cos\alpha & \sin\alpha \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ -\cos\beta \sin\alpha & -\sin\beta \sin\alpha & -\cos\alpha \end{bmatrix}. \quad (38)$$

Składowe momentów sił aerodynamicznych samolotu w układzie odniesienia $Oxyz$ (28) w zapisie macierzowym mają postać:

$$\begin{aligned} \mathfrak{M}_a &= \frac{1}{2} \rho S V_0^2 \begin{bmatrix} 0 & -z_A & y_A \\ z_A & 0 & -x_A \\ -y_A & x_A & 0 \end{bmatrix} A_a \begin{bmatrix} C_{xa} \\ C_{ya} \\ C_{za} \end{bmatrix} + \\ &+ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 c A_a \begin{bmatrix} C_{mxa} \\ C_{mya} \\ C_{mza} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_P & 0 & L_R \\ 0 & M_Q & 0 \\ N_P & 0 & N_R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^a \\ M^a \\ N^a \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (39)$$

przy czym x_A, y_A, z_A składowe wektora położenia bieguna A względem O w układzie odniesienia $Oxyz$ (29) (rys. 16) a $L_P, L_R, M_Q, N_P, N_R, M_{\dot{W}}$ pochodne aerodynamiczne składowych momentów L^a, M^a, N^a względem kątowych prędkości samolotu P, Q, R i zmian prędkości wznoszenia \dot{W} [1, 2, 3, 4, 5, 7, 10].

Prędkości opływu przy pogodzie bezwietrznej równe są co do kierunku i wartości prędkości ruchu samolotu:

— prędkość lotu

$$V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2, \quad (40)$$

— kąt natarcia

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U}, \quad (41)$$

— kąt ślizgu

$$\beta = \operatorname{arctg} \frac{V}{V_0}. \quad (42)$$

10. Ogólny model matematyczny samolotu w konfiguracji gładkiej

Po wprowadzeniu w prawe strony równań (12) sił i momentów sił pochodzących od: sił ciężkości (15) i (17), napędu (20) i (25), sił i momentów aerodynamicznych (37) i (39) oraz uwzględnieniu (36) otrzymano układ równań ruchu samolotu o konfiguracji gładkiej w locie przestrzennym.

Do równań ruchu należy dołączyć zależności (40), (41) i (42) oraz następujące związki kinematyczne:

— składowe prędkości kątowej samolotu:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = A_{\bar{\alpha}}^{-1} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix}, \quad (43)$$

— składowe prędkości liniowej samolotu:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{y}_1 \\ \dot{z}_1 \end{bmatrix} = A_{\bar{v}}^{-1} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix}, \quad (44)$$

gdzie macierze transformacji mają postać:

— macierz transformacji prędkości kątowych

$$A_{\bar{\alpha}}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \operatorname{sec} \Theta & \cos \Phi \operatorname{sec} \Theta \end{bmatrix},$$

— macierz transformacji prędkości liniowych

$$A_{\bar{v}}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi + \sin \Phi \sin \Psi + & \\ & -\cos \Phi \sin \Psi & + \sin \Theta \cos \Phi \cos \Psi \\ \cos \Theta \sin \Psi & \sin \Psi \sin \Theta \sin \Phi + & \sin \Theta \cos \Phi \sin \Psi + \\ & + \cos \Psi \cos \Phi & -\cos \Psi \sin \Phi \\ -\sin \Theta & \sin \Phi \cos \Theta & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}.$$

W przypadku sterowanego samolotu klasycznego w konfiguracji gładkiej posiadającego płaszczyzny $Oxyz$ symetrii aerodynamicznej, geometrycznej i masowej oraz jeden turbinowy silnik odrzutowy znajdujący się w płaszczyźnie symetrii samolotu w układzie odniesienia $Oxyz$ związanym z samolotem, którego początek znajduje się w środku masy tzn.:

$$\begin{aligned} x_c = y_c = z_c = 0; \quad S_x = S_y = S_z = 0; \quad J_{YZ} = J_{XY} = 0. \\ y_T = 0; \quad \varphi_{TZ} = 0, \quad y_A = 0, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} F_R = F_B = F_S = F_U = 0; \\ \mathfrak{M}_R = \mathfrak{M}_B = \mathfrak{M}_S = \mathfrak{M}_U = 0. \end{aligned}$$

— równania ruchu samolotu mają postać:

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & & & \\ 0 & m & 0 & & & \\ 0 & 0 & m & & & \\ \hline 0 & 0 & 0 & J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & 0 & -M_{\dot{W}} & 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & & & \\ R & 0 & -P & & & \\ -Q & P & 0 & & & \\ \hline 0 & -W & V & 0 & -R & mQ \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \Theta \\ mg \cos \Theta \sin \Phi \\ mg \cos \Theta \cos \Phi \\ \hline 0 \end{bmatrix} + \\ & + \begin{bmatrix} T_S \cos \varphi_{TY} \\ 0 \\ -T_S \sin \varphi_{TY} \\ -J_T \omega_T Q \sin \varphi_{TY} \\ T_S (x_T \sin \varphi_{TY} + z_T \cos \varphi_{TY}) + J_T \omega_T (P \sin \varphi_{TY} + R \cos \varphi_{TY}) \\ -J_T \omega_T Q \cos \varphi_{TY} \end{bmatrix} + \\ & + \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{Xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{Ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{Za} \sin \alpha) + X_Q \cdot Q \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-C_{Xa} \sin \beta + C_{Ya} \cos \beta) + Y_P P + Y_R R + Y_{\delta_V} \delta_V \\ -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{Xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{Ya} \sin \beta \sin \alpha + C_{Za} \cos \alpha) + Z_Q Q + \\ -Z_{\delta_{ZH}} \delta_{ZH} + Z_{\delta_H} \delta_H \\ -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 [z_A (-C_{Xa} \sin \beta + C_{Ya} \cos \beta) + c(C_{mXa} \cos \beta \cos \alpha + \\ + C_{mYa} \sin \beta \cos \alpha - C_{mZa} \sin \alpha)] + L_P P + L_R R + L_{\delta_L} \delta_L + L_{\delta_V} \delta_V \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [-z_A (C_{Xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{Ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{Za} \sin \alpha) + \\ + x_A (C_{Xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{Ya} \sin \beta \sin \alpha + C_{Za} \cos \alpha) + c(-C_{mXa} \sin \beta + \\ + C_{mYa} \cos \beta)] + M_Q Q + M_{\delta_{ZH}} \delta_{ZH} + M_{\delta_H} \delta_H \\ \frac{1}{2} \rho S V_0^2 [x_A (-C_{Xa} \sin \beta + C_{Ya} \cos \beta) - c(C_{mXa} \cos \beta \sin \alpha + \\ + C_{mYa} \sin \beta \sin \alpha + C_{mZa} \cos \alpha)] + N_P P + N_R R + N_{\delta_V} \delta_V + N_{\delta_L} \delta_L \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (45)$$

— równania obrotów silnika

$$n_T = K_1(Ma, \varrho, h, V, T_h) \frac{n_{max} - n_0}{\delta_{Tmax}} \delta_T, \quad (46)$$

— równania ciągu silnika

$$T = K_2(Ma, h, \delta_H, \delta_T) \frac{T_{max} - T_0}{n_{max} - n_0} n_T, \quad (47)$$

— prędkość kątowna obrotów zespołu turbo-sprężarkowego

$$\omega_T = \frac{2\pi n_T}{60} \quad (48)$$

— związki kinematyczne prędkości kątowych

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (49)$$

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta + R \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta, \quad (50)$$

$$\dot{\Psi} = (Q \sin \Phi + R \cos \Phi) \sec \Theta, \quad (51)$$

— związki kinematyczne prędkości liniowych w układzie odniesienia związanym z ziemią

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 = & U \cos \Theta \cos \Psi + V(\sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + \\ & + W(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \end{aligned} \quad (52)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_1 = & U \cos \Theta \sin \Psi + V(\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + \\ & + W(\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi), \end{aligned} \quad (53)$$

$$\dot{z}_1 = -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta, \quad (54)$$

— wysokość lotu

$$h = -Z_1, \quad (55)$$

— prędkość postępową samolotu

$$V_0^2 = U^2 + V^2 + W^2, \quad (56)$$

— kąt natarcia

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U}, \quad (57)$$

— kąt ślizgu

$$\beta = \operatorname{arcsin} \frac{V}{V_0}, \quad (58)$$

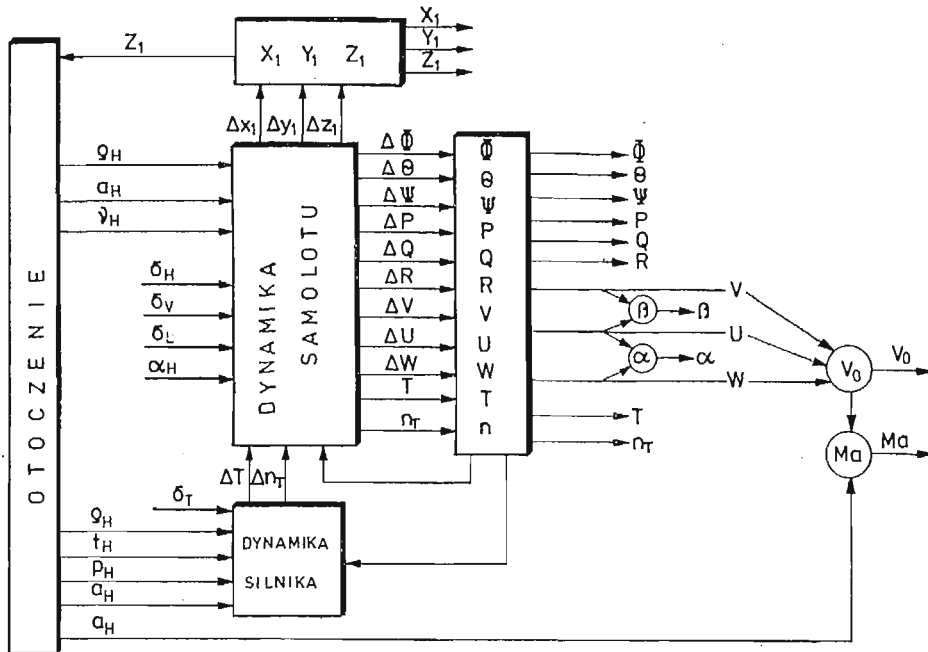
— gęstość powietrza $h \leq 11000\text{m}$.

$$\varrho = \varrho_0 \left(1 + \frac{Z_1}{44300} \right)^{4,256}. \quad (59)$$

Przedstawiony model matematyczny stanowi fragment schematu blokowego „samolotu S” (rys. 4) i można przedstawić go na schemacie blokowym (rys. 17).

W dalszych pracach zostaną przedstawione modele matematyczne sił pochodzące od sterowania F_S i M_S , rakiet odpalanych z samolotu F_R , M_R i spadochronów hamujących F_S i M_S .

Przedstawiony model pozwala na pełną analizę własności dynamicznych i symulacji dowolnego obiektu latającego.



Rys. 17. Schemat blokowy modelu matematycznego samolotu — trenażera S z zaznaczeniem parametrów kinematycznych otrzymywanych z rozwiązań

Literatura

1. B. ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York, 1972.
2. W. FISZDON, *Mechanika Lotu — Część II*, PWN, Łódź-Warszawa, 1961.
3. Z. GORAJ, *Obliczenia sterowności równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym*, Zakłady Graficzne Politechniki Warszawskiej, 1984 (preskrypt).
4. Z. GORAJ, *Identyfikacja parametrów obiektu symulacji, Etap II/1, Sprawozdanie 138/84 — część I, Algorytmy do obliczania pochodnych aerodynamicznych w układzie prędkościowym z transformacją na układ samolotowy*. Sprawozdanie Zespołu N-B Dynamiki Obiektów Ruchomych ITLiMS PW, Warszawa 1985 (niepublikowane).
5. J. MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe, Mechanika Nr 32, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1975.
6. J. MARYNIAK, *Równowaga samolotu w locie przestrzennym, Sprawozdanie 137/84: Ogólny model symulacji samolotu*, Sprawozdanie Zespołu N-B Dynamiki Obiektów Ruchomych ITLiMS PW, Warszawa 1984 (niepublikowane).
7. J. MARYNIAK, *Identyfikacja parametrów obiektu symulacji Etap II/1 Sprawozdanie 138/84 — Część II, Uproszczone metody obliczeń pochodnych aerodynamicznych obrotowych i sil sterujących w samolotowym układzie odniesienia*. Sprawozdanie Zespołu N-B Dynamiki Obiektów Ruchomych ITLiMS PW Warszawa 1985 (niepublikowane).

8. G. K. SUSŁOW, *Mechanika teoretyczna*, PWN, Warszawa 1960.
9. J. MARYNIAK, *Ogólna koncepcja systemu symulatora z uwzględnieniem sprzężeń między poszczególnymi blokami*. Sprawozdanie nr 140/85 Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechnika Warszawska, Warszawa 1985.
10. J. MARYNIAK, *Ogólne modelowanie fizyczne i matematyczne obiektów latających jako elementów systemu symulatora—matematyczny model sterowanego samolotu*, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechnika Warszawska, 1985.

Резюме

СИСТЕМА СИМУЛЯЦИИ ИМИТАТОРА ПОЛЁТА, НАВЕДЕНИЯ И ВОЗДУШНОГО СРАЖЕНИЯ САМОЛЁТА

В статье представлено общую концепцию имитатора полёта самолёта, борьбу с наземной целью, пользование пулёмётно — пушечным вооружением, ракетного оружия и авиабомбами а также воздушное сражение с активным противником. Для так принятой модели концепции разработано бло — схему имитатора полёта самолёта, самолёта противника, ракеты, бомбы и снаряда с применением сопряжений. Выведено общую универсальную математическую модель самолёта в системе координат жёстко связанных с самолётом.

Summary

THE SYSTEM OF AIRPLANE FLIGHT SIMULATION FOR HOMING AND AIR COMBAT

In the paper a general concept of the airplane flight simulator, including ground target, the use of guns, missiles and air combat with active enemy airplane is presented. For the general simulator model block diagrams of the own and enemy airplane as well as missiles, bombs and projectiles including the coupling is developed. This general, universal airplane simulator model is developed for an arbitrary coordinate system connected with the plane, according to initial assumptions of the system.

Praca wpłynęła do Redakcji 6 lutego 1986 roku.