

POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ

M E C H A N I K A
W
L O T N I C T W I E

ML-IX 2000



Warszawa 2000

**POLSKIE TOWARZYSTWO MECHANIKI
TEORETYCZNEJ I STOSOWANEJ**

**M E C H A N I K A
W
L O T N I C T W I E**

ML-IX 2000

pod redakcją **Jerzego Maryniaka**



Warszawa 2000

Organizatorzy Konferencji:

- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Wydział Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
- Instytut Lotnictwa, Warszawa
- Sekcja Lotnicza Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Polskich

Komitet Naukowy:

prof.dr hab.inż. STANISŁAW DUBIEL
prof.dr hab.inż. ZBIGNIEW DŻYGADŁO
prof.dr hab.inż. JÓZEF GACEK
dr hab.inż. ZDOBYŚŁAW GORAJ, prof. PW
dr inż. JACEK GOSZCZYŃSKI
prof.dr hab.inż. JERZY MARYNIAK
prof.dr hab.inż. WIESŁAW SOBIERAJ

ISBN 83-902194-3-3

Druk i oprawa:

Zakład Poligraficzny Kuratorium Oświaty
ul. Paryska 25, 03-945 Warszawa
tel./fax 617-60-87

Z prawdziwą przyjemnością oddajemy w ręce czytelników kolejną, piątą już pozycję z serii „Mechanika w lotnictwie” wydawanej przez Polskie Towarzystwo mechaniki Teoretycznej i Stosowanej. Tom zawiera prace wygłoszone na IX Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w lotnictwie” ML-IX 2000, która odbyła się w dniach 30-31 maja w Warszawie.

Tym razem zbiór uzupełniliśmy o wygłoszony przez Redaktora Wydawnictwa na zebraniu Oddziału Warszawskiego PTMTS referat pt. „Fizyka intensywnego oblodzenia i jego wpływ na dynamikę samolotu na przykładzie TS-11 ISKRA”, którego fragmenty zostały przedstawione na konferencji. Stanowi on, według nas, ważny przyczynek do dyskusji na temat przyszłości polskiego lotnictwa.

Dziękując sponsorom za pomoc w wydaniu zbioru, wyrażamy nadzieję, że i tym razem publikacja spotka się z dużym zainteresowaniem i tak jak poprzednie przyczyni się do rozwoju polskiej myśli naukowo-technicznej.

Jerzy Maryniak

MODELOWANIE I SYMULACJA NUMERYCZNA PRZESTRZENNEGO RUCHU SAMOLOTU AUTOMATYCZNIE STEROWANEGO W KANALE POCHYLANIA - ZMIANA TORU LOTU NA ZADANĄ WYSOKOŚĆ W SPOSÓB OSCYLACYJNO-ZBIEŻNY

Mohammed AL-SHARABI
Jerzy MARYNIAK
ITLiMS Politechnika Warszawska
e-mail: malsh@meil.pw.edu.pl

W artykule przedstawiono model matematyczny dynamiki automatycznie sterowanego samolotu z turbinowymi silnikami odrzutowymi. Samolot w konfiguracji gładkiej jest sterowany automatycznie w kanale pochylenia sterem wysokości oraz w kanale prędkości silnikami. Stosując prawa sterowania „kryteria uchybów” przedstawiono dobór parametrów autopilota (współczynników wzmocnienia), przy których układ samolot-autopilot osiąga zadany stan lotu (wysokość i prędkość) w sposób oscylacyjno-zbieżny.

Dla samolotu szkolno-bojowego I-22 „IRYDA” przeprowadzono kilka serii badań symulacyjnych a wyniki przedstawiono w formie graficznej.

1. WSTĘP

W ostatnich latach nastąpił szybki rozwój systemów automatycznego sterowania lotem od prostych układów stabilizacji wybranego stanu lotu do układów złożonych, zdolnych do sterowania lotem dużych samolotów we wszystkich jego fazach.

Celem pracy jest analiza dynamicznych własności samolotu w locie przestrzennym z uwzględnieniem układu automatycznego sterowania w kanale pochylenia. Postawiono sobie również za zadanie dobór współczynników wzmocnienia autopilota, przy których układ samolot-

autopilot osiąga zadany stan lotu (wysokość i prędkość) w sposób oscylacyjno-zbieżny

Znajomość efektów wynikających z uwzględnienia układu automatycznego sterowania lotem na własności dynamiczne przestrzennego ruchu samolotu pozwoli na opracowanie skutecznych sposobów kontrolowania lotu i może być wykorzystywana podczas projektowania układów automatycznego sterowania samolotem i doboru najlepszych współczynników wzmocnienia autopilota.

Przy wyznaczeniu układu równań przestrzennego ruchu samolotu z uwzględnieniem automatycznego układu sterowania lotem samolot traktowano jako bryłę sztywną o sześciu stopniach swobody. Dynamiczne równania przestrzennego ruchu samolotu zostały przeprowadzone za pomocą równań Boltzmanna-Hamela dla układów mechanicznych o więzach holonomicznych. Samolotem testowym dla symulacji numerycznej przestrzennego ruchu samolotu z uwzględnieniem układu automatycznego sterowania przyjęto samolot I-22 „IRYDA”. Wyniki symulacji numerycznej są przedstawione w formie graficznej. Wyniki te pozwolą w pełni określić jak zachowuje się samolot automatycznie sterowany.

2. PRZYJĘTE PRAWA STEROWANIA

Istota działania autopilota polega na pomiarze: bieżących wartości parametrów, porównaniu ich z wartościami zadanymi i wypracowaniu (zgodnie z przyjętymi prawami sterowania) sygnałów sterujących, które są następnie przykazywane do serwomechanizmów. W serwomechanizmach podlegają one wzmocnieniu i podanie bezpośrednio na elementy wykonawcze (siłowniki). Prawa sterowania są następujące :

- w kanale przechyłania ϕ :

$$T_3^L \dot{\delta}_L + T_2^L \delta_L = K_\phi^L (\phi - \phi_z) + K_P^L (P - P_z) + K_w^L (w - w_z) + K_y^L (y_1 - y_{1z}) + \\ + K_v^L (v - v_z) + K_\psi^L (\psi - \psi_z) + K_R^L (R - R_z) + \delta_{L0}, \quad (2.1)$$

- w kanale pochylania θ :

$$T_3^H \dot{\delta}_H + T_2^H \delta_H = K_\theta^H (\theta - \theta_z) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_x^H (x_1 - x_{1z}) + K_w^H (w - w_z) + K_z^H (z_1 - z_{1z}) + \delta_{H0}, \quad (2.2)$$

- w kanale odchyłania ψ :

$$T_3^V \dot{\delta}_V + T_2^V \delta_V = K_\phi^V (\phi - \phi_z) + K_P^V (P - P_z) + K_w^V (w - w_z) + K_y^V (y_1 - y_{1z}) + K_v^V (v - v_z) + K_\psi^V (\psi - \psi_z) + K_R^V (R - R_z) + \delta_{V0}, \quad (2.3)$$

- w kanale prędkości:

$$T_3^T \dot{\delta}_T + T_2^T \delta_T = K_\theta^T (\theta - \theta_z) + K_Q^T (Q - Q_z) + K_u^T (u - u_z) + K_H^T (H - H_z) + \delta_{T0}, \quad (2.4)$$

gdzie: w przyjętych prawach sterowania $T_3^L, T_2^L, T_3^H, T_2^H, T_3^V, T_2^V, T_3^T, T_2^T$ oznaczają stałe czasowe członów inercyjnych opisujących charakterystyki dynamiczne urządzeń wykonawczych autopilota. Wielkości z indeksem „z” oznaczają zadane wartości parametrów lotu a indeks „0” przy symbolach kątów wychylenia powierzchni sterowych oznacza ich wartości w stanie ustalonym (początkowym).

W tym przypadku gdzie rozpatrywano sterowanie tylko w kanale pochylenia do celów symulacji prawa sterowania uproszczono do postaci:

- w kanale pochylenia:

$$\delta_H = K_\theta^H (\theta - \theta_z) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_w^H (w - w_z) \quad (2.5)$$

- w kanale prędkości:

$$\delta_T = K_\theta^T (\theta - \theta_z) + K_Q^T (Q - Q_z) + K_u^T (u - u_z) + K_z^T (z_1 - z_{1z}) + \delta_{T0}, \quad (2.6)$$

3. MODEL MATEMATYCZNY RUCHU SAMOLOTU W KONFIGURACJI GŁADKIEJ PORUSZAJĄCEGO SIĘ RUCHEM SYMETRYCZNYM Z UWZGLĘDNIENIEM STEROWANIA W KANALE POCHYLENIA

W matematycznym modelu symulacji numerycznej przyjęto następujące założenia upraszczające:

1. początek układu odniesienia Oxyz związany sztywno z poruszającym się samolotem pokrywa się z punktem A odpowiadającym 1/4 SCA ,
2. płaszczyzna symetrii samolotu xOz jest płaszczyzną symetrii geometrycznej, aerodynamicznej i masowej,
3. wektor wypadkowej siły ciągu silników leży w płaszczyźnie symetrii samolotu.

Po uwzględnieniu związków kinematycznych oraz przyjętego modelu fizycznego otrzymano następujący układ równań dynamicznych stanowiący model dynamiki samolotu poruszającego się ruchem symetrycznym:

1. równanie ruchów podłużnych:

$$m(\dot{U} + QW) - S_x \dot{Q}^2 + S_z \dot{Q} = -mg \sin \theta + T \cos \varphi_{Tz} \cos \varphi_{Ty} + \\ - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{xa} \cos \alpha - C_{za} \sin \alpha) + X_Q Q,$$

2. równanie ruchów wznoszących:

$$m(\dot{W} - QU) - S_x \dot{Q} - S_z \dot{Q}^2 = mg \cos \theta - T \cos \varphi_{Tz} \sin \varphi_{Ty} + \\ - \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{xa} \sin \alpha + C_{za} \cos \alpha) + Z_Q Q + Z_{\alpha ZH} \alpha_{ZH} + Z_{\delta H} \delta_H,$$

3. równanie ruchów pochylających:

$$I_y \dot{Q} - S_x (\dot{W} - UQ) + S_z (\dot{U} + QW) = -mg(z_c \sin \theta + x_c \cos \theta) + \\ + T(Z_T \cos \varphi_{Tz} \cos \varphi_{Ty} + x_T \cos \varphi_{Tz} \sin \varphi_{Ty}) + \frac{1}{2} \rho S V_0^2 C_a C_{mya} + \\ + M_Q Q + M_W \dot{W} + M_{\alpha ZH} \alpha_{ZH} + M_{\delta H} \delta_H.$$

4. prędkość kątowa pochylania:

$$\dot{\theta} = Q.$$

5. prędkość podłużna (postępowa):

$$\dot{x}_1 = U \cos \theta + W \sin \theta, \quad (3.5)$$

6. prędkość pionowa (wznoszenia):

$$\dot{z}_1 = -U \sin \theta + W \cos \theta,$$

7. wysokość lotu:

$$h = -z_1,$$

8. prędkość postępowa samolotu:

$$V_0^2 = U^2 + W^2,$$

9. kąt natarcia:

$$\alpha = \arctg \frac{W}{U},$$

10. gęstość powietrza: (dla $h \leq 11000$ m)

$$\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300}\right)^{4.256}.$$

11. dynamika silnika samolotu:

$$\text{- równania obrotów silnika: } n_T = K_1^T(M_a, \tau, \rho) \frac{n_{T\max} - n_{T0}}{\delta_{T\max}} \delta_T, \quad (3.11)$$

$$\text{- równania ciągu silnika: } T = K_2^T(M_a, \tau, \rho) \frac{T_{\max} - T_0}{n_{T\max} - n_{T0}} n_T, \quad (3.12)$$

$$\text{- prędkość kątowa obrotów zespołu turbo-sprężarka: } \omega_T = \frac{2\pi}{60} n_T. \quad (3.13)$$

12. prawa sterowania:

- w kanale pochylenia:

$$\delta_H = K_\theta^H(\theta - \theta_z) + K_Q^H(Q - Q_z) + K_w^H(w - w_z) + K_{z1}^H(z_1 - z_{1z}) + \delta_{H0}, \quad (3.14)$$

- w kanale prędkości:

$$\delta_T = K_\theta^T(\theta - \theta_z) + K_Q^T(Q - Q_z) + K_u^T(u - u_z) + K_{z1}^T(z_1 - z_{1z}) + \delta_{T0}, \quad (3.15)$$

Równania i zależności (3.1)÷(3.15) tworzą model matematyczny dowolnego samolotu bez podwieszeń, uzbrojenia, rakiet, itp. z turbinowymi silnikami odrzutowymi poruszającego się ruchem przestrzennym ze szczególnymi układami automatycznego sterowania w płaszczyźnie pionowej i automatycznej stabilizacji prędkości.

4. WYNIKI SYMULACJI NUMERYCZNEJ

Dla określenia wartości współczynników wzmocnienia przeprowadzono serię symulacji nakazując układowi automatycznego sterowania zmianę wysokości lotu o 1000 m w górę i zachowanie dalszej stałej wysokości i prędkości. Przed rozpoczęciem symulacji zasadniczych przeprowadzono kilka symulacji wstępnych w celu wyznaczenia optymalnego kroku całkowania. Ze względu na konieczność osiągnięcia

kompromisu pomiędzy dokładnością obliczeń a czas ich trwania zdecydowano się na krok całkowania równy 0.1 s.

Przeprowadzono symulację numeryczną dążenia do zadanej wysokości ($H=2000$ m) i prędkości ($V_{TAS}=360$ km/h) w sposób oscylacyjno-zbieżny, a wyznaczone współczynniki wzmocnienia w tym przypadku posiadają następujące wartości:

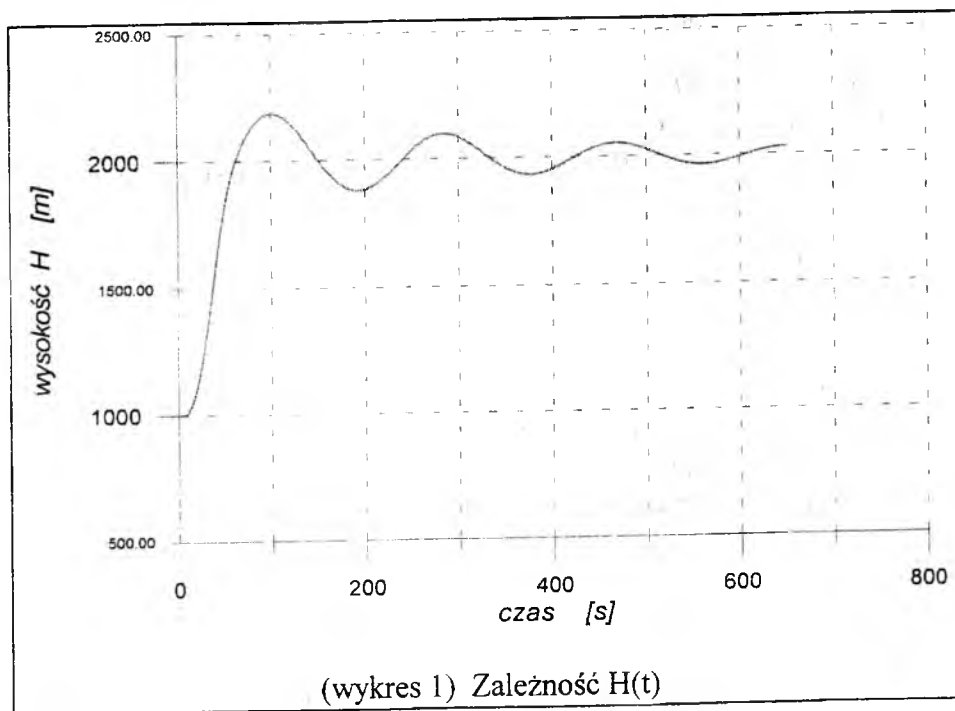
$$K_{\Theta}^H = 0.05 \quad K_{\Theta}^T = 75.00$$

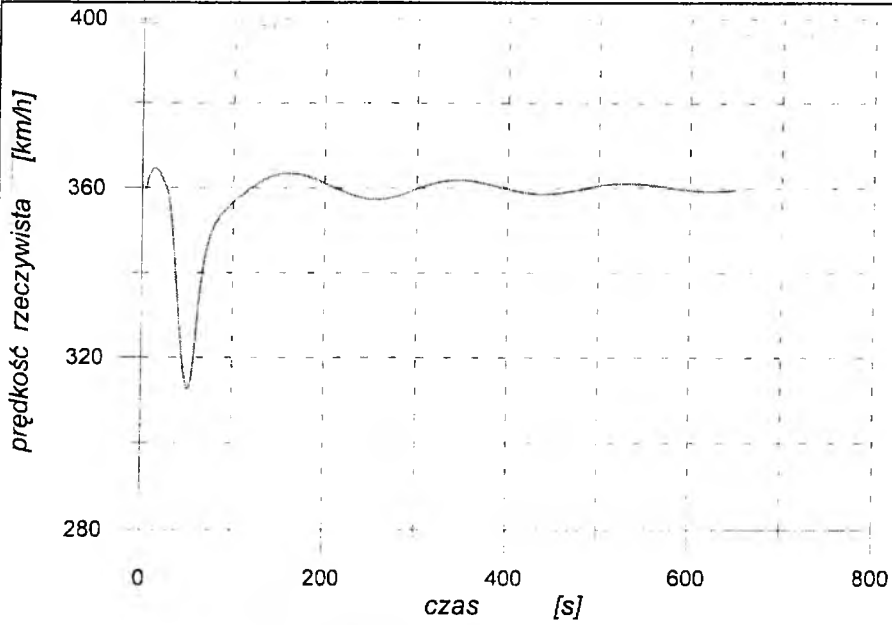
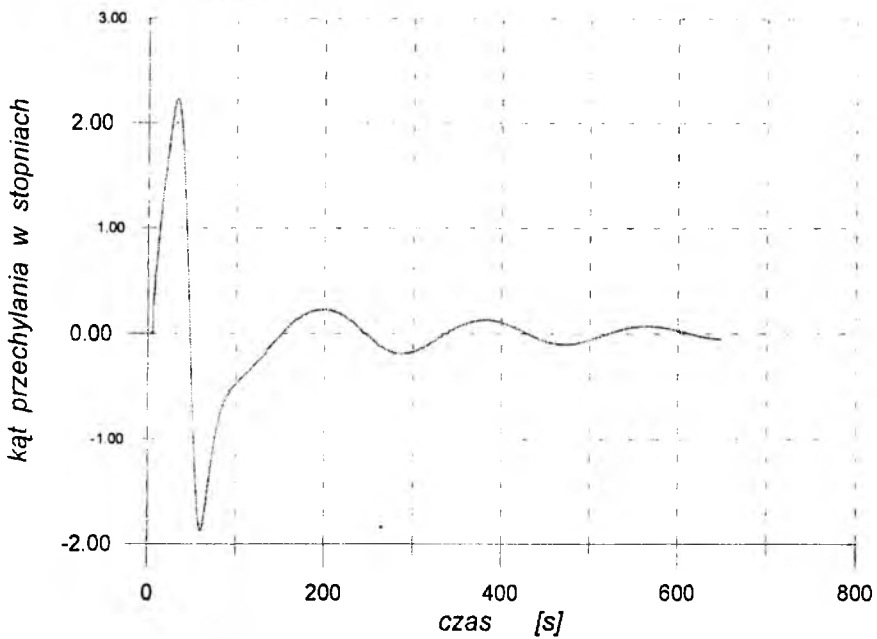
$$K_Q^H = -0.0001 \quad K_Q^T = 0.0$$

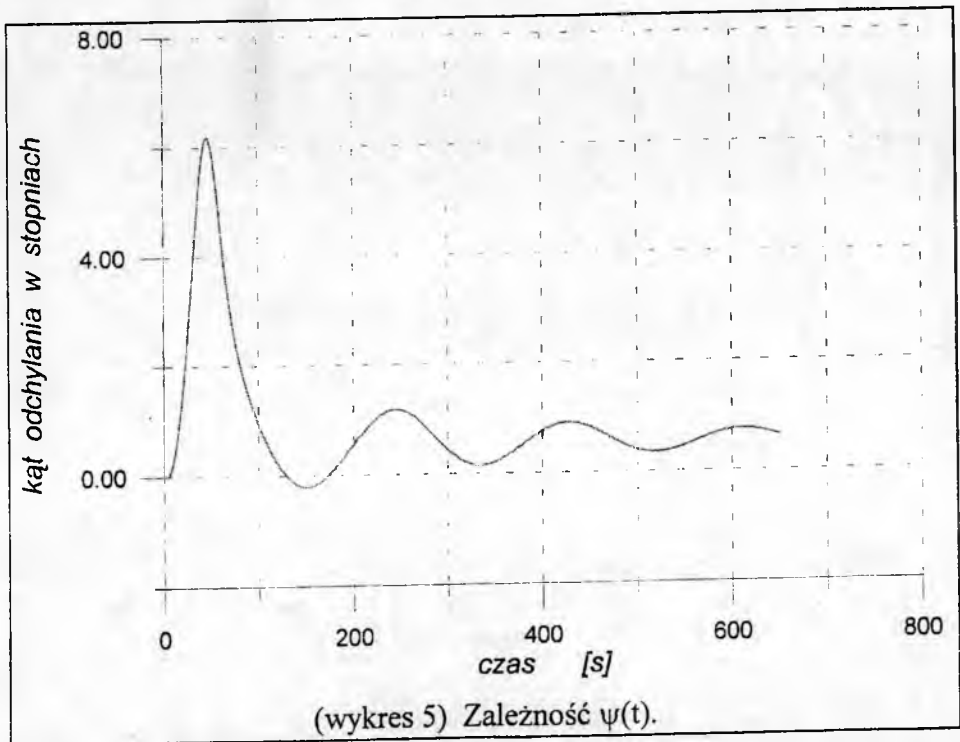
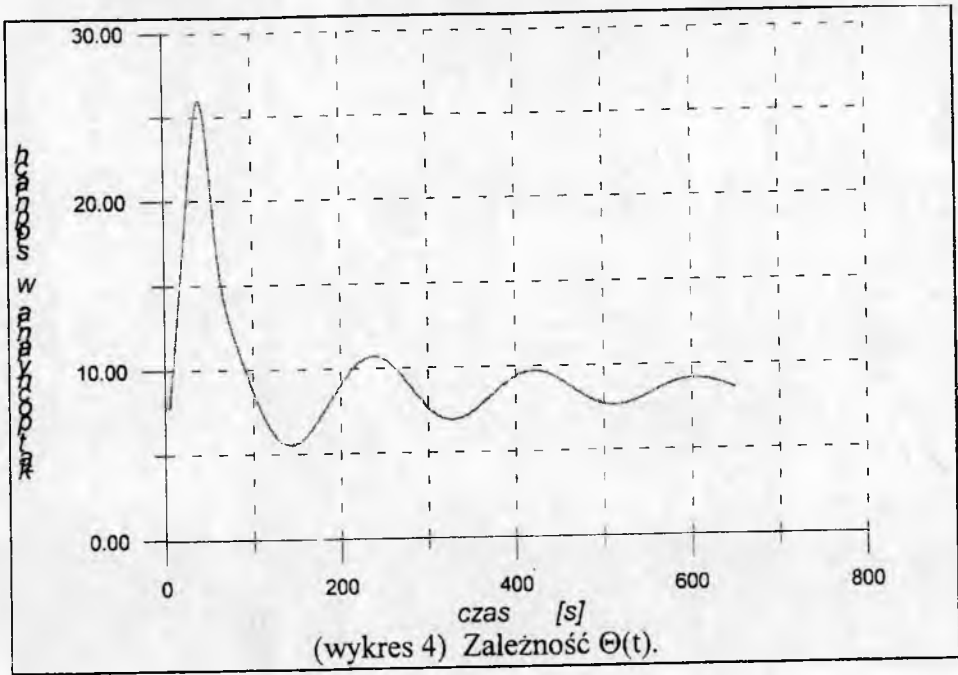
$$K_w^H = 0.01 \quad K_u^T = -1.0$$

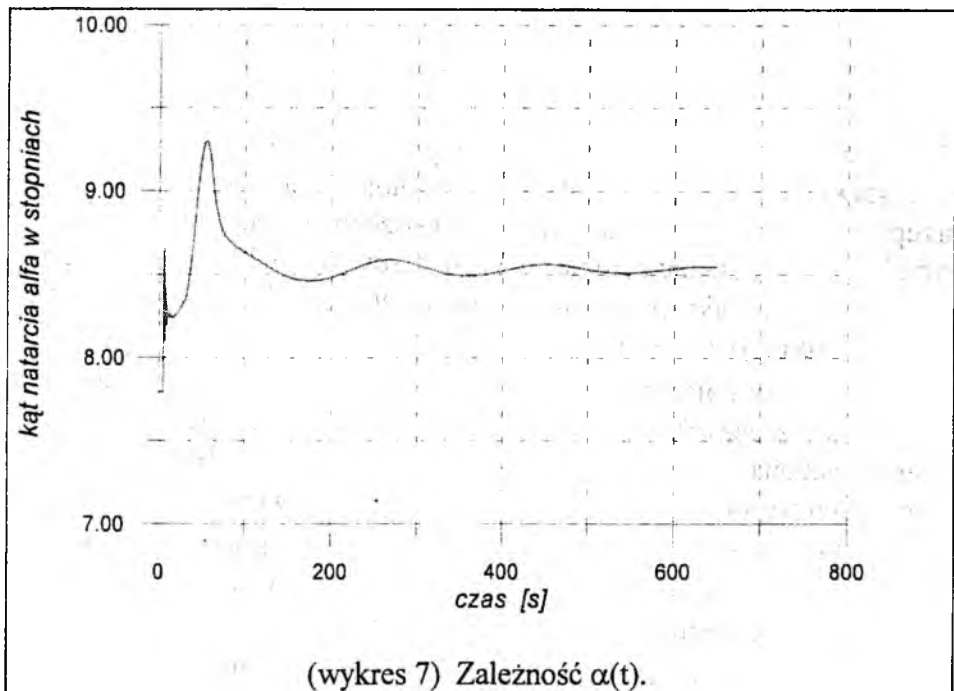
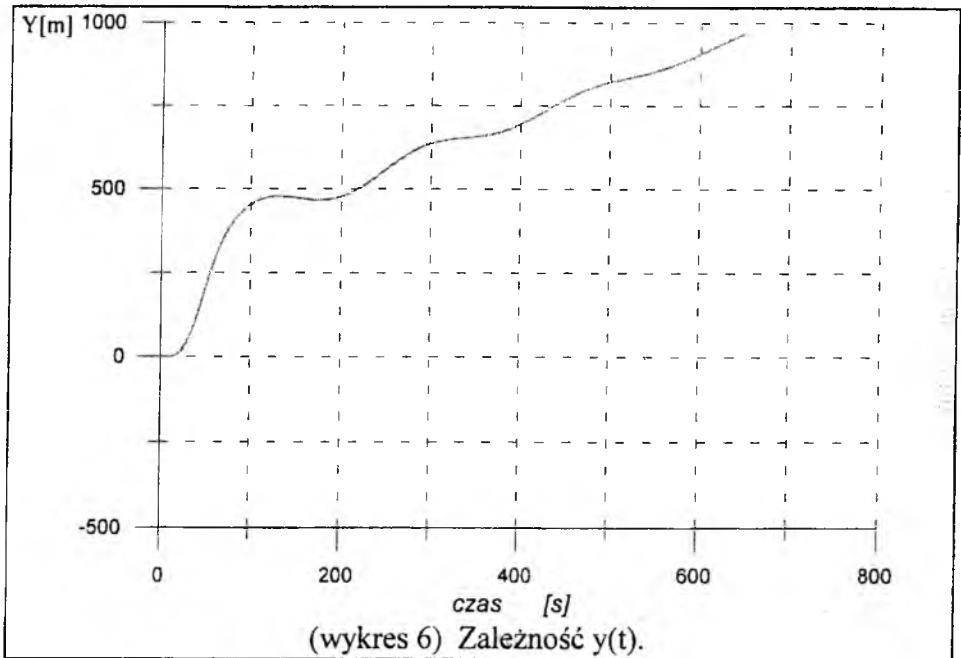
$$K_{z1}^H = 0.000005 \quad K_{z1}^T = -0.004$$

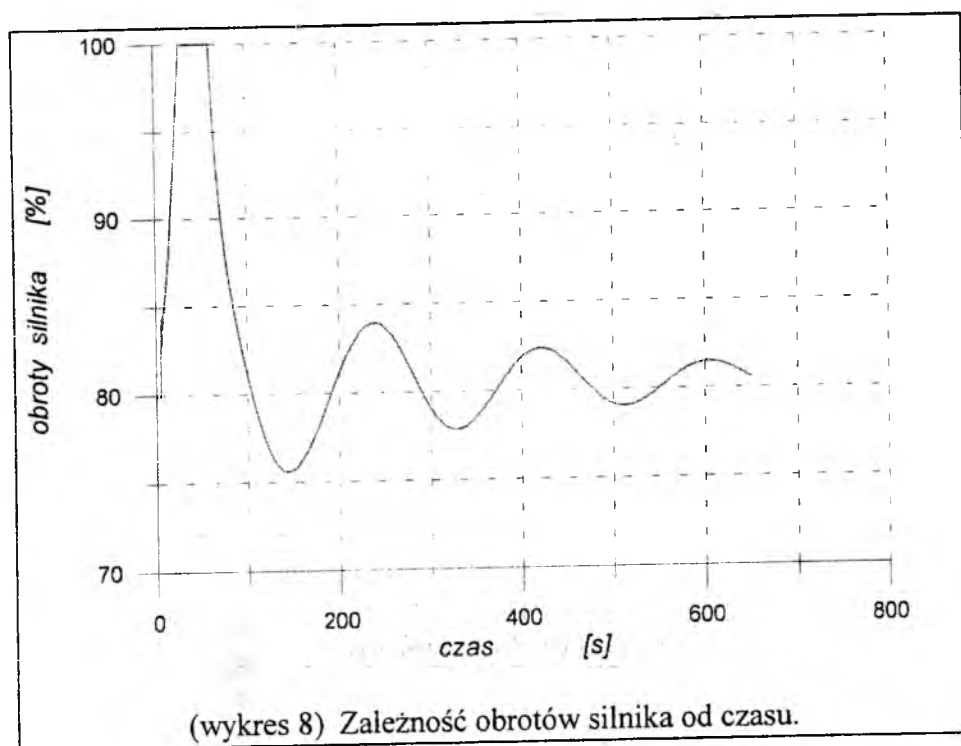
Wyniki symulacji tego przypadku przedstawiających zmiany parametrów w czasie zilustrowano na następujących wykresach:



(wykres 2) Zależność V_{TAS} (t)(wykres 3) Zależność $\phi(t)$.







5. WNIOSKI

➔ Na podstawie otrzymanych wyników można stwierdzić, że przedstawiony model dynamiki samolotu jest wystarczający do przeprowadzenia analizy dynamiki przestrzennego ruchu samolotu z uwzględnieniem układu automatycznego sterowania w kanale pochylenia a otrzymane wyniki pozwalają w pełni określić jak zachowuje się samolot automatycznie sterowany.

➔ Dobór współczynników wzmocnienia odpowiedzialnych za utrzymanie zadanych parametrów lotu okazał się prawidłowy, a przeprowadzona symulacja numeryczna wskazuje na istotny wpływ doboru tych współczynników na zachowanie się samolotu w locie.

➔ Przedstawione wyniki (osiąganie przez samolot zadanych parametrów lotu w sposób oscylacyjno-zbieżny) świadczą o dobrym dobraniu współczynników wzmocnienia autopilota.

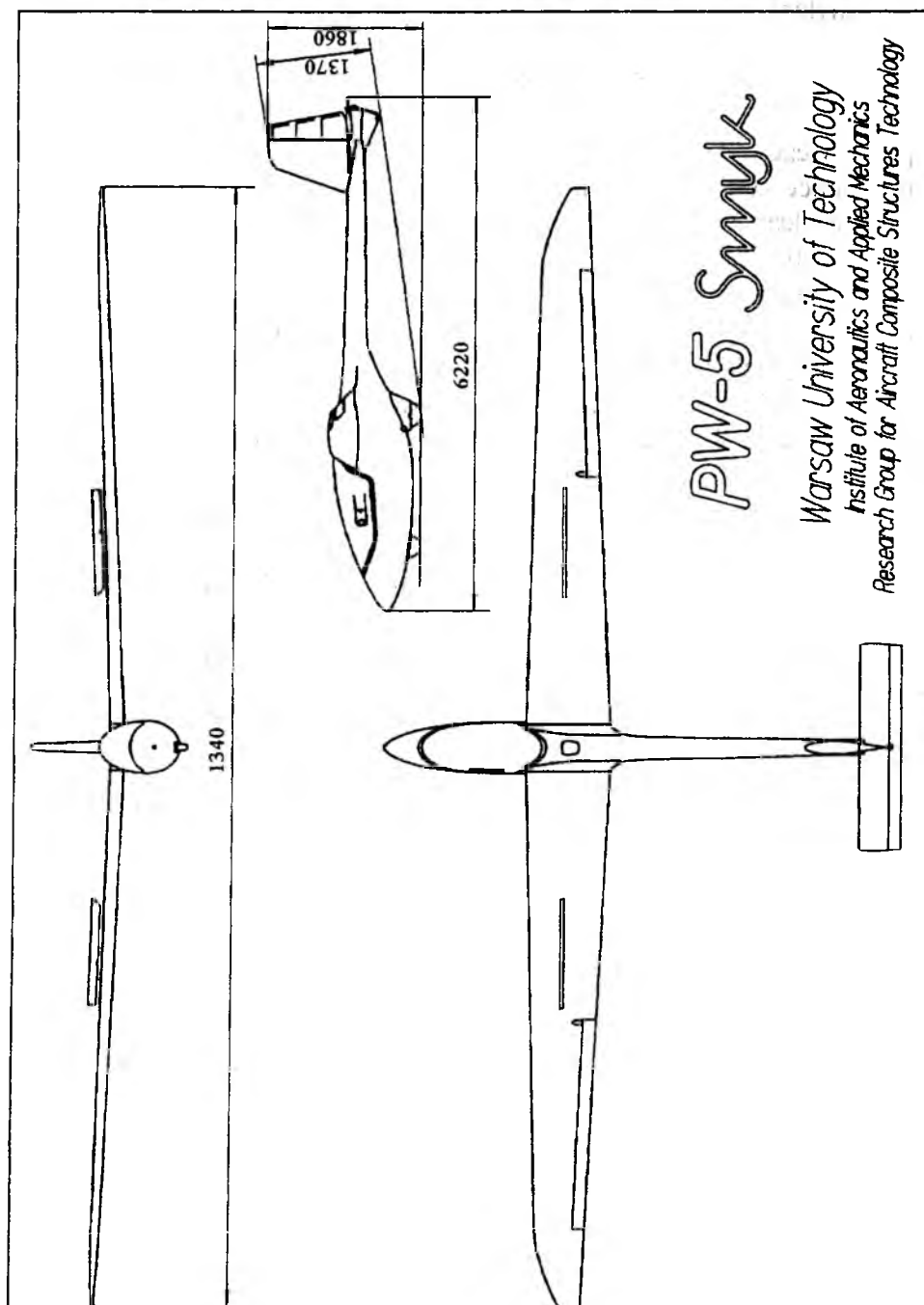
➔ Szybkość osiągnięcia przez samolot zadanych parametrów lotu silnie jest uzależnione od dobranych współczynników wzmocnienia.

➔ Aby zachować stały kurs przy naborze wysokości trzeba sterować conajmniej w czterech kanałach prędkości: pochylania, odchyłania i przechylania.

Bibliografia

- [1] Arczewski K. Goraj Z. Pietrucha J.: Elementy modelowania w mechanice - układy dyskretne. Warszawa: WPW, 1983.
- [2] Mclean D.: Automatic flight control systems. New York: Prentice Hall, 1990.
- [3] Maryniak J.: Ogólny model symulacji samolotu. Sprawozdanie nr 140/85, Zespół N-B Dynamiki obiektów ruchomych, ITLiMS PW, 1985
- [4] Maryniak J.: Dynamiczna teoria obiektów ruchomych. Prace Naukowe PW, Mechanika, nr 32, Warszawa 1975.
- [5] Cheda W. Malski M.: Techniczny poradnik lotniczy - Płatowce. Warszawa: WKŁ, 1981.
- [6] Stefanowicz A.: Pokładowe układy pomiarowe. Warszawa: WPW, 1984.
- [7] Matusiak J. W.: Zagadnienia analizy pilota automatycznego. Warszawa: WAT, 1965.
- [8] Vogt R.: Sterowanie statków powietrznych. Warszawa: WPW, 1987.

Praca wykonana w ramach projektu badawczego KBN 9T 12C 01813

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

SYMULACJA KOMPUTEROWA LOTU RAKIET PRZECIWLOTNICZYCH STEROWANYCH JEDNOKANAŁOWO

Leszek Baranowski

Wydział Uzbrojenia i Lotnictwa WAT, Warszawa

e-mail: LeszekB@wul.wat.waw.pl

W pracy przedstawiono model matematyczny procesu samonaprowadzania wirującej rakiety przeciwlotniczej sterowanej jednokanałowo uwzględniający zmienne warunki atmosferyczne i przestrzenny manewr celu. Zbadano wpływ manewru obronnego celu na właściwości dynamiczne rakiety naprowadzającej się według metody proporcjonalnej nawigacji. Wyniki przykładowych obliczeń zobrazowano na wykresach.

1. Wstęp

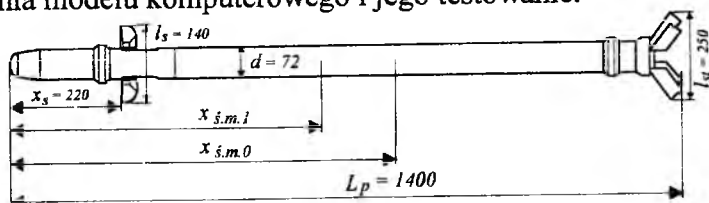
Ciągły rozwój techniki komputerowej z jednej strony oraz duży koszt metod poligonowych z drugiej - wymusza stosowanie, także w pracach konstrukcyjnych i modernizacyjnych nad raketami przeciwlotniczymi, metod symulacji komputerowej opartych na odpowiednio opracowanych modelach matematycznych procesów naprowadzania. Modele powinny oddawać wszystkie istotne właściwości dynamiczne badanego obiektu wyodrębnionego z otaczającego go środowiska ale zarazem, ze względu na ułatwienie prowadzonych analiz, powinny cechować się prostotą, przejrzystością i łatwością oprogramowania.

W artykule przedstawiono modelowanie procesów samonaprowadzania wirującej rakiety sterowanej jednokanałowo, na przykładzie hipotetycznej rakiety przeciwlotniczej bliskiego zasięgu, której schemat aerodynamiczny (rys. 1) oraz charakterystyki geometryczne, masowe i ze-

społu napędowego (tabela 1), odpowiadają współczesnym rakietom przeciwlotniczym.

Przyjęto, że rakietę o układzie aerodynamicznym „kaczka”, sterowana jest aerodynamicznymi sterami przerzutowymi, według metody proporcjonalnej nawigacji.

Wyprowadzono model matematyczny procesu samonaprowadzania w dużej części w notacji macierzowej, co znacznie przyspieszyło fazę opracowywania modelu komputerowego i jego testowanie.



Rys. 1. Schemat aerodynamiczny rakiety testowej

Podstawowe charakterystyki rakiety testowej			Tabela 1
m_0	początkowa masa rakiety	10,0	[kg]
m_1	masa rakiety po wypaleniu się paliwa	5,7	[kg]
$x_{s.m.0}$	początkowe położenie środka masy rakiety	0,735	[m]
$x_{s.m.1}$	położenie środka masy rakiety po wypaleniu się paliwa	0,580	[m]
F	ciąg silnika w pierwszym i drugim rodzaju pracy	0,65 i 2,3	[kN]

2. Wykaz ważniejszych oznaczeń i indeksów

W pracy stosowane jest nazewnictwo, pisownia i oznaczenia zgodne z Polską Normą PN-83/L [8]. Celem ułatwienia czytania artykułu poniżej zestawiono używane w pracy oznaczenia i indeksy:

A_n, A_l, A_{st} - odpowiednio: amplituda sygnału naprowadzania, linearyzacji i stabilizacji,

C_X^A, C_Y^A, C_Z^A - bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne, odpowiednio: siły osiowej, siły poprzecznej i siły normalnej,

C_l^A, C_m^A, C_n^A - bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne, odpowiednio: momentu przechylającego, pochylającego i odchylającego względem środka masy rakiety,

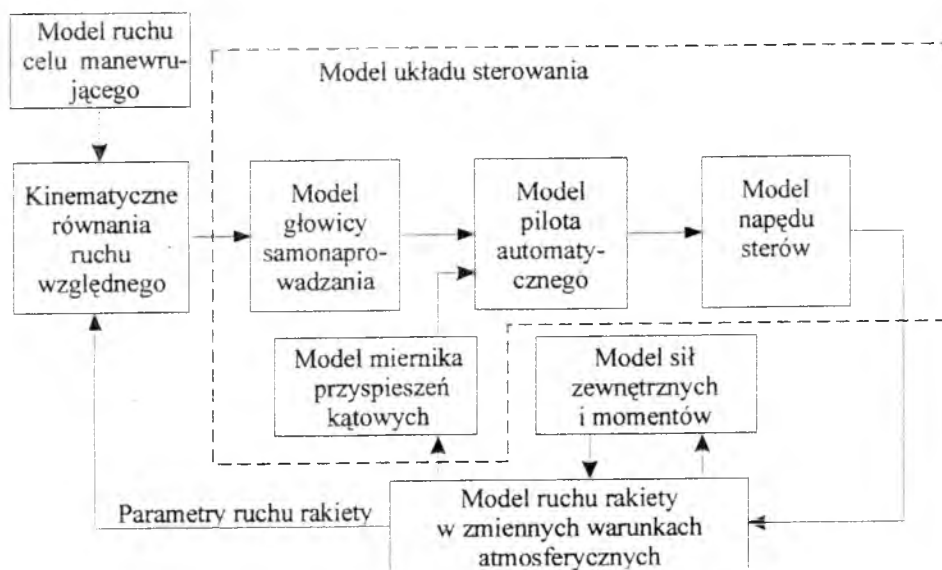
$F [F, 0, 0]$ - ciąg silnika raketowego i jego składowe w układzie $Oxyz$,

- $\mathbf{F}_s [0, 0, F_s]$ - wektor gazodynamicznej wspomagającej siły sterującej w początkowej fazie lotu i jego składowe w układzie $Oxyz$,
 g_n - przyspieszenie siły ciężkości,
 $h = -z_g$ - wysokość lotu,
 I_x, I_y, I_z - momenty bezwładności rakiety względem osi: x, y, z układu związanego $Oxyz$,
 k_n, k_{st} - współ. wzmacnienia sygnału naprowadzania i stabilizacji,
 $\mathbf{K}_O = \mathbf{I} \cdot \boldsymbol{\Omega}$ - moment pędu rakiety względem początku układu $Oxyz$,
 $\mathbf{L}_{\Phi\Theta\Psi}$ - macierz transformacji z układu $Ox_gy_gz_g$ do układu $Oxyz$,
 $\mathbf{M}_O^A [L^A, M^A, N^A]$ - wypadkowy moment układu sił aerodynamicznych działających na raketę w locie i jego składowe w układzie $Oxyz$,
 $\mathbf{Q} [0, 0, mg_n]$ - wektor siły ciężkości i jego składowe w układzie $Ox_gy_gz_g$,
 $\mathbf{R}^A [X^A, Y^A, Z^A]$ - wektor wypadkowy układu sił aerodynamicznych działających na raketę i jego składowe w układzie $Oxyz$,
 $\mathbf{r}_k [x_g, y_g, z_g]$ - wektor określający położenie środka masy rakiety w układzie $Ox_gy_gz_g$,
 r_w - odległość między raketą i celem,
 $\mathbf{V} [u, v, w]$ - wektor prędkości środka masy rakiety względem powietrza i jego składowe w układzie $Oxyz$,
 $\mathbf{V}_k [u_k, v_k, w_k]$ - wektor prędkości środka masy rakiety względem Ziemi i jego składowe w układzie $Oxyz$,
 $\mathbf{V}_k [u_{kg}, v_{kg}, w_{kg}]$ - wektor prędkości środka masy rakiety względem Ziemi i jego składowe w układzie $Ox_gy_gz_g$,
 $\mathbf{V}_C$ - wektor prędkości celu względem Ziemi,
 $\mathbf{V}_W [u_{wg}, v_{wg}, w_{wg}]$ - wektor prędkości wiatru względem Ziemi i jego składowe w układzie $Ox_gy_gz_g$,
 α_p - przestrzenny kąt natarcia określony jako kąt zawarty między wektorem prędkości rakiety względem powietrza $\mathbf{V}$ a osią podłużną rakiety,
 μ_a - aerodynamiczny kąt przechylenia określony jako kąt zawarty między płaszczyzną sterów a płaszczyzną przechodzącą przez wektor $\mathbf{V}$ i oś podłużną rakiety,
 δ_s - kąty wychylenia sterów,
 φ_n, φ_{st} - odpowiednio: faza sygnału naprowadzania i stabilizacji,
 γ, χ - odpowiednio: kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości środka masy rakiety względem Ziemi $\mathbf{V}_k$,

- γ_C, χ_C - odpowiednio: kąt pochylenia i odchylenia wektora prędkości celu względem Ziemi V_C ,
 Θ, Ψ, Φ - kolejno: kąt pochylenia, odchylenia i przechylenia rakiety,
 ε, ν - kąt pochylenia i odchylenia linii obserwacji celu,
 ω_l - częstość sygnału linearyzacji,
 $\Omega [p, q, r]$ - wektor chwilowej prędkości kątowej rakiety i jego składowe w układzie $Oxyz$,
 Ω^{loc} - wektor prędkości kątowej linii obserwacji celu,
 ρ - gęstość powietrza.

3. Model matematyczny procesu naprowadzania rakiety wirującej na manewrujący cel powietrzny

Schemat blokowy modelu matematycznego procesu samonaprowadzania rakiety testowej przedstawiono na rys. 2.



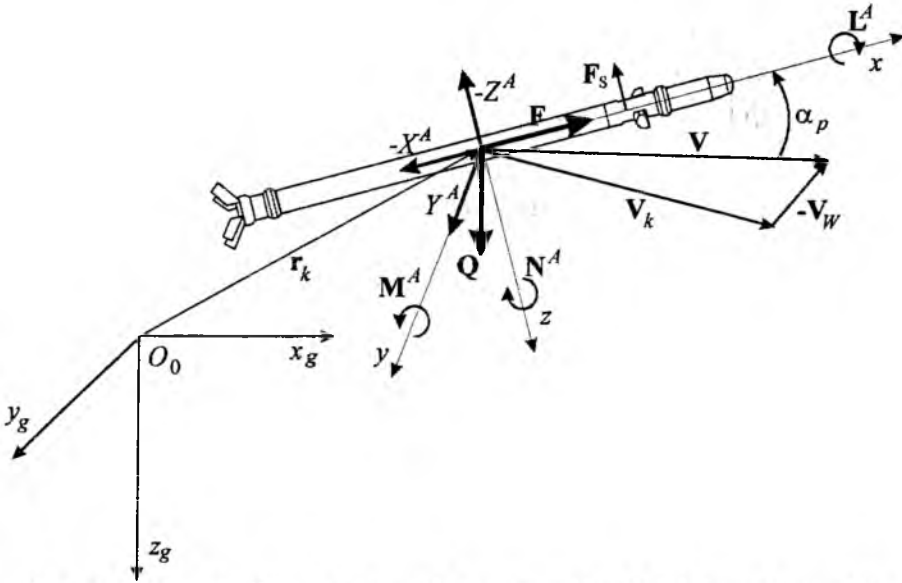
Rys. 2. Schemat blokowy modelu procesu samonaprowadzania

Z punktu widzenia automatyki system ten stanowi zamknięty, wielo-obwodowy układ automatycznej regulacji. Sygnałami wejściowymi dla systemu są parametry ruchu celu powietrznego, rolę regulatora spełniają głowica i autopilot, elementem wykonawczym sterowania jest napęd sterów aerodynamicznych, pocisk raketowy natomiast jest obiektem regula-

cji. System sterowania jako całość zamyka się przez ogniwo kinematyczne, które wyraża równania ruchu względnego rakiety i celu [7].

3.1. Model matematyczny lotu rakiety

Wyprowadzone równania ruchu rakiety w zmiennych warunkach atmosferycznych opisują ruch rakiety jako bryły sztywnej o zmiennej masie, pod wpływem sił zewnętrznych przedstawionych na rys. 3.



Rys. 3. Schemat sił zewnętrznych i momentów działających na raketę

Model matematyczny lotu rakiety w postaci wektorowo-macierzowej zawiera:

- dynamiczne równania ruchu środka masy rakiety w układzie $Oxyz$

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_k \\ \dot{v}_k \\ \dot{w}_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (X^A + F)/m \\ Y^A/m \\ (Z^A + F_s \text{sign}(\delta_s))/m \end{bmatrix} + \mathbf{L}_{\Phi\Theta\Psi} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_k \\ v_k \\ w_k \end{bmatrix} \quad (1)$$

- kinematyczne równania ruchu środka masy rakiety

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{kg} \\ v_{kg} \\ w_{kg} \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\Phi\Theta\Psi}^{-1} \begin{bmatrix} u_k \\ v_k \\ w_k \end{bmatrix} \quad (2)$$

- dynamiczne równania ruchu rakiety dookoła środka masy w układzie $Oxyz$ pokrywającym się z głównymi centralnymi osiami bezwładności

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^A \\ M^A + F_s(x_{sm} - x_s) \text{sign}(\delta_s) \\ N^A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

- kinematyczne równania ruchu rakiety dookoła środka masy

$$\begin{bmatrix} \dot{\Psi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \Phi / \cos \Theta & \cos \Phi / \cos \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

- związki geometryczne i równania uzupełniające

$$\chi = \arctg \frac{v_{kg}}{u_{kg}}, \quad \gamma = \arcsin \frac{w_{kg}}{V_k} \quad (5)$$

$$\alpha_p = \arcsin \frac{\sqrt{v^2 + w^2}}{V}, \quad \mu_a = \arcsin \frac{v}{\sqrt{v^2 + w^2}} \quad (6)$$

gdzie

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}, \quad V_k = \sqrt{u_k^2 + v_k^2 + w_k^2} \quad (7)$$

$$u = u_k - u_W, \quad v = v_k - v_W, \quad w = w_k - w_W \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix} = \mathbf{L}_{\Phi\Theta\Psi} \begin{bmatrix} u_{Wg} \\ v_{Wg} \\ w_{Wg} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\mathbf{L}_{\Phi\Theta\Psi} = \begin{bmatrix} \cos \Theta \cos \Psi & \cos \Theta \sin \Psi & -\sin \Theta \\ -\cos \Phi \sin \Psi + \sin \Phi \sin \Theta \cos \Psi & \cos \Phi \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi & \sin \Phi \cos \Theta \\ \sin \Phi \sin \Psi + \cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi & -\sin \Phi \cos \Psi + \cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi & \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} \quad (10)$$

- równania składowych wypadkowej siły aerodynamicznej $\mathbf{R}^A$ i jej momentu $\mathbf{M}_O^A$ względem środka masy rakiety w układzie $Oxyz$

$$\mathbf{R}^A = [X^A, Y^A, Z^A], \quad \mathbf{M}_O^A = [L^A, M^A, N^A] \quad (11)$$

$$X^A = C_X^A \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Y^A = C_Y^A \frac{\rho V^2}{2} S, \quad Z^A = C_Z^A \frac{\rho V^2}{2} S \quad (12)$$

$$L^A = C_l^A \frac{\rho V^2}{2} Sl, \quad M^A = C_m^A \frac{\rho V^2}{2} Sl, \quad N^A = C_n^A \frac{\rho V^2}{2} Sl \quad (13)$$

gdzie współczynniki aerodynamiczne wyznaczono zgodnie z [5] według poniższych zależności:

$$C_X^A(Ma, Re, \alpha_p) = -[C_{x0}(Ma, Re) + C_x(Ma, \alpha_p)]$$

$$C_Y^A(Ma, \alpha_p, \mu_a) = [C_{yst}(Ma, \alpha_p) + C_{yk}(Ma, \alpha_p)] \cos \mu_a$$

$$C_Z^A(Ma, \alpha_p, \mu_a) = -[C_{zst}(Ma, \alpha_p) + C_{zk}(Ma, \alpha_p) + C_{zs}(Ma, \alpha_p)] \sin \mu_a$$

$$C_Z^A(Ma, \alpha_p, \mu_a, \delta_s) = C_Z^A(Ma, \alpha_p, \mu_a) + C_{zs}(Ma, \delta_s)$$

$$C_l^A(Ma, \alpha_p, \bar{p}) = C_{l0}^A(Ma, \alpha_p) + C_{lp}^A(Ma) \bar{p}$$

$$C_m^A(Ma, \alpha_p, \mu_a, \delta_s, \bar{q}) = C_Z^A(Ma, \alpha_p, \mu_a) \frac{x_{sm} - x_{spxz}}{l} + C_{zs}(Ma, \delta_s) \frac{x_{sm} - x_{sps}}{l} + C_{mq}^A(Ma) \bar{q}$$

$$C_n^A(Ma, \alpha_p, \mu_a, \bar{r}) = C_Y^A(Ma, \alpha_p, \mu_a) \frac{x_{sm} - x_{spxy}}{l} + C_{nr}^A(Ma) \bar{r}$$

$C_{yk}(Ma, \alpha_p)$, $C_{zk}(Ma, \alpha_p)$ - współ. siły poprzecznej i normalnej kadłuba,

$C_{yst}(Ma, \alpha_p)$, $C_{zst}(Ma, \alpha_p)$ - współ. siły poprzecznej i normalnej statecz.,

$C_{zs}(Ma, \alpha_p)$ - współczynnik siły normalnej sterów ze względu na kąt α_p ,

$C_{zs}(Ma, \delta_s)$ - współczynnik siły normalnej sterów ze względu na kąt δ_s ,

x_{spxz} , x_{spxy} - współrzędne środka parcia rakiety w płaszczyźnie Oxz i Oxy ,

x_{sps} - współrzędna środka parcia sterów,

x_s - współrzędna przyłożenia sterującej siły gazodynamicznej.

3.2. Model ruchu celu i ruchu względnego rakiety i celu

W przypadku modelowania ruchu celu manewrującego, o określonych przeciążeniach rozporządzalnych, wygodnie jest posługiwać się modelem ruchu celu jako punktu materialnego, sterowanie którym odbywa się wskutek realizacji założonych przeciążeń. Równania ruchu środka masy celu w układzie związanym z jego torem lotu, wyrażone poprzez składowe wektora przeciążeń celu, mają następującą postać [1]:

$$\dot{V}_C = g(n_{x_k} \mathbf{1}(t - t_{x_k}) - \sin \gamma_C) \quad (14)$$

$$\dot{\chi}_C = \frac{g}{V_C \cos \gamma_C} n_{y_k} \mathbf{1}(t - t_{y_k}) \quad (15)$$

$$\dot{\gamma}_C = -\frac{g}{V_C} (n_{z_k} \mathbf{1}(t - t_{z_k}) + \cos \gamma_C) \quad (16)$$

$$\dot{x}_{Cg} = u_{Cg} = V_C \cos \gamma_C \cos \chi_C \quad (17)$$

$$\dot{y}_{Cg} = v_{Cg} = V_C \cos \gamma_C \sin \chi_C \quad (18)$$

$$\dot{z}_{Cg} = w_{Cg} = -V_C \sin \gamma_C \quad (19)$$

gdzie:

- $t_{x_k}, t_{y_k}, t_{z_k}$ - chwile początku manewru celu, odpowiednio: prędkością, kierunkiem i wysokością,
- $n_{x_k}, n_{y_k}, n_{z_k}$ - składowe przeciążeń celu w układzie związanym z jego torem lotu,
- $\mathbf{1}(t - t_i)$ - funkcje Heaviside'a.

Położenie środka masy celu względem środka masy samonaprowadzającego się pocisku raketowego charakteryzuje wektor względnej odległości $\mathbf{r}_w$. Jego zmianę w czasie, w ruchomym układzie współrzędnych związanym z l.o.c. $O\xi\eta\zeta$, można opisać następującym kinematycznym równaniem wektorowym

$$\dot{\mathbf{r}}_w + \Omega^{loc} \times \mathbf{r}_w = \mathbf{V}_C - \mathbf{V}_K \quad (20)$$

które w zapisie macierzowym przyjmuje postać

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}_w \\ \dot{\mathbf{v}} \\ \dot{\boldsymbol{\varepsilon}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon \cos \nu & \cos \varepsilon \sin \nu & -\sin \varepsilon \\ -\sin \nu & \cos \nu & 0 \\ \sin \varepsilon \cos \nu & \sin \varepsilon \sin \nu & \cos \varepsilon \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{Cg} - u_{kg} \\ (v_{Cg} - v_{kg})/r_w \cos \varepsilon \\ -(w_{Cg} - w_{kg})/r_w \end{bmatrix} \quad (21)$$

3.3. Model układu sterowania

W modelowaniu dynamiki elementów układu sterowania poczyniono pewne założenia upraszczające, powszechnie stosowane na początkowym etapie analiz. Przyjęto, że napęd sterów oraz miernik prędkości katowej są członami bezinercyjnymi, natomiast głowica samonaprowadzania pracuje idealnie, formując bezbłędnie sygnał sterujący U_n , z uwzględnieniem ograniczeń konstrukcyjnych możliwości śledzenia celu.

Model matematyczny układu sterowania stanowi następujący układ równań:

$$\delta_s = \begin{cases} +\delta_{\max} & \text{dla } U_n + U_l - U_{st} \geq 0 \\ -\delta_{\max} & \text{dla } U_n + U_l - U_{st} < 0 \end{cases} \quad (22)$$

$$U_n = A_n \sin(\Phi - \varphi_n), \quad U_{st} = A_{st} \sin(\Phi - \varphi_{st}), \quad U_l = A_l \sin(\omega_l t) \quad (23)$$

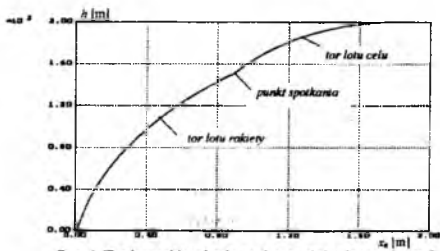
$$A_n = k_n \sqrt{\dot{v}^2 + \dot{\varepsilon}^2}, \quad A_{st} = k_{st} \sqrt{\dot{\Psi}^2 + \dot{\Theta}^2}, \quad A_l = \frac{1}{2} A_{n\max} \quad (24)$$

$$\varphi_n = \arcsin(\dot{v} / \sqrt{\dot{v}^2 + \dot{\varepsilon}^2}), \quad \varphi_{st} = \arcsin(\dot{\Psi} / \sqrt{\dot{\Psi}^2 + \dot{\Theta}^2}) \quad (25)$$

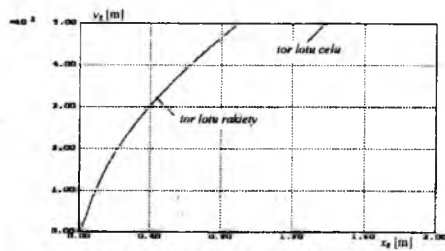
4. Przykładowe wyniki badań symulacyjnych procesów samonaprowadzania

Model matematyczny, opisany równaniami (1-25), posłużył do opracowania oryginalnego programu komputerowego symulacji procesu samonaprowadzania rakiety testowej w zmiennych warunkach atmosferycznych. Do numerycznego całkowania równań wykorzystano sprawdzoną metodę Rungego-Kutty czwartego rzędu.

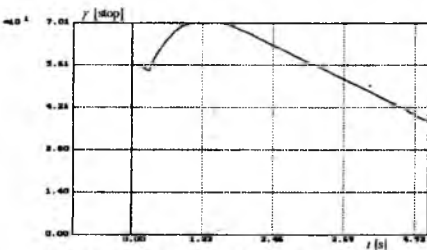
Na poniższych wykresach (rys. 4 – 11) przedstawiono przebiegi wybranych parametrów lotu rakiety podczas strzelania na spotkanie, do celu manewrującego z przeciążeniem normalnym $n_{zC} = 3$.



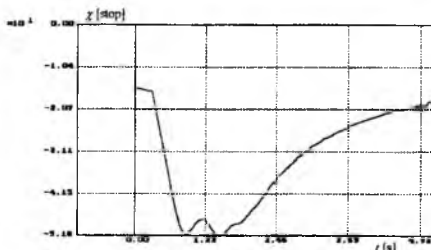
Rys. 4. Tor lotu rakiety i celu w płaszczyźnie pionowej



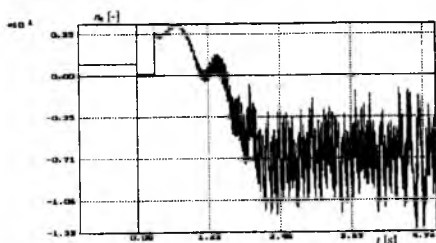
Rys. 5. Tor lotu rakiety i celu w płaszczyźnie poziomej



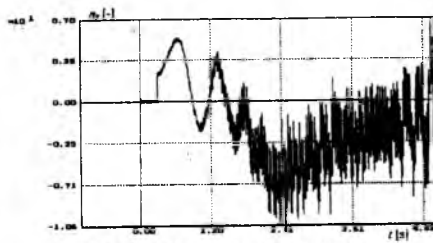
Rys. 6. Przebieg kąta pochylenia wektora prędkości rakiety



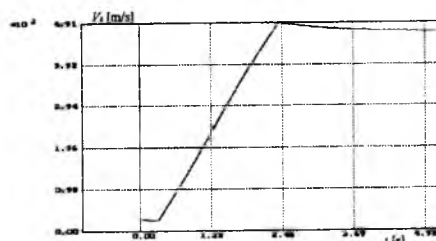
Rys. 7. Przebieg kąta odchylenia wektora prędkości rakiety



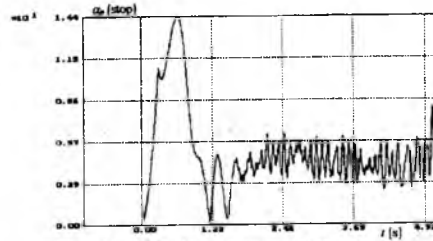
Rys. 8. Przebieg przeciążeń normalnych rakiety



Rys. 9. Przebieg przeciążeń bocznych rakiety



Rys. 10. Przebieg prędkości lotu rakiety



Rys. 11. Przebieg przestrzennego kąta natarcia

5. Podsumowanie i wnioski końcowe

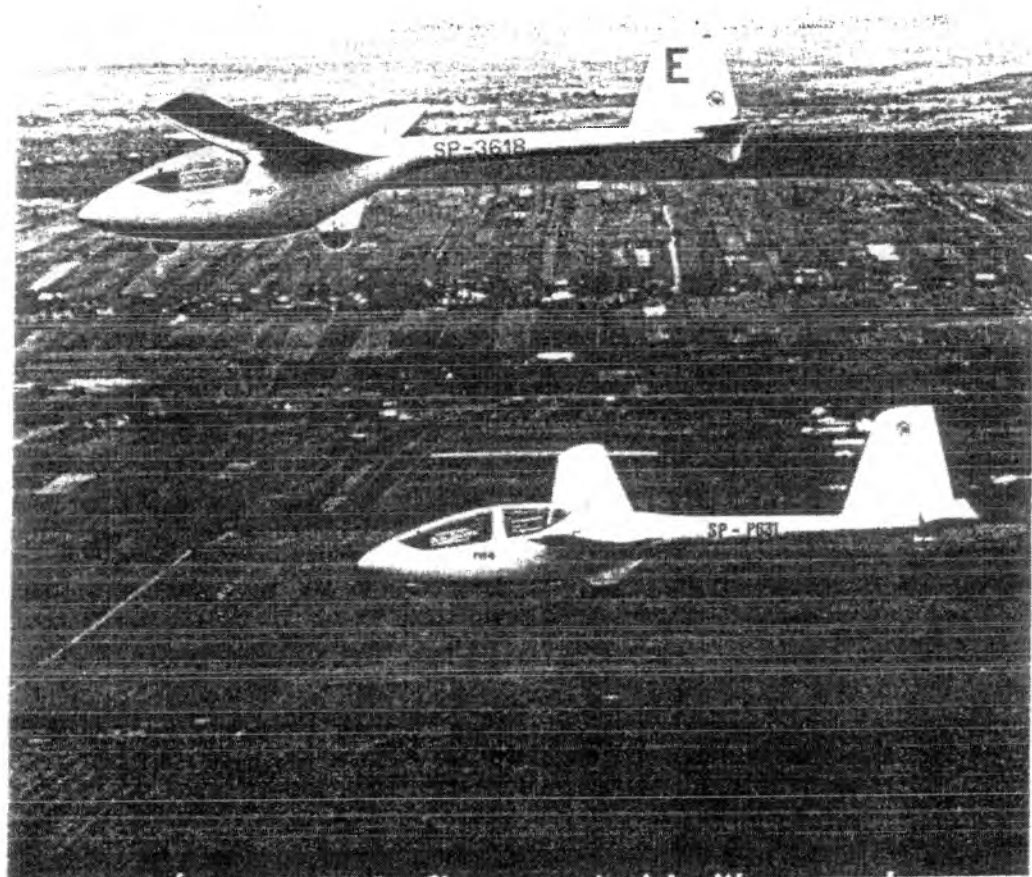
Przeprowadzone badania systemowe samonaprowadzania i porównanie otrzymanych wyników z wynikami uzyskanymi w trakcie badań poligonowych, pozwalają sądzić o poprawności modelowania i identyfikacji parametrycznej rakiety testowej. Zaproponowany model i opracowany program komputerowy symulacji lotu rakiety przeciwlotniczej w zmiennych warunkach atmosferycznych, może być między innymi wykorzystany do:

- badania wpływu charakterystyk rakiety i warunków atmosferycznych na właściwości dynamiczne procesu samonaprowadzania,
- oceny trajektorii lotu rakiety dla zadanych komend programowych,
- wyznaczenia stref startu i rażenia zestawu przeciwlotniczego,
- ustalenia skuteczności manewru obronnego celu.

Bibliografia

1. Baranowski L., *Modelowanie i badania procesu samonaprowadzania rakiety ziemia-powietrze w zmiennych warunkach atmosferycznych*, Rozprawa doktorska, Warszawa 1998.
2. Baranowski L., *Wpływ metody naprowadzania na ruch przestrzenny rakiety przeciwlotniczej bliskiego zasięgu*, Materiały konferencji naukowo-technicznej, Tarnów 1999.

3. Gacek J., *Modelowanie i badanie dynamicznych właściwości obiektów balistycznych*, Dodatek Specjalny do Biuletynu WAT, Warszawa 1992.
4. Kmiecik P., Machowski B., *Analiza procesu naprowadzania pocisku wirującego z dodatkowym napędem na cel ruchomy*, Biuletyn WOSR 1(23), Jelenia Góra 1996.
5. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С., *Динамика полета*, Машиностроение, Москва 1973.
6. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe PW, Mechanika nr 32, Warszawa 1975.
7. Skomra A., *Systemy sterowania lotniczych pocisków raketowych*, WAT, Warszawa 1995.
8. PN-83/L-01010.00 ÷ 10, *Mechanika lotu samolotów i śmigłowców*, Dz. Norm i Miar nr1/1984 poz1.
9. Vogt R., *Dynamika systemów kierowania obiektów ruchomych*, Prace Naukowe PW, Mechanika nr 58, Warszawa 1979.

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

METODY MODELOWANIA I SYMULACJI NUMERYCZNEJ PROGRAMOWEGO RUCHU SAMOŁOTU

Wojciech Blajer

Instytut Mechaniki Stosowanej, Politechnika Radomska
wblajer@poczta.onet.pl; wblajer@kiux.man.radom.pl

Jerzy Graffstein & Mariusz Krawczyk

Instytut Lotnictwa w Warszawie
jgraff@ilot.edu.pl. & krawczyk@ilot.edu.pl

Podsumowano doświadczenia autorów w zakresie modelowania i numerycznej symulacji programowego ruchu samolotu po założonej trajektorii przestrzennej. Omówiono model dynamiczny samolotu, równania więzów programowych i warunki przez nie nakładane na stan ruchu. Wynikiem modelowania są różniczkowo-algebraiczne równania ruchu programowego. Skomentowano sposób numerycznego rozwiązywania tych równań oraz napotkane trudności w numerycznym generowaniu trajektorii lotu.

1. Wstęp

Zagadnienie symulacji programowego ruchu samolotu po założonej trajektorii przestrzennej podejmowane było m.in. w pracach [1,2]. Obecnie badania kontynuowane są w ramach projektu KBN nr **9 T12C 060 17**. Cele tego projektu wymagały rozwinięcia stosowanych wcześniej modeli matematycznych. W rozwiązywaniu podjętych zadań pojawiły się też trudności natury numerycznej, nie do końca jeszcze pokonane. Doświadczeniami w tym zakresie autorzy pragną się podzielić poniżej.

Ruch programowy samolotu rozumiany jest jako lot po założonej trajektorii przestrzennej (dwa warunki na położenie środka masy) z narzucenymi zmianami prędkości lotu i konfiguracji płatowca względem trajektorii. Tak definiowane cztery warunki *więzów programowych* [5] tworzą *program ruchu* samolotu. Rozwiązując rodzaj *zadania odwrotnego*

dynamiki poszukiwane jest następnie sterowanie samolotem (zmiany wychyleń sterów i wartości siły ciągu) zapewniające realizację programu ruchu, nazywane *sterowaniem programowym*. W pracy opisano sposób konstruowania programu ruchu i wynikające stąd warunki nakładane na stan ruchu samolotu. Przytoczono następnie różniczkowo-algebraiczne równania ruchu programowego, umożliwiające wyznaczanie zmiennych stanu i sterowania samolotem w zamodelowanym ruchu programowym. Wiele uwagi poświęcono sposobowi numerycznego rozwiązywania tych równań oraz numerycznego generowania żądanej trajektorii lotu.

2. Model dynamiczny samolotu

Samolot potraktowano jako ciało sztywne o 6 stopniach swobody, sterowane (parametrycznie) za pomocą wychyleń sterów (δ_L - lotek, δ_H - steru wysokości, δ_V - steru kierunku) i zmian siły ciągu T . Dynamiczne równania ruchu środka masy O samolotu formułuje się w układzie aerodynamicznym (A) (oś Ox_A jest styczna do toru, Oy_Az_A jest płaszczyzną prostopadłą do toru), a dynamiczne równania ruchów obrotowych płatowca - w układzie własnym (B) :

$$m \dot{\mathbf{v}}_O^{(A)} + m \omega_A^{(A)} \mathbf{v}_O^{(A)} = \mathbf{F}^{(A)} \quad (1a)$$

$$\mathbf{J} \dot{\omega}_B^{(B)} + \omega_B^{(B)} \mathbf{J} \omega_B^{(B)} = \mathbf{N}^{(B)} \quad (1b)$$

gdzie: m - masa samolotu, $\mathbf{J}$ - stała macierz momentów bezwładności płatowca w układzie (B) , $\mathbf{v}_O^{(A)} = [1 \ 0 \ 0]^T v$ (v - prędkość samolotu), $\omega_A^{(A)}$ - składowe absolutnej prędkości kątowej układu (A) wyrażone w (A) oraz $\omega_B^{(B)} = [P \ Q \ R]^T$ - klasyczne prędkości kątowe przechylania, pochylenia i odchylenia samolotu. Składowe sił i momentów sił działających na samolot, wyrażone odpowiednio w (A) i (B) , mają postaci:

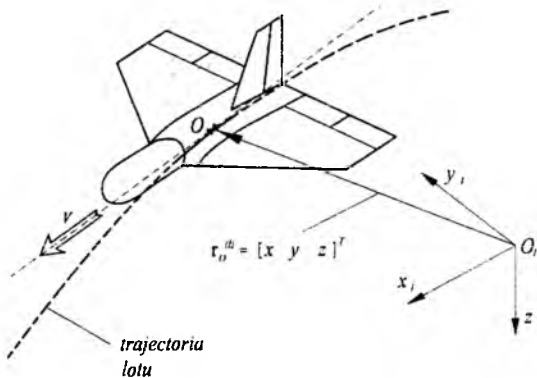
$$\mathbf{F}^{(A)} = -\frac{1}{2} \rho S v^2 \begin{bmatrix} c_x \\ c_y \\ c_z \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} \cos(\alpha + \alpha_T) \cos \beta \\ -\cos(\alpha + \alpha_T) \sin \beta \\ -\sin(\alpha + \alpha_T) \end{bmatrix} + mg \begin{bmatrix} -\sin \theta_A \\ \sin \phi_A \cos \theta_A \\ \cos \phi_A \cos \theta_A \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{N}^{(B)} = \frac{1}{2} \rho S v^2 \begin{bmatrix} bc_l \\ c_a c_m \\ bc_n \end{bmatrix} + T \begin{bmatrix} 0 \\ d \\ 0 \end{bmatrix} + J_T \omega_T \begin{bmatrix} -Q \sin \alpha_T \\ P \sin \alpha_T - R \cos \alpha_T \\ Q \cos \alpha_T \end{bmatrix}$$

gdzie: ρ - gęstość powietrza, S - powierzchnia nośna, g - przyspieszenie ziemskie, α i β - kąty natarcia i ślizgu, α_T oraz d - kąt względem Ox oraz oddalenie od O linii działania $\vec{T}$, J_T i ω_T - moment bezwładności i prędkość kątowa części wirujących silnika (zakłada się, że $\vec{\omega}$ pokrywa się $\vec{T}$ i znana jest jednoznaczna zależność $\omega_T = \omega_T(T)$), a ϕ_A, θ_A, ψ_A - kąty Bryanta orientujące (A) względem układu grawitacyjnego (G). Współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych są funkcjami:

$$\begin{aligned} c_x &= c_x(\alpha, \beta, \delta_H) & c_l &= c_l(\alpha, \beta, P, R, \delta_L, \delta_V) \\ c_y &= c_y(\alpha, \beta, P, R, \delta_V) & c_m &= c_m(\alpha, Q, \delta_H) \\ c_z &= c_z(\alpha, Q, \delta_H) & c_n &= c_n(\alpha, \beta, P, R, \delta_L, \delta_V) \end{aligned}$$

3. Równania więzów programowych



Rys. 1 Lot samolotu po zadanej trajektorii

Program ruchu konstruowany jest za pomocą czterech więzów programowych: żądanej trajektorii lotu (2 warunki więzów) (rys. 1)

$$\mathbf{r}_O^{(I)} = \hat{\mathbf{r}}_O^{(I)}(s) \equiv \begin{bmatrix} \hat{x}(s) \\ \hat{y}(s) \\ \hat{z}(s) \end{bmatrix} \quad (2a)$$

warunku narzuconej konfiguracji płatowca względem toru

$$\beta = \hat{\beta}(s) \quad \text{lub} \quad \phi_A = \hat{\phi}_A(s) \quad (2b)$$

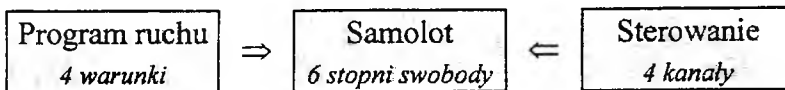
oraz warunku na prędkość lotu (drogę po torze)

$$v = \hat{v}(s) \quad \Rightarrow \quad s = \hat{s}(t) \quad (2c)$$

gdzie s jest parametrem naturalnym (drogą po torze) krzywej (2a), a dasek nad zmienną oznacza jej wielkość zadaną (programową). Opisana dalej metoda wymaga, by $\hat{r}_0^{(l)}(s)$ były klasy co najmniej C^2 . Pierwszy z warunków (2b) oznacza wykonywanie zakrętu prawidłowego, drugi używany jest do modelowania manewrów typu „beczka”. Częstym warunkiem (2c) jest po prostu $v = v_c = \text{const}$ ($s = s_0 + v_c t$). W ogólnym wypadku, na mocy zadanego $v = \hat{v}(s)$, warunek $s = \hat{s}(t)$ otrzymywany może być jako rozwiązanie następującego równania całkowego

$$\int_{s_0}^{\hat{s}(t)} \frac{ds}{\hat{v}(s)} = t$$

Opisane 4 warunki więzów (2a-c) stanowią *pełny program ruchu*, rozumiany jednak inaczej niż w [5]. Pozorny paradoks (rys. 2) polegający na tym, że na samolot - układ o 6 stopniach swobody - nałożyć można co najwyżej 4 warunki programowych, tłumaczy się [1,2] tym, że realizacja 2 więzów trajektorii lotu (2a) jest *styczna* - bez bezpośredniego udziału reakcji sterowania. Narzuca to dodatkowe 2 warunki na konfigurację samolotu względem toru, regulowane bezpośrednio wychyleniami sterów. Wyjaśnia to też dlaczego ruch samolotu w przestrzeni regulowany może być za pomocą tylko 4 kanałów sterowania - δ_L , δ_H , δ_V i T .



Rys. 2 „Paradoks” realizacji stycznej więzów trajektorii

Przykład. Dla zilustrowania realizacji stycznej więzów programowych i wynikających stąd dodatkowych ograniczeń na stan ruchu, rozważmy prosty układ mechaniczny o 2 stopniach swobody przedstawiony na rysunku 3a. Na ruch masy m_2 narzucony jest warunek $x_2 - \hat{x}_2(t) = 0$, a reakcją sterowania jest siła F przyłożona do masy m_1 . Z rozwiązania zadania odwrotnego (prostego) dynamiki otrzymujemy warunek na realizację narzuconych więzów: $k(\hat{x}_2(t) - x_1 - d) + m_2 \ddot{\hat{x}}_2(t) = 0$, gdzie d jest długością nie napiętej sprężyny. Warunek ten nie jest regulowany bezpośrednio przez siłę sterującą F , która jest styczna względem narzuconych więzów (rys. 3b). Może on być jednak traktowany jako dodatkowy warunek na ruch masy m_1 : $x_1 - (\hat{x}_2(t) - d + (m_2/k) \ddot{\hat{x}}_2(t)) = 0 \Leftrightarrow x_1 - \hat{x}_1(t) = 0$

taki, że siła generowana w sprężynie zapewnia realizację (styczną) narzuconego ruchu masy m_2 . Ten dodatkowy warunek na ruch masy m_1 może już być regulowany bezpośrednio zmianami siły F , skąd otrzymujemy: $F = m_1 \ddot{x}_1 - k(\ddot{x}_2 - \ddot{x}_1 - d) = (m_1 m_2 / k) \ddot{x}_2^{(4)} + (m_1 + m_2) \ddot{x}_2$. Podsumowując, realizacja styczna więzów $x_2 - \hat{x}_2(t) = 0$ wymusza ściśle określony dodatkowy warunek $x_1 - \hat{x}_1(t) = 0$, a realizacja tak rozumianego programu zupełnego dla układu o 2 stopniach swobody może być realizowana za pomocą pojedynczej reakcji sterowania F .

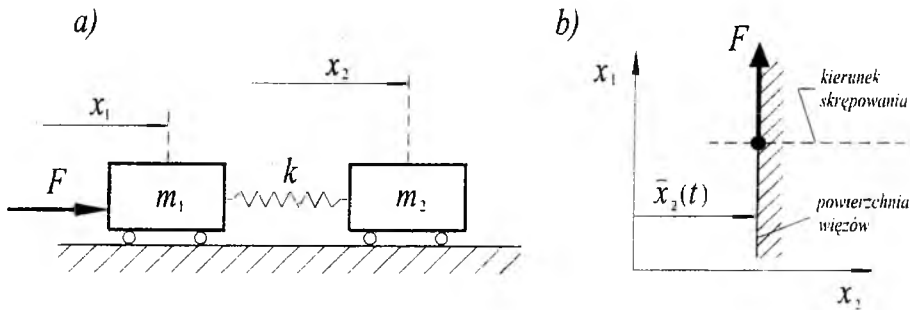


Fig. 3. Przykład realizacji stycznej więzów programowych

Podobny charakter ma styczna realizacja więzów trajektorii lotu. Wymaga ona ciągłego „dopasowywania” konfiguracji płatowca względem toru tak, by generowane siły aerodynamiczne zapewniały bilans sił czynnych i bezwładności w płaszczyźnie prostopadłej do toru. Są to 2 dodatkowe warunki na stan ruchu samolotu, a dopiero te zmiany położeń kątowych mogą być regulowane bezpośrednio poprzez wychylenia sterów.

4. Równania ruchu programowego

Równania ruchu programowego są złożeniem warunków więzów programowych nakładanych na ruch środka masy i konfigurację płatowca względem trajektorii, związków kinematycznych oraz dynamicznych równań ruchu obrotowego (1b) [2]. Zmiennymi tych równań są:

$$\left. \begin{array}{ll} \mathbf{y} = [\alpha \ \beta \ \phi_A \ \theta_A \ \psi_A]^T & \text{- zmienne algebraiczne} \\ \mathbf{z} = [P \ Q \ R]^T & \text{- zmienne różniczkowe} \\ \mathbf{u} = [\delta_L \ \delta_H \ \delta_V \ T]^T & \text{- zmienne sterowania} \end{array} \right\} 12 \text{ zmiennych}$$

wprowadzone już wcześniej w rozdziale 2.

Na zmienne te nałożonych jest 6 warunków więzów (równań algebraicznych) o symbolicznej postaci $\mathbf{F}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \mathbf{u}, t) = \mathbf{0}$, na które składają się:

- ⇒ 1 warunek więzów (2b) determinujący β lub ϕ_A

$$\beta = \hat{\beta}(s) \quad \text{lub} \quad \phi_A = \hat{\phi}_A(s) \quad (3a)$$

- ⇒ Warunek styczności $\bar{\mathbf{v}}$ do trajektorii lotu

$$\begin{bmatrix} \cos \theta_A \cos \psi_A \\ \cos \theta_A \sin \psi_A \\ -\sin \theta_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{x}' \\ \bar{y}' \\ \bar{z}' \end{bmatrix} \equiv \mathbf{r}_O^{(t)} \quad (3b)$$

gdzie $\mathbf{r}_O^{(t)}$ oznacza pochodną względem s równania (2a). Warunek ten wyraża sobą dwa niezależne równania na wyznaczenie θ_A i ψ_A .

- ⇒ 1 warunek realizacji ortogonalnej [1] więzów (2c)

$$\frac{1}{2} \rho S \dot{s}^2 c_x - T \cos(\alpha + \alpha_T) \cos \beta + mg \sin \theta_A + m \ddot{s} = 0 \quad (3c)$$

który wyraża bilans sił czynnych i bezwładności na kierunku stycznym do toru. Jest to równanie algebraiczne względem: $\alpha, \beta, \theta_A, \delta_H, T$.

- ⇒ 2 warunki realizacji stycznej [1] więzów (2a)

$$\begin{aligned} & 0.5 \rho S v^2 c_y + T \cos(\alpha + \alpha_T) \sin \beta - mg \sin \phi_A \cos \theta_A \\ & + m \dot{s}^2 [\bar{x}'' (\sin \phi_A \sin \theta_A \cos \psi_A - \cos \phi_A \sin \psi_A) \\ & + \bar{y}'' (\sin \phi_A \sin \theta_A \sin \psi_A + \cos \phi_A \cos \psi_A) + \bar{z}'' \sin \phi_A \cos \theta_A] = 0 \\ & 0.5 \rho S v^2 c_z + T \sin(\alpha + \alpha_T) - mg \cos \phi_A \cos \theta_A \\ & + m \dot{s}^2 [\bar{x}'' (\cos \phi_A \sin \theta_A \cos \psi_A + \sin \phi_A \sin \psi_A) \\ & + \bar{y}'' (\cos \phi_A \sin \theta_A \sin \psi_A - \sin \phi_A \cos \psi_A) + \bar{z}'' \cos \phi_A \cos \theta_A] = 0 \end{aligned} \quad (3d)$$

które wyrażają bilans sił czynnych i bezwładności w płaszczyźnie prostopadłej do toru - na kierunkach osi Oy_A i Oz_A układu (A) . Są to równania algebraiczne względem: $\alpha, \beta, \phi_A, \theta_A, \psi_A, P, Q, R, \delta_L, \delta_H, \delta_V, T$.

Zmienne różniczkowe $\mathbf{z}$ związane są ze zmiennymi algebraicznymi $\mathbf{y}$ i ich pochodnymi $\dot{\mathbf{y}}$ poprzez 3 związki kinematyczne. Ich symboliczna postać jest $\mathbf{z} = \mathbf{G}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}})$, natomiast w postaci rozwiniętej związki te są następujące [2]:

$$\begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \mathbf{A}_{BA}(\alpha, \beta) \left(\mathbf{B}_A(\phi_A, \theta_A) \begin{bmatrix} \dot{\phi}_A \\ \dot{\theta}_A \\ \dot{\psi}_A \end{bmatrix} - \mathbf{B}_{A/B}(\beta) \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} \right) \quad (4)$$

gdzie:

$$\mathbf{A}_{BA} = \begin{bmatrix} c_\alpha c_\beta & -c_\alpha s_\beta & -s_\alpha \\ s_\beta & c_\beta & 0 \\ s_\alpha c_\beta & -s_\alpha s_\beta & c_\alpha \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & s_\phi c_\theta \\ 0 & -s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{A/B} = \begin{bmatrix} -s_\beta & 0 \\ -c_\beta & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

a skróty $c_\alpha, c_\beta, c_\phi, \dots$ oznaczają odpowiednio $\cos \alpha, \cos \beta, \cos \phi_A, \dots$. W równaniu (4), $\mathbf{A}_{BA}$ jest macierzą transformacji przez obrót pomiędzy układami (B) i (A), natomiast $\mathbf{B}_A$ i $\mathbf{B}_{A/B}$ są macierzami transformującymi prędkości kątowe $\dot{\phi}_A, \dot{\theta}_A, \dot{\psi}_A$ oraz $\dot{\alpha}, \dot{\beta}$ do układu (A).

Równaniu ruchu programowego dopełniają dynamiczne równania ruchów obrotowych (1b). Przy założeniu, że Oxz centralnego układu własnego jest płaszczyzną symetrii płatowca, równania te mają postać

$$\begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_{xy} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xy} & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} J_x & 0 & -J_{xy} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xy} & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \mathbf{N}^{(H)} \quad (5)$$

gdzie $\mathbf{N}^{(H)}$ jest określone w równaniu (1b). Symboliczna postać równań (5) jest $\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{H}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \mathbf{u}, t)$.

Ostatecznie, równania (3), (4) i (5), tworzą układ 12 równań różniczkowo-algebraicznych względem tej samej liczby zmiennych $\mathbf{y}, \mathbf{z}$ i $\mathbf{u}$:

$$\begin{aligned} \mathbf{0} &= \mathbf{F}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \mathbf{u}, t) && - 6 \text{ warunków więzów (3a-d)} \\ \mathbf{z} &= \mathbf{G}(\mathbf{y}, \dot{\mathbf{y}}) && - 3 \text{ związki kinematyczne (4)} \\ \dot{\mathbf{z}} &= \mathbf{H}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \mathbf{u}, t) && - 3 \text{ równania dynamiczne (1b)} \end{aligned} \quad (6)$$

5. Numeryczne rozwiązywanie różniczkowo-algebraicznych równań ruchu programowego

Rozwiązaniami równań różniczkowo-algebraicznych (6) są zmiany w czasie zmiennych stanu $\mathbf{y}(t)$ i $\mathbf{z}(t)$ oraz sterowania $\mathbf{u}(t)$ w zamodelowanym ruchu programowym. Rozwiązanie to można otrzymać stosując podejście Gear'a [4] adaptujące metody rozwiązywania równań różnic-

kowych zwyczajnych dla rozwiązywania równań różniczkowo-algebraicznych. W badaniu ruchu programowego autorzy zastosowali adaptację najprostszej metody Eulera. Znając wartości y_n i z_n w chwili czasu t_n , wartości y_{n+1} , z_{n+1} i u_{n+1} w chwili $t_{n+1} = t_n + \Delta t$ otrzymywane są jako rozwiązanie następującego układu równań algebraicznych:

$$\begin{aligned} 0 &= F(y_{n+1}, z_{n+1}, u_{n+1}, t_{n+1}) \\ z_{n+1} &= G(y_{n+1}, \frac{y_{n+1} - y_n}{\Delta t}) \\ z_{n+1} - z_n &= \Delta t H(y_{n+1}, z_{n+1}, u_{n+1}, t_{n+1}) \end{aligned} \quad (7)$$

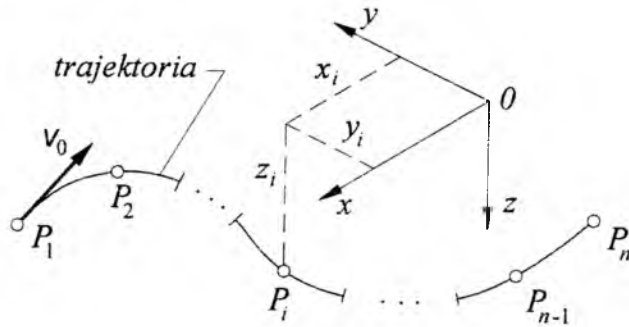
W ten sposób rozwiązanie może być „przedłużane” od czasu t_n do czasu $t_{n+1} = t_n + \Delta t$. W celu podwyższenia dokładności rozwiązań, powyższy schemat Eulera może być zastąpiony adaptacją innej (dokładniejszej) metody całkowania równań różniczkowych zwyczajnych [4]. Nie jest to jednak w rozważanym wypadku konieczne. Ze struktury równań (6) wynika, że na każdym kroku całkowania y_{n+1} wyznaczone są niezależnie od y_n , a więc $y(t)$ wyznaczone są w sposób numerycznie ścisły (z błędem jednokrotnego rozwiązywania równań algebraicznych). Z kolei, z_{n+1} wyznaczone są z równań kinematycznych, bazując na y_n i y_{n+1} , a więc błąd tego szacowania nie jest duży i nie kumuluje się. Podobnie jest z błędem liczenia u_{n+1} - choć teoretycznie największy, nie kumuluje się. Wszystko to sprawia, że uzyskiwane przebiegi stanu ruchu i sterowania programowego są numerycznie stabilne.

Struktura równań (3) umożliwia też dekompozycję rozwiązywania (6). Mianowicie, dzieląc zmienne y , w zależności od postaci (3a), na:

$$y' = [\beta \ \theta_A \ \psi_A]^T; \quad y'' = [\alpha \ \phi_A]^T \quad \text{lub} \quad y' = [\phi_A \ \theta_A \ \psi_A]^T; \quad y'' = [\alpha \ \beta]^T$$

równania (3a) i (3b) o symbolicznej postaci $F'(y', t) = 0$ rozwiązywane mogą być niezależnie, co odpowiada $0 = F'(y'_{n+1}, t_{n+1})$ w schemacie (7). Z użyciem rozwiązań $y'(t)$, równania (6) zredukują się wówczas do 9 równań względem 9 zmiennych y'' , z i u , a $F(y'', z, u, t) = 0$ oznaczać będą 3 równania algebraiczne (3c) i (3c). W schemacie (7) pierwsze wyrażenie zastąpione będzie konsekwentnie przez $0 = F(y''_{n+1}, z_{n+1}, u_{n+1}, t_{n+1})$. Opisywana modyfikacja wpływa zarówno na zwiększenie efektywności całkowania numerycznego jak i na podwyższenie dokładności uzyskiwanych rozwiązań.

6. Numeryczne generowanie trajektorii lotu



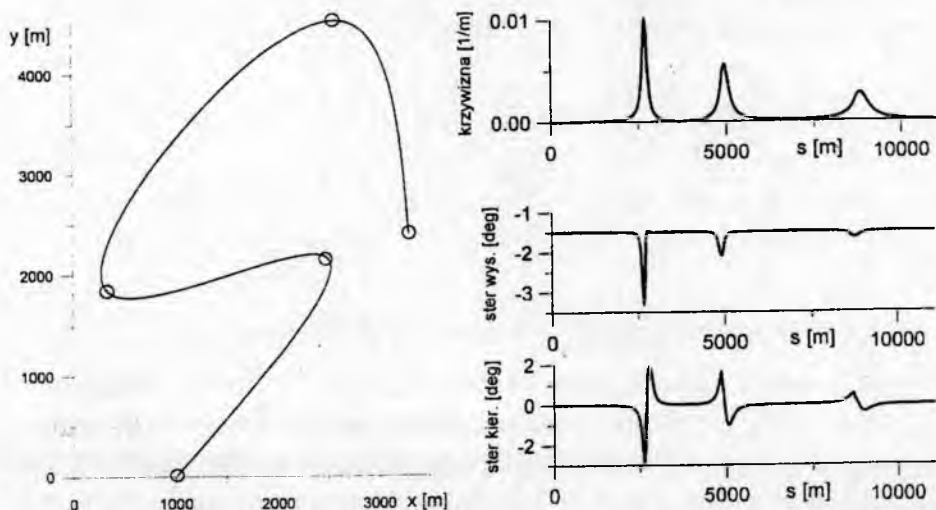
Rys. 4. Interpolowana trajektoria lotu

Sposób numerycznego generowania trajektorii lotu ma zasadniczy wpływ na jakość wyników symulacji ruchu programowego. Dla zadań projektowania misji BSL lub żadanego lotu manewrowego samolotu, na dzień dzisiejszy problem rozwiązywany jest następująco:

- ① Trajektoria „szkicowana” jest najpierw za pomocą ciągu kolejnych punktów w przestrzeni $P_1, \dots, P_n$ (rys. 4). W wypadku odtwarzania wypadku lotniczego lub kontroli techniki lotu będą to zarejestrowane w czasie położenia samolotu.
- ② Wykorzystując zadane punkty, tor lotu interpolowany lub aproksymowany jest analitycznie funkcjami sklejanymi, dla każdej współrzędnej x, y i z niezależnie, dla których zmienną niezależną jest długość łamanej rozpiętej na punktach $P_1, \dots, P_n$.
- ③ Otrzymane funkcje przeliczane są następnie na zależności od parametru naturalnego krzywej - drogi po torze, $\mathbf{r}_0^{(l)} = \tilde{\mathbf{r}}_0^{(l)}(s)$. Wyliczane są też wymagane pochodne tych zależności, $\dot{\mathbf{r}}_0^{(l)}(s)$ i $\ddot{\mathbf{r}}_0^{(l)}(s)$.

Ze względu na dostępność do oprogramowania standardowego, naturalnym sposobem rozwiązania problemu było zastosowanie wielomianowych funkcji sklepanych (*splajnów*) 3 stopnia [6]. Otrzymywane krzywe cechuje duża gładkość, charakterystyczna dla „giętki” rozpiętej na punktach węzłowych. Stosowane przez autorów algorytmy pozwalały ponadto rozwiązywać zarówno zadania interpolacji jak i aproksymacji (lub zadania mieszane). Wadą rozwiązania jest jednak fakt, że splajny 3 stopnia, zapewniając wymaganą ciągłość 2 pochodnych, powodują jednocześnie, że przyjmują one kształt „piły” (łamanej). Takie przebiegi $\tilde{\mathbf{r}}_0^{(l)}(s)$, wy-

korzystywane w warunkach więzów (3c) i (3d), przenoszą się następnie na otrzymywane przebiegi ruchu i sterowania programowego (rys. 5).



Rys. 5. Przykład symulacji numerycznej w wypadku toru interpolowanego splajnami 3 stopnia.

W pracy [3] pokazano próbę zastosowania splajnów 4 rzędu dla rozwiązania problemu interpolacji toru. Korzystną cechą tych splajnów jest fakt, że drugie pochodne uzyskiwanych krzywych są funkcjami 2 rzędu, a więc są zdecydowanie bardziej „gładkie”, co znajduje przełożenie na kształt wyliczanych przebiegów charakterystyk ruchu i sterowania programowego. Ten sposób rozwiązania ma ponadto bardzo korzystne właściwości jeśli chodzi o modelowanie początkowego stanu ruchu - wejścia w lot programowy [3]. Przykrą cechą z kolei jest tendencja do „falowania” uzyskiwanej trajektorii, szczególnie dla dużej liczby punktów węzłowych $P_1, \dots, P_n$. Wymaga to stosowania specjalnych zabiegów tak, by interpolowana krzywa odpowiadała oczekiwaniom. Tendencja „falowania” nasila się w wypadku stosowania splajnów wyższych rzędów, co praktycznie wyklucza ich stosowanie w rozwiązywaniu rozważanego zagadnienia.

Najnowsze poszukiwania autorów ukierunkowane są na projektowanie trajektorii składającej się z odcinków prostych i odcinków okręgów, łączonych odpowiednimi funkcjami wielomianowymi tak, by zapewnić „łagodne” i naturalne przejście od krzywizny równej zero (lot po prostej) do określonej krzywizny (lot po okręgu). Prace są w toku.

7. Podsumowanie

Zebrane doświadczenia autorów w zakresie modelowania i symulacji numerycznej programowego ruchu samolotu, w części naświetlone w tej pracy, można podsumować następująco.

- ☐ Stworzony został ogólny model dla symulacji lotu wzdłuż założonej trajektorii lotu. Efektem symulacji są:
 - ♦ przebiegi w czasie stanu ruchu programowego,
 - ♦ przebiegi wymaganego sterowania programowego.
- ☐ Możliwe jest uwzględnienie unoszenia przez wiatr lub podmuch o znanych charakterystykach - odpowiednie modele (nie prezentowane tutaj) są przygotowane. Może to mieć szczególne znaczenia dla analizy przebiegu lotu i optymalnego sterowania samolotami w tych niebezpiecznych stanach lotu.
- ☐ Opracowano i przetestowano algorytmy numerycznego rozwiązywania różniczkowo-algebraicznych równań ruchu programowego.
- ☐ Przewiduje się trzy podstawowe obszary wykorzystania zbudowanych modeli matematycznych ruchu programowego:
 - ♦ cele poznawcze - analiza manewrów przestrzennych i ich realizowalności (sterowalności),
 - ♦ planowanie i realizacja misji BSL i automatycznego lotu manewrowego samolotu,
 - ♦ rekonstrukcja wydarzeń w locie.
- ☐ Wyliczane sterowanie programowe wykorzystane może być jako generator sterowania w układzie otwartym (do przodu). Wymagać to będzie stabilizacji za pomocą sterowania uchybowego w układzie zamkniętym (sprzężenia zwrotnego).
- ☐ Otrzymywane przebiegi ruchu programowego będą mogły być wykorzystane jako odniesienie dla projektowanego sterowania uchybowego w sprzężeniu zwrotnym (stabilizującego lot programowy).
- ☐ Pomimo istotnego zaawansowania prac, wiele problemów pozostało nie do końca rozwiązanych. Pojawiły się też nowe zadania do realizacji w ramach projektu KBN nr **9 T12C 060 17**. Najważniejsze to:
 - ♦ numeryczne generowanie trajektorii lotu (patrz rozdział 6),
 - ♦ projekt dodatkowego (stabilizującego) sterowania uchybowego,

- ♦ testowanie (symulacje numeryczne weryfikowane dostępnymi danymi z lotu) modeli dla realizacji misji BSL, rekonstrukcji wydarzeń w locie i kontroli lotu.
- ♦ identyfikacja i opracowanie danych z rejestratorów pokładowych i naziemnych dla formułowania zadań rekonstrukcji wydarzeń w locie i kontroli lotu.

Bibliografia

1. Blajer W., *Uwagi o realizacji programowego ruchu samolotu po założonej trajektorii przestrzennej*, Mechanika w lotnictwie, PTMTS, Warszawa, 1995, str. 19-31.
2. Blajer W., Graffstein J., Krawczyk M., *UAV program motion and control in prescribed mission*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Vol. 36, No.4, 1998, pp. 963-978.
3. Blajer W., Graffstein J., Krawczyk M., *Zastosowanie splajnów 4-rzędu w projektowaniu trajektorii lotu bezpilotowych statków latających*, Zbiór referatów IV Konferencji „Metody i technika badań statków powietrznych w locie”, Mragowo, 14-16 czerwca, 2000 (w druku).
4. Gear C.W., Petzold L.R., *ODE methods for the solution of differential/algebraic equations*, SIAM Journal on Numerical Analysis, Vol. 21, No. 4, 1984, pp. 716-728.
5. Gutowski R., *Mechanika analityczna*, PWN, Warszawa, 1971.
6. Kosma Z., *Podstawy metod numerycznych*, Wydawnictwo Wyższej Szkoły Inżynierskiej w Radomiu, Radom, 1996.

*Praca została wykonana w ramach projektu badawczego KBN
nr 9 T12C 060 17.*

INFORMACJA O ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ PILOTA, WYSTĘPUJĄCE W NIEJ SPRZECZNOŚCI ORAZ SPOSÓB ROZDZIELENIA INFORMACJI POCHODZĄCEJ OD ZMYŚLU RÓWNOWAGI, OD INFORMACJI PŁYNĄCEJ OD ZMYŚLU WZROKU.

Julian Bojanowski
Instytut Lotnictwa
e-mail boj@wa.onet.pl

Przedstawiono definicję orientacji przestrzennej człowieka pilota, występujące w niej sprzeczności oraz sposoby rozdzielania strumieni informacji kształtujących orientację przestrzenną. Przy opisie zastosowano pojęcie strumieni informacji oraz zarówno euklidesową oraz nie-euklidesową geometrię i czaso-przestrzenne współrzędne. Opisano przypadki utraty orientacji przestrzennej na ziemi, w lotnictwie, w żegludze oraz w kosmosie jak również sposoby odzyskania orientacji przestrzennej po jej utracie. Pokazano sposoby eksperymentalnego udowodnienia przedstawionych tez, przy pomocy psychologiczno-fizjologicznych doświadczeń. Podano propozycje zastosowania tych tez, przy projektowaniu prostszego a jednocześnie bardziej uniwersalnego symulatora lotu.

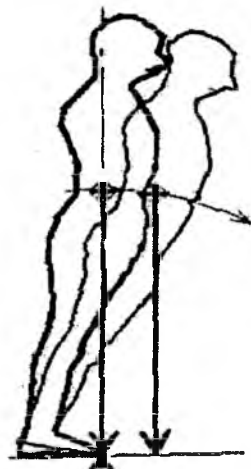
1. Wstęp.

Problem orientacji przestrzennej człowieka jest zagadnieniem interdyscyplinarnym, na styku medycyny, fizjologii, psychologii, biomechaniki, informatyki i mechaniki ogólnej z jej specjalnościami takimi jak mechanika na ziemi, mechanika w lotnictwie, mechanika w

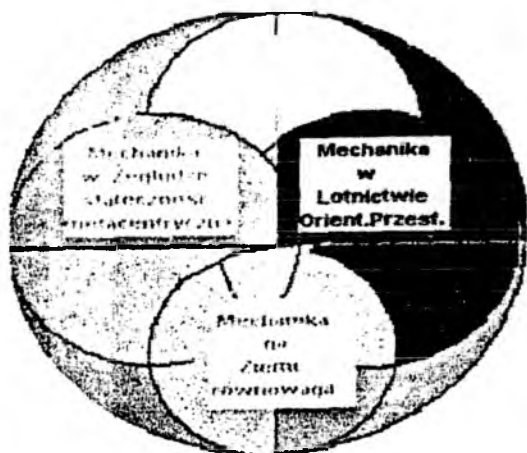
żegludze, oraz mechanika w kosmosie. Dziedziny te posiadają tu pewne charakterystyczne wyróżniki zbliżone do pojęcia równowagi na ziemi.

UTRATA RÓWNOWAGI NA ZIEMI

w następstwie nadmiernego pochylenia do przodu. Jeżeli w dążeniu do utrzymania równowagi ten człowiek wykona wykrok do przodu, to z punktu widzenia mechaniki nastąpił* zmiana konfiguracji co oznacza, że, nie jest to ten sam model człowieka. Pilot samolotu, nie musi bezpośrednio utrzymywać równowagi na torze lotu, gdyż o tym decyduje stateczność i wyważenie podłużne samolotu. Jeżeli Jednak pilot doprowadzi do nadmiernej zmiany podłużnego pochylenia i wzrostu kąta natarcia powodującego przeciągnięcie t.j. właśnie utratę równowagi, a nawet wejście w korkociąg co w locie bez widoczności powoduje utratę orientacji przestrzennej.



Manekin sklepowy, który nie posiada organu przedsionkowego, także utrzymuje równowagę. Jeżeli oś wektora przyspieszenia ziemskiego nie przekroczy obrysu stóp. Brak niewielkich odchyśleń od tego stanu, powoduje, że statyczna stateczność manekina jest "lepsz" niż statyczna stateczność człowieka. Jeżeli manekin lub jego podstawa zostaną przechylone, manekin się przewraca a człowiek, reaguje mięśniami nóg.



MECHANIKA
OGÓLNA
CZTERY DZIAŁY
MECHANIKI
OGÓLNEJ
Do mechaniki
ogólnej należą
również
biomechanika,
mechanika
mikroelementarna
oraz mechanika
kwantowa

2. Definicja orientacji przestrzennej.

Orientacją przestrzenną człowieka, nazywamy stan świadomości różnic położenia i prędkości układu trzech osi x, y, z , związanych z ciałem człowieka, w stosunku do układu trzech osi X, Y, Z , związanych z ziemią.

Dotyczy to zarówno przesunięć, prędkości i przyspieszeń zarówno kątowych jak i liniowych. Każda z dziedzin mechaniki ogólnej posiada pewien wyróżnik. Wyróżnikiem w mechanice na ziemi jest równowaga statyczna, w lotnictwie orientacja przestrzenna, w żegludze stateczność metacentryczna, w kosmosie równowaga na torze.

3. Problem zachowania równowagi.

Stan zachowania równowagi statycznej wymaga by wektor wypadkowego przyspieszenia przechodzący przez środek masy człowieka trafiał w zewnętrzny obrys stóp.

4. Sprzeczności zachodzące w świadomości orientacji przestrzennej.

Świadomość orientacji przestrzennej jest kształtowana przez szereg strumieni informacji podążających systemem nerwowym od receptorów do odpowiednich płatów kory mózgowej, gdzie są one wzajemnie porównywane i przekształcane w to co nazywamy orientacją przestrzenną. Receptory te stanowią wejście dla wrażeń zmysłowych, takich jak wzrok, poczucie równowagi, dotyk, nacisk i naprężenia mięśni, wśród których mięśnie żołądka pełnią osobliwą rolę w niektórych przypadkach sprzeczności pomiędzy informacjami. Wśród wszystkich rodzajów strumieni informacji możemy wydzielić strumień "surowe" docierające bezpośrednio do kory mózgowej jak również strumień dominujące i uzupełniające. W jednych przypadkach strumień informacji przedsiolkowej (informujący o kierunku wektora wypadkowego przyspieszenia oraz o prędkościach kątowych głowy) może być dominującym a strumień informacji wzrokowej oraz pozostałe mogą być uzupełniającymi, ale może być też odwrotnie gdy strumień informacji wzrokowej będzie strumieniem dominującym.

Mięśnie, mogą być traktowane jako fizjologiczne siłowniki o nieliniowej zależności pomiędzy siłą a wydłużeniem. Mają one jednak pewne niespotykane w mechanice cechy. Przy zbyt długim obciążeniu siła ich słabnie, a przy nadmiernym, mogą one zamienić się w generatory drgań samowzbudnych, co nie jest objawem choroby Parkinsona. Pamiętać o tym pierwszym powinni piloci, podchodzący bez widoczności do lądowania po radio-ścieżce systemu ILS. Jeżeli samolot nie jest dobrze wyważony podłużnie to siła na sterownicy powoduje zmęczenie mięśnia i przy odwróceniu uwagi od sztucznego horyzontu na wskaźnik VOR/ILS wycofanie nacisku, wyskoczenie z radio-ścieżki i utratę orientacji zwłaszcza gdy jest to blisko do progu pasa do lądowania.

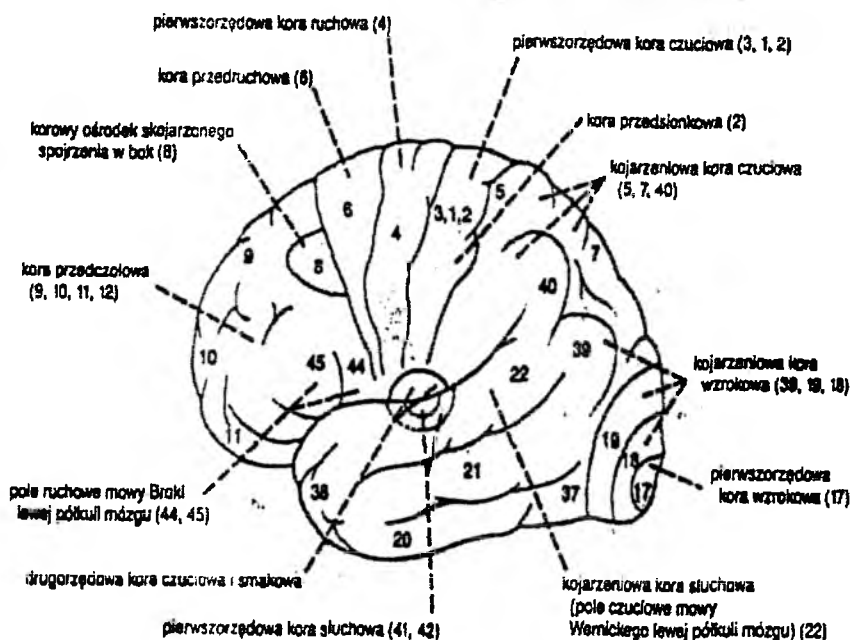
Bardzo ważną rolę w utrzymaniu orientacji przestrzennej odgrywa pamięć. W niej jest bowiem zakodowany model wewnętrzny strefy podejścia do lądowania, który pilot stara się zapamiętać na podstawie kart informacji lotniskowej międzynarodowego wydawnictwa "Jeppesen". Jeżeli kontrola lotu z jakichś powodów zmieni procedurę i pas lądowania, to powstaje sprzeczność pomiędzy zapamiętaną procedurą a nieoczekiwaną nową i chwilowa utrata orientacji do czasu odszukania nowej karty i zapoznania się z podanym na niej schematem.

Podobnie jak w systemach komputerowych możemy rozróżnić szybką pamięć krótko-trwałą, która szybko zapamiętuje ale i stosunkowo szybko zapomina oraz pamięć długotrwałą zakodowaną w związkach białkowych. Obie, a zwłaszcza ta pierwsza wymagają podobnie jak w komputerze okresowego odświeżenia (ikona "Odśwież"), co jest odpowiednikiem wymagania okresowego treningu pilota w umiejętności wykonywania lotów według przepisów IFR. Brak takiego treningu powoduje zapominanie wyuczonych umiejętności oraz przypadki utraty orientacji przestrzennej oraz częste w okresie jesiennym katastrofy w obszarze podejścia do lądowania. W starszym wieku występuje u człowieka dolegliwość w postaci zapominania nazwisk oraz nazw niektórych przedmiotów. Nie zawsze jest to początkowy objaw zaniku pamięci związanego z chorobą Alzheimera, lecz utrudnienie dostępu do pamięci tym, że skojarzenia z innymi pamiętanymi sytuacjami w których występują zapomniane obiekty pozwala na ich przypomnienie.

Najczęstszym objawem sprzeczności w świadomości orientacji przestrzennej jest upojenie alkoholowe. Powoduje ono dezorganizację ośrodków koordynujących strumienie

Dlatego wykonywanie prawidłowych i bezpiecznych lotów w tym stanie jest nie możliwe i jest uważane za przestępstwo.

Innym przykładem sprzeczności w orientacji przestrzennej jest to, że szereg osób (oprócz doświadczonych taterników i alpinistów) stając na krawędzi dachu wysokiego budynku lub na krawędzi szczytu Giewontu zwłaszcza gdy z powodu zamglenia nie jest możliwe



Rys : Kora półkul mózgowych z oznaczeniami pól Brodmanna.

rozpoznanie położenia płaszczyzny horyzontu, cofa się wstecz. Zwykle podaje, że przyczyną jest "lęk wysokości", lub że "coś ich ściąga w przepaść". Jest to następstwo sprzeczności pomiędzy strumieniem informacji przedsionkowej a strumieniem informacji wzrokowej. Pierwszy informuje, że człowiek powinien stać tak by wektor przyspieszenia ziemskiego trafiał wewnątrz zewnętrznego obrysu stóp. Drugi informuje, że coś nie jest w porządku bo człowiek powinien stać prostopadłe do płaszczyzny horyzontu i płaszczyzny na której stoi, chyba że naprężenia mięśniowe stawu skokowego informują, że jest ona pochyła. W związku z tym ośrodek porównywania i transformacji strumieni zaczyna sugerować ustawienie

się prostopadle do widocznej ściany budynku lub niemal prostopadlej zerwy północnej ściany Giewontu. I to jest właśnie ta "siła ściągająca w przepaść".

Następnym przykładem sprzeczności strumieni informacji jest badanie lekarskie na wirującym krześle, po gwałtownym zatrzymaniu którego wydawane jest trudne do spełnienia polecenie by utrzymywać równowagę idąc po wymalowanej na podłodze białej linii. Pojawia się wtedy charakterystyczny oczopląs a czas jego trwania jest miarą osobniczej odporności na zakłócenia strumieni informacji. Identyczne zjawisko występuje po wykonaniu wielo-zwitekowego korkociągu utrudniając wyprowadzenie z niego zwłaszcza w locie bez widoczności. Oczopląs utrudnia odczytanie wskazań przyrządów pokładowych a oba strumienie informacji przedSIONkowej dostarczają fałszywe dane. Konieczne jest skoncentrowanie się wyłącznie na informacji strumienia wzrokowego to jest na wskazaniach przyrządów pokładowych i nie poddawanie się wrażeniom zmysłu równowagi.

5. Utrata orientacji przestrzennej pod wpływem przyspieszeń

Silne przyspieszenia normalne powodują wzrost ciężaru kończyn oraz głowy i wzmożony nacisk na fotel pilota oraz odessanie krwi z naczyń krwionośnych zasilających mózg pilota. Wzrostowi przyspieszenia towarzyszy ograniczenie pola widzenia, zwane w fizjologii "widzeniem tunelowym" gdyż przypomina to co widzi człowiek w ostatnim wagonie przy wjeździe pociągu do tunelu. Opada dolna szczęka i obwisają policzki zmieniając wygląd twarzy. Wreszcie wzrok całkowicie zanika a potem następuje utrata świadomości. Drobne naczynia krwionośne będące cienkościenne rurkami po odessaniu z nich krwi zapadają się i spłaszczają a resztki lepkiej krwi mogą powodować ich zlepienie utrudniające ponowny napływ krwi. Jeżeli po dłuższym lub częstym działaniu dużych przyspieszeń utworzy się w nich skrzep to części niektórych płatów kory mózgowej mogą ulec zablokowaniu. Dlatego piloci zmuszani do częstego wykonywania manewru "Cobra" polegającego na nagłym ustawieniu samolotu myśliwskiego prostopadle do kierunku prędkości protestują w obawie o trwałe uszkodzenia kory mózgowej. Dużą rolę odgrywa tu czas działania przyspieszenia. Krótkotrwałe przyspieszenia przy wyrwaniu płatowca do 6 lub nawet 8 g nie powodują ujemnych objawów. Długotrwałe

przyspieszenie w spirali wynoszące około 4 g już wywołuje pewne zaburzenia mające wpływ na orientację przestrzenną. Przyspieszenia jakie powstają przy użyciu fotela katapultowego budzą obawy o uszkodzenie dysków międzykręgowych.

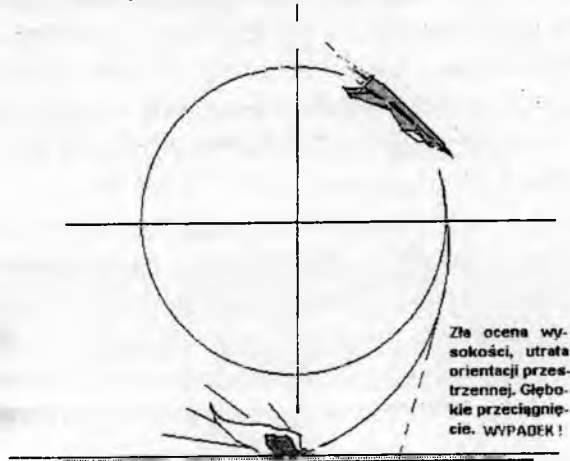
Silne przyspieszenia ujemne powodują napływ krwi do mózgu oraz pękanie drobnych żyłek zwłaszcza w oku. W związku z tym piloci trenujący zbyt często odwrócone pętle chodzą potem z oczami czerwonymi jak króliki. Bardzo silne przyspieszenia ujemne mogą oderwać ręce pilota od sterownic i uniemożliwić uruchomienie dźwigni katapulty. Przyspieszenia takie stanowią barierę fizjologiczną w następstwie czego im szybszy samolot tym mniej zwrotny a samoloty o prędkościach odpowiadających liczbie Macha $M=2$ lub $M=3$ nie nadają się do wspomagania frontu i walki z grupami czołgów.

Nawet małe przyspieszenia boczne mogą powodować w lotach bez widoczności utratę orientacji przestrzennej, gdyż oba strumienie informacji przedsiolkowej dostarczają fałszywej informacji o przechyleniu i pochyleniu płatowca.

6. Utrata orientacji przestrzennej pod wpływem niedotlenienia

Przy słabym niedotlenieniu na dużej wysokości spowodowanym najczęściej małą szczelnością maski tlenowej następuje stopniowe ograniczenie pola widzenia w postaci sinych zasłon nasuwających się z góry i z dołu. Jest to ważne ostrzeżenie, że z dopływem tlenu jest coś nie w porządku. Silne niedotlenienie powoduje bez ostrzeżenia nagłą utratę świadomości i zaśnięcie. Zdarzyło mi się to gdy zasnąłem na wysokości około 11000 m a obudziłem się na wysokości około 4000 m. Na szczęście było to nie w czasie lotu lecz w czasie badań lekarskich w komorze ciśnień, a przyczyną była nie konserwowana nieuszczelna maska tlenowa. Ten stan utraty świadomości jest podobny do innego stanu utraty świadomości wywołanego silnym zmęczeniem. W rezultacie 24-o godzinnej jazdy samochodem dwa razy nagle i bez ostrzeżenia utraciłem świadomość i zasnąłem przy czym lewa ręka, która zwykle mocniej niż prawa trzyma kierownicę, swoim ciężarem powoduje skręt w lewo i ewentualne zderzenie czołowe. Dwukrotnie uratował nas siedzący obok kolega ale wrażenia były identyczne jak w przypadku niedotlenienia. Osobliwym przypadkiem utraty strumienia informacji wzrokowej był wpływ temperatury. Gdy w czasie zimy stulecia siedząc nad nieczynnym kaloryferem oparłem głowę na wychłodzonej do około minus dwudziestu

stopni grubej żelaznej rurze zabezpieczającej szybę wystawy sklepowej, zacząłem tracić wzrok w postaci postępującego "widzenia tunelowego". Srebrzysta światłość, którą widziałem podobna do tej o której mówią ludzie wyrwani z śmierci klinicznej w następstwie ustania krążenia, nie była tą, o której mówi modlitwa zaczynająca się od słów "Wieczne odpoczywanie....." lecz zjawiskiem fizjologicznym potwierdzającym to, że widzimy nie siatkówką oka lecz umieszczonym w tylnej części głowy wzrokowym płatem kory mózgowej.



UTRATA ORIENTACJI PRZESTRZENNEJ W AKROBACJI

Z obawy o zbyt małą wysokość, pilot próbuje niepotrzebnie zacieśnić pętlę zwiększając kąt natarcia i wpada w głębokie przeciągnięcie zamiast zacieśniać, rozluźniające pętlę.

Głębokie przeciągnięcie t.j. zwiększenie kąta natarcia ponad kąt odpowiadający maksymalnej wielkości współczynnika siły nośnej jest zawsze możliwe jeżeli samolot posiada wystarczającą skuteczność steru wysokości, albo gdy środek ciężkości w następstwie nieprawidłowego załadowania przesunie się zbyt do tyłu. Otwarcie hamulców aerodynamicznych umieszczonych na skrzydle pogłębia ten stan przerzucając rozkład wyporu na zewnętrzne części skrzydła, które posiadają zwykle pewien kąt geometrycznego, albo aerodynamicznego skręcenia dla poprawienia stateczności i sterowności poprzecznej. W skrajnych przypadkach wyprowadzenie z głębokiego przeciągnięcia, może okazać się trudne lub nawet niemożliwe. Głębokie przeciągnięcie, odznacza się znacznym zwiększeniem prędkości opadania a dalsze ściągnięcie drążka sterowego powoduje odwrotną reakcję samolotu t.j. dalsze zwiększenie prędkości opadania lub przeciągnięcie. Głębokie przeciągnięcie występuje również przy starcie samolotu, zwłaszcza źle

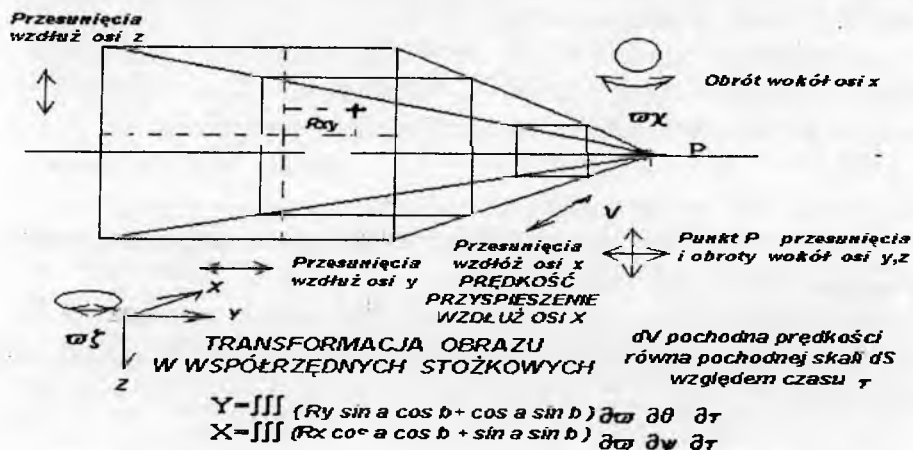
załadowanego gdy pilot zbyt wcześnie, lub zbyt gwałtownie zwiększa kąt natarcia celem uzyskania szybkiego wznoszenia. Oczywiście nie zauważenie tego stanu jest powodem utraty orientacji przestrzennej pilota, który postępuje w sposób pogłębiający niebezpieczną sytuację. Głębokie przeciągnięcie przy starcie było przyczyną katastrofy samolotu typu Comet a być może miało pewien wpływ na przebieg wypadku samolotu w którym w Gibraltarze zginął generał Sikorski. Protokół załadowania tego samolotu przed startem wydają się być mało wiarygodny. Popularny w Polsce samolot Wilga o wysokim przednim podwoziu i dużym kącie nastawienia skrzydła na ziemi, przy dużej skuteczności steru wysokości, pozwala na początek głębokiego przeciągnięcia tuż nad pasem lądowania co było oprócz błędu pilota przyczyną wypadku.

7. Nie euklidesowe geometrie

Oprócz geometrii euklidesowej stanowiącej podstawę współrzędnych oraz przestrzeni Kartezjusza Hilberta i Banacha rzutów prostokątnych Monge'a, geometrii wykreślnej oraz rysunku technicznego istnieją też inne nie-euklidesowe geometrie jak np. geometria stożkowa oraz geometria pseudo "czasoprzestrzeni", którą bezwiednie posługują się piloci przy wykonywaniu niektórych procedur ILS zgodnie z wymaganiami przepisów IFR. W tych procedurach wyrugowana jest miara długości i zastąpiona przez określenie pozycji na torze lotu przy pomocy pomiaru czasu przy stałej prędkości kątowej w zakręcie i stałej prędkości lotu.

8. Transformacja obrazu.

Przy pomocy transformacji obrazu można w projektowaniu symulatora lotu zastąpić niektóre stopnie swobody transformacją obrazu na stanowiącym w kabinie symulatora jedyne pole widzenia obserwowane nadużyć ekranie monitora komputerowego.



TRANSFORMACJA OBRAZU W WSPÓŁRZĘDNYCH STOŻKOWYCH

Transformacja obrazu polegająca na możliwości obrotu, przesunięcia wzdłuż osi poprzecznej oraz osi pionowej obrazu jak również na zmienianiu skali obrazu w funkcji czasu, pozwala na uzyskanie odczuwania przez pilota szeregu stopni swobody podczas gdy dwa lub trzy z nich są symulowane przez mechaniczne pochylenie lub przechylenie kabiny i wywołane tym działanie składowych przyspieszenia ziemskiego a w niektórych przypadkach także przez podnoszenie i obrót kabiny zawieszanej w odpowiednich ramach na podnośniku hydraulicznym. Oznaczając przez X, Y, Z, współrzędne układu związanego z ziemią a przez y, z, współrzędne obrazu oraz przez $S = V \cdot f(t)$, lub $S1 = V \cdot f(t \cdot t)$ zmienny w funkcji czasu współczynnik skali obrazu a przez W pozorną prędkość pionową kabiny symulatora otrzymujemy :

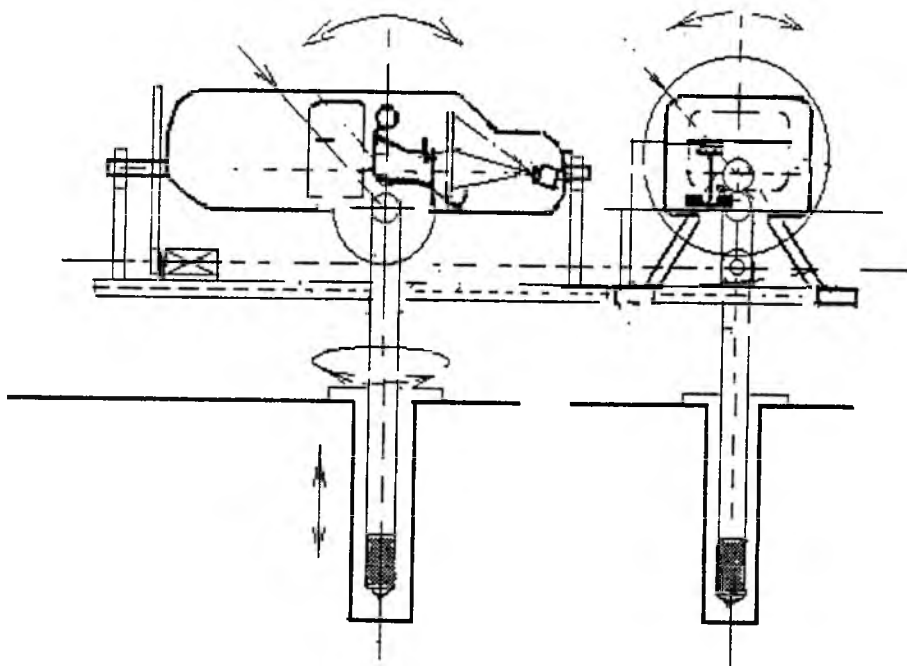
1. Pozorne przesunięcie kabiny symulatora wzdłuż osi X, oraz przyspieszenie wzdłuż osi X, mogą być symulowane przez zmianę skali obrazu S oraz pochylenie kabiny symulatora w dół. Pozorne przesunięcie kabiny wzdłuż osi Y oraz pozorna prędkość kątowna kabiny wokół osi Z, mogą być symulowane przez przesunięcie obrazu wzdłuż osi y obrazu.
3. Przesunięcie wzdłuż osi Z (oraz prędkość pionowa W), mogą być symulowane przez przesunięcie obrazu wzdłuż osi z obrazu oraz związaną z zmianą wysokości skalą S obrazu.
4. Pozorny obrót dookoła osi X może być symulowany przez obrót obrazu dookoła jego środka, uzupełniany mechanicznym stopniem swobody polegającym na obrocie kabiny symulatora.
5. Pozorny obrót dookoła osi Y, może być symulowany przez przesunięcie obrazu wzdłuż osi y obrazu.
6. Pozorny obrót dookoła osi Z, może być symulowany przez przesunięcie obrazu wzdłuż osi y obrazu.
7. Przyspieszenie zarówno dodatnie jak i ujemne wzdłuż osi X, oraz Y, może być symulowane składową przyspieszenia ziemskiego w granicach do $\pm 0,8$ g przez zmianę pochylenia lub przechylenia kabiny symulatora o ± 60 stopni.
8. Krótkotrwałe przyspieszenia w następstwie turbulencji atmosferycznej traktowane jako fala stochastyczna o ograniczonym widmie mogą być symulowane przez ruch podnośnika hydraulicznego, na którym, jest zawieszona w odpowiednich ramkach kabina symulatora.
9. Przy symulowaniu lotów nawigacyjnych nie ma potrzeby symulowania przyspieszeń kątowych wokół osi X, Y, Z, gdyż stosowane są tu celowo małe (3 stopnie na sekundę) prędkości kątowne by zapewnić precyzję pilotażu a organ przedsionkowy, nie reaguje na małe zmiany wielkości przesunięcia i przyspieszenia kątownego leżące poniżej dolnej wartości progowej filtra środkowo przepustowego, jaki cechuje ten organ.
10. Symulator lotu musi być wyposażony w mapę cyfrową terenu nad którym symulowany lot się odbywa. Tworzenie takiej mapy nie można dokładnie wykonać przez trójwymiarowe skanowanie arkuszy map opublikowanych przez Wojskowy Instytut Geograficzny, gdyż przedstawione one są w projekcji wielostożkowej. Na styku arkuszy powstają błędy w skali 1:500000 wynoszące około 1 mm co odpowiada błędowi 500 m niedopuszczalnemu zarówno dla samolotów bezpilotowych jak i systemu ILS.

9. Projekty uproszczonego uniwersalnego symulatora

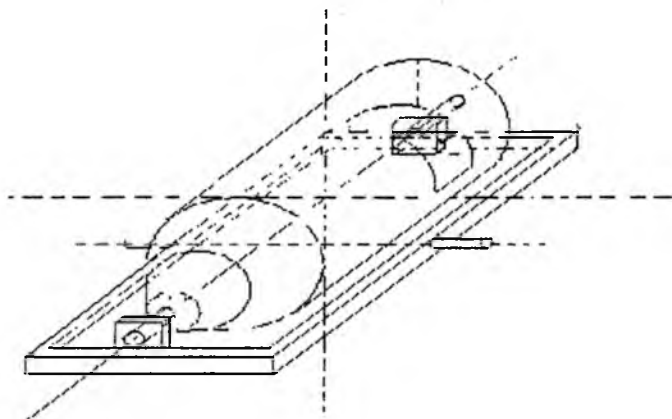
Opierając się na uprzednio wymienionych тезach można by przeanalizować możliwość budowy uproszczonego ale uniwersalnego symulatora lotu, który by stanowił rozwiązanie pośrednie pomiędzy pełnym symulatorem w myśl wymagań przepisów JAR ST-3A a Symulatorem PC.

Byłby to więc symulator PC wyposażony dodatkowo w dwa mechaniczne stopnie swobody pozwalające na trwałą symulację przyspieszeń wzdłuż osi X, oraz Z, związanych z ziemią.

Samą kabinę symulatora można by zawiesić na ramkach podobnie jak zawiesza się żyroskopy sztucznego horyzontu co umożliwiłoby obrót wokół osi X o 180 a nawet 360 stopni co pozwoliłoby na Uzyskanie przyspieszenia ujemnego wzdłuż osi Z wynoszącego $-1g$ tak jak w locie plecowym. Podobnie dla osi Y kabiny symulatora.



ZAWIESZENIE SYMULATORA NA RAMKACH

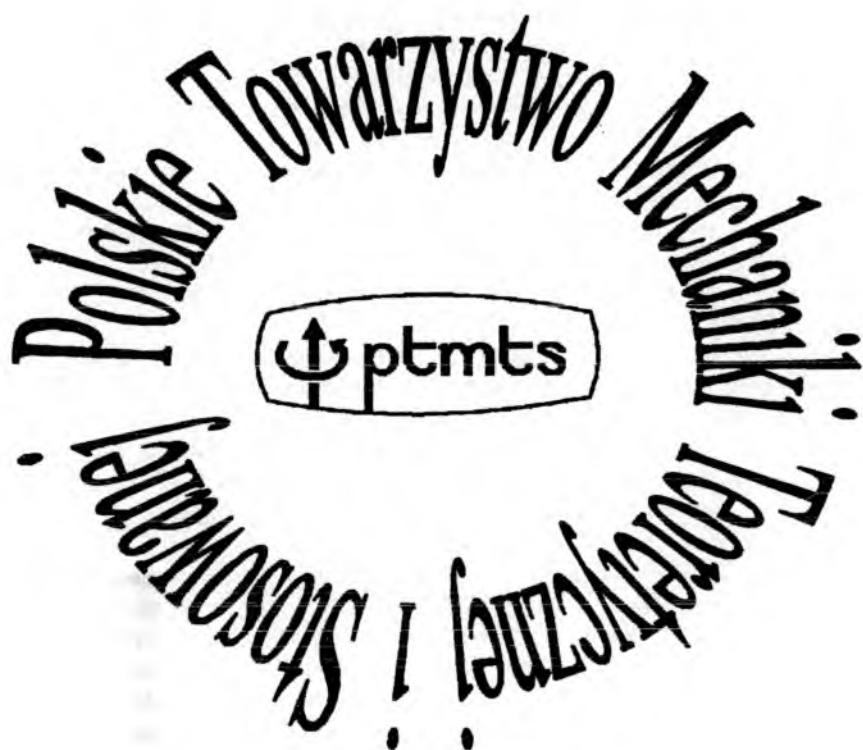


Jako programy zobrażenia można tu wykorzystać programy symulatorów PC a kinematykę i dynamikę kabiny zrealizować osobnym komputerem według osobnego programu dla którego dane wejściowe były by pobierane z programów symulatorów PC lub bezpośrednio z potencjometrów lub wyjść cyfrowych joystick'a lub pedałów.

Bibliografia.

1. Michael Chamber and Ben Chiu : *Instrument Flight Techniques* Microsoft Press 1997.
2. Ben Chiu : *Flight Simulator 98* Microsoft Press 1997.
3. Włodzimierz Stefan Erdmann : *Biomechanika Przewodnik do ćwiczeń*. Wydawnictwo May Gdańsk 1999.
4. Bernard Etkin : *Aerodynamic Transfer Functions* Univ.Toronto Report UTIA Nr.42/1956
5. Bernard Etkin : *Dynamics of Flight, stability and control*. London Chapman & Hall 1960

6. Władysław Fiszdon : *Mechanika Lotu Skrypt P.W.*
7. Von Karman & Moryc Bio : *Matematyka w pracy inżyniera 1948.*
M. Krawczyk : *Kompleksowy system odwzorowań wrażeń ruchu w kabinie symulatora lotu Prace I.Lot nr.104/105 s.93-119. 1986.*
8. M.Krawczyk : *Sterowanie ruchem kabiny symulatora lotu w świetle anaalazy percepcji ruchu u pilota .Rozpr. doktorska. Politechnika Rzeszowska 1987.*
9. M.Krawczyk, J. Morawski : *Modele ruchu przestrzennego u człowieka. Technika Lotnicza i astronautyczna. Nr. 7, s. 4 – 9 1984.*
10. Agnieszka Maryniak : *Neuro-psychologiczne podstawy szkolenia operatora maszyn latających. Sprawozdanie Mechanika w Lotnictwie, s.287 – 294 1998.*
11. Jerzy Maryniak : *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu. Sprawozdanie Mechanika w Lotnictwie, s. 575 – 592 1992*
12. Jerzy Maryniak, J. Małecki : *Dynamiczne równania ruchu platformy uniwersalnego symulatora o sześciu stopniach swobody. Sprawozdanie Mechanikaw Lotnictwie, s. 519 – 533 1992.*
13. Małecki J. : *Kinematyka platformy uniwersalnego symulatora lotu o sześciu stopniach swobody. Sprawozdanie Mechanika w Lotnictwie, s. 535 – 541 1999/*
Janusz M. Morawski :*Gospodarka Informacją w Układzie Pilot-Samolot, Politechnika Rzeszowska 1994*
14. Jadwiga Towpisz Starzewska : *Temperamentalne uwarunkowania sprawności fizycznej. AWF Kraków 1998.*
15. Mariorie H. Wollacot & E.S.Bressan : *The development of sensory – motor integration: some implications from eye – hand coordination and balance control. Report of the University of Oregon USA, Part 9 s.136 – 151.*
16. Andrzej Wit : *Praca zbiorowa. Zeszyt do Ćwiczeń z Biomechaniki. Akademia Wychowania Fizycznego imienia Józefa Piłsudskiego w Warszawie 2000 r*
17. Zbigniew Zagdański : *Stany awaryjne statków powietrznych. Wydawnictwo ITWL 1995.*



istnieje od 1958 roku

- Nasi członkowie to ponad 1000 wybitnych pracowników nauki z największych ośrodków akademickich w Polsce oraz 20 ośrodków zagranicznych
- Organizujemy rocznie około 170 imprez naukowych, w których udział bierze ponad 3000 osób
- Wydajemy kwartalnik *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, w którym publikujemy najnowsze osiągnięcia nauki

METODA WSTĘPNEJ ANALIZY ZAPISU SARPP-12 PRZY BADANIU WYPADKÓW LOTNICZYCH

W. Brusow
Politechnika Rzeszowska
e-mail: vbrusow@prz.rzeszow.pl

A.Goriunow, M.Chernyszow
Komisja Badań Wypadków Lotniczych, Rosja

W pracy przedstawiono metodę wstępnej analizy i deszyfracji zapisu wypadkowego rejestratora parametrów lotu SARPP-12.

System automatycznej rejestracji parametrów lotu SARPP – 12 przeznaczony jest do zapisu promieniem świetlnym na kliszy fotograficznej parametrów lotu w normalnych i awaryjnych stanach i zachowania zapisanej informacji w przypadkach mechanicznego uszkodzenia. System SARPP – 12 może rejestrować do sześciu analogowych parametrów, dziewięć jednorazowych impulsów, a także znaczniki czasu. Obecnie na coraz większą skalę wykorzystywane są nowoczesne rejestratory katastroficzne, zapisujące do kilkudziesięciu lub kilkuset parametrów lotu. Jednak w wielu jeszcze wykorzystywanych samolotach zabudowane są rejestratory parametrów lotu SARP-12.

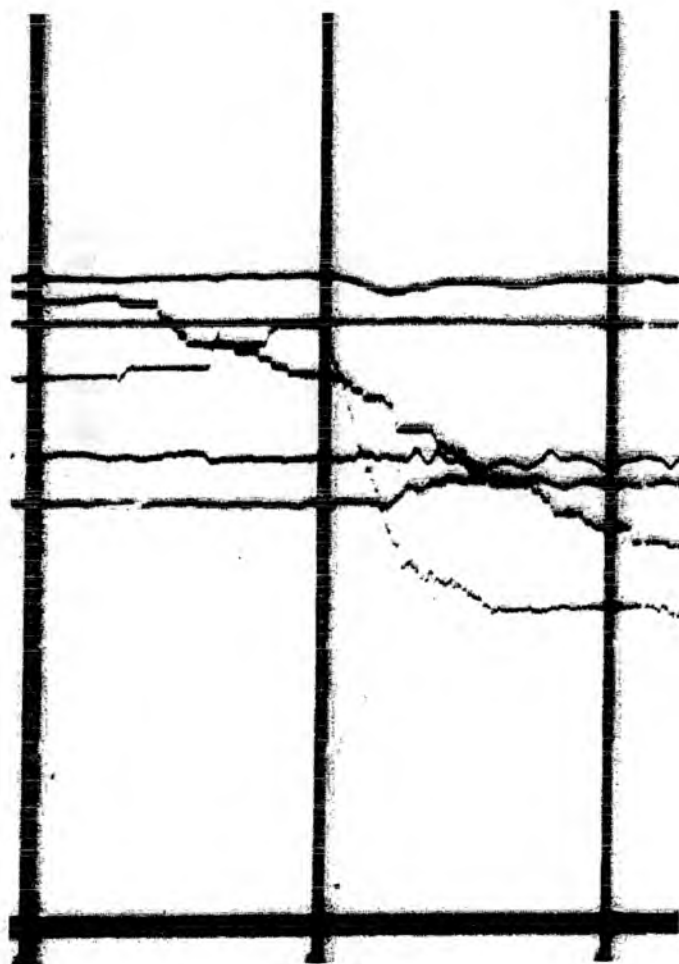
Rejestracja przeprowadzana jest na kliszy światłoczułej szerokości 35 [mm]. Zapas kliszy fotograficznej w kasie rejestratora jest nie mniejszy niż 12 [m].

System SARPP – 12 posiada kilka modyfikacji. Odmienność systemów polega na ich różnej kompletacji, różnicach rejestrowanych parametrów i na rozmieszczeniu linii beznapięciowych wibratorów na kliszy.

System SARPP – 12 składa się z: rejestratora informacji K – 12 – 51, bloku dopasowującego UsS – 4, filtru zakłóceń elektromagnetycznych F – 4, czujników.

Błąd rejestracji w systemie SARPP – 12 dochodzi do $\pm 5\%$ zakresu pomiarowego odpowiedniego parametru.

Parametry lotu, podlegające rejestracji, uzyskiwane są z czujników zasilanych stabilizowanym napięciem z bloku dopasowującego. Sygnał elektryczny czujnika poprzez układ bloku dopasowującego podawany jest na element zapisujący rejestratora informacji – wibrator – w sposób ciągły, proporcjonalnie do wielkości rejestrowanego sygnału.



Rys. 1.

Rejestrator informacji przekształca elektryczne sygnały wchodzące za pomocą wibratorów i układu optycznego w odpowiednie odchylenia świetlnych punktów, zostawiających na poruszającej się z określoną prędkością kliszy światłoczułej, naświetlone ślady. Przykład zapisu przedstawiony został na rys. 1. Poprzeczne linie przedstawiają sobą znaczniki czasu, zapisywane na kliszy w postaci przedziałów, wartości których pokazano w metryce rejestratora. Deszyfracja zapisu systemu SARPP – 12 przeprowadzana jest z wykorzystaniem aparatury projekcyjnej (aparat „Mikrofoto”), która pozwala zmierzyć rzędne zapisu w dziesięciokrotnym powiększeniu. Istota metody polega na: pomiarze rzędnych zapisu i z pomocą zależności skalujących, dana wielkość zamieniana jest na wartość fizyczną. Minusy tej metody: dokładność określenia położenia punktu na kliszy fotograficznej wynosi $0.05 \div 0.07$ [mm] – co nie jest zbyt dokładne; metoda ta jest bardzo pracochłonna – wstępna deszyfracja (z podaną dokładnością) lotu o długotrwałości 30 min (długość kliszy około 1 [m]) zajmuje 1 do 2 tygodni (plus wprowadzenie otrzymanej informacji do komputera); dyskretyzacja czasu wynosi 0.15 – 0.2 sekundy.

Opisana poniżej metoda przedstawia sobą próby automatyzacji procesu deszyfracji z maksymalnym wykorzystaniem środków technicznych i ogólnego zabezpieczenia programowego.

Podstawowymi zadaniami są maksymalne uwolnienie użytkownika od pracochłonnych obliczeń i udzielenie maksymalnych możliwości eksperckiej ocenie informacji, zapisanej na kliszy SARPP.

Dane wejściowe do pracy otrzymywane są drogą skanowania klisz. Skanowanie przeprowadzane jest na skanerze stacjonarnym. Warunki skanowania „256 odcienie szarości”, rozdzielczość 600 dpi. W takich warunkach błąd określenia współrzędnych punktu na kliszy zmniejsza się 2.5 razy w porównaniu do metody wykorzystującej aparat „mikrofoto”.

W trakcie czytania zbioru danych wejściowych uśredniane są składowe RGB kolorów, nas interesuje tylko informacja o stopniach szarości.

Ogólnie rzecz biorąc, określenie przynależności piksela do jakiejś linii dokonywane jest na podstawie statystycznej analizy koloru piksela opracowywanego obrazu dla osobno branych kolumn rysunku.

Średni kolor i jego wariancja obliczane są na podstawie formuł (do końca tego punktu pod pojęciem kolor rozumiana będzie wielkość, charakteryzująca jasność obrazu w danym punkcie: 0 – całkowicie czarny, 255 – całkowicie biały):

$$S = \sum_{K=0}^{255} P_K K$$

$$D = \sum_{K=0}^{255} P_K K^2 - S^2,$$

gdzie: S – średnia wartość koloru (w granicach szarości),

D – wariancja koloru,

P_K – względna liczba pikseli o kolorze K .

Z opracowania usuwane są parzyste kolumny pikseli (w celu uniknięcia pokrywania się x-owych współrzędnych linii zapisu przy przekształcaniu współrzędnych) i kolumny pikseli, leżących na znacznikach czasu (ponieważ nie niosą żadnych informacji o przebiegach). Ostatni warunek wygląda w następujący sposób:

$$S_{ST} > S_{FR} - D_{FR}$$

gdzie: S_{ST} – średnia wartość koloru w kolumnie,

S_{FR} i D_{FR} – średnia wartość i wariancja koloru opracowywanego fragmentu.

W kolumnach, podlegających opracowaniu, wśród pikseli, kolor których spełnia warunek:

$$K > S_{ST} - D_{ST}$$

(K – kolor piksela, S_{ST} i D_{ST} – wartość średnia i wariancja koloru opracowywanej kolumny), zapisywana jest Y – współrzędna pikseli, kolor których jest ciemniejszy niż kolor czterech jego sąsiadów. Na danym etapie przeprowadzany jest wstępny wybór „podejrzanych” pikseli.

Dalej obliczane są średnie ważone współrzędne ciągłych łańcuchów zapisanych pikseli:

$$Y_{sr} = \frac{\sum Y_i K_{Y_i}}{\sum Y_i}$$

z warunkiem:

$$Y_{i+1} - Y_i = 1$$

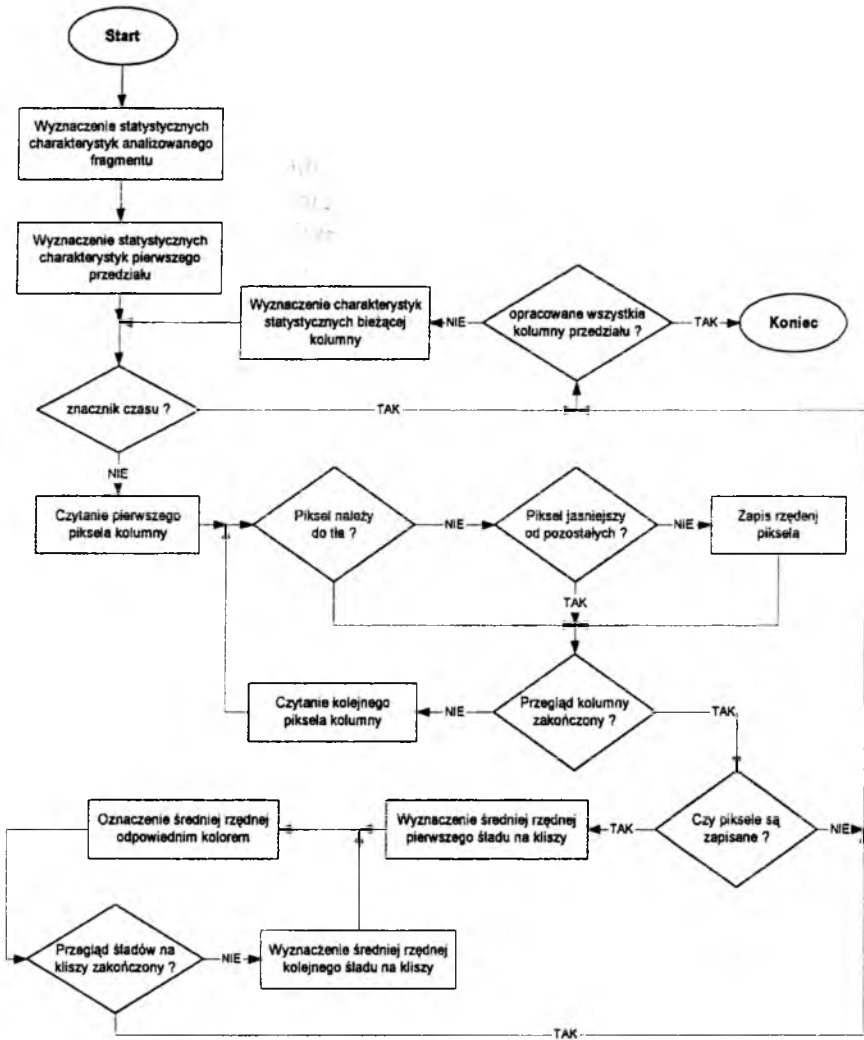
gdzie: Y_{sr} – średnia ważona współrzędna punktu,

K_{Y_i} – kolor pikselu o współrzędnej Y_i w bieżącej kolumnie,

i – numer piksela w ciągłym łańcuchu zapisanych pikseli.

Dany algorytm przedstawiony jest na rys. 2.

Piksele z rzędnymi Y_{sr} i odciętą bieżącej kolumny oznaczane są na rysunku czerwonym kolorem. Na otrzymanym rysunku czerwonym kolorem oznaczone są te piksele, które w danym algorytmie należą do dowolnej linii zapisu lub linii bazowej. Automatyczne oznaczanie przeprowadzane jest z maksymalną gęstością punktów na osi odciętych. Ostateczne wyznaczenie do jakiej konkretnie linii należy piksel jest zadaniem użytkownika, który z pomocą edytora graficznego może zmienić kolor piksela w zgodzie z regułami, przytoczonymi poniżej.



Rys. 2. Algorytm automatycznego oznaczania

Po przeprowadzeniu automatycznego oznaczania rysunku kliszy użytkownik powinien określić do jakiego parametru odnosi się ten lub inny zapis i odpowiednio oznaczyć go odpowiadającym mu kolorem (np. pierwszy parametr – jaskrawo czerwony, drugi – jaskrawo żółty itd.). Zbiór punktów jednego koloru powinien przedstawiać linię łamaną, przedstawiającą sobą „szkielet” elementu. Im więcej punktów zaznaczono, tym bardziej dokładnie przedstawiony jest element rysunku.

Konieczne jest również oznaczenie linii bazowej, na której należy zaznaczyć nie mniej niż dwie ciemno – czerwone punkty, odcięte których wyróżnia się jako jednostkę i znacznik czasu.

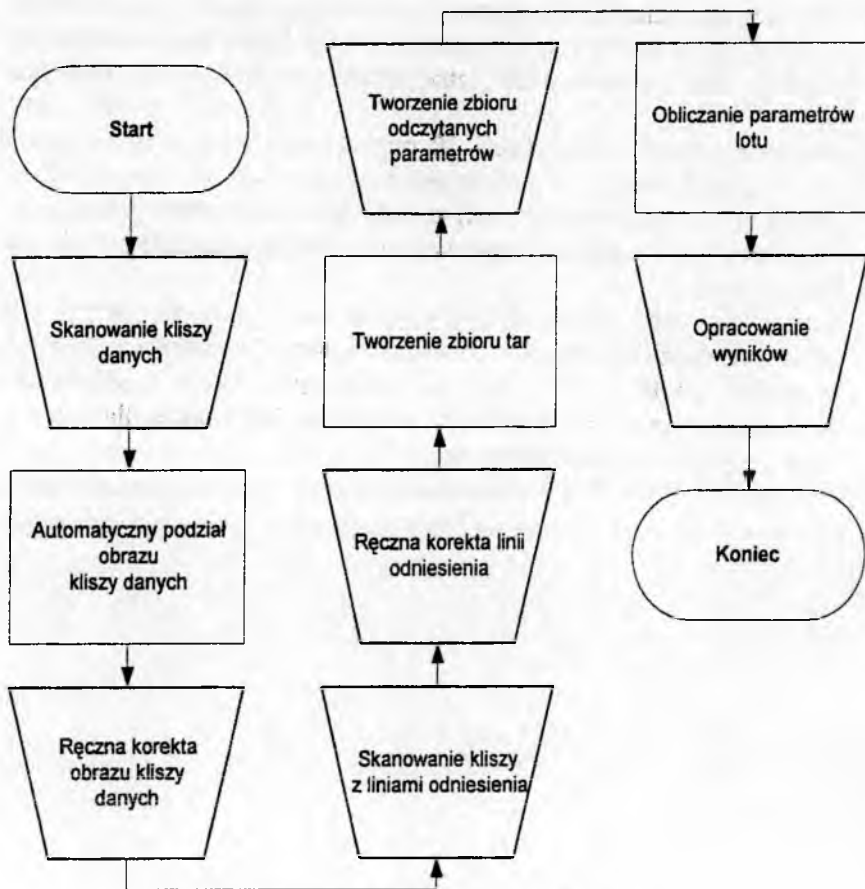
Na etapie ręcznej korekty wartości początkowej parametru należy na każdej linii znacznika zaznaczyć jeden punkt, kolor którego odpowiada kolorowi parametrowi lotu (pierwszy parametr – jaskrawo czerwony, drugi parametr – jaskrawo żółty itd.). Następnie należy stworzyć „zbiór tar”, który będzie zawierał wiersze z parami liczb. Pierwsza liczba (całkowita) – przesunięcie linii tary względem linii bazowej, w pikselach. Druga liczba – wartość fizyczna parametru, odpowiadająca tarze.

Na początku przeprowadza się przekształcenie współrzędnych każdego zaznaczonego piksela do układu współrzędnych „linia bazowa – pierwszy znacznik czasu”, w celu usunięcia zniekształcenia, wywołanego nieprostopadłością linii czasu i linii bazowej, i określenia przesunięcia przebiegu względem linii bazowej.

Przy zapisie zbioru wyjściowego dla przekształconej odciętej każdego punktu określa się czas, a dla przekształconej rzędnej – fizyczną wartość.

Ogólny algorytm deszyfracji przedstawia się w następujący sposób.

W przypadku zaistnienia takiej konieczności, możliwy jest powrót do poprzedniego etapu, w celu korekcji.



Rys. 3. Ogólny algorytm deszyfracji

Zakończenie

W trakcie eksperymentalnych prób ustalono następujące zalety zastosowania metody:

1. Cała konieczna informacja zachowywana jest w postaci elektronicznej i opracowywana jest w korzystnych dla użytkownika warunkach.
2. Możliwe jest wielokrotne przeprowadzanie przeglądu i analizy jakościowej informacji graficznej bez dodatkowych strat czasowych na przygotowania oprzyrządowania i bez zmian warunków przeglądu.

3. Dokładność określenia położenia punktu na kliszy fotograficznej wynosi 0.021 [mm] w porównaniu do 0.05 [mm] dla standardowej metody (tzn. „stopniowość” otrzymywanych krzywych zmniejsza się).
4. Wstępne rezultaty deszyfracji 30 minutowego lotu (długość kliszy około 1 [m]) mogą być otrzymane w ciągu 3 – 5 dni pracy, w tym czasie na opracowanie metodą standardową zwykle potrzeba 1 – 2 tygodnie (plus czas na wprowadzenie otrzymanej informacji do komputera).
5. Dany algorytm można wykorzystywać nie tylko dla deszyfracji nośnika, zapisanego metodą światłoczułą, lecz również do deszyfracji nośnika typu K3 – 63 (rysowanie na kliszy). Także możliwe jest wykorzystywanie dla odtworzenia tablicowej informacji, dla których dane wejściowe zostały utracone.

METODY STEROWANIA MODALNEGO W PLANOWNIU TESTOWYCH MANEWRÓW PODCZAS BADAŃ W LOCIE SAMOŁOTÓW I ŚMIGŁOWCÓW

W.Brusow,
Politechnika Rzeszowska
e-mail: vbrusow@prz.rzeszow.pl

W.Owcharenko
Moskiewski Państwowy Instytut Lotnictwa

1. Wprowadzenie

Rozmaitość typów współczesnych aparatów latających oraz warunków eksploatacji powoduje różnorodność ich charakterystyk dynamicznych. Przy tym ten sam aparat latający może zasadniczo zmieniać swoje charakterystyki dynamiczne w zależności od warunków lotu. Szczególnie zmienność charakterystyk wpływa na właściwości statyczne: przy określonych parametrach lotu aparat może stać się niestatecznym statycznie. W związku z tym problem przygotowania i realizacji prób powietrznych celem określenia charakterystyk dynamicznych we wszystkich warunkach lotu staje się istotny.

W referacie uogólniono wyniki prac [1-3] poświęconych planowaniu manewrów testowych przy badaniach w locie.

Wymagania charakterystyk częstotliwościowych testowych sygnałów wejściowych uwarunkowane w zakresie widma układu dynamicznego mogą być przedstawione w następującej postaci:

- procesy przejściowe przy manewrach testowych muszą być ustabilizowane;
- układ dynamiczny powinien być szybko działający;

- wszystkie procesy przejściowe powinny zawierać tylko częstotliwości wchodzące w skład zadanego widma częstotliwości.
- Ostatnie wymaganie jest szczególnie ważne w przypadku wykonania manewru testowego w warunkach sterowania ręcznego.

2. Formułowanie zadania planowania sygnałów wejściowych

Przeanalizujmy liniowy układ dynamiczny zadany w czasie $[0, T]$ przy pomocy równań

$$\dot{x}(t) = A(\theta)x(t) + B(\theta)u(t); \quad (1)$$

$$y(t) = Hx(t) + \sigma\eta(t)$$

przy znanych warunkach $x(0) = x_0$.

- $x(t)$ - n - wymiarowy wektor stanu;
- $u(t)$ - r - wymiarowy wektor sterowania;
- θ - p - wymiarowy wektor nieznanymi parametrów;
- $A(\theta), B(\theta)$ - macierze odpowiednich wymiarów;
- $y(t)$ - m - wymiarowy wektor obserwacji;
- H, σ - znane macierze wymiarów $m \times n$ i $m \times m$;
- $\eta(t)$ - m - wymiarowy standardowy biały szum opisujący błędy obserwacji.

Na wektor sterowania $u(t)$ nałożono ograniczenia $u \in U$.

Oznaczmy przez $\Gamma(T, u)$ kowariacyjną macierz oceny parametrów $\hat{\theta}$ sygnału wejściowego $u(t)$ po wynikach obserwacji $\{y(t)\}$ na przedziałach $[0, T]$. Analiza zagadnienia wyboru sygnałów wejściowych wykazuje, że kryteria planowania tych sygnałów trzeba formułować na podstawie macierzy $\Gamma(T, u)$. Załóżmy funkcjonal $J(\Gamma(T, u))$ - zależny od elementów macierzy kowariacyjnej oraz pewnej funkcji wektora stanu układu (1). Przy takich założeniach zadanie planowania sygnałów wejściowych identyfikujących formułuje się w sposób następujący: dla liniowego układu dynamicznego określonego na przedziale $[0, T]$ równaniami (1) i zadanego zbioru sterowań dopuszczalnych U trzeba znaleźć optymalne sterowanie $u^0(t) \in U$ takie, że:

$$u^0(t) = \arg \min_{u \in U} J(\Gamma(T, u)) \quad (2)$$

Wybierając różne kryteria $J(\Gamma(T, u))$ i zbiory sterowań dopuszczalnych U , otrzymujemy różne zadania planowania wejściowych sygnałów identyfikujących. Dla statecznych systemów dynamicznych w pracach [1-3] otrzymano rozwiązanie takiego zagadnienia i zaproponowano algorytm obliczeniowy dla rozlicznych kryteriów i zbiorów sterowań dopuszczalnych. Jednakże niemożliwość stosowania wymienionych metod do analizy niestatecznych układów dynamicznych oraz niemożliwość sterowania widmem częstotliwości sygnału wejściowego mogą wzbudzić wątpliwości co do całej pracy dotyczącej planowania identyfikujących sygnałów wejściowych albo zdecydowanie ograniczyć zakres jej stosowania.

Z drugiej strony niezbędność przeprowadzania badań w locie dla stanów, w których aparaty latające mogą mieć neutralną stateczność lub nawet być niestatecznymi (np.: śmigłowce lub samoloty pionowego startu i lądowania w czasie zawisu lub w fazie przejścia do lotu poziomego) stawia dodatkowe wymagania co do teorii optymalizacji sygnałów wejściowych. W poniższym referacie uogólniono metody i algorytmy przedstawione w pracach [1-3] dotyczące przypadków, w których powstaje potrzeba uwzględnienia dodatkowych wymagań co do zakresu częstotliwości funkcjonowania aparatu latającego lub w warunkach jego niestateczności.

Jednocześnie z ograniczeniami sygnałów wejściowych, podanymi w pracach [1-3], w czasie przygotowań do badań w powietrzu mogą pojawić się w stosunku do nich dodatkowe wymagania. Wymagania te zazwyczaj pojawiają się w zakresie widma układu dynamicznego.

Definicja 1.

Widmem układu dynamicznego (1) nazywa się zbiór wszystkich wartości własnych macierzy $A(\theta)$ (Θ) i oznaczony przez $\sigma(A)$. Wymagania dotyczące sygnałów wejściowych mogą przyjmować następującą postać:

- 1) $\max\{\operatorname{Re} \lambda : \lambda \in \sigma(A)\} < 0$;
- 2) $\max\{\operatorname{Re} \lambda : \lambda \in \sigma(A)\} < -\alpha, \alpha > 0$;
- 3) $\beta_1 \leq \max\{|\operatorname{Im} \lambda| : \lambda \in \sigma(A)\} \leq \beta_2$,

gdzie λ jest wartością własną macierzy $A(\theta)$ przy nominalnych wartościach parametru θ . Przy tym warunek 1. ujemne wymagania stateczności układu, warunek 2. – wystarczającej szybkości działania, warunek 3. – ograniczenie przedziału częstotliwości wzbudzania układu dynamicznego (1) sygnałem wejściowym.

Listę warunków uzupełniających można poszerzać i oraz łączyć poszczególne warunki ze sobą, np.: wspólna realizacja warunków 2. i 3. oznacza, iż układ dynamiczny musi posiadać wystarczającą szybkość działania w zadanym przedziale częstotliwości.

3. Zasada sterowania modalnego

Zasada sterowania modalnego polega na sterowaniu zerami i biegunami układu (1) przy pomocy liniowego sprzężenia zwrotnego z położeniem. Stosowanie tej zasady daje możliwość efektywnego sterowania poszczególnymi składowymi ruchu własnego układu czyli sterowania jego modami.

Możliwość wyboru macierzy $A(\theta)$, $B(\theta)$ układu (1) celem usatysfakcjonowania wymagania (3) wynika z następujących twierdzeń

Twierdzenie 1.

Para $A(\theta)$, $B(\theta)$ może być sterowana wtedy i tylko wtedy, kiedy dla każdego zbioru Λ , zawierającego liczby zespolone $(n+r)$ istnieje macierz C , taka, że $\sigma(A+BC) \in \Lambda$.

Twierdzenie 2.

Para $A(\theta)$, $B(\theta)$ może być ustabilizowana wtedy i tylko wtedy kiedy wszystkie zakresy niestateczne mogą być sterowane.

W twierdzeniu 1. zbiór Λ – jest zbiorem $(n+r)$ (3) liczb zespolonych zadanych wymaganiami (3), które to zadają pożądane charakterystyki układu dynamicznego. Twierdzenia 1. i 2. pozwalają twierdzić, że macierz C może być wyznaczona tak by spełnione były wymagania (3). Zadanie wyboru macierzy stanowi treść sterowania modalnego, tzw. zagadnienia sterowania zerami i biegunami układu dynamicznego.

4. Planowanie manewrów testowych i zadanie sterowania modalnego

Celem uwzględnienia wymagań (3) zamiast układu dynamicznego (1) przeanalizujemy układ typu:

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A(\theta)x(t) + B(\theta)u(t); \\ \dot{u}(t) &= Cx(t) + Du(t) + v(t); \\ y(t) &= Hx(t) + \sigma\eta(t),\end{aligned}\tag{4}$$

gdzie: C , D – macierze odpowiednio $r \times n$ oraz $r \times r$ elementy których wybiera się tak by spełnione były warunki dodatkowe (3);

$v(t)$ – r – wymiarowy wektor „nowych” sterowań, który wywodzi się z zagadnienia doboru optymalnego sygnału wejściowego.

Układ (4) można zapisać w następujący sposób:

$$\dot{z}(t) = \tilde{A}(\theta)z(t) + \tilde{B}(\theta)v(t); \quad (5)$$

$$y(t) = \tilde{H}z(t) + \sigma\eta(t),$$

gdzie: $z^T = \|x^T : u^T\|$;

$$\tilde{H} = \|H : 0\|;$$

$$\tilde{A}(\theta) = \begin{bmatrix} A(\theta) & B(\theta) \\ C & D \end{bmatrix};$$

$$\tilde{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ I_r \end{bmatrix}.$$

Warto zauważyć, że nieznane parametry θ układu (5) są tylko elementami macierzy $\tilde{A}(\theta)$, w której nie mieszają się z elementami macierzy C i D . Taki kształt układu (5) daje możliwość optymalizacji sygnału wejściowego $v(t)$ celem identyfikacji wyłącznie parametrów θ wyjściowego układu (1), tzn. nie wchodzi one w połączenia z elementami macierzy C , D . Wymagania (3) muszą być zapisane teraz nieco inaczej zamieniając $A(\theta)$ na $\tilde{A}(\theta)$.

Stąd wynika, że rozwiązanie zagadnienia kształtowania testowych sygnałów wejściowych dla identyfikacji układu dynamicznego (1) przy uwzględnieniu wymagań (3) sprowadza się do rozwiązania dwóch kolejnych zadań:

1. Określenia metoda sterowania modalnego macierzy C , D w układzie (5) z uwzględnieniem wymagań (3);
2. Ukształtowanie optymalnego testowego sygnału wejściowego $v_0(t)$ w układzie (5) z zastosowaniem metod opisanych w pracach [1-3]

Przy takiej kolejności rozwiązywania zadania najpierw zapewnia się niezbędne właściwości dynamiczne układu (1), a potem optymalizuje się sygnał wejściowy. W procesie prób w locie stosuje się optymalizowany testowy sygnał wejściowy $u_0(t)$ mający dwoiste własności, ten sam sygnał jest sygnałem stabilizującym i zakłócającym.

5. Algorytmy rozwiązywania zadania sterowania modalnego

W celu rozwiązania zadania sterowania modalnego stosowane są różnorodne algorytmy obliczeniowe. W dalszej części zakładamy, że wektor parametrów θ jest znany. Przeanalizujemy układ $u(t)$ za sterowaniem skalarnym

$$\dot{x}(t) = A(\theta)x(t) + B(\theta)u(t) \quad (6)$$

Zadaniem jest ukształtowanie sterowania $u(t) = C^T x(t)$, gdzie C^T jest poszukiwanym wektorem taki, że wszystkie albo część wartości własnych macierzy $A(\theta) + B(\theta)C^T$ układu zamkniętego mają określoną wartość. Takie sformułowanie zadania jest bardziej ogólne, aniżeli opisane w punkcie 3. Przyjmujemy, że wielomian charakterystyczny układu zamkniętego ma następującą postać:

$$D(p) = p^n + \alpha_{n-1}p^{n-1} + \dots + \alpha_0.$$

W tym przypadku synteza modalnego sterowania składa się z następujących kolejnych kroków.

Krok 1.

Obliczenie wielomianu charakterystycznego układu wejściowego

$$\begin{aligned} d(p) &= \det[pI_n - A] = \\ &= p^n + d_{n-1}p^{n-1} + \dots + d_0. \end{aligned}$$

Krok 2.

Wyznaczenie wektora rozbieżności współczynników wielomianów

$$l^T = [\alpha_0 - d_0, \alpha_1 - d_1, \dots, \alpha_{n-1} - d_{n-1}]$$

Krok 3.

Określa się wektor współczynników sprzężenia zwrotnego

$$\begin{aligned} C^T &= -l^T [\hat{B} : \hat{A}\hat{B} : \dots : \hat{A}^{(n-1)}\hat{B}] \times \\ &\times [B : AB : \dots : A^{(n-1)}B]^{-1}, \end{aligned}$$

$$\text{gdzie } \hat{A} = \begin{bmatrix} 0 & & & \\ \vdots & & & \\ 0 & & I_{n-1} & \\ -d_0 - d_1 & \dots & -d_{n-1} & \end{bmatrix}; \quad \hat{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

W przypadku sterowania wektorowego procedurę syntezy sterowania modalnego przeanalizujemy na przykładzie dwóch funkcji sterowania.

Układ równań w tym przypadku przyjmuje postać $\dot{x}(t) = A(\theta)x(t) + B_1(\theta)u_1(t) + B_2(\theta)u_2(t)$ gdzie: $B_1(\theta), B_2(\theta)$ – n -wymiarowe wektory kolumnowe, $u_1(t), u_2(t)$ – funkcje skalarne.

Przy pierwotnym rozkładzie zer i biegunów układu sprzężenie zwrotne realizuje się zgodnie z pierwszą funkcją skalarną

$$u_1(t) = C_1^T x(t) \quad (7)$$

W tym przypadku układ dynamiczny przyjmuje postać:

$$\dot{x}(t) = [A(\theta) + B_1(\theta)C_1^T]x(t) + B_2(\theta)u_2(t) \quad (8)$$

Układ (8) posiada skalarne wejście $u_2(t)$ i jest analogiczny do układu (6). Dla układu (8) zagadnienie sterowania modalnego zerami i biegunami może być sformułowane w analogiczny sposób:

$$u_2(t) = C_2^T x(t) \quad (9)$$

Układ dynamiczny (6) zamknięty przez (7) i (8) przyjmuje postać

$$\dot{x}(t) = [A(\theta) + B_1(\theta)C_1^T + B_2(\theta)C_2^T]x(t)$$

Możliwość uogólnienia algorytmu na większą liczbę sterowań jest oczywista.

Z twierdzeń 1. i 2. wynika, że proces rozwiązywania zadania sterowania modalnego w przypadku wejścia wektorowego trzeba zaczynać od wejścia dającego możliwość sterowania układem.

W związku z tym na synteze sterowania modalnego składają się poniższe kroki:

Krok 1.

Określa się wektor kolumnowego $B_1(\theta)$ tak, aby para $(A(\theta), B_1(\theta))$ była sterowalna.

Krok 2.

Zgodnie z algorytmem dla sterowania skalarnego określa się wektor współczynników sprzężenia zwrotnego C_1^T .

Krok 3.

Zamyka się wejściowy układ sterowania $u_1(t) = C_1^T x(t)$.

Krok 4.

Dla nowo otrzymanego układu powtarza się kroki 1-3 itd. Jeśli w wyniku przeprowadzonej procedury pozostaną niesterowalne wektory kolumnowe $(\Theta B_q, B_{q+1}, \dots, B_r)$, dla których pary $(A_q(\theta), B_i(\theta)), i = q, q+1, \dots, r$, gdzie $A_q(\theta)$ – macierz układu zamknię-

zamkniętego $(q - 1)$ sterowaniami układu, to pozostałe $(r - q + 1)$ sterowania odrzuca się.

W praktyce badań w locie bardzo rzadko zdarza się żeby liczba jednocześnie wykorzystywanych organów sterowania przekraczała 2-3. W rzeczywistości tylko w przypadku badań charakterystyk stateczności i sterowności samolotu podczas ruchu przestrzennego mogą być wykorzystywane jednocześnie 3 organy sterowania (ster wysokości, ster kierunku oraz lotki). Jednakże nawet przy badaniach charakterystyk sprzężeń składowych ruchu bocznego wykorzystuje się tylko ster kierunku i lotki. W związku z tym zastanówmy się nad równaniem (6).

Układ zadany równaniem (6) służy zwykle do opisu ruchu bocznego, gdzie $u_1(t)$ - kąt odchylenia steru kierunku, $u_2(t)$ - kąt wychylenia lotek. Każde z tych wejść ma swoje przeznaczenie funkcjonalne. Zgodnie z tym przeznaczeniem mogą być one wykorzystane odpowiednio korekcji biegunów na płaszczyźnie zespolonej: steru kierunku używa się do sterowania biegunami odpowiadającymi ruchowi holendrowania, lotki do sterowania biegunami odpowiadającymi ruchowi przechyłania. W tym przypadku układ (6) można traktować jako przypadek osobliwy układu (3) (bez równania obserwacji).

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= A(\theta)x(t) + B_1(\theta)u_1(t) + B_2(\theta)u_2(t) \\ \dot{u}_1(t) &= C_1^T x(t) + D_1 u_1(t) + v_1(t); \\ \dot{u}_2(t) &= C_2^T x(t) + D_2 u_2(t) + v_2(t)\end{aligned}\tag{10}$$

Analiza układu (10) pokazuje, że stosowanie zasady sterowania modalnego może powodować zmniejszenie miarowości wektora optymalizowanych sygnałów wejściowych. Rzeczywiście, jeśli przyjąć $v_1(t) = v_2(t)$ to do identyfikacji nieznanymi parametrów otrzymamy tylko jeden sygnał wejściowy $v_1(t)$. Jednakże takie pozorne uproszczenie zagadnienia może przenieść się na warunki sterowalności układu dynamicznego. Z tego powodu wszystkie uproszczenia strukturalne muszą być dokładnie przeanalizowane.

6. Planowanie testowych sygnałów wejściowych w badaniach w locie

Układy aerodynamiczne współczesnych naddźwiękowych samolotów manewrowych zawierają napływy na skrzydłach. Sprzyja to zwiększeniu siły nośnej i powoduje przemieszczenie do przodu środka aerodynamicznego samolotu. Z tego powodu samolot może stać się statycznie niestabilnym podłużnie na dużych kątach natarcia lub przy dużych prędko-

dużych prędkościach lotu. W warunkach normalnej eksploatacji stateczność statyczna jest zapewniona przez układ sterowania. Określenie aerodynamicznych współczynników sił i momentów podczas badań w locie prowadzi się przy wyłączonym układzie sterowania. Biorąc pod uwagę bezpieczeństwo eksperymentu testowy sygnał wejściowy (prawo wychylenia steru wysokości) powinien być jednocześnie sygnałem stabilizującym (tzn. gwarantować stateczność ruchu) i wymuszającym (tzn. doprowadzać do ruchu zakłóconego).

Przeanalizujmy zakłócenia wzdłużne ruchu samolotu manewrowego w warunkach lotu $M = 0.8$, $H = 0$ (lot na małej wysokości), które opisuje się układu równań:

$$\Delta \dot{\alpha} = -2.2 \Delta \alpha + \Delta \omega_z - 0.3 \delta_e; \quad (11)$$

$$\Delta \dot{\omega}_z = 10.0 \Delta \alpha - 2.1 \Delta \omega_z - 5.1 \delta_e$$

Kąt natarcia $\Delta \alpha$ i prędkość kątowna pochylania $\Delta \omega_z$

$$y_{\Delta \alpha} = \Delta \alpha + 0.3 \eta_{\alpha}$$

$$y_{\Delta \omega_z} = \Delta \omega_z + 0.75 \eta_{\omega_z}$$

Zadaniem jest sformułowanie prawa sterowania sterem wysokości $\delta_e(t)$ celem identyfikacji współczynników aerodynamicznych (cyfry nadkreślane) w taki sposób, żeby było spełnione wymaganie $|| \delta_e(t) || \leq 2^0$. Czas trwania testowego manewru przyjęto 10s.

Wartościami charakterystycznymi układu (11) mają wartości $\lambda_1 = -5.31$ i $\lambda_2 = -1.01$. Skąd widać, że układ dynamiczny (11) jest niestabilny. Po dodaniu do układu (11) prawa sterowania:

$$\begin{aligned} \dot{\delta}_e(t) = & -0.2 \delta_e(t) - 5.45 \Delta \alpha(t) + \\ & + 2.48 \Delta \omega_z(t) + v(t) \end{aligned} \quad (12)$$

wartościami charakterystycznymi układu (11), (12) są $\lambda_1 = -1.938$, $\lambda_2 = -1.617$ i $\lambda_3 = -0.945$. W ten sposób układ dynamiczny zadany równaniami (11), (12) staje się asymptotycznie stabilny.

Stosując metody i algorytmy [1-3] znajdujemy optymalny sygnał wejściowy $v_0(t)$.

Optymalne prawo sterowania $\delta_e(t)$ oraz procesy przejściowe $\Delta \alpha$, $\Delta \omega_z$ przytoczono na rys.1.

Z powyższego widać, że testowe prawo sterowania może być wykonane przez pilota podczas lotu.

Bibliografia

1. Ovcharenko V.N., *Оптимизация входных сигналов в задаче идентификации линейных динамических систем*, Журнал "Автоматика и телемеханика", N 5, 1997.
2. Ovcharenko V.N., *Optimum Control Inputs in Flight Tests for Aerodynamic Factors*, RECENT RESEARCH AND DESIGN PROGRESS in AERONAUTICAL ENGINEERING AND ITS INFLUENCE on EDUCATION, Part II, Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw University of Technology, Research Bulletin, Number 7, 1997.
3. Ovcharenko V.N., *Rational Choice of Conditions of Formation of Test Manoeuvres in Flight Tests of Airplanes*, RECENT RESEARCH AND DESIGN PROGRESS in AERONAUTICAL ENGINEERING AND ITS INFLUENCE on EDUCATION, Part II, Institute of Aeronautics and Applied Mechanics, Warsaw University of Technology, Research Bulletin, Number 7, 1997.

STEROWANIE SAMOLOTEM W ZAKRĘCIE Z UWZGLĘDNIENIEM EFEKTÓW GIROSKOPOWYCH TURBINOWYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

MICHAŁ CICHON, JERZY MARYNIAK

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

Politechnika Warszawska

e-mail: michalci@meil.pw.edu.pl

W pracy przedstawiono model matematyczny przestrzennego ruchu samolotu, uzupełniony o automatyczny układ sterowania lotem. Przyjęto, że autopilot jest autopilotem czterokanałowym, mogącym sterować lotem za pomocą wychylenia steru wysokości, steru kierunku, lotek i dźwigni sterowania silnikami. Przeprowadzono badania symulacyjne zakrętów skoordynowanych dla samolotu I-22 „Iryda”.

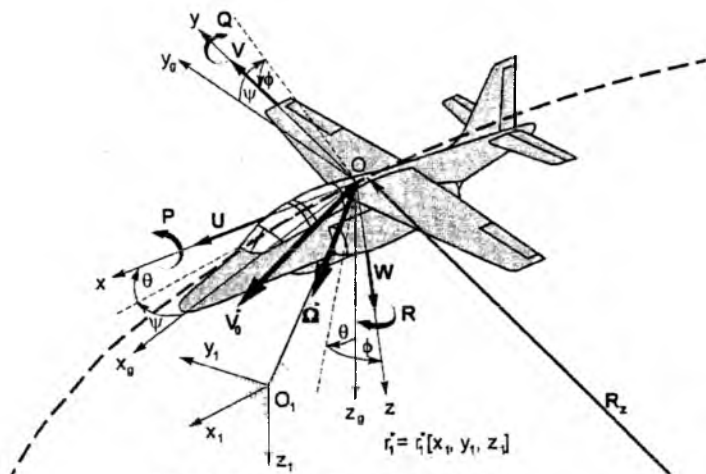
1. Wstęp

Stosowanie automatycznych urządzeń sterowania lotem staje się już koniecznością we współczesnych samolotach. Zajmują się one najczęściej stabilizacją parametrów lotu lub sterowaniem samolotem oraz nawigacją. Przejmują one część funkcji pilota odciażając w ten sposób jego uwagę i pozostawiając mu więcej czasu na czynności nie związane bezpośrednio ze sterowaniem samolotem. Urządzenia te stosuje się też w celu poprawienia własności lotnych samolotu.

Przeprowadzono symulacje numeryczne porównujące zakręty w prawą i w lewą stronę. Różnica ich wykonania wynika z uwzględnienia wpływu momentów giroskopowych pochodzących od obu silników. Dynamika silników ma również znaczący wpływ na wykonywanie manewrów samolotu, w tym zakrętu prawidłowego.

Wyniki badań uzyskano w oparciu o program napisany w środowisku obliczeniowym pakietu MATLAB i zostały przedstawione w postaci graficznej na wykresach.

2. Model fizyczny i matematyczny samolotu



Rys.1 - Przyjęte układy odniesienia

Model fizyczny sterowanego samolotu zbudowano przy następujących założeniach:

- ✓ Samolot traktowano jako ciało sztywne z ruchomymi ale nieodkształcalnymi układami sterowania, o sześciu stopniach swobody.
- ✓ Stery są nieważkie i wychylenia powierzchni sterowych mają wpływ wyłącznie na siły i momenty sił aerodynamicznych.
- ✓ Optyw samolotu traktowano jako quasi-stacjonarny (zastosowano aerodynamikę quasi-stacjonarną).
- ✓ Samolot ma płaszczyznę symetrii xOz (geometryczną, masową, aerodynamiczną).
- ✓ Początek układu $Oxyz$ związano sztywno z poruszającym się samolotem.
- ✓ Ciąg silników i obroty zespołu turbo-sprężarkowego są zmienne dla każdego z silników.
- ✓ Masa samolotu jest stała i niezmienna w czasie trwania lotu.

Dynamiczne równania ruchu samolotu wyprowadzono wykorzystując formalizm Boltzmanna-Hamela dla mechanicznych układów o więzach holonomicznych.

Ogólne równanie dynamiki sterowanego obiektu, czyli wektorowe równanie stanu dla modelu matematycznego nieliniowego ma postać:

$$\tilde{M} \dot{V} + KMV = Q + U\delta, \quad (1)$$

gdzie:

- $\tilde{\mathbf{M}} = \mathbf{M} + \mathbf{M}_{\dot{U}\dot{W}}$ - zmodyfikowana macierz bezwładności,
 $\mathbf{B} = \mathbf{KM}$ - macierz sztywności,
 $\dot{\mathbf{V}} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T$ - wektor przyspieszeń,
 $\mathbf{V} = [U, V, W, P, Q, R]^T$ - wektor prędkości,
 $\mathbf{Q} = [X, Y, Z, L, M, N]^T$ - macierz sił zewnętrznych,
 $\mathbf{U}$ - macierz sterowania,
 $\delta = [\alpha_{zH}, \delta_H, \delta_L, \delta_V, \delta_T]^T$ - wektor sterowania.

Nieliniowe równania ruchu wraz z związkami transformacyjnymi możemy przedstawić w postaci macierzowej (umożliwiającej symulację numeryczną):

$$\dot{\mathbf{V}} = \tilde{\mathbf{M}}^{-1}(-\mathbf{BV} + \mathbf{Q} + \mathbf{U}\delta) - \quad (2)$$

- postać nadająca się do użycia procedur całkujących w programach symulacyjnych.

Siły i momenty sił zewnętrznych działające na samolot w locie mają składowe:

- wektor sił zewnętrznych $\bar{\mathbf{F}}$ o składowych X, Y, Z

$$\bar{\mathbf{F}} = X\bar{\mathbf{i}} + Y\bar{\mathbf{j}} + Z\bar{\mathbf{k}}, \quad (3)$$

- wektor momentów sił zewnętrznych $\bar{\mathbf{M}}$ o składowych L, M, N

$$\bar{\mathbf{M}} = L\bar{\mathbf{i}} + M\bar{\mathbf{j}} + N\bar{\mathbf{k}}, \quad (4)$$

gdzie:

- | | |
|------------------|-------------------------|
| X-siła podłużna, | L-moment przechylający, |
| Y-siła boczna, | M-moment pochylający, |
| Z-siła pionowa, | N-moment odchyłający. |

Na siły zewnętrzne i momenty sił zewnętrznych działających na samolot w konfiguracji gładkiej składają się:

$$\bar{\mathbf{F}} = \bar{\mathbf{F}}_g + \bar{\mathbf{F}}_T + \bar{\mathbf{F}}_a + \bar{\mathbf{F}}_{\delta i}, \quad (5)$$

$$\bar{\mathbf{M}} = \bar{\mathbf{M}}_g + \bar{\mathbf{M}}_T + \bar{\mathbf{M}}_a + \bar{\mathbf{M}}_{\delta i}, \quad (6)$$

gdzie: $\bar{\mathbf{F}}_g, \bar{\mathbf{M}}_g$ - siły i momenty od sił grawitacyjnych,

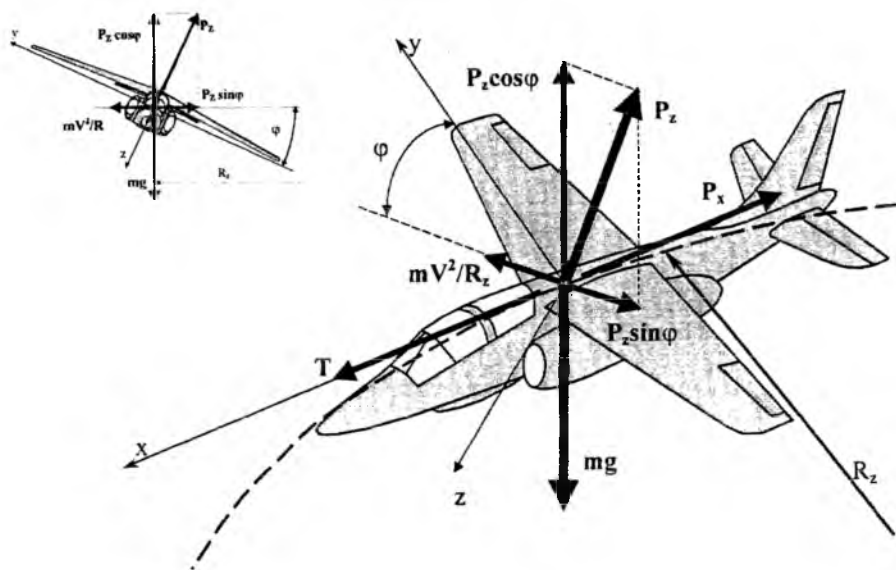
$\bar{\mathbf{F}}_T, \bar{\mathbf{M}}_T$ - siły i momenty od napędu,

$\bar{\mathbf{F}}_a, \bar{\mathbf{M}}_a$ - siły i momenty od sił aerodynamicznych,

$\bar{\mathbf{F}}_{\delta i}, \bar{\mathbf{M}}_{\delta i}$ - siły i momenty od wychyleń sterów: δ_H - wysokości,

δ_V - kierunku, δ_L - lotek, α_{zH} - statecznika poziomego.

3. Zakręt prawidłowy



Rys.2 - Równowaga sił podczas zakrętu skoordynowanego; rysunek poglądowy

Automatyczne wykonywanie prawidłowych - skoordynowanych zakrętów jest złożone. Wymaga to spełnienia wielu warunków i towarzyszy temu szereg zjawisk (opisanych w pracy [1]).

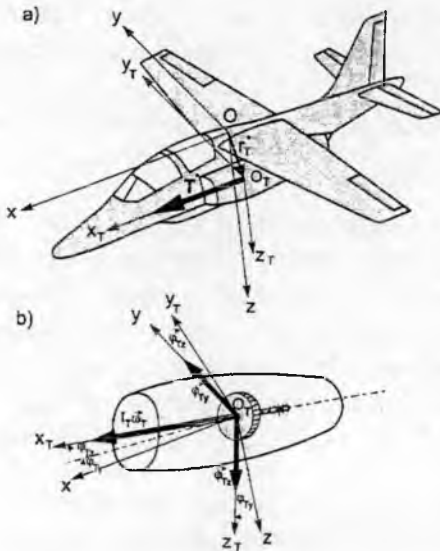
Prawidłowy zakręt powinien być wykonany bez zmiany wysokości i bez ślizgu. Wymaga to skoordynowanych ruchów sterami i jest to możliwe przy wykorzystaniu wszystkich kanałów sterowania. Główną rolę odgrywa tu kanał przechylenia, zaś kanał odchylenia pełni funkcję pomocniczą od którego wymaga się, aby odpowiednie wychylenia steru kierunku zmniejszały nieustalone przyspieszenia poprzeczne powodujące ześlizg lub wyślizg samolotu.

Szybkość wykonywania zakrętu zależy wprost proporcjonalnie od składowej poziomej siły nośnej $P_z \sin \varphi$ wymuszającej zakręt. Jest więc proporcjonalna do kąta przechylenia φ [Rys.2].

4. Siły i momenty sił od napędu

Ciąg silników zabudowanych jest równy:

$$\vec{F}_T = \vec{T} = \sum_{i=1}^n \vec{T}_i = \begin{bmatrix} X^T \\ Y^T \\ Z^T \end{bmatrix}, \quad (7)$$



Rys.3 – Siły i momenty sił od napędu

Momenty od silnika pochodzą od wektora ciągu $\vec{T}$ i efektów giroskopowych elementów wirujących:

$$\vec{M}_T = \vec{r}_T \times \vec{T} + \vec{M}_{gir}, \quad (8)$$

$$\vec{M}_{gir} = I_o \vec{\omega}_T \times \vec{\Omega}, \quad (9)$$

wówczas:

$$\vec{M}_T = \sum_{i=1}^n \vec{M}_{Ti} = \quad (10)$$

$$= \sum_{i=1}^n (\vec{r}_{Ti} \times \vec{T}_i + I_{Ti} \vec{\omega}_{Ti} \times \vec{\Omega}) = \begin{bmatrix} L^T \\ M^T \\ N^T \end{bmatrix},$$

gdzie: $\vec{T}_i$ - ciąg i -tego silnika,

$\vec{K}_{Ti} = I_{Ti} \vec{\omega}_{Ti}$ - kręt zespołu turbina + wał + sprężarka i -tego silnika.

5. Dynamika silnika: model matematyczny silnika

Model matematyczny turbinowego silnika odrzutowego zbudowano, dla celów symulacji, w oparciu o następujące **założenia fizyczne**:

- Silnik lotniczy wytwarza ciąg, którego wartość zależy od rodzaju napędu i charakterystyk tego silnika,
- Ciąg jest zmieniany przez (auto-) pilota za pomocą urządzeń sterujących, przy czym uwzględniono opóźnienie pomiędzy czasem wytworzenia odpowiedniego ciągu a zmianą parametru sterującego,
- Na wartość ciągu mają wpływ warunki zewnętrzne, tj. ciśnienie i temperatura otaczającego powietrza, a więc w szczególności zmiana wysokości i prędkości lotu.

Wobec powyższego:

- ✓ Dla celów symulacji ruchu samolotu interesuje nas przede wszystkim zmiana ciągu i obrotów w funkcji czasu,
- ✓ Podstawowym sygnałem „sterującym” dla wszystkich typów silników jest wydatek paliwa wtryskiwanego do komory silnika. Jednak w naszym przypadku nie uwzględniamy go ze względu na dość krótki czas wykonywania manewru zakrętu prawidłowego,

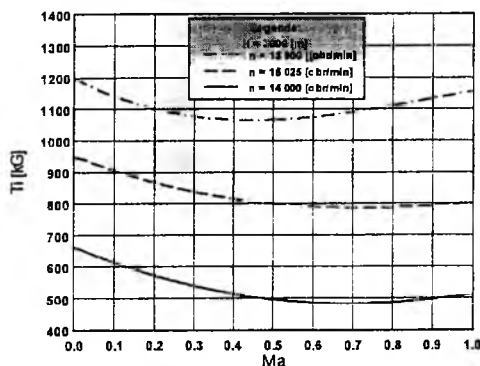
- ✓ Uwzględniamy przebiegi procesów przejściowych przy zmianie warunków pracy, np. przy przyspieszaniu (akceleracji) i opóźnianiu (deceleracji) pracy silnika,
- ✓ Wybieranie zadanych stanów pracy silnika dokonywane jest za pomocą jednej dźwigni sterowania.

Przy modelowaniu napędu traktowanego jako jeden z elementów szerszego systemu – systemu sterowania lotem samolotu – można posłużyć się uproszczonym opisem matematycznym napędu uwzględniającym te jego właściwości, które w istotny sposób wpływają na kształtowanie całościowych – systemowych właściwości samolotu.

Ze względu na duży zakres zmian stanów pracy silnika i oddziaływania warunków zewnętrznych, model dynamiki silnika nie może być liniowy.

- równania pochodnej obrotów i -tego silnika:

$$\dot{n}_{T_i} = \left(\frac{n_{T_i, \max} - n_{T_i}}{\delta_{T_i, \max}} \cdot \delta_{T_i} + n_{T_i, 0} - n_{T_i} \right) \cdot \frac{1}{T_{iK15}(n_{T_i})}, \quad (11)$$



Rys.4 - Ciąg w funkcji liczby Macha dla różnych prędkości obrotowych silnika

gdzie:

$$T_{iK15}(n_{T_i}) = a_0 + a_1 \cdot n_{T_i} + a_2 \cdot n_{T_i}^2 \quad (12)$$

- równania ciągu i -tego silnika:

$$T_i(n_{T_i}) = a_0 + a_1 \cdot n_{T_i} + a_2 \cdot n_{T_i}^2, \quad (13)$$

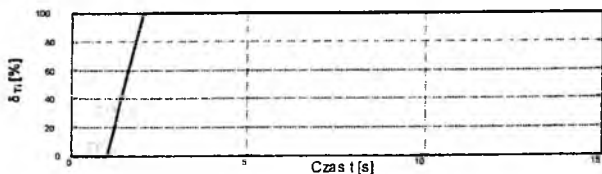
gdzie:

$$a_j = a_j(H, Ma), \quad (14)$$

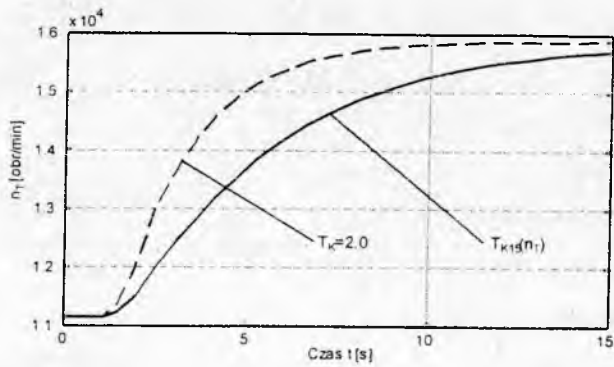
- prędkość kątowna obrotów zespołu turbo-sprężarka i -tego silnika:

$$\omega_{T_i} = \frac{2\pi}{60} n_{T_i}. \quad (15)$$

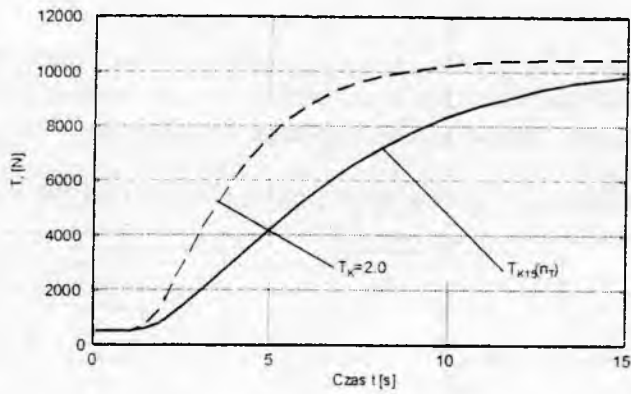
Przebiegi po przesunięciu dźwigni sterowania silnikiem z położenia $\delta_{T_i} = 0\%$ do położenia $\delta_{T_i} = 100\%$ (akceleracji) w czasie 1s dla dwóch różnych stałych czasowych silnika przedstawiono na [Rys.5÷7].



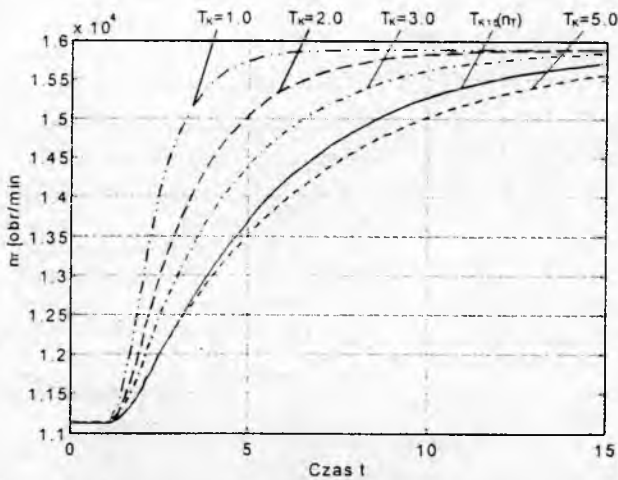
Rys.5 – Zależność $\delta_{T_i}(t)$



Rys.6 – Zależność $n_T(t)$ dla dwóch stałych czasowych silnika



Rys.7 – Zależność $T_i(t)$ dla dwóch stałych czasowych silnika



Rys.8 – Zależność $n_T(t)$ dla różnych stałych czasowych silnika przy przyspieszaniu (akceleracji)

6. Przyjęte prawa sterowania autopilota

Prawa sterowania zostały przyjęte w następującej postaci:

- w kanale przechyłania ϕ :

$$\delta_L = K_\phi^L (\phi - \phi_z) + K_\psi^L (\psi - \psi_z) + \delta_{L0}, \quad (16)$$

- w kanale pochylenia θ :

$$\delta_H = K_{z_1}^H (z_1 - z_{1z}) + K_\theta^H (\theta - \theta_z) + K_T^H (T - T_z) + \delta_{H0}, \quad (17)$$

- w kanale odchylenia ψ :

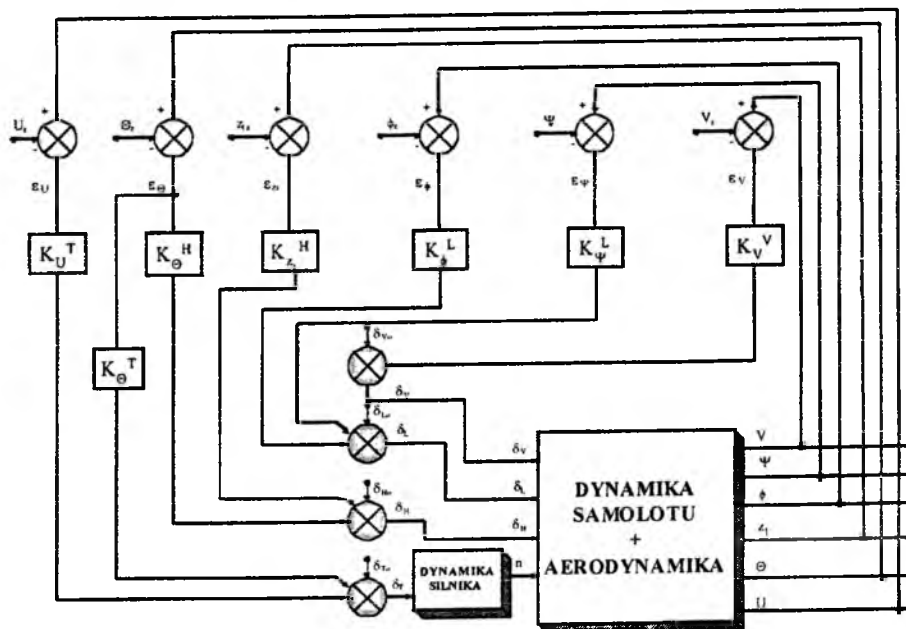
$$\delta_V = K_V^V (V - V_z) + \delta_{V0}, \quad (18)$$

- w kanale prędkości V_0 :

$$\delta_T = K_U^T (U - U_z) + K_\theta^T (\theta - \theta_z) + \delta_{T0}. \quad (19)$$

Sterowanie odbywa się poprzez ciągłe porównywanie aktualnych i zadanych parametrów lotu i na podstawie ich różnic tzn. uchybów, wypracowywanie odpowiednich sygnałów sterujących.

Schemat blokowy urządzenia na podstawie (16)÷(19) przedstawia [Rys.9].



Rys.9 – Schemat blokowy urządzenia

Trzeba mieć na uwadze, iż nieodpowiednie dobranie kilku, a nawet pojedynczych, wartości współczynników wzmocnień ma wpływ na

pozostałe i może spowodować że układ automatycznego sterowania nie będzie w pełni zadowalająco spełniał swoich funkcji.

7. Symulacja numeryczna

Przeprowadzono symulację numeryczną zakrętu na wysokości 3000 [m]. Układ automatycznego sterowania uruchamia się po 10 [s] lotu ustalonego. Cały lot odbywa się przy kącie zaklinowania statecznika poziomego $\alpha_{zH} = -2^0 = const.$, położenie środka masy wynosi 22% (w % SCA).

Przeprowadzono symulacje numeryczne porównujące zakręty z silnikami prawo- a następnie lewo-obrotowymi [Rys.10÷Rys.17]. Odpowiada to zakrętom w prawą i w lewą stronę oraz ułatwia porównanie, zaś różnica ich wykonania wynika z wpływu momentów giroskopowych pochodzących od obu silników. Pokazano również jak dynamika silników wpływa na wykonanie manewrów samolotu, w tym zakrętu prawidłowego [Rys.18÷Rys.22].

Parametry autopilota dla zakrętu z wyjściem na kurs 180 [deg] są następujące:

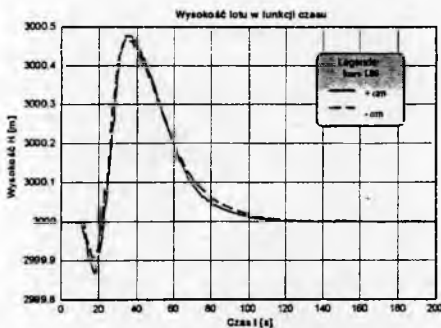
$$\delta_H : K_{z_1}^H = -0.04, K_{\Theta}^H = 0.85,$$

$$\delta_L : K_{\phi}^L = 0.01, K_{\psi}^L = 0.003,$$

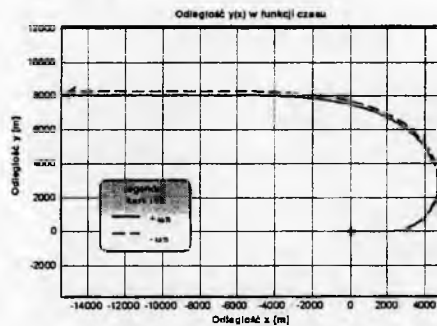
$$\delta_V : K_V^V = -0.05,$$

$$\delta_T : K_U^T = -5.0, K_{\Theta}^T = 4.0.$$

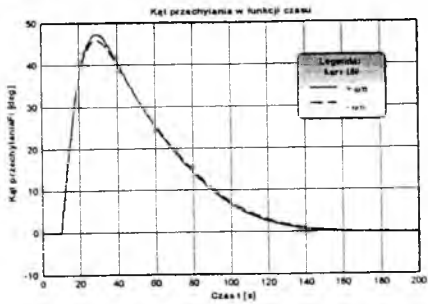
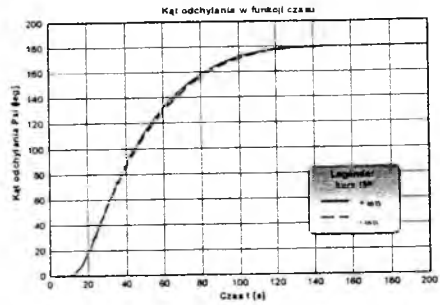
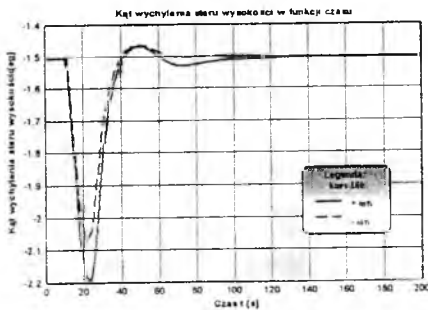
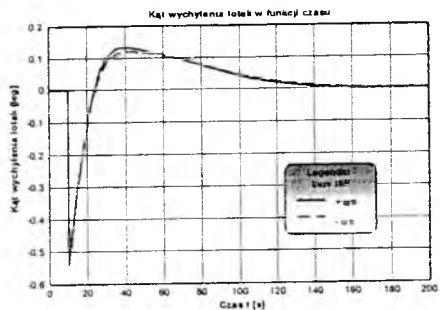
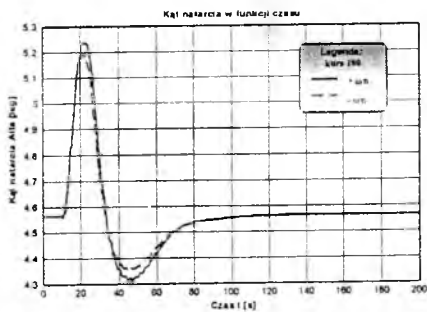
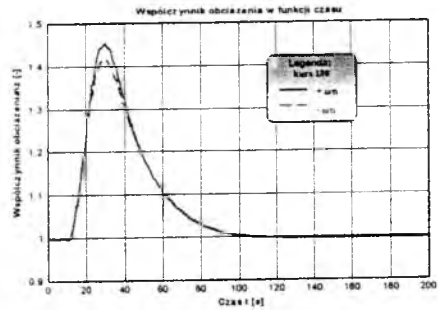
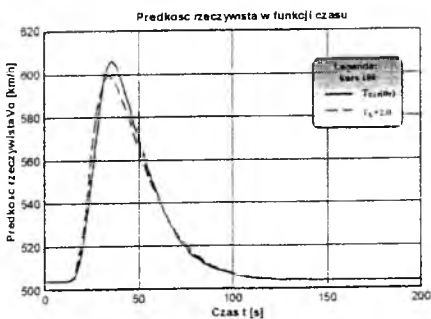
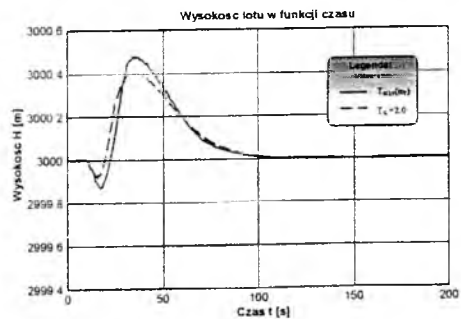
Wybrane parametry lotu i sterowania przedstawiono na wykresach Rys.10÷23.

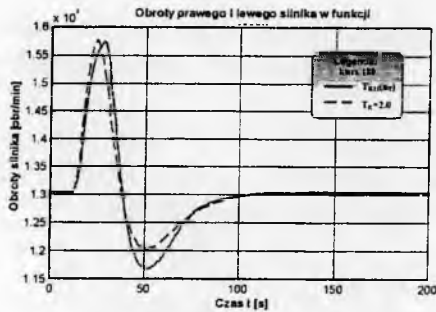
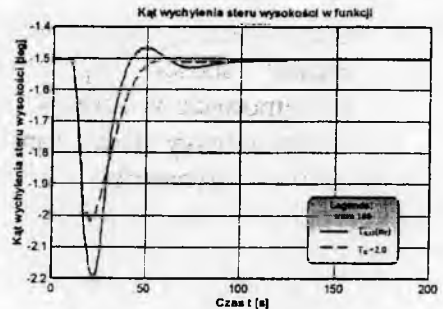
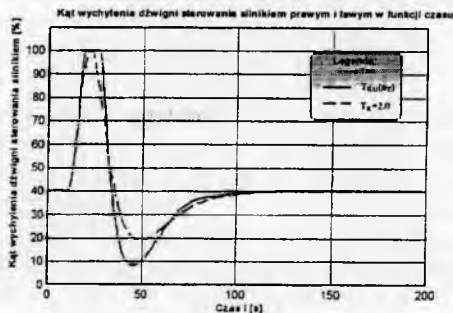
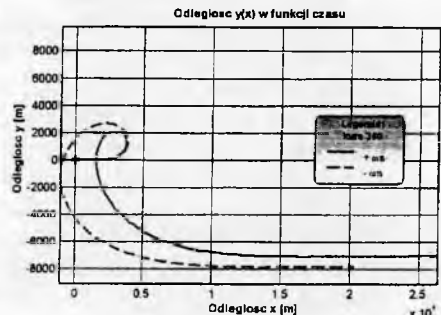


Rys.10 – Zależność $H(t)$



Rys.11 – Zależność $y(x)$

Rys.12 – Zależność $\varphi(t)$ Rys.13 – Zależność $\Psi(t)$ Rys.14 – Zależność $\delta_H(t)$ Rys.15 – Zależność $\delta_L(t)$ Rys.16 – Zależność $\alpha(t)$ Rys.17 – Zależność $n_z(t)$ Rys.18 – Zależność $V_0(t)$ Rys.19 – Zależność $H(t)$

Rys.20 – Zależność $n_T(t)$ Rys.21 – Zależność $\delta_H(t)$ Rys.22 – Zależność $\delta_T(t)$ Rys.23 – Zależność $y(x)$

8. Wnioski

- Najważniejszą rzeczą jest prawidłowy dobór układu sterowania i dobór odpowiednich współczynników wzmocnienia,
- Momenty giroskopowe wpływają na różnicę w wykonywaniu zakrętów w prawą i w lewą stronę. Wpływ ten jest tym większy im samolot wykonuje gwałtowniejsze manewry [Rys.23],
- Zauważamy zmiany w parametrach lotu ujawniające wpływ dynamiki silnika na dynamikę całego samolotu,
- Układ automatycznego sterowania lotem reaguje na wynikające różnice i częściowo je koryguje (zauważamy zmiany w sterowaniu przy tych samych zastosowanych prawach sterowania i tym samym dobrze współczynników wzmocnienia),
- Złożoność manewru spowodowała, że ujawniły się w sposób zdecydowany sprzężenia w systemie o różnym charakterze, występujące zarówno między kanałami sterowania jak i między elementami systemu (np. napędem a samolotem – obiektem sterowania),

- Opis matematyczny napędu uwzględnia te jego właściwości, które w istotny sposób wpływają na kształtowanie całościowych – systemowych właściwości samolotu,
- Komputerowy model samolotu jest uniwersalny i może służyć do analizy dynamiki dowolnego samolotu, jeśli mamy dane geometryczne, masowe i aerodynamiczne tego samolotu.

Bibliografia

1. Cichoń M., *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu automatycznie sterowanego w fazie zakreśu prawidłowego na przykładzie samolotu szkolno-bojowego PZL I-22 IRYDA*, Dyplomowa praca magisterska, ZM ITLiMS PW, Warszawa, 1998
2. Collinson R.P.G., *Introduction to Avionics*, Microwave Technology Series, 1996
3. Jankowski K., Maryniak J., *Le système commandé en tant que système à liaisons non holonomes. Cas d'un hélicoptère / The controlled system as system with non-holonomic constraints. Case of a helicopter*, Journal of Theoretical and Applied Mechanics, Vol. 7, N° 2, p. 157-173, 1988
4. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe PW, Mechanika Nr 32, Warszawa, 1975
5. Maryniak J., *Ogólny model symulacji samolotu*, Sprawozdanie nr 141/85, Sprawozdanie Zespołu Naukowo-Badawczego Dynamiki Obiektów Ruchomych, ITLiMS, Wyd. MEiL PW, Warszawa, 1985
6. Maryniak J., *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie, PTMTS Warszawa, 1993
7. McLEAN D., *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall International, London, 1990
8. Pallett E.H. and Coyle S., *Automatic Flight Control*, Blackwell, Forth Edition, 1993
9. Vogt R., *Sterowanie statków powietrznych*, WPW Warszawa, 1987
10. Zalewski A., Cegiela R., *Matlab – obliczenia numeryczne i ich zastosowania*, WN, Poznań, 1996

Praca wykonana w ramach projektu badawczego KBN 9T12C 018 13.

UTRZYMANIE ZADANYCH PARAMETRÓW LOTU SAMOLOTU STEROWANIEM PRZEZ PILOTA AUTOMATYCZNEGO PO WEJŚCIU W SILNY PODMUCH

Rafał Deptuła, Jerzy Maryniak

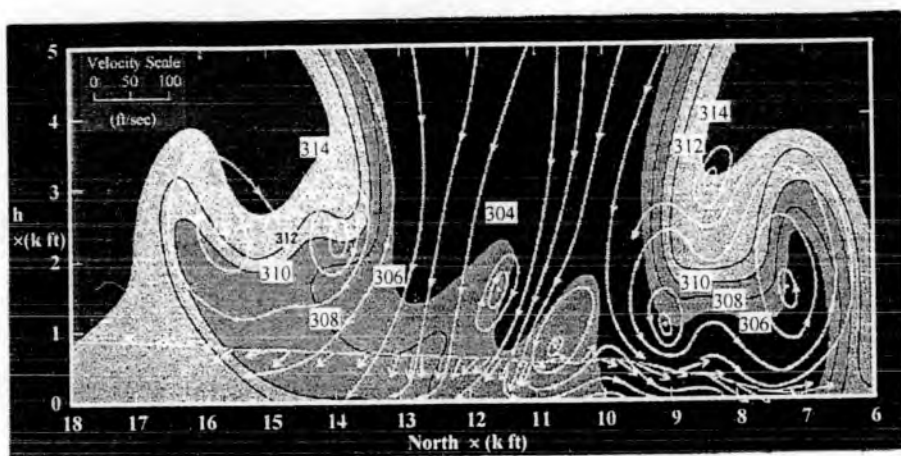
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

W pracy przedstawiono sposób modelowania fizycznego i matematycznego wpływu podmuchu typu „microburst” na dynamikę samolotu PZL I-22 „Iryda”. Symulację wykonano dla fazy lotu poziomego z uwzględnieniem reakcji układu automatycznego sterowania. W pracy przeanalizowano zachowanie się samolotu po przelocie mimośrodowym przez obszar oddziaływania podmuchu. Wyniki wskazują, że składowa pionowa prędkości wiatru ma największy wpływ na dynamikę.

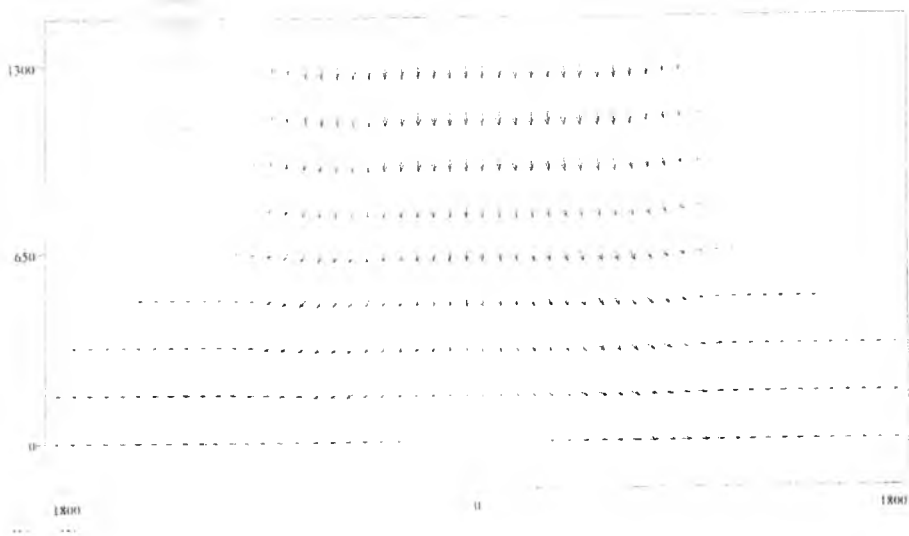
Typowy wiatr, przyjęty jako stały w większości książek z dziedziny mechaniki lotu, był przedmiotem prac badawczych od początku istnienia lotnictwa. Jednak w meteorologii od dawna zdawano sobie sprawę, że wiatr w pobliżu ziemi zmienia swoją prędkość i kierunek. Największe zagrożenie ze strony uskoku wiatru dla bezpieczeństwa lotu samolotu towarzyszą aktywności burzowej. Celem niniejszej pracy jest matematyczne modelowanie wpływu podmuchu na własności dynamiczne turboodrzutowego samolotu szkolono-bojowego PZL I-22 „Iryda” oraz przebadanie reakcji autopilota w czasie przelotu przez obszar oddziaływania zmiennego pola wiatru.

1. Model matematyczny zmiennego podmuchu

Model matematyczny podmuchu „microburst” opracowany został na podstawie danych meteorologicznych z eksperymentu Joint Airport Weather Studies w 1982 roku.



Rys. 1.1 Struktura podmuchu „microburst” na podstawie zapisu wskazań instrumentów pokładowych i obserwacji radaru dopplerowskiego (Pan American Flight 769)



Rys. 1.2 Rozkład prędkości ruchu powietrza w podmuchu „microburst” w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez jego oś, wygenerowane modelem Braya dla $W_{Z0} = 10 \text{ m/s}$, $H_{ref} = 1000 \text{ m}$, $R_0 = 600 \text{ m}$

Przestrzenne pochodne (widziane przez samolot) składowych prędkości liniowych wiatru w układzie ziemskim mają postać:

$$\frac{d\bar{W}}{dt} = \frac{\partial \bar{W}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{W}}{\partial r_i} \frac{dr_i}{dt} = \frac{\partial \bar{W}}{\partial t} + \begin{bmatrix} W_{xx} & W_{xy} & W_{xz} \\ W_{yx} & W_{yy} & W_{yz} \\ W_{zx} & W_{zy} & W_{zz} \end{bmatrix} \frac{dr_i}{dt} \quad (1)$$

Pierwszy wyraz prawej strony równania nie jest uwzględniany, ponieważ pole prędkości wiatru może być rozważane jako niezmiennie w czasie przy założeniu, że prędkość samolotu jest dużo większa od prędkości wiatru. Oznacza to, że czas trwania dojrzałej formy podmuchu jest dużo większy od czasu przelotu przez samolot przestrzeni oddziaływania wiatru. Elementy macierzy $W_{xx} = \partial W_x / \partial x$, $W_{xy} = -\partial W_x / \partial y$, ... , itd. reprezentują składowe lokalnych gradientów wiatru. Są to rzeczywiste zmienne zakłócenia wejściowe działające na obiekt latający. Wektory prędkości wiatru i samolotu wpływają na siły i momenty aerodynamiczne przez związki [2,3]

$$\bar{V}_A = \bar{V}_0 - \bar{W} \quad (2)$$

$$\bar{\Omega}_A = \bar{\Omega} - \bar{\Omega}_W \quad (3)$$

gdzie:

$\bar{V}_A$ - wektor względnej prędkości liniowej między samolotem a powietrzem,

$\bar{V}_0$ - wektor prędkości liniowej samolotu,

$\bar{W}$ - wektor prędkości liniowej wiatru,

$\bar{\Omega}_A$ - wektor względnej prędkości kątowej między samolotem a powietrzem,

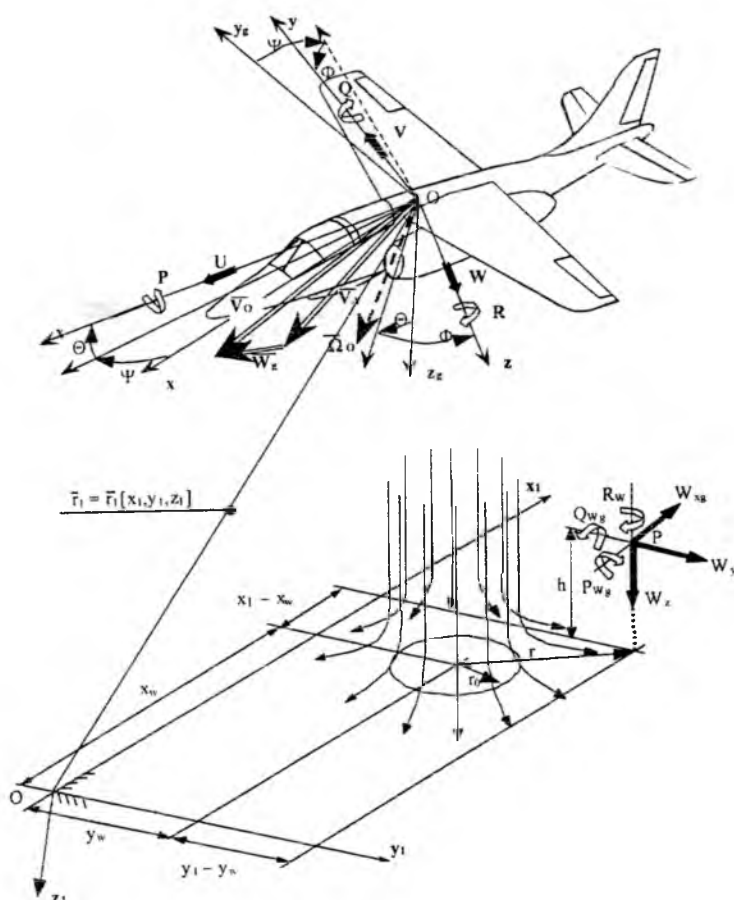
$\bar{\Omega}$ - wektor prędkości kątowej samolotu,

$\bar{\Omega}_W$ - wektor prędkości kątowej pola wiatru

Wpływ ruchu powietrza wynika z oddziaływania lokalnego wektora prędkości wiatru w środku układu sztywno związanego z samolotem, rozważanego jako punkt materialny, powodując jedynie zmiany prędkości opływu, kątów natarcia i ślizgu. Można ten efekt uważać za wyraz zerowego rzędu szeregu Taylora opisującego rozkład pola wiatru wzdłuż wymiarów charakterystycznych samolotu. Natomiast wyraz pierwszego rzędu stanowi efekt liniowego rozkładu pola wiatru działającego na samolot. Te liniowe wyrazy, które określone są przez lokalne składowe gradientów wiatru, wprowadzono do równań ruchu samolotu jako efekt obrotu masy powietrza. Takie podejście jest

wygodne, gdyż zależności pochodnych aerodynamicznych od prędkości kątowych samolotu są znane. Chwilową prędkość kątową pola wiatru przedstawia się przez wektor funkcji rotacji:

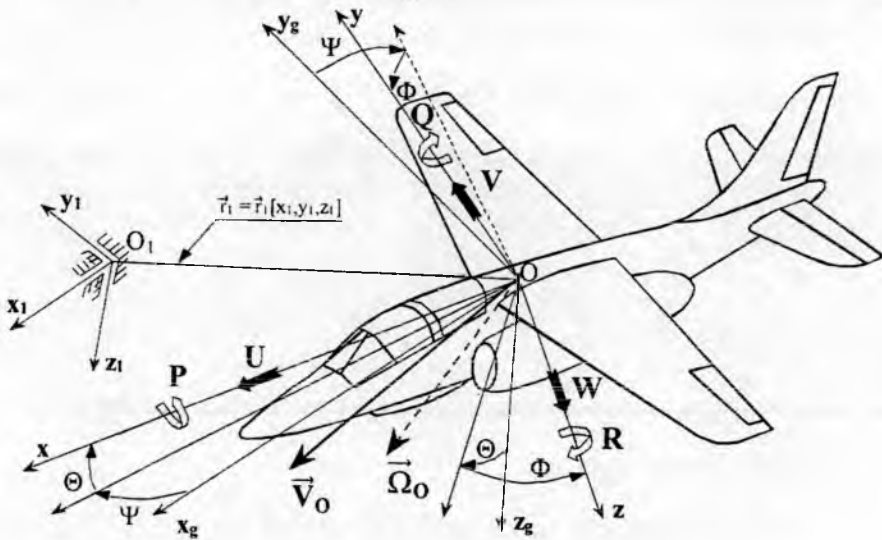
$$\bar{\Omega}_w = \begin{bmatrix} P_w \\ Q_w \\ R_w \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \text{rot} \bar{W} = \frac{1}{2} A_v \begin{bmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ \frac{\partial}{\partial x} & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial z} \\ W_x & W_y & W_z \end{bmatrix}_g = \frac{1}{2} A_v \begin{bmatrix} \frac{\partial W_z}{\partial y} - \frac{\partial W_y}{\partial z} \\ \frac{\partial W_x}{\partial z} - \frac{\partial W_z}{\partial x} \\ \frac{\partial W_y}{\partial x} - \frac{\partial W_x}{\partial y} \end{bmatrix}_g \quad (4)$$



Rys. 1.3 Szczegóły geometryczne podmuchu „microburst”

2. Model fizyczny i matematyczny samolotu

1. Siły aerodynamiczne i momenty sił aerodynamicznych uwzględniono przez współczynniki aerodynamiczne $C_a^W(\alpha, \beta)$, $C_{Ma}^W(\alpha, \beta)$
2. Środek układu współrzędnych sztywno związanego z samolotem leży w 0.25 średniej cięciwy aerodynamicznej samolotu
3. Silniki są rozmieszczone symetrycznie i są identyczne
4. Samolot posiada symetrię geometryczną i masową względem płaszczyzny Oxz
5. Pomija się ruchy obrotowe Ziemi i wpływ jej krzywizny,
6. Samolot jest traktowany jako bryła sztywna



Rys.2.1 Układy odniesienia: ziemski $O_1x_1y_1z_1$, samolotowy $Oxyz$ i grawitacyjny $Oxyz_g$

Równania ruchu [6] samolotu wyprowadzono w układzie $Oxyz$ sztywno związanym z samolotem. Po pewnych przekształceniach i uproszczeniach równania ruchu zapisano w postaci macierzowej:

$$\dot{\tilde{V}} = \tilde{M}^{-1}(-KMV + Q + U\delta) \quad (5)$$

gdzie:

$\tilde{M} = M + M_w$ - zmodyfikowana macierz bezwładności:

$\ddot{V} = [\ddot{U}, \ddot{V}, \ddot{W}, \ddot{P}, \ddot{Q}, \ddot{R}]^T$ - wektor przyspieszeń,

$\dot{V} = [\dot{U}, \dot{V}, \dot{W}, \dot{P}, \dot{Q}, \dot{R}]^T$ - wektor prędkości,

$Q = [X, Y, Z, L, M, N]^T$ - wektor sił zewnętrznych,

$U\delta$ - wektor sił od wychyleń sterów

Bezwymiarowe współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych z uwzględnieniem wpływu zmiennego podmuchu zależą od kąta natarcia α^w i kąta ślizgu β^w , a także liczb: Macha i Reynoldsa.

$$C_x^w, C_y^w, C_z^w, C_L^w, C_M^w, C_N^w = f(\alpha^w, \beta^w, Ma, Re) \quad (6)$$

Kąty aerodynamiczne z uwzględnieniem wpływu wiatru określone są przez zależności:

- kąt natarcia:

$$\alpha^w = \arcsin\left(\frac{W - W_z}{V_A}\right) \quad (7)$$

- kąt ślizgu:

$$\beta^w = \arcsin\left(\frac{V - W_y}{V_A}\right) \quad (8)$$

Prawa sterowania dla autopilota zostały przyjęte w następującej postaci:

- w kanale przechylania ϕ :

$$\delta_L = K_\phi^L(\phi - \phi_z) + K_\psi^L(\psi - \psi_z) + \delta_{L0} \quad (9)$$

- w kanale pochylenia θ :

$$\delta_H = K_{z_1}^H(z_1 - z_{1z}) + K_\theta^H(\theta - \theta_z) + \delta_{H0} \quad (10)$$

- w kanale odchylenia ψ :

$$\delta_V = K_V^V(V - V_z) + \delta_{V0} \quad (11)$$

- w kanale prędkości V_0 :

$$\delta_T = K_U^T(U - U_z) + K_\theta^T(\theta - \theta_z) + \delta_{T0} \quad (12)$$

Określenie jakości sterowania dokonuje się za pomocą metod bezpośrednich i pośrednich. W tej pracy wykorzystano metodę kryteriów

całkowych. Zastosowano [1] kwadratowy wskaźnik jakości sterowania, uwzględniający wszystkie kanały sterowania ($n = 4$). Wyraża się on następującą zależnością:

$$J = \sum_{i=1}^4 \int_0^{t_k} [y_i(t) - y_{zi}(t)]^2 dt \quad (13)$$

gdzie:

$y_{zi}(t)$ - założony przebieg zmiennej; $y_i(t)$ - rzeczywisty przebieg zmiennej.

Wskaźnik w takiej postaci nie jest znormalizowany, zatem nie jest przydatny do oceny procesów przejściowych, gdy wielkości sterowane nie są tego samego rzędu. W takim przypadku należy dokonać normalizacji np. wykorzystując uchyby względne:

$$J_l = \sum_{i=1}^4 \int_0^{t_k} \left[\frac{y_i(t) - y_{zi}(t)}{y_{l\max}} \right]^2 dt \quad (14)$$

gdzie:

$y_{l\max}$ - maksymalny założony zakres zmian wartości i-tej zmiennej stanu lub wartość zadana y_{zi} i-tej zmiennej stanu, gdy jest ona różna od zera.

Jakość procesu sterowania oceniono na podstawie:

- bezpośredniej oceny przebiegów procesów przejściowych,
- wartości całkowych wskaźników jakości w postaci nieznormalizowanej (13) do oceny pojedynczych kanałów oraz w postaci znormalizowanej (14).

3. Symulacja numeryczna

Aby przeanalizować wpływ zmiennego podmuchu „microburst” powietrza na dynamikę samolotu przeprowadzono symulację cyfrową przestrzennego ruchu samolotu za pomocą programu numerycznego. Wykonano obliczenia dla fazy lotu poziomego z uwzględnieniem reakcji układu automatycznego sterowania dla prędkości początkowej $V_{pocz} = 500 \text{ km/h}$, wysokości początkowej $H_0 = 400 \text{ m}$, poprzecznej współrzędnej położenia osi podmuchu $y_W = 100 \text{ m}$, pionowej prędkości odniesienia wiatru $W_{Z0} = 10 \text{ m/s}$.

Parametry autopilota dla tego przypadku są następujące:

$$\delta_H: K_{z_1}^H = 0.0003, K_{\Theta}^H = 8,$$

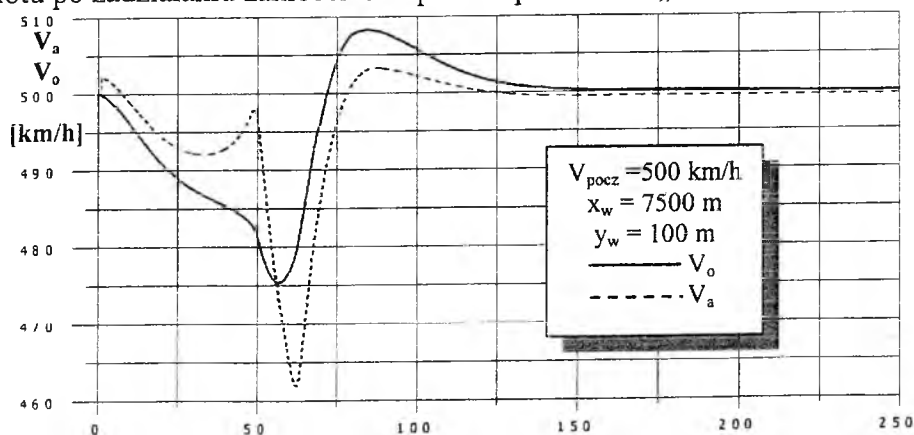
$$\delta_L: K_{\phi}^L = -0.15, K_{\psi}^L = 2.3,$$

$$\delta_V: K_V^V = -0.017,$$

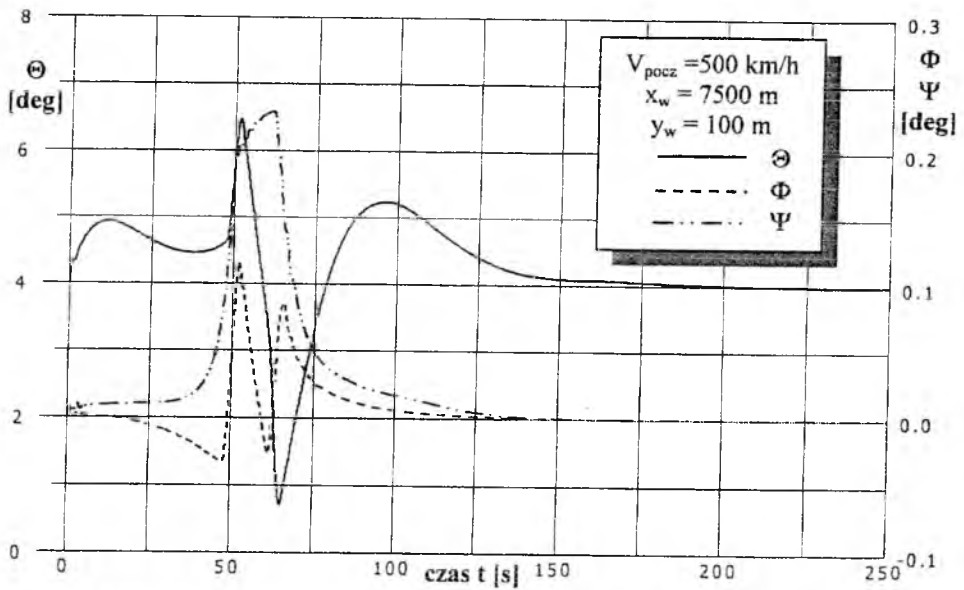
$$\delta_T: K_U^T = 0.00002, K_{\Theta}^T = -0.3.$$

4. Wnioski

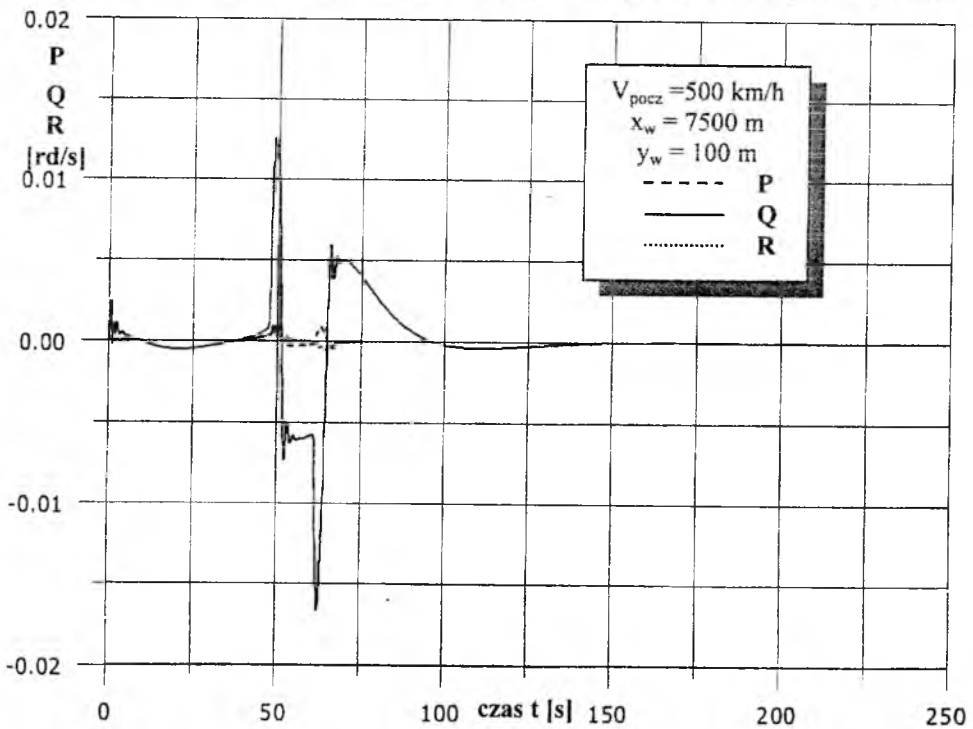
Symulacja numeryczna przelotu przez uskoki wiatru dała wyniki ukazujące, że „microburst” ale także dla mniejszych samolotów jak I – 22 „Iryda”. Jak wykazała symulacja duży wpływ na dynamikę lotu ma wartość prędkości podmuchu pionowego (rys. 4.2, 4.3) mimo, że wartości prędkości wiatru są o rząd wielkości mniejsze od prędkości samolotu. Na rysunku 4.8 pokazano przebiegi czasowe prędkości wiatru wzdłuż trajektorii lotu, wyraźnie widać, że do ok. 55 sekundy lotu samolot napotyka na wiatr przedni, później na wiatr tylny, co można wywnioskować z rys. 4.1 Wpływa to na zmniejszenie się prędkości lotu. W obszarze silnego wiatru pionowego pojawiają się silne oscylacje prędkości kątowej pochylania samolotu (rys. 4.3). W pierwszym etapie autopilot podejmuje decyzję o zmniejszeniu ciągu silników, następnie, aby zrekompensować spadek wysokości ciąg rośnie. Wychylenia steru wysokości są dużo większe niż lotek i steru kierunku, co dowodzi, że składowa pionowa prędkości wiatru ma znaczący wpływ na zmianę trajektorii lotu. Samolot dobrze radzi sobie z zachowaniem parametrów lotu po zadziałaniu zakłócenia w postaci podmuchu „microburst”.

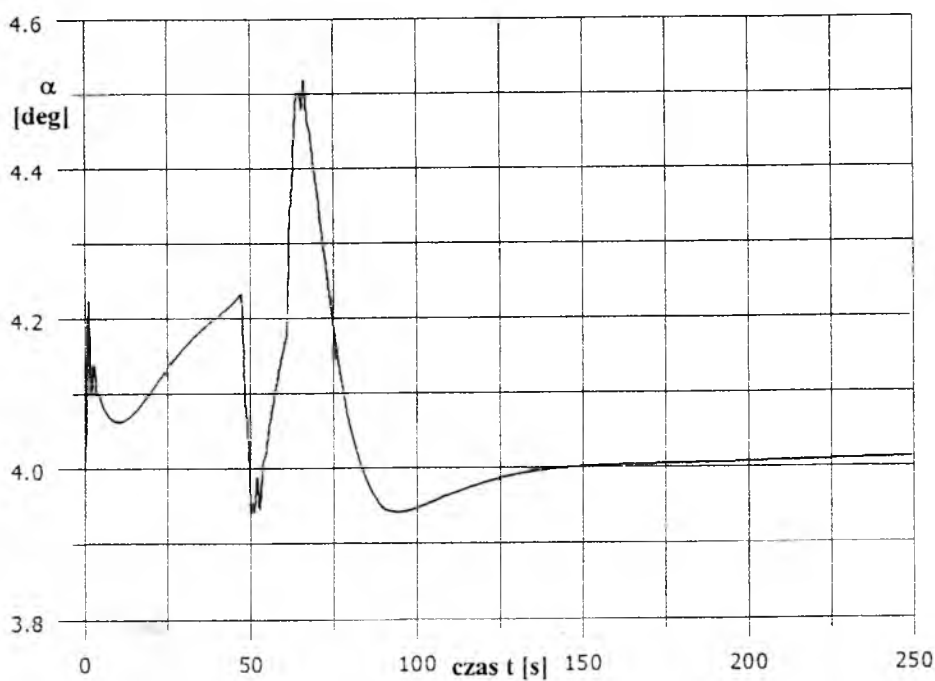


Rys. 4.1 Przebiegi czasowe prędkości lotu i prędkości opływu

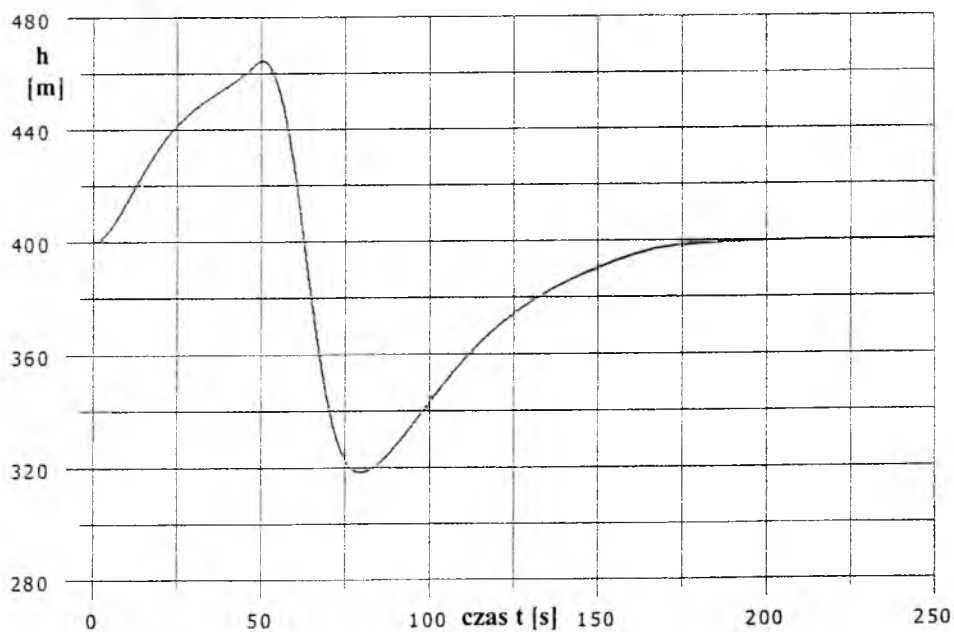


Rys. 4.2 Zmiany w czasie kątów: odchylenia, pochylenia i przechylenia

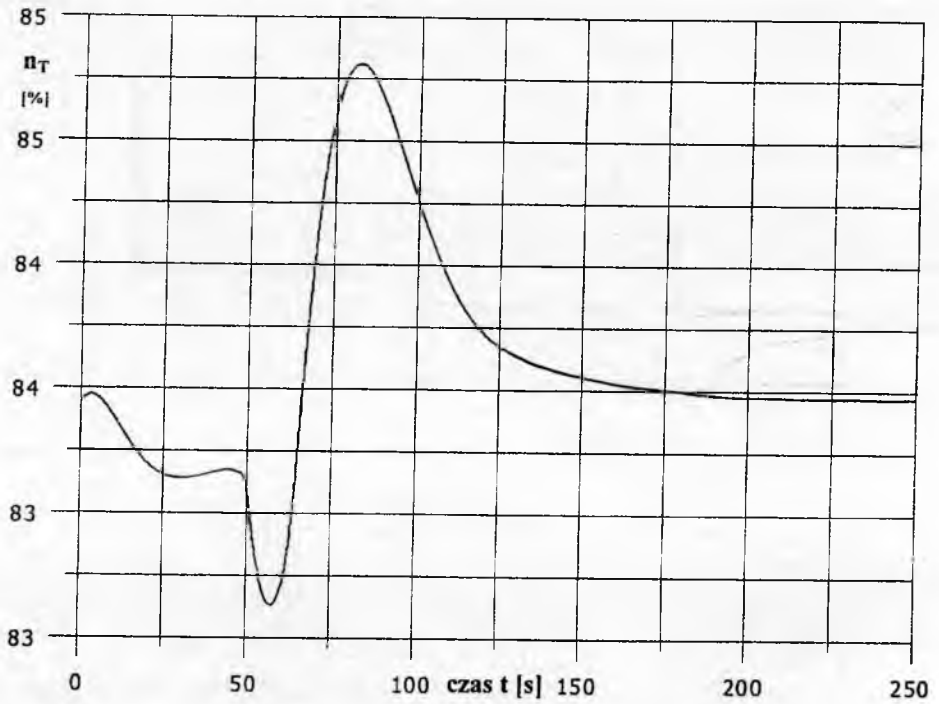
Rys. 4.3 Przebiegi w czasie prędkości kątowej pochylenia samolotu Q , przechylenia P i odchylenia R



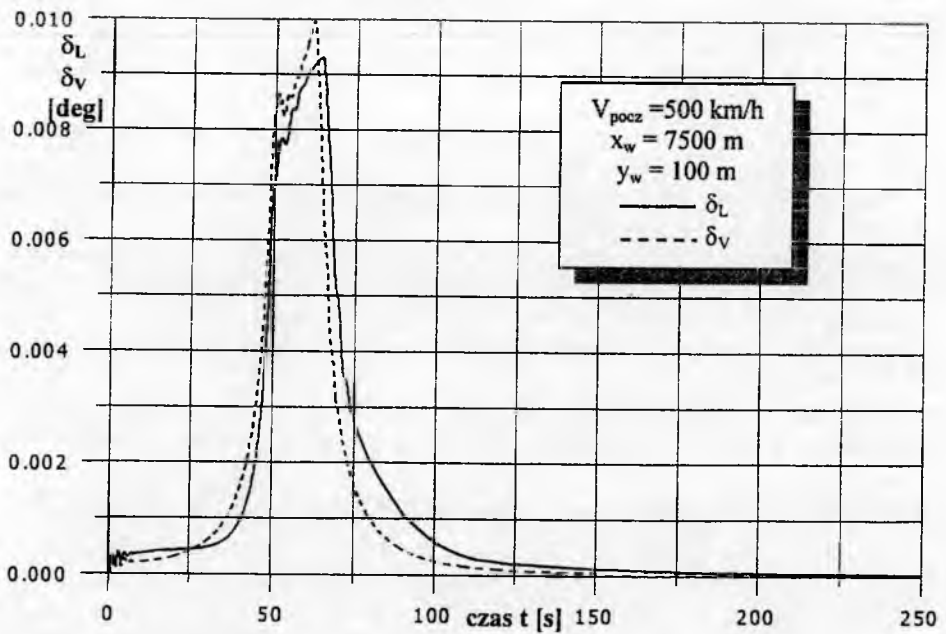
Rys 4.4 Zmiany kąta natarcia w czasie

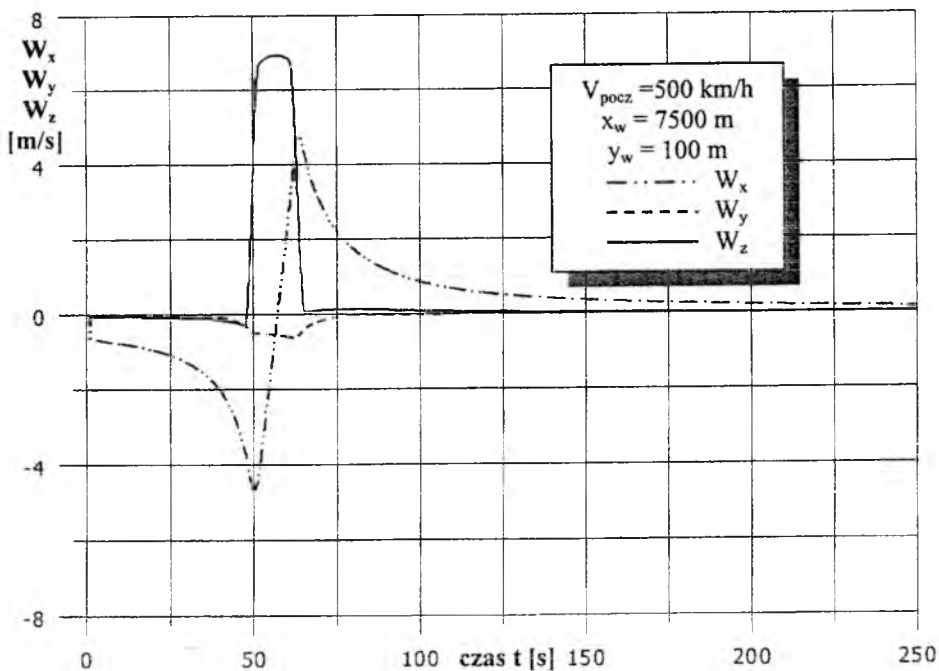


Rys. 4.5 Zmiana wysokości



Rys. 4.6 Zmiana ciągu silników

Rys. 4.7 Wychylenia lotek δ_L i steru kierunku δ_v



Rys. 4.8 Zmiany składowych prędkości wiatru wzdłuż trajektorii lotu

Bibliografia

1. Asselin M., *An Introduction to Aircraft Performance*, John Wiley & Sons Inc., NY 1997
2. Frost W., *Wind Shear Term in the Equations of Aircraft Motion*, Journal of Aircraft, vol.21, 11, 866- 872, 1985
3. Frost W., Ho-Pen Chang, *Aircraft Performance in a JAWS Microburst*, Journal of Aircraft, vol.22, 7, 561- 567, 1985
4. Goszczyński J.A., Pyrz J., *Wyznaczenie pochodnych aerodynamicznych samolotu I – 22 z wykorzystaniem badań tunelowych, ESDU i innych metod obliczeniowych*, projekt badawczy nr 248/SZ – OA/97, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 3, 1997
5. Maryniak J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe, Mechanika, WPW, Warsaw 1975
6. Maryniak J., *Modelowanie fizyczne i matematyczne w dynamice obiektów ruchomych*, XXVI Konferencja „Modelowanie w Mechanice”, Gliwice – Kudawa 1987

Praca wykonana w ramach projektu badawczego KBN 9T 12C 018 13

SAMONAPROWADZANIE RAKIET W ZESTAWIENIU Z PROGRAMEM MINIMALNO-CZASOWEGO NAPROWADZANIA

Stanisław Dubiel

Wojskowa Akademia Techniczna, Warszawa

Praca poświęcona jest próbie uwypuklenia wartości nawigacji proporcjonalnej, kwalifikującej ją do miana sterowania inteligentnego. Dokonano w tym celu zestawienia tej metody z metodą sterowania minimalno-czasowego, celem łatwiejszego uwypuklenia tych wartości nie zawsze dostrzeganych przy wykorzystywaniu zbliżania proporcjonalnego jako metody sterowania. Interesującym jest również pokazanie metody zbliżania równoległego jako granicznych przypadków zarówno nawigacji proporcjonalnej dla czasu dążącego do nieskończoności jak i w programie sterowania minimalno-czasowego ale już w czasie skończonym.

1. Wprowadzenie

Samonaprowadzanie raket realizowane jest najczęściej metodą nawigacji proporcjonalnej, zaproponowanej przez pracownika naukowego Naval Research Laboratory [6] w 1946 roku. Jej niezwykle właściwości zezwalają na określenie raket samonaprowadzających się pierwowzorem broni inteligentnej. Nic więc dziwnego, że sprawia pewne trudności jej właściwe zrozumienie i wielu autorów prac nawiązujących do metod samonaprowadzania przedstawiają metodę nawigacji proporcjonalnej w sposób niewłaściwy. Dotyczy to szczególnie związku sprzęgającego prędkość kątową linii obserwacji celu z układem opisującym dynamikę wychylenia sterów w układzie równań dynamiki rakiety sterowanej metodą nawigacji proporcjonalnej, zwanej często zbliżaniem proporcjonal-

nym. Trzeba przyznać, że w tych samych pracach kinematyczne ujęcie zasady nawigacji proporcjonalnej bywa podawane na ogół poprawnie, ponieważ w takim ujęciu została zdefiniowana. Dlatego też pełniejsze omówienie wykorzystania metody nawigacji proporcjonalnej w równaniach dynamiki lotu sterowanego tą metodą jest bardzo wskazane.

Zestawienie metody nawigacji proporcjonalnej z programem sterowania minimalno-czasowego będzie pożyteczne ze względu na pewne podobieństwa obu metod naprowadzania. Program minimalno-czasowego sterowania składa się z dwóch etapów sterowania, z których pierwszy ma za zadanie zmienić kierunek lotu i to jak najszybciej z dowolnego kierunku na taki kierunek, aby drugi etap realizował zasadę zbliżania równoległego. Zasada zbliżania równoległego zapewnia najkrótszy czas zbliżenia się rakiety do celu. Chwilę przejścia z manewru zmieniającego kierunek lotu do etapu równoległego zbliżania określa t. zw. funkcja przełączania w chwili jej zerowania się w skończonym czasie. Zasada zbliżania proporcjonalnego również zmierza do równoległego zbliżania tylko w czasie zmierzającym do nieskończoności [2, 4].

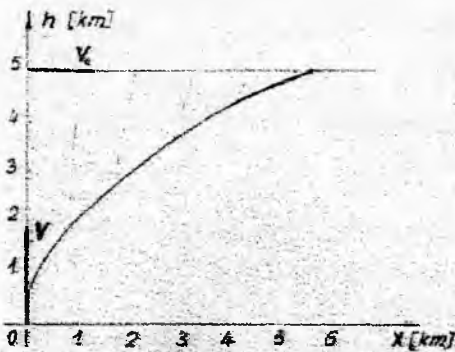
Porównanie zatem obu zasad sterowania równocześnie zezwoli na wyraźniejsze uwypuklenie nie zawsze dostrzeganych wartości metody nawigacji proporcjonalnej. Ponadto graniczne przejście z programu minimalno-czasowego do metody zbliżania równoległego stwierdza równocześnie, że metoda ta jest zarazem metodą najszybszego zbliżania.

2. Zasada nawigacji proporcjonalnej i zbliżanie równoległe.

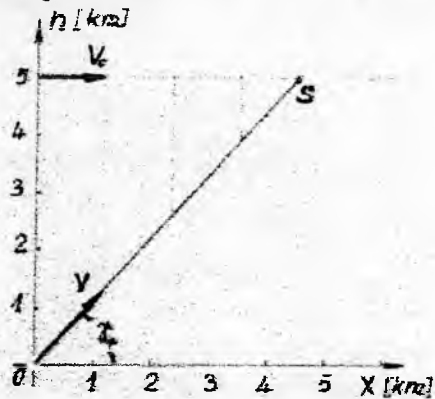
Genialność metody nawigacji proporcjonalnej wywodzi się z faktu, że pomiar prędkości kątowej linii obserwacji celu głowicą naprowadzającą jest najprostszy. A tę wielkość właśnie wiąże zasada proporcjonalnej nawigacji z prędkością kątową wektora prędkości lotu rakiety samonaprowadzającej się. Chodzi mianowicie o to aby prędkość kątowa prędkości lotu rakiety zwiększała się szybciej od prędkości kątowej linii obserwacji. Jest to konieczne po to aby prędkość kątowa linii obserwacji malała asymptotycznie do zera. Graniczną konsekwencją takiego sterowania jest zbliżanie równoległe, które jest zbliżaniem najszybszym, bo istotnie rakietą lecącą taką zasadą zbliży się do celu w najkrótszym czasie [2].

Celem wykazania istoty sterowania metodą nawigacji proporcjonalnej, rozważa się potrzebę wykorzystania tej metody zależnie od początkowej prędkości kątowej linii obserwacji. Na rys. 1 przedstawia się ujęcie samonaprowadzania się rakiety na cel jako ruch unoszenia (1). Model ogra-

nicza się do lotu płaskiego, dzięki czemu rozważania będą bardziej czytelne. Na rys. 2 pokazano zbliżanie równoległe.



Rys. 1 Nawigacja proporcjonalna



Rys. 2 Zbliżanie równoległe

Powyższe zestawienie pokazuje istotną różnicę między samonaprowadzaniem metodą nawigacji proporcjonalnej a zbliżaniem równoległym. Istotą pierwszego przypadku jest zmiana kąta pochylenia wektora prędkości rakiety proporcjonalnie do zmiany kąta pochylenia linii obserwacji celu przez rakietę. Zmianę tę wprowadza się związkiem łączącym prędkość kątową wektora prędkości rakiety z prędkością linii obserwacji współczynnikiem proporcjonalności "a" [3].

$$\dot{\gamma} = a\dot{\varepsilon} \quad (1)$$

Jeżeli w chwili początkowej $t_0 = 0$ $\varepsilon_0 = 0$ oznacza to, że kąt $\gamma_0 = \gamma_r$ spełnia warunki zbliżania równoległego, a zatem realizuje już od chwili $t = t_0$ drugą fazę sterowania minimalno-czasowego. Zapewnienie takich warunków początkowych jest raczej kwestią przypadku i na ogół $\gamma_0 \neq \gamma_r$, zatem korzysta się albo z nawigacji proporcjonalnej, której efektem jest doprowadzenie do sytuacji, że $\dot{\varepsilon} \rightarrow 0$ dla $t \rightarrow \infty$, albo z programu minimalno-czasowego, która doprowadza również do $\dot{\varepsilon} = 0$ i to w czasie skończonym, czyli dla $t = t_p$. Czas t_p jest czasem przełączania na program zbliżania równoległego, czyli jest chwilą, w której $\dot{\varepsilon}$ osiąga wartość 0.

Celem wyrobienia sobie jaśniejszego obrazu o opisanych powyżej efektach sterowania należy się zapoznać z rozwiązaniami obu metod samonaprowadzania. Celowo użyto nazwy "samonaprowadzanie" dla sterowania minimalno-czasowego, bo sterowanie to można realizować identyczną głowicą samonaprowadzającą, którą przewidziano do nawiga-

cji proporcjonalnej. Należy tylko wprowadzić odpowiednią zmianę do układu formowania sygnału sterującego dla związku w postaci:

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} \operatorname{sign} \dot{\epsilon} (n_{zd} \cdot g) \quad (2)$$

2. Równania lotu płaskiego rakiety jako nieswobodnego ruchu złożonego

Cechą charakterystyczną ruchu nieswobodnego jest występowanie więzów ograniczających ruch obiektu. Więzy ograniczające dowolne przemieszczanie rakiety w czasie jej lotu mają charakter więzów specjalnego typu. Równania więzów dwustronnych wyznaczają równania linii obserwacji celu wyznaczającej oś $O\xi$ ruchomego układu O, ξ, ζ , ponieważ cel znajduje się na osi $O\xi$ w odległości ξ_0 . Sygnał sterowania zależy jest od przemieszczeń względnych rakiety względem układy ruchomego oraz od zachowania się układu ruchomego, a zatem od współrzędnych ξ, ζ i od $\dot{\epsilon}$. Wielkości te wchodzi przed wszystkim do układu formującego sygnał sterowania. Sformowany sygnał sterowania wchodzi do związku rządzącego wychylaniem organów sterujących, który w ten sposób sprzęga równania lotu rakiety z równaniami więzów dwustronnych. Ponieważ organy sterowania zmieniają orientację rakiety względem kierunku lotu generują w ten sposób siły normalne, zmieniające kierunek jej lotu. Równania dwustronne łącznie ze związkami sprzęgającymi tworzą w ten sposób więzy dynamiczne, których cechą charakterystyczną jest to, że dopuszczają przemieszczenia normalne w przeciwieństwie do więzów dwustronnych w mechanice klasycznej.

Układy mechaniczne tworzone przez człowieka mają to do siebie, że mogą na nie działać siły o skończonych wartościach, a więc siły dopuszczalne. Dla bezpieczeństwa układ równań uzupełnia się równaniami więzów jednostronnych, ograniczających pole sił dopuszczalnych, lub wprowadzających ograniczenia techniczne. Pełny układ równań bezpiecznego lotu sterowanego w płaszczyźnie pionowej ma postać podaną niżej. Równania lotu rakiety:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{F \cos \alpha - P_x}{m} - g \sin \gamma, \\ V \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{F \sin \alpha + P_z}{m} - g \cos \gamma \end{aligned} \quad (3)$$

$$\dot{m} = -\mu I_y \cdot \dot{q} = M()$$

Równania więzów

$$\begin{aligned} \xi_o \cdot \frac{d\varepsilon}{dt} &= V_o \sin(\gamma_o - \varepsilon) - V \sin(\gamma - \varepsilon) \\ \frac{d\xi_o}{dt} &= V_o \cos(\gamma_o - \varepsilon) - V \cos(\gamma - \varepsilon) \end{aligned} \quad (4)$$

Więzy jednostronne (warunki bezpieczeństwa i ograniczenie wychylenia sterów)

$$\begin{aligned} 0 \leq n_z \leq n_d & \quad \text{dla} \quad \dot{\varepsilon} > 0 \\ -n_d \leq -n_z \leq 0 & \quad \text{dla} \quad \dot{\varepsilon} < 0 \\ \delta_m^2 - \delta_{\max}^2 & \leq 0 \end{aligned} \quad (5)$$

Związki sprzęgające

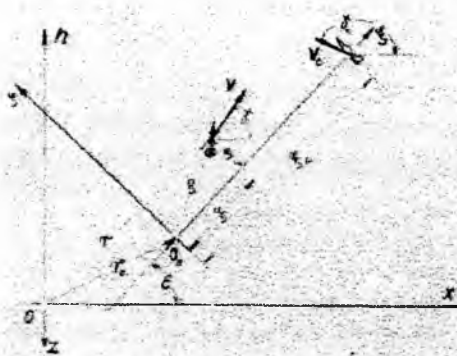
$$\ddot{\delta} + b_1 \dot{\delta} + b_0 \delta = Y(t_w, t_e) \Phi(\xi, \dot{\xi}, \ddot{\xi}) \quad (6)$$

gdzie:

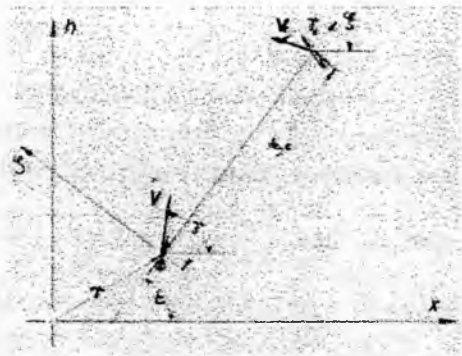
$$Y(t_w, t_e) = H(t - t_w) - H(t - t_e)$$

funkcja włączeń i wyłączeń sterowania

$$\begin{aligned} \frac{d\xi}{dt} &= V \sin(\gamma - \varepsilon) - \xi \cdot \dot{\varepsilon} \\ \frac{d\xi}{dt} &= V \cos(\gamma - \varepsilon) \end{aligned}$$



Rys. 3 Zdalne naprowadzanie rakiety na cel



Rys. 4 Samonaprowadzanie się rakiety na cel

Sytuację bieżącą w procesie naprowadzania rakiety na cel w płaszczyźnie pionowej przedstawiono na rys. 3. Szkic ten uzupełnia znaczenie wielkości, których nie obejmuje Polska Norm Lotnicza

W dalszym ciągu wykorzysta się układ równań zdalnego naprowadzania dla uproszczonych przypadków samonaprowadzania i wyznaczenia rozwiązań optymalnych. Dla porównania obu metod przyjęto identyczne warunki początkowe, oraz konsekwencje wynikające z samonaprowadzania. Ponieważ biegun obserwacji przechodzi na raketę zatem obie współrzędne względnego położenia rakiety względem układu ruchomego się zerują, czyli $\xi = 0, \zeta = 0$. Jedyną zatem wielkością, która wejdzie do sygnału samonaprowadzania pozostaje prędkość kątowna linii obserwacji układu przemieszczającego się razem z raketą. Lot rakiety samonaprowadzającej się reprezentuje szkic na rys.4

3. Rozwiązani równań idealnego samonaprowadzania się rakiety

Wprowadza się następujące założenia upraszczające idealizujące lot rakiety samonaprowadzającej:

- pomija się wahania rakiety ponieważ ich wpływ na prędkość kątowną linii obserwacji jest pomijalnie mały,
- pomijalnie mały wpływ na $\dot{\epsilon}$ posiada dynamika napędu sterów,
- zakres użytkowych kątów natarcia i sterów jest niewielki zatem charakterystykę aerodynamiczną traktuje się jako liniową,
- prędkości rakiety V i celu V_c przyjmuje się jako stałe, oraz $\gamma_c = 0$

Czwarte równanie układu (3) sprowadzi się do statycznej równowagi momentów:

$$\alpha = \frac{C_M^\delta}{C_M^\alpha} \delta$$

Pierwsze i trzecie natomiast równanie zezwalają ustalić niezbędny wydatek masowy paliwa dla zrównoważenia oporu aerodynamicznego w po-

staci $\mu = \frac{P_x}{w_e}$ ponieważ ciąg $F = \mu \cdot w_e$.

gdzie w_e jest prędkością wypływu spalin z dyszy silnika raketowego.

Układ równań przy powyższych założeniach ogranicza się do równania drugiego

$$V \frac{dy}{dt} = n_z \cdot g = \frac{F + P_z^\alpha}{m} \cdot \frac{C_M^\delta}{C_M^\alpha} \delta \quad (3')$$

Równania więzów

$$\xi_0 \frac{d\varepsilon}{dt} = -V_c \sin \varepsilon - V \sin(\gamma - \varepsilon) \quad (4')$$

$$\frac{d\xi_c}{dt} = V_c \cos \varepsilon - V \cos(\gamma - \varepsilon)$$

Więzy jednostronne

$$-n_{zd} \leq n_z \leq 0 \quad (5')$$

$$\delta^2 - \delta_{\max}^2 \leq 0$$

Związki sprzęgające

$$\delta = a^\delta \cdot \dot{\varepsilon} \quad (6')$$

$$a = \frac{F + P_z^\alpha}{V_m} \cdot \frac{C_M^\delta}{C_M^\alpha} \cdot a^\delta = \text{const.}$$

Scałkowanie równania pierwszego

$\gamma - \gamma_0 = a(\varepsilon - \varepsilon_0)$ daje po rozwikłaniu ze względu na $\gamma = a \cdot \varepsilon - \varepsilon_0^\gamma$

przy czym $\varepsilon_0^\gamma = a \cdot \varepsilon_0 - \gamma_0$.

Równania więzów przekształca się w ten sposób do równań ruchu o postaci:

$$\xi_c \frac{d\varepsilon}{dt} = -V_c \left\{ \sin \varepsilon - p[(a-1)\varepsilon - \varepsilon_0^\gamma] \right\} \quad (4'')$$

$$\frac{d\xi_c}{dt} = -V_c \left\{ \cos \varepsilon - p[(a-1)\varepsilon - \varepsilon_0^\gamma] \right\}$$

$$\text{gdzie: } p = \frac{V}{V_c}$$

Podzielenie równania drugiego przez pierwsze umożliwia obustronne scałkowanie, w wyniku którego otrzymuje się rozwiązanie w postaci:

$$\xi_c(\varepsilon) = \xi_c^0 \cdot e^{\chi(\varepsilon)} \quad (7)$$

przy czym:

$$\chi(\varepsilon) = \int_{\varepsilon_0^\gamma}^{\varepsilon} \frac{\cos \tau - p \cos[(a-1)\tau - \tau_0^\gamma]}{\sin \tau - p \sin[(a-1)\tau - \tau_0^\gamma]} d\tau$$

Warunkiem zbliżania się do celu jest $\chi(\varepsilon) < 0$, zaś przechwycenia celu aby $\chi(\varepsilon) \rightarrow -\infty$. Istnieją pewne obszary kątów początkowych γ_0, ε_0 , w których warunki te są spełnione, natomiast poza nimi nie są spełnione, chociaż to nie przekreśla możliwości dotarcia do celu. Celem ich wyzna-

czenia należy zbadać zachowanie się funkcji pod-całkowej i w ten sposób wyznaczyć te obszary. Bogate studium na ten temat można znaleźć w odpowiedniej literaturze [8], zaś naświetlające sprawę w podręcznikach traktujących o samonaprowadzaniu.

Rozwiązanie powyższe można wykorzystać do wyznaczania interesujących para-metrów lotu, a to $\dot{\epsilon}(\epsilon)$ oraz przeciążenie $n_z(\epsilon)$. Pierwszą wielkość wyznacza się z pierwszego równania więzów po podstawieniu do niego rozwiązania $\xi_c(\epsilon)$. Przyjmuje ono prostą postać:

$$\frac{d\epsilon}{dt} = -\frac{V_c}{\xi_{c0}} \cdot e^{-\chi(\epsilon)} \left\{ \sin \epsilon - p \sin [(a-1)\epsilon - \epsilon_0^\gamma] \right\}$$

Przeciążenie wyznacza się równie prosto z kinematycznej formy, ponieważ:

$$n_z(t) = \frac{V}{g} \frac{d\gamma}{dt} - \cos \gamma = \frac{V}{g} a \frac{d\epsilon}{dt} + \cos \gamma$$

$$n_z(\epsilon) = \frac{a \cdot V \cdot V_c}{g \cdot \xi_{c0}} e^{-\chi(\epsilon)} \left\{ \sin \epsilon - p [\sin (a-1)\epsilon - \epsilon_0^\gamma] \right\} + g \cos \gamma$$

Położenie rakiety można wyznaczyć w dwojaki sposób. Jeden polega na wyznaczeniu $\gamma(t)$, a następnie na scałkowaniu składowych prędkości względem czasu:

$$\dot{x} = V \cos \gamma$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma$$

Drugi natomiast na wyznaczeniu położenia celu, a następnie od jego położenia odłożyć odległość rakiety od celu, a więc $\xi_c(\epsilon)$ dla kolejnych wartości kąta ϵ . Potrzebne będzie w tym celu wyrażenie na czas, a ten wyznacza się z zależności

$$t(\epsilon) = \int_{\epsilon_0}^{\epsilon} \frac{d\tau}{\dot{\epsilon}(\tau)} = \int_{\epsilon_0}^{\epsilon} \frac{\xi_{c0} \cdot e^{\chi(\tau)}}{V_c} \left\{ \sin \tau - p \sin [(a-1)\tau - \tau_0] \right\} d\tau \quad (8)$$

Położenie celu związane z $t(\epsilon)$ wyznaczają zależności:

$$x_c(t) = x_{c0} + V_c(t - t_0)$$

$$h_c(t) = H_0 = \text{cnst.}$$

4. Przechwytywanie minimalno-czasowe

Optymalizację sterowania rakieta przeprowadza się dla identycznych

warunków jak wyznaczanie rozwiązania dla nawigacji proporcjonalnej, przy zachowaniu tych samych założeń. Wykorzystuje się zatem uproszczoną formę równań, do których dochodzi dodatkowo funkcjonal jakości

$$J_0 = t \int_0^1 d\tau = \int_0^1 \frac{ds}{V(s)} \quad (9)$$

Równania ruchu z równaniami więzów i związków sprzęgających formułuje się w postaci równań więzów celem zbudowania rozszerzonej funkcji tworzącej [4, 5, 7].

$$\begin{aligned} \varphi_1 &= \frac{dy}{dt} - \frac{n_z g}{V} + \frac{g}{V} \cos \gamma = 0 \\ \varphi_2 &= \frac{d\varepsilon}{dt} + \frac{V_c}{\xi_c} [\sin \varepsilon + p \sin(\gamma - \varepsilon)] = 0 \\ \varphi_3 &= \frac{d\xi_c}{dt} - V_c [\cos \varepsilon - p \cos(\gamma - \varepsilon)] = 0 \\ \varphi_4 &= n_z (n_d - n_z) - v^2 = 0 \end{aligned} \quad (10)$$

Związek φ_4 wprowadzono w miejsce nierówności ograniczającej dopuszczalne przeciążenia przez wprowadzenie nowej zmiennej v . W zasadzie bowiem Mayera, którą wykorzystano do optymalizacji nie można wprowadzać nierówności. Rozszerzoną funkcję tworzącą dla zadania w formie Mayera buduje się według schematu:

$$F(y_i, \dot{y}_i, t) = 1 + \sum_{k=1}^4 \lambda_k \varphi_k \quad (11)$$

przy czym zmienne $\{y_i\} = \{\gamma, \varepsilon, \xi_c, n_z, v\}$, zaś poszukiwanymi sterowaniami są n_z i v .

Zadanie rozwiązuje się przy założeniu pełnej kompensacji siły grawitacyjnej, ponieważ g jest co najmniej 20 – 40 razy mniejsze od dopuszczalnych przyspieszeń jakie mogą działać na nowsze rakiety. Formułuje się następnie równania Eulera-Lagrange'a dla poszczególnych zmiennych według schematu:

$$\frac{\partial F}{\partial y_i} - \frac{d}{dt} \frac{\partial F}{\partial \dot{y}_i} = 0 \quad (12)$$

Po wykonaniu różniczkowań funkcji tworzącej (11) względem zmiennych w kolejności podanej w zbiorze $\{\gamma, \varepsilon, \xi_c, n_z, v\}$ otrzymuje się odpowiednie równania:

$$\begin{aligned}
\dot{\lambda}_1 + \lambda_2 \frac{g}{V} \sin \gamma + \lambda_2 \frac{V_c}{\xi_c} p \cos(\gamma - \varepsilon) + \lambda_3 V_c p \sin(\gamma - \varepsilon) &= 0 \\
\dot{\lambda}_2 + \lambda_2 \frac{V_c}{\xi_c} [\cos \varepsilon - p \cos(\gamma - \varepsilon)] + \lambda_3 V_c [\sin \varepsilon + p \sin(\gamma - \varepsilon)] &= 0 \\
\dot{\lambda}_3 + \lambda_2 \frac{V_c}{\xi_c^2} [\sin \varepsilon] + p \sin(\gamma - \varepsilon) &= 0 \\
-\lambda_1 \frac{g}{V} + \lambda_4 (n_d - 2n_z) &= 0 \\
\lambda_4 \cdot v &= 0
\end{aligned} \tag{13}$$

Rozwiązanie równań Eulera-Lagrange'a rozpoczyna się od równania (20), które daje dwa alternatywne rozwiązania:

$$a) \lambda_4 = 0 \quad \text{albo} \quad b) v = 0$$

Rozwiązanie a) pociąga za sobą $\lambda_1 = 0$ z równania (19) co w myśl założenia dowolności odpada. Rozwiązaniem właściwym jest więc rozwiązanie b), co z równania (19) daje dwa odcinki ekstremali, czyli sterowań u :

$$u_1 = \text{sign} \dot{\varepsilon}_0 n_d \quad \text{oraz} \quad u_2 = 0 \tag{21}$$

Sterowania optymalne (21) dają możliwość rozwiązania równań lotu rakiety w formie bardzo prostej. Pierwszym odcinkiem rozwiązania dla przedziału $[t_0, t_p]$ jest odcinek dla u_1 zaś następnym odcinek dla u_2 . O kolejności tych rozwiązań decyduje funkcja przełączania, którą wyznacza się z wyrażenia na prędkość kątową linii obserwacji $\frac{d\varepsilon}{dt}$ w równaniach więzów. Ponieważ w chwili początkowej $t_0 = 0$ $\dot{\varepsilon}_0 < 0$, zatem pierwszym rozwiązaniem jest rozwiązanie u_1 . O przejściu na drugi odcinek decyduje chwila t_p w której zeruje się funkcja przełączania. Kończącą postać funkcji przełączania, potrzebną do wyznaczenia punktu przełączania, czyli t_p uzyskuje się po wyznaczeniu zmiany kąta $\gamma(t)$. Rozwiązanie u_1 daje taką możliwość z równania ruchu;

$$\gamma(t) = \gamma(t_0) + \text{sign} \dot{\varepsilon} \int_{t_0}^t \frac{n_d g}{V} d\tau = \text{sign} \dot{\varepsilon} \frac{n_d g}{V} (t - t_0)$$

Podstawienie powyższego rozwiązania do pierwszego równania więzów daje funkcję przełączania, wyodrębnioną z otrzymanej zależności

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = -\frac{V_c}{\xi_c} \left\{ \sin \varepsilon + p \sin \left[\operatorname{sign} \dot{\varepsilon} \frac{n_d g}{V} (t - t_0) + \gamma(t_0) - \varepsilon \right] \right\}$$

Wyrażenie w nawiasie jest funkcją przełączania, którą oznacza się przez

$$\sigma(t) = -\sin \varepsilon + p \sin \left[\operatorname{sign} \dot{\varepsilon} \frac{n_d g}{V} (t - t_0) + \gamma(t_0) - \varepsilon \right]$$

Zerowanie się tej funkcji $\sigma(t_p) = 0$ wyznacza chwilę przełączania t_p .

Lot sterowany dla u_1 realizowany jest w przedziale $[t_0, t_p]$, a tor tego lotu przy $V=0$ jest łukiem koła o promieniu $r = \frac{n_d g}{V^2}$. Dla czasu $t > t_p$ lot sterowany jest $u_2=0$ i odbywa się po prostej stycznej w chwili t_p do toru poprzedniego. Punkt ten oznaczony jest na rys. 5 przez P.

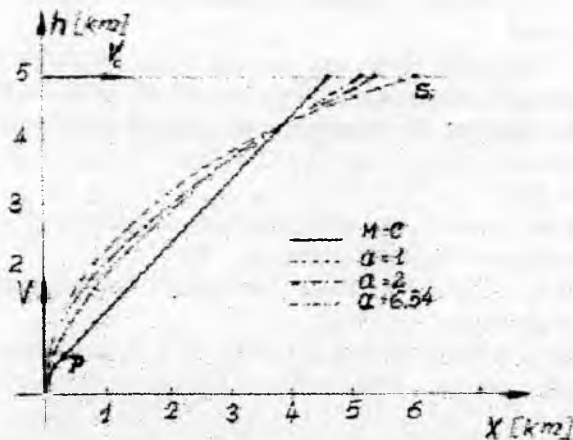
5. Podsumowanie i wnioski

Podaje się poniżej zestawienie torów lotu na rys. 5 sterowanych metodami samonaprowadzania omówionymi w niniejszej pracy. Wszystkie tory wyznaczono dla tych samych warunków.

$\gamma_0 = \varepsilon_0 = \frac{\pi}{2}$; start pionowy, cel nad wyrzutnią.

$V_c = 300 \frac{m}{s}$; $V = 450 \frac{m}{s}$

$\gamma_c = 0$; lot celu poziomy.



Rys. 5 Tory lotu dla różnych metod samonaprowadzania

Podaje się ponadto czasy przechwytywania t_s , zaś punkty spotkania oznaczono na rys.5 literą S_i .

- | | |
|--|--------------------|
| 1. Sterowanie minimalno-czasowe (M.-C) | $t_s = 15,27$ sek. |
| 2. Samonaprowadzanie $a = 6,54$ | $t_s = 16,59$ sek. |
| 3 Samonaprowadzanie $a = 2$ | $t_s = 17,43$ sek. |
| 4. Samonaprowadzanie $a = 1$ | $t_s = 19,58$ sek. |

Samonaprowadzanie dla $a = 1$ jest lotem po krzywej pogoni, która jest granicznym przypadkiem nawigacji proporcjonalnej. Natomiast przypadek $a=6,54$ dotyczy granicznego samonaprowadzania, zaś wielkość została dobrana tak aby $n_z(t_0)=-n_d$. Dalsze zwiększanie współczynnika wzmocnienia grozi zejściem $n_z < -n_d$ a więc zniszczeniem rakiety.

Celem wyraźnego podkreślenia doskonałych walorów samonaprowadzania metodą proporcjonalnej nawigacji, warto dodać, że uzupełnienie sygnału sterującego jakimkolwiek członem zależnym od kątów ε czy γ , co się nader często spotyka, jedynie pogarsza sterowanie, zaś wprowadzenie członu zależnego od γ bardzo poważnie skomplikowałoby potrzebę jego namierzanie. Ustalenie jego wartości najkorzystniejszej dla lotu realizuje doskonale sygnał (1). Wskazane i pożyteczne jest natomiast wprowadzenie sygnału pilota automatycznego celem uzyskania jak najkrótszego czasu uspokojenia procesów przejściowych wywołanych zakłóceniami.

Bibliografia

1. Dubiel S., "Lot rakiet sterowanych jako złożony ruch nieswobodny", *Mat. V Konf. Naukowej „Sterowanie i regulacja w radiolokacji i obiektach latających”*, Jelenia Góra 1994.
2. Dubiel S., "Zbliżanie równoległe jako graniczny przypadek sterowania minimalno- czasowego". *Mechanika w Lotnictwie, ML-VI*, 1994. Ed. PTMTiS.
3. Dubiel S., Kasprzak D.; "Samonaprowadzanie w przestrzeni jako przypadek ruchu złożonego", *Mat. Konf. Naukowej nt. "Naukowe Aspekty Uzbrojenia"*. Waplewo 1998..
4. Homziuk A.; *Minimalno-czasowe strefy sterowalności rakiet przeciwlotniczych*, Rozprawa Doktorska, WAT, Warszawa, 1989.
5. Newell N, E, Jr., „*Guided Missile Kinematics*”, Naval Research Laboratory, Report No R-2538, May 22, 1946,.
6. Spitz Hiller, "Partial Navigation Curses for a Guided Missile Attacking a Constant Velocity Target", Naval Research Laboratory; Rapport No-2790, March 25, 1946.
7. Leitmann G., *Optimization Technique with Application to Aerospace Systems*, .Acad. Press, New-York London, 1962.

MOŻLIWOŚCI BADAŃ EKSPERYMENTALNYCH BOMB LOTNICZYCH Z WYKORZYSTANIEM AUTONOMICZNYCH REJESTRATORÓW CYFROWYCH

Andrzej Faryński
Leszek Lorocho
Wiesław Milewski
Zbigniew Ziółkowski
Andrzej Żyluk
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

W pracy przedstawiono niektóre wyniki badań w locie bomb, wyposażonych w skonstruowane w ITWL, specjalne, autonomiczne rejestratory cyfrowe. Rejestrowano przebiegi przyspieszenia osiowego od zrzutu do momentu upadku (wraz z przyspieszeniem hamowania w gruncie), obroty bomby wokół osi podłużnej, sekwencje czasowe działania zapalników, zmiany temperatury bomby i ładunku elektryczności statycznej na niej od startu do wylądowania samolotu.

1. Wstęp

Niedostatkiem prób w locie bomb i ich układów zapalnikowych był praktyczny brak wglądu w zjawiska, zachodzące w bombie po jej zrzucie. O ile na ocenę działania spadochronowego układu hamującego pozwalało filmowanie zrzutu bomby kamerami umieszczonymi na samolocie towarzyszącym i na ziemi, to nie można było tą drogą

zarejestrować działania opóźniaczy pirotechnicznych lub elementów układów zabezpieczających. Badania funkcjonowania nowych konstrukcji prowadzono głównie w warunkach laboratoryjnych na ziemi.

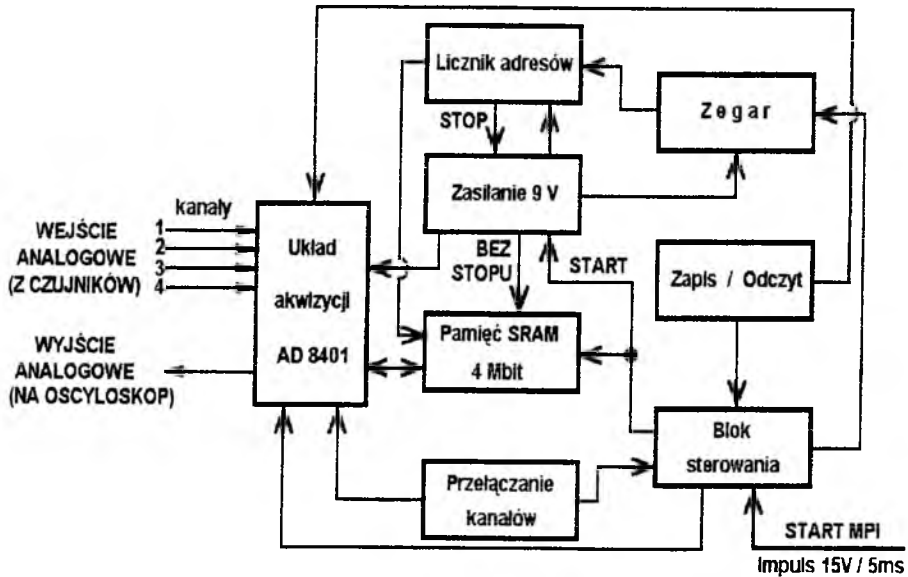
Obecnie ich badania w locie umożliwiają rejestratory cyfrowe CRSMD-1/99, CRSMD-1M/99 i MRC-1, skonstruowane w ITWL specjalnie do tych celów. Dopasowane są one do gniazd, wykonanych w korpusach bomb eksperymentalnych. Od pokładowych rejestratorów parametrów lotu samolotów różnią się, oprócz wymiarów, głównie znacznie większą częstotliwością próbkowania zapisywanych sygnałów.

2. Rejestratory

Rejestratory, przeznaczone do badania w locie bomb, posiadają własne zasilanie, szczelne, grubościennne obudowy metalowe i wejście elektryczne przez typowe złącza wielowtykowe. Spełniają wymagania dla urządzeń lotniczych, określone w normach [1]. Masy CRSMD-1/99 i MRC-1 wynoszą ok. 1 kg, masa CRSMD-1M/99 - ok. 0.4 kg. Ich odporność na wpływ czynników zewnętrznych była badana na wstrząsarce oraz w termobarokomorze. Sprawdzano również odporność rejestratorów na zakłócenia elektromagnetyczne. Rejestratory te zapewniają dokonywanie zapisów ciągów czasowych sygnałów napięciowych w 4 niezależnych kanałach (CRSMD) lub w 1 do 4 kanałów, ustawianych programowo (MRC-1). Zapisaną zawartość pamięć rejestratora przechowuje w ciągu co najmniej miesiąca. Tory kanałów sprawdzano za pomocą generatorów sygnałów wzorcowych. Proces zapisu lub odczytu inicjowany jest typowym impulsem z mechanizmu podawania impulsu (MPI) samolotu [2] (na rys.1 podano wartości progowe). Obudowy rejestratorów mieściły również, zależnie od potrzeb i możliwości, obwody zasilania czujników pomiarowych i ich interfejsy, a nawet same czujniki.

2.1. Rejestratory CRSMD-1/99 i CRSMD-1M/99

Schematy blokowe tych rejestratorów przedstawiono na rys. 1. Układowo są one identyczne, różnią się zaś konstrukcją mechaniczną, a przez to wielkością. Układ akwizycji AD8401 pozwala na magazynowanie w pamięci próbkowanego przebiegu napięciowego w postaci cyfrowej, zaś przy odczycie dokonuje odwrotnej konwersji, co



Rys.1. Schemat blokowy rejestratorów CRSMD-1/99 i CRSMD-1M/99

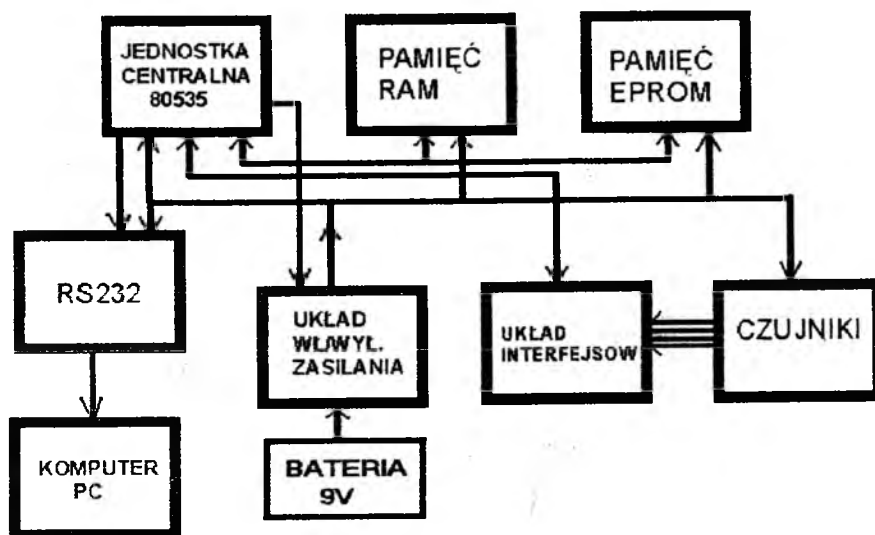
pozwala na bezpośrednią wizualizację zapisu na oscyloskopie. Z oscyloskopu cyfrowego można przepisać przebieg do pamięci komputera (łącze RS-232, GPIB lub dyskietka).

Rejestratory te zapisują sygnały w 4 kanałach po 1 Mbit każdy. Stosowany typowo okres próbkowania wynosi ok. $260 \mu\text{s}$ i odpowiada czasowi rejestracji ok. 30 s. Ze względu na sposób pracy rejestratora znajomość dokładnej wartości tego okresu nie jest istotna. Okres próbkowania można wydłużyć przez zmianę parametrów zegara. W jednym z zastosowań okresowi ok. 24 ms odpowiada czas zapisu, wynoszący ok. 3000 s.

2.2. Rejestrator MRC-1

Schemat blokowy tego rejestratora przedstawiono na rys. 2. Składa się on z układu mikroprocesorowego, zespołu interfejsów pomiarowych i bloku energetycznego.

Pamięć RAM ma pojemność 128kB. Ilość kanałów rejestracji i okres pomiędzy kolejnymi próbkami w kanałach ustalane są programowo -



Rys. 2. Schemat blokowy rejestratora MRC-1

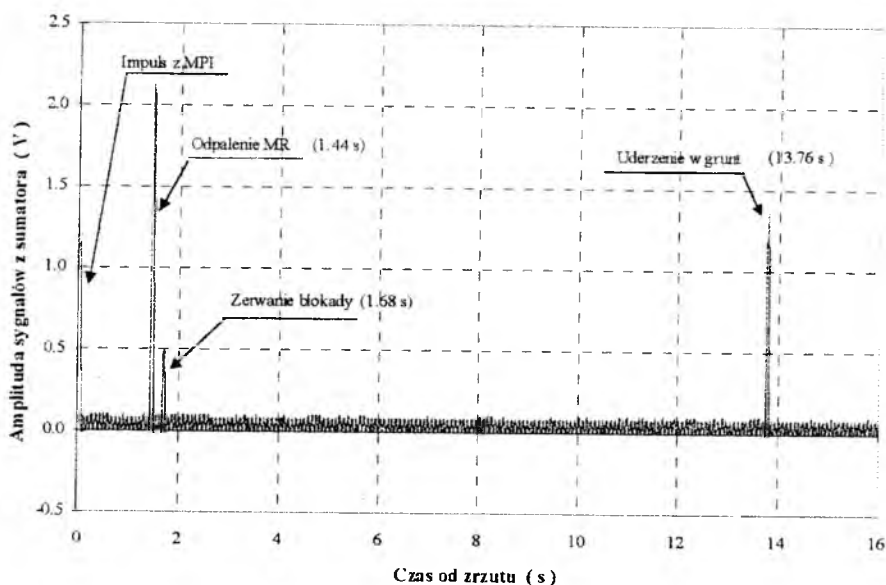
od 4 kanałów po 32k próbek w każdym, o okresie 1 s, do 2 kanałów po 64k próbek, przy okresie próbkowania 1/16 s. Zarejestrowane dane można transmitować bezpośrednio do komputera PC poprzez łącze szeregowe RS-232. Oprogramowanie komputera pozwala na odczyt danych z rejestratora i ich wizualizację na ekranie monitora w formie przebiegów oscyloskopowych oraz ich archiwizację w postaci zbiorów w formacie ASCII. Możliwy jest także zapis oscylogramu w postaci zbioru typu *.PCX.

3. Przykłady zastosowań

3.1. Badanie działania zapalników

Rejestracja momentów charakterystycznych dla pracy zapalników możliwa jest przez bezpośrednie wyprowadzenie na rejestrator odpowiednich impulsów synchronizujących w przypadku zapalników elektronicznych, bądź też z pomocą wmontowanych czujników elektromechanicznych i elektrooptycznych w przypadku zapalników mechanicznych. Charakterystycznymi momentami, zdarzeniami lub procesami są tu np.: proces zejścia bomby z zamka (podanie impulsu

inicjującego), zerwanie lub przesunięcie określonej blokady, początek i koniec palenia opóźniacza pirotechnicznego, wreszcie najważniejszy dla zapalnika - moment wyjścia z detonatora fali uderzeniowej, inicjującej wybuch bomby. Konstrukcja czujników i wyposażenie w nie zapalnika jest oddzielnym zagadnieniem. Przykład sekwencji tego rodzaju zdarzeń, zarejestrowanych w jednym kanale, pokazano na rys. 1. Zapis ten pozwala na wyznaczenie opóźnień działania badanego układu w rzeczywistych warunkach na torze lotu bomby.



Rys. 1. Rejestracja sekwencji zdarzeń w czasie działania układu zapalnikowego na torze lotu

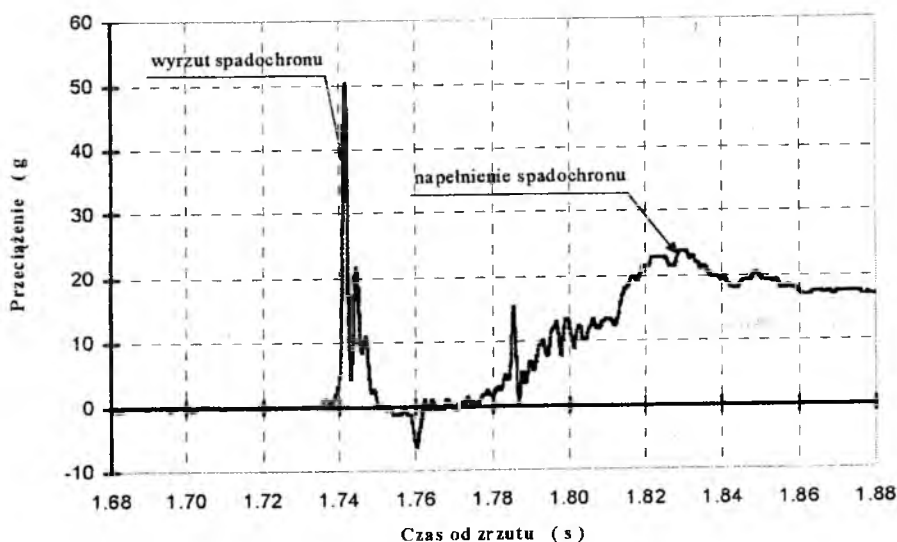
3.2. Pomiary przeciążeń na torze lotu bomby

Dla zapewnienia poprawnego działania układu hamująco - stabilizującego bomby ważna jest znajomość przyspieszenia (przeciążenia), jakiemu poddana była bomba na torze lotu. Obróbka uzyskanych przebiegów przyspieszenia w funkcji czasu daje dodatkowe

informacje, dotyczące charakterystyk bomby. Na rys.2. pokazano składową osiową przeciążenia bomby w czasie otwierania jej spadochronu hamującego. Rys.3 przedstawia przeciążenie poosiowe, towarzyszące uderzeniu bomby w grunt. Przebieg ten pozwala na wyznaczenie prędkości uderzenia oraz drogi hamowania w gruncie. W tym przypadku akcelerometry umieszczono w korpusie rejestratora.

3.3. Rejestracja obrotów

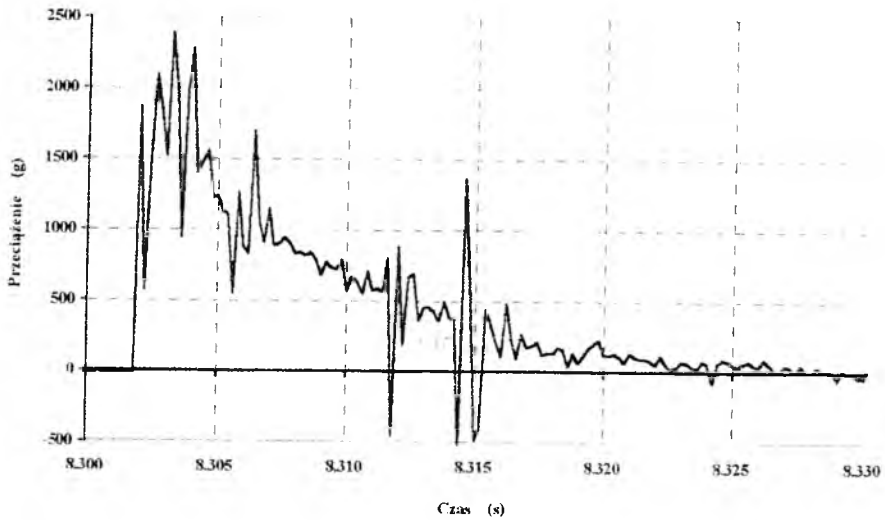
Przykład zapisu obrotów bomby wokół osi podłużnej z pomocą czujnika fotoelektrycznego przedstawia rys.4. Bomba opadała na spadochronie.



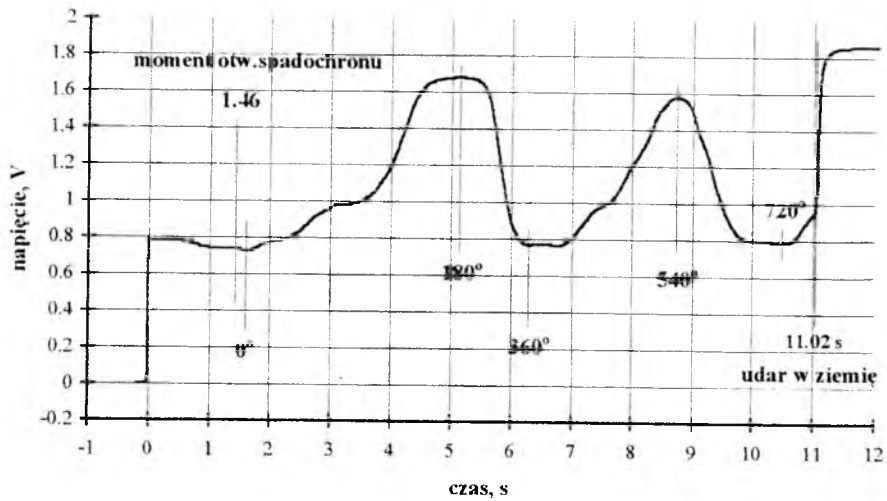
Rys.2. Zapis przeciążeń w procesie otwierania spadochronu hamującego bombę

3.4. Badanie elektryzacji i nagrzewania bomby w locie

Samolot oraz podwieszone środki bojowe w czasie lotu ładują się elektrycznie na skutek zderzeń z zawieszonymi w powietrzu



Rys.3. Rejestracja przeciążenia osiowego bomby niehamowanej podczas uderzenia w grunt.

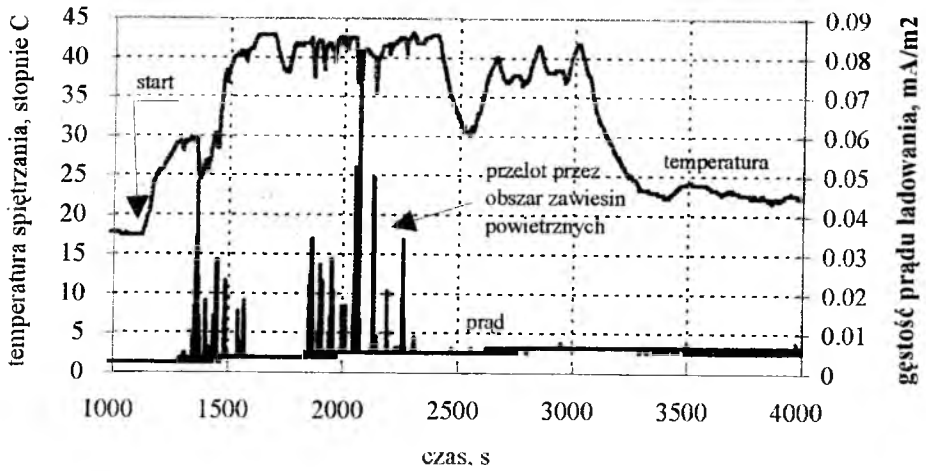


Rys.4. Rejestracja obrotów bomby wokół osi podłużnej

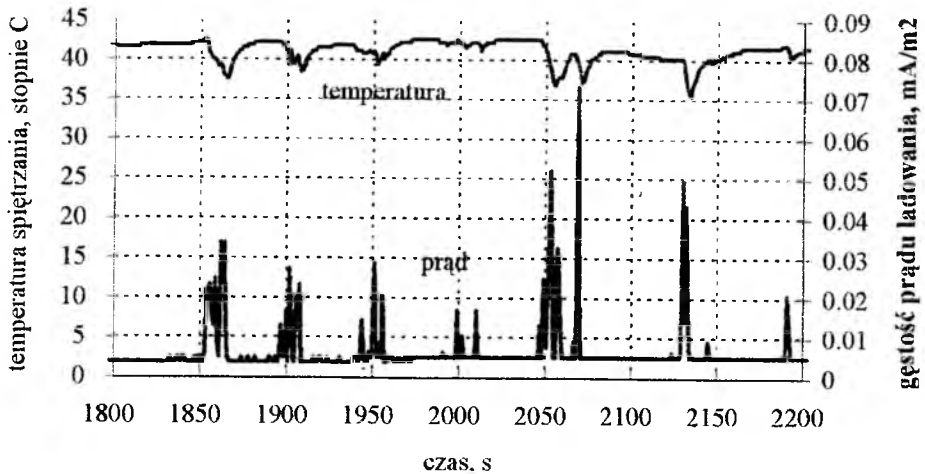
makrocząstkami pyłu i kropelkami wody. O wielkości nagromadzonego ładunku elektrycznego, a więc i napięcia, do jakiego ładuje się obiekt względem np. ziemi, a więc i o skutkach elektryzacji (są nimi wyładowania elektryczne, emitujące promieniowanie elektromagnetyczne o mocy rzędu megawatów, zakłócające pracę układów elektronicznych samolotu / bomby lub nawet przepływające częściowo przez te układy) - obok wytrzymałości ośrodka (zawiesiny) na przebicie elektryczne decyduje prędkość gromadzenia tego ładunku na powierzchni obiektu, czyli prąd elektryzacji. Podczas badań bomby eksperymentalnej zamontowano sondę, pozwalającą mierzyć jednocześnie prąd elektryzacji specjalnej elektrody oraz temperaturę spiętrzania powietrza w części przedniej bomby. Odpowiednie przetworniki i urządzenia zasilające umieszczono w korpusie rejestratora MRC-1. Zapisy obu wielkości dokonywane były w czasie lotu samolotu z podwieszoną bombą (bez zrzućcia jej), od startu do zapełnienia pamięci rejestratora - z okresem 1 lub 1/16 s. Przykładowy ich przebieg w funkcji czasu pokazuje rys.5. Wskazania czujnika temperatury wykorzystywane były do sprawdzania poprawności działania elektrometru - przy wlocie w obszar zawiesiny wodnej temperatura powinna spadać na skutek oddziaływania z kropelkami wody. Widać to na rys.6, który jest fragmentem rys.5. Rysunek ten pozwolił też na określenie wielkości obszarów aerozolu - odpowiadały one długości paczek impulsów prądu ładowania elektrostatycznego. Przy prędkości lotu ok. 250 m/s długości tych obszarów były rzędu 3 km. Gęstości prądu elektryzacji, pokazane na rys.5 i 6 odpowiadają wartościom spotykanym w dostępnej literaturze [3]. Badania te, ukierunkowane głównie na procesy elektryzacji w czasie lotu w pyłach powybuchowych, są kontynuowane w ramach projektu badawczego, finansowanego przez KBN.

4. Podsumowanie

Opracowane w ITWL rejestratory umożliwiły podjęcie badań zjawisk, występujących w czasie lotu bomby i jej wyposażenia w warunkach rzeczywistych. Rejestracja przeciążeń na torze lotu, przebiegu temperatury, gromadzenia ładunku elektrycznego a także zdarzeń w trakcie pracy zapalnika - dokonana została po raz pierwszy w kraju. Przeprowadzone eksperymenty dowiodły potrzeby stosowania



Rys.5. Gęstość prądu ładowania elektrostatycznego i temperatura spiętrzenia powietrza na przedniej części bomby w funkcji czasu lotu samolotu



Rys.6. Fragment rys.5.

rejestratorów zwłaszcza do badania procesów szybkozmiennych, zachodzących w lotniczych środkach bojowych.

Bibliografia

- [1] Norma WPN-84/N-01001 do 01008
- [2] Bomba lotnicza OFAB-250SzN- Opis techniczny i przygotowanie do użycia, Poznań 1982
- [3] Imjanitov I.M., „Elektrizacija samoletov v oblakakh i osadkakh”, Wyd. Gidrometeorologicheskoe, Leningrad 1970.

W pracy niniejszej wykorzystano wyniki badań, wykonanych w ramach projektu badawczego KBN nr 0T00A 021 15.

OGÓLNA KONCEPCJA PRZELICZNIKA BALISTYCZNEGO RADIOLOKACYJNEGO ZESTAWU ROZPOZNANIA ARTYLERII

Józef GACEK, Robert DEC, Instytut Techniki Uzbrojenia, WAT
e-mail: robdec@wul.wat.waw.pl

Streszczenie. Przedstawiono ogólną koncepcję przelicznika balistycznego RZRA. Omówiono strukturę podstawowego bloku przelicznika, jakim jest blok identyfikacji. Algorytm identyfikacji oparto o model matematyczny ruchu pocisku odpowiadający normie STANAG 4355.

Abstract. The RZRA's = WLS – (weapon locating system) general conception was presented in this work. The structure of the identification block's data processing unit was shown in this paper.

1. WSTĘP

Radiolokacyjny zestaw rozpoznania artylerii (RZRA) jest jednym z podstawowych środków rozpoznania artylerii zdolnych do wyznaczenia położenia celów (środków ogniowych artylerii) rozmieszczonych na znacznych odległościach w ugrupowaniu przeciwnika z wymaganą dokładnością. Zestaw zapewnia, strukturom dowodzenia i ogniowym artylerii, dopływ informacji o położeniu poszczególnych celów w czasie rzeczywistym, co pozwala na ich porażenie zanim osiągną cel strzelania i podejmą wykonanie manewru przeciwartyleryjskiego.

Ponadto RZRA, funkcjonując w danym systemie kierowania ogniem pododdziałów i oddziałów artylerii naziemnej, poprzez śledzenie trajektorii pocisków własnej artylerii, pozwalają na zwiększenie celności

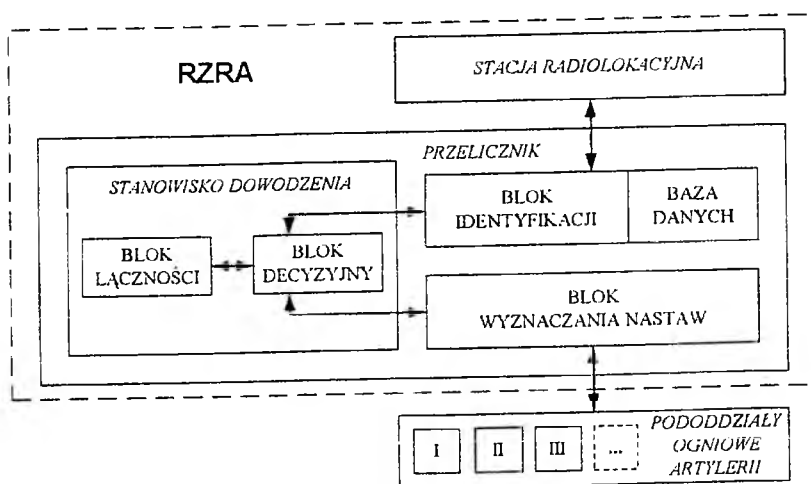
ognia podczas ataku na rejony zajmowane przez baterie przeciwnika. Także możliwość skrócenia czasu reakcji ogniowej, w połączeniu z opcją korygowania ognia, gwarantuje artylerii własnej wzrost skuteczności w wykonywaniu podstawowej funkcji, jaką jest osłona wojsk własnych przed ogniem artylerii przeciwnika.

Realizacja powyższych zadań wymaga zastosowania pełnej automatyzacji w każdym z bloków wchodzących w skład RZRA w tym również przelicznika balistycznego. W związku, z czym koniecznym staje się opracowanie odpowiedniego algorytmu pracy przelicznika umożliwiającego w czasie rzeczywistym zidentyfikować pocisk, oraz zlokalizować cele z wymaganą w artylerii dokładnością.

W pracy przedstawiono ogólną koncepcję przelicznika balistycznego RZRA. Określono podstawowe funkcje poszczególnych jego bloków składowych. Omówiono strukturę podstawowego bloku przelicznika, jakim jest blok identyfikacji. Algorytm identyfikacji oparto o model matematyczny ruchu pocisku odpowiadający normie STANAG 4355.

2. PODSTAWOWE ZADANIA PRZELICZNIKA BALISTYCZNEGO RZRA

Przelicznik balistyczny RZRA jest ogniwem łączącym stację radiolokacyjną z pododdziałami ogniowymi artylerii. Schemat blokowy RZRA z uwzględnieniem podstawowych bloków jego przelicznika balistycznego przedstawiono na rysunku 1.



Rys. 1. Schemat blokowy przelicznika balistycznego RZRA

W przeliczniku balistycznym RZRA można wyróżnić następujące elementy składowe: stanowisko dowodzenia wraz z blokiem łączności i blokiem decyzyjnym, blok identyfikacji, będący podstawowym elementem przelicznika, bazę danych, oraz blok wyznaczania nastaw.

Podstawowe zadania wykonywane w poszczególnych blokach są następujące:

a). Blok identyfikacji:

- identyfikacja pocisku,
- wyznaczenie współrzędnych punktu wystrzelenia pocisku,
- identyfikacja zakłóceń oraz określenie współrzędnych punktu upadku (rozprysku, rozcalenia) pocisku ;

b). Blok wyznaczania nastaw:

- wyznaczenie nastaw działu, dla wybranego w bloku decyzyjnym celu, w zależności od położenia działu względem punktu bazowego oraz uwzględnienia zakłóceń określonych w bloku identyfikacji;

c). Blok decyzyjny:

- przyjmowanie informacji o celach dostarczonych z bloku identyfikacji oraz, bądź z bloku łączności,
- przyjmowanie i zobrazowanie meldunków od podległych pododdziałów ogniowych,
- zobrazowanie graficzne położenia celów, oraz wojsk własnych,
- przypisanie celów oraz wydawanie komend poszczególnym pododdziałom ogniowym (jedyna czynność wykonywana bezpośrednio przez człowieka);

d). Blok łączności:

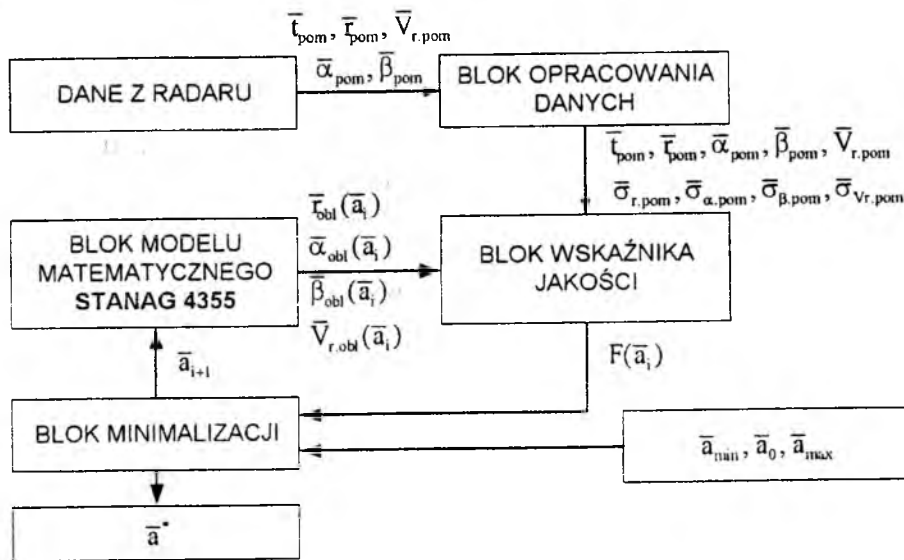
- przyjmowanie meldunków METEO i przekazywanie ich do bloku identyfikacji oraz bloku wyznaczania nastaw,
- przyjmowanie uaktualnionej mapy cyfrowej i przekazanie jej do bloku identyfikacji i bloku decyzyjnego,
- przyjmowanie informacji o innych celach (informacja o celach od przełożonego) i przekazywanie ich do bloku decyzyjnego,
- przyjmowanie innych informacji mogących uaktualnić bazę danych,
- przekazywanie przełożonemu wyznaczonych w bloku identyfikacji współrzędnych celu;

e). Baza danych:

- gromadzenie informacji o parametrach (charakterystykach) pocisków określonych w bloku identyfikacji, bądź dostarczonych od przełożonego.

3. STRUKTURA BLOKU IDENTYFIKACJI

Ogólną strukturę bloku identyfikacji przedstawiono na rysunku 2.



Rys. 2. Schemat strukturalny bloku identyfikacji przelicznika balistycznego RZRA

Główne bloki (segmenty) oprogramowania tego bloku są następujące:

- blok modelu matematycznego,
- blok wskaźnika jakości,
- blok minimalizacji,
- blok opracowania danych z pomiarów.

3.1. Blok modelu matematycznego

W przedstawionej pracy przyjęto, iż ruch pocisku artyleryjskiego opisuje model matematyczny zgodny z normą STANAG 4355 o postaci:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\mathbf{u}} &= \bar{\mathbf{D}} + \bar{\mathbf{L}} + \bar{\mathbf{M}} + \bar{\mathbf{g}} + \bar{\mathbf{A}} \\ \dot{\bar{\mathbf{x}}} &= \bar{\mathbf{u}} \\ \dot{\mathbf{p}} &= \frac{\pi p d^4 v C_{SPIN}}{8 I_x} \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

gdzie:

- przyspieszenie związane z działaniem siły oporu powietrza

$$\bar{\mathbf{D}} = \left(\frac{\pi \rho}{8m} \right) i d^2 \left[f_D C_{D_0} + C_{D_{\alpha^2}} (Q_D \alpha_c)^2 \right] \mathbf{v} \bar{\mathbf{v}} \quad (2)$$

- przyspieszenie związane z działaniem aerodynamicznej siły nośnej

$$\bar{\mathbf{L}} = \left(\frac{\pi \rho d^2 f_L}{8m} \right) (C_{L_\alpha} + C_{L_{\alpha^2}} \alpha_c^2) v^2 \bar{\boldsymbol{\alpha}}_e \quad (3)$$

- przyspieszenie związane z działaniem siły Magnusa działającej na pociski wirujące podczas lotu w atmosferze

$$\bar{\mathbf{M}} = \left(\frac{\pi \rho d^3}{8m} \right) Q_M p C_{mag} (\bar{\boldsymbol{\alpha}}_e \times \bar{\mathbf{v}}) \quad (4)$$

- przyspieszenie związane z działaniem siły grawitacji

$$\bar{\mathbf{g}} = -9.80665 \left[1 - 0.00026 \cos(2lat) \right] \begin{bmatrix} \frac{X_1}{R} \\ 1 - \frac{2X_2}{R} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

- przyspieszenie związane z działaniem siły Coriolisa

$$\bar{\mathbf{A}} = -2(\bar{\boldsymbol{\omega}} \times \bar{\mathbf{u}}) \quad (6)$$

- „wektor natarcia”

$$\bar{\boldsymbol{\alpha}}_e = - \frac{8 I_x p (\bar{\mathbf{v}} \times \bar{\mathbf{u}})}{\pi \rho d^4 (C_{M_\alpha} + C_{M_{\alpha^2}} \alpha_c^2) v^4} \quad (7)$$

- ρ - gęstość powietrza,
 lat - szerokość geograficzna,
 R - promień Ziemi,
 ω - prędkość kątowna dobowego obrotu Ziemi,
 I_x - osiowy moment bezwładności pocisku,
 m - masa pocisku,
 d - kaliber pocisku,
 i - współczynnik kształtu pocisku,
 f_L - parametr siły nośnej,
 f_D - parametr siły oporu powietrza,
 Q_D - parametr siły oporu przy odchyleniu wektora prędkości pocisku,

- Q_M - parametr siły Magnusa,
 C_{D_0} - współczynnik oporu czołowego pocisku przy zerowym kącie natarcia α ,
 $C_{D_{\alpha^2}}$ - druga pochodna cząstkowa współczynnika oporu względem kąta natarcia α ,
 $C_{L_{\alpha}}$ - pochodna cząstkowa współczynnika siły nośnej względem kąta α ,
 $C_{L_{\alpha^2}}$ - druga pochodna cząstkowa współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia α ,
 C_{mag} - pochodna cząstkowa współczynnika siły Magnusa względem kąta natarcia α ,
 $C_{M_{\alpha}}$ - pochodna cząstkowa współczynnika momentu pochyłającego względem kąta natarcia α ,
 $C_{M_{\alpha^3}}$ - trzecia pochodna cząstkowa współczynnika momentu pochyłającego względem kąta α ,
 C_{spin} - pochodna cząstkowa współczynnika momentu pochyłającego.

Ze względu na fakt, że dane dostarczone z radaru określone są w układzie sferycznym, a przedstawiony model matematyczny opisuje ruch pocisku w kartezjańskim układzie współrzędnych wprowadzono dodatkowy moduł przeliczający, oraz wyznaczający prędkość radialną pocisku. Moduł ten wykorzystuje następujące zależności:

$$\left. \begin{aligned}
 \beta_{obl} &= a \tan \left(\frac{X_{3obl}}{X_{1obl}} \right) \\
 \alpha_{obl} &= a \tan \left(\frac{X_{2obl}}{\sqrt{X_{1obl}^2 + X_{3obl}^2}} \right) \\
 r_{obl} &= \sqrt{X_{1obl}^2 + X_{2obl}^2 + X_{3obl}^2} \\
 V_{r\,obl} &= u_{1obl} \cos(\beta_{obl}) \cos(\alpha_{obl}) + u_{2obl} \sin(\alpha_{obl}) + \\
 &\quad u_{3obl} \sin(\beta_{obl}) \cos(\alpha_{obl})
 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

3.2. Blok wskaźnika jakości

Dla określonych błędów średniokwadratowych pomiaru wyznaczono następujący funkcjonal stanowiący wskaźnik jakości identyfikacji

$$F(\bar{\mathbf{a}}) = \sum_{i=1}^{lp} \left[\left(\frac{r_{obl,i} - r_{pom,i}}{\sigma_{r,pom,i}} \right)^2 + \left(\frac{\alpha_{obl,i} - \alpha_{pom,i}}{\sigma_{\alpha,pom,i}} \right)^2 + \right. \\ \left. \left(\frac{\beta_{obl,i} - \beta_{pom,i}}{\sigma_{\beta,pom,i}} \right)^2 + \left(\frac{Vr_{obl,i} - Vr_{pom,i}}{\sigma_{Vr,pom,i}} \right)^2 \right] \quad (9)$$

gdzie:

- $r_{obl,i}, \alpha_{obl,i}, \beta_{obl,i}$ - obliczone współrzędne pocisku odpowiadające i-temu pomiarowi przy określonym, w danym kroku iteracji, wektorze poszukiwanych parametrów $\bar{\mathbf{a}}$;
- $Vr_{obl,i}$ - obliczona prędkość radialna pocisku odpowiadająca i-temu pomiarowi przy określonym, w danym kroku iteracji, wektorze poszukiwanych parametrów $\bar{\mathbf{a}}$;
- $r_{pom,i}, \alpha_{pom,i}, \beta_{pom,i}$ - zmierzone w i-tym pomiarze parametry lotu pocisku;
- $Vr_{obl,i}$ - zmierzona w i-tym pomiarze prędkość radialna pocisku;
- $\sigma_{r,pom,i}, \sigma_{\alpha,pom,i}, \sigma_{\beta,pom,i}, \sigma_{Vr,pom,i}$ - błędy średniokwadratowe uzyskanych pomiarów;

3.3. Blok minimalizacji

Długi czas obliczeń modelu matematycznego, oraz znaczna liczba niewiadomych $\bar{\mathbf{a}}$ stawiają szczególne wymagania co do efektywności metody poszukiwania minimum wskaźnika jakości $F(\bar{\mathbf{a}})$. Istnieje wiele algorytmów rozwiązania zagadnienia minimalizacji $F(\bar{\mathbf{a}}^*) = \min_{\bar{\mathbf{a}} \in A \in \mathbb{R}^m} F(\bar{\mathbf{a}})$, jednak ze względu na złożoność problemu, a przede wszystkim ograniczony czas, bezpośrednie zastosowanie uniwersalnych algorytmów jest mało efektywne.

Koniecznym staje się opracowanie takiego algorytmu, który spełniłby wymagania stawiane RZRA, a więc odpowiednio duża dokładność wyznaczenia celu (wynikająca z potrzeb artylerii) i stosunkowo krótki czas procesu identyfikacji.

Model matematyczny opisujący ruch pocisku dany jest układem równań różniczkowych. Dla tego typu modelu wyznaczenie w sposób

analityczny gradientu $\bar{g}_i = \frac{\partial F(\bar{a}_i)}{\partial \bar{a}}$, czy też hesjanu drugich pochodnych

$\bar{H}_i = \frac{\partial^2 F(\bar{a}_i)}{\partial \bar{a} \partial \bar{a}^T}$ jest trudne i zazwyczaj nieopłacalne. Z tego też powodu algorytm minimalizacji powinien zostać oparty na klasie metod omijających te trudności (np. klasa metod quasi-newtonowskich), bądź nie korzystających z hesjanu (np. klasa metod DFP).

Liczne testy porównawcze wskazują iż klasa metod quasi-newtonowskich jest najefektywniejsza w zastosowaniach praktycznych, w związku z czym do wstępnych symulacji przyjęto właśnie metodę tej klasy.

W ogólnym przypadku poszukiwany wektor niewiadomych jest następujący:

$$\bar{a} = [\bar{x}_0, \bar{u}_0, p_0, t_0, I_x, m, d, i, f_L, f_D, Q_D, Q_M, C_{D_0}, C_{D_{a^2}}, C_{L_u}, C_{L_{a^2}}, C_{mag}, C_{M_u}, C_{M_{a^2}}, C_{spin}] \quad (10)$$

Algorytm identyfikacji jest zbieżny przy założeniu, że wektor niewiadomych $\bar{a}$ określony jest w przestrzeni dyskretno - ciągłej. Wówczas $\bar{a}$ przyjmuje następującą postać

$$\bar{a} = [\bar{x}_0, \bar{u}_0, p_0, t_0, \text{pocisk}] \quad (11)$$

gdzie

$$\text{pocisk} = [I_x, m, d, i, f_L, f_D, Q_D, Q_M, C_{D_0}, C_{D_{a^2}}, C_{L_u}, C_{L_{a^2}}, C_{mag}, C_{M_u}, C_{M_{a^2}}, C_{spin}, \text{w.pocz}] \quad (12)$$

Wektor **pocisk** zawiera charakterystyki danego pocisku wyznaczone na drodze teoretyczno doświadczalnej i jest wraz z innymi **pocisk**-ami przechowywany w bazie danych. Wektor **w.pocz** zawiera dodatkowe informacje ułatwiające zidentyfikowanie warunków początkowych np. przedział prędkości początkowej Δu_0 , przedział kąta rzutu $\Delta \Theta_0$, czy zależność pomiędzy liniową prędkością początkową pocisku i jego prędkością kątową $p_0(u_0)$.

Wyznaczenie współrzędnych punktu wystrzelenia pocisku przebiega w czterech etapach:

- w pierwszym kroku następuje ograniczenie posiadanej (dyskretnej) bazy danych ze względu na następujące kryteria: kryterium

maksymalnej wysokości, kryterium maksymalnego zasięgu, kryterium maksymalnej prędkości, oraz kryterium maksymalnego czasu lotu;

- w drugim kroku należy zidentyfikować pocisk, czyli z ograniczonej bazy danych wybrać taki pocisk dla którego wskaźnik jakości $F(\bar{a}, \text{pocisk})$ osiąga minimum. Wektor $\bar{a}$ określony w takim przypadku jest następująco $\bar{a} = [\bar{u}_0, p_0]$, przy czym:

$\bar{x}_0 = \bar{x}_{1, \text{pom}}$ - oznacza że punkt startu pocisku jest w punkcie pierwszego pomiaru,

$t_0 = t_{1, \text{pom}}$ - oznacza że chwila startu pocisku jest chwilą pierwszego pomiaru;

- w trzecim kroku (dla przyjętego pocisku) odbywa się wyznaczenie punktu startu z płaszczyzny średniej (płaszczyzna średnia jest płaszczyzną poziomą poprowadzoną przez średnią wysokość terenu w rejonie oczekiwanego celu); start obliczeń z płaszczyzny średniej pozwala na wyeliminowanie jednej niewiadomej (wysokości); wtedy wektor $\bar{a}$ przyjmuje postać $\bar{a} = [X_{1,0}, X_{3,0}, u_{1,0}, u_{2,0}, u_{3,0}, t_0]$;
- w czwartym kroku wyznacza się punkt przejścia określonej trajektorii przez rzeczywistą powierzchnię terenu (mapy cyfrowej) - wyznaczony punkt jest zidentyfikowanym celem.

W przypadku, kiedy znane są warunki początkowe $\bar{x}_0, \bar{u}_0, p_0, t_0$, a poszukujemy nieznanymi parametrów pocisku, wektor $\bar{a}$ można określić następująco:

$$\bar{a} = [f_L, f_D, Q_D, Q_M] \quad (13)$$

przy założeniu, że:

I_x, m, d, i - są znane

$C_{D_0}, C_{D_{a^2}}, C_{L_{a^2}}, C_{L_{a^2}}, C_{mag}, C_{M_{a^2}}, C_{M_{a^2}}, C_{spin}$ - są przyjęte jako znane dla danej klasy pocisków.

W przypadku, kiedy znane są warunki początkowe oraz określone są wszystkie charakterystyki pocisku możliwe jest wyznaczenie pewnych zakłóceń np. składowych wiatru.

Wtedy wektor nieznanymi parametrów przyjmie postać

$$\bar{a} = \bar{w} \quad (14)$$

gdzie: $\bar{w}$ - wektor określający składowe wiatru.

3.4. Blok opracowania danych z pomiarów

Radar artyleryjski określa położenie pocisku w sferycznym układzie współrzędnych wyznaczając dodatkowo prędkość radialną (3D+V). Ze względu na maskowanie liczba wykonywanych pomiarów powinna być jak najmniejsza (np. kilkanaście pomiarów na trajektorii).

Do bloku wskaźnika jakości przekazywane są następujące dane w postaci uporządkowanych wektorów:

- czas pomiarów (chwila pierwszego pomiaru określona jest jako zerowa) $\bar{t}_{\text{pom}} = [t_1 = 0, t_2, \dots, t_{lp}]$,
- odległość $\bar{r}_{\text{pom}} = [r_1(t_1), r_2(t_2), \dots, r_{lp}(t_{lp})]$
oraz błąd pomiaru odległości $\bar{\sigma}_{r, \text{pom}} = [\sigma_{r,1}, \sigma_{r,2}, \dots, \sigma_{r,lp}]$,
- azymut $\bar{\beta}_{\text{pom}} = [\beta_1(t_1), \beta_2(t_2), \dots, \beta_{lp}(t_{lp})]$
oraz błąd pomiaru azymutu $\bar{\sigma}_{\beta, \text{pom}} = [\sigma_{\beta,1}, \sigma_{\beta,2}, \dots, \sigma_{\beta,lp}]$,
- elewacja $\bar{\alpha}_{\text{pom}} = [\alpha_1(t_1), \alpha_2(t_2), \dots, \alpha_{lp}(t_{lp})]$
oraz błąd pomiaru elewacji $\bar{\sigma}_{\alpha, \text{pom}} = [\sigma_{\alpha,1}, \sigma_{\alpha,2}, \dots, \sigma_{\alpha,lp}]$,
- prędkość radialna $\bar{V}_{r, \text{pom}} = [V_{r,1}(t_1), V_{r,2}(t_2), \dots, V_{r,lp}(t_{lp})]$
oraz błąd pomiaru prędkości $\bar{\sigma}_{Vr, \text{pom}} = [\sigma_{Vr,1}, \sigma_{Vr,2}, \dots, \sigma_{Vr,lp}]$.

4. PODSUMOWANIE I WNIOSKI

Blok identyfikacji przelicznika balistycznego RZRA w zależności od przyjętego wektora niewiadomych $\bar{a}$ wykonuje następujące zadania:

- identyfikuje pocisk,
- określa współrzędne punktu wystrzelenia pocisku (wyznacza cel),
- identyfikuje zakłócenia (koryguje ogień artylerii).

Wąskim gardłem zastosowanego (każdego) algorytmu identyfikacji jest konieczność wielokrotnego rozwiązywania równań ruchu. Wykorzystanie jednego uniwersalnego modelu matematycznego ułatwia rozwiązanie tego problemu. Opłacalnym jest w takim przypadku zastosowanie specjalizowanego, wieloprosesorowego modułu całkującego równania ruchu.

Liczba identyfikowanych parametrów wpływa w znacznym stopniu na czas identyfikacji, dlatego wskazanym jest dokładne opracowanie bazy danych. Baza danych powinna mieć możliwość segregowania ze względu na dowolne kryterium. Ważnym jest też określenie nowych dodatkowych kryteriów mogących w jakikolwiek sposób zawęzić dyskretną przestrzeń pocisków.

Na czas identyfikacji wpływa również określenie przedziału (w przestrzeni ciągłej) identyfikowanych wartości. Każda dodatkowa informacja ograniczająca przestrzeń poszukiwań skraca czas identyfikacji, dlatego tak ważne jest dokładne opracowanie bazy danych.

Liczba pomiarów, czas pomiędzy pomiarami, oraz miejsce usytuowania pomiarów na trajektorii mają istotny wpływ na wynik identyfikacji. Jednak najbardziej znaczący jest błąd pomiaru. Stwierdzono, że przy dużym błędzie ($\sigma=50\text{m}$) i małej liczbie pomiarów wynik identyfikacji będzie znacznie odbiegał od faktycznych wartości, a przy większej liczbie poszukiwanych parametrów zadanie identyfikacji może nie mieć jednoznacznego rozwiązania.

Analiza wykazała, że praktyczna realizacja bloku identyfikacji, a tym samym przelicznika RZRA wymaga:

- opracowania specjalizowanego modułu całkującego równań ruchu pocisku,
- opracowania odpowiedniego algorytmu identyfikacji,
- opracowania bazy danych zawierających wartości liczbowe modelu fizycznego pocisków.

5. LITERATURA

- [1] A. Masłowski - *Identyfikacja modeli matematycznych dynamiki układów*. Politechnika Białostocka, Białystok, 1995 r.
- [2] Z. Pączkowski - *Rozwiązanie problemu odwrotnego obliczenia toru i innych zagadnień balistycznych przy zwalczaniu balistycznych pocisków rakietowych wielkiego zasięgu*. Politechnika Warszawska, Warszawa, 1961 r.
- [3] F. Pogorzelski - *Ocena czynników toru pocisku na podstawie pomiarów prowadzonych z różną precyzją*. WAT, Warszawa, 1975 r.
- [4] F. Pogorzelski - *Identyfikacja współczynnika balistycznego na podstawie pomiarów położenia pocisku na torze*. WAT, Warszawa, 1976 r.
- [5] F. Pogorzelski - *Identyfikacja parametrów toru na podstawie pomiarów współrzędnych sferycznych poruszającego się obiektu*. WAT, Warszawa, 1976 r.
- [6] F. Pogorzelski - *Ocena czynników toru pocisku niekierowanego na podstawie pomiarów współrzędnych sferycznych z uwzględnieniem oporu powietrza*. WAT, Warszawa, 1973.

- [7] J. J. Shapiro - *The prediction of ballistic missile trajectories from radar observations*. New York, 1958 r.

Praca zawiera wyniki uzyskane w ramach realizacji projektu badawczego „Grant” Nr OT00A06418 finansowanego w latach 2000÷2002.

METODY INTEGRACJI UKŁADÓW INS/GPS

Krzysztof Gajda

e-mail: kgajda@meil.pw.edu.pl

Janusz Narkiewicz

e-mail: jnark@meil.pw.edu.pl

Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa

Politechnika Warszawska

W referacie omówiono zagadnienia związane z integracją urządzeń pomiarowych układu nawigacji inercyjnej INS z odbiornikiem systemu nawigacji satelitarnej GPS. Zaprezentowano różne metody integracji powyższych układów oraz korzyści wynikające z zastosowania danej metody. Przedstawiono opracowany układ nawigacji samochodowej zawierający oba urządzenia pomiarowe oraz wyniki badań eksperymentalnych tego układu przeprowadzone dla różnych metod integracji sygnałów pomiarowych.

1. Wprowadzenie

Każdy system nawigacyjny oprócz niewątpliwych zalet posiada niestety również i wady. Poprzez integrację urządzeń pomiarowych w układach nawigacyjnych niwelowane są słabe ogniwa poszczególnych urządzeń. Powstanie możliwości budowy efektywnych układów nawigacji, zintegrowanych z układem GPS, w szczególności w nawigacji lądowej wynika z ogólnej dostępności systemu GPS.

Ostatnio, intensywnie badane są możliwości integracji urządzeń pomiarowych tworzących układ nawigacji bezwładnościowej INS z odbiornikami systemu GPS. Oba układy pracują w oparciu o inne zasady fizyczne. W niektórych przypadkach układ GPS może okazać się niewystarczający do prowadzenia nawigacji, na przykład zanik sygnału pomiarowego w przypadku niedostatecznej widoczności sfery niebieskiej

może być istotny w przypadku konieczności dokładnej nawigacji np. w warunkach miejskich. Dlatego naturalnym uzupełnieniem GPS staje się układ INS, którego działanie jest w pełni autonomiczne, zapewniające pracę także w warunkach całkowitego braku sygnałów zewnętrznych. Do podstawowych celów integracji układu INS i GPS można zaliczyć [1, 2, 3]:

- Zwiększenie dokładności systemu zintegrowanego. W przypadku niekorzystnego położenia anteny GPS względem satelitów, pozycja wyznaczana przez GPS może być obciążona dużym błędem, a błąd INS może być znacznie mniejszy. Efekt ten jest szczególnie zauważalny podczas poruszania się w aglomeracjach miejskich. W niektórych układach system GPS jest traktowany jako nadrzędny, natomiast system INS pełni rolę systemu wspomagającego pracę GPS. Stosowane są też układy, w których role obu elementów składowych są odwrócone.
- Korekcja wyników pomiarów układu INS dokonywana na podstawie informacji z odbiornika GPS. Błędy układu bezwładnościowego wzrastają z czasem, w przeciwieństwie do błędów układu GPS, które nie zależą od czasu trwania zadania nawigacyjnego.
- Zapewnienie niezawodności systemu zintegrowanego - nawet, gdy nie docierają sygnały GPS pozycja jest nadal wyznaczana przez układ INS. Taka sytuacja może wystąpić, gdy pojazd znajduje się w tunelu lub gdy odbiornik GPS uległ awarii.
- Poprawa innych własności eksploatacyjnych. Informacja o pozycji wyznaczonej w układzie GPS może być wykorzystana jako wartość początkowa przy uruchamianiu układu INS. Szybsze wznowienie pracy GPS następuje dzięki informacji o aktualnej pozycji wyliczonej przez elementy systemu nawigacji zliczeniowej.
- Zwiększenie możliwości pomiarowych. W systemie GPS wyznaczenie kursu następuje na podstawie dwu kolejnych pozycji. W układzie INS kurs jest wielkością mierzoną w sposób ciągły.
- Zwiększenie częstotliwości uzyskiwania pozycji. Układ GPS pozwala na wyliczenie pozycji średnio co 1 s, a układ INS znacznie częściej.

System GPS jest obecnie jednym z najlepszych źródeł informacji nawigacyjnych. Dlatego należy podkreślić, że korzyści z integracji odbiornika tego systemu z jakimkolwiek innym urządzeniem – układem nawigacji wpłyną niewątpliwie pozytywnie na uniwersalność całego układu.

2. Integracja układów nawigacyjnych

Integracja układów nawigacyjnych wymaga rozpatrzenia kilku podstawowych kwestii [2]:

- ❑ Dokonania analizy możliwych do wykorzystania czujników i ich doboru w zależności od rodzaju poruszającego się obiektu;
- ❑ Określenia sposobu współpracy układów zintegrowanego systemu; ewentualnie ustalenia nadrzędności jednego z układów tworzących system zintegrowany;
- ❑ Wyboru algorytmu przetwarzania wyników pomiarów.

W układach zintegrowanych stosowane są wszystkie dostępne rodzaje algorytmów przetwarzania sygnałów pomiarowych zaczynając od prostych takich jak: uśrednianie sygnału, w tym uśrednianie z odpowiednimi wagami, poprzez różnorodne metody filtracji, wnioskowanie statystyczne do metod niekonwencjonalnych jak sieci neuronowe lub logika rozmyta. Jednakże w przypadku układu INS/GPS najszerze uznanie, ze względu na swoje właściwości, znalazł filtr Kalmana.

3. Sposoby integracji układów INS/GPS

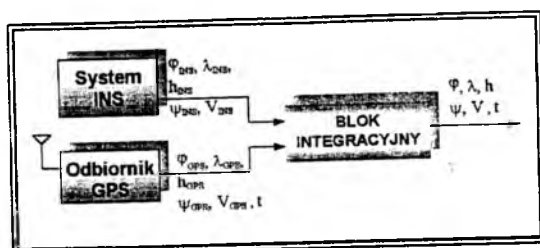
Ze względu na strukturę systemu wyróżnia się następujące sposoby integracji układów INS/GPS [1, 4]:

- ❑ niesprzężony UM (Uncouple Mode),
- ❑ słabo sprzężony LCM (Loosely Couple Mode)
- ❑ silnie sprzężony TCM (Tightly Couple Mode).

3.1. System niesprzężony UM

W systemie *niesprzężonym UM (Uncouple Mode)* parametry końcowe są wypracowywane bez wzajemnego oddziaływania podsystemów INS i GPS (Rys.1).

Integracja sygnałów z obu podsystemów następuje dopiero w bloku integracyjnym, który może być selektorem wybierającym odpowiedni system lub układem bardziej złożonym np. filtrem Kalmana o kilku trybach pracy. W tym rozwiązaniu odbiornik GPS i czujniki układu INS to autonomiczne urządzenia pomiarowe parametrów nawigacyjnych.

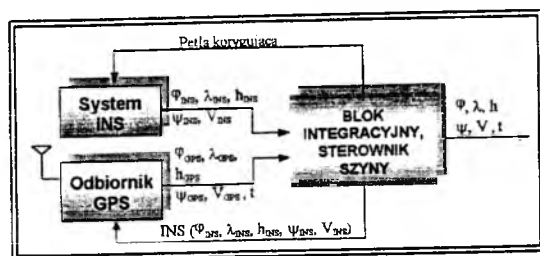


Rys. 1. Schemat zintegrowanego systemu INS/GPS typu (UM) - niesprężony

Zastosowanie w tego typach układów jednokierunkowych szyn danych wpływa w sposób znaczący na szybkość pracy całego systemu. Z jednej strony zaletą, jaką jest prostota systemu niesprężonego stanowi jednocześnie jego wadę, a mianowicie układy wchodzące w skład systemu nie mają możliwości wzajemnej współpracy, a tym samym korekcji wskazań urządzeń.

3.2. System ze słabym sprzężeniem LCM

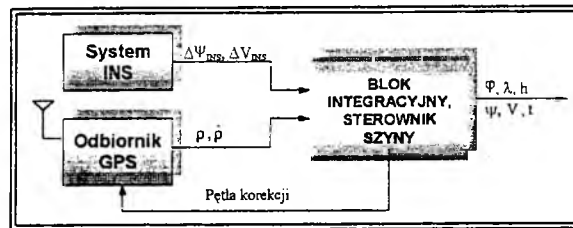
W zintegrowanym systemie (Rys.2) ze *słabym sprzężeniem LCM* (*Loosely Couple Mode*) występuje kilka ścieżek przepływu danych pomiędzy blokiem integracyjnym, a systemami INS i GPS, w tym dwie pętle sprzężenia zwrotnego. Pierwsza pętla spełnia rolę pętli wspomagania systemu GPS, natomiast druga to pętla korekcji błędów systemu INS. Zastosowanie pętli, w której informacje z systemu INS podawane są do odbiornika GPS znacznie skraca czas jego zimnego startu oraz zapewnia uzyskanie dokładniejszych pomiarów systemu GPS podczas dużych przyspieszeń pojazdu. Rolą pętli korygującej systemu INS może być wspomaganie procesu kalibracji i stabilizacji platformy przyspieszeniomierzy i giroskopów.



Rys. 2. Schemat zintegrowanego systemu INS/GPS słabo sprzężonego (LCM)

3.3. System z silnym sprzężeniem TCM

W stosunku do wcześniej przedstawionych zintegrowanych systemów, w systemach *silnie sprzężonych TCM* (*Tightly Couple Mode*) (Rys. 3) odbiornik GPS i system INS ograniczono do funkcji czujników. Odbiornik GPS jest źródłem kodu pseudolosowego, natomiast system INS - źródłem wartości zmian prędkości (przyspieszeń) i zmian kątów orientacji przestrzennej obiektu (prędkości kątowych). W systemie TCM występuje jedna pętla sprzężenia zwrotnego, która doprowadza do odbiornika GPS wartości prędkości wyznaczone w bloku integracyjnym. Inne kanały używane w systemach ze słabym sprzężeniem nie są tu potrzebne, ponieważ wszystkie obliczenia związane z procesem nawigacji są wykonywane wewnątrz jednego procesora.



Rys. 3. Schemat zintegrowanego systemu INS/GPS z silnie sprzężonego (TCM)

Koncepcja integracji oparta na silnym sprzężeniu jest często stosowana w przypadku wykorzystania już wbudowanego odbiornika GPS. Oczywiście ten warunek nie jest konieczny. Jednakże słuszne jest zastosowanie algorytmu TCM w momencie, jeżeli podjęty został trud zaprojektowania odbiornika GPS, który funkcjonalnie może zostać zintegrowany z czujnikami inercyjnymi, bądź procesorem nawigacyjnym. Prowadzi to zarówno do skrócenia czasu obliczeń, jak i czasu wznowienia pracy układu odbiornika GPS, co w głównej mierze wpływa na niezawodność całego systemu.

4. Zintegrowany System Nawigacji Lądowej ZSNL-KG

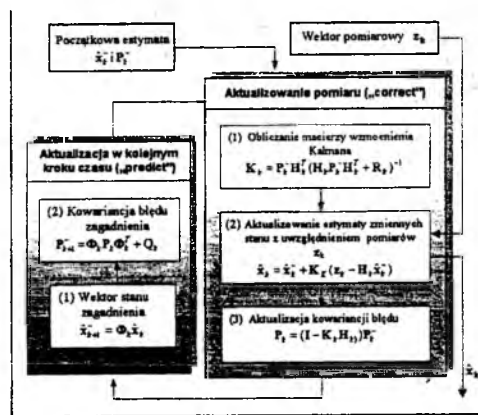
Przedmiotem prac projektowych był zintegrowany system nawigacji INS/GPS [1]. Wykonano, tą część układu, w której wykonywane są pomiary i przetwarzane ich wyniki. W trakcie projektu opracowano

Kalmana [5] (rys. 5) dopasowane do poszczególnych urządzeń. W filtracji Kalmana występują trzy grupy zmiennych stanu:

- Odbiornika GPS;
- Przyspieszeniomierzy;
- Girooskopów,

gdzie:

- $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ - przewidywana wartość zmiennej stanu w chwili $k+1$ na podstawie informacji w chwili k ;
- $\hat{\mathbf{x}}_k$ - estymowana wartość wektora stanu w chwili k otrzymana w zadaniu filtracji;
- $\mathbf{e}_k^- \equiv \mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-$ - błąd przed procesem filtracji;
- $\mathbf{e}_k \equiv \mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k$ - błąd estymowany w chwili k , otrzymany w procesie filtracji;
- $\mathbf{P}_k^- = E[\mathbf{e}_k^- \mathbf{e}_k^{-T}]$ - kowariancja błędu przed procesem filtracji;
- $\mathbf{P}_k = E[\mathbf{e}_k \mathbf{e}_k^T]$ - estymowana kowariancja błędu otrzymana w procesie filtracji.



Rys. 5. Dyskretny algorytm filtru Kalmana

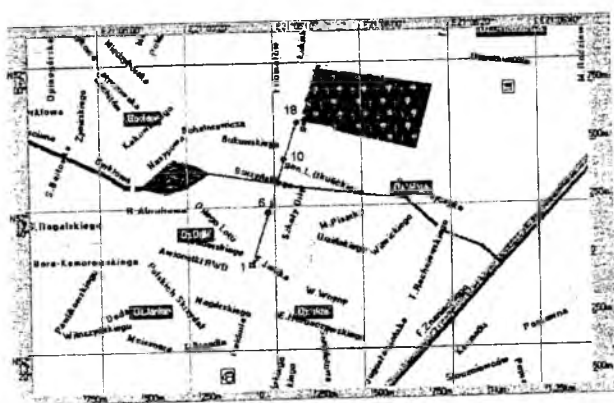
5. Badane sposoby integracji sygnałów pomiarowych w układzie ZSNL-KG

W celu wyłonienia optymalnego rozwiązania w opracowanym układzie badano osiem wariantów współpracy:

1. Nieaktywny filtr Kalmana, system INS działa samodzielnie
2. Aktywny filtr Kalmana, system INS działa samodzielnie

3. Nieaktywny filtr Kalmana, uaktualniana jest tylko pozycja INS przez GPS
4. Aktywny filtr Kalmana, uaktualniana jest tylko pozycja INS przez GPS
5. Nieaktywny filtr Kalmana, uaktualniany jest tylko kurs INS przez GPS
6. Aktywny filtr Kalmana, uaktualniany jest tylko kurs INS przez GPS
7. Nieaktywny filtr Kalmana, uaktualniana jest pozycja i kurs INS przez GPS
8. Aktywny filtr Kalmana, uaktualniana jest pozycja i kurs INS przez GPS

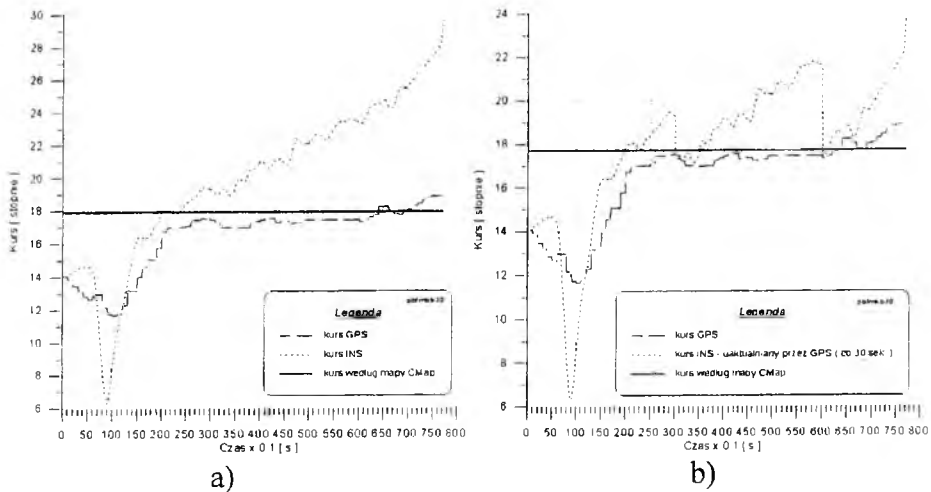
Po zamontowaniu układu na samochodzie przeprowadzono doświadczalne badania tych wariantów współpracy dla różnych tras przejazdu samochodu. Na rys.6 pokazano przebieg jednej z tras „PROSTA”, na której badano działanie urządzeń pomiarowych



Rys.6. Przebieg trasy „Prosta”

Trasa ta przebiegała na odcinku prostym o długości 850 m ulicy Fieldorfa. Pozwoliło to na sprawdzenie, w jakim stopniu obliczanie kursu na podstawie wskazań układu GPS jest zgodne ze wskazaniem kursu pojazdu otrzymanymi z układu INS. Wyniki pomiarów kursu zarejestrowanych na trasie „Prosta” pokazano na rys. 7a i 7b. Na tej podstawie możemy ocenić skutki współpracy układu GPS z układem INS. Na rys. 7a obserwujemy stopniowe rozchodzenie się kursów Ψ_{INS} wyznaczanego z układu INS, wyznaczanego na podstawie dwu pozycji układu GPS (Ψ_{GPS}) oraz kursu wyznaczonego na podstawie mapy wektorowej CMap. W końcowej fazie trasy rozbieżność wynosiła ok.

12°, co w przypadku systemów zliczeniowych prowadzi do narastania błędu pozycji. Zastosowanie w tym przypadku uaktualnienia kursu Ψ_{INS} przez Ψ_{GPS} zmniejszyło końcowe różnice o połowę (rys. 7b).



Rys.7. Porównanie kursu z układu INS i GPS na trasie „Prosta”:
a – układ INS pracuje samodzielnie;
b – układ INS wspomagany przez układ GPS;

Należy zaznaczyć, że uaktualnianie kursu przez GPS nie może być wykonywane w czasie postoju, ponieważ wartość kursu Ψ_{GPS} w tym momencie obciążona jest znacznym błędem.

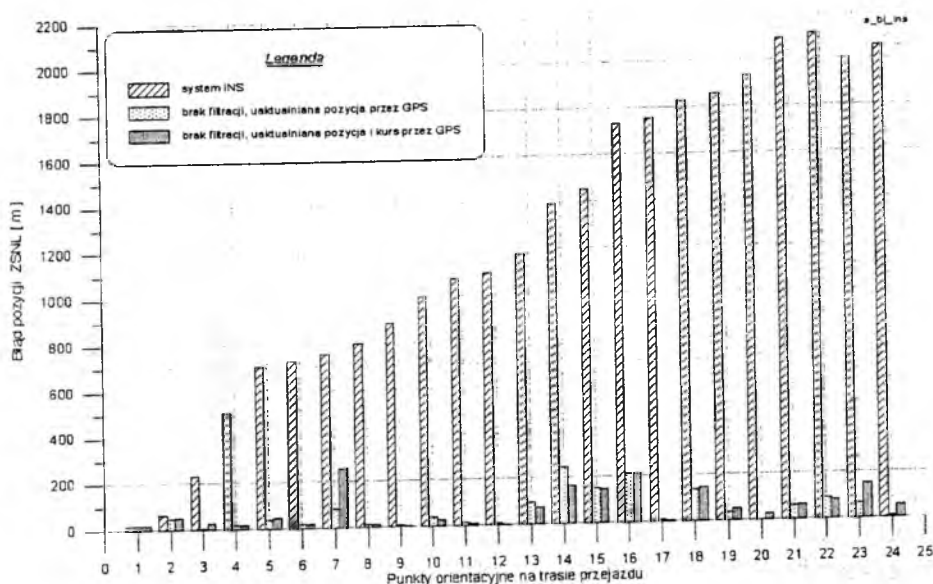
Badania przeprowadzono również w ruchu miejskim na trasie nazwanej



Rys.8. Przebieg trasy doświadczalnej „Śródmieście”

Śródmieście, która dawała możliwość sprawdzenia systemu w przypadku poruszania się po obszarze o różnym rodzaju zabudowy z możliwością wystąpienia odcinków o niedostatecznej liczbie satelitów zapewniających poprawną pracę systemu GPS.

Wykres porównujący błędy pozycji dwóch najlepszych wariantów ZSNL z błędem pozycji systemu INS wykonany dla trasy – „Śródmieście” (rys.9) ilustruje szybki przyrost błędu pozycji systemu INS w czasie.



Rys.9. Zestawienie błędów pozycji dla dwóch najlepszych wariantów ZSNL z błędem pozycji systemu INS na trasie doświadczałnej „Śródmieście”

W ciągu 700 sekund niekorygowanej pracy błąd pozycji wzrósł ponad stukrotnie i osiągnął 2115 metrów, przy czym średni błąd pozycji $B_{\text{śr_INS}}=1219$ metrów, a odchylenie standardowe $\sigma_{xy_INS}=664$ metry. Zastosowanie wariantu współpracy, w którym parametry pozycji i kursu układu INS były uaktualniane przez układ GPS uznano za optymalne rozwiązanie spośród proponowanych. Ten rodzaj współpracy w sposób znaczący wpłynął na błąd pozycji zintegrowanego systemu. Średni błąd pozycji zmalał do wartości $B_{\text{śr_INS}}=69$ metrów, przy odchyleniu standardowym $\sigma_{xy_INS}=71,3$ metry.

6. Podsumowanie

Opracowanie układu uniwersalnego o dużej dokładności wskazań może być związane z dużymi nakładami finansowymi w fazie projektowania systemu i oprogramowania. Proces integracji wykorzystuje już istniejące, sprawdzone systemy. Jednocześnie znaczne korzyści wynikające z integracji układu nawigacyjnego INS i odbiornika GPS sprawiają, że wiele zainteresowania poświęca się sposobom wspólnego przetwarzania sygnałów obu układów w celu poprawy dokładności wskazań oraz wyeliminowania słabych punktów poszczególnych układów.

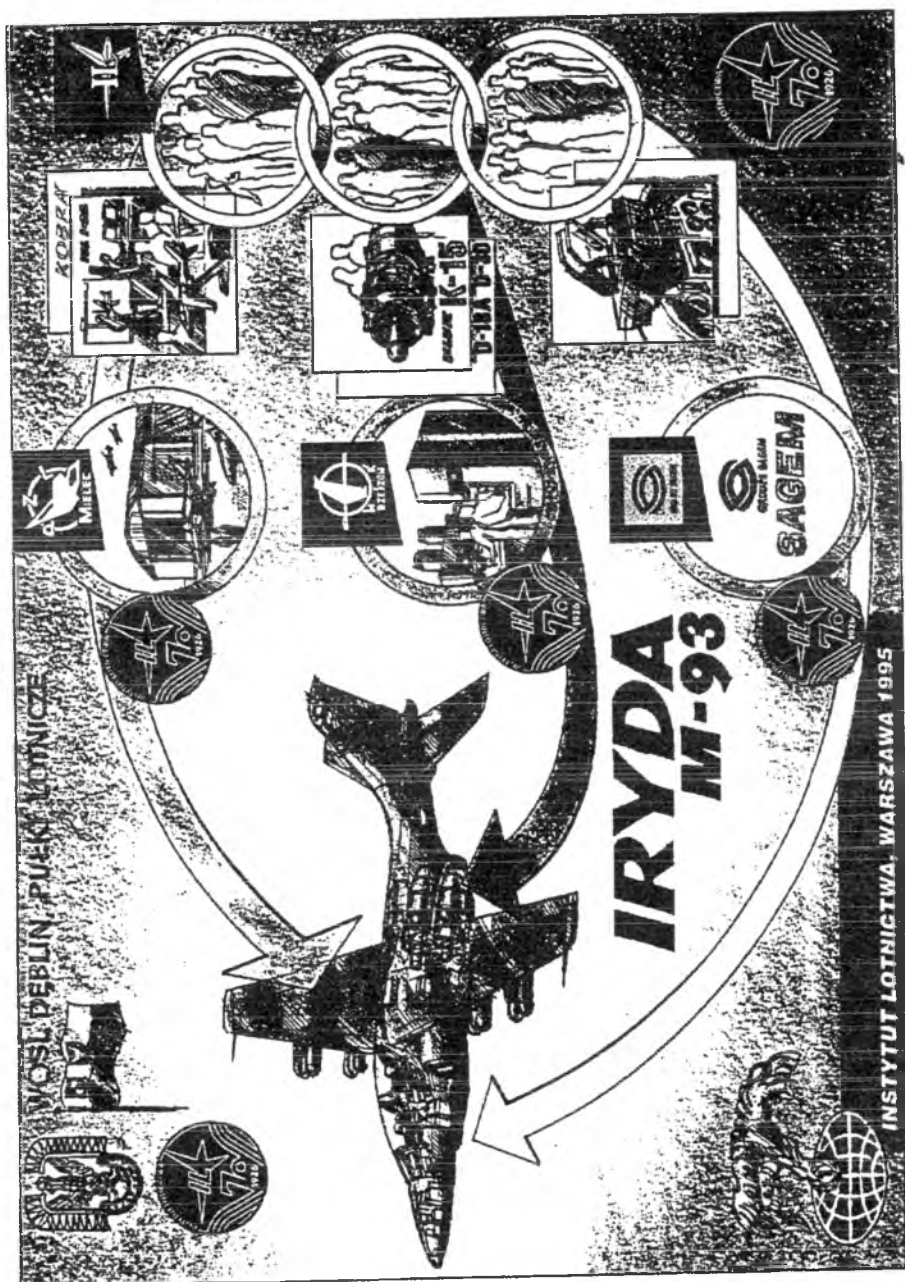
Przeprowadzone badania dotyczyły układu nawigacyjnego dla pojazdu samochodowego. Po rozpatrzeniu dostępnych możliwości opracowano i sprawdzono eksperymentalnie wariant zintegrowanego układu nawigacyjnego nazwanego ZSNL-KG zawierającego układ nawigacji zliczeniowej INS i odbiornik GPS. W algorytmie przetwarzania wyników pomiarów wykorzystano indywidualne filtry Kalmana dla stosowanych czujników pomiarowych.

Wyniki badań eksperymentalnych potwierdziły poprawność przyjętej metody integracji [1].

Bibliografia

1. Gajda K., *Zintegrowany System Nawigacji Lądowej ZSNL-KG*, Magisterska praca dyplomowa, Politechnika Warszawska, Warszawa, 2000
2. Narkiewicz J., Gajda K., Rogoski J. „*Integracja elementów pomiarowych w układach nawigacji lądowej*”, II Sympozjum „Nawigacja Zintegrowana”, Szczecin, 2000.
3. Narkiewicz J., „*Podstawy układów nawigacyjnych*”, WKŁ, Warszawa, 1999.
4. Parkinson B. W., Spilker Jr. J. J.: *Global Positioning System: Theory and Applications*, tom I część IV, rozdział 7: *GPS and Inertial Integration*, American Institute of Astronautics and Aeronautics, Inc, Waszyngton 1996.
5. Welch G., Bishop G.: *An Introduction to the Kalman Filter*. TR 95-041 Department of Computer Science, University of North Carolina at Chapel Hill.

INSTYTUT LOTNICTWA



MODEL FIZYCZNY I MODEL MATEMATYCZNY ZASOBNIKA LOTNICZEGO W FAZIE ROZRZUCANIA SUBAMUNICJI

Jacek A. Goszczyński
e-mail: jagoszcz@ilot.edu.pl

Michał Grajecki
e-mail: grajecki@ilot.edu.pl

Jerzy Maryniak
e-mail: jmaryn@meil.pw.edu.pl

Instytut Lotnictwa, Warszawa

W pracy podjęto próbę zamodelowania dynamiki autonomicznego zasobnika przeciwpancernego rozrzucającego pod pociski nad celem. W artykule przedstawiono równania ruchu układu w fazie strzelania. Szczególną uwagę przy modelowaniu zwrócono na uwzględnienie sprzężeń kinematycznych, masowych i aerodynamicznych.

1. Wstęp

Z punktu widzenia mechaniki lotu zasadnicze jest znalezienie odpowiedzi na pytanie jak zapewnić obiektowi odpowiednią stateczność i sterowność we wszystkich możliwych stanach lotu (szczególnie w fazie odpalania pod pocisków), przy jednoczesnej jak najdokładniejszej realizacji zaplanowanej misji. Ze względu na złożoność zagadnienia przewidzenie dynamiki całego układu bez stworzenia modelu symulacyjnego – z uwzględnieniem wszystkich sprzężeń, jest praktycznie niemożliwe.

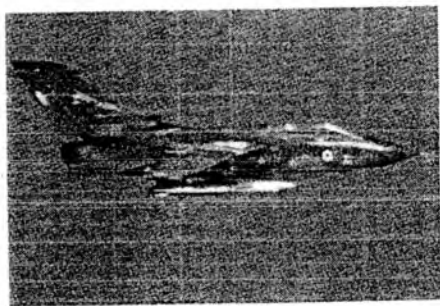
Celem pracy jest stworzenie uniwersalnego narzędzia do badania własności dynamicznych rozpatrywanego obiektu - symulacji numerycznej zasobnika.

Budowa modelu symulacyjnego odpowiadającego możliwie dokładnie obiektowi rzeczywistemu wymaga rozwiązania wielu zagadnień, z których kluczowymi są:

- opracowanie modelu fizycznego i matematycznego układu o wielu stopniach swobody (dodatkowy stopień swobody podpocisku). Umożliwi to odpowiedzenie na pytanie na ile ruch względny podpocisku w lufie wpływa na dynamikę układu (siły Coriolisa),
- opracowanie modelu uwzględniającego efekty sprzężeń aerodynamicznych i reakcji wystrzeliwania podpocisków w fazie miotania podpociskami,
- opracowanie układu ustateczniająco – stabilizującego skutecznego w warunkach gwałtownej zmiany masy (50%), wystąpienia niesymetrii masowej (na skutek nieodpalenia wszystkich podpocisków) oraz odpornego na zaburzenia wynikające z reakcji odpalanych podpocisków,
- wygenerowanie nowej koncepcji zasobnika oraz przeprowadzenie identyfikacji parametrycznej.

2. Model fizyczny

Na etapie budowy modelu fizycznego przyjęto typowe założenia upraszczające stosowane przy modelowaniu samolotu nieodkształcalnego [1]. Całe zagadnienie podzielono na trzy charakterystyczne fazy lotu (rys.2).

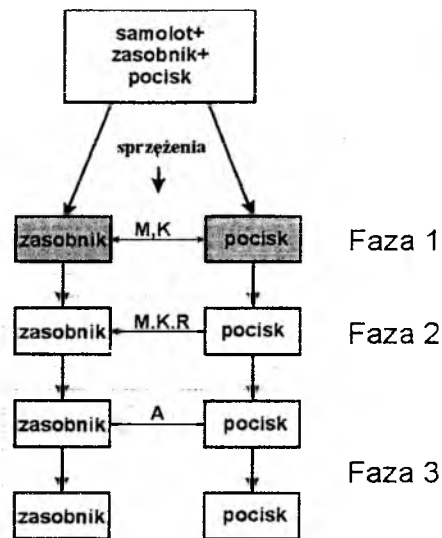


Rys.1 Kolejne fazy zrzutu zasobnika

- Faza 1 - Lot wspólny zasobnika i pocisków (rys. 1):

W fazie pierwszej zasobnik ma 6 stopni swobody, natomiast na ruch pocisków względem zasobnika nałożone są więzy odbierające wszystkie stopnie swobody. Występują następujące sprzężenia:

- kinematyczne – brak stopni swobody pocisków względem zasobnika,
- masowe – pełne sprzężenie masowe,
- siłowe – siły traktowane jako wewnętrzne znoszą się wzajemnie.



Rys. 2 Fazy lotu układu

□ Faza 2 - Ruch względny pocisków i zasobnika (rys.3)

W fazie drugiej zasobnik ma 6 stopni swobody, a pocisk jeden stopień swobody względem zasobnika tzn. ruch w prowadnicy. W tej fazie należy założyć, że występują następujące sprzężenia:

- kinematyczne - 1 stopień swobody pocisków względem zasobnika;
 - masowe – pełne sprzężenia masowe do momentu oddzielenia pocisku od zasobnika;
 - siłowe – wynikające z oddziaływania gazów w czasie wystrzeliwania pocisków oraz tarcia.
- Faza 3 - Ruch niezależny zasobnika i pocisków (rys. 3, 4)

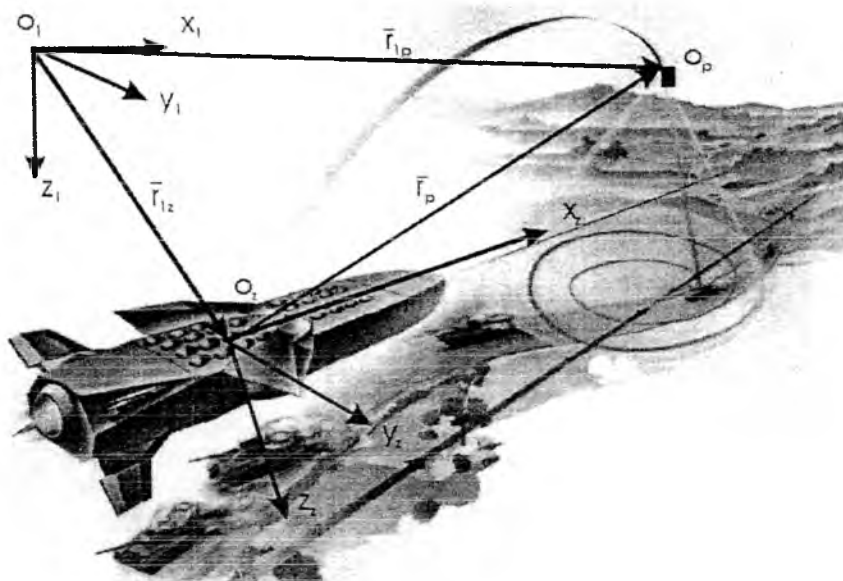
W fazie trzeciej mamy ruch niezależny zasobnika i pocisków. Pomiędzy zasobnikiem, a pociskami nie ma żadnych więzów kinematycznych tzn. zasobnik i pociski mają po 6 stopni swobody.

3. Model matematyczny

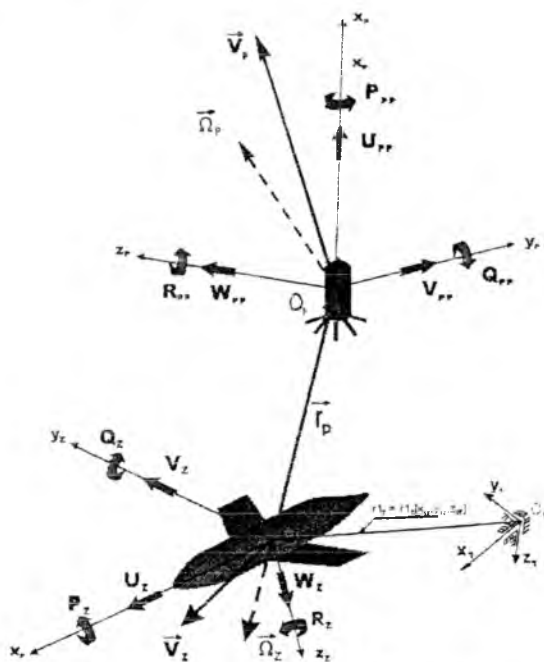
3.1. Równania ruchu układu

W pracy przyjęto klasyczne lotnicze układy odniesienia [1]. Równania ruchu układu zostały wyprowadzone przy wykorzystaniu formalizmu

Boltzmann – Hamela dla układów mechanicznych o więzach holonomicznych.



Rys.3 Rozrzucanie subamunicji z zasobnika



Rys.4 Przyjęte układy odniesienia

• **Faza 1**

W fazie 1 równania ruchu układu mają klasyczną postać [1]:

$$\mathbf{M}\mathbf{V} + \mathbf{K}\mathbf{M}\mathbf{V} = \mathbf{Q}^*, \quad (1)$$

gdzie:

- wektor stanu (rys. 4)

$$\mathbf{V} = \text{col}[U_Z, V_Z, W_Z, P_Z, Q_Z, R_Z], \quad (2)$$

- macierz bezwładności:

$$\mathbf{M} = [\mathbf{M}]_{6 \times 6} = \mathbf{M}_Z + \sum_{i=1}^n \mathbf{M}_{p_i}, \quad (3)$$

której poszczególne składniki mają postać:

$$\mathbf{M}_Z = \begin{bmatrix} m_Z & 0 & 0 & 0 & S_{Zz} & -S_{Yz} \\ 0 & m_Z & 0 & -S_{Zz} & 0 & S_{Xz} \\ 0 & 0 & m_Z & S_{Yz} & -S_{Xz} & 0 \\ 0 & -S_{Zz} & S_{Yz} & I_{Xz} & -I_{XYz} & -I_{XZz} \\ S_{Zz} & 0 & -S_{Xz} & -I_{XYz} & I_{Yz} & -I_{YZz} \\ -S_{Yz} & S_{Xz} & 0 & -I_{XZz} & -I_{YZz} & I_{Zz} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

oraz

$$\mathbf{M}_{p_i} = \begin{bmatrix} m_{p_i} & 0 & 0 & 0 & (S_{Zp_i})_z & -(S_{Yp_i})_z \\ 0 & m_{p_i} & 0 & -(S_{Zp_i})_z & 0 & (S_{Xp_i})_z \\ 0 & 0 & m_{p_i} & (S_{Yp_i})_z & -(S_{Xp_i})_z & 0 \\ 0 & -(S_{Zp_i})_z & (S_{Yp_i})_z & (I_{Xp_i})_z & -(I_{XYp_i})_z & -(I_{XZp_i})_z \\ (S_{Zp_i})_z & 0 & -(S_{Xp_i})_z & -(I_{XYp_i})_z & (I_{Yp_i})_z & -(I_{YZp_i})_z \\ -(S_{Yp_i})_z & (S_{Xp_i})_z & 0 & -(I_{XZp_i})_z & -(I_{YZp_i})_z & (I_{Zp_i})_z \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Składnikami macierzy $\mathbf{M}_Z$ są momenty statyczne, dewiacyjne i bezwładności zasobnika (bez podpocisków) względem układu sztywno związanego z zasobnikiem, zaś składnikami macierzy $\mathbf{M}_{p_i}$ są momenty statyczne, dewiacyjne i bezwładności pocisków względem układu sztywno związanego z zasobnikiem.

Macierz kinematyczna $\mathbf{K}$ z równania (1) przyjmuje klasyczną postać jak w przypadku samolotu [1].

• **Faza 2**

W fazie 2 równania ruchu układu mają postać:

$$\mathbf{M}\mathbf{V} + \mathbf{A}\mathbf{V} = \mathbf{Q}^*, \quad (6)$$

gdzie:

- wektor stanu (rys. 4)

$$\mathbf{V} = [\mathbf{V}]_{(6+n) \times 1}, \quad (7)$$

$$\mathbf{V} = \text{col}[U_Z, V_Z, W_Z, P_Z, Q_Z, R_Z, U_{P1}, \dots, U_{Pi}, \dots, U_{Pn}], \quad (8)$$

$$i = 1 \dots n,$$

n – określa ilość wystrzeliwanych w danej chwili pod pocisków,

U_{Pi} - względna prędkość pocisku w lufie.

- macierz bezwładności:

$$\mathbf{M} = [\mathbf{M}]_{(6+n) \times (6+n)} = \begin{bmatrix} [\mathbf{M}_1]_{6 \times 6} & [\mathbf{M}_2]_{6 \times n} \\ [\mathbf{M}_3]_{n \times 6} & [\mathbf{M}_4]_{n \times n} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$\mathbf{M}_1 = \mathbf{M}_Z + \sum_{i=1}^n \mathbf{M}_{Pi}, \quad (10)$$

$$\mathbf{M}_2 = \begin{bmatrix} s1_1 m_{P1} & \dots & s1_i m_{Pi} & \dots & s1_n m_{Pn} \\ s2_1 m_{P1} & \dots & s2_i m_{Pi} & \dots & s2_n m_{Pn} \\ s3_1 m_{P1} & \dots & s3_i m_{Pi} & \dots & s3_n m_{Pn} \\ s3_1 (S_{Yp1})_z - s2_1 (S_{Zp1})_z & \dots & s3_i (S_{Ypi})_z - s2_i (S_{Zpi})_z & \dots & s3_n (S_{Ypn})_z - s2_n (S_{Zpn})_z \\ s1_1 (S_{Zp1})_z - s3_1 (S_{Xp1})_z & \dots & s1_i (S_{Zpi})_z - s3_i (S_{Xpi})_z & \dots & s1_n (S_{Zpn})_z - s3_n (S_{Xpn})_z \\ s2_1 (S_{Xp1})_z - s1_1 (S_{Yp1})_z & \dots & s2_i (S_{Xpi})_z - s1_i (S_{Ypi})_z & \dots & s2_n (S_{Xpn})_z - s1_n (S_{Ypn})_z \end{bmatrix}, \quad (11)$$

$$\mathbf{M}_3 = \mathbf{M}_2^T, \quad (12)$$

$$\mathbf{M}_4 = \begin{bmatrix} m_{P1} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m_{Pi} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & m_{Pn} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$s1_i = \cos \phi_{yi} \cos \phi_{zi}, \quad (14)$$

$$s2_i = \sin \phi_{zi}, \quad (15)$$

$$s3_i = -\sin \phi_{yi} \cos \phi_{zi}, \quad (16)$$

Kąty ϕ_{yi} , ϕ_{zi} określają położenie osi i -tej lufy względem osi układu sztywno związanego z zasobnikiem.

- macierz $\mathbf{A}$:

$$\mathbf{A} = \mathbf{K} \cdot \mathbf{M} = [\mathbf{A}]_{(6+n) \times (6+n)} = \begin{bmatrix} [\mathbf{A}_1]_{6 \times 6} & [\mathbf{A}_2]_{6 \times n} \\ [\mathbf{A}_3]_{n \times 6} & [\mathbf{A}_4]_{n \times n} \end{bmatrix}, \quad (17)$$

gdzie wprowadzono następujące oznaczenia:

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} 0 & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} & a_{16} \\ -a_{12} & 0 & a_{23} & a_{24} & a_{25} & a_{26} \\ -a_{13} & -a_{23} & 0 & a_{34} & a_{35} & a_{36} \\ -a_{14} & -a_{24} & -a_{34} & 0 & a_{45} & a_{46} \\ -a_{15} & -a_{25} & -a_{35} & -a_{45} & 0 & a_{56} \\ -a_{16} & -a_{26} & -a_{36} & -a_{46} & -a_{56} & 0 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$\mathbf{A}_2 = -2\mathbf{A}_3^T, \quad (19)$$

$$\mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} a_{71} & a_{72} & a_{73} & a_{74} & a_{75} & a_{76} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{i1} & a_{i2} & a_{i3} & a_{i4} & a_{i5} & a_{i6} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{n1} & a_{n2} & a_{n3} & a_{n4} & a_{n5} & a_{n6} \end{bmatrix}, \quad (20)$$

$$\mathbf{A}_4 = 0, \quad (21)$$

opisując poszczególne elementy macierzy $\mathbf{A}_1$ i $\mathbf{A}_3$ jako: (22)

$$\begin{aligned} a_{12} &= -R_z \left(m_z + \sum_{i=1}^n m_p \right), & a_{13} &= Q_z \left(m_z + \sum_{i=1}^n m_p \right), \\ a_{14} &= Q_z \left[(s_{Yz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Yp})_z \right] + R_z \left[(s_{Zz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Zp})_z \right], & a_{15} &= -Q_z \left[(s_{Xz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Xp})_z \right], \\ a_{16} &= -R_z \left[(s_{Xz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Xp})_z \right], & a_{23} &= -P_z \left(m_z + \sum_{i=1}^n m_p \right), \\ a_{25} &= P_z \left[(s_{Xz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Xp})_z \right] + R_z \left[(s_{Zz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Zp})_z \right], & a_{24} &= -P_z \left[(s_{Yz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Yp})_z \right], \\ a_{26} &= -R_z \left[(s_{Yz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Yp})_z \right], & a_{34} &= -P_z \left[(s_{Zz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Zp})_z \right], \\ a_{36} &= P_z \left[(s_{Xz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Xp})_z \right] + Q_z \left[(s_{Yz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Yp})_z \right], & a_{35} &= P_z \left[(s_{Zz}) + \sum_{i=1}^n (s_{Zp})_z \right], \\ a_{45} &= -P_z \left[(l_{XZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{XZp})_z \right] - Q_z \left[(l_{YZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{YZp})_z \right] + R_z \left[(l_{ZZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{Zp})_z \right], \\ a_{46} &= P_z \left[(l_{XYZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{XYP})_z \right] - Q_z \left[(l_{YZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{YP})_z \right] + R_z \left[(l_{XYZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{XYP})_z \right], \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
a_{56} &= P_z \left[(l_{Xz}) + \sum_{i=1}^n (l_{Xp})_z \right] - Q_z \left[(l_{XYz}) + \sum_{i=1}^n (l_{Xyp})_z \right] - R_z \left[(l_{XZz}) + \sum_{i=1}^n (l_{XZp})_z \right], \\
a_{i1} &= R_z s_{2i}^m p_i - Q_z s_{3i}^m p_i, & a_{i4} &= -P_z \left[s_{2i} (S_{Ypi})_z + s_{3i} (S_{Zpi})_z \right] + Q_z s_{1i} (S_{Ypi})_z + R_z s_{1i} (S_{Zpi})_z, \\
a_{i2} &= z s_{3i}^m p_i - R_z s_{1i}^m p_i, & a_{i5} &= -Q_z \left[s_{1i} (S_{Xpi})_z + s_{3i} (S_{Zpi})_z \right] + R_z s_{2i} (S_{Zpi})_z + P_z s_{2i} (S_{Xpi})_z, \\
a_{i3} &= Q_z s_{1i}^m p_i - z s_{2i}^m p_i, & a_{i6} &= -R_z \left[s_{1i} (S_{Xpi})_z + s_{2i} (S_{Ypi})_z \right] + P_z s_{3i} (S_{Xpi})_z + Q_z s_{3i} (S_{Ypi})_z,
\end{aligned}$$

• faza 3

W fazie 3 pociski i zasobnik poruszają się niezależnie.

$$\mathbf{M}^{III} \mathbf{V} + \mathbf{K}^{III} \mathbf{M}^{III} \mathbf{V} = \mathbf{Q}^{III*}, \quad (23)$$

$$\mathbf{M}^{III}_p \mathbf{V}_p + \mathbf{K}^{III}_p \mathbf{M}^{III}_p \mathbf{V}_p = \mathbf{Q}^*_p, \quad (24)$$

gdzie:

– wektory stanu zasobnika i podpocisku:

$$\mathbf{V} = \text{col}[U_z, V_z, W_z, P_z, Q_z, R_z], \quad (25)$$

$$\mathbf{V}_{pi} = \text{col}[U_{ppi}, V_{ppi}, W_{ppi}, P_{ppi}, Q_{ppi}, R_{ppi}]. \quad (26)$$

Macierze bezwładności $\mathbf{M}^{III}$ i $\mathbf{M}^{III}_p$ oraz kinematyczne $\mathbf{K}^{III}$ i $\mathbf{K}^{III}_p$ mają klasyczną budowę zgodną z [1].

3.3 Związki kinematyczne

• Faza 1

$$\begin{Bmatrix} U_z \\ V_z \\ W_z \end{Bmatrix} = \Lambda_\nu \begin{Bmatrix} \dot{x}_{1z} \\ \dot{y}_{1z} \\ \dot{z}_{1z} \end{Bmatrix}, \quad \begin{Bmatrix} P_z \\ Q_z \\ R_z \end{Bmatrix} = \Lambda_\Omega \begin{Bmatrix} \Phi_z \\ \Theta_z \\ \Psi_z \end{Bmatrix}, \quad (27)$$

gdzie:

$\Lambda_\nu, \Lambda_\Omega$ klasyczne macierze transformacji zgodne z [1];

• Faza 2

Związki kinematyczne zasobnika są identyczne jak w fazie 1. Związki kinematyczne pocisku przyjmują postać:

$$\begin{Bmatrix} U_{p1} \\ \dots \\ U_{pi} \\ \dots \\ U_{pn} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \dot{x}_{p1} \\ \dots \\ \dot{x}_{pi} \\ \dots \\ \dot{x}_{pn} \end{Bmatrix}; \quad (28)$$

- **Faza 3**

Związki kinematyczne zasobnika i wystrzelonych pod pocisków mają identyczną budowę jak w fazie 1.

3.4 Warunki początkowe

„Przechodzenie” z fazy do fazy wymaga definiowania nowych warunków początkowych.

- **Faza 1**

Warunki lotu ustalonego zasobnika.

- **Faza 2**

$$\begin{aligned} x_{pi} &= 0, \\ U_{pi} &= 0. \end{aligned} \quad (29)$$

- **Faza 3**

Całkowita prędkość liniowa pocisku:

$$\begin{Bmatrix} U_{ppi} \\ V_{ppi} \\ W_{ppi} \end{Bmatrix}_0 = \Lambda_{zpi}^{-1} \begin{Bmatrix} U_z \\ V_z \\ W_z \end{Bmatrix} + \Lambda_{zpi}^{-1} \begin{Bmatrix} Q_z z_{pzi} - R_z y_{pzi} \\ R_z x_{pzi} - P_z z_{pzi} \\ P_z y_{pzi} - Q_z x_{pzi} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} U_{pi} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (30)$$

Prędkość kątowna pocisku:

$$\begin{Bmatrix} P_{ppi} \\ Q_{ppi} \\ R_{ppi} \end{Bmatrix}_0 = \Lambda_{zpi}^{-1} \begin{Bmatrix} P_z \\ Q_z \\ R_z \end{Bmatrix}, \quad (31)$$

Kąty położenia pocisku:

$$\Theta_{pi} = -\arcsin \left(\frac{(\cos \phi_{yi} \cos \phi_{zi})(-\sin \Theta_z) + (\sin \phi_{zi})(\sin \Phi_z \cos \Theta_z) + (-\sin \phi_{yi} \cos \phi_{zi})(\cos \Phi_z \cos \Theta_z)}{\cos \Theta_{pi}} \right), \quad (32)$$

$$\Phi_{pi} = \arccos \left(\frac{(\sin \phi_{yi})(-\sin \Theta_z) + (\cos \phi_{yi})(\cos \Phi_z \cos \Theta_z)}{\cos \Theta_{pi}} \right), \quad (33)$$

$$\Psi_{pi} = \arccos \left(\frac{(\cos \phi_{yi} \cos \phi_{zi})(\cos \Psi_z \cos \Theta_z) + (\sin \phi_{zi})(\sin \Phi_z \cos \Psi_z \sin \Theta_z - \sin \Psi_z \cos \Phi_z) + (-\sin \phi_{yi} \cos \phi_{zi})(\cos \Phi_z \cos \Psi_z \sin \Theta_z + \sin \Psi_z \sin \Phi_z)}{\cos \Theta_{pi}} \right). \quad (34)$$

Położenie pocisku względem układu ziemskiego:

$$\begin{Bmatrix} x_{1pi} \\ y_{1pi} \\ z_{1pi} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} x_{1zi} \\ y_{1zi} \\ z_{1zi} \end{Bmatrix} + \Lambda_{zg}^{-1} \begin{Bmatrix} x_{pzi} \\ y_{pzi} \\ z_{pzi} \end{Bmatrix}, \quad (35)$$

gdzie:

$x_{pzi}, y_{pzi}, z_{pzi}$ – składowe wektora r_{pi} położenia bieguna układu i-tego pocisku w układzie zasobnika:

$$\begin{Bmatrix} x_{pzi} \\ y_{pzi} \\ z_{pzi} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} x_{pz0i} \\ y_{pz0i} \\ z_{pz0i} \end{Bmatrix} + \Lambda_{zpi} \begin{Bmatrix} x_{rpi} \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} x_{pz0i} + \cos \phi_{yi} \cos \phi_{zi} x_{rpi} \\ y_{pz0i} + \sin \phi_{zi} x_{rpi} \\ z_{pz0i} - \sin \phi_{yi} \cos \phi_{zi} x_{rpi} \end{Bmatrix}, \quad (36)$$

$x_{rpi} = x_{li}$,

x_{li} – długość lufy,

$x_{pz0i}, y_{pz0i}, z_{pz0i}$ – położenie i-tej lufy względem zasobnika,

Λ_{zpi}^{-1} – macierz transformacji z układu zasobnika do układu pocisku.

$$\Lambda_{zpi}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \phi_{yi} \cos \phi_{zi} & \sin \phi_{zi} & -\sin \phi_{yi} \cos \phi_{zi} \\ -\cos \phi_{yi} \sin \phi_{zi} & \cos \phi_{zi} & \sin \phi_{yi} \sin \phi_{zi} \\ \sin \phi_{yi} & 0 & \cos \phi_{yi} \end{bmatrix}, \quad (37)$$

Λ_{zg}^{-1} – macierz transformacji z układu zasobnika do układu grawitacyjnego:

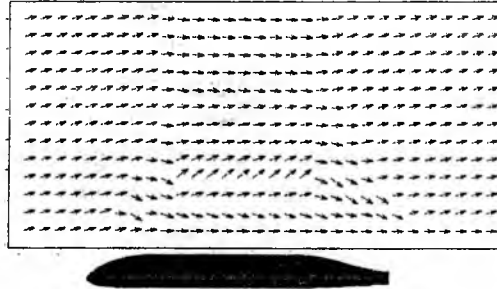
$$\Lambda_{zg}^{-1} = \begin{bmatrix} \cos \Theta z \cos \Psi z & \cos \Psi z \sin \Theta z \sin \Phi z + \sin \Phi z \sin \Psi z + \\ & -\cos \Phi z \sin \Psi z & + \sin \Theta z \cos \Phi z \cos \Psi z \\ \cos \Theta z \sin \Psi z & \sin \Psi z \sin \Theta z \sin \Phi z + \sin \Theta z \cos \Phi z \sin \Psi z + \\ & + \cos \Psi z \cos \Phi z & -\cos \Psi z \sin \Phi z \\ -\sin \Theta z & \sin \Phi z \cos \Theta z & \cos \Phi z \cos \Theta z \end{bmatrix}. \quad (38)$$

3. Siły zewnętrzne działające na układ

Oprócz typowych sił [1] na układ działają dodatkowe, charakterystyczne dla tego typu obiektów siły.

3.1. Sprężenia aerodynamiczne pomiędzy podpociskami i zasobnikiem

Największy problem w modelowaniu siły aerodynamicznej działającej na podpocisk i zasobnik, jest związany z modyfikacją pola opływu wokół zasobnika. Zmiana wektora opływu,

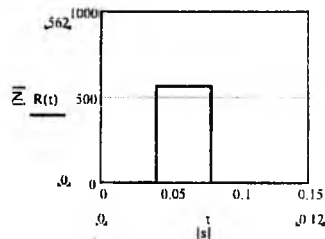


Rys. 5 Pole prędkości opływu wokół zasobnika

powoduje zmianę kąta natarcia i modułu prędkości. Na rys. 5 pokazano przykładowo pole prędkości wokół jednej z koncepcji zasobnika, dla kąta natarcia 15deg [6]. Aby określić wartość kąta natarcia i modułu prędkości podpocisku, trzeba określić aktualne położenie podpocisku oraz konieczne jest dokonanie transformacji prędkości pola $\Delta \vec{V}$ z układu zasobnika do układu podpocisku.

3.2. Siły od reakcji wystrzeliwanych pocisków

Siła R pochodzi od ciśnienia gazów (po spaleniu materiału napędowego) działających na powierzchnie pocisku i zasobnika. Reakcje można zamodelować najprościej impulsem prostokątnym. Typowy przebieg siły przedstawiony został na rys 6.



Rys. 6 Typowy przebieg siły działającej na pocisk

Wnioski

Przedstawiony model matematyczny jest efektem zakończenia pierwszego etapu budowy modelu matematycznego lotu zasobnika w fazie dystrybucji subamunicji. Dotychczasowa analiza zagadnienia i

prace modelowe wskazują, że w trakcie dalszych prac badawczych należy:

- zwrócić szczególną uwagę na postać zapisu związków kinematycznych i sprzężeń aerodynamicznych pomiędzy zasobnikiem i podociskami,
- modelowanie matematyczne pola prędkości opływu zasobnika można oprzeć o wyniki aerodynamiki numerycznej,

Przyjęta forma modelowania badanego systemu, umożliwia opracowanie uniwersalnego modelu zasobnika „ASPIS”, umożliwiającego przeprowadzenie badań symulacyjnych, pozwalających sprecyzować założenia taktyczno – techniczne tej klasy obiektów. Badania symulacyjne pozwolą przebadć wiele wersji zasobnika, tak pod względem wyposażenia (ilość subamunicji) jak i formy zasobnika.

Bibliografia

1. Maryniak J „*Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*” Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika nr32, WPW, Warszawa 1975.
2. Jarzębowska E „*Zasady wariacyjne i równania ruchu mechaniki analitycznej układów nieswobodnych o zmiennej masie*” praca doktorska, WPW, Warszawa 1988.
3. Gutowski R. „*Mechanika analityczna*” PWN, Warszawa 1971.
4. Pyle J. S., Swanson R. H. „*Lift and drag characteristics of the M2-F2 lifting body during subsonic gliding flight*” NASA-TM-X-1431, 1967.
5. Goszczyński J, Grajecki M, Maryniak J, Lasek M, Lorocho L., Winczura Z., Żyłuk A. „*Koncepcja systemu przenoszenia inteligentnej subamunicji „ASPIS”*” VIII konferencja Naukowo-Techniczna „*Problemy Rozwoju, Produkcji i Eksploatacji Techniki Uzbrojenia*”, Rynia 1999.
6. Kulicki P., Lasek M., Niepsuj P., „*Analiza własności dynamicznych samolotu w oparciu o pełne równania ruchu z wykorzystaniem metod obliczeniowych aerodynamiki numerycznej*” Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 1996.
7. Michalewicz K, Winczura Z. „*Dynamika zasobników lotniczych zrzuconych z obiektów latających*” Informator ITWL, Warszawa 1988,
8. Osiecki J. W. „*Przeciwpancerny pocisk moździerzowy podsterowany na opadającej części lotu*” WITU, Zeszyt 65, Zielonka 1998, str. 25-38

Praca została wykonana częściowo w ramach projektu badawczego KBN nr OT00A 022 17.

WPLYW UPROSZCZEŃ AERODYNAMICZNYCH NA WYNIKI OBLICZEŃ OBCIĄŻEŃ USTERZENIA POZIOMEGO W LOCIE MANEWROWYM NA PRZYKŁADZIE SAMOLOTU TESTOWEGO

dr inż. Jacek A. Goszczyński
e-mail: jagoszcz@ilot.edu.pl

mgr inż. Michał Grajecki
e-mail: grajecki@ilot.edu.pl

mgr inż. Jarosław Pyrz
e-mail: pvrz@ilot.edu.pl

mgr inż. Andrzej Radlicz
e-mail: radlicz@ilot.edu.pl

Instytut Lotnictwa, Warszawa

W pracy przedstawiono wpływ przyjętych uproszczeń aerodynamicznych na wyznaczone obciążenia manewrowe usterzenia poziomego samolotu. Przedyskutowano znaczenie wprowadzenia uproszczeń z punktu widzenia wytrzymałości zmęczeniowej płatowca.

1. Wstęp

Obciążenia usterzenia wysokości samolotu podczas brutalnego sterowania i ich powiązanie z obciążeniami skrzydła oraz parametrów dynamicznych płatowca są od kilkadziesiąt lat przedmiotem rozważań i badań. Analiza wyników teoretycznych i testów w locie pozwala uznać ten problem za rozwiązany. Obliczenia wytrzymałościowe usterzeń i kadłubów samolotów są oparte na dokładnej analizie obciążeń występujących m.in. podczas brutalnego sterowania [3].

Pewnym zadaniem, ciekawym z punktu widzenia przyjętej metodyki, stawianym przed zespołami obliczeniowymi jest określenie obciążeń usterzenia wysokości w trakcie lotu manewrowego



Rys. 1 Samolot transportowy (CASA)
traktowany jako obiekt testowy.

(brutalne sterowanie) dysponując wyłącznie wiedzą o spektrum obciążenia środka masy samolotu (danym np. wg przepisów budowy statków powietrznych) bez informacji o spektrum obciążeń środka masy usterzenia. Rozwiązanie tak postawionego problemu należy upatrywać w obliczeniach symulacyjnych lotu samolotu z uwzględnieniem obciążeń masowych i aerodynamicznych występujących na usterzeniu poziomym podczas brutalnego sterowania sterem wysokości. Wyniki tak uzyskanej symulacji stanowią podstawę do określenia parametrów i przebiegu prób zmęczenia badanego samolotu [3].

Osobnym zagadnieniem, oprócz wykonania wspomnianych badań symulacyjnych (według znanego i zdeterminowanego modelu), jest rozpatrzenie, na ile przyjęte uproszczenia w modelowaniu (szczególnie aerodynamiki) wpływają na wyniki symulacji. Szczególnie jest to problem istotny, gdyż spotyka się kilka różnych procedur modelowania obiektu poddawanego takim badaniom [3, 5].

2. Modele fizyczny i matematyczny

2.1. Założenia oraz model fizyczny samolotu

Jako obiekt testowy wybrano dwusilnikowy samolot transportu regionalnego, który został zidentyfikowany geometrycznie, masowo i aerodynamicznie.

Ze względu na brak dostatecznej ilości danych zagadnienie uproszczono do lotu symetrycznego tj. w płaszczyźnie grawitacyjnej (trzy stopnie swobody).

Przyjęto model fizyczny samolotu w oparciu o następujące założenia:

- samolot jest traktowany jako bryła sztywna o trzech stopniach swobody,
- zastosowano model atmosfery wzorcowej bez podmuchów,
- zastosowano aerodynamikę quasi-stacjonarną,
- samolot posiada płaszczyznę symetrii geometryczną, masową i aerodynamiczną,
- przyjęto, że stery są nieważkie, a ich wychylenia mają wpływ parametryczny na zmianę sił i momentów sił aerodynamicznych,
- ze względu na lot symetryczny pomija się efekty giroskopowe turbin silników oraz śmigieł.
- ciąg jest niezmienny podczas trwania symulacji
- pomija się wpływ strumienia zaśmigłowego
- sterowanie samolotem odbywa się tylko poprzez wychylenia steru wysokości.

2.2. Układy odniesienia

Przyjęto następujące układy odniesienia – rys. 2:

- układ laboratoryjny

$Ox_{AL}y_{AL}z_{AL}$,

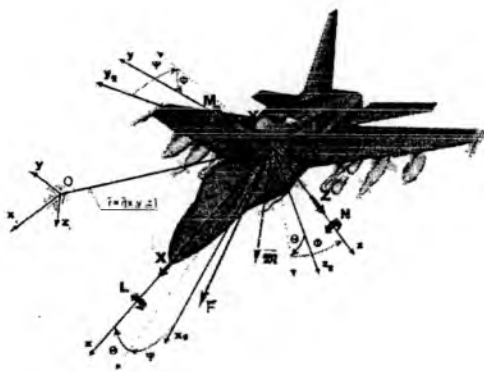
zaczepiony w $\frac{1}{4}$ SCA, którego oś

Ox_{AL} jest styczna do kierunku wektora prędkości samolotu, a zwrot skierowany

przeciwnie do tego wektora, oś Oz_{AL} skierowana jest do

góry, a oś Oy_{AL} na prawe skrzydło - w układzie tym wyznaczone są wszystkie siły i momenty sił aerodynamicznych,

- układ związany z PIM-POM (pozioma i pionowa baza montażowa samolotu). $Ox_{pp}y_{pp}z_{pp}$ - w którym, wyznaczona jest geometria samolotu
- układ samolotowy $Oxyz$, sztywno związany z samolotem, równoległy do układu montażowego PIM-POM, którego początek znajduje się w środku masy i zwrot osi Ox jest zgodny ze zwrotem wektora prędkości samolotu,



Rys. 2 Przyjęte układy odniesienia

- układ pomocniczy $0x'y'z'$ sztywno związany z samolotem, którego oś $0x'$ jest równoległa do SCA i ma zwrot dodatni (tak jak i oś $0z'$) zgodnie z przyjętym układem samolotowym. Układ jest zaczepiony w punkcie odpowiadającym $\frac{1}{4}$ SCA
- układ inercjalny związany z ziemią $0x_1y_1z_1$, względem którego obserwowany jest ruch samolotu.

Wszystkie przyjęte układy są układami prostokątnymi, prawoskrętnymi.

2.3. Model matematyczny

Powszechnie stosowane w lotnictwie, dla przyjętego modelu fizycznego samolotu o trzech stopniach swobody [1, 2, 4], dynamiczne równania ruchu (w układzie samolotowym) w zapisie macierzowym, przybierają postać:

$$\tilde{\mathbf{M}} \cdot \dot{\mathbf{V}} + \mathbf{K} \cdot \mathbf{M} \cdot \mathbf{V} = \mathbf{Q}^* \quad (1)$$

Przekształcając równanie (1) otrzymujemy:

$$\dot{\mathbf{V}} = \tilde{\mathbf{M}}^{-1} \cdot (-\mathbf{K} \cdot \mathbf{M} \cdot \mathbf{V} + \mathbf{Q}^*), \quad (2)$$

gdzie:

- macierz bezwładności:
$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} m & 0 & Sz \\ 0 & m & -Sx \\ Sz & -Sx & Jy \end{bmatrix},$$

- zmodyfikowana macierz bezwładności:

$$\tilde{\mathbf{M}} = \begin{bmatrix} m + X_{\dot{U}} & X_{\dot{W}} & Sz \\ Z_{\dot{U}} & m + Z_{\dot{W}} & -Sx \\ Sz + M_{\dot{U}} & -Sx + M_{\dot{W}} & Jy \end{bmatrix},$$

- macierz kinematyczna:
$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} 0 & Q & 0 \\ -Q & 0 & 0 \\ W & -U & 0 \end{bmatrix},$$

- wektor przyspieszeń:
$$\dot{\mathbf{V}} = \text{col}[\dot{U}, \dot{W}, \dot{Q}],$$

- wektor prędkości:
$$\mathbf{V} = \text{col}[U, W, Q],$$

- wektor sił i momentów sił zewnętrznych o składowych (odpowiednio od aerodynamiki, siły grawitacyjnej i zespołu napędowego):

$$\mathbf{Q}^* = \begin{bmatrix} X^* \\ Z^* \\ M^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^a \\ Z^a \\ M^a \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^g \\ Z^g \\ M^g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X^T \\ Z^T \\ M^T \end{bmatrix} \quad (3)$$

2.4. Współczynnik obciążeń

Równania wyznaczające obciążenie w środku ciężkości samolotu [4]:

- w układzie Oxyz:

$$n_x = -\sin(\Theta) - (\dot{U} + Q \cdot W) / g, \quad (4)$$

$$n_z = \cos(\Theta) - (\dot{W} - Q \cdot U) / g, \quad (5)$$

- w układzie O_{X_{AL}Y_{AL}Z_{AL}}:

$$n_z^{AL} = n_z \cdot \cos(\alpha) - n_x \cdot \sin(\alpha). \quad (6)$$

Równania wyznaczające obciążenie w środku masy usterzenia w układzie samolotowym [4]:

$$n_{Zh} = n_z + \frac{[(x_{sc} - x_{sch}) \cdot \dot{Q} + (z_{sc} - z_{sch}) \cdot Q^2]}{g}, \quad (7)$$

gdzie: h – usterzenie wysokości,
 x_{sc}, z_{sc} – współrzędne środka ciężkości samolotu,
 x_{sch}, z_{sch} – współrzędne środka ciężkości usterzenia
 poziomego

Wyznaczenie współczynnika obciążeń n_z w środku układu odniesienia oraz znajomość geometrii płatowca pozwalają, przy pomocy obliczeń symulacyjnych, na wyznaczenie współczynnika obciążeń w dowolnym punkcie płatowca.

2.5. Siła globalna działająca na usterzenie wysokości

Wynikiem symulacji ma być składowa pionowa siły globalnej działającej na usterzenie wysokości w układzie PIM-POM. Stąd, na podstawie 2 zasady dynamiki Newtona, składowa pionowa całkowitej siły działająca na usterzenie wynosi:

- w układzie samolotowym

$$P_{ZH}^{aero} = P_{ZH}^a + P_{ZQH}^a, \quad (8)$$

$$P_{globZ}^h = P_{ZH}^{aero} + m_h \cdot g \cdot n_{Zh}, \quad (9)$$

- w układzie PIM-POM

$$P_{globZ\,POM}^h = -P_{globZ}^h. \quad (10)$$

gdzie:

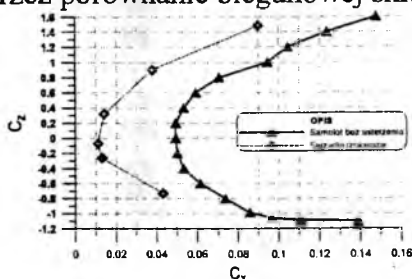
m_h , – masy usterzenia wysokości

n_{Zh} , – współczynnik obciążeń według (7).

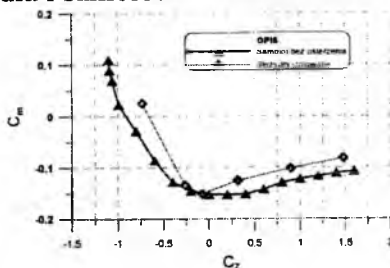
3. Rozwiązanie zagadnienia

3.1. Model aerodynamiczny

Bezwymiarowe charakterystyki aerodynamiczne skrzydła oraz samolotu w układzie laboratoryjnym zostały przedstawione na rys. 3 – 4 poprzez porównanie biegunowej skrzydła i samolotu bez usterzenia.



Rys. 3 $C_Z = f(C_X)$



Rys. 4 $C_m = f(C_Z)$

Obliczenia symulacyjne prowadzą do rozwiązania równania (3), a następnie do obróbki wyników, tj. do określenia parametrów będących przedmiotem niniejszych rozważań.

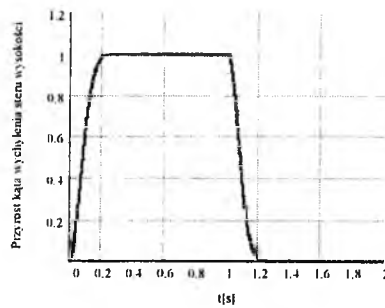
3.2. Symulacja numeryczna

Symulacje przeprowadzono dla masy obliczeniowej samolotu odpowiadającej maksymalnej masie startowej.

Pozostałe warunki lotu symulacyjnego przedstawiają się następująco:

- wysokość lotu 3000 m
- prędkość początkowa 300 km/h

Stanem wyjściowym symulacji był lot poziomy w warunkach równowagi. Przyjęto model sterowania sterem wysokości przedstawiony na rys. 5, a amplituda zmian wychylenia steru przebiegała dla każdej

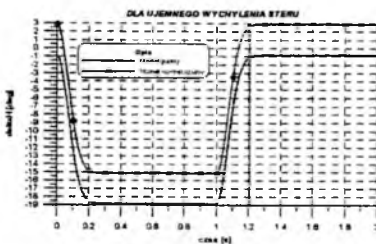


Rys. 5 Przebieg sterowania w czasie dla jednostkowego wychylenia steru wysokości względem wyznaczonych warunków równowagi

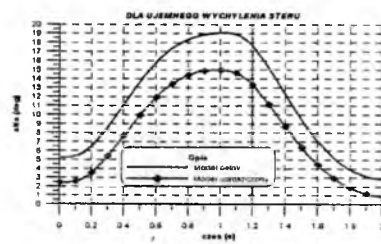
symulacji co $\pm 2^\circ$ aż do osiągnięcia maksymalnych dodatnich i ujemnych wychyleń steru wysokości.

3.3. Wyniki

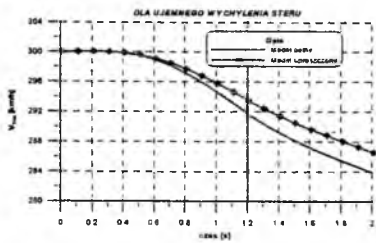
Poniższe wykresy przedstawiają porównanie przebiegów kąta natarcia α , sił oraz współczynnika obciążenia n_z w funkcji czasu, mierzonego w środku układu odniesienia dla wybranego manewru opisanego przebiegiem kąta wychylenia steru wysokości w czasie, według rys. 6 (pionowa linia oznacza moment powrotu steru do położenia wyjściowego dla warunków lotu poziomego w równowadze).



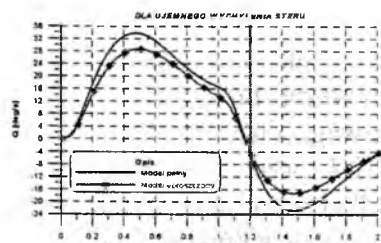
Rys. 6 Przebieg sterowania $\delta_H=f(t)$



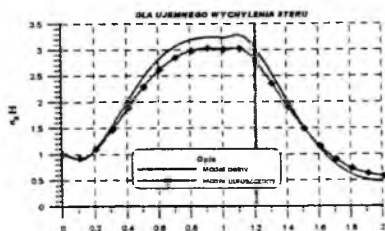
Rys. 7 $\alpha=f(t)$



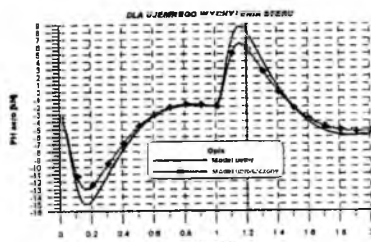
Rys. 8 $V_{TAS}=f(t)$



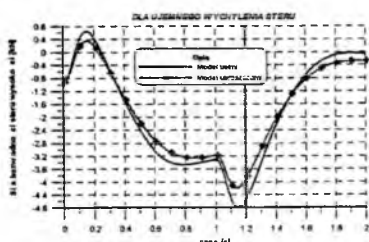
Rys. 9 $Q=f(t)$



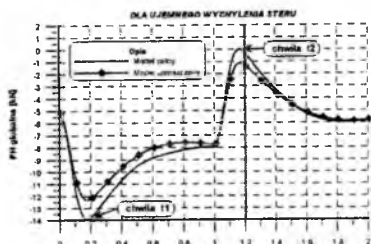
Rys. 10 Przebieg $n_z = f(t)$ (dla środka masy samolotu)



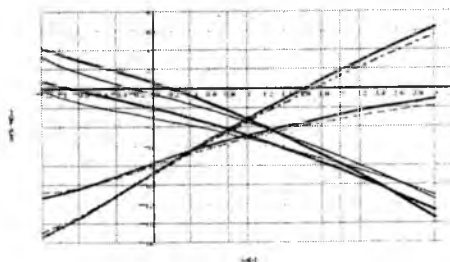
Rys. 11 Przebieg siły aerodynamicznej na usterzeniu poziomym $P_{H\text{aero}} = f(t)$



Rys. 12 Przebieg siły bezwładności na usterzeniu poziomym $P_{H\text{bezwł}} = f(t)$



Rys. 13 Przebieg całego obciążenia usterzenia poziomego $P_{H\text{global}} = f(t)$



Rys. 14 Porównanie wartości obciążeń uzyskanych z symulacji dla dwóch wariantów przyjętych modeli aerodynamicznych (grube linie oznaczają wyniki symulacji dla pełnego modelu, zaś cienkie – dla modelu uproszczonego)

4. WNIOSKI

Zastosowanie w symulacji charakterystyk aerodynamicznych skrzydła, jako charakterystyk samolotu bez usterzenia, spowodowało, już w pierwszej fazie obliczeń tj. przy wyznaczeniu ścisłych warunków równowagi, duże rozbieżności. Jest to oczywiste, jeżeli przeanalizuje się rys. 3 i 4 przedstawiające porównanie charakterystyk aerodynamicznych skrzydła i samolotu bez usterzenia.

Przyrosty kątów wychylenia są takie same, a różnice w wartościach kątów przedstawione na rys. 6 wynikają z różnicy warunków początkowych (parametrów lotu poziomego w równowadze).

Należy zwrócić uwagę, że przebiegi wartości współczynnika obciążeń n_z w czasie są zbliżone w obu wariantach (rys. 12). Niestety, nie można tego powiedzieć o przebiegach wartości sił globalnych na usterzeniu wysokości (rys. 13, 14), które zostały zaniżone w **wariancie 1** w stosunku do obliczonych w symulacji uwzględniającej pełny model aerodynamiczny samolotu (**wariant 2**).

Różnice w siłach na usterzeniu poziomym, które bardzo wyraźnie obrazuje rys. 14, dochodzą dla dużych n_z do ponad 10% wartości, co opisuje tab. 1.

Tablica 1

n_z [-]	$\Delta Ph1$ [kN]	$\Delta Pha1$ [kN]	$\Delta Pha2$ [kN]
-1.2	0.95	0.88	0.5
3	1.6	1.8	0.86

Analizując otrzymane wyniki od strony wytrzymałości zmęczeniowej, stwierdzono, że różnica wartości amplitud przebiegu sił na usterzeniu w czasie manewru (rys. 13), dla skrajnych wartości n_z , wynosi ponad 30%.

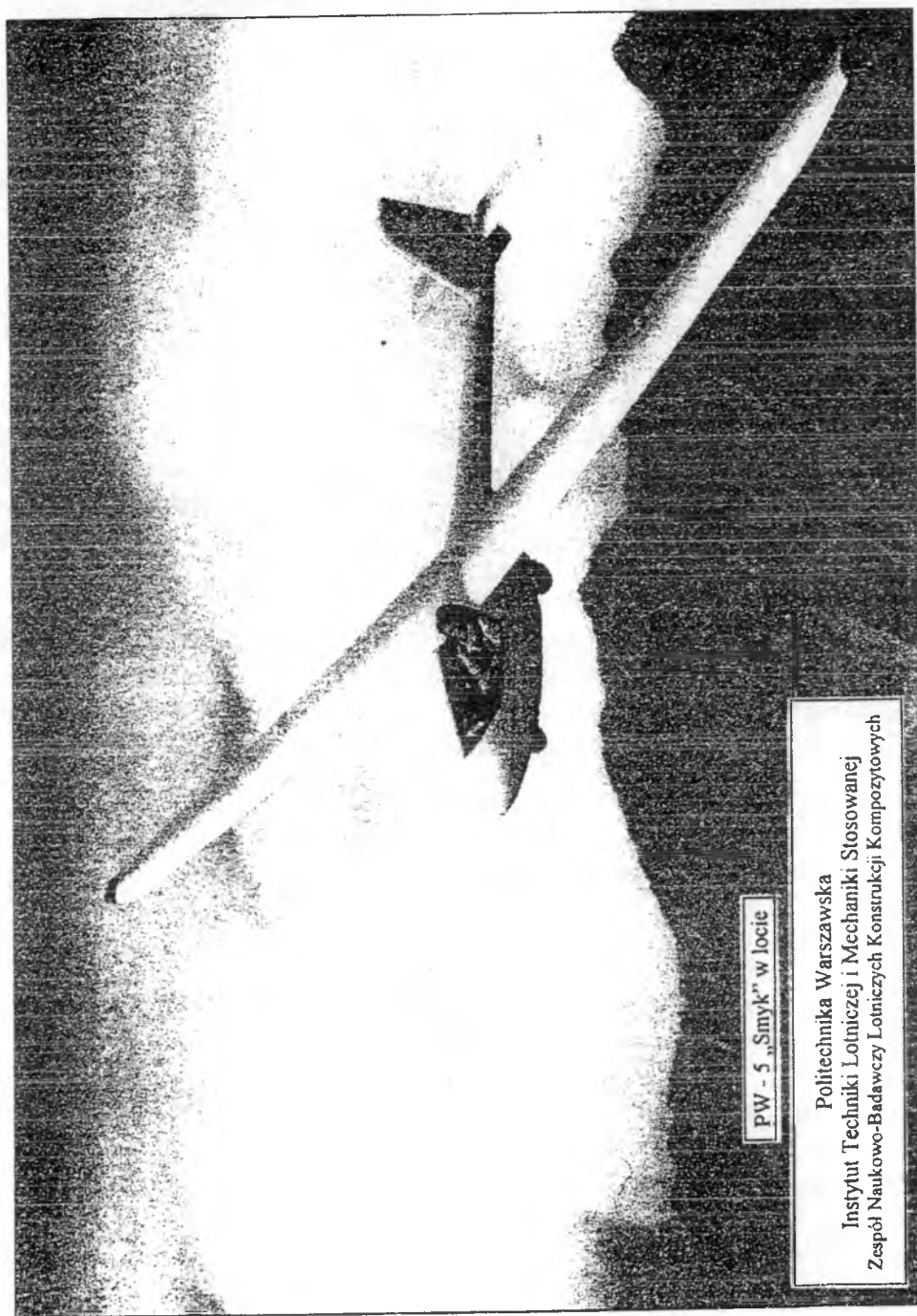
Zastosowanie obliczeń według wariantu uproszczonego powoduje znaczne zaniżenie obciążeń występujących na usterzeniu, a program prób zmęczeniowych, opracowany na podstawie tak sformułowanego modelu aerodynamicznego samolotu zostaje obarczony istotną wadą wstępną.

W wyniku przeprowadzonego ciągu symulacji stwierdzono, że znaczący wpływ na uzyskane wyniki ma czas sterowania (a szczególnie faza przejściowa), przedstawiony na rys. 5. To zagadnienie będzie przedmiotem dalszych badań symulacyjnych.

5. Literatura

1. Maryniak J.: „Ogólny model symulacji samolotu”, Sprawozdanie 140/85, ZN-BDOR ITLIMS PW, Warszawa, 1985;
2. McLean D. "Automatic Flight Control Systems", Prentice Hall International, London 1990;
3. Sandauer J. "Obciążenia usterzenia wysokości szybowca podczas brutalnego sterowania", Technika Lotnicza nr 5/6 1960;
4. Stevens B. "Aircraft Control and Simulation" – A Wiley-Interscience Publication, JOHN WILEY & SONS, INC. New York, 1992;
5. Pearson H.A., McGowan W.A., Donegan J.J. „Horizontal tail loads in manoeuvring flight, NACA Report no. 1007.

Praca wykonana częściowo w ramach projektów badawczych KBN nr: 9T12C 079 15 oraz 0 T00A 036 17.

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

PW - 5 „Smyk” w locie

Politechnika Warszawska
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Zespół Naukowo-Badawczy Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych

ODTWORZENIE STEROWANIA SAMOŁOTEM POPRZECZ ROZWIĄZANIE ZAGADNIENIA ODWROTNEGO

Jacek Goszczyński
Instytut Lotnictwa, Warszawa
e-mail: jagoszcz@ilot.edu.pl

Grzegorz Kowaleczko
Wojskowa Akademia Techniczna
e-mail: kowaleczko@wul.wat.waw.pl

Jerzy Maryniak
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

Streszczenie

W pracy przedstawiono rezultaty odtworzenia sterowania samolotem TS-11 „Iskra” przy wykorzystaniu dynamiki odwrotnej. W oparciu o zarejestrowane w czasie lotu parametry lotu określono więzy, które wykorzystano do wyznaczenia sterowania obiektem. Wyniki obliczeń porównano ze sterowaniem zarejestrowanym w czasie lotu. Obliczenia przeprowadzono dla trzech wybranych przypadków sterowania samolotem: - wychylenie steru wysokości „na siebie”, - wychylenie lotek „w prawo”, - wychylenie steru kierunku „w prawo”.

Wstęp

Zagadnienia odwrotne dynamiki obejmują problemy wyznaczenia: aktywnych sił działających na układ mechaniczny, parametrów układu oraz ograniczeń nałożonych na ten układ, przy których może być realizowany ruch o założonych cechach. Ruch ten jest jednym z możliwych ruchów układu.

W praktyce często istotniejsze od wymienionych powyżej zagadnień jest określenie takiego wektora sterowania obiektem, by obiekt ten realizował nałożone na niego więzy. W zastosowaniu do potrzeb mechaniki lotu statków powietrznych podstawowym zadaniem dynamiki odwrotnej jest określenie wychylenia organów sterowania niezbędnego do wykonania przez statek powietrzny wybranego manewru przestrzennego.

Istnieje wiele sposobów rozwiązywania powyższych zagadnień. Wymienić tu można metody oparte na rozwiązywaniu układów równań różniczkowo-algebraicznych [7-10] czy też na metodzie dekompozycji zadania syntezy sterowania [11].

W niniejszej pracy wykorzystano metodę bazującą się na linearyzacji rozpatrywanego problemu wokół bieżącego położenia obiektu w przestrzeni stanów [1-5]. Jej najważniejszą cechą jest brak jakichkolwiek przekształceń równań ruchu obiektu. Mają one identyczną postać jak w przypadku rozpatrywania klasycznych zagadnień dynamiki ruchu (ruch obiektu przy zadanym w czasie przebiegu sterowania). Metoda ta mieści się w klasie zagadnień określonych jako „rekonstrukcja równań ruchu” [6] i pozwala wyznaczyć przebiegi czasowe sygnałów sterujących.

1. Opis metody rozwiązania zagadnienia odwrotnego

Do obliczeń przyjęto klasyczny model samolotu opisujący ruch obiektu jako bryły sztywnej o sześciu stopniach swobody. Zgodnie z tym modelem równania ruchu samolotu obejmują:

- równania równowagi sił działających na samolot,
- równania równowagi momentów,
- związki kinematyczne pozwalające określić konfigurację przestrzenną samolotu oraz trajektorię ruchu w układzie ziemskim.

Stanowią one układ dwunastu równań różniczkowych zwyczajnych, który może być zapisany w ogólnej postaci:

$$\frac{d\bar{X}}{dt} = \bar{X} = G(t, X, S) \quad (1.1)$$

gdzie $X \in \mathbb{R}^n$ jest wektorem parametrów lotu: $X = (V, \alpha, \beta, P, Q, R, \Theta, \Phi, \Psi, x_g, y_g, z_g)$, zaś $S \in \mathbb{R}^n$ jest wektorem parametrów sterowania: $S = (T_c, \delta_H, \delta_L, \delta_V)$.

Poszczególne wielkości oznaczają odpowiednio: V - prędkość lotu, α - kąt natarcia, β - kąt ślizgu, P - prędkość kątowna przechylenia, Q -

prędkość kątowna pochylenia i R – prędkość kątowna odchylenia, Θ - kąt pochylenia, Φ - kąt przechylenia, Ψ - kąt odchylenia, (x_g, y_g, z_g) - współrzędne środka masy w inercjalnym układzie współrzędnych; T_c - ciąg układu napędowego, δ_H - wychylenie steru wysokości, δ_l - wychylenie lotek, δ_v - wychylenie steru kierunku.

W dalszej analizie założono, że wektor parametrów wyjściowych $Y \in \mathbb{R}^n$ jest tożsamy z wektorem parametrów lotu:

$$Y = X \quad (1.2)$$

Równanie (1.1) uzupełniono następującym warunkiem początkowym:

$$X(t_0) = X_0 \quad (1.3)$$

W rozważanym przypadku ruchu samolotu podstawowym problemem dynamiki odwrotnej jest wyznaczenie wektora sterowania $S(t)$ dla zadanego wektora parametrów wyjściowych $X_z(t)$.

Zagadnienie jest dyskretyzowane dla ciągu kolejnych chwil czasu $t_0, \dots, t_k, t_{k+1}, \dots, t_N$, zaś dla każdej chwili sterowanie jest obliczane w sposób iteracyjny. W każdej chwili t_{k+1} określony jest wektor $X_z(t_{k+1})$. Znany jest też wektor $X(t_{k+1})$ obliczony w wyniku całkowania układu równań (1.1) w przedziale czasu od t_k do t_{k+1} . Całkowanie to wykonywane jest przy określonym dla chwili t_k sterowaniu $S^{(m)}(t_k)$ / m – numer iteracji/. Jeżeli sygnał sterujący jest prawidłowo dobrany to wektory $X_z(t_{k+1})$ i $X(t_{k+1})$ powinny być sobie równe. Jeżeli istnieje różnica pomiędzy nimi to stanowi ona podstawę do obliczenia poprawionej wartości wektora sterowania $S^{(m+1)}(t_k)$. Wykorzystuje się związek wynikający z linearyzacji zagadnienia wokół bieżącego położenia obiektu w przestrzeni stanów.

$$S^{(m+1)}(t_k) = S^{(m)}(t_k) + J^{-1} \Delta X^{(m)}(t_{k+1}) \quad (1.4)$$

gdzie Jakobian J ma elementy określone następująco:

$$J_{ij}(t_k) = \frac{\partial [\Delta X_i^{(m)}(t_{k+1})]}{\partial S_j^{(m)}(t_k)} = \frac{\partial X_i^{(m)}(t_{k+1})}{\partial S_j^{(m)}(t_k)} \quad (1.5)$$

Ponieważ zagadnienie jest rozwiązywane numerycznie w procesie obliczeniowym stosuje się następujący schemat różnicowy:

$$J_{ij}(t_k) = \frac{X_i^{(m)}[t_{k+1}, S_j^{(m)}(t_k) + \delta S_j^{(m)}] - X_i^{(m)}[t_{k+1}, S_j^{(m)}(t_k) - \delta S_j^{(m)}]}{2\delta S_j^{(m)}} \quad (1.6)$$

Iteracje w każdym kroku czasowym przeprowadza się aż do osiągnięcia założonej dokładności ε_X tych parametrów lotu, które są jednocześnie więzami tzn. do chwili spełnienia nierówności:

$$|\Delta X_i^{(m)}(t_{k+1})| = |X_{zi}(t_{k+1}) - X_i^{(m)}(t_{k+1})| \leq (\varepsilon_X)_i \quad (1.7)$$

2. Symulacja wybranych manewrów przestrzennych samolotu

Poniżej pokazane zostaną wyniki obliczeń trzech wybranych manewrów samolotu. Jako więzy wykorzystano przebiegi zarejestrowane w czasie lotu. Obliczenia przeprowadzono dla samolotu TS-11 „Iskra”. Samolot ten początkowo realizował ustalony lot poziomy. Pilot w czasie takiego lotu wychylał impulsowo wybrany ster. Dalej ster wracał do położenia początkowego i przez stosunkowo długi okres czasu samolot realizował ruchy własne, praktycznie bez interwencji pilota – rejestrowana była odpowiedź samolotu na wymuszenie impulsowe.

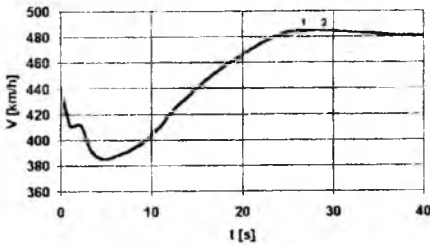
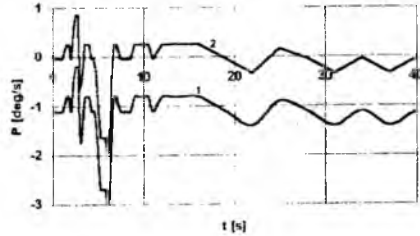
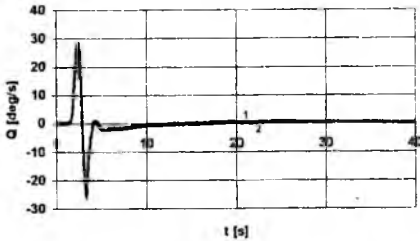
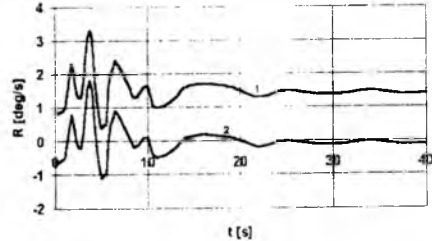
Do analizy wybrano następujące manewry:

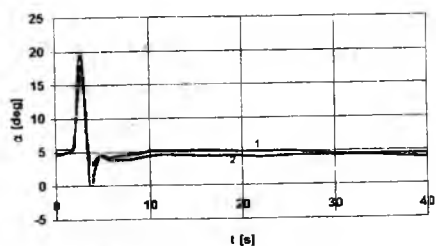
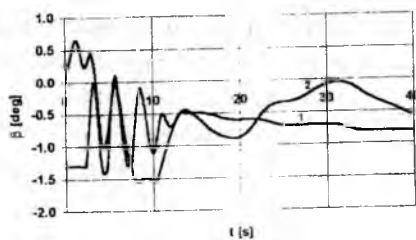
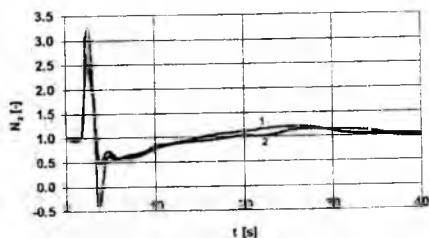
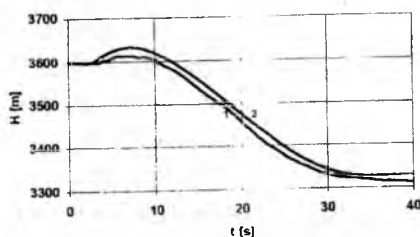
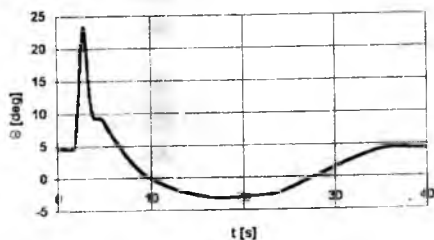
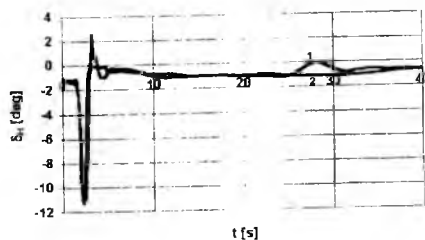
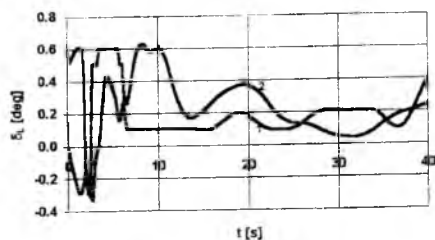
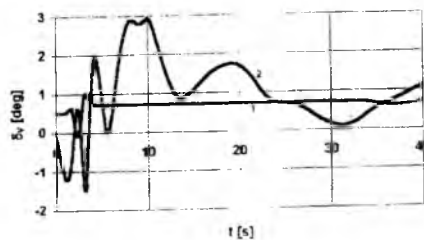
- wychylenie steru wysokości „na siebie”
- wychylenie lotek „w prawo”
- wychylenie steru kierunku „w prawo”

Określając w procesie rozwiązywania zagadnienia odwrotnego więzy kierowano się następującą regułą: dwa więzy dotyczą ruchu podłużnego i dwa więzy dotyczą ruchu boczno. Przyjęto, że więzami tymi są: prędkość lotu V oraz prędkości kątowe P , Q i R . W toku obliczeń okazało się, że parametry te zapisywane były z małą precyzją (rzadkie próbkowanie, niedokładne wyzerowanie układów rejestrujących, mała dokładność rejestracji). Z tego powodu konieczne było dokonanie modyfikacji więzów. Polegało to przede wszystkim na „przesunięciu zera”. Dzięki temu możliwe było odtworzenie ruchu samolotu w dłuższym przedziale czasu. Bez tego rodzaju modyfikacji poprawne wyniki uzyskiwano jedynie dla krótkich, kilkusekundowych przedziałów czasowych. Dokonane modyfikacje więzów widoczne są na pokazanych dalej rysunkach. Przyjęto tu następujące oznaczenia, „1” – wyniki symulacji numerycznej, „2” – zapisy rejestratora.

2.1. Wychylenie steru wysokości „na siebie”

W chwili początkowej samolot leciał ustalonym lotem poziomym bez ślizgu z prędkością 440 km/h na wysokości 3600m. Pilot energicznie ściągnął drążek sterowy „na siebie”, a następnie odepchnął go w położenie początkowe. Wyniki obliczeń porównane z zapisami z lotu pokazano na rysunkach 1-12. Na rysunkach 1-4 pokazano przebiegi tych parametrów lotu, które były więzami w czasie symulacji. Uwzględniono „przesunięcie zera”, o którym wspomniano powyżej. Rysunek 5 pokazuje, że zmiana kąta natarcia samolotu α odtworzona została wiernie. Na rysunku 6 widać różnice pomiędzy zapisami z lotu i wynikami symulacji. Różnice te nie są jednak zbyt duże i nie przekraczają 1° . Z zadowalającą dokładnością odtworzono przebiegi przeciążenia i wysokości lotu /rys. 7, 8/. Na rysunku 9 pokazano zmianę w czasie kąta pochylenia samolotu, który nie był rejestrowany w czasie lotu. Rysunki 10-12 pokazują wychylenie powierzchni sterowych. Widać z nich, że wychylenie steru wysokości wyznaczone zostało poprawnie. Natomiast wychylenia lotek i steru kierunku różnią się od zarejestrowanych. Można jednak uznać, że różnice te nie mają zasadniczego wpływu na charakter ruchu samolotu.

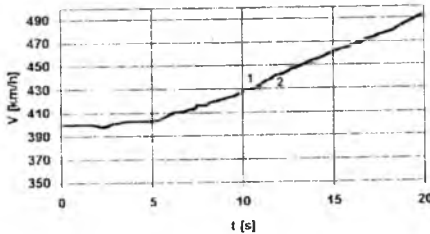
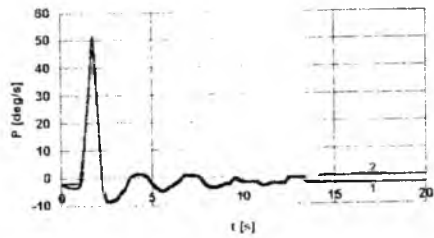
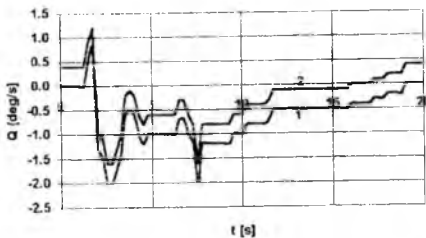
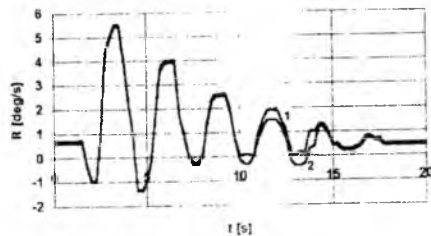
Rys. 1. Prędkość lotu $V(t)$ Rys. 2. Prędkość kątowna przechylenia $P(t)$ Rys. 3. Prędkość kątowna pochylenia $Q(t)$ Rys. 4. Prędkość kątowna odchylenia $R(t)$

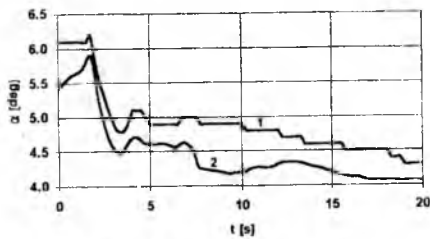
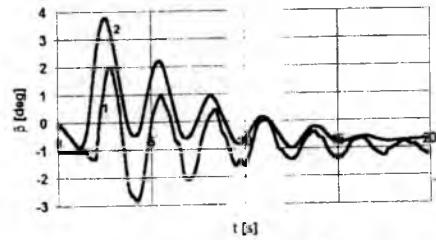
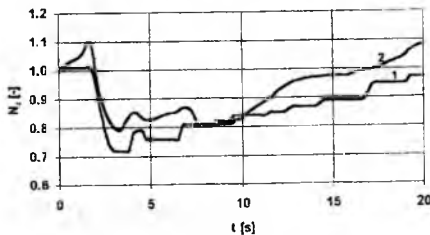
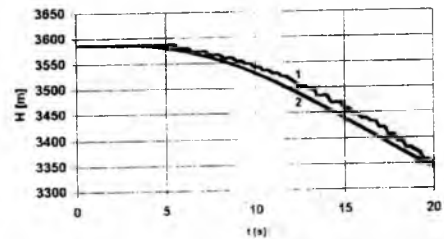
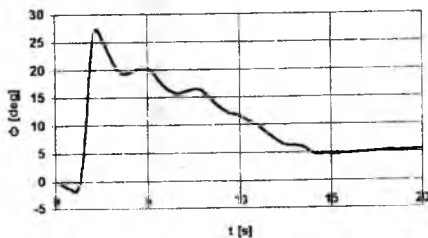
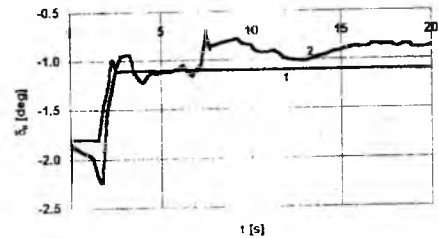
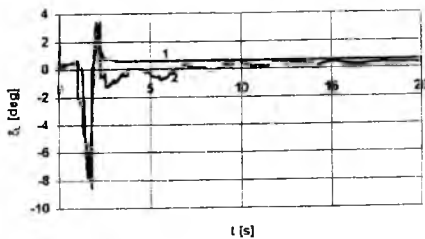
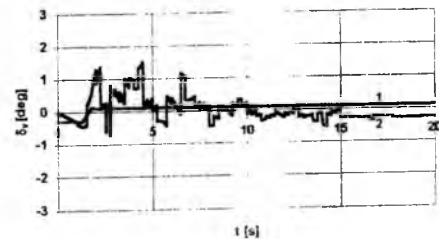
Rys.5. Kąt natarcia $\alpha(t)$ Rys.6. Kąt ślizgu $\beta(t)$ Rys.7. Przeciążenie $N_z(t)$ Rys.8. Wysokość lotu $H(t)$ Rys.9. Kąt pochylenia kadłuba $\theta(t)$ Rys.10. Wychylenie steru wysokości $\delta_H(t)$ Rys.11. Wychylenie lotek $\delta_L(t)$ Rys.12. Wychylenie steru kierunku $\delta_r(t)$

2.2. Wychylenie lotek „w prawo”

Kolejnym manewrem, który odtwarzano był manewr polegający na szybkim, chwilowym wychyleniu lotek w prawo. Stanem wyjściowym

był tak, jak poprzednio lot poziomy z prędkością 400 km/h. Wychylenie lotek spowodowało powstanie dużej prędkości kątowej przechylenia /rys.14/. Dalsza reakcja samolotu polegała min. na oscylacjach prędkości kątowej odchylenia /rys.16/ i kąta ślizgu /rys.18/. W przypadku kąta ślizgu widoczne jest przesunięcie przebiegów zarejestrowanych i wyliczonych. Mogło to być spowodowane niedokładnym wyzerowaniem układów rejestrujących. Rysunek 17 pokazuje, że obliczony przebieg kąta natarcia jest podobny do zarejestrowanego w czasie lotu. Podobne wnioski dotyczą przeciążenia i wysokości lotu /rys.19 i 20/. Wyznaczone sygnały sterujące /rys.22-24/ są co do charakteru zbieżne z zarejestrowanymi w czasie lotu. Wychylenie lotek /rys.23/, które było „wymiarujące” w analizowanym manewrze zostało odtworzone poprawnie. Wychylenie steru wysokości /rys.22/ również jest zgodne co do charakteru z zarejestrowanym. Natomiast w przebiegu wyliczonego wychylenia steru kierunku /rys.24/ widać liczne nieregularności i skokowe zmiany. Jednak ich zakres, w porównaniu z wychyleniem lotek, jest niewielki.

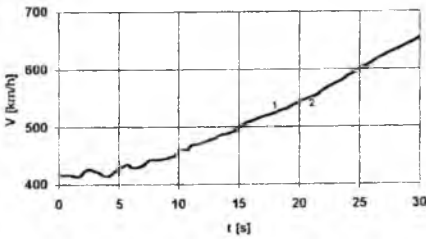
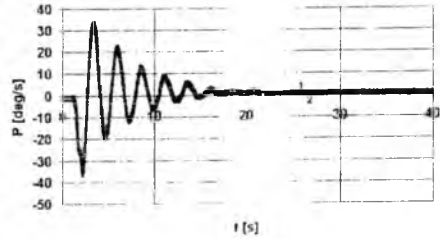
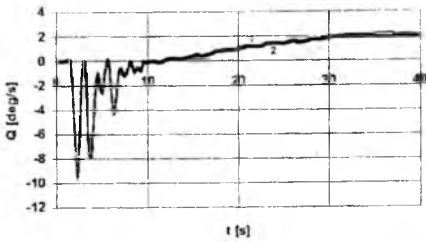
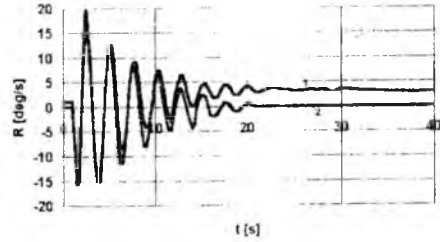
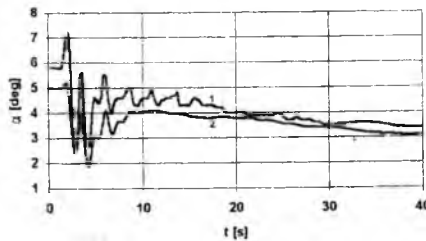
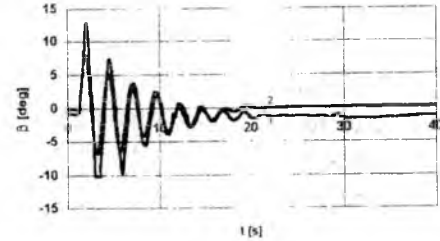
Rys. 13. Prędkość lotu $V(t)$ Rys. 14. Prędkość kątowa przechylenia $P(t)$ Rys. 15. Prędkość kątowa pochylenia $Q(t)$ Rys. 16. Prędkość kątowa odchylenia $R(t)$

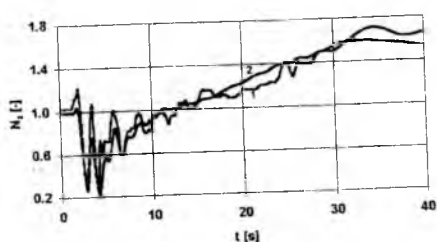
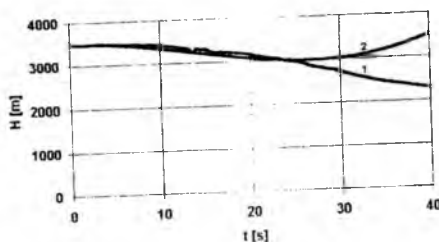
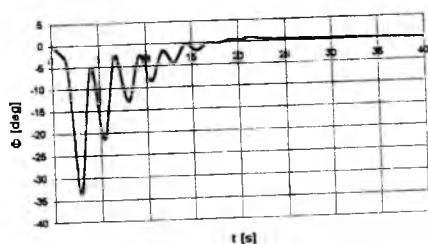
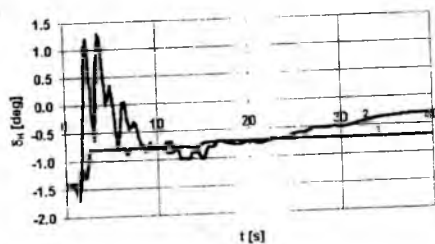
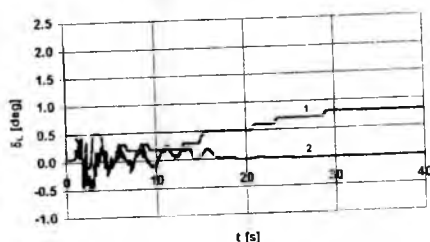
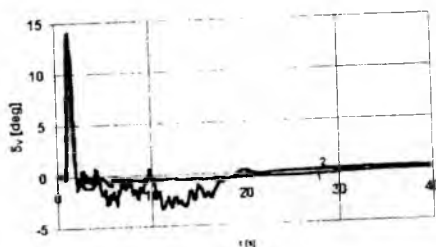
Rys.17. Kąt natarcia $\alpha(t)$ Rys.18. Kąt ślizgu $\beta(t)$ Rys.19. Przeciężenie $N_z(t)$ Rys.20. Wysokość lotu $H(t)$ Rys.21. Kąt przechylenia kadłuba $\Phi(t)$ Rys.22. Wychylenie steru wysokości $\delta_H(t)$ Rys.23. Wychylenie lotek $\delta_L(t)$ Rys.24. Wychylenie steru kierunku $\delta_R(t)$

2.3. Wychylenie steru kierunku „w prawo”

Ostatnim z analizowanych manewrów był manewr polegający na szybkim, chwilowym wychyleniu steru kierunku. Przebiegi parametrów, które były więzami pokazano na rysunkach 25-28. Przebiegi kątów

natarcia i ślizgu /rys.29, 30/ są zgodne co do charakteru zmian. Z dobrą dokładnością wyznaczone zostało też przeciążenie /rys.31/. Natomiast w przypadku wysokości lotu /rys.32/ tak dobrej zgodności nie uzyskano. Początkowo przebiegi są podobne, zaś w dalszej fazie ruchu różnią się dość znacznie - w przypadku symulacji samolot rozpoczął wznoszenie. Rysunki 34-36 pokazują przebiegi wychylenia powierzchni sterowych. Widać, że wychylenie steru kierunku /rys.36/ „wymiarujące” omawiany manewr odtworzono dość wiernie, choć widać tu różnice w przedziale czasu pomiędzy piątą a dwudziestą sekundą. Natomiast pozostałe wychylenia sterów choć różnią się to jednak są znacznie mniejsze od wychylenia steru kierunku.

Rys.25. Prędkość lotu $V(t)$ Rys.26. Prędkość kątowna przechylenia $P(t)$ Rys.27. Prędkość kątowna pochylenia $Q(t)$ Rys.28. Prędkość kątowna odchylenia $R(t)$ Rys.29. Kąt natarcia $\alpha(t)$ Rys.30. Kąt ślizgu $\beta(t)$

Rys.31. Przeciążenie $N_z(t)$ Rys.32. Wysokość lotu $H(t)$ Rys.33. Kąt przechylenia kadłuba $\Phi(t)$ Rys.34. Wychylenie steru wysokości $\delta_H(t)$ Rys.35. Wychylenie lotek $\delta_L(t)$ Rys.36. Wychylenie steru kierunku $\delta_T(t)$

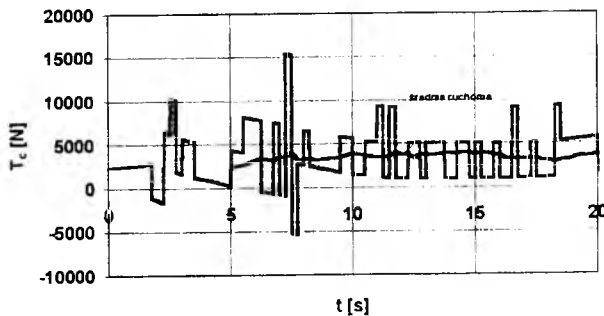
3. UWAGI KOŃCOWE

Powyżej pokazano wyniki syntezy sterowania dla trzech wybranych manewrów przestrzennych. Jest to pierwsza próba zastosowania opracowanego oprogramowania do odtworzenia sterowania obiektem rzeczywistym. Otrzymane wyniki pokazują, że jest to możliwe, chociaż pojawiają się różnego rodzaju trudności. Podstawowym problemem jest właściwy dobór więzów. Powinny one być dodatkowo określone z dużą dokładnością i często próbkowane. Ważne jest, aby przyrządy rejestrujące były właściwie wyzerowane. Jeżeli warunki te nie są spełnione to w otrzymanych przebiegach sterowania ujawniają się nieciągłości. Obserwowane jest też ich „rozmycie”. Widać to na rysunku 24. Podobne efekty

ujawniły się też w obliczanym przebiegu ciągu układu napędowego. Ze względu na to, że w analizowanych manewrach zarejestrowane obroty wirnika praktycznie nie zmieniały się przyjęto, że ciąg pozostawał stały. Natomiast otrzymane przebiegi miały charakter pokazany na rys. 37. Widać tu silne nieciągłości, o których wspomniano powyżej. Dokładniejsza analiza pokazuje jednak, że jeżeli przebiegi te uśredni się w kolejnych przedziałach czasu /średnia ruchoma/ to otrzymuje się praktycznie stałą wartość ciągu, co jest zgodne z rzeczywistością. Przy małej dokładności danych stanowiących podstawę do symulacji odwrotnej może być to jeden ze sposobów analizy otrzymanych wyników.

Osobnym zagadnieniem jest poprawność modelu matematycznego. Powinien on wiernie opisywać wszystkie cechy opisywanego obiektu.

Powyższe uwagi wskazują, że przedstawiona metoda rozwiązania zagadnienia odwrotnego wymaga dalszych badań zarówno teoretycznych jak i aplikacyjnych.



Rys.37 Ciąg układu napędowego podczas

Literatura

1. Thomson D. G., Bradley R., „*Development and Validation of an Algorithm for Helicopter Inverse Simulations*”, Vertica, vol. 14/2, 1990
2. Hess R., Gao C., Wang S., „*Generalized Technique for Inverse Simulation Applied to Aircraft Flight Control*”, Journal of Guidance, Control and Dynamics, vol.14/5, 1991
3. Hess R. A., C. Gao., „*A Generalized Algorithm for Inverse Simulation Applied to Helicopter Maneuvering Flight*”, Journal of the American Helicopter Society, vol. 38/4, October 1993

4. Rutherford S., Thomson D., „*Improved Methodology for Inverse Simulation*”, Aeronautical Journal vol.100/933, 1996
5. Rutherford S., Thomson D., „*Helicopter Inverse Simulation Incorporating an Individual Blade Rotor Model*”, Proceedings of 20-th ICAS Congress, Sorrento, 1996
6. А.С. Галиуллин, „Методы решения обратных задач динамики”, Изд. „Наука”, Москва, 1986.
7. Blajer W., „*Metoda projekcyjna – teoria i zastosowania w badaniu nieswobodnych układów mechanicznych*”, monografia, Wyższa Szkoła Inżynierska im. Kazimierza Puławskiego, Radom, 1994
8. Blajer W., Parczewski J., Model matematyczny wyznaczania funkcji sterowania samolotem w pętli, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, nr 1/2 (25), 1987
9. Blajer W., Parczewski J., Modelowanie figur akrobacji lotniczej jako programowego lotu samolotu, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, nr 2 (29), 1991
10. Blajer W., Uwagi o realizacji programowego ruchu samolotu po założonej trajektorii, *Mechanika w Lotnictwie - VI*, 1994
11. Tomczyk A., Kształtowanie właściwości pilotażowych samolotu poprzez zastosowanie nieliniowej dynamiki odwrotnej i dekompozycji zadania sterowania, *Mechanika w Lotnictwie - VII*, 1996

MODELOWANIE AERODYNAMICZNE PO ESTYMACJI JAKO ETAP IDENTYFIKACJI PARAMETRÓW SAMOLOTU

Jacek A. Goszczyński
Instytut Lotnictwa w Warszawie
e-mail: jagoszcz@ilot.edu.pl

Wiesław J. J. Michalski
Diament, Prace Naukowo-Badawcze i Edukacyjne
e-mail: wiesiek.michalski@pro.onet.pl

Józef A. Pietrucha
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW
e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

Zaprezentowano nowe spojrzenie na znaną już dość dobrze metodę estymacji przed modelowaniem. Przedstawiono te aspekty metody, które utrudniają dobre zrozumienie metody, a zatem nie sprzyjają właściwemu jej stosowaniu. Do szczególnie ważnych wątków zaliczyliśmy dwuetapowość i nietypowość podejścia.

1. Kłopoty z identyfikacją

Na temat identyfikacji istnieje obecnie ogromna liczba publikacji. Obejmuje ona setki (jeśli nie tysiące) artykułów poświęconych zagadnieniom szczegółowym, dziesiątki prac przeglądowych i wiele książek (zob. np. [1 i 2]). Pierwsze pytanie jakie się więc samo narzuca jest następujące: dlaczego ciągle pojawiają się nowe prace? A także i takie: co ma wniesć praca niniejsza?

Naszym zdaniem istniejąca literatura na temat identyfikacji nie daje przejrzystej odpowiedzi co się rozumie przez termin „identyfikacja układów dynamicznych”?. Często identyfikacja rozumiana jest jako modelowanie, tzn. tworzenie modelu matematycznego układu (lub zjawiska) realnego na podstawie danych eksperymentalnych. Ale skoro identyfikacja miałaby być tożsama z modelowaniem, to nie byłoby sensu powoływanie dwóch różnych pojęć o tym samym zakresie znaczeniowym. Dlatego proponujemy przez identyfikację rozumieć modelowanie eksperymentalne, w wyniku którego otrzymujemy modele opisowe, natomiast przez modelowanie – działanie na podstawie podstawowych praw fizyki, które umożliwia otrzymanie modeli przyczynowych (zob. [3]). Należy podkreślić, że oba typy modeli zasługują na miano „matematycznych”, jeśli tylko przedstawiamy je w języku matematyki.

Ze względu na charakter zainteresowań zawodowych, rozważania nasze ograniczymy do identyfikacji statków powietrznych (skrótowo będziemy pisali o samolotach). Mamy wszakże nadzieję, że uwagi nasze mogą być pożyteczne także w identyfikacji innych obiektów dynamicznych.

Zagadnienie identyfikacji w mechanice lotu polega na dobraniu modelu matematycznego samolotu w taki sposób, aby zapewniał on najlepszą aproksymację danych pomiarowych w sensie wybranego wskaźnika identyfikacji. Ponieważ w sformułowaniu zagadnienia identyfikacji tkwi duża swoboda (co znajduje swoje odbicie w wielu nieporozumieniach), więc podajemy tutaj krótko najistotniejsze elementy naszego rozumienia tego zagadnienia; należy do nich przede wszystkim rodzaj identyfikacji: skrzynka „czarna” czy „szara”?

Kiedy w publikacjach pisze się ogólnikowo o identyfikacji parametrów samolotu, ma się na myśli wyznaczanie „sił i momentów sił aerodynamicznych” (od tego miejsca to niezręczne, bo przydługie wyrażenie zastępujemy zwrotem „obciążenia aerodynamiczne”) na ogół wyrażanych za pomocą odpowiednich współczynników i ich pochodnych. Zakłada się wówczas, że obciążenia pochodzące od grawitacji i napędu są znane, natomiast obciążenia aerodynamiczne są identyfikowane na podstawie zarejestrowanych sygnałów cyfrowych ruchu samolotu, zaburzonych czynnikami losowymi. Mamy zatem do czynienia z skrzynką „szarą”. Przy założeniu, że charakterystyki aerodynamiczne są nieznanymi wielomianami zmiennych stanu, sterowania i liczby Macha, identyfikacji podlegają postacie tych wielomianów oraz występujące w nich współczynniki. Czasami jednak

niezbędne jest przeprowadzenie identyfikacji parametrów, przy założeniu że obciążenia od napędu są nieznane. W tym przypadku mamy do czynienia z „czarną” skrzynką.

Na gruncie techniki lotniczej ideałem byłoby, gdyby można było opisać obciążenia aerodynamiczne w pełnym zakresie parametrów lotu za pomocą funkcji analitycznych (np. wspomnianych wyżej wielomianów) wspólnych dla wszystkich typów samolotów. Na razie jeszcze nikomu się to nie udało. Zaletą podejścia pt. modelowanie po estymacji (zob. tytuł niniejszej pracy) jest także to, że w ogóle pozwala na rozważanie tego rodzaju możliwości.

2. Istota podejścia

W metodzie estymacji przed modelowaniem najpierw przeprowadza się estymację, przy której stosuje się równania stanu i wyjścia oraz charakterystyki statystyczne pomiarów i zakłóceń. Wyniki wykorzystuje się następnie do budowy modelu obciążeń aerodynamicznych w przestrzeni stanów. To właśnie uzasadnia nazwanie tego etapu mianem modelowania. Tak więc termin użyty w tytule nie oznacza wcale braku jakiegokolwiek modelu na początku identyfikacji, lecz sytuację, w pewnym sensie komfortową – brak konieczności posiadania wzorów do wyznaczenia obciążeń aerodynamicznych. Sytuację taką stwarza właśnie metoda estymacji przed modelowaniem.

Metoda ta jest jedną z najciekawszych metod badawczych współczesnej techniki lotniczej, wykorzystywaną do identyfikacji parametrów samolotu. Dwie zasadnicze cechy wyróżniające ją spośród innych metod, to dwuetapowość i nietypowość. Hasła te zostaną rozwinięte w dalszej części pracy. W tym miejscu jedynie warto podkreślić, iż metody standardowe wychodzą od „gotowego” modelu analitycznego. Oznacza to, że struktura modelu jest przyjęta *a priori* i nie ulega zmianie podczas całego procesu identyfikacji. W przypadku niepowodzenia proces należy powtórzyć od początku dla nowego modelu.

Aby skutecznie stosować metodę estymacji przed modelowaniem należy w pierwszej kolejności odpowiedzieć sobie na tzw. proste pytania, które się pojawiają zarówno na samym początku, jak i podczas realizacji identyfikacji. Oto one (cudzysłowem zaznaczono wyrażenia pochodzące m. in. z naszych prac, np. [4, 5]):

- 1) jak się przeprowadza estymację i na czym polega „pomyślne zrealizowanie estymacji”?

- 2) dlaczego wyznacza się „współczynniki rozwinięcia sił i momentów aerodynamicznych”?
- 3) na czym polega „manipulowanie wzorami na etapie modelowania”?
- 4) kiedy uzyskuje się (i jak się ocenia) „lepsze odzwierciedlenie rzeczywistości”?
- 5) kiedy wchodzi na scenę zakłócenia losowe, których nie uwzględnia się przecież w klasycznej mechanice lotu (np. [6])?
- 6) do czego służy regresja liniowa?
- 7) co to jest test F?

3. Dwuetapowość podejścia

Dwuetapowość nie oznacza tu jakiegokolwiek formalnego podziału czynności na dwie grupy, co w sposób arbitralny zawsze można uczynić. Polega ona na wyodrębnieniu w sposób naturalny dwóch niezależnych zagadnień: estymacji obciążeń aerodynamicznych oraz wyznaczania współczynników rozwinięcia tychże. Poprzez termin rozwinięcie należy rozumieć standardową postać wzorów na obciążenia aerodynamiczne, znaną z mechaniki lotu. Takie właśnie wyodrębnienie pozwoliło na określenie uprzednio drugiego zagadnienia terminem modelowanie po estymacji. Jak wynika z powyższych sformułowań do zrealizowania etapu pierwszego nie jest potrzebny model obciążeń aerodynamicznych w tym rozumieniu jakie jest stosowane w mechanice lotu. To znaczy, że na tym etapie nie interesuje nas, czy i jak te obciążenia zależą od innych wielkości fizycznych np. od kąta natarcia lub liczby Macha. Efektem wykonania pierwszego etapu mają być jedynie przybliżone wartości obciążeń aerodynamicznych w możliwie szerokim zakresie zmienności innych wielkości charakterystycznych.

Wzory znane z mechaniki lotu wykorzystuje się dopiero na etapie drugim. To uzasadnia użycie na określenie tego etapu terminu modelowanie. Teraz bowiem dopiero przesadza się o postaci tych wzorów oraz zależności obciążeń aerodynamicznych od innych wielkości fizycznych. Do wyznaczania współczynników występujących w tych wzorach służy regresja liniowa (np. [7]). Postępowanie na tym etapie wydaje się więc być pod tym względem typowym dla zagadnienia identyfikacji.

4. Nietypowość podejścia

Termin nietypowość odnosi się do obu wymienionych etapów. W pierwszym przejawia się w tym, że obciążenia aerodynamiczne,

traktowane zwykle jako prawe strony równań ruchu, występują tym razem jako zmienne stanu. Jest to możliwe po przyjęciu, iż zachowanie się tych wielkości jest opisywane przez równania różniczkowe. Dodatkowo zakłada się, iż są to równania losowe. Są to zabiegi umożliwiające zastosowanie klasycznych metod estymacji, takich jak filtracja kalmanowska (np. [8]). Natomiast na drugim etapie nietypowym jest to, iż przyjęcie *a priori* postaci wzorów na obciążenia aerodynamiczne nie jest ostateczne – dopuszcza się manipulowanie nimi w celu uzyskania lepszego odzwierciedlenia rzeczywistości. Omawiana metoda bowiem pozwala także na zweryfikowanie, które ze współczynników, występujących w tych wzorach są istotne, a które nie. Narzędziem tej weryfikacji jest test F (Fishera – Snedocora; zob. [9]). Powyższy sposób postępowania umożliwiony jest dzięki zastosowaniu postaci wielomianowej wzorów, o których mowa. Taka postać ma służyć właśnie stworzeniu szansy na zbudowanie skutecznego narzędzia modelowania aerodynamiki samolotu poprzez to, iż wykorzystywana jest dopiero na drugim etapie. Jest to jednocześnie źródło elastyczności omawianej metody identyfikacji w porównaniu z metodami standardowymi (por. np. [10]).

5. Możliwe niespodzianki

Jednym z najbardziej atrakcyjnych, możliwych do pomyślenia wyników zastosowania modelowania po estymacji w identyfikacji parametrów samolotu byłoby uzyskanie niezgodności modeli uzyskanych tą metodą z dotychczasowymi modelami mechaniki lotu. Zastosowanie pełnej wersji metody nie pozwala bowiem przewidzieć z góry, które składniki wielomianu pozostaną we wzorze wynikowym. Dałoby to możliwość poprawienia stosowanych wzorów lub nawet uzyskania bardziej uniwersalnych rezultatów. Takim rezultatem byłoby np. uzyskanie jednego wzoru na siłę nośną w całym przedziale interesujących kątów natarcia.

Możliwy jest również wynik negatywny, polegający na tym niestety, że nie uda się uzyskać wyników bardziej uniwersalnych, opisujących aerodynamikę samolotu w szerszych niż dotychczas przedziałach zmienności innych wielkości fizycznych. Nie przekreśliłoby to jednak modelowania po estymacji jako efektywnej metody identyfikacji.

Weryfikacja modelu jest bardzo ważnym etapem identyfikacji; polega ona na ustaleniu czy model otrzymany w wyniku identyfikacji może być (lub nie) zaakceptowany jako poprawny opis zachowania się obiektu.

Jest to trudne zagadnienie i dlatego ograniczymy się tutaj tylko do zasygnalizowania, że zastosowanie testów statystycznych do błędu predykcji stanowi lepsze kryterium, niż ogólnikowe wskazówki jakościowe czy nawet zdrowy rozsądek.

Jak do tej pory, metoda estymacji przed modelowaniem znana jest tylko w kręgu mechaników lotu i to wcale nie powszechnie. Tymczasem identyfikacja obejmuje coraz szersze obszary działalności ludzkiej, np. badania nad układami biologicznymi (np. systemami nerwowo-mięśniowymi, takimi jak układ sterowania lotem owadów i ptaków). Dla takich układów nie znamy jeszcze modeli matematycznych i jedynie identyfikacja może dostarczyć modelu opisowego (w znaczeniu podanym w p. 1). Jest rzeczą bardzo ciekawą, co też dałoby zastosowanie omawianej metody na tym polu?

Bibliografia

1. Eykhoff P., *Identyfikacja w układach dynamicznych*, PWN-BNInż, Warszawa 1980
2. Soderstrom T., Stoica P., *Identyfikacja systemów*, PWN, Warszawa 1997
3. Arczewski K., Pietrucha J., *Mathematical modelling of complex mechanical systems*, Ellis Horwood, Chichester 1983
4. Goszczyński J., Michalski W., Pietrucha J., *Metoda estymacji przed modelowaniem w identyfikacji samolotu*, Zeszyty Naukowe Katedry Mech. Stosowanej Pol. Śląskiej, z.6, 1998, s. 121-126
5. Michalski W., Pietrucha J., *Algorytm identyfikacji parametrów obiektu latającego w czasie rzeczywistym za pomocą metody estymacji przed modelowaniem*, Raport 1289/z/kf/96 projektu badawczego KBN nr 9 T12C 006 08, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1997 (praca niepublikowana)
6. Maryniak J., *Ogólny model symulacji samolotu*, Zespół N-B DOR, ITLiMS PW, Sprawozdanie nr 141/85, Warszawa 1985
7. Draper N. R., Smith H., *Analiza regresji stosowana*, PWN-BNInż, Warszawa 1973
8. Michalski W., *Filtracja sygnałów pomiarowych rejestrowanych na obiekcie ruchomym w ruchu przestrzennym*, Raport 636/kf/96 projektu badawczego KBN nr 9 T12C 006 08, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1996 (praca niepublikowana)
9. Mańczak K., Nahorski Z., *Komputerowa identyfikacja obiektów dynamicznych*, PWN-BNInż, Warszawa 1983
10. Manerowski J., *Identyfikacja modelu dynamiki lotu odrzutowego samolotu oraz jego układów sterowania*, Prace Naukowe Instytutu Tech. Wojsk Lotniczych, 1990, Warszawa

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego KBN nr 0 T00A 036 17

ANALIZA DYNAMIKI RUCHU POWIERZCHNI STEROWYCH MAŁEGO SAMOLOTU

Jerzy Graffstein,

¹Instytut Lotnictwa

e-mail: jgraff@ilot.edu.pl

Jerzy Maryniak

²Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: jmaryn@meil.pw.edu.pl

W pracy skoncentrowano się na przedstawieniu modelu dynamiki ruchu powierzchni sterowych małego samolotu. Pokazano na przykładzie dostępnych publikacji różne rozwiązania poruszanego zagadnienia. Rozważania przeprowadzono na przykładzie poprawnie działającego steru wysokości i kierunku. Przedstawiono wzajemne współdziałanie modelu dynamiki sterów w układzie automatycznego sterowania.

1. Wstęp

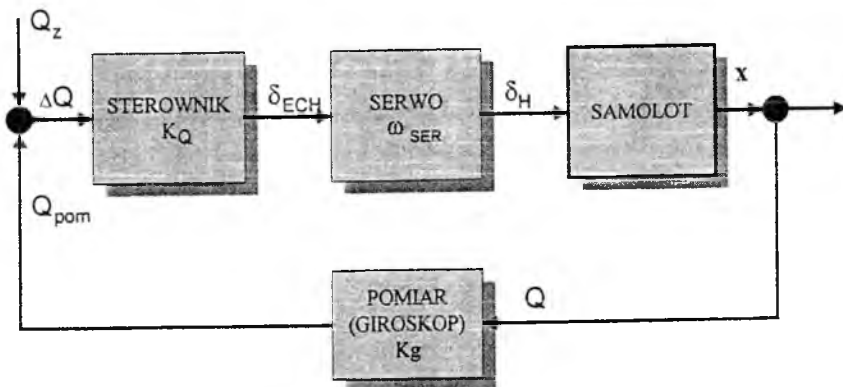
W procesie badań modelowych i symulacyjnych sterowanego obiektu typu samolot uwzględniane jest funkcjonowanie wielu jego odrębnych elementów takich jak układ napędowy, powierzchnie sterowe, podwozie, układ wykonawczy, pokładowe przyrządy pomiarowe itp. W trakcie tworzenia modelu dynamiki ruchu powierzchni sterowych należy uwzględnić specyfikę oddziaływań w zależności od zjawisk występujących podczas lotu samolotu. Analiza reakcji powierzchni sterowych na sygnały sterujące świadczy o istnieniu sytuacji, w których dynamika układu sterowania oddziałuje w sposób istotny na zachowanie się sterowanego obiektu.

W pracy [10] opisano model dynamiki ruchu swobodnych powierzchni sterowych. Rzeczywista sytuacja, jakiej odpowiadają stery bez nałożonych więzów może mieć miejsce, gdy np. nastąpi awaria steru w postaci oderwania się elementu bezpośrednio przekazującego ruch do powierzchni sterowej. Tak może się również dzieć w sytuacji puszczenia przez pilota sterownic. W sposób odmienny przedstawia się kwestia modelu dynamiki ruchu powierzchni sterowych podczas aktywnego sterowania (zarówno ręcznego jak i automatycznego) wykorzystującego jako napęd elektryczne serwomechanizmy. W tym wypadku odmiennie kształtują się siły zewnętrzne oddziałujące na rozpatrywane powierzchnie.

2. Wybrane przykłady publikowanych rozwiązań

Ogólnie rzecz ujmując w dostępnych publikacjach zauważyć można dwa sposoby ujęcia omawianego tematu. Pozycje literaturowe [2,10] rozpatrują dość szczegółowo dynamikę ruchu powierzchni sterowych, ale w konfiguracji z puszczoneymi sterami. W pracach [3,5,12,13,14] poruszono kwestię dynamiki sterów biorących udział w procesie aktywnego sterowania w sposób wysoce uproszczony zarówno pod względem samej dynamiki jak i sposobu sterowania.

W przeważającej większości dostępnych publikacji spotykane są uproszczone modele w postaci członu inercyjnego o różnych współczynnikach wzmocnienia i stałych czasowych. Modele te często w sposób niejawni reprezentują dynamikę ruchu powierzchni sterowych. Stąd identyfikacja takiego modelu (określenie stałej czasowej i współczynnika wzmocnienia) wymaga badań eksperymentalnych. Poniżej



Rys. 1 Przykład literaturowy współpracy modelu ze sterowaniem

przedstawiono typowe przykłady omawianych modeli wykorzystywanych do różnych typów samolotów.

Pokazana struktura sterowania rys. 1 stanowi typowy przykład zaczerpnięty z publikacji [5] dedykowany dla lekkiego pilotowanego samolotu. Model dynamiki sterowania w kanale pochylenia został sprowadzony do postaci członu inercyjnego:

$$\omega_{ser} = \frac{K_1}{s + K_2} = \frac{10}{s + 10}, \quad (1)$$

Pomiar prędkości kątowej pochylenia Q zamodelowany był jako człon proporcjonalny o współczynniku wzmocnienia $K_g=0.4$. Uwzględniono tam jedynie uchyb od prędkości kątowej pochylenia mnożony przez współczynnik wzmocnienia K_Q uzyskując w ten sposób zależność opisującą prawo sterowania:

$$\dot{\delta}_H + K_2 \delta_H = (K_g Q + Q_z) K_Q K_1. \quad (2)$$

Dla małego samolotu bezpilotowego w pracy [14] układ sterowania tzn. napęd sterowania jak i ruch powierzchni steru wysokości opisano członem inercyjnym:

$$\frac{K_1}{s + K_2} = \frac{20}{s + 20}, \quad (3)$$

3. Założenia modelu fizycznego

Przy tworzeniu modelu dynamiki sterów założenia modelu fizycznego potraktowano jako kwestię fundamentalną. Przyjęte założenia (na przykładzie powierzchni steru wysokości i kierunku) sformułowano w następujących punktach:

- Powierzchnie sterowe traktowane są jako ciało sztywne posiadające swoją masę i wykonuje one ruch obrotowy względem kadłuba samolotu wokół własnej osi.
- Na dynamikę ruchu powierzchni sterowych wpływa bezpośrednio ruch samolotu.
- Uwzględniono nie wyważenie powierzchni sterowych pochodzące od przesunięcia środka ciężkości steru x_{HS} , x_{VS} względem jego osi obrotu.

- Na powierzchnie sterowe działają momenty sił czynnych pochodzące od napędu sterującego (serwomechanizmu) M_{HS} M_{VS} .
- Ruch powierzchni sterowych względem powietrza powoduje powstanie momentów zawiasowych (M_{HZ} M_{VZ}) oddziałujące na te elementy.
- Samohamowność zespołu napędowego sterów powoduje powstawanie reakcji hamującej w formie momentów sił: M_{HR} , M_{VR} .
- Kąty wzniosu i skosu dla steru wysokości i kąta zaklinowania statecznika poziomego oraz skosu dla steru kierunku przyjmuje się równe zero.
- Serwomechanizm i układy przekazujące ruch do powierzchni sterowych traktowane są jako nieważkie.
- Pomija się wpływ siły tarcia i luzów w układach napędu sterowania i zamocowania powierzchni sterowych.
- Nie uwzględnia się odkształceń sprężystych układów napędu sterowania i zamocowania powierzchni sterowych.

W uzupełnieniu należy dodać, że zachowują aktualność typowe założenia odnoszące się do modelu samolotu, to znaczy między innymi przyjmowane w takich przypadkach układy współrzędnych, traktowanie samolotu jako bryły sztywnej, charakter sił zewnętrznych itp.

4. Model Matematyczny

4.1. Siły bezwładności steru wysokości i kierunku

Na szkicowym rys.2 przedstawiono poglądowo ster wysokości obracany o kąt δ_H pod wpływem momentu sterującego M_{HS} przekazywanego od elektrycznego serwomechanizmu poprzez pokazane elementy. Automatyczne sterowanie o strukturze podanej w dalszej części realizowane jest w pokładowym komputerze.

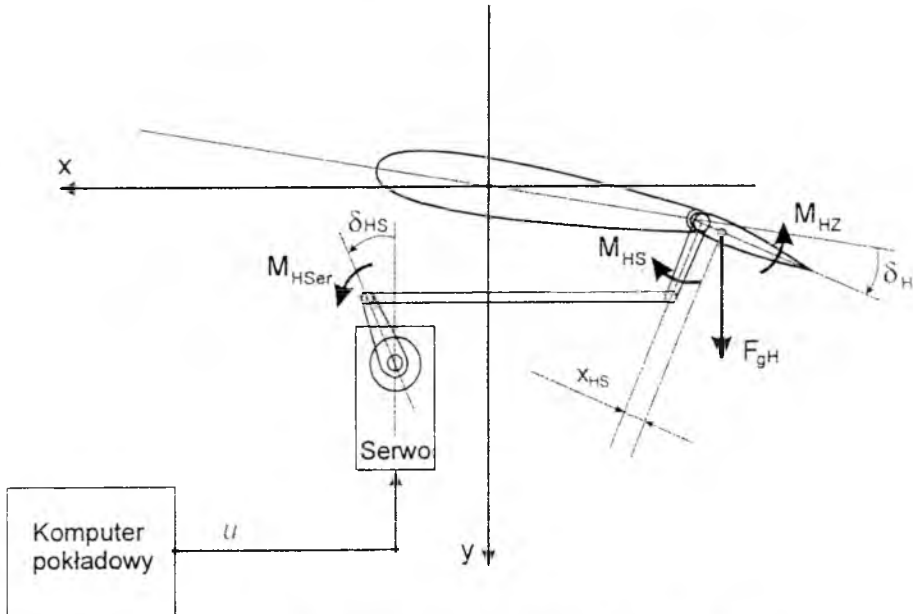
Model dynamiki sterów wyprowadzono korzystając z formalizmu Boltzmanna-Hamela. [15] Uzyskano następujące równania opisujące dynamikę steru wysokości oraz steru kierunku.

$$M_{HM1} = J_{H1}\ddot{\delta}_H + S_{H1}\dot{U} - S_{H2}\dot{W} + J_{H2}\dot{Q} + S_{H3}PR + S_{H4}P^2 + S_{H5}Q^2 + S_{H6}R^2 \quad (4)$$

gdzie Q_H stanowi sumę: momentów sterującego, hamującego, zawiasowego i od siły ciężkości, oraz przykładowo kilka pierwszych masowych wyrazów posiada formę:

$$J_{H1} = J_{H0} + m_H x_H^2 \quad S_{H1} = m_H x_{HS} \sin \delta_H \quad (5)$$

$$S_{H2} = m_H x_{HS} \cos \delta_H \quad J_{H2} = J_{H0} + m_H x_{HS} z_H \sin \delta_H \quad (6)$$



Rys. 2 Szkic powierzchni steru wysokości

W podobny sposób uzyskuje się równanie dla steru kierunku:

$$M_{VM1} = J_{H1} \ddot{\delta}_V - S_{V1} \dot{U} + S_{V2} \dot{V} - J_{V2} \dot{P} - J_{V3} \dot{Q} + S_{V4} \dot{R} \quad (7)$$

4.2. Siły zewnętrzne steru wysokości

W modelu pominięto bezwładność układów napędzających stery, ograniczając się jedynie do uwzględnienia ich podstawowych funkcji polegających na generowaniu momentu sterującego i momentu hamującego. Założono, że oba te momenty są wytwarzane w sposób skokowy oraz bez histerezy i opóźnień.

Całkowity moment sił czynnych działający na ster wysokości opisuje zależność:

$$Q_{\delta H} = M_{HZ} + m_H g x_{HS} \cos(\delta_H + \Theta) \cos \Phi + M_{HS} + M_{HR}, \quad (8)$$

Rozważane są dwie podstawowe sytuacje pierwsza, gdy serwomechanizm jest włączony i druga, gdy jest wyłączony. Wielkość i kierunek działania momentu siły reakcji dla przypadku włączonego serwomechanizmu jest uzależniona od wielkości i kierunku sumy momentu zawiasowego, ciężkości i momentu sił biernych. Moment siły hamującej reakcji od układu napędu powierzchni steru wysokości M_{HR} wyliczany jest według poniższego sposobu:

- ♦ serwomechanizm jest włączony w celu zmiany kąтового położenia steru wysokości $M_{HS} \neq 0$
- ✓ gdy moment pochodzący od układu napędzającego M_{HS} powierzchnię steru wysokości ma ten sam kierunek co suma momentów zawiasowego M_{HZ} , bezwładności M_{HM1} i ciężkości czyli jeśli:

$$\text{sign}(M_{HS}) = \text{sign}(M_{HZ} + M_{HM1} + M_{Hg}) \quad (9)$$

to moment reakcji hamującej przyjmie wartość:

$$M_{HR} = -(M_{HZ} + M_{HM1} + M_{Hg}) \quad (10)$$

- ✓ gdy moment napędu steru wysokości M_{HS} ma przeciwny kierunek do wspomnianej sumy to znaczy:

$$\text{sign}(M_{HS}) \neq \text{sign}(M_{HZ} + M_{HM1} + M_{Hg}) \quad (11)$$

i jeśli wartość bezwzględna momentu napędu jest mniejsza od tej sumy a więc:

$$|M_{HS}| < |M_{HZ} + M_{HM1} + M_{Hg}| \quad (12)$$

to moment reakcji przyjmie wartość:

$$M_{HR} = -(M_{HS} + M_{HM1} + M_{HZ}) \quad (13)$$

w przeciwnym razie:

$$|M_{HS}| > |M_{HZ} + M_{HM1} + M_{Hg}| \quad (14)$$

to moment reakcji przyjmie wartość: $M_{HR} = 0$

- ♦ serwomechanizm jest wyłączony czyli moment od napędu jest $M_{HS} = 0$ - położenie powierzchni sterowej powinno pozostać niezmiennione lub w przypadku gdy nastąpi maksymalne wychylenie steru wysokości w dół lub w górę czyli

$$(\delta_H = \delta_{H \min} \text{ lub } \delta_H = \delta_{H \max}) \quad (15)$$

to moment reakcji przyjmie wartość:

$$M_H = -(M_{H1} + M_{HZ} + M_{Hg}), \quad (16)$$

Moment zawiasowy steru wysokości wyliczany jest według zależności:

$$M_{ZH} = M_{ZH0} + M_{ZH}^{\alpha_H} \alpha_H + M_{ZH}^{\delta_H} \delta_H + M_{ZH}^{\dot{\delta}_H} \dot{\delta}_H + M_{ZH}^Q Q, \quad (17)$$

gdzie: wymiarowe współczynniki momentu zawiasowego

$M_{ZH0}, M_{ZH}^{\alpha_H}, M_{ZH}^{\delta_H}, M_{ZH}^{\dot{\delta}_H}, M_{ZH}^Q$, wyliczane są zgodnie z [4]

4.3. Siły zewnętrzne steru kierunku

Całkowity moment sił czynnych działający na ster kierunku opisuje zależność:

$$Q_{\delta V} = M_{VZ} + m_V g x_{VS} \cos(\delta_V + \Theta) \sin \Phi + M_{VS} + M_{VR}. \quad (18)$$

Moment siły jako hamującej reakcji układu napędu powierzchni steru kierunku M_{VR} wyliczany jest jak poprzednio dla podanych niżej sytuacji:

- ♦ serwomechanizm jest włączony w celu zmiany kąтового położenia steru kierunku
- ✓ gdy moment od układu napędzającego M_{VS} ma ten sam kierunek co poniższa suma:

$$\text{sign}(M_{VS}) = \text{sign}(M_{VZ} + M_{VM1} + M_{Vg}) \quad (19)$$

$$\text{to } M_{VR} = -(M_{VZ} + M_{VM1} + M_{Vg}) \quad (20)$$

- ✓ w przeciwnym razie jeśli:

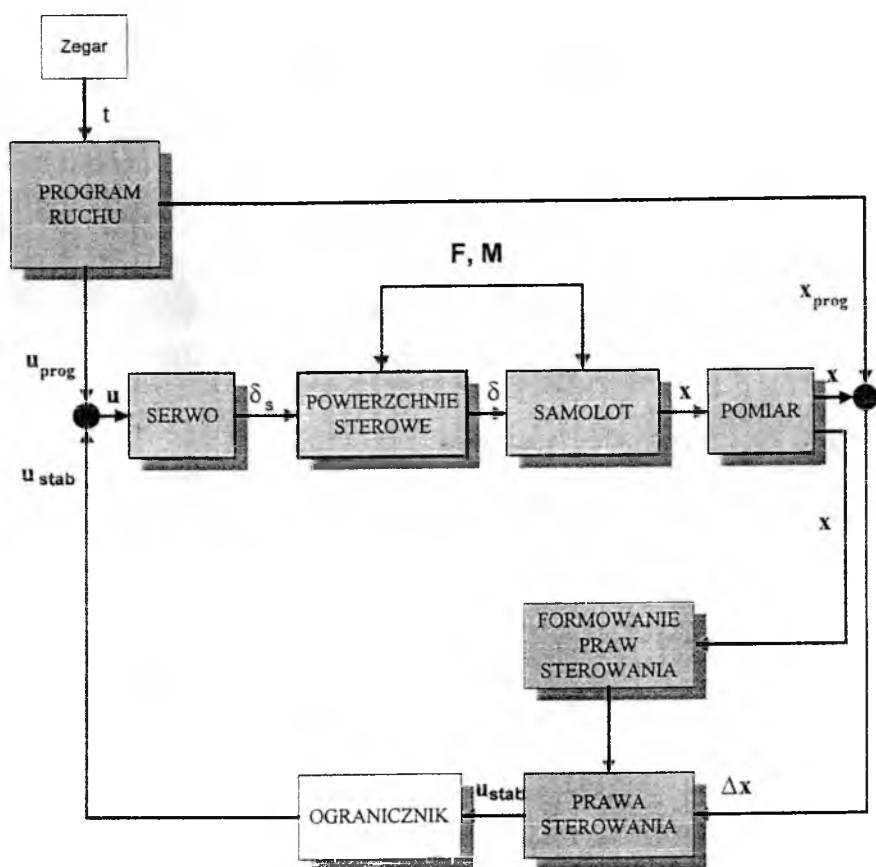
$$\text{sign}(M_{vS}) \neq \text{sign}(M_{vZ} + M_{vM1} + M_{v_g}) \quad (21)$$

$$\text{i jeśli: } |M_{vS}| < |M_{vZ} + M_{vM1}| + M_{v_g} \quad (22)$$

$$\text{to: } M_{vR} = -(M_{vS} + M_{vM1} + M_{vZ} + M_{v_g}) \quad (23)$$

$$\text{a gdy } |M_{vS}| > |M_{vZ} + M_{vM1}| + M_{v_g} \quad (24)$$

$$\text{to: } M_{vR} = 0 \quad (25)$$



Rys. 3 Struktura automatycznego sterowania z uwzględnieniem modelu dynamiki powierzchni sterowych

- ♦ serwomechanizm jest wyłączony czyli moment od napędu jest $M_{vS} = 0$ czyli:

$$(\delta_V = \delta_{V_{\min}} \text{ lub } \delta_V = \delta_{V_{\max}}) \quad (26)$$

$$\text{to: } M_{VR} = -(M_{VS} + M_{VM1} + M_{VZ}), \quad (27)$$

Moment zawiasowy steru kierunku wyliczany jest według zależności:

$$M_{ZV} = M_{ZV0} + M_{ZV}^P P + M_{ZV}^R R + K_{ZV}^{\alpha} \alpha_V + M_{ZV}^{\delta_V} \delta_V + M_{ZV}^{\dot{\delta}_V} \dot{\delta}_V \quad (28)$$

gdzie: wymiarowe współczynniki momentu zawiasowego

M_{ZV0} , $M_{ZV}^{\alpha_H}$, $M_{ZV}^{\delta_H}$, $M_{ZV}^{\dot{\delta}_H}$, M_{ZV}^Q , wyliczane są zgodnie z [4]

5. Miejsce modelu dynamiki powierzchni sterowych w strukturze sterowania

Rysunek 3 przedstawia propozycję niniejszego opracowania dotyczącą struktury sterowania jak i uczestniczącego w tym procesie modelu samolotu i sterów. W sposób symboliczny zaznaczono wzajemne relacje pomiędzy dynamiką samolotu i powierzchniami sterowymi. Najkrócej ujmując program ruchu [1] stanowi zbiór wyidealizowanych sterowań i zadanych zmiennych stanu pozwalających zapewnić lot wzdłuż zadanej trajektorii. Aby obiekt mógł poruszać się w niekorzystnych warunkach wprowadzono system stabilizacji składający się z pokazanych członów. Najistotniejszym elementem są tu prawa sterowania, z których jedno pokazano poniżej.

W rozważaniach model serwomechanizmu opisano za pomocą członu inercyjnego o postaci:

$$\omega_{ser} = \frac{1}{T^H s + K_2^H}, \quad (29)$$

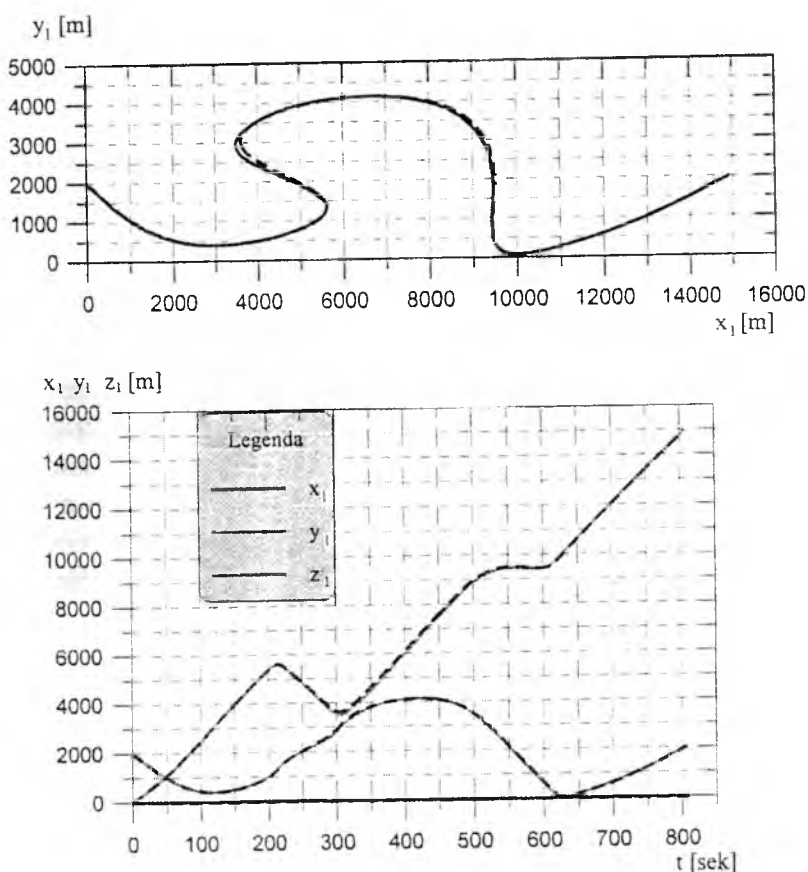
gdzie stała czasowa T^H oraz współczynnik wzmocnienia K_2^H mogą być wstępnie oszacowane na podstawie danych katalogowych wybranego serwomechanizmu. Przyjmując zgodnie z [9] następujące prawo sterowania w kanale pochylenia

$$\begin{aligned} & K_{\Theta}^H (\Theta - \Theta_z) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_W^H (W - W_z) + K_x^H (x_1 - x_{1z}) \\ & + K_z^H (z_1 - z_{1z}) + K_U^H (U - U_z), \end{aligned} \quad (30)$$

oraz dodatkowo uwzględniając wartość wychylenia steru wysokości δ_{H0} w stanie ustalonym otrzymamy prawa sterowania i układu wykonawczego:

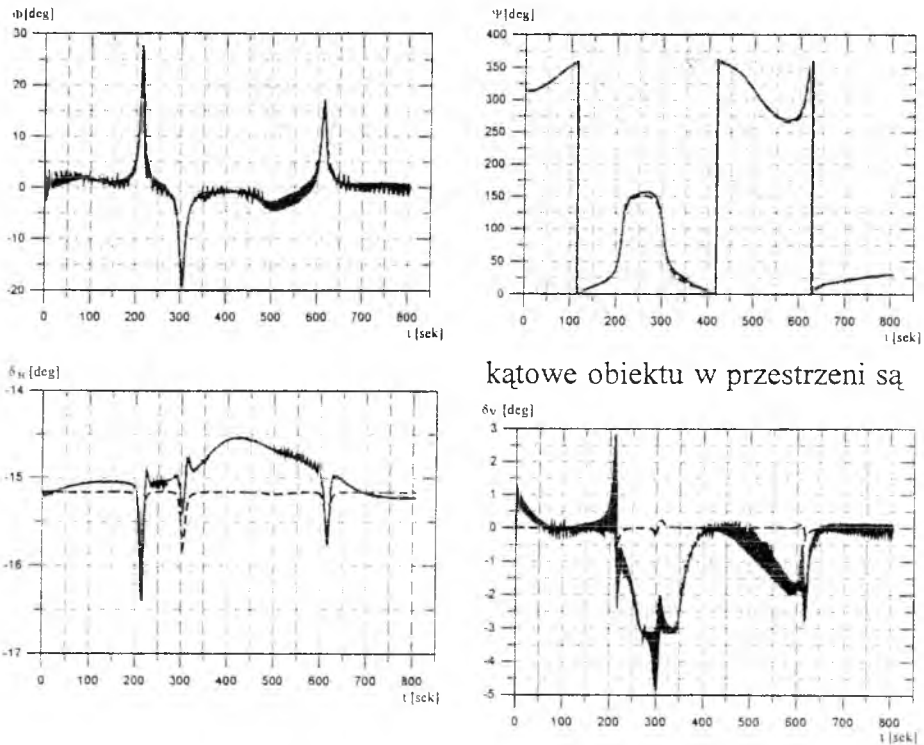
$$T^H \delta_H + K_z^H \delta_H = K_\Theta^H (\Theta - \Theta_z) + K_Q^H (Q - Q_z) + K_W^H (W - W_z) + K_x^H (x_1 - x_{1z}) + K_z^H (z_1 - z_{1z}) + K_U^H (U - U_z) + \delta_{H0}, \quad (31)$$

6. Wyniki symulacji



Rys. 4 Trajektoria zaprogramowana i uzyskana z symulacji

Jako ilustrację jednej z wielu przeprowadzonych symulacji ruchu małego samolotu uwzględniającego dynamikę powierzchni sterowych może posłużyć przebieg pokazanej na rys.4 trajektorii zaznaczonej linią ciągłą. Trajektorię postulowaną zaznaczono linią przerywaną – widzimy stosunkowo dokładne odtworzenie zadanego kształtu jak również zachowanie położenia w określonym czasie (rys.4). W tej samej konwencji symbolicznej kolejne wykresy przedstawiają usytuowanie



katowe obiektu w przestrzeni są

Rys. 5 Przebieg zmian kątów: położenia przestrzennego samolotu i powierzchni sterowych

to kąty przechylenia i odchylenia (rys.5). Na rys. 5 przedstawiono przebieg sterowania programowego linia przerywaną oraz wychylenie powierzchni steru wysokości i kierunku linia ciągłą. Wyraźnie widać szczególnie na przykładzie steru kierunku znaczny wpływ układu stabilizującego na wychylenie powierzchni sterowej.

7. Zakończenie

W oparciu o przedstawiony materiał można stwierdzić, że:

1. dynamikę sterów traktowanych jako podsystem większej całości należy modelować wraz z dynamiką samolotu i przyjętą strukturą sterowania.
2. W przyszłości należy uwzględnić model pomiaru zmiennych określających stan lotu.
3. Dobór parametrów układu napędu powierzchni sterowych z punktu widzenia realizacji zadania został wykonany prawidłowo,

ponieważ samolot zrealizował zaplanowaną trajektorię lotu w przewidzianym czasie i na całej jej długości utrzymywał zadane katowe przestrzenne usytuowanie i przewidzianą prędkość.

Wśród nasuwających się wniosków praktycznych można wymienić wykorzystanie opisanego modelu w:

- ◆ Procesie projektowania układu wykonawczego dla samolotu,
- ◆ Tworzenia algorytmów automatycznego sterowania,
- ◆ Planowania trajektorii lotu.

Praca została wykonana w ramach projektu badawczego KBN nr 9 T12C 060 17.

Bibliografia

1. W., Blajer, J., Graffstein, M., Krawczyk, *Aircraft program motion and control in prescribed trajectory flight, MMAR 97*, Proceedings of the 4th International Symposium on Methods and Models in Automation and Robotics, Politechnika Szczecińska, Międzyzdroje, 1997, tom 1, str. 351-356,
2. W., Blajer, *Zalgebraizowane generowanie równań ruchu samolotu z ruchomymi sterami, Mechanika w Lotnictwie-VIII, PTMTiS, Warszawa, 1998, 41-51*
3. B., Etkin, *Dynamics of flight stability and control*, John Wiley & Sons Inc., London, 1959,
4. W., Fiszdon, *Mechanika lotu, Część II*, PWN, Warszawa, 1961,
5. T., Goetzendorf_Grabowski, *Systemy poprawy stateczności samolotów przy zmieniającym się położeniu punktu neutralnego stateczności, Mechanika w Lotnictwie-VII, PTMTiS, Warszawa, 1997, 69-81*,
6. J., Graffstein, M., Krawczyk, J., Maryniak, *Ogólna koncepcja i modelowanie dynamiki sterowanego autonomicznie samolotu bezpilotowego*, tom 4, Prace Instytutu Lotnictwa, 1997, str. 123-129,
7. J., Graffstein, M., Krawczyk, J., Maryniak, *Wpływ zaburzeń zewnętrznych na wyniki symulacji manewrów specjalnych samolotu bezpilotowego* Prace X Sympozjum SPD-10 Symulacja procesów dynamicznych, PTETiS i Wydz. Elektryczny Politechniki Warszawskiej, 1998, str. 145-151,
8. J., Graffstein, M., Krawczyk, J., Maryniak, *Naukowe aspekty wykorzystania samolotów bezpilotowych*, Materiały II Międzynarodowej konferencji uzbrojeniowa „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia”, Waplewo, Wojskowa Akademia Techniczna, tom 2, 1998, str. 135-142
9. J., Maryniak, *Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*, Mechanika w Lotnictwie-V, PTMTiS, Warszawa, 1992, 575-592,

10. J., Maryniak, F., Al.-Abbadi, *Uproszczona analiza dynamiki samolotu szkolno-bojowego po awarii układu sterowania sterem wysokości Symulacja procesów dynamicznych*, Politechnika Warszawska, SPD-8, PTETiS, Warszawa 1994, str.321-328,
11. J., Maryniak, *Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu po jednoczesnym urwaniu połówek steru wysokości na przykładzie PZL I-22 „IRYDA”*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej, Politechnika Śląska, Gliwice, zeszyt 6, 1998, str. 239-248,
12. M., Mróz, *Wpływ stopnia wyważenia steru na efekty dynamiczne w automatycznym pilotażu*, Mechanika Teoretyczna i Stosowana, tom 28, zeszyt 3-4, Warszawa, 1988, str.369-377 ,
13. D., McLean, *Automatic Flight Control Systems*, Prentice Hall In. New York, 1990,
14. V., Mukhopadhyay, *Stability Robustness Improvement Using Constrained Optimization Techniques*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, tom 10, nr 2, 1987, str 172-177,
15. J., Nejmark, N., Fufajew, *Dynamika układów nieholonomicznych*, PWN, Warszawa, 1971,

WOJSKOWY INSTYTUT TECHNICZNY UZBROJENIA

Jesteśmy placówką naukowo-badawczą
Wojska Polskiego działającą od 1926r.

Głównymi obszarami naszej działalności są:

- prace naukowo-badawcze i rozwojowe;
- prognozy i ekspertyzy;
- normalizacja i unifikacja;
- oprogramowanie systemów dowodzenia kierowania ogniem;
- certyfikacja uzbrojenia.

W dziedzinach:

- broni strzeleckiej;
- artylerii;
- broni rakietowej;
- radiolokacji;
- eksploatacji uzbrojenia.

Oddajemy do państwa dyspozycji:
Ośrodek Certyfikacji Wyrobów,
Zespół Laboratoriów Badawczych,
oraz wiedzę i fachowość naszych pracowników

**PODEJMIJ WSPÓŁPRACĘ
A PRZEKONASZ SIĘ,
ŻE NASZE MOŻLIWOŚCI
I TWOJE OCZEKIWANIA
SĄ ZBIEŻNE**

ul. Pr. S. Wyszyńskiego 7
05-220 ZIELONKA
tel. (0-22) 781-99-34
fax. (0-22) 781-99-35
<http://www.witu.mil.pl>
e-mail: witu@witu.mil.pl

UWARUNKOWANIA DOBORU ŚMIGŁOWYCH ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH SAMOŁOTU

Zbigniew Klepacki
Politechnika Rzeszowska
zbigklep@prz.rzeszow.pl

Projektowanie samolotu z reguły nie obejmuje głównych składników zespołu napędowego: silnika i śmigła. Są one dobierane z typów dostępnych na rynku (czasem z niewielkimi modyfikacjami). Nie oznacza to, że silnik i śmigło nie stanowią o postaci konstrukcji samolotu i mogą być traktowane jako elementy „zewnętrzne” projektu. W pracy omówione zostaną warunki pracy i współpracy płatowca, silnika i śmigła, oraz uwarunkowania ogólne wynikające z wielozadaniowego charakteru pracy zespołu napędowego.

Dobór zespołu napędowego samolotu jest zagadnieniem złożonym z uwagi na uwikłane związki między charakterystykami masowymi, aerodynamicznymi, charakterystykami silnika i śmigła, a także z uwagi na konieczność spełnienia szeregu wymagań dotyczących właściwości samolotu i zespołu napędowego. Wspomniane współzależności powinny być uwzględniane na etapie projektowania samolotu, rzutują bowiem w znacznej mierze na postać konstrukcyjną samolotu i jego właściwości.

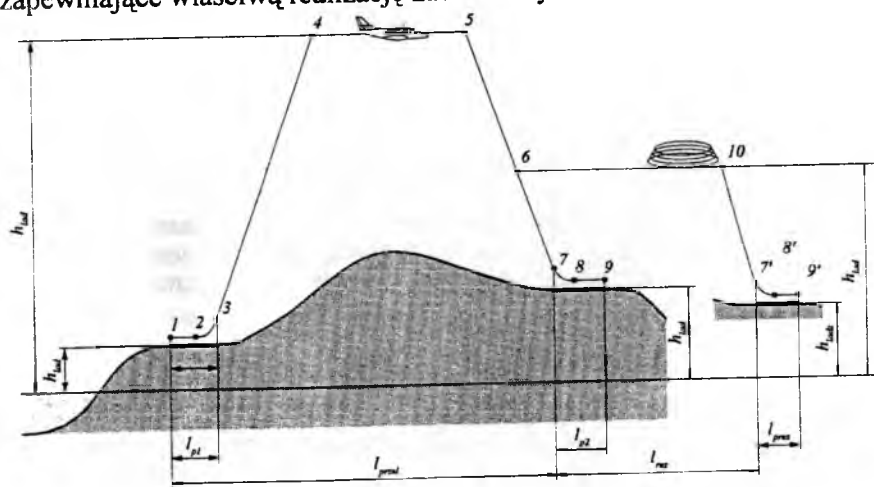
1. Ogólna postać zadania projektowania

W ogólnym zadaniu projektowania samolot charakteryzuje wektor zmiennych decyzyjnych x opisujący (dla właściwego stopnia uproszczenia) jednoznacznie charakterystyki samolotu. Parametry płatowca i zespołu napędowego powinny należeć do dopuszczalnego zbioru X , gwarantującego fizyczną realizowalność samolotu i spełnienie ograniczeń nakładanych na konstrukcję i jej właściwości. Procedura wyboru parametrów samolotu powinna umożliwiać minimalizację (maksymali-

zacje) pewnej funkcji lub funkcjonau stanowiacego miare jakości roz-
wiązania. W ogólnym przypadku postać takiego kryterium jest następu-
jąca

$$\bar{F} = \underset{\substack{x \in X \\ y \in Y \\ u_y(t) \in U}}{\text{opt}} F(f_1(x, x_y, y, u_y(t)), \dots, f_n(x, x_y, y, u_y(t))) \quad (1)$$

Poza wspomnianym już wektorem zmiennych x w opisie zadania projektowego występują cząstkowe funkcje kryterialne $f_i, i=1, \dots, n$, zbiory zadań realizowanych przez samolot $y \in Y$, parametry kompletacji $x_y \in \Delta x(y)$ właściwe dla realizowanych zadań, oraz sterowania $u_y(t) \in U(y)$ zapewniające właściwą realizację zadań lotnych.



Rys. 1. Typowe zadanie lotne samolotu transportowego

Pojedyncze zadanie lotne opisuje wektor y_i przyjmujący w ogólnym przypadku następującą postać

$$y_j(\mu_j, \zeta_{j1}, \dots, \zeta_{jk}, \dots, \zeta_{j\mu_j}) \quad , \quad j = 1, \dots, m, \quad k = 1, \dots, \mu_j \quad (2)$$

gdzie

- μ_i - liczba parametrów charakteryzujących i -te zadanie,
- ζ_i - j -ty parametr i -tego zadania.

Uzupełnieniem opisu zadania są równania trajektorii lotu zadane równaniami ruchu

$$\overset{\circ}{z} = \varphi \left(z, x, x_y, u_y(t), t \right) \quad (3)$$

$$\begin{array}{l} z(t_0) \in Z_0(x), \\ z(t_p) \in Z_1(x), \\ u(t) \in U(y), \\ x_y(y) \in \Delta X(y), \\ z \in Z(y). \end{array}$$

Rozwiązując zadanie (1) względem zmiennych decyzyjnych otrzymujemy definicję samolotu najlepszego w sensie przyjętych kryteriów i ograniczeń.

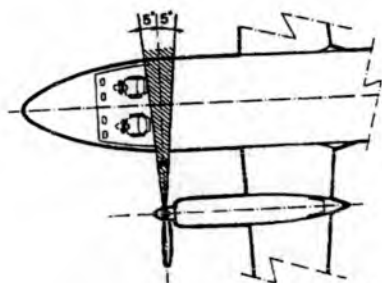
Opis zadania wyboru parametrów samolotu w postaci (1) ma dwie istotne cechy: uwzględnia wielokryterialność oceny efektywności oraz wielozadaniowość kryjącą się w zróżnicowanym zbiorze zadań. Druga z tych cech ma szczególne znaczenie dla właściwego doboru zespołu napędowego, pozwala bowiem uwzględniać znaczne zróżnicowanie warunków jego pracy.

2. Opis zespołu napędowego

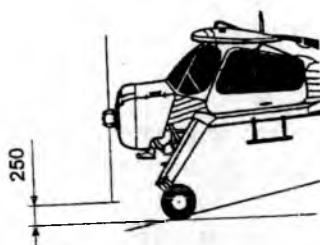
Wektor zmiennych x może mieć różną strukturę w zależności od matematycznego modelu samolotu przyjętego w projektowaniu ([5], [6], [7]). Możemy go umownie podzielić na dwie składowe $x(x_p, x_{zn})$ by jawnie wyróżnić część dotyczącą płatowca oraz zespołu napędowego (nie oznacza to oczywiście dekompozycji zadania (1)) Główne parametry zespołu napędowego niezbędne do zdefiniowania samolotu to:

- rodzaj (łukowy, turbośmigłowy),
- ilość silników,
- moc silnika,
- obroty wału śmigła,
- typ śmigła (rodzina),
- rodzaj regulacji śmigła (stałe, constant speed, β -control),
- liczba łopat,
- średnica.

Fakt, że niektóre z parametrów przyjmują wartości dyskretne utrudnia w istotny sposób rozwiązanie zadania (1). Część zmiennych (rodzaj silnika, ilość silników, typ śmigła i rodzaj regulacji) można potraktować jako parametry modelu obliczeniowego, godząc się na rozwiązywanie kilku „zadań równoległych”, liczbę łopat traktować jednak musimy jako zmienną dyskretną.

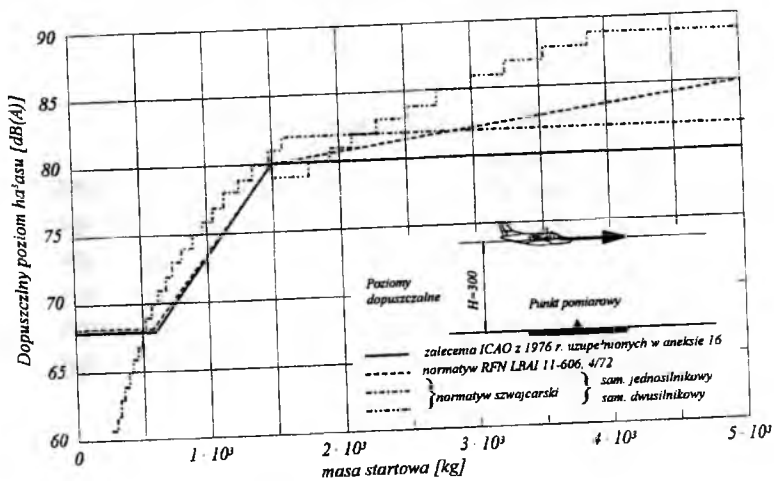


(a) Załoga poza obszarem „rażenia”

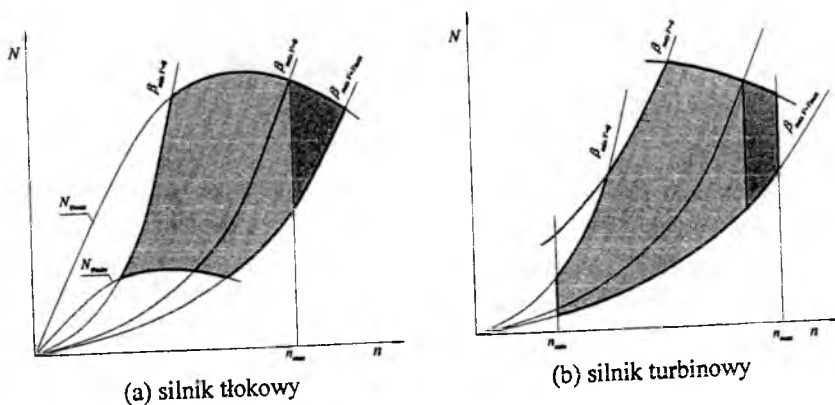


(a) Prześwit śmigła

Rys. 2. Ograniczenia geometryczne



Rys. 3. Dopuszczalny poziom hałasu



(a) silnik tłokowy

(b) silnik turbinowy

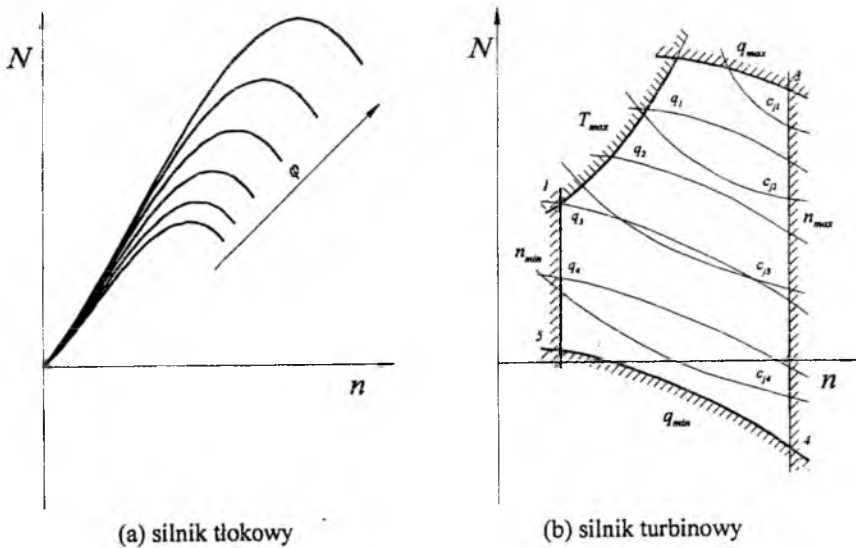
Rys. 4. Obszar współpracy

Obszar rozwiązań dopuszczalnych określają ograniczenia dotyczące całego samolotu, w tym również specyficzne dla zespołu napędowego np. ograniczenia:

- geometryczne wynikające z wymogów bezpieczeństwa zilustrowane (rys. 2 (a)),
- minimalnego (pozytywnego) prześwitu śmigła w ruchu na ziemi narzucanych przez przepisy budowy samolotów (rys. 2 (b)).
- ekologiczne dotyczące emisji hałasu (rys.3), praktycznie limitujące prędkość końcówki śmigła do $M_a' < 0.75$,
- wynikające z właściwości silnika, np. ograniczenie rozkręcania się silnika (rys.4).

i inne.

Udział zespołu napędowego w ocenie efektywności samolotu zależy będzie od postaci operatora $opt(\dots)$ w (1). Może to być ocena pośrednia, w której cechy zespołu napędowego występować będą wyłącznie w postaci uwikłanej w kryteriach dotyczących samolotu (najczęstszy przypadek) bądź też w zestawie kryteriów znajdują się kryteria „czysto” silnikowe. W praktyce wyróżnienie takich czystych kryteriów silnikowych mnie jest możliwe, charakterystyki silnika wpływają bowiem bezpośrednio lub pośrednio na niemal wszystkie cechy użytkowe samolotu.



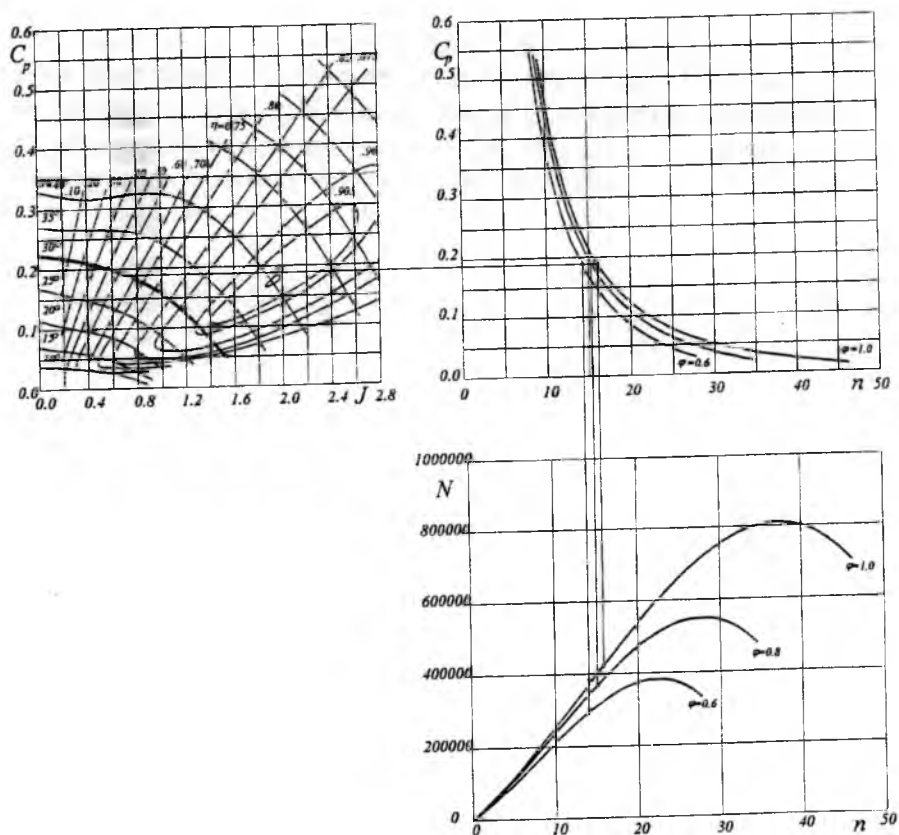
Rys. 5. Charakterystyki obrotowe silników

2. Współpraca zespołu śmigło-silnikowego

Zagadnienia związane z doбором śmigła traktowane są w literaturze bardzo powierzchownie. Z reguły dobór śmigła warunkowany jest „punktem obliczeniowym” dla którego dobierane jest śmigło o maksymalnej sprawności, zaś inne charakterystyki są konsekwencją dokonanego wyboru.

Dla zilustrowania wielości możliwych stanów pracy zespołu śmigło-silnikowego przyjrzyjmy się bliżej warunkom ustalonej współpracy śmigła i silnika. Oczywisty warunek ustalonej współpracy ma postać równości mocy

$$N_{sm} = N_{sil} \quad (5)$$



Rys. 6. Warunki współpracy śmigła i silnika

Wymiarowa postać (5) jest mało przydatna z uwagi na niemożliwość skorzystania z typowych charakterystyk śmigła i silnika. Jeśli tę samą zależność przedstawimy w formie

$$\rho n^3 D_{sm}^5 C_p^{sm} = \rho n^3 D_s^5 C_p^{sil} \quad (6)$$

to okaże się, że przetwarzając charakterystykę silnika do postaci „formalnie” bezwymiarowej dostajemy możliwość łatwej analizy możliwych stanów pracy zespołu. Graficzną postać warunków współpracy pokazuje rys. 6. Pozwala on przeanalizować pracę śmigła stałego, oraz śmigieł wyposażonych w automatykę typu constant speed i β -control.

Śmigło stałe „wymusza” określony stan pracy silnika przy zadanym otwarciu przepustnicy. Wybór śmigła o zbyt małym kącie nastawienia pozwoli wykorzystać dużą moc w warunkach startowych, jednak przy większych prędkościach będzie ono miało tendencję do samoczynnego rozkręcania się. Z kolei śmigło o dużym kącie nastawienia umożliwi wykorzystanie pełnej mocy w warunkach przelotowych, zdławi jednak silnik przy małych prędkościach ograniczając możliwości uzyskania dobrych charakterystyk startowych.

Śmigło typu constant speed pracujące przy stałej nastawie ma możliwość pracy w bardzo dużym zakresie prędkości przy $C_p = const.$ Regulacja odbywa się przez zmianę obciążenia silnika wymuszanego poprzez zmianę kąta nastawienia łopat śmigła. Pożądany zakres zmian sprawności może być ustalany poprzez dobór właściwej średnicy śmigła oraz zakres kątów nastawienia. Zakres zmian kąta nastawienia śmigła jest ograniczony. W związku z tym dla posuwów poniżej minimalnego i powyżej maksymalnego kąta nastawienia śmigło pracować będzie jak odpowiednie śmigło stałe.

Śmigło β -control przy zadanej nastawie pracuje przy stałych obrotach a regulacja odbywa się przez zwiększanie lub zmniejszanie podaży paliwa. Ten rodzaj regulacji stosowany jest głównie w silnikach turbino-owych, charakteryzujących się dużym zakresem mocy przy zadanych obrotach. Regulacja β -control umożliwia szybką reakcję samolotu na zmiany warunków lotu (znacznie szybsza niż dla regulacji constant speed). Zakres regulacji jest jednak ograniczony z jednej strony zakresem zmian kąta nastawienia, z drugiej zaś właściwościami silnika. Jeśli spojrzymy na rys. 5 (b), zauważymy, że ustalenie nastawy w rejonie punktu 3, to jest w pobliżu linii granicznej odpowiadającej maksymalnym dopuszczalnym temperaturom pracy turbiny, może powodować wymuszanie jej przekraczania w przypadku spadku prędkości lotu.

3. Podsumowanie

- Konsekwencje wyboru silnika i śmigła dotyczą wszystkich istotnych charakterystyk samolotu (masowych, geometrycznych, osiągowych, ekonomicznych).
- Dobór śmigła na punkt obliczeniowy nie gwarantuje poprawnej pracy śmigła w pełnym zakresie stanów jego pracy.
- Racjonalny dobór zespołu śmigło-silnik pozwala na uzyskanie porządných właściwości przy niższej mocy (przy mniejszej masie startowej, wyraźnie niższym kosztem).

4. Bibliografia

1. -, *Aircraft propeller handbook*, ANC-9, Dep. of the Air Force 1956
2. Bukowski J., Łucjanek W., *Śmigła*. WKŁ, Warszawa 1985
3. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А., *Проектирование легких самолетов*, Москва, Машиностроение, 1978.
4. Fiszdon W., *Mechanika Lotu*, tom I, PWN, Warszawa 1961
5. Klepacki Z.: Strzelczyk P., *Uniwersalne charakterystyki śmigła*, Prac Instytutu Lotnictwa nr 152, str. 61-68
6. Klepacki Z., *Wielokryterialna optymalizacja parametrów samolotu wielocelowego*, Proceeding of International Scientific Conference Mechanics '98, Rzeszów 1998, vol I, str. 349-356
7. Klepacki Z., *Decision and Choice of Solution Supporting System in Agricultural Aircraft Design with Using Multipurpose Approach*, 2 Konferencja Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education, Warszawa, 1996
8. Klepacki Z., *Optymalizacja postaci konstrukcyjnej samolotu bojowego o zadanym zbiorze zadań*. III Sympozjum Naukowe "Problemy techniczno-eksploatacyjne w kształceniu pilotów. Dęblin, 16-18.12.1996, t.1, z. 1, str. 209-218, 1996
9. Lewandowski R., *Osiągi samolotów z napędem śmigłowym I odrzutowym*, Prace Instytutu Lotnictwa nr 128
10. Torenbeek E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Kulwer Academic Publishers, Dordrecht/ Boston/ London 1982

ZNACZENIE STRUKTURY ZBIORU ZADAŃ W PROJEKTOWANIU SYSTEMU WIELOZADANIOWEGO

Zbigniew Klepacki *)
e-mail: zbigklep@prz.rzeszow.pl

Andrzej Majka *)
e-mail: andemajk@prz.rzeszow.pl

*) Katedra Samolotów i Silników Lotniczych, Politechnika Rzeszowska

W pracy przeanalizowano wpływ struktury zbioru zadań na optymalne parametry samolotu transportowego. Obliczenia wykonano dla zbiorów zadań o tych samych wartościach granicznych zasięgów oraz różnych rozkładach długości tras i liczby przewożonych pasażerów.

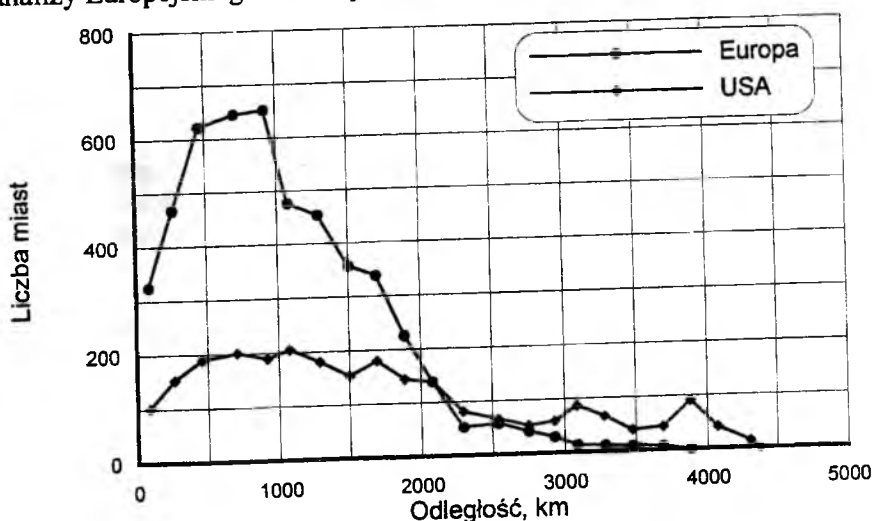
1. Wstęp

W warunkach wzrostu intensywności zastosowania samolotów transportowych jednym z najważniejszych problemów jest podwyższenie ich techniczno – ekonomicznej efektywności i niezawodności. Pomyślne rozwiązanie tego zadania w znacznym stopniu zależy od doskonalenia metod projektowania a w szczególności od stosowania szeroko rozumianej optymalizacji w projektowaniu samolotów i systemów lotniczych.

Optymalizacja powinna umożliwiać uwzględnianie cech szczególnych samego procesu projektowania jak i elementów systemu lotniczego. Zbiór warunków zewnętrznych dla obiektu projektowania oznacza zadany zestaw misji wykonywanych przez system, a dla procesu projektowania, zbiór wymagań i nieokreśloności występujących na danym etapie. Wielelementowość rozwiązania charakteryzuje

występowanie w systemie obiektów jedno- i wielotypowych, a dla procesu projektowania oznacza występowanie zestawu konkurencyjnych wariantów rozwiązań projektowych. Wielozadaniowość funkcjonowania samolotów w systemie i ich współdziałanie (samoloty tego samego typu) lub konkurowanie (samoloty różnych typów) uwzględnia się na podstawie odpowiednio opracowanego modelu matematycznego.

Rozwiązanie zadania optymalizacji wymaga znajomości zbioru zadań już na etapie projektu wstępnego. Waga problemu często jest niedoceniana a rozwiązaniem zastępczym jest generowanie zadań z określonym rozkładem. Trudno jest jednak określić parametry rozkładu na podstawie którego powinny być generowane zadania. Rysunek 1 pokazuje, jak różne rozkłady długości tras można otrzymać na podstawie analizy Europejskiego i Amerykańskiego rynku transportowego.



Rys. 1. Odległości pomiędzy miastami o liczbie ludności powyżej 250 tys. [3].

Celem niniejszej pracy było wykazanie dużego wpływu postaci zbioru zadań na rozwiązanie zagadnienia optymalizacji samolotu.

2. Sformułowanie problemu

Model matematyczny systemu lotniczego wykorzystywany do rozwiązania zadania optymalnego projektowania powinien uwzględniać podstawowe właściwości samolotów wchodzących w jego skład, w szczególności ich wielozadaniowy charakter. Dlatego do opisu systemu lotniczego lub pojedynczego samolotu najwygodniej jest

posłużyć się modelem systemu wielozadaniowego. W niniejszym artykule wykorzystano model, który został opisany i skomentowany w pracy [4].

W modelu systemu Y jest zbiorem zadań polegających na przewiezieniu określonej liczby pasażerów na zadaną odległość. Zbiór zadań składa się z zadanej liczby elementów generowanych z określonym rozkładem. Strategia A jest zbiorem m typów samolotów realizujących wszystkie zadania ze zbioru Y .

Ocena jakości systemu lotniczego (samolotu) z uwzględnieniem jego właściwości wielozadaniowych może być dokonywana tylko na podstawie jednego z dwóch kryteriów [1, 5]. Pierwsze kryterium wyraża sumę jakości wykonania zadań jednostkowych (ocena uśredniona lub sumacyjna), drugie – graniczną (najgorszą) spośród tych jakości (ocena gwarantująca). Do oceny funkcjonowania systemu wykorzystano kryterium pierwszego rodzaju w postaci:

$$F[Y, A, E(y)] = \sum_{i=1}^m \sum_{y \in D_i} f(y, x_i, \mu(D_i)), \quad Y = \bigcup_{i=1}^m D_i \quad (1)$$

gdzie, funkcja jakości lokalnej $f[y, x_i, \mu(D_i)]$ równa jest kosztom operacyjnym wykonania zadania y przez samolot x_i . Dlatego wskaźnik jakości globalnej wyznaczany jest na podstawie:

$$F[Y, A, E(y)] = \sum_{i=1}^m (C'_{opsdir} + C'_{opsind}) N'_{acq} \quad (2)$$

gdzie:

- C'_{opsdir} - bezpośredni koszt użytkowania samolotu i -tego typu,
- C'_{opsind} - pośredni koszt użytkowania samolotu i -tego typu,
- N'_{acq} - liczba samolotów i -tego typu eksploatowanych w systemie,
- m - liczba typów samolotów wchodzących w skład parku.

Składniki kosztów wyznaczane były na podstawie modelu firmy RAND Corporation [6] charakteryzującego się umiarkowaną złożonością i wystarczającą dokładnością. Model ten został zmodyfikowany w celu dostosowania go do specyfiki lokalnego rynku.

Zadanie optymalizacji strategii [4] wymaga znalezienia optymalnego rozkładu zadań pomiędzy „konkurującymi” samolotami oraz wyznaczenia dla nich optymalnych parametrów. Ponieważ elementy systemu można potraktować jako niezależne, to rozwiązanie złożonego

zadania optymalizacji redukuje się do rozwiązania dwóch zadań prostszych, rozwiązywanych oddzielnie [1, 5]. Zadanie pierwsze polega na znalezieniu optymalnych obszarów specjalizacji samolotów wchodzących w skład systemu. Zadanie drugie polega na znalezieniu optymalnych parametrów samolotu realizującego przydzielone mu zadania.

Zadanie pierwsze rozwiązywane jest z wykorzystaniem specjalnie opracowanego algorytmu wykorzystującego specyficzne własności systemu lotniczego i przyjętego wskaźnika efektywności [4]. Zadanie drugie rozwiązywane jest z wykorzystaniem klasycznych metod optymalizacji statycznej [2].

3. Przykład obliczeniowy

Zadanie polega na zbadaniu wpływu struktury zbioru zadań na rozwiązanie problemu znajdowania optymalnych obszarów specjalizacji i optymalnego doboru wybranych parametrów konstrukcyjnych samolotów systemu.

Obliczenia przeprowadzono dla systemu składającego się z dwóch typów samolotów Tab. 1., wykonujących zadania o różnym rozkładzie długości tras (dla jednakowych granicznych wartości odległości). Uwzględnienie tylko dwóch typów samolotów nie zmniejsza ogólności rozważań ułatwia natomiast analizę wyników.

Jakość wykonania jednostkowego zadania transportowego oceniana jest kosztem operacyjnym poniesionym na zrealizowanie tego celu. Koszt ten obliczany jest na podstawie kosztów operacyjnych *DOC* i *IOC*:

$$f(x_i, y, \mu(D_i)) = (DOC + IOC) L_z n_{pas}^{lot} \quad (3)$$

Jakość wykonania wszystkich zadań przez samoloty systemu oceniana jest na podstawie wskaźnika sumacyjnego (2).

Tabela 1. Początkowe dane samolotów

Parametr		Samolot 1	Samolot 2
Rozpiętość	m	14.94	25.9
Powierzchnia	m ²	30.2	54.35
Długość kadłuba	m	10.86	20.82
Moc nominalna silników	kW	2 × 220	2 × 1490
Masa startowa	kg	2990	15500
Liczba pasażerów	-	9	36

Dla zadań, których wykonanie przez system będzie niemożliwe, wskaźnik jakości będzie równy kosztowi wynajęcia samolotu spoza systemu, według średnich stawek przewozowych.

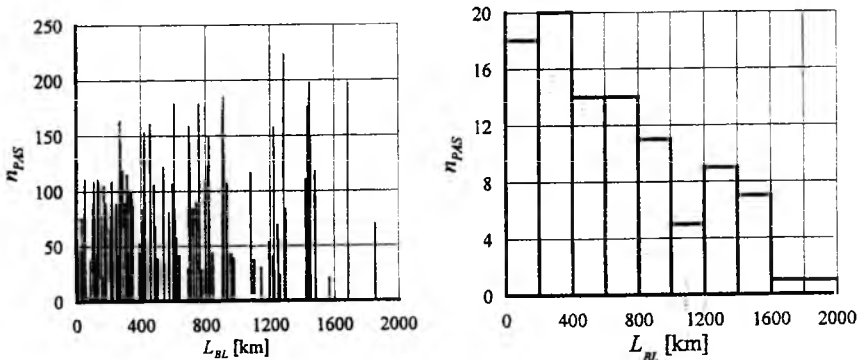
Parametry samolotu 1 będą podlegały optymalnemu doborowi. Dla uproszczenia (nie ograniczając ogólności rozważań) zredukowano zbiór parametrów podlegających optymalizacji do 3 wielkości:

- B – rozpiętość płata,
- S – powierzchnia płata,
- N_{MAX} – moc startowa silników.

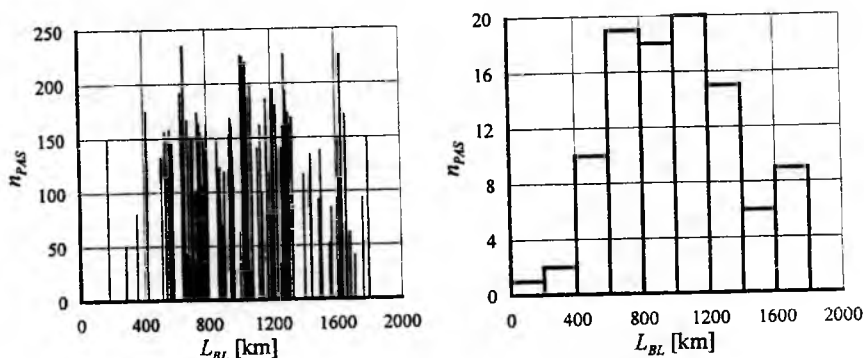
W charakterze ograniczeń przyjęto:

- maksymalną masę startową M_{TO} ,
- minimalną prędkość w konfiguracji do lądowania V_{SO} ,
- maksymalną prędkość wznoszenia W_{MAX} ,
- pułap praktyczny H_{MAX} ,
- zasięg maksymalny L_{ZMAX} .

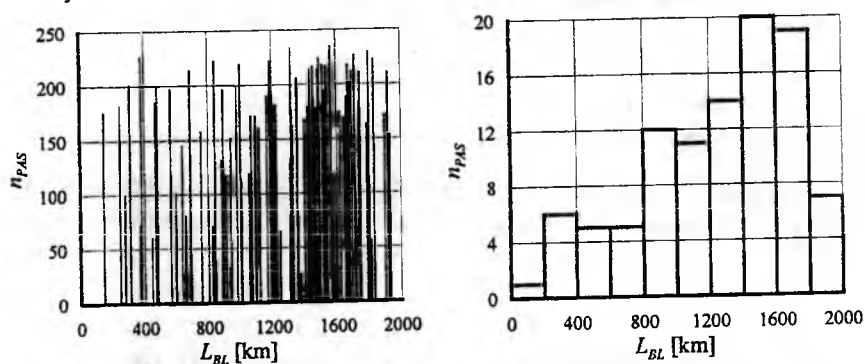
Obliczenia wykonano dla zbiorów zadań generowanych z różnymi rozkładami (skrajne i środkowy). Każde zadanie transportowe polega na przewiezieniu określonej liczby pasażerów n_{pas} z lotniska początkowego, znajdującego się na wysokości H_{TO} , do lotniska końcowego znajdującego się na wysokości H_{LAND} , w odległości L_Z . Do obliczeń przyjęto zbiory zadań, których charakterystyki przedstawiono na rysunku 2 (rozkłady rejsów i histogramy). Wygenerowane zostały dla tej samej liczby zadań i takich samych wartości skrajnych. Zbiór zadań z dominacją tras krótkich (lewy) pokazano na rys. 2-a, tras średniej długości (środkowy) na rys. 2-b i tras długich (prawy) na rys. 2-c.



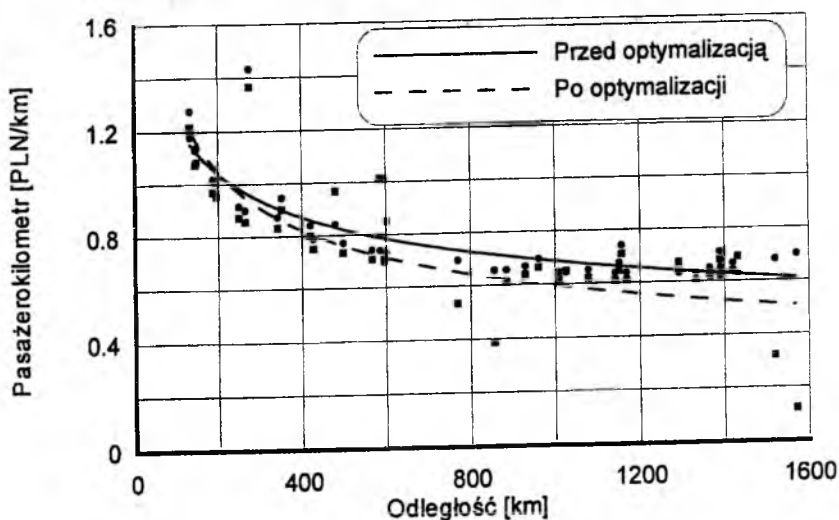
Rys. 2 – a. Zbiór zadań z dominacją tras krótkich (rozkład lewy).



Rys. 2 – b. Zbiór zadań z dominacją tras średniej długości (rozkład środkowy).

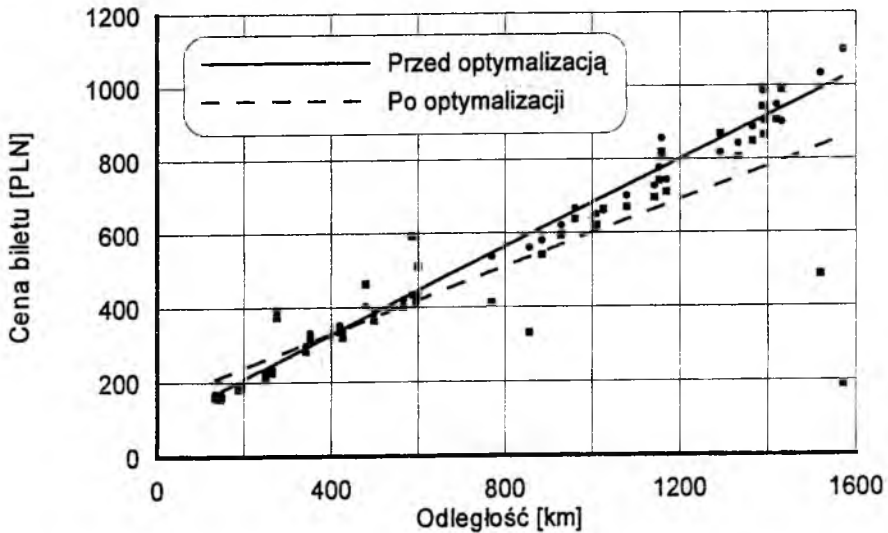


Rys. 2 – c. Zbiór zadań z dominacją tras długich (rozkład prawy).

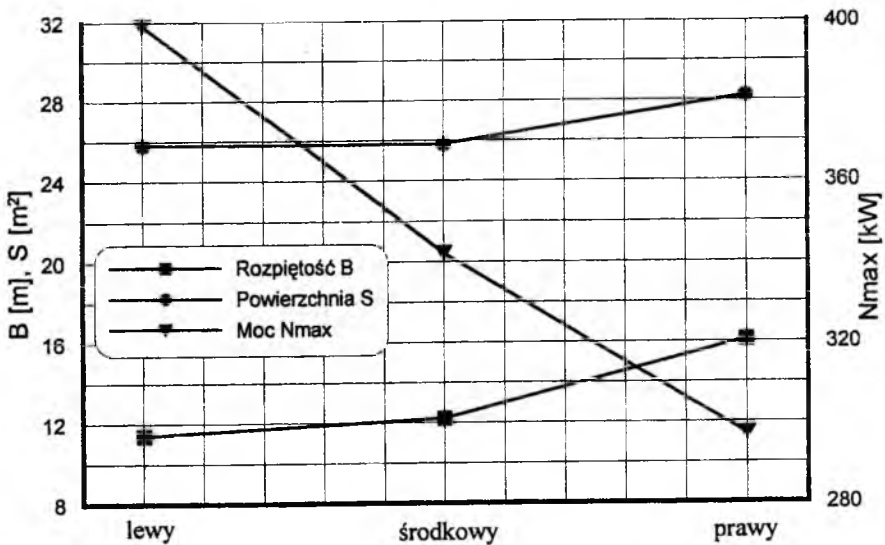


Rys. 3. Zależność kosztu pasażerokilometra od długości trasy.

Po przeprowadzonej optymalizacji parametrów samolotu 2 otrzymano zmianę funkcji celu i lokalnych wskaźników kosztowych. Zmiany przedstawiono na rysunkach 3 i 4. Zmiany optymalizowanych parametrów samolotu dla trzech zbiorów zadań (lewy, środkowy i prawy) przedstawiono na rysunku 5.



Rys. 4. Zależność ceny biletu od długości trasy.



Rys. 5. Zmiana parametrów optymalizowanego samolotu.

Z przeprowadzonych obliczeń wynikają następujące uwagi i wnioski:

1. Dla zbioru zadań z dominacją tras długich (najdłuższy etap przelotu) otrzymano najmniejszą moc silnika i największe wydłużenie płata.
2. Optymalizacja spowodowała spadek względnych kosztów paliwa tylko dla zbioru zadań z dominacją tras długich.
3. Dla wszystkich zbiorów zadań optymalizacja parametrów spowodowała: wzrost wydłużenia płata, wzrost mocy silników i wzrost obciążenia powierzchni skrzydeł.
4. Dla 3 zbiorów zadań o tych samych wartościach granicznych zasięgów lecz różnych rozkładach długości tras otrzymano następujące różnice względne optymalizowanych parametrów:
 - a. rozpiętość – 29.5%;
 - b. powierzchnia nośna – 7.3%;
 - c. moc silnika – 42.3%.
5. Różnice optymalizowanych parametrów przekładają się na następujące względne różnice parametrów pochodnych:
 - a. wydłużenie płata – 53.0%;
 - b. obciążenie powierzchni płata – 9.97%;
 - c. obciążenie mocy zespołu napędowego – 18.79%.

Bibliografia

1. Brusow W., *Optymalne projektowanie wielozadaniowych statków latających*, Biblioteka Naukowa Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1996.
2. Goliński J., *Metody optymalizacyjne w projektowaniu technicznym*, WNT, Warszawa 1974.
3. Колпакчиев И. Н., *Проблемы короткого взлета самолета*, Машиностроение, Москва 1978.
4. Majka A., *Wyznaczanie optymalnych parametrów i obszarów specjalizacji samolotów realizujących założony zbiór zadań*, VIII Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa 1998.
5. Пиявский С. А., Брусков В. С., Хвилон Е. А., *Оптимизация параметров многоцелевых летательных аппаратов*, Москва, Машиностроение 1974.
6. Roskam J., *Airplane Design, Part VIII, Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operating*, The University of Kansas, 1989.
7. Torenbeek E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, 1976.

BŁĘDY GIROSKOPU PRZY NAWIGACJI BEZPILOTOWEGO APARATU LATAJĄCEGO (BAL)

Zbigniew Koruba

Katedra Pojazdów i Sprzętu Mechanicznego, PŚw, Kielce

e-mail: ksmzko@eden.tu.kielce.pl

W pracy przedstawiony jest model matematyczny ruchu giroskopu zawieszonego na przegubie Cardana i umieszczonego na ruchomej podstawie (pokładzie bezpilotowego aparatu latającego). Zbadany został wpływ tarcia w łożyskach ramek, drgań podstawy i przemieszczeń podstawy względem Ziemi – na zejście osi giroskopu z zadanego kierunku i sposób minimalizacji tego zejścia.

1. Wstęp

Najważniejszą, wykorzystywaną w technice, właściwością giroskopu zawieszonego na przegubie Cardana jest utrzymywanie przez jego oś główną, niezmiennego w przestrzeni, zadanego kierunku, niezależnie od ruchów podstawy na której giroskop się znajduje. Jednakże momenty zakłócające, które nieuchronnie oddziałują na giroskop podczas eksploatacji, nie pozwalają na długotrwale utrzymywanie z zadaną dokładnością wyznaczonego kierunku. Mówimy, że następuje zejście (dryf) osi giroskopu. Dotyczy to w szczególności giroskopu nawigacyjnego, zainstalowanego na pokładzie bezpilotowego aparatu latającego (BAL).

Podstawowymi czynnikami wpływającymi na błędy giroskopu są [4, 5]: a) tarcie suche i wiskotyczne w łożyskach ramek, b) bezwładność ramek, c) niewyważenie (statyczne i dynamiczne) rotora względem przecięcia osi ramek – środka obrotu, d) przyspieszenia liniowe i kątowe podstawy, e) sprężystość elementów konstrukcyjnych, f) błędy zawieszenia Cardana, g) niestabilność napędu rotora h) przecięcie ramek pod kątem różnym od kąta prostego, i) duże kąty i prędkości kątowe odchyłania osi głównej giroskopu od zadanego kierunku i j) ruchu wirowego

Ziemi. W celu eliminacji szkodliwego oddziaływania powyższych czynników, należy stosować układy korekcji położenia osi girokopu. W przypadku girokopu nawigacyjnego korekcja pozwala na automatyczne utrzymywanie osi w pożądanym kierunku na podstawie odpowiednich czujników (np. igły magnetycznej lub wahadła) bądź odpowiednich obliczeń maszyny cyfrowej.

W niniejszej pracy, ze względu na jej ograniczoną objętość, rozpatrzmy jedynie błędy girokopu spowodowane wpływem tarcia suchego i wiskotycznego oraz przemieszczeń kątowych podstawy i ruchu wirowego Ziemi, których skutkiem jest zejście osi głównej z zadanego kierunku.

2. Prędkości liniowe i kątowe ruchu podstawy girokopu (pokładu BAL)

Na rys.1 przedstawiony jest schemat kinematyczny girokopu, umieszczonego na pokładzie obiektu latającego, wraz z przyjętymi układami współrzędnych. BAL porusza się względem ruchomego układu $O\xi\eta\zeta$, którego osie pokrywają się z płaszczyzną poziomą i płaszczyzną południka dla dowolnego punktu na powierzchni Ziemi. Pozostając nieruchomym względem ziemskich punktów orientacyjnych, układ współrzędnych $O\xi\eta\zeta$ uczestniczy w dobowym ruchu Ziemi i tym samym zmienia położenie swoich osi w przestrzeni.

Rozpatrzmy ruch BAL poruszającego się z prędkością $\vec{V}_s$ na wysokości H_s nad poziomem morza. W związanym układzie współrzędnych $Ox_sy_sz_s$ wektor prędkości ruchu środka masy BAL można przedstawić w postaci

$$\vec{V}_s = \vec{i}u_s + \vec{j}v_s + \vec{k}w_s \quad (1)$$

gdzie składowe prędkości liniowej u_s, v_s, w_s wyznaczamy z równań ruchu BAL (8a).

Wektor wypadkowy prędkości kątowych ruchu pokładu BAL przedstawmy w postaci sumy następujących wektorów

$$\vec{\Omega}^* = \vec{\Omega}_s + \vec{\Omega}_z + \vec{\Omega}_v \quad (2)$$

Wektor prędkości $\vec{\Omega}_s$ w układzie $Ox_sy_sz_s$ przedstawia się następująco

$$\bar{\Omega}_s = \bar{i}p_s + \bar{j}q_s + \bar{k}r_s \quad (3)$$

gdzie składowe prędkości kątowej p_s, q_s, r_s wyznaczamy z równań ruchu BAL (8b).

Składowe wektora prędkości obrotu Ziemi $\bar{\Omega}_z$ na poszczególne osie układu $A_o\xi_o\eta_o\zeta_o$ wynoszą

$$p_{zo} = \Omega_z \cos \varphi_z, \quad q_{zo} = 0, \quad r_{zo} = \Omega_z \sin \varphi_z \quad (4)$$

zaś w rzutach na osie układu związanego

$$p_z = \Omega_z \cos \varphi_z \sin \Theta_s \cos \Psi_s - \Omega_z \sin \varphi_z \sin \Theta_s \quad (5a)$$

$$q_z = -\Omega_z \cos \varphi_z \sin \Psi_s \quad (5b)$$

$$r_z = \Omega_z \cos \varphi_z \sin \Theta_s \cos \Psi_s + \Omega_z \sin \varphi_z \cos \Theta_s \quad (5c)$$

BAL, poruszając się po zaprogramowanym torze względem powierzchni Ziemi, wykonuje ruch obrotowy wokół poszczególnych osi układu $Ox_s y_s z_s$:

$$p_v = \frac{u_s}{R_z + H_s} \quad (6a)$$

$$q_v = \frac{v_s}{R_z + H_s} \quad (6b)$$

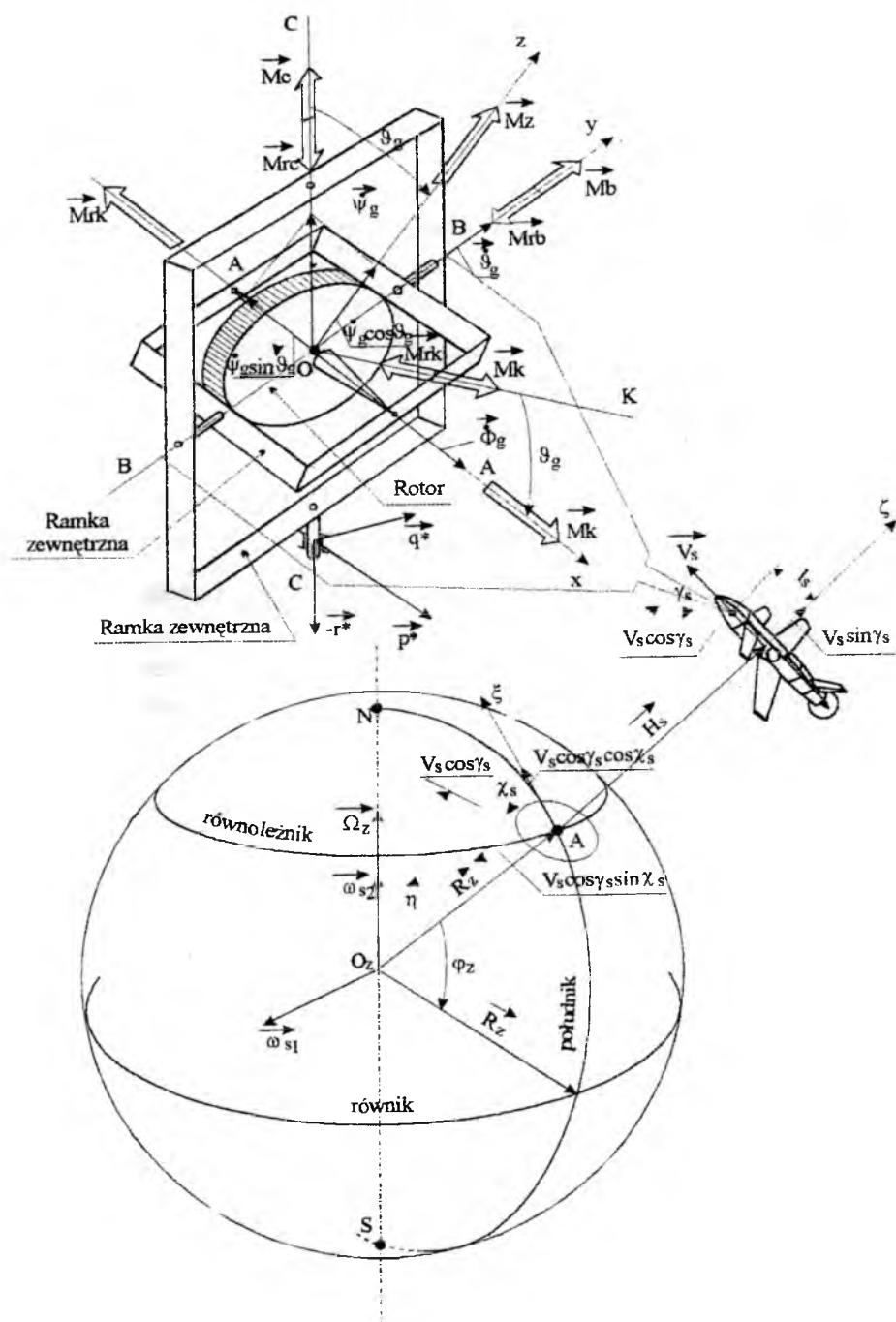
$$r_v = \frac{w_s}{R_z + H_s} \operatorname{tg} \varphi_z \quad (6c)$$

Przemieszczając się wraz z pokładem BAL, oś giroskopu będzie się zatem odchylać od płaszczyzny horyzontu i płaszczyzny południka z następującymi sumarycznymi prędkościami kątowymi

$$p^* = p_s + p_z + p_v \quad (7a)$$

$$q^* = q_s + q_z + q_v \quad (7b)$$

$$r^* = r_s + r_z + r_v \quad (7c)$$



Rys. 1. Ogólny widok giroskopu umieszczonego na pokładzie BAL, wraz z przyjętymi układami współrzędnych

3. Równania ruchu BAL

Zakładamy, że BAL jest ciałem nieodkształcalnym (sztywnym) o stałej masie. Z tego względu, ruch latającego robota można opisać dwoma układami równań opisującymi ruch środka masy BAL oraz ruch dookoła środka masy.

Zakładając ponadto, że normalny układ współrzędnych $A_o\xi_o\eta_o\zeta_o$ związany z ziemią jest układem inercyjnym, równania ruchu BAL, w oparciu o twierdzenie o zmianie pędu i krętu, można zapisać w następującej postaci [1]:

$$\frac{d\vec{Q}}{dt} = \vec{F}_g + \vec{F}_T + \vec{F}_a(u_s, v_s, w_s, c_x, c_y, c_z) + \vec{F}_c(\delta_l, \delta_h, \delta_v) \quad (8a)$$

$$\frac{d\vec{K}}{dt} = \vec{M}_a(p_s, q_s, r_s, c_l, c_m, c_n) + \vec{M}_c(x_c, y_c, z_c, \delta_l, \delta_h, \delta_v) \quad (8b)$$

gdzie: $\vec{Q}$ – wektor momentu pędu działający na BAL; $\vec{K}$ – wektor krętu działający na BAL; $\vec{F}_g$ – wektor siły ciężkości; $\vec{F}_T$ – wektor siły ciągu; $\vec{F}_a$ – wektor siły aerodynamicznej; $\vec{F}_c$ – wektor siły sterującej; $\vec{M}_a$ – wektor momentu siły aerodynamicznej; $\vec{M}_c$ – wektor momentu siły sterującej; $c_x, c_y, c_z, c_l, c_m, c_n$ – charakterystyki aerodynamiczne BAL; x_c, y_c, z_c – współrzędne wektora odległości położenia środka masy BAL od środka parcia aerodynamicznego; $\delta_l, \delta_v, \delta_h$ – kąty wychylenia lotek, steru wysokości i steru kierunku, odpowiednio;

Sterowanie ruchem BAL odbywa się za pomocą wychylenia powierzchni sterowych lotek, steru kierunku i steru wysokości o kąty δ_l, δ_h i δ_v odpowiednio.

4. Równania ruchu giroskopu

Przy założeniu, że pomijamy bezwładność ramek, równania ruchu giroskopu umieszczonego na pokładzie BAL, który z kolei wykonuje lot nad powierzchnią Ziemi według założonego programu, przedstawimy w układzie Oxy w następującej postaci [2]:

$$J_{go} \frac{d\omega_{gx}}{dt} = M_k - M_{rk} \quad (9a)$$

$$J_{gk} \frac{d\omega_{gy}}{dt} + J_{go} \omega_{gx} (p^* \sin \vartheta_g \cos \psi_g + q^* \sin \vartheta_g \sin \psi_g + \\ - r^* \cos \vartheta_g + \dot{\psi}_g \cos \vartheta_g) - J_{gk} \omega_{gz} (p^* \cos \vartheta_g \cos \psi_g - r^* \sin \vartheta_g + \\ - \dot{\psi}_g \sin \vartheta_g + q^* \cos \vartheta_g \sin \psi_g) = M_b - M_{rb} \quad (9b)$$

$$J_{gk} \frac{d}{dt} (\omega_{gz} \cos \vartheta_g) - J_{go} \frac{d}{dt} (\omega_{gx} \sin \vartheta_g) + J_{gk} \omega_{gy} (p^* \cos \psi_g + \\ + q^* \sin \psi_g) - J_{gk} \omega_{gz} (-p^* \sin \vartheta_g \sin \psi_g + q^* \sin \vartheta_g \cos \psi_g) + \\ - J_{go} \omega_{gx} (-p^* \cos \vartheta_g \sin \psi_g + q^* \cos \vartheta_g \cos \psi_g) = M_c - M_{rc} \quad (9c)$$

$$\omega_{gx} = p^* \cos \vartheta_g \cos \psi_g + q^* \cos \vartheta_g \sin \psi_g + \\ - r^* \sin \vartheta_g + \dot{\Phi}_g - \dot{\psi}_g \sin \vartheta_g \quad (10a)$$

$$\omega_{gy} = -p^* \sin \psi_g + q^* \cos \psi_g + \dot{\vartheta}_g \quad (10b)$$

$$\omega_{gz} = p^* \sin \vartheta_g \cos \psi_g + q^* \sin \vartheta_g \sin \psi_g + r^* \cos \vartheta_g + \dot{\psi}_g \cos \vartheta_g \quad (10c)$$

gdzie:

ϑ_g, ψ_g – kąty obrotu ramek wewnętrznej i zewnętrznej, odpowiednio; Φ_g – kąt obrotu rotora wokół osi głównej AA giroskopu; J_{go}, J_{gk} – główne centralne momenty bezwładności osiowo symetrycznego rotora (podłużny i poprzeczny, odpowiednio); M_b, M_c – momenty sił zewnętrznych działających na ramki wewnętrzną i zewnętrzną, odpowiednio; M_k – moment napędu rotora; M_{rb}, M_{rc}, M_{rk} – momenty sił tarcia w łożyskach ramek wewnętrznej, zewnętrznej i rotora, odpowiednio.

$$M_{rb} = M_{rb}^v + M_{rb}^t = \eta_b^v \cdot \dot{\vartheta}_g + M_b^t \cdot \text{sign}(\dot{\vartheta}_g) \quad (11)$$

$$M_{rc} = M_{rc}^v + M_{rc}^t = \eta_c^v \cdot \dot{\psi}_g + M_c^t \cdot \text{sign}(\dot{\psi}_g) \quad (12)$$

gdzie: η_b^v, η_c^v – współczynniki tarcia wiskotycznego w łożyskach ramek;

$M_b^t = 0,5d_b\mu_b N_b$, $M_c^t = 0,5d_c\mu_c N_c$; μ_b, μ_c – współczynniki tarcia suchego; N_c, N_b – reakcje normalne w łożyskach; d_c, d_b – średnice czopów łożysk.

5. Błędy i korekcja ruchu giroskopu

Analiza równań (9)-(10) może być dokonana tylko metodą symulacji komputerowej. Rozwiązania analityczne równań ruchu giroskopu możemy uzyskać dopiero po wielu założeniach upraszczających. W dużej liczbie prac poświęconych teorii giroskopu przedstawiane są rezultaty tego typu rozwiązań. Wynika z nich, że podczas długotrwałego lotu BAL, pojawiają się systematyczne zejścia osi giroskopu z zadanego kierunku spowodowane kulistością i ruchem wirowym Ziemi i są proporcjonalne do czasu trwania lotu. Siły tarcia zarówno wiskotycznego, jak i suchego wpływają na dodatkowe zejścia osi giroskopu, szczególnie przy obecności drgań podstawy.

W celu zminimalizowania błędów giroskopu należy zastosować układ sterowania, który przedstawimy w postaci [3]:

$$M_b = \bar{u}_b + u_b, \quad M_c = \bar{u}_c + u_c \quad (13)$$

Występujące w (10) wielkości $\bar{u}_b$ i $\bar{u}_c$ oznaczają momenty sterowań programowych oddziałujących odpowiednio na ramki wewnętrzną i zewnętrzną. Wyznaczamy je z rozwiązania zadania odwrotnego dynamiki. W wyniku otrzymujemy następujące prawa sterowania (przy założeniu, że $\omega_{gx} = \text{const} = n_g$) [1]:

$$\begin{aligned} \bar{u}_b = & J_{gk} \frac{d\bar{\omega}_{gy}}{dt} + J_{go} n_g (p_z \sin \bar{\vartheta}_g \cos \bar{\psi}_g + q_z \sin \bar{\vartheta}_g \sin \bar{\psi}_g + \\ & - r_z \cos \bar{\vartheta}_g + \bar{\psi}_g \cos \bar{\vartheta}_g) - J_{gk} \bar{\omega}_{gz} (p_z \cos \bar{\vartheta}_g \cos \bar{\psi}_g + \\ & + q_z \cos \bar{\vartheta}_g \sin \bar{\psi}_g - r_z \sin \bar{\vartheta}_g - \bar{\psi}_g \sin \bar{\vartheta}_g) \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \bar{u}_c = & J_{gk} \frac{d}{dt} (\bar{\omega}_{gz} \cos \bar{\vartheta}_g) + J_{gk} \bar{\omega}_{gy} (p_z \cos \bar{\psi}_g + q_z \sin \bar{\psi}_g) + \\ & - J_{gk} \bar{\omega}_{gz} (-p_z \sin \bar{\vartheta}_g \sin \bar{\psi}_g + q_z \sin \bar{\vartheta}_g \cos \bar{\psi}_g) + \\ & - J_{go} n_g (-p_z \cos \bar{\vartheta}_g \sin \bar{\psi}_g + q_z \cos \bar{\vartheta}_g \cos \bar{\psi}_g) \end{aligned} \quad (15)$$

gdzie: $\bar{\omega}_{gy} = -p_z \sin \bar{\psi}_g + q_z \cos \bar{\psi}_g + \dot{\bar{\vartheta}}_g$;

$$\bar{\omega}_{gz} = p_z \sin \bar{\vartheta}_g \cos \bar{\psi}_g + q_z \sin \bar{\vartheta}_g \sin \bar{\psi}_g + r_z \cos \bar{\vartheta}_g + \dot{\bar{\psi}}_g \cos \bar{\vartheta}_g$$

$\bar{\vartheta}_g, \bar{\psi}_g$ – pożądane kąty określające położenie osi girokopu w przestrzeni, które – przy założeniu, że BAL porusza się ze stałą prędkością $V_s = \text{const} = V_{so}$, na zadanej wysokości

$H_s = \text{const} = H_{so}$, po torze prostoliniowym: $\gamma_s = 0, \chi_s = 0$ – wynoszą

$$\bar{\vartheta}_g = \frac{V_{so}}{R_z + H_{so}} t, \quad \bar{\psi}_g = \frac{\Omega_z (R_z + H_{so})}{V_{so}} \cos \left(\varphi_{zo} + \frac{V_{so}}{R_z + H_{so}} t \right)$$

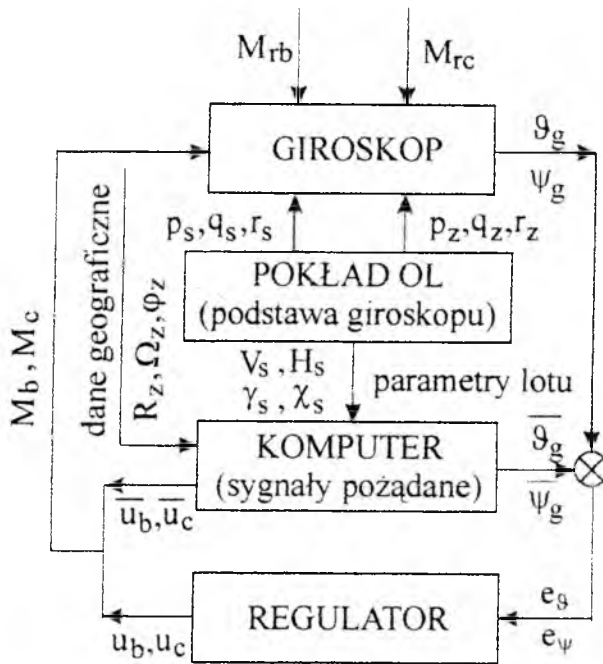
Liczne zakłócenia (wymienione we wstępie), które nieuchronnie oddziałują na realny girokop, powodują pojawianie się dodatkowych zejsć osi girokopu. Dlatego w prawie sterowania (13) występują wielkości u_b i u_c , oznaczające sygnały korekcyjne postaci

$$u_b = k_b (\bar{\vartheta}_g - \vartheta_g) - k_c (\bar{\psi}_g - \psi_g) + h_g (\bar{\dot{\vartheta}}_g - \dot{\vartheta}_g) \quad (13)$$

$$u_c = k_c (\bar{\vartheta}_g - \vartheta_g) + k_b (\bar{\psi}_g - \psi_g) + h_g (\bar{\dot{\psi}}_g - \dot{\psi}_g) \quad (14)$$

gdzie: k_b, k_c, h_g – współczynniki wzmocnień regulatora o stałych wartościach.

Schemat układu sterowania girokopu przedstawiony został na rys. 2.



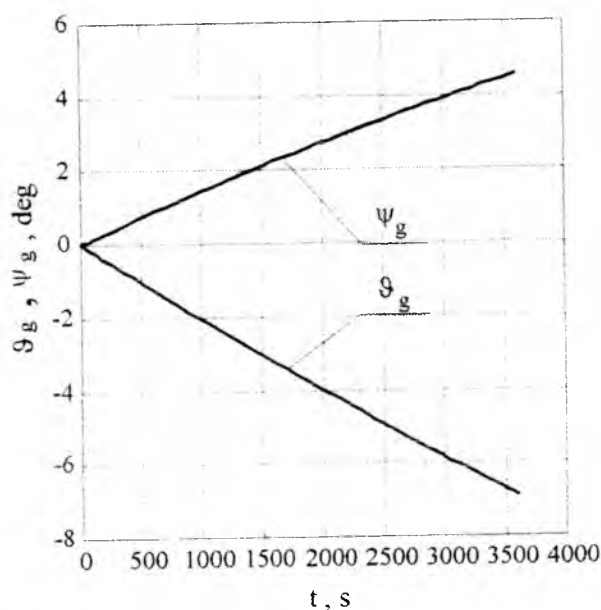
Rys. 2. Schemat układu sterowania giroskopu

6. Otrzymane wyniki

Wyniki badań symulacji komputerowej przeprowadzone zostały dla następujących danych liczbowych:

$$\begin{aligned}
 J_{go} &= 5 \cdot 10^{-4} \text{ kgm}^2, \quad J_{gk} = 2.5 \cdot 10^{-4} \text{ kgm}^2, \quad n_g = 1000 \text{ rad/s}, \\
 \eta_b &= \eta_c = 0.01 \text{ Nms}, \quad M_b^t = M_c^t = 10^{-5} \text{ Nm}, \\
 V_s &= 167 \text{ m/s}, \quad H_s = 4000 \text{ m}, \quad R_z = 636000 \text{ m}, \quad \Omega_z = 0.00007292 \text{ 1/s}, \\
 \varphi_{zo} &= 60^\circ, \quad k_b = -1.33, \quad k_c = -22.32, \quad h_g = 79.71, \\
 \text{Zakładamy, że drgania podstawy mają postać harmoniczną [5]:} \\
 q_s &= q_{so} \sin v_s t, \quad r_s = r_{so} \sin v_s t
 \end{aligned} \tag{15}$$

i przyjmujemy, że $p_{so} = q_{so} = r_{so} = 5 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$; $v_s = 50 \frac{\text{rad}}{\text{s}}$ oraz, że pojawiają się w chwili czasu $t_p = 0.1 \text{ s}$ i oddziałują do czasu $t_k = 0.2 \text{ s}$.

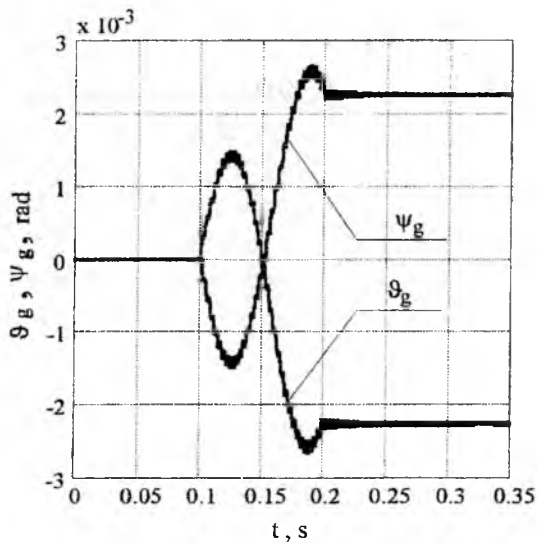


Rys. 3

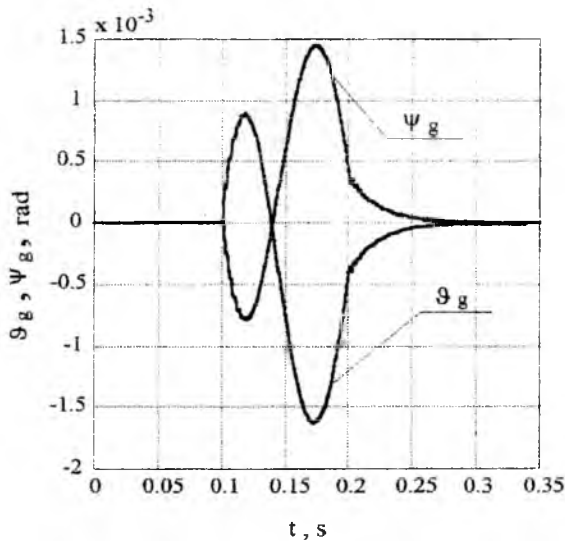
Niektóre wyniki badań przedstawione zostały na rys. 3 – 5. Rys.3 pokazuje systematyczne zejścia osi girokopu wskutek ruchu wirowego Ziemi i przemieszczania się pokładu BAL względem powierzchni Ziemi. Po upływie 1 godziny odchylenie osi od zadanego kierunku sięga 7° . Natomiast rys.4. pokazuje dodatkowe błędy girokopu spowodowane drganiami pokładu BAL opisane równaniem (15). Mogą one w danym przypadku osiągnąć wartość około $0,1^\circ$. Na rys. 5 przedstawiony jest efekt zastosowania regulatora korekcyjnego opisanego równaniami (13) i (14).

7. Wnioski

- 1) Dokładna analiza błędów girokopu na ruchomej podstawie jest możliwa poprzez symulację komputerową modelu opisanego równaniami (9)-(10).



Rys. 4



Rys. 5

- 2) Systematyczne zejścia osi giroskopu spowodowane ruchem wirowym Ziemi i przemieszczaniem się podstawy giroskopu, mogą być na bieżąco eliminowane poprzez wprowadzenie do giroskopu sterowania programowego w układzie otwartym, w którym maszyna cyfrowa oblicza niezbędne sygnały korekcyjne na podstawie pomiaru odpo-

wiednich danych geograficznych oraz aktualnych parametrów lotu BAL.

- 3) Dodatkowe zejścia giroskopu – które niezależnie od licznych przedsięwzięć technologicznych, zawsze w procesie eksploatacji w mniejszym lub większym stopniu pojawiają się – należy minimalizować poprzez układ automatycznej regulacji giroskopu. Na podstawie rzeczywistego położenia otrzymanego z pomiarów i pożądanego położenia osi giroskopu wypracowanego przez maszynę cyfrową, utrzymywane jest właściwe położenie osi w przestrzeni przez układ automatycznej regulacji.

W dalszych badaniach należy uwzględnić ponadto wpływ bezwładności ramek oraz niewyważenia rotora względem środka obrotu.

Bibliografia

1. J.Graffstein, M.Krawczyk, J.Maryniak, *Modelowanie dynamiki lotu sterowanego autonomicznie samolotu bezpilotowego z wykorzystaniem teorii więzów nieholonomicznych*, Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej z. Nr 4, XXXVI Sympozjum PTMTS „Modelowanie w Mechanice”, Gkiwice 1997
2. Koruba Z., *Dynamika giroskopu przy programowym sterowaniu i stabilizacji położeniem jego osi*, Materiały II Szkoły Metody Aktywne Redukcji Drgań i Hałasu, s. 55-60, Kraków-Zakopane 1995
3. Koruba Z., Osiecki J., *Zagadnienie odwrotne dynamiki w sterowaniu giroskopem swobodnym*, Materiały konferencyjne XVI Ogólnopolskiej Konferencji Naukowo-Dydaktycznej Teorii Maszyn i Mechanizmów, s. 499-506, Rzeszów-Jawor, 22-25 września 1998
4. Magnus K.: Kreisel. Theorie und Anwendungen. „Springer-Verlag”, Berlin-Heidelberg-New York 1971 (tłum. ros.: Магнус К.: Гироскоп. Теория и применение. „Мир”, Москва 1974)
5. Nizioł J.: *Dynamika żyroskopów ze szczególnym uwzględnieniem żyroskopu całkującego w nieliniowym ujęciu deterministycznym i probabilistycznym (rozprawa habilitacyjna)*. Zesz. Nauk. Politechniki Krakowskiej, ser. Mechanika, z. 48. Kraków 1975
6. Павлов В.А., *Авиационные гироскопические приборы*, „Гос. Издат. Оборонной Промышленности”, Москва 1954

OBLICZANIE POCHODNYCH AERODYNAMICZNYCH PEŁNEGO UKŁADU SAMOLOTU W OPARCIU O METODĘ PANELOWĄ

Krzysztof Kubryński

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej P.W.

e-mail: kkubryn@meil.pw.edu.pl

W referacie przedstawiono metodykę wyznaczania pochodnych aerodynamicznych pełnego układu samolotu w oparciu o metodę panelową. Zastosowano symulację wychyleń powierzchni sterowych poprzez modyfikację warunków brzegowych. W celu poprawienia wartości wyznaczanych sił zastosowano półempiryczne korekty na wychylenie klap oraz ograniczenie maksymalnych podciśnień. Przedstawiono porównanie obliczeń z wynikami badań tunelowych.

1. Wstęp

Najbardziej rozpowszechnioną metodą obliczeniowej analizy opływu, charakterystyk aerodynamicznych i obciążeń złożonych układów

aerodynamicznych w zakresie prędkości podkrytycznych i umiarkowanych kątów natarcia (tj. aerodynamiki liniowej) pozostają od lat 70-tych metody panelowe. Posiadają one szereg zalet, takich jak: stosunkowo prosta generacja siatki, niskie koszty obliczeń oraz stosunkowo dużą dokładność. Podstawowe wady tej metody to nieuwzględnienie nieliniowych efektów ściśliwości i zjawisk związanych z oddziaływaniem lepkim, istotnym zwłaszcza przy dużych kątach natarcia, wychylonych powierzchniach sterowych i pojawieniu się przepływów wirowych. Pomimo tych ograniczeń metodę taką zastosowano w projekcie samolotu Iskra-II jako podstawową metodę wyznaczenia obciążeń aerodynamicznych oraz pochodnych aerodynamicznych dla dalszych analiz z zakresu mechaniki lotu i wytrzymałości. Pozwoliło to stosunkowo szybko określić zarówno wartości sił i momentów jak i ich rozkłady na powierzchniach oraz wszelkie możliwe kombinacje quasi-ustalonych pochodnych aerodynamicznych, w tym obrotowych. W celu weryfikacji poprawności tak wyznaczonych wielkości wykonano porównania wartości globalnych współczynników aerodynamicznych obliczeniowych (podłużnych i bocznych) i uzyskanych w toku badaniach tunelowych dla szeregu konfiguracji samolotu. Obejmowały one pełny zakres przewidywanych kątów natarcia i ślizgu, różne wychylenia klap skrzydłowych przednich i tylnych oraz wychyleń połówek usterzenia poziomego (sterolotek). Te ostatnie obejmują zarówno przypadek symetryczny (wychylenia zgodne jako ster wysokości), antysymetryczne (różnicowe jako lotki) jak i różne kombinacje tych wychyleń.

2. Technika obliczeń i wyniki

Jako podstawowe narzędzie obliczeniowej analizy aerodynamicznej pełnego, trójwymiarowego układu samolotu Iskra-II wykorzystano pakiet programów KK-AERO [1,2] służących zarówno do analizy opływu układu o zadanej geometrii jak i projektowania kształtu przy zadanych warunkach opływu. Pakiet ten realizuje metodę panelową (elementów brzegowych) wysokiego rzędu (paraboliczny rozkład potencjału prędkości zaburzeń i liniowy rozkład źródeł na powierzchni płaskich elementów) z niebezpośrednimi warunkami brzegowymi Dirichleta (sformułowanie typu Morino). Zapewnia to wysoką dokładność obliczeń przy zachowaniu małej wrażliwości na sposób panelowania powierzchni. Metoda pozwala na rozwiązanie zlinearyzowanego równania przepływu ściśliwego (równ. Prandtla-Glauerta) z warunkami brzegowymi na powierzchni opartymi na zlinearyzowanym wektorze przepływu masy. Współczynniki sił i momentów wyznaczone są w oparciu o formułę 2-go rzędu na współczynnik ciśnienia, co zapewnia dla w/w sformułowania spełnienie zasady pędu i poprawne oszacowanie obciążeń w zakresie aerodynamiki liniowej. Dodatkowo wprowadzono korektę na wartości maksymalnych podciśnień zgodnie z półempiryczną zależnością Carlsona [3]. Pozwala to uwzględnić ograniczenie max. podciśnień wynikające z wystąpienia oderwania na krawędzi natarcia typu „długiego pęcherza laminarnego”, typowego dla cienkiego profilu skrzydła zastosowanego na tym samolocie oraz fizyczne ograniczenie max. podciśnień wynikające z wystąpienia przepływów nadkrytycznych. Poprawia to przede wszystkim obliczeniową wartość sił stycznych i siły oporu ciśnieniowego, lecz również ogranicza wartości

maksymalnych obciążeń przy dużych kątach natarcia. Dodatkowo pakiet ten, w odróżnieniu od innych znanych realizacji metod panelowych, ma zaimplementowaną możliwość modelowania wychyleń ruchomych powierzchni skrzydeł/usterzeń poprzez zmianę warunków brzegowych, bez pracochłonnego generowania nowej siatki obliczeniowej i ponownego wyznaczenia macierzy współczynników wpływowych. Pozwala to na szybkie wyznaczenie opływu dla układu z wychylonymi powierzchniami sterowymi lub/i klapami przy zachowaniu wystarczającej dokładności wyników. W celu uzyskania dobrej zgodności wyników obliczeń konfiguracji z wychylonymi klapami tylnymi wychyla się je o tzw. efektywny kąt wychylenia klap, uwzględniający zmniejszanie ich rzeczywistej efektywności ze wzrostem kąta wychylenia [4,5]. Efektywny kąt wychylenia klap określono na podstawie [4] z korektą dla kąta 30° określoną w oparciu o przeprowadzone badania tunelowe. Przyjęte wartości wynoszą:

Geometryczny kąt wych. klap	efektywny kąt wych. klap
30°	18°
25°	15°
15°	10°

Wyniki analizy opływu zawarte są w postaci wartości współczynników sił i momentów aerodynamicznych, obciążeń poszczególnych elementów układu, obciążeń przekrojów powierzchni nośnych oraz rozkładów ciśnień na całej powierzchni zewnętrznej. Z uwagi na złożony układ samolotu (klapy przednie/tylne, usterzenie tylne w układzie sterolotek) oraz dość skomplikowaną siatkę obliczeniową i sposób modelowania opływu (zwłaszcza obszarów oderwań za „tępyimi” powierzchniami „dennymi” w tylnej części kadłuba) przeprowadzono weryfikację wyników analizy obliczeniowej poprzez porównanie z wynikami uzyskanymi z badań modelu w tunelu

aerodynamicznym małych prędkości (ϕ 1.16 m). W obliczeniach nie uwzględniono oddziaływania warstwy przyściennej (z wyjątkiem ograniczenia max. podciśnień wynikających z oderwania typu długiego pęcherza laminarnego na krawędziach natarcia powierzchni skrzydeł i usterzeń oraz redukcji efektywnego kąta wychylenia klap). Nie uwzględniono też nieliniowych efektów wynikających z silnych przepływów wirowych przy dużych kątach natarcia.

Badania tunelowe przeprowadzono przy liczbie $Re \approx 0.5$ mln, co powoduje z kolei zdecydowane zawyżenie wpływu efektów lepkich na charakterystyki aerodynamiczne, w szczególności zaniżenie skuteczności sterów oraz przerysowanie nieliniowości w charakterystyce momentu podłużnego. Poniżej przedstawiono wyniki takiego porównania.

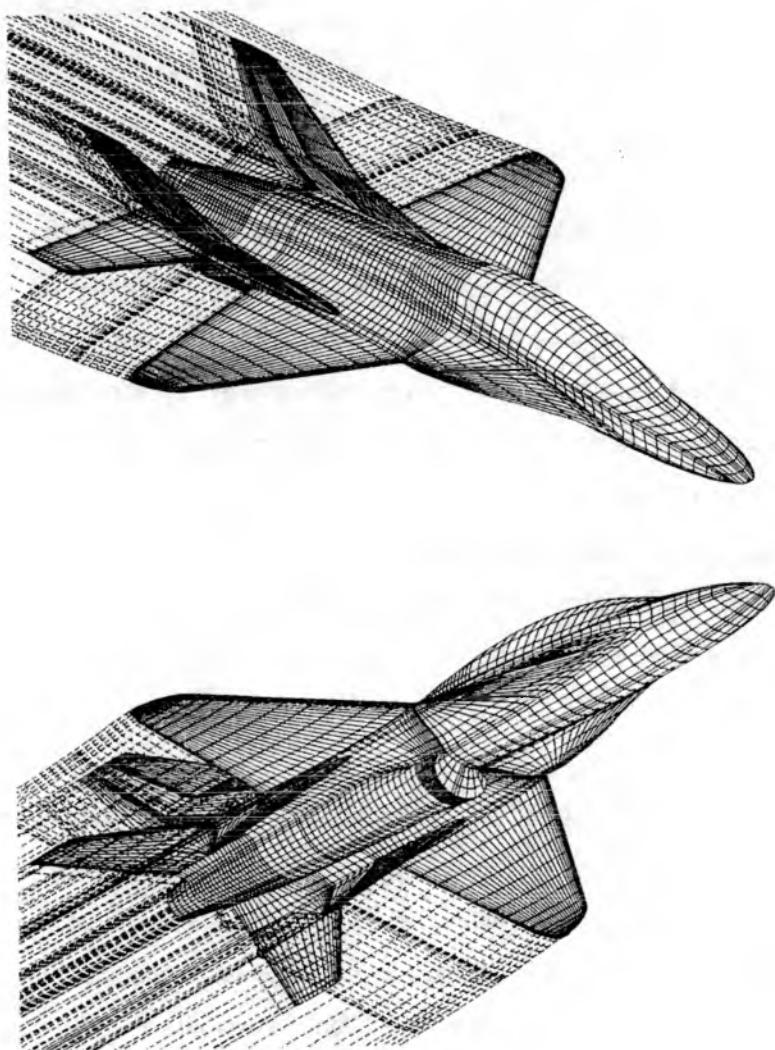
Przyjęte wielkości odniesienia w skali samolotu wynoszą:

$$S = 11.99 \text{ m}^2$$

$$c_{sa} = 2.157 \text{ m}$$

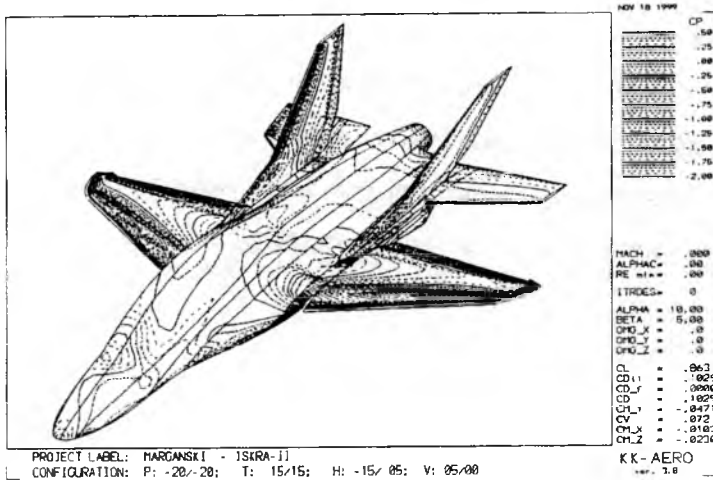
$$b = 6.5 \text{ m}$$

a momenty aerodynamiczne zostały odniesione do 25% c_{sa} . Rys. 1 przedstawia układ siatki obliczeniowej na powierzchni zewnętrznej samolotu i powierzchni wlotu i wylotu silnika oraz powierzchni śladu wirowego. Siatka obliczeniowa jest bardzo gęsta i zawiera 2×5698 elementów na powierzchni samolotu oraz 2×720 elementów na powierzchni śladu wirowego. Pozwoliło to na bardzo wierne odwzorowanie rzeczywistej geometrii samolotu. Rys. 2 przedstawia typowy obraz rozkładu ciśnienia na powierzchni samolotu. Przedstawiona na rysunkach konfiguracja samolotu obejmuje wychylenia klap przednich (-20°) i tylnych (15°), niezależne wychylenie obu połówek usterzenia poziomego (lewe -15° , prawe $+5^\circ$) i prawego usterzenia pionowego (5°). Warunki opływu dla rys. 2 – kąt natarcia 10° kąt ślizgu 5° , rys. 3 – kąt natarcia 5° kąt ślizgu 5° .

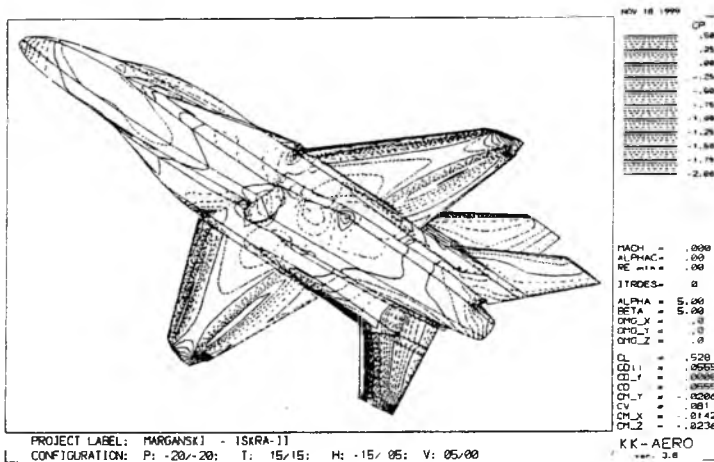


Rys.1 Geometria siatki obliczeniowej

Na rysunkach 4-6 przedstawiono przebiegi współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia uzyskane na podstawie obliczeń oraz z badań w tunelu aerodynamicznym dla trzech konfiguracji samolotu (gładka, z wychyloną klapą przednią oraz pełnymi klapami) i dwóch wychyleń usterzenia poziomego (0° oraz -5°). Obliczenia ograniczono do zakresu $0^\circ \div 25^\circ$.



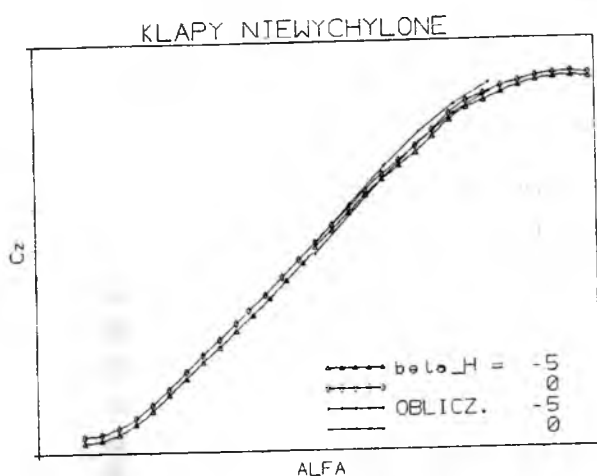
Rys. 2 Układ izobar - górna powierzchnia - opływ niesymetryczny z niesymetrycznym wychyleniem powierzchni sterowych



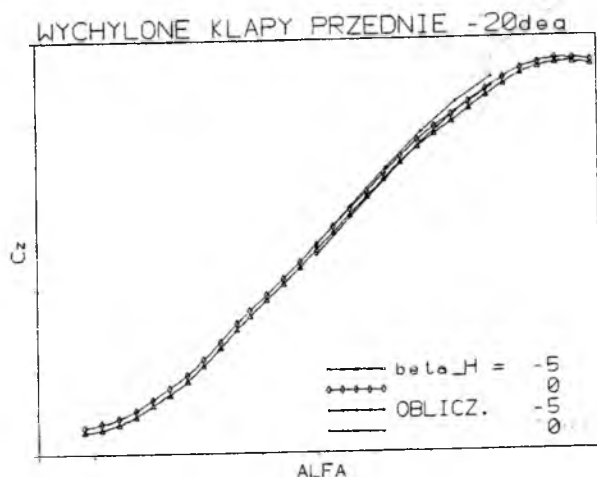
Rys. 3 Układ izobar - dolna powierzchnia - opływ niesymetryczny z niesymetrycznym wychyleniem powierzchni sterowych

Jak widać obliczeniowe i eksperymentalne charakterystyki są w dobrej zgodności w zakresie małych i umiarkowanych kątów natarcia. Przy dużych kątach natarcia dają o sobie znać nieliniowe efekty, które nie są uwzględniane w

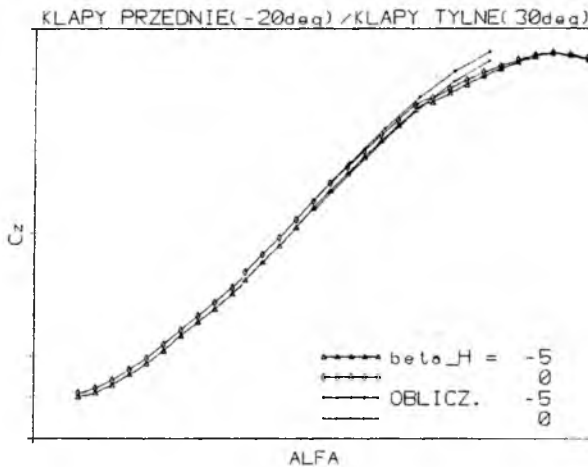
metodzie obliczeniowej. Tym niemniej ilościowo wyniki są nadal bliskie, a obciążenia uzyskane z obliczeń są nieco zawyżone. Wykresy 7-9 przedstawiają przebieg współczynnika momentu pochylającego dla warunków j.w. Należy zauważyć, że przebiegi są bardzo zbliżone, a nachylenie charakterystyki momentu podłużnego (określające zapas stateczności statycznej) jest



Rys. 4 Charakterystyka $C_z(\alpha)$ obliczeniowa i z badań, kłapy schowane.

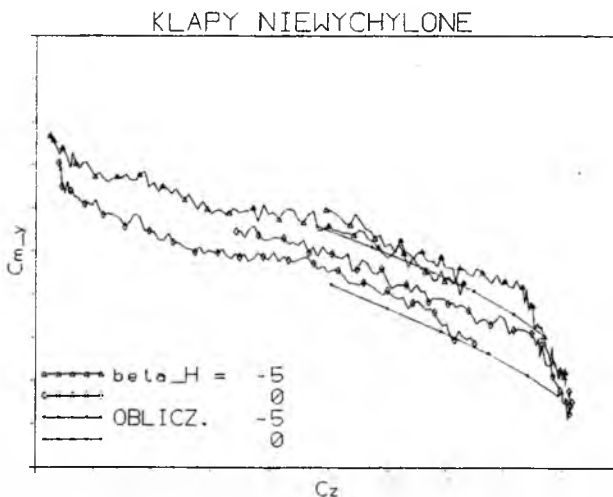


Rys. 5 Charakterystyka $C_z(\alpha)$ obliczeniowa i z badań, kłapy przednie -20°.

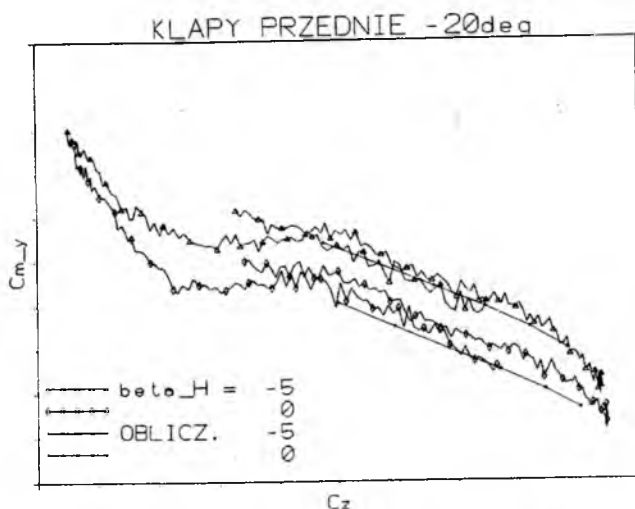


Rys. 6 Charakterystyka $C_z(\alpha)$ obliczona i z badań, klapy przednie -20° , tylne 30° .

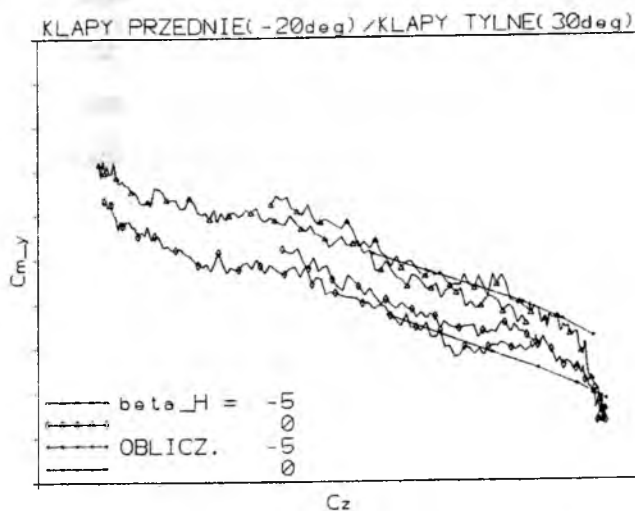
praktycznie takie same. Jedynie skuteczność wychyleń usterzenia poziomego w oparciu o obliczenia jest nieco zawyżona (ok. 20%), co wynika z wpływu warstwy przyściennej oraz zmniejszenia ciśnienia dynamicznego w obszarze usterzenia za skrzydłem. Jest to typowy wynik (jakościowo i ilościowo) uzyskiwany również dla innych układów analizowanych obliczeniowo w oparciu o metodę panelową wcześniej (Skorpion, Orlik ...).



Rys. 7 Charakterystyka $C_m(C_z)$ obliczeniowa i z badań, klapy schowane.



Rys. 8 Charakterystyka $C_m(C_z)$ obliczeniowa i z badań, klapy przednie -20°.

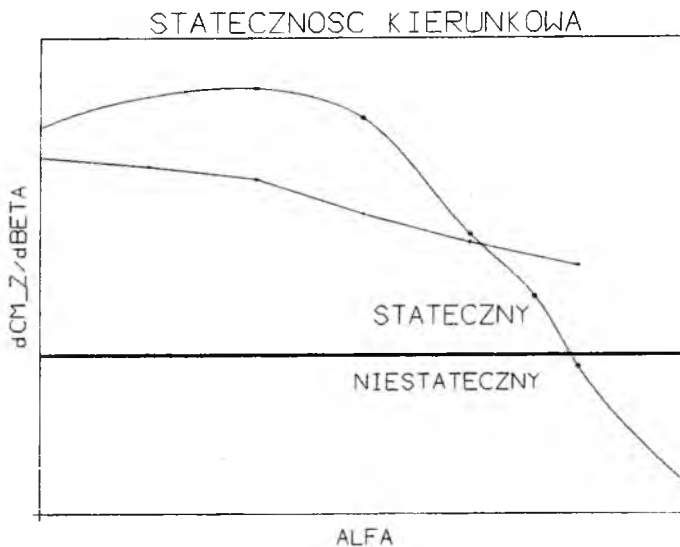


Rys. 9 Charakterystyka $C_m(C_z)$ obliczeniowa i z badań, klapy przednie -20°, klapy tylne 30°.

Podsumowując wyniki przedstawionych powyżej analiz można stwierdzić, że dokładność obliczeniowej analizy charakterystyk i pochodnych

aerodynamicznych realizowanej w oparciu o prezentowaną metodę panelową jest zadawalająca i wystarczająca do celów analizy obciążeń oraz określenia pochodnych aerodynamicznych niezbędnych do badań z zakresu mechaniki lotu.

Rys. 10 przedstawia porównanie pochodnych momentu odchylającego po kącie ślizgu uzyskane w trakcie badaniach tunelowych oraz w oparciu o obliczenia.



Rys. 10

Pochodna momentu odchylającego po kącie ślizgu obliczeniowa i
eksperymentalna $(\partial C_{m_z} / \partial \beta [1/\text{deg}])$

Metoda obliczeniowa nie uwzględnia wyjątkowo silnych efektów nieliniowych, wynikających z oddziaływania wirów generowanych na paśmie z usterzeniem poziomym oraz kadłubem i należy się spodziewać, że wyniki analizy tej pochodnej obarczone będą największym błędem. Oddziaływanie to zwiększa stateczność kierunkową dla kątów natarcia przy których wiry przebiegają na wysokości usterzenia oraz zmniejszają stateczność, kiedy wychodzą nad usterzenie pionowe. Jest to wyraźnie widoczne na załączonym wykresie.

Wartość pochodnej momentu przechylającego po kącie różnicowego wychylenia usterzenia poziomego (sterolotek) wynosi wg. obliczeń ok. 0.11 /rad.. W badaniach tunelowych wartość tej pochodnej w zakresie małych do umiarkowanych kątów natarcia określono na ok. 0.097 (ok. 85% wartości obliczeniowej). Interesujące jest, że skuteczność taka zachowana jest (na podstawie badań tunelowych) praktycznie w całym analizowanym zakresie kątów natarcia (do ok 40°) przy wychyleniu usterzenia wysokości odpowiadającemu równowadze podłużnej samolotu.

Uwzględniając fakt, że w warunkach pełnej skali (rzeczywiste liczby Reynoldsa) wpływ lepkości (warstwa przyścienna na powierzchniach nośnych oraz ślad o zmniejszonym ciśnieniu dynamicznym za skrzydłem) będzie znacznie mniejszy niż w badaniach tunelowych należy uznać, że uzyskane obliczeniowo wartości sił, momentów i pochodnych aerodynamicznych bardzo dobrze oddają ich rzeczywiste wartości w zakresie kątów natarcia do $15^\circ \div 20^\circ$. Dla większych kątów natarcia obliczane obciążenia są nieco zawyżone.

Bibliografia

1. K.Kubryński - Design of 3-Dimensional Complex Airplane Configurations with Specified Pressure Distribution via Optimization -- ICIDES-III, Ed. G.S.Dulikravich, Washington D.C., 1991
2. K.Kubryński – Aerodynamic Design via Optimization – Recent Developments in Inverse Design and Optimization in Engineering, Notes in Numerical Fluid Mechanics, Vieweg 1999.
3. Carlson H.W., McElroy M.O., Lassard W.B., McCullers L.A. – Improved Method for Prediction of the Attainable Wing-Leading Edge Thrust, NASA TP-3557, 1996
4. Torenbeek E. – Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, 76
5. Valarezo W.O., Chin V.D. – Method for the Prediction of Wing Maximum Lift – Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 1, 1994

WPŁYW INTERFERENCJI AERODYNAMICZNEJ NA RUCH ZRZUCANYCH Z SAMOLOTU ZASOBNIKÓW

Maciej LASEK

Zakład Aerodynamiki, Instytut Lotnictwa w Warszawie

e-mail: mlas@poczta.onet.pl

Krzysztof SIBILSKI

Instytut Techniki Lotniczej, Wojskowa Akademia Techniczna

e-mail: sibilski@hot.pl

W pracy przedstawiono koncepcję oraz wstępne wyniki obliczeń wpływu interferencji układu płatowiec-podwieszenie na charakterystyki aerodynamiczne podwieszeń. Omówiony został model fizyczny i matematyczny układu oraz zaproponowano sposób wykorzystania otrzymanych wyników w pakiecie programów wyznaczających wzajemne położenie podwieszeń i samolotu w początkowej fazie zrzutu.

1. Wstęp

Przy coraz większej różnorodności środków przenoszonych przez współczesne samoloty bojowe, istotnym parametrem eksploatacyjnym jest bezpieczny zrzut zasobnika lotniczego. Istotne jest to zwłaszcza dla zasobników o małej masie w stosunku do objętości (np. puste dodatkowe zbiorniki paliwa) lub zasobników o dużej nośności (np. uskrzydłone bomby lub nosiciele subamunicji).

Analizę wpływu interferencji aerodynamicznej na dynamikę i bezpieczeństwo zrzutu zasobników można przeprowadzić:

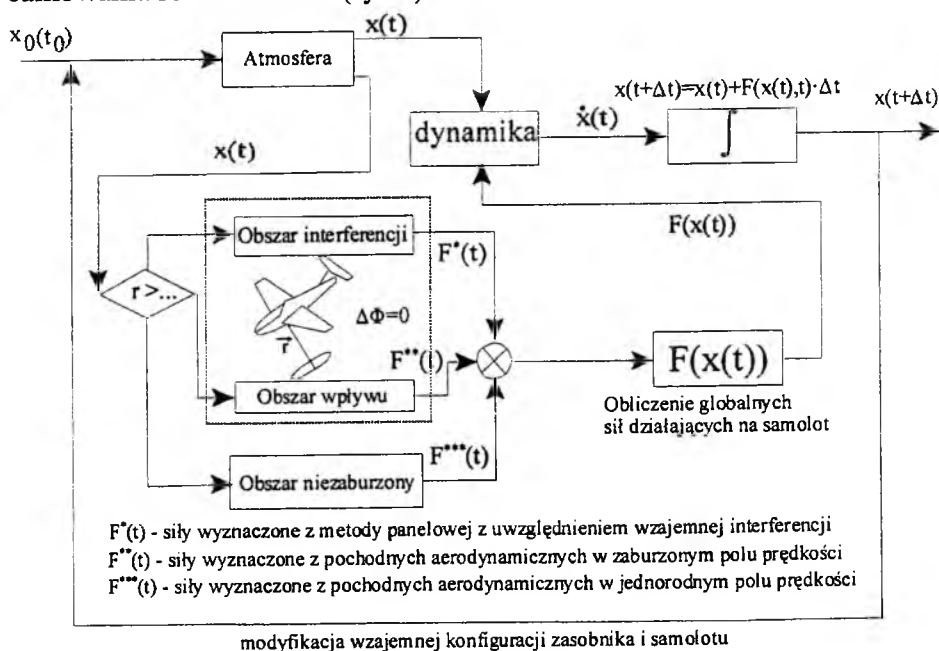
- na drodze eksperymentalnej, poprzez pomiary w tunelu aerodynamicznym zespołu nosicieli – zasobnik zawieszony na

specjalnej wadze aerodynamicznej, pozwalającej na niezależne przemieszczanie zasobnika względem nosiciela po trajektorii obliczonej z rozwiązania równań ruchu zasobnika w polu prędkości generowanym przez nosiciela (gdzie siły i momenty aerodynamiczne działające na zasobnik wyznaczone są z pomiarów wagowych [2]),

- numerycznie, jako całkowanie równań ruchu przy jednoczesnym wyznaczaniu sił i momentów aerodynamicznych z rozwiązania równania opływu dla układu samolot – zasobnik [4], [5] przy czym zespół nosiciel-zasobnik może znajdować się w arbitralnie narzuconym polu prędkości (np. będącym wynikiem manewru lub turbulencji).

2. Model fizyczny i matematyczny

Do realizacji przedstawionego zadania przyjęto model obliczeniowy oparty na połączeniu metod aerodynamiki numerycznej z modulem całkowania równań ruchu (rys.1).

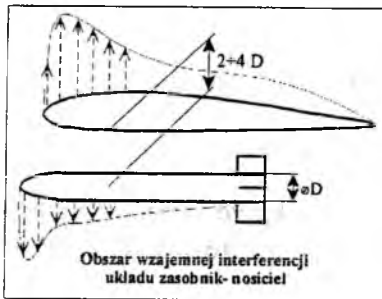


Rys.1 Schemat blokowy modelu obliczeniowego

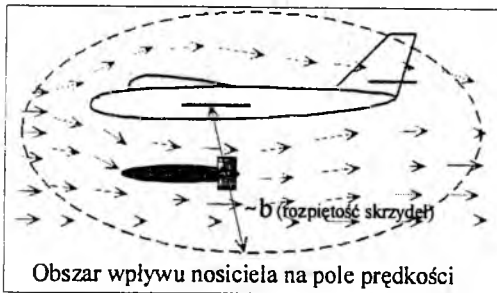
Z uwagi na wysoki koszt obliczeniowy, wyodrębniono trzy obszary położenia zasobnika względem nosiciela, dla których obliczane są siły i

momenty aerodynamiczne działające na układ zasobnik-nosiciel:

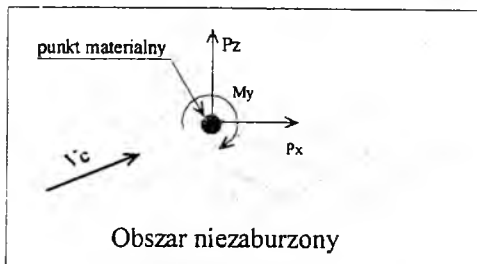
- w obszarze interferencji (rys.2) zakłada się wzajemną interferencję samolotu na zasobnik i zasobnika na samolot. Siły i momenty aerodynamiczne działające na zasobnik wyznaczane są z rozwiązania równania opływu dla całego układu zasobnik-nosiciel. Wielkość obszaru interferencji szacuje się na odległość 2 do 4 średnic zasobnika od nosiciela.
- w obszarze wpływu (rys.3) zasobnik znajduje się w niejednorodnym polu prędkości generowanym przez nosiciela przy pomijalnym wpływie zasobnika na charakterystyki aerodynamiczne samolotu. Siły i momenty aerodynamiczne działające na zasobnik wyznaczane są z rozwiązania równania opływu dla zasobnika poruszającego się w polu przepływu zaburzonym przez samolot. Obszar wpływu przyjęto w promieniu równym około rozpiętości skrzydeł nosiciela.



Rys.2 Obszar interferencji



Rys.3 Obszar wpływu



Rys.4 Obszar niezaburzony

- poza obszarem wpływu, zasobnik znajduje się w niezaburzonym polu przepływu (rys.4) i traktowany jest jako uskrzydłony punkt materialny.

Do wyznaczenia sił i momentów aerodynamicznych działających na zasobnik wykorzystano zmodyfikowaną metodę panelową [3], bazującą na równaniu Laplace'a (1) dla potencjału zaburzeń,

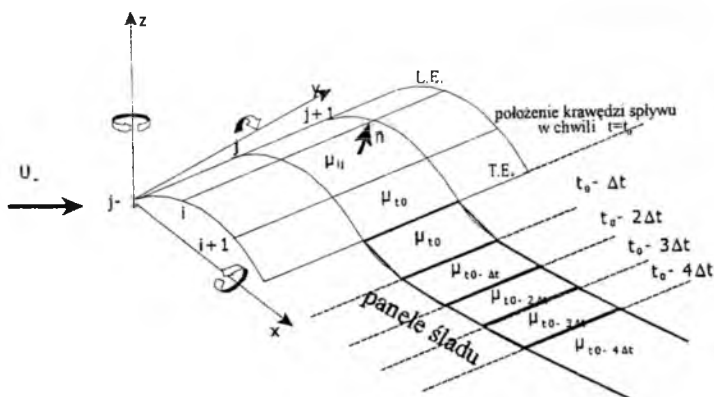
$$\nabla^2 \Phi = 0 \quad (1)$$

do którego sprowadza się równanie ruchu płynu po przyjęciu założeń o nielepkości i nieściśliwości płynu, braku oderwań i bezwirowości opływu (z wyjątkiem śladu).

$$\begin{aligned} \Phi(P) = & -\frac{1}{4\pi} \int_{S_B} \left[\sigma \frac{1}{r} - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS \\ & + \frac{1}{4\pi} \int_{S_W} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \Phi_\infty(P) \end{aligned} \quad (2)$$

Wybór metody podyktowany był stosunkowo prostą aplikacją oraz niskim kosztem obliczeniowym umożliwiającym realizację postawionego zadania na komputerach klasy PC.

Ponieważ obiekt znajduje się w ruchu nieustalonym, rozwiązanie uzyskano metodą tzw. *time-stepping* [3] tj. dla każdego kroku czasowego modyfikowano odpowiednio ślad spływający z powierzchni nośnych (rys.5).

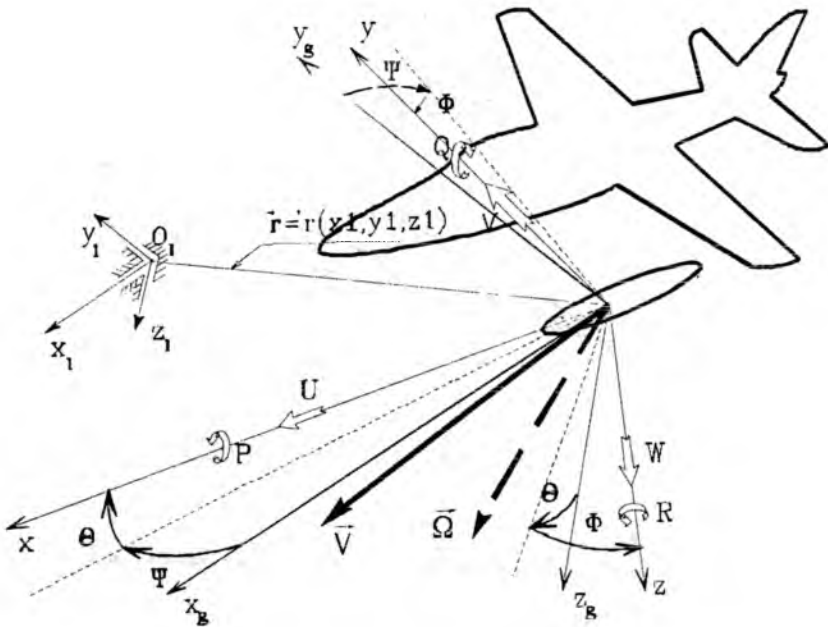


Rys.5 Model śladu wirowego w ruchu nieustalonym

Rozkład osobliwości, otrzymany z rozwiązania równania opływu, jednoznacznie wyznacza pole prędkości na powierzchni i w obszarze wokół zespołu nosiciel-zasobnik. Rozkład ciśnienia obliczany jest z równania Bernoulliego dla opływu niestacjonarnego. Wpływ liczby Ma na wyniki obliczeń uwzględniono poprzez poprawkę Prandtla-Glauerta.

$$C_P = 1 - \frac{Q^2}{V^2} - \frac{2}{V^2} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \quad (3)$$

Dynamiczne równania ruchu wyprowadzone są z uogólnionych równań zmiany pędu i zmiany krętu bryły sztywnej względem jej środka masy i zrzutowano na osie układu odniesienia związanego z zasobnikiem OXYZ (rys.6).

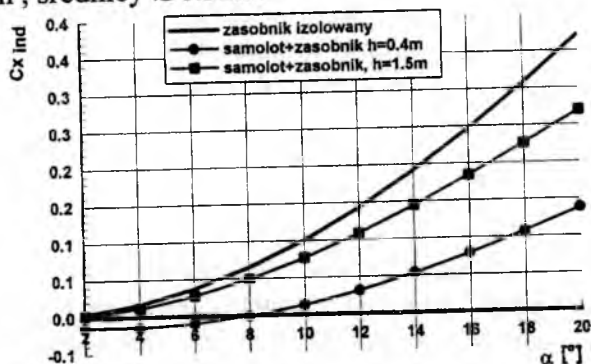


Rys.6 Przyjęte układy odniesienia

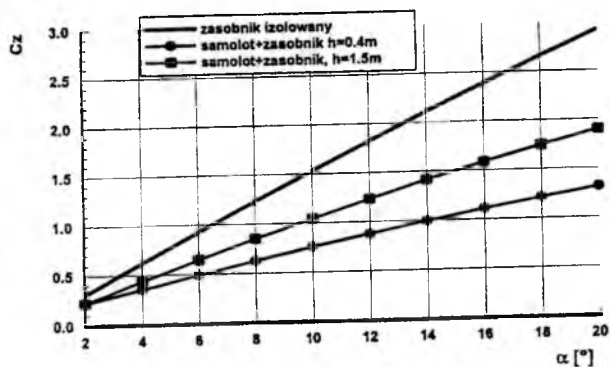
3. Wyniki obliczeń

Wykonano obliczenia charakterystyk aerodynamicznych izolowanego zasobnika oraz zasobnika znajdującego się w bezpośrednim sąsiedztwie samolotu. Obliczenia dla układu nosiciel-zasobnik przeprowadzono dla dwóch odległości zasobnika od samolotu. Jako obiektów do testowych

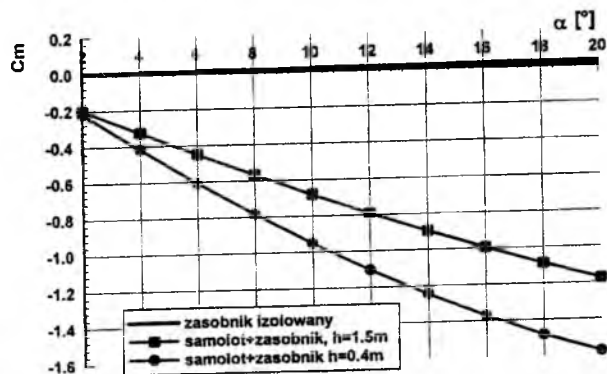
obliczeń użyto geometrii samolotu TS-11 „Iskra” oraz zasobnika o długości $L=2\text{m}$, średnicy $\varnothing 0.32\text{m}$.



Rys.7 Współczynnik oporu indukowanego zasobnika w funkcji kąta natarcia

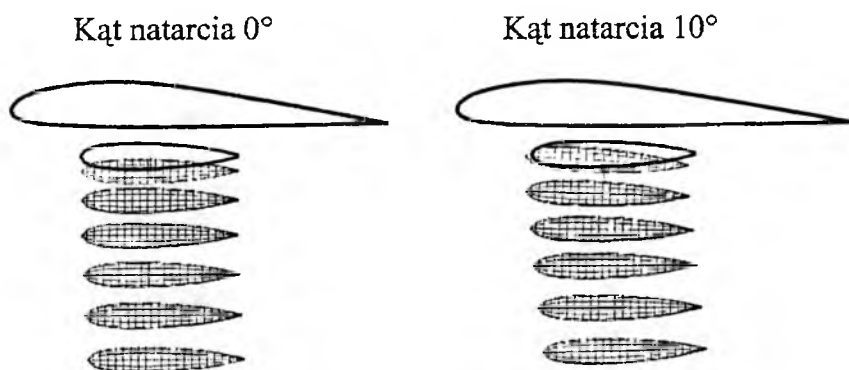


Rys.8 Współczynnik siły nośnej zasobnika w funkcji kąta natarcia



Rys.8 Współczynnik momentu pochylającego zasobnika w funkcji kąta natarcia

Rys.10 przedstawia wyniki symulacji zrzutu zasobnika spod prostokątnego skrzydła o dużym wydłużeniu. Obliczenia przeprowadzono dla warunków zrzutu różniących się początkowym kątem natarcia zespołu zasobnik-nosiciel. Dla uproszczenia zagadnienia rozważano jedynie ruch symetryczny zasobnika. Jak widać dla większego kąta natarcia uwidacznia się wpływ interferencji w układzie zasobnik-nosiciel (podessanie zasobnika do przodu).



Rys.10 Wyniki symulacji zrzutu zasobnika spod skrzydła dla różnych kątów natarcia

Uzyskane wyniki pod względem jakościowym nie odbiegają od wyników badań eksperymentalnych [1] co sugeruje poprawność przyjętego modelu matematycznego. Prowadzone w chwili obecnej w Instytucie Lotnictwa badania eksperymentalne dotyczące wpływu interferencji aerodynamicznej na zrzut zasobników pozwolą na ilościową weryfikację prezentowanej metody i określenie obszaru jej możliwych zastosowań.

Spis oznaczeń

- α - kąt natarcia,
- $\delta(t)$ - wektor sterowania,
- μ, σ - natężenie dipoli i źródeł,
- Φ - potencjał zaburzeń,
- ϕ, θ, ψ - kąty przechylenia, pochylenia i odchylenia,
- Ω - prędkość kątowa samolotu,
- c_p - współczynnik ciśnienia,
- c_z, c_x, c_m - współczynniki siły nośnej oporu i momentu pochylającego,
- F - wektor sił i momentów aerodynamicznych,

- p, q, r - składowe wektora prędkości kątovej samolotu w układzie samolotowym,
 Q - prędkość całkowita w punkcie kontrolnym panelu obiektu,
 S_B - powierzchnia omywana szybowca,
 S_w - powierzchnia śladu,
 u, v, w - składowe wektora prędkości liniowej samolotu w układzie samolotowym,
 V - prędkość liniowa środka masy,
 $x(t)$ - wektor stanu w chwili t .

Bibliografia

1. Kacprzyk J.: Eksperymentalne badania wpływu płatowca na współczynniki aerodynamiczne podwiesz. Materiały Konferencji Mechanika w Lotnictwie "ML-V" 1992 PTMTiS Warszawa 1992 str. 511-517.
2. Coste J., Leynaert J.: Wind Tunnel Studies of Store Separation with Load Factor. Freedrops and Captive Trajectories. Rech. Aerosp. 1982-1.
3. Katz J., Plotkin A.: Low-speed aerodynamics: from wing theory to panel methods. MacGraw – Hill International Editions, 1991.
4. Prewitt N., Belk D., Maple R.: Multiple-Body Trajectory Calculations Using the Beggar Code. Journal of Aircraft, Vol.36, No.5, September-October 1999.
5. Sickles W., Denny A., Nichols R.: Time-Accurate CFD Predictions of the JDAM Separation from an F-18C Aircraft. AIAA 2000-0796, January 10-13, 2000/Reno, NV

DYNAMIKA NAPROWADZANIA STEROWANEJ AUTOMATYCZNIE RAKIETY NA SAMOLOT W MANEWRZE OBRONNYM

Edyta Ładyżyńska-Kozdraś

Jerzy Maryniak

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

W oparciu równania Maggiego ruchu układów mechanicznych we współrzędnych uogólnionych wyprowadzony został model matematyczny ruchu rakiety naprowadzanej wiązką, zawierający sprzężenie dynamiki rakiety z nałożonym sterowaniem. Przeprowadzona została symulacja numeryczna przestrzennego lotu rakiety przeciwlotniczej klasy „Roland” naprowadzanej na samolot-cel wykonujący w przestrzeni manewr obronny.

1. Wstęp

Wiele ośrodków tak w kraju jak i na świecie zajmuje się zagadnieniami związanymi ze sterowaniem i naprowadzaniem na cel pocisków raketowych. Wiele jest też metod matematycznego modelowania tych zagadnień. Jednak rozwiązaniem nowatorskim jest wyprowadzenie równań ruchu rakiety poprzez zastosowanie w tym celu równań Maggiego, które to równania są skądinąd świetnym instrumentem pomocnym przy rozpatrywaniu ruchu obiektów o więzach nieholonomicznych.

W artykule przedstawiona zostanie symulacja numeryczna sterowanej rakiety klasy ziemia-powietrze, pokazująca poprawność opracowanego wcześniej modelu matematycznego bazującego na równaniach Maggiego [2,3,4]. Pozwoliło to na rozpatrywanie ruchu silnie nieliniowego układu o

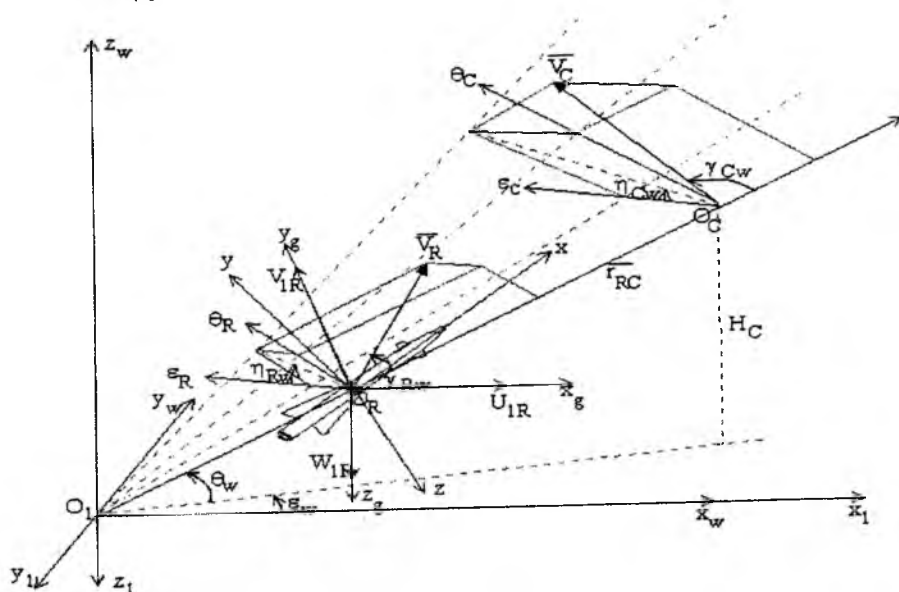
więzach nieholonomicznych, jakim jest rakieta naprowadzana wiązką, we współrzędnych uogólnionych. Współrzędne te związane zostały z inercjalnym, ziemskim układem odniesienia, co jest bardzo korzystne przy sterowaniu lotem rakiet naprowadzanych z Ziemi.

2. Model fizyczny rakiety oraz przyjęte układy odniesienia

W pracy przyjęto następujące założenia modelu fizycznego rakiety:

- ♦ rakieta jest nieodkształcalnym układem mechanicznym o sześciu stopniach swobody;
- ♦ jej masa i środek masy zmieniają się podczas lotu;
- ♦ ruch rakiety rozpatrywany jest przy pogodzie bezwietrznej;
- ♦ masa rakiety i środek jej masy są zmienne w czasie lotu;
- ♦ sterowanie rakieta odbywa się w kanale odchyłania i w kanale pochylania;
- ♦ na raketę działają siły i momenty sił aerodynamicznych, od układu napędowego i grawitacji.

Ruch rakiety rozpatrywany jest w inercjalnym układzie odniesienia sztywno związanym z Ziemią $O_1x_1y_1z_1$, o początku w punkcie położenia stacji radiolokacyjnej, do którego sprowadzone zostały pozostałe układy odniesienia (rys.1).



Rys.1. Przyjęte układy odniesienia rakiety naprowadzanej wiązką

3. Związki kinematyczne

Związki kinematyczne wyznaczające rzeczywiste parametry lotu rakiety odczytywane są automatycznie przez stację radiolokacyjną na Ziemi. Zależą one jedynie od rzeczywistego zachowania się pocisku rakietowego podczas naprowadzania (wyrażenia z indeksem 'R') i tak:

- wektor bieżącego położenia rakiety względem układu ziemskiego $O_1x_1y_1z_1$:

$$\bar{r}_R = x_{1R}\bar{i}_1 + y_{1R}\bar{j}_1 + z_{1R}\bar{k}_1 \quad (1)$$

gdzie: $\bar{i}_1, \bar{j}_1, \bar{k}_1$ - wektory jednostkowe układu rakietowego $O_1x_1y_1z_1$.

- wektor prędkości liniowej rakiety w układzie $O_1x_1y_1z_1$ (rys.1):

$$\bar{V}_R = U_{1R}\bar{i}_1 + V_{1R}\bar{j}_1 + W_{1R}\bar{k}_1 \quad (2)$$

- wektor prędkości katowej:

$$\bar{\Omega}_R = P_R\bar{i} + Q_R\bar{j} + R_R\bar{k} \quad (3)$$

gdzie: $\bar{i}, \bar{j}, \bar{k}$ - wektory jednostkowe układu rakietowego O_1xyz .

- związki kinematyczne:

$$x_R = U_R, \quad y_R = V_R, \quad z_R = W_R, \quad (4)$$

$$\phi_R = P_R + Q_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R + R_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R,$$

$$\theta_R = Q_R \cos \phi_R - R_R \sin \phi_R, \quad (5)$$

$$\psi_R = Q_R \sin \phi_R \sec \theta_R + R_R \cos \phi_R \sec \theta_R;$$

- kąt natarcia: $\alpha_R = \theta_R - \arctg \frac{W_{1R}}{U_{1R}}; \quad (6)$

- kąt ślizgu: $\beta_R = \psi_R - \arcsin \frac{V_{1R}}{V_R}; \quad (7)$

- gęstość powietrza dla $0 < H < 11000\text{m}$: $\rho = \rho_0 \left[1 + \frac{z_{1R}}{44300} \right]^{4,256}; \quad (8)$

- wysokość lotu rakiety: $H_R = -z_{1R}; \quad (9)$

Naprowadzanie rakiety na cel odbywa się metodą wiązki prowadzącej. Polega ona na dążeniu do utrzymania pocisku rakietowego na osi wiązki, czyli na linii łączącej stację radiolokacyjną (punkt O_1) z celem (punkt O_C).

Kinematyczne związki określające zależności na położenie i prędkość

wiązki dane są wzorami:

$$\varepsilon_w = \arctg \frac{y_{1C}}{x_{1C}}, \quad \theta_w = \arcsin \frac{-z_{1C}}{r_C}, \quad (10)$$

$$\varepsilon_w = \frac{V_C}{r_C} \frac{\sin \gamma_{Cw} \cos \eta_{Cw}}{\cos \theta_w}, \quad \theta_w = \frac{V_C}{r_C} \sin \gamma_{Cw} \sin \eta_{Cw}. \quad (11)$$

Jak widać są one zależne jedynie od położenia i manewrów celu (wyrażenia z indeksem 'C') (rys.1).

W czasie lotu pocisku raketowego odczytywane są bieżące parametry jego lotu, a następnie porównywane są one z parametrami zadanymi (wyrażenia z indeksem 'z') (rys.2). Parametry zadane wyznaczone zostały z ruchu wiązki naprowadzającej raketę na cel. Są to idealne parametry ruchu rakiety, czyli takie parametry jakie powinna mieć raketa aby utrzymać się na osi wiązki prowadzącej. Wynikają one z rzeczywistego zachowania się rakiety na torze oraz z położenia i manewrów wiązki.

- wektor zadanego położenia rakiety na wiązce względem układu ziemskiego $O_1x_1y_1z_1$, przy idealnym naprowadzaniu:

$$\bar{r}_{Rz} = x_{1Rz} \bar{i}_1 + y_{1Rz} \bar{j}_1 + z_{1Rz} \bar{k}_1 \quad (13)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} x_{1Rz} &= r_R \cos \varepsilon_w \cos \theta_w, \\ y_{1Rz} &= -r_R \sin \varepsilon_w \cos \theta_w, \\ z_{1Rz} &= -r_R \sin \theta_w. \end{aligned} \quad (14)$$

- wektor zadanej prędkości liniowej (rys.2):

$$\bar{V}_{Rz} = U_{1Rz} \bar{i}_1 + V_{1Rz} \bar{j}_1 + W_{1Rz} \bar{k}_1. \quad (15)$$

$$U_{1Rz} = r_R \cos \varepsilon_w \cos \theta_w - 2r_R \varepsilon_w \sin \varepsilon_w \cos \theta_w - 2r_R \theta_w \cos \varepsilon_w \sin \theta_w,$$

$$V_{1Rz} = -r_R \sin \varepsilon_w \cos \theta_w - 2r_R \varepsilon_w \cos \varepsilon_w \cos \theta_w + 2r_R \theta_w \sin \varepsilon_w \sin \theta_w,$$

$$W_{1Rz} = -r_R \sin \theta_w - 2r_R \theta_w \cos \theta_w. \quad (16)$$

- wektor prędkości kątowej rakiety dany jest wzorem (rys.2):

$$\bar{\Omega}_{Rz} = P_{Rz} \bar{i} + Q_{Rz} \bar{j} + R_{Rz} \bar{k} \quad (17)$$

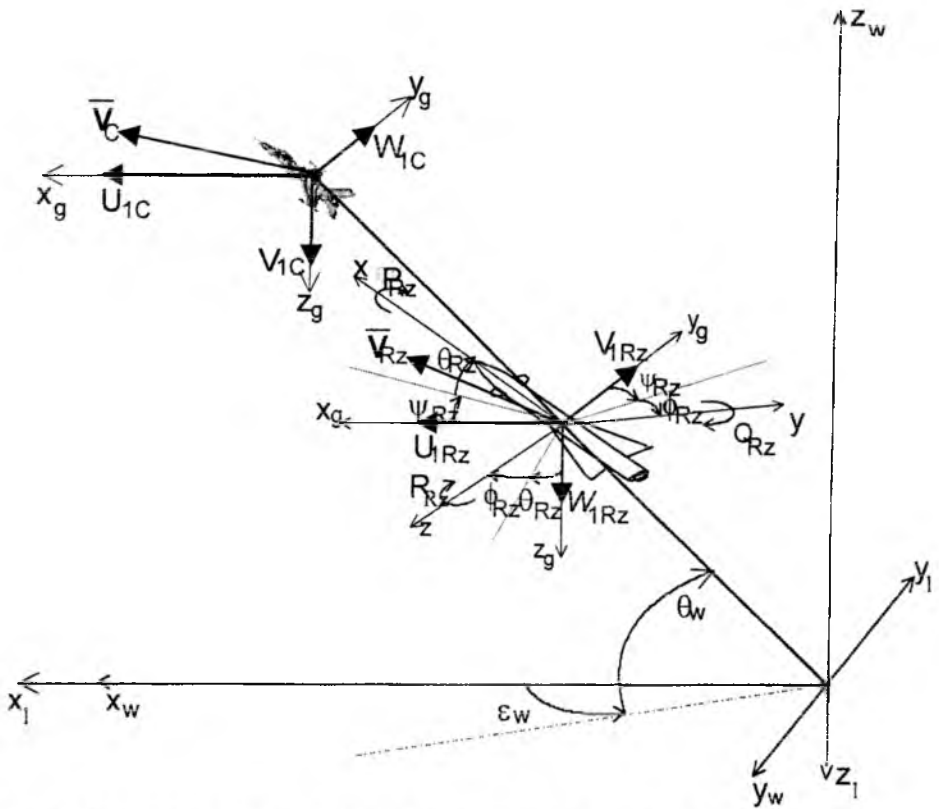
$$P_{Rz} = \theta_w \sin \varepsilon_w \cos \psi_{Rz} \cos \theta_{Rz} + \theta_w \cos \varepsilon_w \sin \psi_{Rz} \cos \theta_{Rz} + \varepsilon_w \sin \theta_{Rz},$$

$$Q_{Rz} = \theta_w \sin \varepsilon_w (\sin \phi_{Rz} \cos \psi_{Rz} \sin \theta_{Rz} - \sin \psi_{Rz} \cos \phi_{Rz}) + \quad (18)$$

$$+ \theta_w \cos \varepsilon_w (\sin \phi_{Rz} \sin \theta_{Rz} \sin \psi_{Rz} + \cos \psi_{Rz} \cos \phi_{Rz}) - \varepsilon_w \cos \theta_{Rz} \sin \phi_{Rz},$$

$$R_{Rz} = \theta_w \sin \varepsilon_w (\cos \phi_{Rz} \cos \psi_{Rz} \sin \theta_{Rz} + \sin \psi_{Rz} \sin \phi_{Rz}) +$$

$$+ \theta_w \cos \varepsilon_w (\cos \phi_{Rz} \sin \theta_{Rz} \sin \psi_{Rz} - \sin \phi_{Rz} \cos \psi_{Rz}) - \varepsilon_w \cos \phi_{Rz} \cos \theta_{Rz}.$$



Rys.2. Parametry zadane lotu rakiety naprowadzanej wiązką na cel

3. Prawa sterowania

Automatyczne sterowanie rakieta odbywa się w dwóch kanałach: w kanale pochylania θ_R przez wychylenie steru wysokości δ_H i w kanale odchylenia ψ_R przez wychylenie steru kierunku δ_V . W kanale przechylania ϕ_R rakietą stabilizowaną jest samoczynnie girołotkami, natomiast w kanale prędkości nie występuje sterowanie.

I tak przy założeniu natychmiastowego wychylenia sterów (nie ma opóźnienia w układzie sterowania), prawa sterowania pocisku rakietowego przyjmują następującą postać:

- prawo sterowania w kanale pochylenia

$$K_x^H (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_z^H (z_{1R} - z_{1Rz}) + K_u^H (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_w^H (z_{1R} - z_{1Rz}) + (19) \\ + K_Q^H (Q_R - Q_{Rz}) + K_\theta^H (\theta_R - \theta_{Rz}) + \delta_H = 0$$

- prawo sterowania w kanale odchylenia

$$K_x^V (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_y^V (y_{1R} - y_{1Rz}) + K_u^V (x_{1R} - x_{1Rz}) + K_v^V (y_{1R} - y_{1Rz}) + (20) \\ + K_R^V (R_R - R_{Rz}) + K_\psi^V (\psi_R - \psi_{Rz}) + \delta_V = 0$$

gdzie: K_i^H - współczynniki wzmocnienia w kanale pochylenia,

K_j^V - współczynniki wzmocnienia w kanale odchylenia.

Wyznaczone prawa sterowania stanowią dwa równania więzów nieholonomicznych, ponieważ są one niecałkowalne i nakładają ograniczenia na ruch układu. Ograniczenie to bezpośrednio stanowi prędkość kątowna wiązki, a pośrednio położenie i prędkość celu, za którym porusza się wiązka. Dopiero wraz z równaniami ruchu wyznaczają one tor lotu pocisku raketowego oraz jego zachowanie się na torze.

4. Równania przestrzennego ruchu rakiety

Dynamiczne równania ruchu omawianego pocisku raketowego zostały wyprowadzone w oparciu o równania Maggiego ruchu układów mechanicznych we współrzędnych uogólnionych [6]. Równania te stanowią powiązanie czterech równań Maggiego silnie sprzężonych z dwoma równaniami więzów nieholonomicznych (19)-(20), które po zróżniczkowaniu zostały dołączone do równań ruchu, dając w sumie układ sześciu równań różniczkowych zwyczajnych z sześcioma niewiadomymi funkcjami czasu.

W postaci macierzowej równania te przyjmują postać następującą:

$$\tilde{M} \dot{V} + \tilde{K} V = Q + U \delta \quad (21)$$

gdzie:

- wektor przyspieszeń

$$\dot{V} = \text{col}[U_{1R}, V_{1R}, W_{1R}, P_R, Q_R, R_R]$$

- wektor prędkości

$$V = \text{col}[U_{1R}, V_{1R}, W_{1R}, P_R, Q_R, R_R]$$

- zmodyfikowana macierz bezwładności

$$\tilde{M} = \begin{bmatrix} m & -\frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} S_x & \frac{K_{IJ}^H}{K_Q^H} S_v & (\frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} \cos \phi_R + \frac{K_{IJ}^H}{K_R^H} \sin \phi_R) J_v \operatorname{tg} \theta_R & -\frac{K_{IJ}^H}{K_R^H} J_y & -\frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} J_y \\ 0 & m - \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} S_x & 0 & \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} J_v \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R & 0 & S_x - \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} J_y \\ 0 & 0 & m + \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} S_x & \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} J_v \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R & S_x + \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} J_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_v & 0 & 0 \\ K_{IJ}^H & 0 & K_{WV}^H & 0 & K_Q^H & 0 \\ K_{IJ}^V & K_{VV}^V & 0 & 0 & 0 & K_R^V \end{bmatrix}$$

- zmodyfikowana macierz związków kinematycznych

$$\tilde{K} = \begin{bmatrix} \frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} S_x Q_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R + \frac{K_{IJ}^H}{K_Q^H} S_x R_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R + \\ 0 & + \frac{K_{IJ}^H}{K_Q^H} S_x (P_R + \frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} S_x (P_R + \frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} S_x (P_R + 0 & \frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} (J_x - J_y) P_R - \frac{K_{IJ}^H}{K_Q^H} (J_x - J_y) P_R \\ + Q_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) & + R_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \\ 0 & \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} S_x Q_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R & \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} S_x (P_R + \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} S_x (P_R + 0 & \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} (J_x - J_y) P_R & 0 \\ + R_R \cos \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \\ 0 & \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} S_x (P_R + \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} S_x R_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R & 0 & 0 & -\frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} (J_x - J_y) P_R \\ + Q_R \sin \phi_R \operatorname{tg} \theta_R) \\ 0 & S_x Q_R & S_x R_R & 0 & 0 & 0 \\ K_x^H & 0 & K_z^H & 0 & K_\theta^H \cos \phi_R & -K_\theta^H \sin \phi_R \\ K_x^V & K_v^V & 0 & 0 & K_v^V \sin \phi_R \sec \theta_R & K_v^V \cos \phi_R \sec \theta_R \end{bmatrix}$$

- macierz sił zewnętrznych

$$Q = \begin{bmatrix} X^T + X^A + (\frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} \sin \phi_R - \frac{K_{IJ}^H}{K_R^H} \cos \phi_R) (-mgx + M^A + M_{\mathcal{H}} \delta_H) - (\frac{K_{IJ}^V}{K_R^V} \frac{\cos \phi_R}{\cos \theta_R} + \frac{K_{IJ}^H}{K_R^H} \frac{\sin \phi_R}{\cos \theta_R}) (N^A + N_{\mathcal{A}} \delta_V) \\ Y^T + Y^A + Y_{\mathcal{A}} \delta_V + \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} \sin \phi_R (-mgx + M^A + M_{\mathcal{H}} \delta_H) - \frac{K_{VV}^V}{K_R^V} \frac{\cos \phi_R}{\cos \theta_R} (N^A + N_{\mathcal{A}} \delta_V) \\ mg + Z^T + Z^A + Z_{\mathcal{H}} \delta_H - \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} \cos \phi_R (-mgx + M^A + M_{\mathcal{H}} \delta_H) + \frac{K_{WW}^H}{K_Q^H} \frac{\sin \phi_R}{\cos \theta_R} (N^A + N_{\mathcal{A}} \delta_V) \\ L^A \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

W ten sposób, poprzez powiązanie ruchu rakiety z ruchami celu, za którym przez cały czas porusza się wiązka, uzyskano pełny matematyczny model dynamiki lotu rakiety zawierający silne sprzężenie

równań jej ruchu z prawami sterowania. Sprzężenie to pozwala na efektywne sterowanie rakieta i precyzyjne naprowadzanie jej na cel poprzez dobór odpowiednich współczynników wzmocnienia sygnałów sterujących.

Uzyskane równania stanowią podstawę do dalszych badań własności dynamicznych rakiety i pełnej symulacji jej lotu.

4. Symulacja numeryczna naprowadzania rakiety na cel

Jako obiektem testowym przy opracowywaniu modelu symulacyjnego naprowadzania rakiety na cel, posłużono się rakieta klasy „Roland”.

Po odpowiedniej identyfikacji parametrycznej opracowanego modelu matematycznego przeprowadzono symulację numeryczną naprowadzania rakiety ziemia-powietrze klasy „Roland” na samolot-cel wykonujący manewr obronny w tylnej półsfery polegający na gwałtownym skręcie w lewo z jednoczesną utratą przez samolot wysokości (rys.3).

Równania ruchu rakiety scałkowano numerycznie metodą Rugego-Kutty, przy zadanych warunkach początkowych.

Współczynniki wzmocnienia w prawach sterowania wyznaczono stosując całkowite kryterium jakości sterowania:

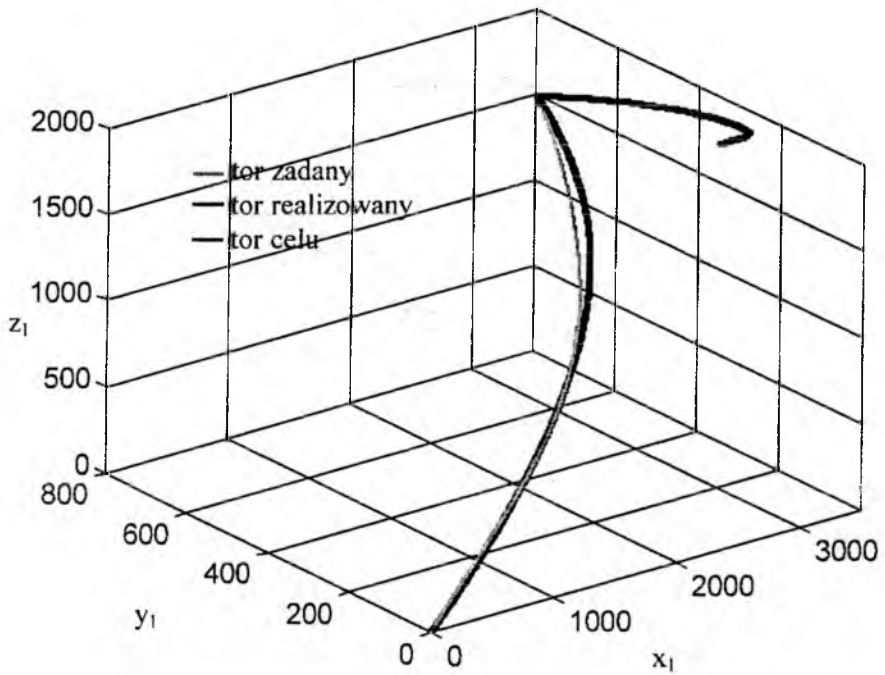
$$J = \int_0^{t_k} (X_i - X_{iz})^2 dt \quad (22)$$

Mają one następujące wartości:

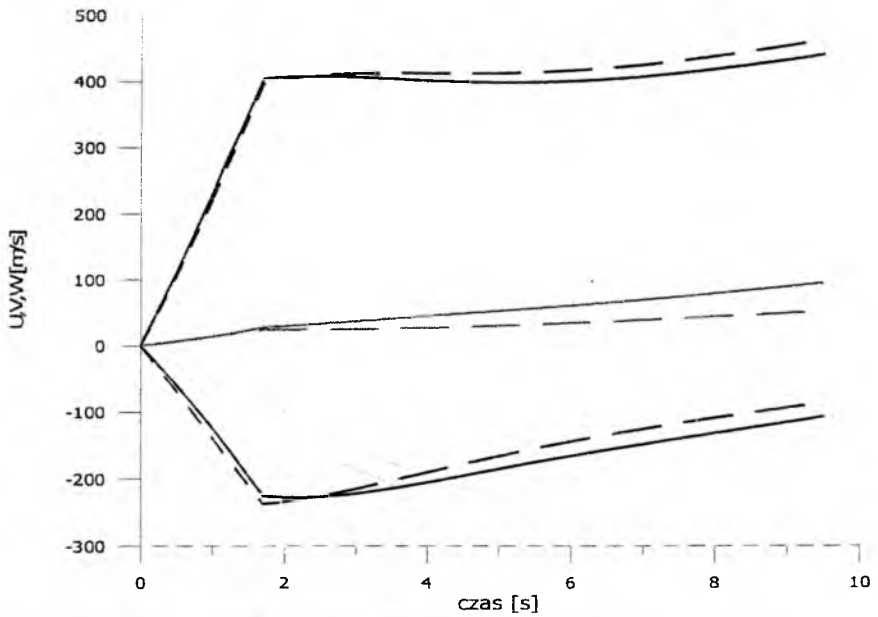
$$\begin{array}{llll} K_x^H = 0,00025 & K_z^H = 0,000001 & K_{\psi}^H = 0,0007 & K_w^H = 0,00115 \\ K_Q^H = 1,411 & K_\theta^H = 3,4 & & \\ K_x^V = 0,000001 & K_y^V = -0,00025 & K_{\psi}^V = 0,00001 & K_v^V = -0,00085 \\ K_R^V = 1,5 & K_\psi^V = 0,24 & & \end{array}$$

Na rys.3 widać, że przebieg trajektorii lotu realizowany przez pocisk raketowy zadowalająco pokrywa się z trajektoria zadana ruchami wiązki prowadzącej śledzącej manewry celu. Uchyb realizowany przez rakieta mieści się w granicach uchybu dopuszczalnego określanego przez kąt rozwarcia wąskiej wiązki naprowadzającej, który jest równy dwa stopnie (rys.5, rys.6). Jedynie w początkowym etapie naprowadzania pocisk mógłby nie utrzymać się w wąskiej wiązce, ale wówczas jest on wspierany wiązka szeroka, w granicach której mieści się bez trudu.

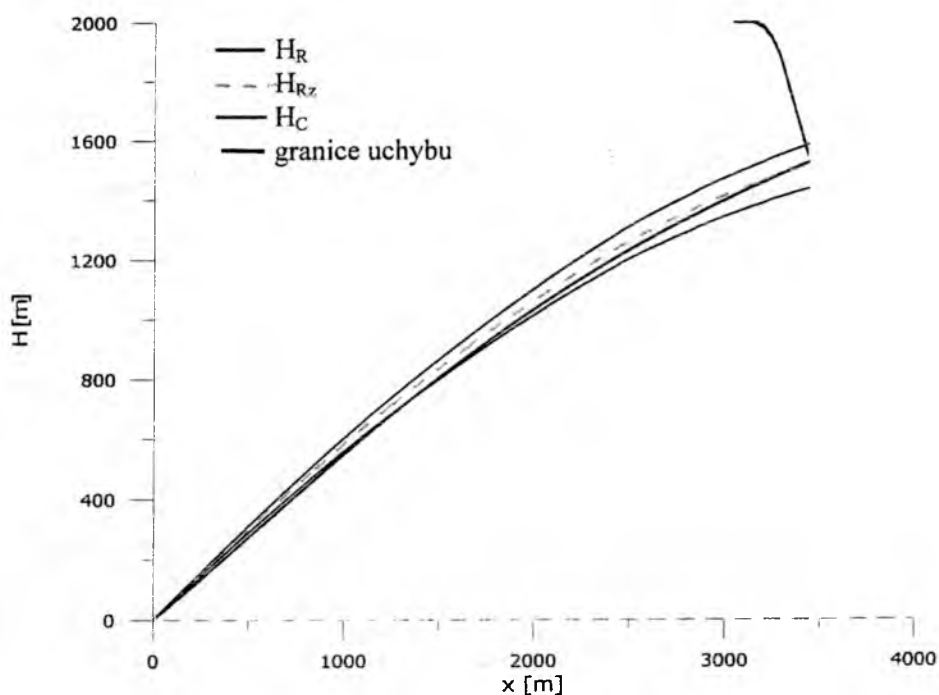
Przebieg realizowanych i zadanych składowych prędkości rakiety w



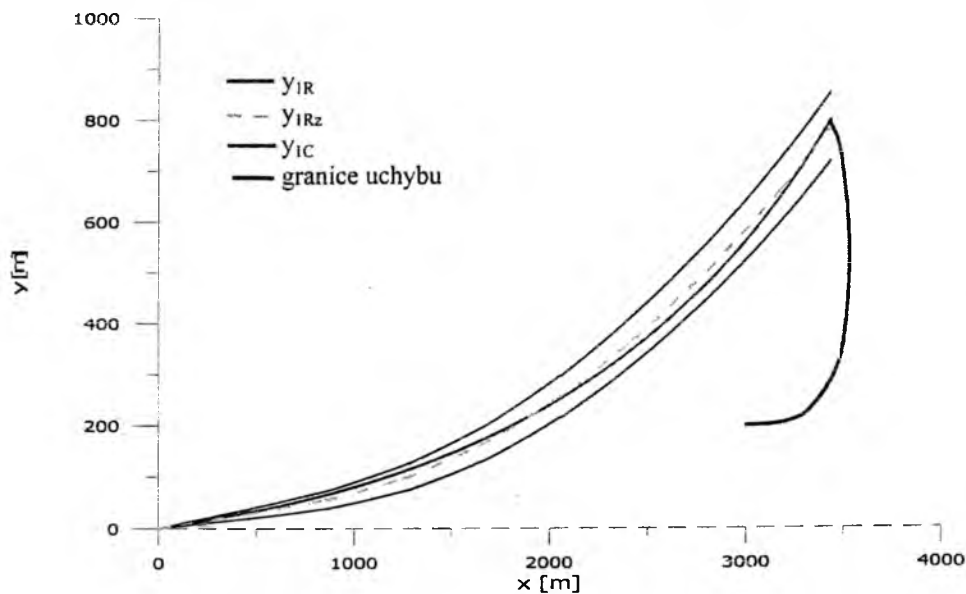
Rys.3. Rzeczywista i zadana trajektoria lotu rakiety



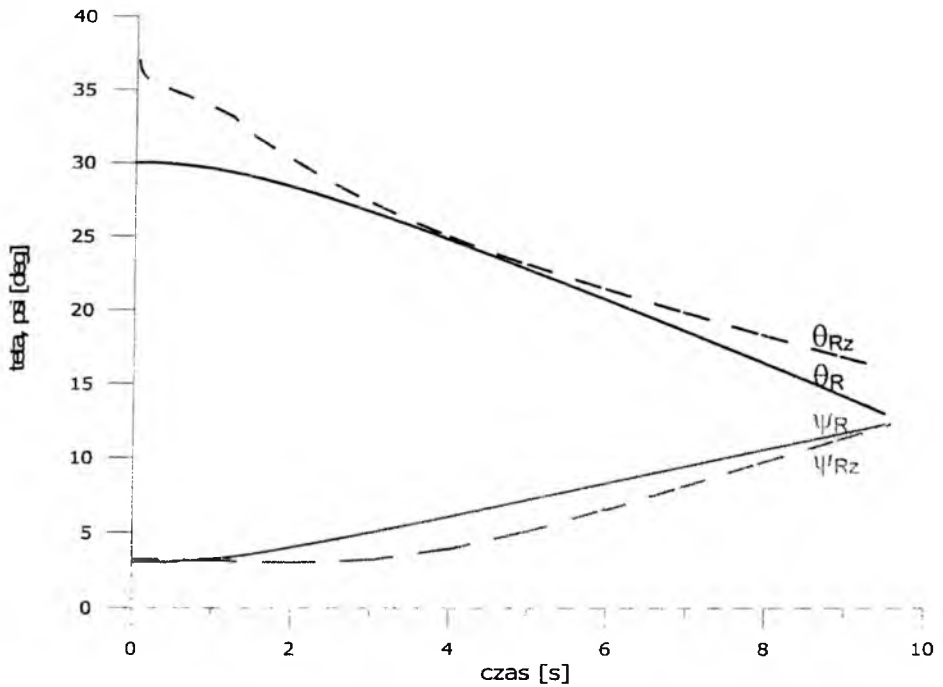
Rys.4. Składowe rzeczywistej i zadanej prędkości rakiety



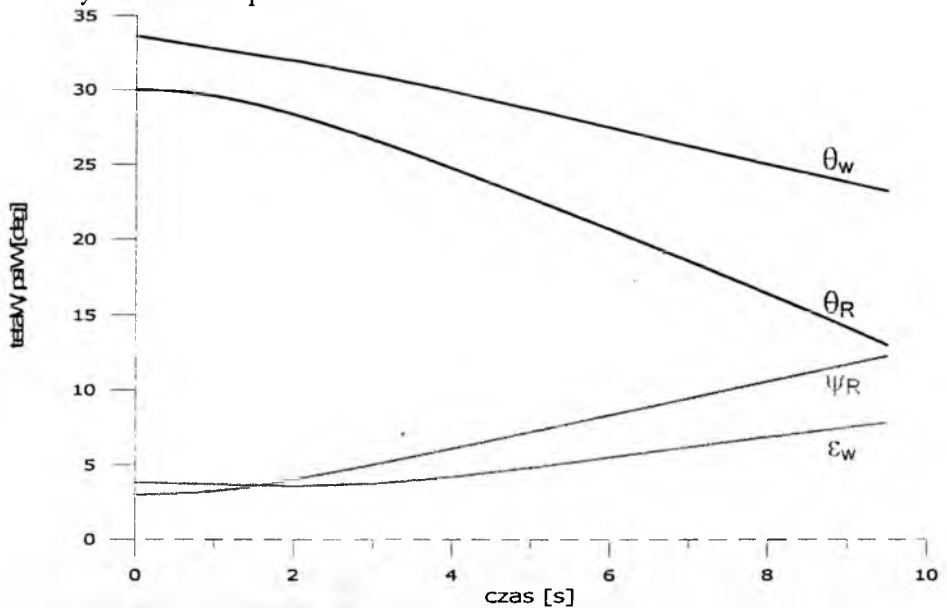
Rys.5. Rzeczywista i zadana wysokość lotu rakiety w granicach uchybu dopuszczalnego



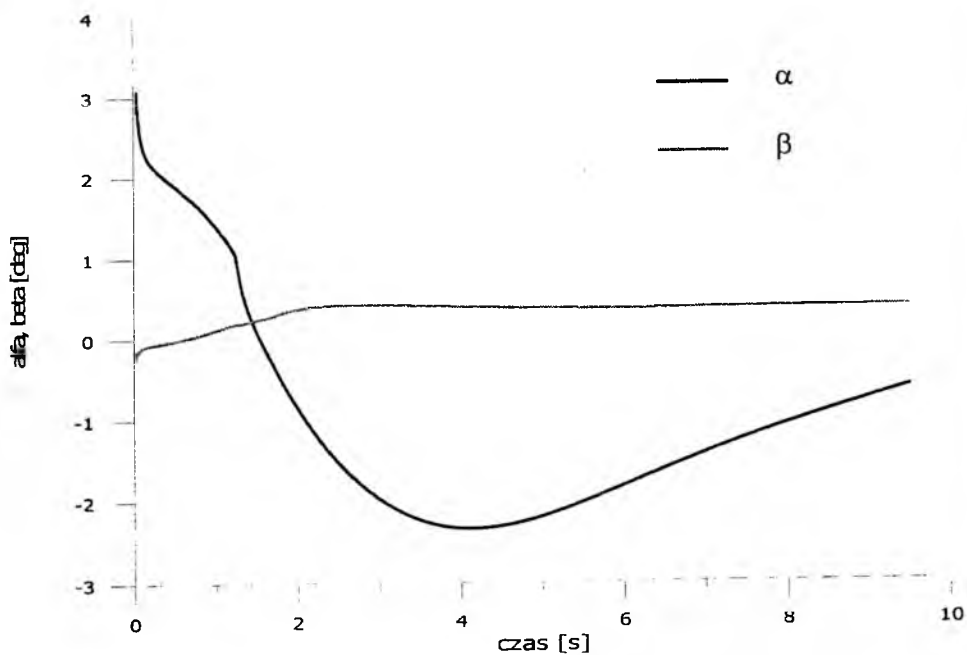
Rys.6. Rzeczywista i zadana odległość boczna lotu rakiety w granicach uchybu dopuszczalnego



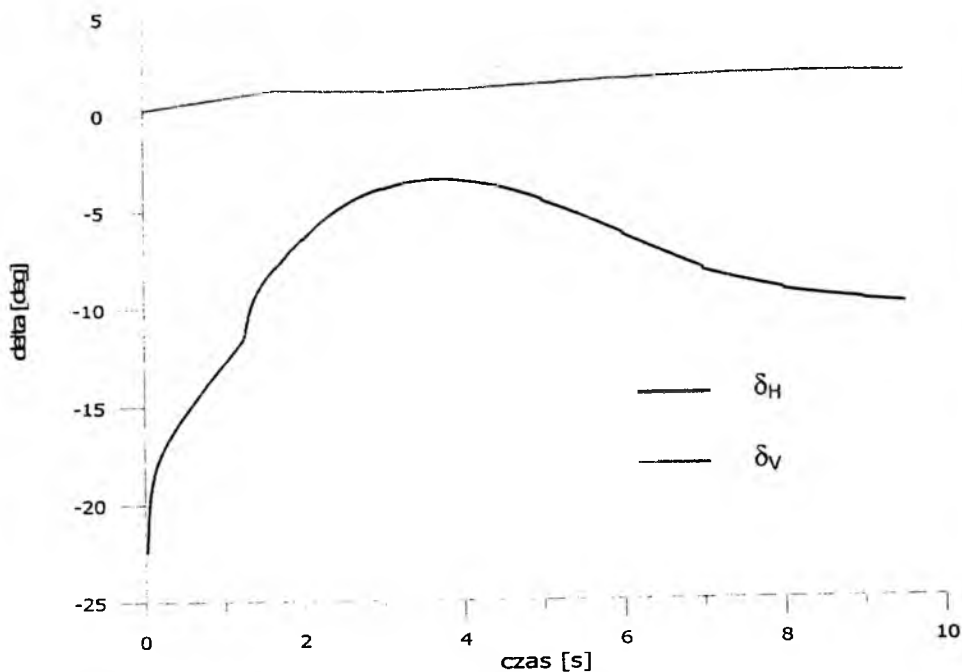
Rys.7. Zmiany rzeczywistego i zadanego kąta pochylania i odchyłania rakiety w czasie naprowadzania na cel



Rys.8. Zmiany kąta pochylania i odchyłania rakiety oraz osi wiązki prowadzącej w czasie naprowadzania rakiety na cel



Rys.9. Kąt natarcia i ślizgu rakiety podczas naprowadzania na cel



Rys.10. Kąt wychylenia steru wysokości i kierunku rakiety podczas naprowadzania na cel

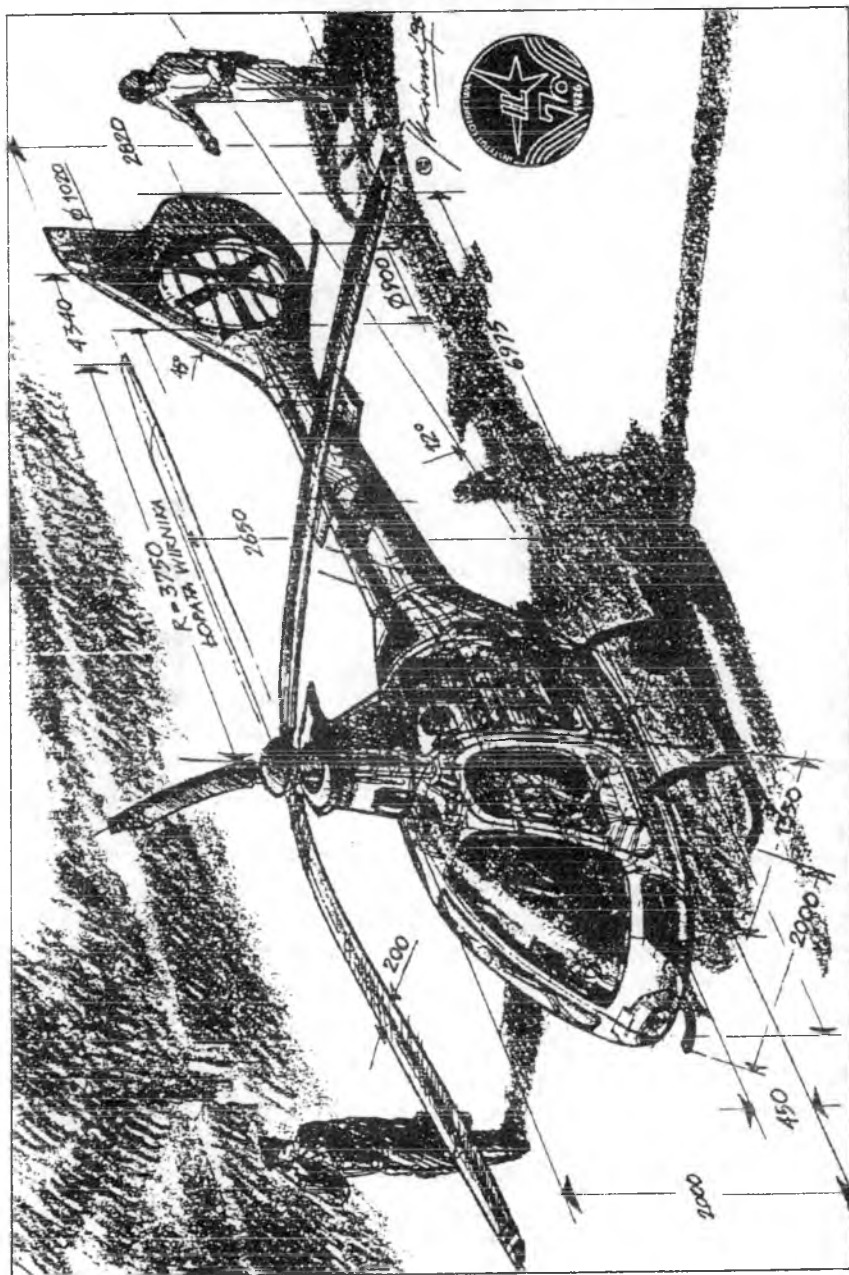
trakcie symulowanego lotu świadczy o poprawnym przebiegu parametrów realizowanych w stosunku do zadanych (rys.4). Uchyb wynika z wymogu jednoczesnego utrzymania rakiety w zadanym przez wiązkę położeniu, w określonej chwili czasu. Każde, nawet niewielkie odchylenie od zadanej trajektorii lotu powoduje w trakcie powrotu na nią zużycie dodatkowego czasu, a przez to konieczność jego nadrobienia, co wyniku daje wzrost prędkości pocisku raketowego.

Utrzymanie zadanego położenia wymagało również odpowiedniego wychylenia steru wysokości i kierunku, które pozwalałoby na powrót rakiety na oś wiązki w strefę równych sygnałów sterujących (rys.10). Porównując zmiany zachodzące w kątowym usytuowaniu rakiety podczas symulacji z wartościami zadanymi (rys.7) obserwujemy niewielkie różnice, nie przekraczające jednak kilku stopni. Również wartości kątów jakie przyjmuje wiązka nie odbiegają zbyt od położenia kąowego rakiety w danej chwili czasu (rys.8).

LITERATURA

- [1] Blakelock J. H., *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, John Wiley and Sons Inc., New York, 1991
- [2] Доброленский Ю., Иванов В., Поспелов Г., *Автоматика управляемых снарядов*, Москва, 1963
- [3] Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Prawa sterowania jako więzy nieholonomiczne nałożone na lot sterowanej rakiety w wiązce śledzącej samolot - symulacja numeryczna osiągnięcia celu*, Materiały VIII Konferencji Naukowo-Technicznej „Problemy rozwoju produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia”, , z.68,121-130, 1999
- [4] Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Dynamiczne równania przestrzennego lotu automatycznie sterowanej rakiety klasy ziemia-powietrze naprowadzanej na manewrujący obiekt latający*, Mechanika w Lotnictwie „ML-VIII”,.265-277, 1998
- [5] Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J., *Modelowanie dynamiki sterowanej rakiety naprowadzanej wiązką na manewrujący cel - równania Maggi dla układów nieholonomicznych*, Materiały I Konferencji Uzbrojeniowej "Naukowe aspekty techniki uzbrojenia", WAT, Część II,. 13-26, 1996
- [6] Maryniak J., Al-Yousef Z., *Symulacja numeryczna dynamiki rakiety sterowanej automatycznie naprowadzanej wiązką na lecący samolot*, Materiały II Konferencji „Problemy rozwoju produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia”, 1993
- [7] Z. Osiński, 1997, *Mechanika ogólna*, Wydawnictwo Naukowe PWN, Warszawa

INSTYTUT LOTNICTWA



ŚMIGŁOWIEC DWUMIEJSCOWY IS-2

INSTYTUT LOTNICTWA, WARSZAWA 1995

MODELOWANIE UKŁADU PROFILU LOTNICZEGO DO ANALIZY UKŁADÓW INTELIGENTNYCH

Sebastian Łuczyński, Janusz Narkiewicz
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Wydział MEiL Politechniki Warszawskiej
e-mail: jnark@meil.pw.edu.pl

W pracy przedstawiono wyniki działania modelu niestacjonarnych obciążeń aerodynamicznych na profil z kłapką na krawędzi spływu. Obliczenia obciążeń aerodynamicznych przeprowadzono dla zmiennej w czasie prędkości napływu i różnych postaci ruchu profilu i kłapki. Badano czas ustalenia się zmiennych obciążeń aerodynamicznych od początku ruchu oraz wpływ na stopni swobody ruchu profilu postać obciążeń.

1. Wstęp

Omawiane badania dotyczą niestacjonarnych obciążeń aerodynamicznych działających na profil. Ich podjęcie wiąże się z perspektywą wykorzystania koncepcji układów inteligentnych do sterowania wiroplątów [1].

Podstawowymi elementami technicznego układu inteligentnego są układ mechaniczny (np. struktura statku powietrznego), urządzenia wykonawcze sterowania oraz urządzenia zbierające i przetwarzające informacje o stanie otoczenia i samego układu. Praca niniejsza dotyczy układu mechanicznego na który działają obciążenia masowe, aerodynamiczne i sprężyste; układem takim jest na przykład łopata wirnika śmigłowca. Ze względu na różnorodność niekorzystnych zjawisk aeromechanicznych i aeroelastycznych, które mogą w takich układach wystąpić, konieczne jest przeciwdziałanie dostosowane do zmieniających się warunków lotu i warunków otoczenia. Naprzeciw takim założeniom wychodzi koncepcja sterowania dodatkowego łopata wirników. Jednym z

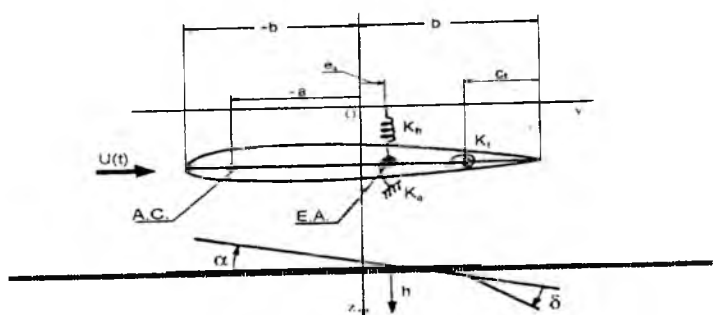
szeroko badanych sposobów sterowania dodatkowego wiroplątów jest umieszczenie sterowanej klapki na krawędzi spływu łopaty.

Wstępną ocenę skuteczności koncepcji przeciwdziałania niekorzystnym zjawiskom aeroelastycznym można przeprowadzić na podstawie badań symulacyjnych do których niezbędny jest model fizyczny układu, w tym działających na niego obciążeń aerodynamicznych. Model taki powinien być jak najbliższy rzeczywistości. Jednak, gdy w perspektywie występuje zastosowanie sterowania, wydaje się, że w początkowej fazie badań można zastosować model prosty, pozwalający na zrozumienie istoty fizycznej badanych zjawisk. Dlatego w tej pracy zrezygnowano z wykorzystania zaawansowanych modeli łopat wirników przyjmując model profilu zastępczego przekroju łopaty.

2. Model przekroju charakterystycznego łopaty

2.1. Model struktury

Rozpatrywanym modelem fizycznym łopaty wirnika śmigłowca jest cienki, słabo wysklepiony profil z klapką na krawędzi spływu, modulujący przekrój charakterystyczny łopaty wirnika śmigłowca (Rys. 1.)



Rys.1. Model profilu zastępczego

Modelowany profil może przemieszczać się w kierunku pionowym – $h(t)$ (dodatnie przemieszczenie pionowe $h(t)$ jest "w dół"), obracać wokół punktu E.A. o kąt $\alpha(t)$ (kąt nastawienia jest dodatni jeśli krawędź natarcia jest obracana ku górze), a klapka może wychylać się względem

cięciwy profilu (kąt wychylenia klapki $\delta(t)$ jest dodatni, jeśli krawędź spływu jest obracana ku dołowi).

Na profil działają obciążenia masowe, sprężyste, tłumienia i aerodynamiczne. Równanie ruchu profilu ma następującą postać:

$$\mathbf{B}_m \ddot{\mathbf{x}}_p + \mathbf{D} \dot{\mathbf{x}}_p + \mathbf{K} \mathbf{x}_p = \mathbf{F}_A(t, \mathbf{x}_p, \dot{\mathbf{x}}_p, \ddot{\mathbf{x}}_p, \mathbf{u}), \quad (1)$$

gdzie $\mathbf{u}$ jest wektorem sterowania, a wektor $\mathbf{x}_p$ współrzędnych uogólnionych profilu i klapki ma następującą postać:

$$\mathbf{x}_p = [\mathbf{x}_{pi}] = [h, \alpha, \delta] \quad i=1,2,3 \quad (1a).$$

Macierz bezwładności $\mathbf{B}$ reprezentuje własności masowe profilu i klapki, macierz sztywności $\mathbf{K}$ wyraża własności sprężyste profilu i klapki, a macierz $\mathbf{D}$ reprezentuje w równaniach ruchu współczynniki tłumienia lepkiego.

2.2. Obciążenia aerodynamiczne profilu

Modelowany profil znajduje się w opływie nielepkim i nieściśliwym. Prędkość strumienia swobodnego $U(t)$, przemieszczenie $h(t)$, kąt natarcia $\alpha(t)$ oraz kąt odchylenia klapki $\delta(t)$ są dowolnymi funkcjami czasu i przyjmują wartości, przy których nie występuje oderwanie opływu.

Przyjęta metoda wyznaczania obciążeń aerodynamicznych [2] polega na wyznaczeniu potencjału prędkości spełniającego równanie Laplace'a z warunkami brzegowymi: na profilu opływ jest styczny do powierzchni, a w nieskończoności zaburzenia prędkości zanikają.

Do wyznaczenia potencjału prędkości, różnica ciśnień na górnej i dolnej powierzchni profilu obliczana jest ze zlinearyzowanego równania Bernoulliego, a siła nośna i moment są wyznaczone w wyniku całkowania rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy.

Zakłada się, iż dodatnia siła nośna jest skierowana ku górze, moment aerodynamiczny jest dodatni jeśli krawędź natarcia profilu jest obracana ku górze, natomiast moment zawiasowy klapki jest definiowany jako dodatni jeśli krawędź spływu klapki jest obracana ku dołowi.

Całkowite, nieustalone obciążenia aerodynamiczne (zarówno siła nośna jak i moment aerodynamiczny) wyznaczone są jako sumy składników pochodzących od profilu i klapki:

$$L = L_a + L_l \quad M = M_a + M_l \quad (3)$$

Rozkład obciążeń wynika z rozkładu prędkości na profilu i klapce. Obciążenia oznaczone w tej pracy jako obciążenia profilu (wskaźnik „a”) pochodzą od prędkości wzdłuż całej długości cięciwy, natomiast

obciążenia oznaczone jako klapki (wskaźnik „t”) wynikają z ruchu klapki względem profilu.

Nieustalone siły nośne dla profilu i klapki można przedstawić jako sumy części cyrkulacyjnych i niecyrkulacyjnych:

$$L_0(t) = L_{N0}(t) + L_{C0}(t) \quad (4)$$

$$L_{N0}(t) = \pi \rho b^2 \left(\dot{w}_{00} - \frac{1}{2} \dot{w}_{02} \right), \quad L_{C0}(t) = 2\pi \rho Q(t) C_f(t, \gamma_w) \quad (5)$$

gdzie:

$$Q_0(t) = U(t) \left[w_{00} \frac{1}{2} w_{01} \right]^{-1} \quad (5a)$$

$$C_f(t, \gamma_w) = \left[\int_b^\infty \gamma_w d\zeta + \frac{1}{U} \frac{\partial}{\partial t} \int_b^\infty \gamma_w \left(\zeta - \sqrt{\zeta^2 - b^2} \right) d\zeta \right] \left[\int_b^\infty \sqrt{\frac{\zeta+b}{\zeta-b}} d\zeta \right]^{-1}, \quad (6)$$

Wielkość C_f jest funkcją ubytku siły nośnej, natomiast przez w_0 oznaczono wyrazy szeregu Fouriera rozkładu prędkości opływu wzdłuż cięciwy.

Podobnie wyrażone są nieustalone momenty aerodynamiczne profilu i klapki:

$$M_0(t) = M_{N0}(t) + M_{C0}(t)$$

$$M_{N0}(t) = -\frac{\pi \rho b^3}{8} (\dot{w}_{01} - \dot{w}_{03}) - \frac{\pi \rho b^2 U}{2} (w_{01} + w_{02}) + ab L_{N0}(t) \quad (7)$$

$$M_{C0}(t) = -\frac{\rho}{2} C_m(t, \gamma_w) + \left(\frac{1}{2} + a \right) b L_{C0}(t)$$

gdzie:

$$C_m(t, \gamma_w) = U(t) \int_b^\infty \gamma_w \left(\zeta - \sqrt{\zeta^2 - b^2} \right) \left(\sqrt{\frac{\zeta+b}{\zeta-b}} - 1 \right) d\zeta + \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial t} \left[\int_b^\infty \gamma_w \left(\zeta - \sqrt{\zeta^2 - b^2} \right)^2 d\zeta + 2b \int_b^\infty \gamma_w \left(\zeta - \sqrt{\zeta^2 - b^2} \right) d\zeta \right] \quad (8)$$

Wyrażenia dla obliczenia momentu aerodynamicznego w punkcie zamocowania klapki mają następującą postać:

$$M_0(t) = M_{N0}(t) + M_{C0}(t)$$

$$M_{N0}(t) = -\frac{\pi \rho b^3}{8} (\dot{w}_{01} - \dot{w}_{03}) - \frac{\pi \rho b^2 U}{2} (w_{01} + w_{02}) + c_l b L_{N0}(t) \quad (9)$$

$$M_{C0}(t) = -\frac{\rho}{2} C_m(t, \gamma_w) + \left(\frac{1}{2} + c_l \right) b L_{C0}(t)$$

Wyrazy szeregu Fouriera rozkładu prędkości wzdłuż cięciwy wyrażone są następująco:

♦ Prędkości wynikające z ruchu profilu:

$$w_{a0} = U(t)\alpha + \dot{h} - ab\dot{\alpha}, \quad w_{a1} = b\dot{\alpha}$$

♦ obrót klapki względem profilu:

$$w_{t0} = U(t)\delta - (b - c_T)\dot{\delta}, \quad w_{t1} = b\dot{\delta}$$

♦ prędkość w wyrażeniach na moment zawiasowy klapki:

$$w_{H0} = U(t)\alpha + U(t)\delta + \dot{h} - ab\dot{\alpha} - (b - c_T)\dot{\delta}, \quad w_{H1} = b\dot{\alpha} + b\dot{\delta}$$

Metoda obliczania obciążeń aerodynamicznych dostosowana została do modelu śladu zaproponowanego przez Theodorsena [3]. W przypadku tym funkcja C_m jest tożsamościowo równa zeru, a wyrażenie na C_f redukuje się do postaci:

$$C_f(t, \gamma_w) = \left[\int_b^\infty \gamma_w(t) \frac{\zeta}{\sqrt{\zeta^2 - b^2}} d\zeta \right] \left[\int_b^\infty \gamma_w(t) \sqrt{\frac{\zeta + b}{\zeta - b}} d\zeta \right]^{-1} \quad (10)$$

Dla okresowego zmiennego, nie zanikającego śladu, po zastosowaniu transformacji Laplace'a, funkcja ta może być w przestrzeni częstości przybliżona jako:

$$C_f(s) = \frac{H(s)}{K(s)} = \frac{\sum_{m=0}^M a_m s^m}{\sum_{m=0}^M b_m s^m} \quad (11)$$

gdzie: $H(s)$ i $K(s)$ są wielomianami M - tego rzędu.

Dodatkowo model zawiera trzy równania różniczkowe M - tego rzędu, dla trzech zmiennych stanu Y_i ($i=1,2,3$) potrzebne do obliczenia niestacjonarnych cyrkulacyjnych obciążeń aerodynamicznych następującej postaci:

$$\frac{d^M Y_i}{dt^M} + \sum_{m=1}^{M-1} b_m \frac{d^m Y_i}{dt^m} + b_0 Y_i = Q(t), \quad i=1,2,3 \quad (12)$$

gdzie: $Q(t)$ – funkcja wymuszająca (5a), t – czas, b_0 – stałe współczynniki,

Tak zamodelowany układ profilu lotniczego został poddany szeregu testom mającym wykazać jego poprawność.

3. Badania modelu obciążeń aerodynamicznych

Celem badań symulacyjnych jest sprawdzenie poprawności działania modelu matematycznego obciążeń aerodynamicznych płata wraz z klapką opisanego powyżej. Sprawdzenie modelu polegało na wyznaczeniu obciążeń aerodynamicznych w funkcji kąta natarcia $\alpha(t)$ i kąta wychylenia klapki $\delta(t)$. Badania zostały podzielone na trzy etapy:

- ♦ Badanie zachowania się modelu w przypadku braku siły wymuszającej.
- ♦ Badanie poprawności modelu aerodynamiki,
- ♦ Badanie modelu profilu zastępczego.

Wszystkie obliczenia zostały przeprowadzone dla następujących danych wejściowych:

zmienna	Wartość
Ilość obrotów	150
prędkość katowa wirnika	25,5[rad/s]
prędkość napływu	220[m/s]
współczynnik prędkości napływu	0,15
połowa cięciwy (profil + klapka)	0,2[m]
odległość punktu aerodynamicznego A.C. od środka cięciwy	-0,15[m]
odległość punktu obrotu profilu E.A. od środka cięciwy	-0,08[m]
odległość masy dodatkowej od środka cięciwy	-0,17[m]
długość klapy	0,08[m]
rozkład masy wzdłuż cięciwy	7,64[kg/m ²]
rozkład masy klapy wzdłuż cięciwy	0,764[kg/m ²]
dodatkowa masa wyważająca	1,95584[kg]
częstość zginająca profilu	1,1[1/rev]
częstość skręcająca profilu	11[1/rev]
częstość skręcająca klapy	73[1/rev]
tłumienie dla translacji profilu	0,036[%crit]
tłumienie dla obrotu profilu	0,045[%crit]
tłumienie dla obrotu klapy	0,045[%crit]

3.1. Badanie zachowania się modelu w przypadku braku siły wymuszającej.

Celem tych badań było sprawdzenie działania modelu profilu przy braku obciążeń aerodynamicznych. Macierze tłumienia i sztywności zostały tak dobrane, aby w łatwy sposób można było przewidzieć zachowanie modelu. Wszystkie testy przeprowadzone przy braku obciążeń aerodynamicznych, czyli siły wymuszającej wypadły poprawnie. Model zachowywał się jak oscylator harmoniczny.

3.2. Badanie poprawności modelu aerodynamiki.

Celem tego etapu badań było sprawdzenie poprawności działania samego modelu aerodynamicznego profilu z klapką. Jako parametry wejściowe przyjęto: wysokość, kąt natarcia α oraz kąt wychylenia klapki δ . Parametrami wyjściowymi są współczynniki:

siły nośnej $C_L = \frac{F_a}{\frac{1}{2} \rho U^2}$ gdzie F_a jest wypadkową siłą aerodynamiczną

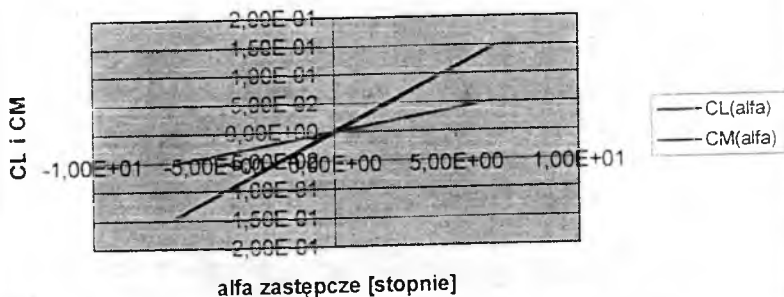
oraz momentu aerodynamicznego $C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho b U^2}$, gdzie M jest

całkowitym momentem aerodynamicznym. Wszystkie obliczenia zostały przeprowadzone dla prędkości lotu zmiennej w czasie $U = V_0(1 + \mu \sin(25.5t))$ Badane przypadki i numery rysunków wyników podano w Tabeli I.

Tabela I.

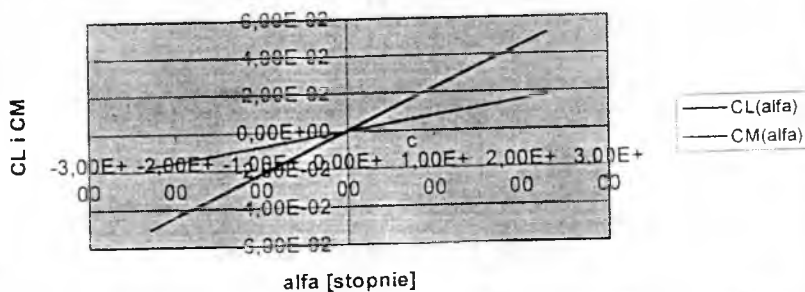
L.p.	H [m]	α [°]	δ [°]	Numer rozdziału
1	$h = \sin(25.5t)$	$\alpha=0$	$\delta=0$	Rys.2
2	$h=1000$	$\alpha=0.04*\sin(25.5t)$	$\delta=0$	Rys.3
3	$h=1000$	$\alpha=0$	$\delta=0.04*\sin(25.5t)$	Rys.4
4	$H=1000$	$\alpha=0.04*\sin(25.5t)$	$\delta=0.04*\sin(25.5t)$	Rys.5
5	$H= \sin(25.5t)$	$\alpha=0$	$\delta=0.04*\sin(25.5t)$	Rys.6
6	$H=1000$	$\alpha=0.04*\cos(25.5t)$	$\delta=0.04*\sin(25.5t)$	Rys.7
7	$H= \sin(25.5t)$	$\alpha=0.04*\cos(25.5t)$	$\delta=0$	Rys.8
8	$H= \sin(25.5t)$	$\alpha=0.04*\cos(25.5t)$	$\delta=0.04*\sin(25.5t)$	Rys.9
9	$H= \sin(25.5t)$	$\alpha=0.04*\cos(25.5t)$	$\delta=0.04*\sin(25.5t)$	Rys.10

Wykres zmiany wysokości w zależności od alfa zastępczego



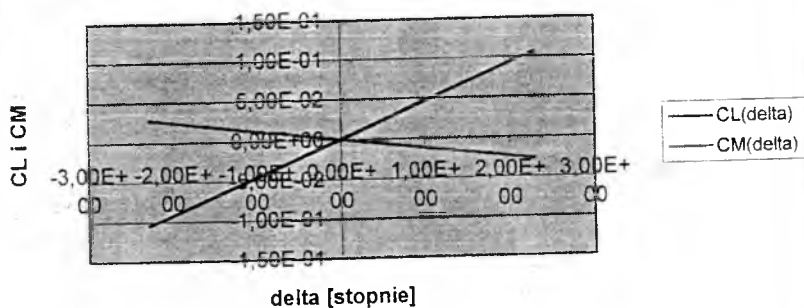
Rys.2.

Wykres CL i CM w zależności od kąta alfa

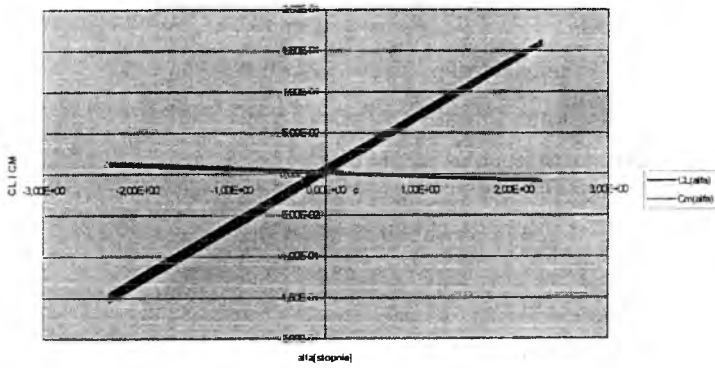


Rys.3.

Wykres CL i CM w zależności od wychylenia kąta delta

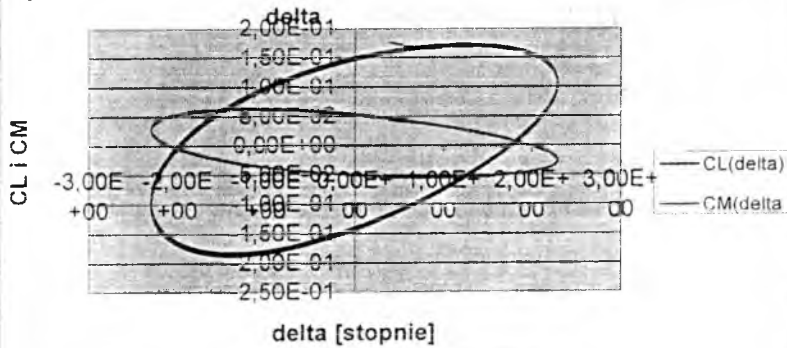


Rys.4.

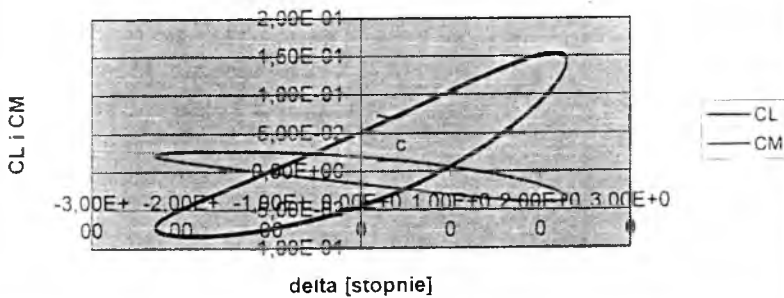
Wykres CL i CM w zależności od kąta natarcia α 

Rys.5.

Wykres CL i CM w zależności od wychylenia klapki



Rys.6.

Wykres CL i CM w zależności kąta wychylenia klapki δ 

Rys.7.

W przypadku pokazanym na Rys.2 występuje tylko ruch pionowy profilu wywołujący zmianę kąta natarcia. Ze względu na niewielką składową prędkości pionowej, pętle C_L i C_M nie wiele się różnią od przebiegów statycznych.

Na Rys.3 pokazano wyniki dla zmiennego w czasie kąta natarcia. Przebieg jest podobny do przedstawionego na Rys.2. Niewielka pętla histerezy świadczy o niewielkiej ilości energii rozpraszanej w czasie ruchu.

W przypadku na Rys. 4 pokazano przebieg obciążeń dla zmiennego okresowo wychylenia klapki δ . Jak widać, występuje odwrotny przebieg momentu w stosunku do poprzednich przypadków.

W przypadku zmiennych w czasie kąta natarcia oraz wychylenia klapki (Rys.5) powstają szersze pętle histerezy, a więc rozpraszanie energii jest większe. Widać stabilizację obciążeń aerodynamicznych w kolejnych okresach działania zmiennych harmonicznie obciążeń.

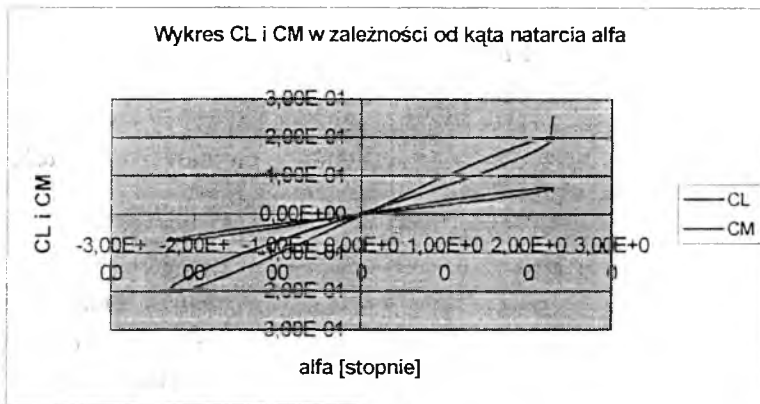
Rys.6 przedstawia przypadek podobny do przedstawionego na Rys.4. W wyniku dodania do ruchu modelu zmiennej w czasie wysokości pojawia większa pętla histerezy.

W przypadku na Rys.7 kąt natarcia i kąt wychylenia klapki są w przeciwfazie. W wyniku tego obserwujemy oprócz faktu wystąpienia pętli histerezy, typowej dla tej sytuacji, zjawisko jej nieznacznego skrzywienia.

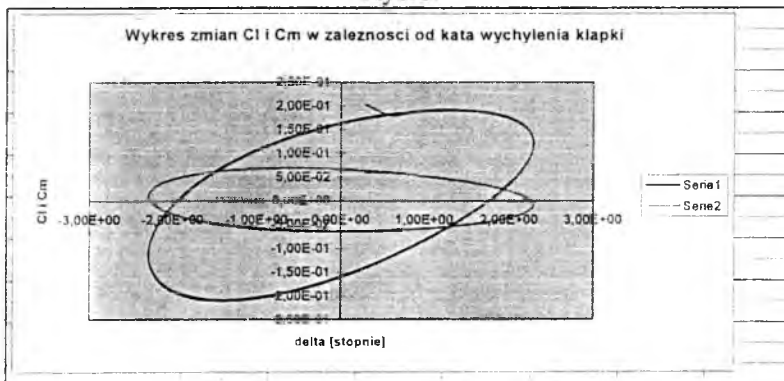
Przypadek pokazany na Rys.8 można porównać do sytuacji przedstawionej na Rys.2. W wyniku dodania do parametrów określających ruch modelu zmiennego w czasie kąta natarcia, można zaobserwować pojawienie się pętli histerezy o dwu listkach

Na Rys.9 i 10 pokazano zachowanie się modelu w przypadku gdy prędkość, kąt natarcia oraz kąt wychylenia klapki są zmienne w czasie. Zachowanie się modelu jest zgodne z oczekiwaniami.

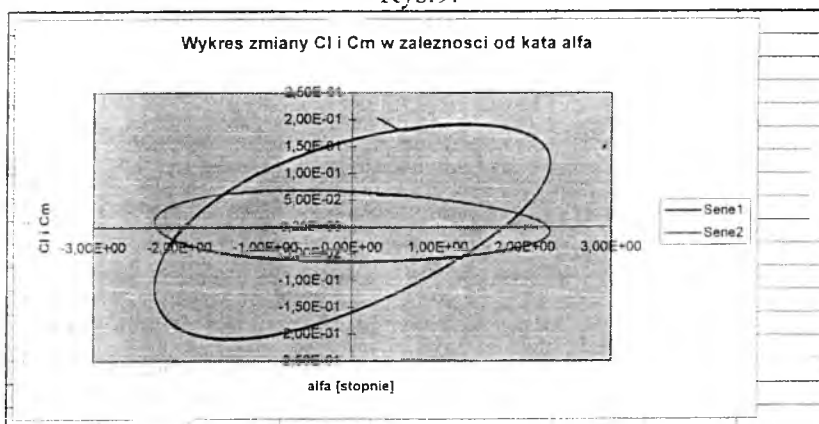
Podsumowując, można powiedzieć, że pierwszych sekundach ruchu można zaobserwować niewielkie, ale narastające w sposób ciągły akumulowanie przez model energii. Po około 10 sekundach powyższe zjawisko zanika, drgania modelu ustalają się. Stąd wniosek, że model obciążeń aerodynamicznych zachowuje się w sposób racjonalny i zgodny z oczekiwaniami.



Rys.8.


 C_L
 C_M

Rys.9.


 C_L
 C_M
Rys.10. Wykres C_L i C_M w zależności od zmiany kąta natarcia α

3.3. Badanie całościowe modelu.

Po sprawdzeniu poprawności macierzy bezwładności, tłumienia, drgań oraz modelu aerodynamicznego jako elementy niezależne w następnym kroku sprawdzony został model płata jako całość.

W początkowej fazie ruchu mamy do czynienia z silnymi drganiami modelu. Są to jednak drgania gasnące, które w następnych sekundach zanikają. W dalszej fazie ruch modelu jest już stabilny. Oczywiście w przypadku innych danych ruch modelu może okazać się niestabilny (drgania nie gasnące), co jest zgodne z oczekiwaniami, ponieważ dowolny model z założenia powinien działać akceptowalnie tylko dla danych z określonego przedziału. W powyższej pracy wykazaliśmy że istnieją takie wartości parametrów wejściowych, patrz tabela 1, dla których badany model zachowuje się przewidywalnie i poprawnie, co stanowi dowód tezy o poprawności modelu przez nas stworzonego.

Podsumowanie

Badany model obliczania obciążeń aerodynamicznych wykazał poprawne działanie w przypadkach odpowiadających rzeczywistemu ruchowi profilu. Jak na razie brak w ogólnie dostępnej literaturze danych eksperymentalnych, które mogłyby być wykorzystane do weryfikacji modelu dla ogólnego ruchu profilu. Jednak dla potrzeb analizy metod sterowania model wydaje się wystarczający.

Bibliografia

1. Narkiewicz J., "Sterowanie dodatkowe wiroplątów przy wykorzystaniu koncepcji układów inteligentnych", Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Seria Mechanika, Zeszyt Nr 169, Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej, 1998,
2. Narkiewicz J.P., Ling A., Done G.T.S., „Unsteady Aerodynamic Loads on an Aerofoil with a Deflecting Tab”, *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*, August/September 1995.
3. Marczak T., „Aktywne sterowanie profilu dwuelementowego”, *Praca dyplomowa*, Warszawa, Marzec 1998.
4. Theodorsen T., „General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter”, NACA Rep. No.496, 1935.

PORÓWNANIE METODY KLASYCZNEJ I ZASADY PONTRIAGINA JAKO SPOSOBÓW PROJEKTOWANIA REGULATORA PRZECHYLANIA RAKIETY

Andrzej Marusak

Instytut Sterowania i Elektroniki Przemysłowej PW

e-mail: amar@isep.pw.edu.pl

Józef Pietrucha

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

W dziedzinie projektowania regulatorów najczęściej są stosowane metody częstotliwościowe (tzw. klasyczne) i metody wynikające z zasady Pontriagina (tzw. nowoczesne). Wśród badaczy problemu istnieją różnice zdań co do przydatności lub efektywności tych metod projektowania regulatorów. Należy pamiętać, że projektowanie każdą z tych metod, wymaga zweryfikowania wyników za pomocą symulacji. Metoda symulacji poza tym jest również metodą projektowania działającą szczególnie wydajnie przy zastosowaniu punktu startowego leżącego blisko rozwiązania poszukiwanego. W pracy przedstawiono porównanie toku, rezultatów i pracochłonności projektowania regulatora przechylania rakiety metodami LQ (Linear Quadratic) i OM (Optymalnego Modułu).

1. Wstęp

W dziedzinie sterowania od lat istnieje kontrowersja w sprawie już nie tyle praktyczności, co wręcz zasadności stosowania zasady maksimum Pontriagina (która zaliczana jest do tzw. metod nowoczesnych) jako metody analitycznego projektowania regulatorów. Najdobitniej wyrażono ją w pracy [1] pisząc: „Okres ostatniego ćwierćwiecza, to okres bujnego ilościowego rozkwitu literatury przedmiotu, a równocześnie okres przekształcania się teorii regulacji w matematyczną 'teorię sterowania'.

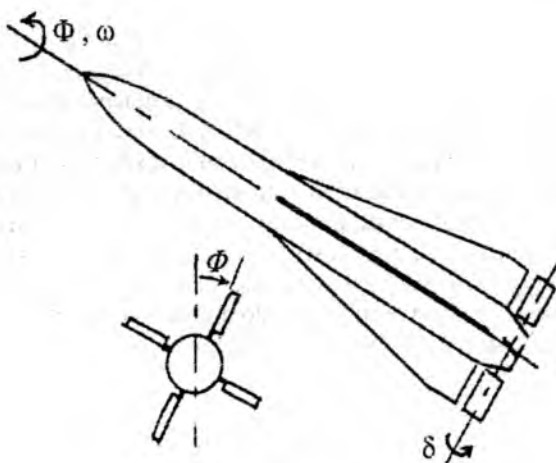
Przekształcenie to roztrwonilo bez reszty ogromny kiedyś potencjał aplikacyjny teorii regulacji...”

Z drugiej strony istnieje pogląd, najwyraźniej wygłaszany w literaturze dotyczącej mechaniki lotu (np. [2]), w myśl którego unikanie metod nowoczesnych jest objawem niedopuszczalnego konserwatyzmu.

Zachodzi pytanie czy ta rozbieżność poglądów wynika tylko z piętnastu lat różnicy, która je dzieli, czy też ma głębsze przyczyny? Aby odpowiedzieć na to pytanie bez zaciętrzewienia, rozważymy typowe w technice lotniczej zagadnienie stabilizacji położenia przestrzennego rakiety. W celu większej przejrzystości uwzględnimy tylko ruch przechyłający (rys.1). Zadanie polega na wyznaczeniu takiego prawa sterowania, aby ten ruch ustabilizować, tzn. osiągnąć zerowe wartości kąta i prędkości przechylania. Zagadnienie to rozwiążemy obiema metodami.

2. Sformułowanie zagadnienia

Celem pracy jest porównanie metody „nowoczesnej” i „klasycznej” projektowania regulatorów (stabilizatorów) przechylania rakiety (rys.1).



Rys.1. Schemat rozpatrywanej rakiety

Założenia:

- 1) wszystkie zmienne stanu obiektu są mierzalne,
- 2) wszystkie zmienne stanu obiektu zostaną wykorzystane do sterowania.

Zadanie polega na wyznaczeniu takiego prawa sterowania, które stabilizuje ruch przechylania z uchybem zerowym, tzn. zapewnia zerowe

wartości kąta Φ i prędkości przechylenia ω . Postawione zagadnienie [2] rozwiążemy dwiema metodami w celu ich porównania:

- metoda LO (Linear Quadratic) — tzw. „nowoczesną” — polegającą na wykorzystaniu zasady Pontriagina do zaprojektowania regulatora zapewniającego minimum kwadratowego wskaźnika jakości przy nieograniczonym horyzoncie czasu [3].
- metoda OM (Optymalnego Modułu) — zaliczaną do „klasycznych”, ponieważ jest metodą częstotliwościową [4].

Wyniki projektowania zweryfikujemy metodą symulacji [6].

3. Model matematyczny przechylenia rakiety

Dynamika rakiety bez „szumów” jest opisana następującymi równaniami różniczkowymi:

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}\delta &= u \\ \frac{d}{dt}\omega &= -\frac{1}{\tau} \cdot \omega + \frac{Q}{\tau} \cdot \delta \\ \frac{d}{dt}\phi &= \omega\end{aligned}\tag{1}$$

przy czym: $Q=10 \text{ sec}^{-1}$, $\tau=1 \text{ sec}$, $\phi_{\text{pocz}}=\pi/180 \text{ rad}$.

Po wprowadzeniu wektora zmiennych stanu $\mathbf{x}=(\delta, \omega, \phi)^T$

otrzymujemy równanie stanu rakiety

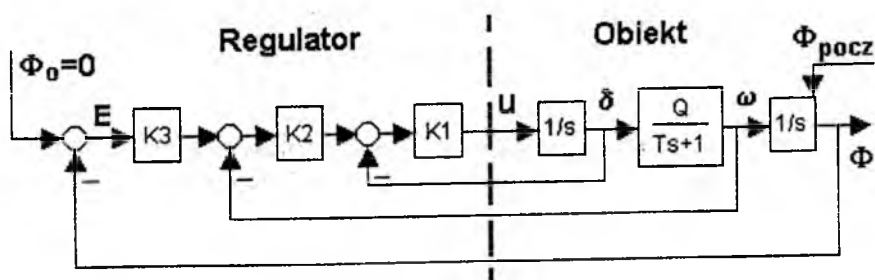
$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{B} \cdot u\tag{2}$$

gdzie: $\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ Q/\tau & 1/\tau & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$, $\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$, u — sterowanie.

4. Projektowany regulator przechylenia rakiety

Struktura projektowanego regulatora rakiety jest określona na rys.2.

Projektowanie regulatora polega na wyznaczeniu wzmocnień $K1$, $K2$ i $K3$ gwarantujących pożądaną jakość sterowania, a następnie na symulacyjnym sprawdzeniu rezultatów projektowania — czy są one zgodne z oczekiwaniami projektanta (lub zleceniodawcy).



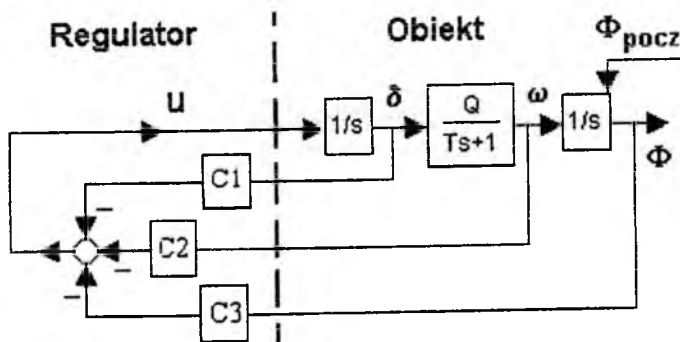
Rys.2. Projektowany układ sterowania

5. Porównywane metody projektowania regulatorów

5.1. Metoda LQ

W metodzie LQ (zob. np. [3]) projektuje się regulator (rys.3). Układy sterowania przedstawione na rys.2 i 3 są wzajemnie równoważne. Wzmocnienia $C1$, $C2$ i $C3$ regulatora z rys.3 są powiązane ze wzmocnieniami $K1$, $K2$ i $K3$ regulatora z rys.2, za pośrednictwem wzorów (3).

$$K1 = C1, \quad K2 = C2/C1, \quad K3 = C3/C2 \quad (3)$$



Rys.3. System sterowania projektowany w metodzie LQ

Projektowanie regulatora LQ przebiega w 3 etapach.

- 1) Zakłada się kwadratowy wskaźnik jakości J w postaci (4a) lub (4b).

$$J = \int_0^{\infty} \frac{1}{2} \left[\left(\frac{\phi}{\phi_o} \right)^2 + \left(\frac{\delta}{\delta_o} \right)^2 + \left(\frac{u}{u_o} \right)^2 \right] dt \quad (4a)$$

$$J = \int_0^{\infty} \frac{1}{2} \cdot (\mathbf{x}^T \cdot \mathbf{Q} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \cdot \mathbf{R} \cdot \mathbf{u}) dt \quad (4b)$$

zatem: $\mathbf{R} = \frac{1}{u_o^2}$, $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 1/\delta_o^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1/\phi_o^2 \end{bmatrix}$.

2) Rozwiązuje się równanie Riccati'ego (5) wyznaczając macierz $\mathbf{S}$

$$-\mathbf{S} \cdot \mathbf{A} - \mathbf{A}^T \cdot \mathbf{S} + \mathbf{S} \cdot \mathbf{B} \cdot \mathbf{R}^{-1} \cdot \mathbf{B}^T \cdot \mathbf{S} - \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (5)$$

gdzie: $\mathbf{S} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} \end{bmatrix}$.

3) Wyznacza się optymalne sterowanie postaci

$$\mathbf{u} = -\mathbf{R}^{-1} \cdot \mathbf{B}^T \cdot \mathbf{S} \cdot \mathbf{x} = -u_o^2 \cdot [S_{11} \quad S_{12} \quad S_{13}] \cdot \mathbf{x} \quad (6)$$

Wzmocnienia regulatora (rys.3) zatem wynoszą:

$$C1 = -u_o^2 \cdot S_{11}, \quad C2 = -u_o^2 \cdot S_{12} \quad \text{ i } \quad C3 = -u_o^2 \cdot S_{13} \quad (7)$$

Ze względu na stabilność (stateczność) projektowanego układu żąda się by S_{11} , S_{12} i S_{22} były dodatnie. Od dobrania wag ϕ_o , δ_o i u_o wskaźnika jakości J zależy rezultat sterowania, np. kształt przebiegów przejściowych (oscylacyjne czy aperiodyczne), ewentualne przeregulowanie, czas regulacji, maksymalna wartość sterowania itd.

5.2. Metoda OM

W metodzie OM (tzw. kryterium modułu [4]) projektuje się regulator przedstawiony na rys.2 lub 3 gwarantujący małe przeregulowanie i duży zapas stabilności układu sterowania. Jest to częstotliwościowa metoda projektowania regulatorów. W metodzie OM oblicza się stałe (wzmocnienia) regulatora tak aby charakterystyka modułu transmitancji widmowej układu zamkniętego miała wartość 1 w możliwie szerokim paśmie częstotliwości począwszy od pulsacji $\omega=0$. Warunki matematyczne według których wyznacza się nastawy regulatora wyprowadza się przyrównując do zera kolejne współczynniki wielomianu licznika pierwszej po-

chodnej kwadratu modułu transmitancji widmowej układu zamkniętego.

Tok postępowania w metodzie OM jest następujący.

- 1) Wyznacza się kwadrat modułu transmitancji układu zamkniętego jako iloraz 2 wielomianów zmiennej w^2 , przy czym w jest pulsacją.

$$|G_z(w)|^2 = \frac{b_0 + b_2 \cdot w^2 + b_4 \cdot w^4 + \dots + b_{2m} \cdot w^{2m}}{a_0 + a_2 \cdot w^2 + a_4 \cdot w^4 + \dots + a_{2n} \cdot w^{2n}} = \frac{L2(w)}{M2(w)} \quad (8)$$

gdzie: $m < n$, n — rząd układu sterowania, współczynniki $b_0, b_2, \dots, b_{2m}$, $a_2, a_4, \dots$ są funkcjami współczynników regulatora, a w przypadku naszego układu sterowania — funkcjami wzmocnień. Z warunku $|G_z(w)|=1$ przy $w=0$ wynika, że $a_0=b_0$.

- 2) Wyznacza się wielomian licznika $L(w)$ pochodnej cząstkowej funkcji (8) żądając by był równy lub prawie równy zeru w paśmie roboczym Ω_R układu sterowania

$$\frac{\partial}{\partial w} |G_z(w)|^2 = \frac{L(w)}{M(w)} = \frac{\frac{\partial}{\partial w} L2(w) \cdot M2(w) - \frac{\partial}{\partial w} M2(w) \cdot L2(w)}{[M2(w)]^2} \quad (9)$$

$$L(w) = \frac{\partial}{\partial w} L2(w) \cdot M2(w) - \frac{\partial}{\partial w} M2(w) \cdot L2(w) \equiv 0 \quad \forall w \in \Omega_R \quad (9a)$$

Z warunku (9a) wynika konieczność zerowania kolejnych współczynników wielomianu $L(w)$.

- 3) Współczynniki regulatora wyznacza się z warunków zerowania kolejnych współczynników wielomianu $L(w)$.

Rozwiązania otrzymane metodą OM gwarantują przeregulowanie mniejsze od 10%.

W przypadku układu sterowania rakiety (rys.2) współczynniki funkcji (8) są następujące:

$$\begin{aligned} a_0 &= 1, & a_2 &= \left(\frac{1 + Q \cdot K2}{Q \cdot K2 \cdot K3} \right)^2 - 2 \cdot \frac{1 + \tau \cdot K1}{Q \cdot K1 \cdot K2 \cdot K3}, \\ a_4 &= \frac{1 + K1^2 \cdot \tau^2 - 2 \cdot Q \cdot \tau \cdot K1 \cdot K2}{Q^2 \cdot K1^2 \cdot K2^2 \cdot K3^2}, & a_j &= 0 \quad \forall j > 6, \\ b_0 &= 1, & b_k &= 0 \quad \forall k > 0. \end{aligned} \quad (10)$$

Zatem w naszym przypadku, $L2(w)=b_0$, czyli $\partial L2(w)/\partial w=0$, a więc zerowanie kolejnych współczynników wielomianu $L(w)$ jest równoważne zerowaniu kolejnych współczynników mianownika funkcji (8).

$$a_2 = 0 \quad a_4 = 0 \quad \dots \quad (11)$$

Wbrew pozorom obliczenia nie są skomplikowane zwłaszcza obecnie kiedy można korzystać z arkuszy kalkulacyjnych i matematycznych. Jeśli otrzymanych równań (11) jest mniej niż poszukiwanych współczynników, to układ równań rozwiązujemy zakładając na początku wartość wybranego współczynnika i obliczając pozostałe. Rozwiązanie zapewniające żadaną jakość sterowania uzyskujemy wykonując cykl obliczeń kilkakrotnie (4 ... 5 razy), co przebiega bardzo szybko.

W wyniku zastosowania zależności (11) otrzymujemy równania do wyznaczania wzmocnień regulatora. Przy $Q=10$ i $\tau=1$ mają one postać:

$$K2 = \frac{1}{20} \cdot \frac{1+K1^2}{K1} \quad K3 = \frac{K1 \cdot (1+20 \cdot K2+100 \cdot K2^2)}{20 \cdot K2 \cdot (1+K1)} \quad (12)$$

Współczynnika $a_6 = \frac{\tau}{Q \cdot K1 \cdot K2 \cdot K3}$ nie przyrównujemy do zera lecz możemy go wykorzystać do szacowania pulsacji granicznej układu. Współczynniki regulatora uzyskujemy zakładając wartość $K1$ i obliczając $K2$ i $K3$ ze wzorów (12). Wynik sprawdzamy symulacyjnie i jeśli szybkość regulacji nie jest odpowiednia, to powtarzamy cykl obliczeń. Zwykle po 4 ... 5 próbach wynik projektowania jest zadowalający.

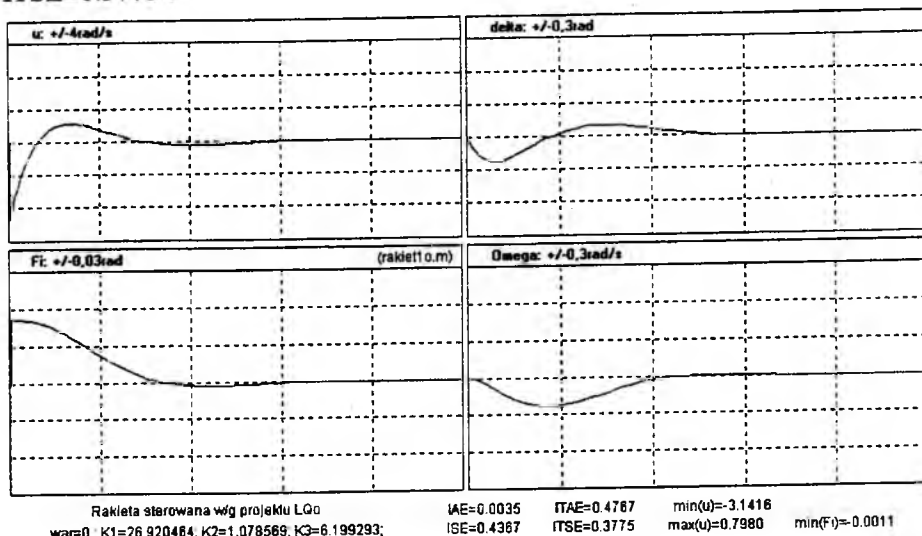
6. Wyniki projektowania regulatora

6.1. Wyniki projektowania regulatora metodą LQ

Regulator LQ projektujemy zakładając różne wagi u_0 , δ_0 i ϕ_0 wskaźnika jakości J (4a). Na podstawie obliczonych wzmocnień regulatora, przeprowadzamy symulację układu sterowania w celu zweryfikowania rezultatów projektowania. Wagi wskaźnika jakości dobiera się metodą prób i błędów – aż się trafi np. na zadowalającą wartość $|\max(u)|$. Dla przykładu podamy cztery warianty rozwiązań.

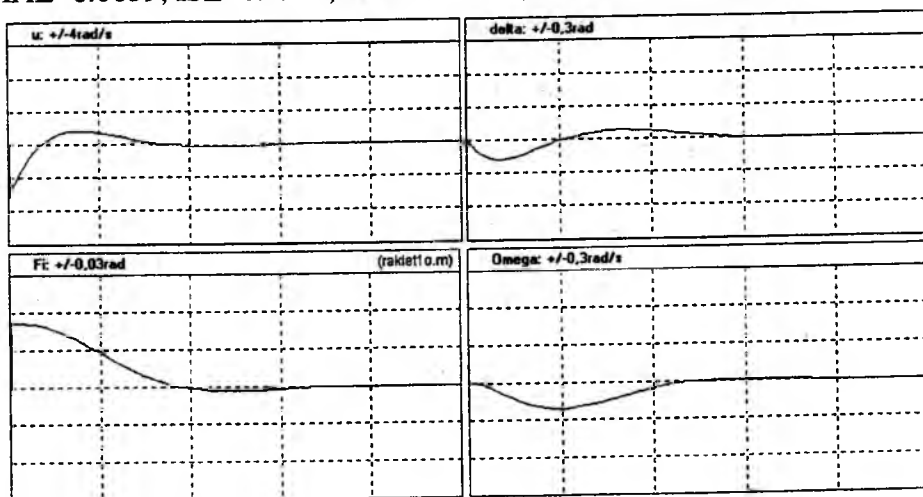
1) Wariant bazowy, założono wagi wskaźnika J : $u_0=\pi$ rad/sec, $\delta_0=\pi/12$ rad, $\phi_0=\phi_{pocz}$. Rozwiązaniem równania Riccati'ego są: $S_{11}=2.726171$ sec, $S_{12}=2.769982$ sec², $S_{13}=18.237813$ sec i $K1=2.692046$ sec⁻¹, $K2=1.078569$ sec, $K3=6.199293$ sec⁻¹. W wyniku symulacji stwierdzamy, że przy założonych

wagach wskaźnika jakości J , optymalny regulator LQ daje przebieg $\phi(t)$ z niewielkim przeregulowaniem 6,29 % (rys.4a). Wskaźniki całkowite tego przebiegu są następujące: $IAE=0.0035$, $ISE=0.4367$, $ITAE=0.4767$, $ITSE=0.3775$.



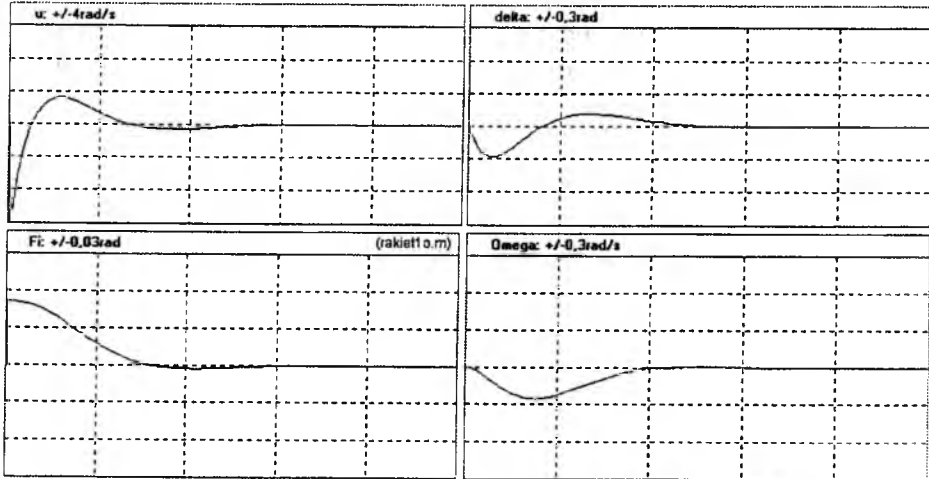
Rys.4a. Przebiegi odpowiadające bazowemu regulatorowi LQ

2) Zmieniono wagi wskaźnika jakości: u_o – zmniejszono, a δ_o i ϕ_o – zwiększono o 20%. W wyniku symulacji układu stwierdzono, że: $IAE=0.0039$; $ISE=0.4913$; $ITAE=0.5998$; $ITSE=0.4764$ (rys.4b).



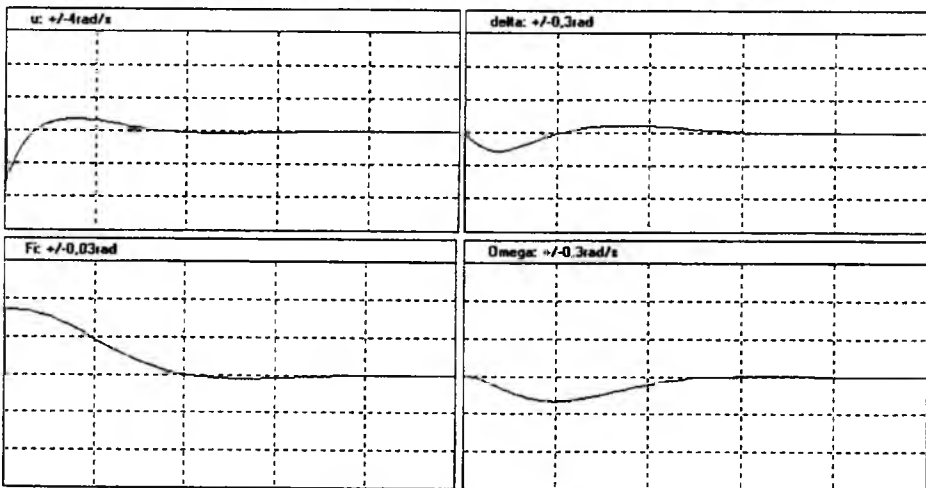
Rys.4b. Przebiegi odpowiadające regulatorowi LQ przy wadze u_o zmniejszonej o 20%, i wagach δ_o i ϕ_o — zwiększonych o 20% ($K1=22.170735$ $K2=0.964202$ $K3=5.782137$)

3) Wagę u_o zwiększono o 20%, a wagi δ_o i ϕ_o — zmniejszono o 20% w stosunku do wariantu bazowego. W wyniku symulacji otrzymano: IAE=0.0032; ISE=0.3922; ITAE=0.3889; ITSE=0.3092 (rys.4c).



Rys.4c. Przebiegi odpowiadające regulatorowi LQ przy zmienionych wagach: u_o — zwiększona, a δ_o i ϕ_o — zmniejszone o 20% ($K_1=33.4822$ $K_2=1.1903$ $K_3=6.775$)

4) Wagi u_o i δ_o pozostawiono bez zmian, a wagę ϕ_o zwiększono o 50% w stosunku do wariantu bazowego. W wyniku symulacji otrzymano: IAE=0.0041; ISE=0.5062; ITAE=0.6333; ITSE=0.5085 (rys.4d).

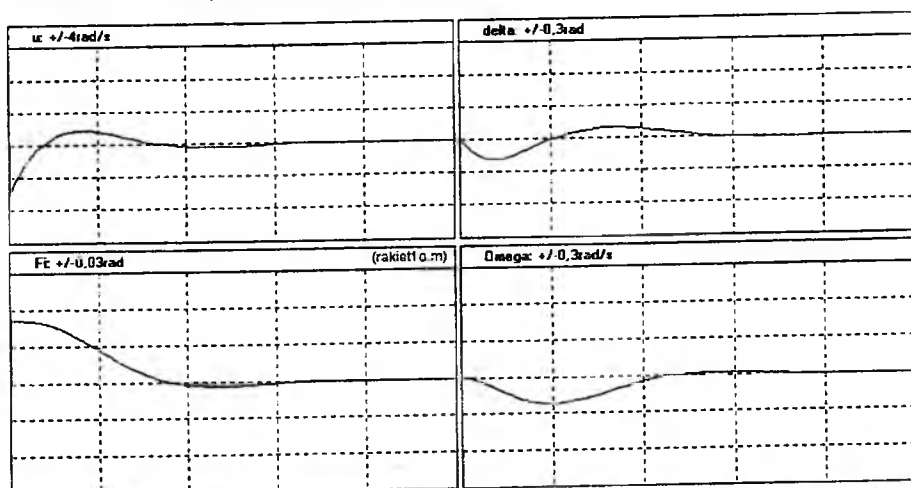


Rys.4c. Przebiegi odpowiadające regulatorowi LQ przy wagach: u_o i δ_o takich jak w regulatorze bazowym, a ϕ_o — zwiększonej o 50% w stosunku do wariantu bazowego ($K_1=24.256455$ $K_2=0.91618$ $K_3=5.399068$)

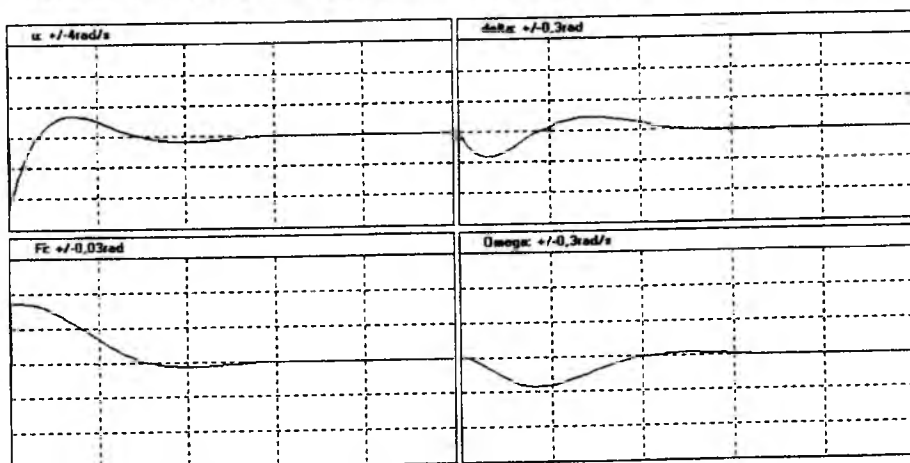
6.2. Wyniki projektowania regulatora metodą OM

Wzmocnienia K_2 i K_3 regulatora wyznaczamy ze wzorów (12) zakładając K metodą prób i błędów.

- 1) Bierzemy $K_1=20$ i obliczamy: $K_2=1.0025$ $K_3=5.773691$. W wyniku symulacji układu (rys.5a) stwierdzono, że przeregulowanie wynosi 8.13% oraz $IAE=0.0039$; $ISE=0.4835$; $ITAE=0.5977$; $ITSE=0.4605$.
- 2) Po kilku próbach dochodzimy do rozwiązania 3).
- 3) Przy $K_1=23.25$ otrzymujemy: $K_2=1.164651$ i $K_3=6.583042$, odpowiada to przeregulowaniu 8.13% oraz $IAE=0.0034$; $ISE=0.4187$; $ITAE=0.4515$; $ITSE=0.3453$; $\min(u)=-3.1112$ (rys.5b).



Rys.5a. Przebiegi odpowiadające pierwszemu krokowi projektowania metodą OM

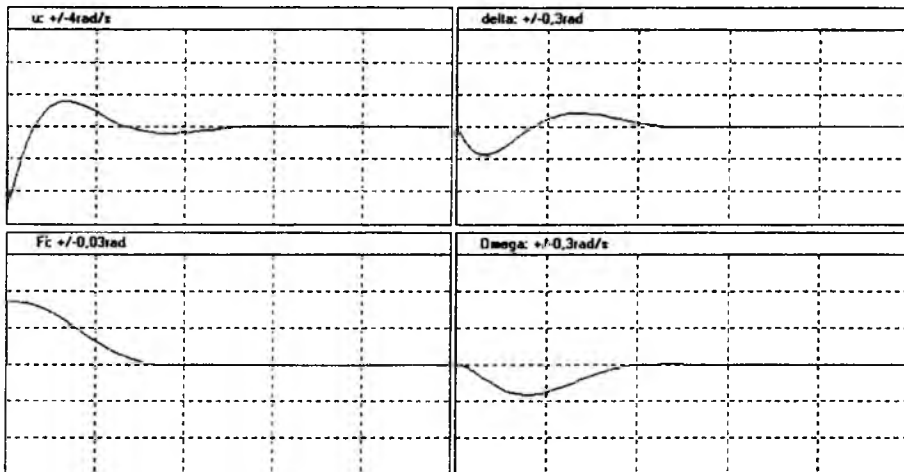


Rys.5b. Przebiegi odpowiadające regulatorowi zaprojektowanemu metodą OM

6.3. Poprawianie wyników projektowania regulatora metodą symulacji

W układzie stabilizacji rakiety wymaga się przebiegów szybkich bez przeregulowań – uzyskuje się je najłatwiej optymalizując nastawy regulatora metodą symulacji. Rozwiązanie zadowalające uzyskuje się w ciągu kilku minut poprawiając wariant wstępny zaprojektowany metodą LQ lub metodą OM.

Metodą symulacji poprawiono warianty wstępne zaprojektowane metodami OM i LQ uzyskując przebiegi przedstawione odpowiednio na rys.6 i 7. W obu przypadkach, symulacyjnie uzyskano bez trudu przebiegi aperiodyczne szybko tłumione. Jednakże uzyskanie rozwiązania wstępnego metodą LQ było bardziej pracochłonne niż w metodzie OM.



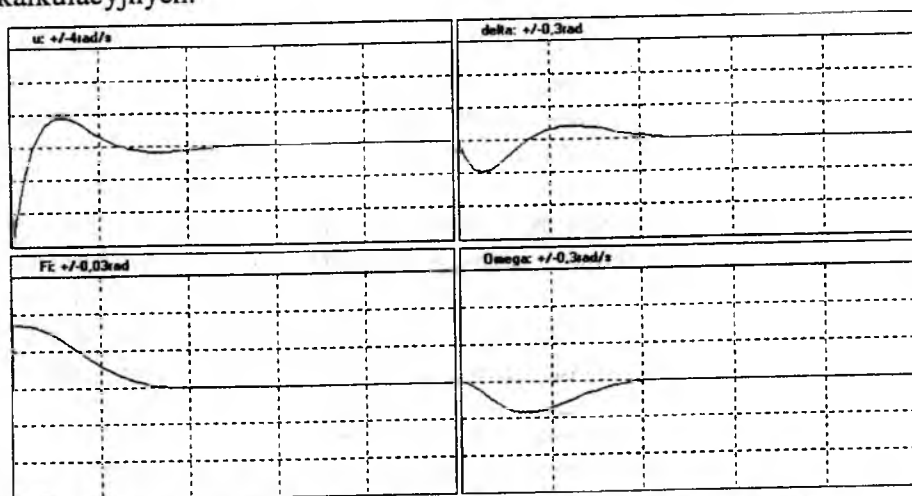
Rys.6. Przebiegi uzyskane w wyniku symulacyjnego poprawiania rezultatów projektowania regulatora metodą OM ($K_1=23.25$ $K_2=1.4$ $K_3=6$),
IAE=0.0032 ISE=0.4097 ITAE=0.3552 ITSE=0.3453 $\max|u|=3.4086$

6. Wnioski i zakończenie

Obydwie zastosowane metody („klasyczna” OM i „nowoczesna” LQ) dają bardzo podobne rezultaty projektowania rakiety, wymagające jednakże weryfikacji symulacyjnej. Przy okazji zastosowania symulacji przeprowadza się szlif projektu uzyskując pożądane wyniki projektowania. Pracochłonność metody LQ jest znacznie większa w porównaniu z metodą OM.

W metodzie OM małe przeregulowanie jest zapewnione przez meto-

dę, a obliczenia są nieskomplikowane zwłaszcza przy użyciu programów kalkulacyjnych.



Rys.7. Przebiegi uzyskane w wyniku symulacyjnego usprawniania rezultatów projektowania regulatora metodą LQ ($K_1=30$ $K_2=1.4$ $K_3=6.1993$)
 $IAE=0.0030$ $ISE=0.3922$ $ITAE=0.3258$ $ITSE=0.3047$ $\max|u|=4.5443$)

W metodzie LQ wagi wskaźnika jakości dobiera się metodą prób i błędów, za każdym razem wykonując pracochłonne obliczenia związane z rozwiązywaniem równania Riccati'ego.

Reasumując można stwierdzić, że projektowanie regulatorów metodą „klasyczną” OM jest konkurencyjne w porównaniu z metodą „nowoczesną” LQ. Obydwie metody zasługują więc na miano współczesnych!

Bibliografia

1. Kurman K. J., *Problematyka kompensacji zakłóceń*, w Pracy zbiorowej „Dynamika maszyn. Regulacja drgań w maszynach”, Ossolineum 1978, str. 267-301.
2. Bryson A. E., Ho Y. C., *Applied Optimal Control*, Blaisdell Publ. Co, Waltham Mass. 1969.
3. Tou J. T., *Nowoczesna teoria sterowania*, WNT Warszawa 1967.
4. Marusak A.J., Górecki R., *Automatyka i robotyka* — rozdz. 8 w cz.1 Poradnika inżyniera elektryka, WNT Warszawa, wyd. I – 1993 lub wyd. II – 1999, s. 424-426.
5. Power H.M., Simpson R.J., *Introduction to Dynamics and Control*, McGraw-Hill Book Company (UK) Limited 1968.
6. Stevens B. L., Lewis F. L., *Aircraft control and simulation*, John Wiley & Sons, Inc. 1992.

WYKORZYSTANIE KONCEPCJI ZINTEGROWANYCH LOTNICZYCH UKŁADÓW NAWIGACYJNYCH W NAWIGACJI LĄDOWEJ

Janusz Narkiewicz, Krzysztof Gajda, Jacek Rogoski
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
Politechnika Warszawska

W referacie omówione są zagadnienia związane z integracją urządzeń pomiarowych w układach nawigacyjnych przeznaczonych dla obiektów poruszających się po powierzchni Ziemi.

1. Wprowadzenie.

Treścią tej pracy jest analiza zagadnień związanych z opracowaniem koncepcji układu nawigacyjnego dla pojazdów poruszających się po powierzchni Ziemi. Jest to pierwszy etap badań, których wynikiem było opracowanie dwu zintegrowanych układów nawigacyjnych dla pojazdów samochodowych.

Wraz z powstaniem i rozwojem Globalnego Systemu Pozycyjnego GPS pojawiła się możliwość prostego i dokładnego wyznaczania pozycji obiektów na całej kuli ziemskiej przez 24 godziny na dobę. Znikła konieczność obsługi wyspecjalizowanych urządzeń technicznych, co kreuje nowe sposoby wykorzystania układów nawigacyjnych i przyciąga nowych użytkowników zarówno cywilnych jak też wojskowych. Wykorzystanie

urządzeń nawigacyjnych w niestandardowych zastosowaniach (sterowanie robotów, wspomaganie niewidomych, turystyka piesza) jest obecnie przedmiotem ożywionego zainteresowania, a układy nawigacji lądowej należą do najszybciej rozwijających się obecnie urządzeń nawigacyjnych.

Ze względu na ograniczenia działania (m. in. konieczność obserwacji dużej części sfery niebieskiej i właściwej konfiguracji przestrzennej satelitów w chwili obserwacji) dość często informacje odbierane z układu GPS wymagają uzupełnienia wynikami pomiarów z innych urządzeń. Prowadzi to do konieczności tworzenia układów zintegrowanych w których korzysta się z wielu źródeł informacji nawigacyjnych.

Zadanie budowy układów zintegrowanych ułatwia coraz większa dostępność sprzętu obliczeniowego i łatwość jego programowania. Nowoczesne środki łączności, w tym telefonia komórkowa i internet sprawiają, że informacja nawigacyjna może być przekazywana bez dodatkowej, wyspecjalizowanej infrastruktury.

Te wszystkie czynniki powodują zacieranie się różnic między metodami stosowanymi przez profesjonalnych użytkowników układów nawigacyjnych w różnych działach transportu (lotniczym, morskim i lądowym), a nawigacja staje się działem techniki, którego podstawy są takie same we wszystkich zastosowaniach [1].

Przenoszenie koncepcji, metod i doświadczeń praktycznych z odrębnych dotychczas działów nawigacji do wspólnej dziedziny "zintegrowanych układów nawigacyjnych" jest obecnie przedmiotem intensywnych badań [2]. "Nawigacja lotnicza" ma szczególnie wiele do zaoferowania w tym zakresie.

Przeprowadzona w dalszej części pracy analiza dotyczy głównie zagadnień integracji urządzeń pomiarowych w układach nawigacyjnych przeznaczonych dla obiektów poruszających się po powierzchni Ziemi, w szczególności pojazdów samochodowych [3], [4].

2. Funkcje systemu nawigacyjnego

Układ nawigacyjny wykonuje zazwyczaj trzy grupy zadań: uzyskanie i przetworzenie informacji nawigacyjnej dotyczącej obiektu, transmisja informacji do użytkownika oraz wypracowanie decyzji co do dalszych działań dotyczących ruchu obiektu. Tradycyjnie w pierwszej grupie zadań

wyznaczana jest pozycja (położenie) obiektu w układzie współrzędnych nawigacyjnych, aczkolwiek w nowoczesnych urządzeniach mierzone są także prędkość i orientacja (położenie) przestrzenna obiektu. Druga grupa zadań - transmisja informacji nawigacyjnej - wymaga środków łączności z centrami zarządzania ruchem pojazdów, kontroli ruchu statków powietrznych lub dowodzenia flotą okrętów morskich. Zadania dodatkowe to planowanie i optymalizacja dalszej trasy obiektu; są to funkcje ściśle związane z przeznaczeniem danego układu nawigacyjnego i najbardziej "widoczne" dla potencjalnego użytkownika.

W literaturze wyodrębnia się niekiedy *lokalizację*, a więc określanie pozycji obiektów i przekazanie o niej informacji do centrum oraz *nawigację* czyli określanie pozycji i wyznaczanie dalszej trasy obiektu. Prowadzone w ramach tej pracy badania dotyczą zagadnień nawigacji, w tym określenia pozycji obiektu ruchomego.

Z tego punktu widzenia funkcji, jakie spełniają układy nawigacyjne w różnych warunkach w którym odbywa się podróż, zazwyczaj wyróżnia się nawigację morską, lotniczą i kosmiczną oraz lądową.

Nawigacja morska ma największe tradycje historyczne i doświadczenie praktyczne w określaniu położenia obiektu. Głównym czujnikiem pomiarowym i przetwornikiem układu był sam nawigator obsługujący namiernik, sekstant i log. Ze względu na stosunkowo małe prędkości ruchu, nawigator mógł poświęcić odpowiednią ilość czasu na wykonanie obliczeń parametrów nawigacyjnych. Z powodu dość monotonnego otoczenia w którym odbywa się podróż (za wyjątkiem żeglugi w pobliżu brzegów lub obszarów nasilonego ruchu) w żegludze morskiej od dawna obowiązuje zasada wykorzystania wszelkich dostępnych informacji dla wyznaczenia pozycji okrętu. Wypracowano też efektywny system gromadzenia doświadczeń i wiedzy praktycznej (księgi locji, nawigacja meteorologiczna) oraz metody ich aktualizacji.

Nawigacja lotnicza i kosmiczna podlega ostrym wymaganiom technicznym ze względu na duże prędkości podróży i wynikające stąd szybkie zmiany sytuacji. Jednocześnie dopływ informacji wzrokowych do nawigatora jest zazwyczaj niewystarczający i muszą być stosowane wyspecjalizowane urządzenia nawigacyjne wspomagające jego pracę. Dotyczy to zarówno urządzeń na statku powietrznym, jak też infrastruktury

naziemnej. Urządzenia nawigacji lotniczej charakteryzują się największą dokładnością, wyrafinowaniem sprzętu, a co za tym idzie kosztem urządzeń.

Nawigacja lądowa dotyczy różnorodnych obiektów poruszających się w różnych warunkach po powierzchni Ziemi (pieszy turysta w górach, samochód na ulicy miejskiej, pojazd wojskowy na pustyni), tak więc układy nawigacji lądowej muszą spełniać specyficzne wymagania techniczne. Biorąc pod uwagę liczbę użytkowanych pojazdów lądowych, najbardziej perspektywnym obszarem zastosowania jest nawigacja samochodowa i można oczekiwać jej masowego stosowania.

Wymagania dotyczące nawigacji samochodowej także mogą być bardzo rygorystyczne. Na przykład zjazd z drogi o szerokości 6 m w ciągu 10 sekund przy prędkości samochodu 60 km/h odpowiada zmianie kierunku ruchu o 1.031^0 , a więc jest na poziomie współczesnych radionamierników wysokiej klasy.

Oferowane systemy nawigacji samochodowej można podzielić na dwie grupy: systemy **indywidualne** przeznaczone dla pojedynczego użytkownika oraz systemy **zbiorowe** wykorzystywane do zarządzania grupą pojazdów. W obu tych grupach podstawą działania są układy techniczne mierzące parametry nawigacyjne na podstawie których wyznaczona zostanie pozycja. Bogactwo informacji z otoczenia i urządzeń umieszczonych na samym pojeździe pozwala na wykorzystanie do określania pozycji praktycznie wszystkich metod stosowanych w nawigacji.

3. Sposoby określania pozycji w nawigacji

Pod względem metod wyznaczania pozycji można wyróżnić trzy rodzaje nawigacji: *nawigację pozycyjną*, w której informacja nawigacyjna zawiera pozycję bezpośrednio, *nawigację zliczeniową* w której pozycja otrzymywana jest w wyniku zliczania przebytej drogi oraz *nawigację obserwacyjno-porównawczą* w której pozycja otrzymywana jest w wyniku porównanie wzorca z obiektem.

Nawigacja pozycyjna jest stosowana najczęściej i obejmuje metody związane z określaniem linii pozycyjnych, a więc linii na których wartość parametru nawigacyjnego jest stała i ich punktów wspólnych. Parametrem nawigacyjnym jest w tym przypadku zazwyczaj namiar lub odległość od

punktów o znanych współrzędnych.

W *nawigacji zliczeniowej* określany jest wektor przesunięcia obiektu od znanego punktu początkowego. Mierzona jest zazwyczaj przebyta droga i kurs. Dąży się do tego, aby autonomiczne układy pomiarowe znajdowały się na obiekcie. W nawigacji lotniczej zazwyczaj stosowane są układy bezwładnościowe, w których mierzony jest wektor przyspieszeń i prędkości kątowej obiektu.

Nawigacja obserwacyjno-porównawcza polega na porównywaniu wzorca otoczenia z wynikami pomiaru. Zazwyczaj informacja nawigacyjna wynika z parametrów jednego z fizycznych pól Ziemi: magnetycznego, grawitacyjnego lub kształtu. Ten ostatni przypadek stosowany jest w układach statków powietrznych manewrujących wzdłuż rzeźby terenu. Biorąc pod uwagę coraz większą dostępność układów pomiarowych i perspektywę zmniejszenia ich ceny w przyszłości ten rodzaj nawigacji także może znaleźć zastosowanie w pojazdach lądowych.

Wykorzystanie różnych metod określania pozycji i źródeł informacji nawigacyjnej prowadzi do koncepcji układów zintegrowanych.

4. Układy nawigacyjne zintegrowane

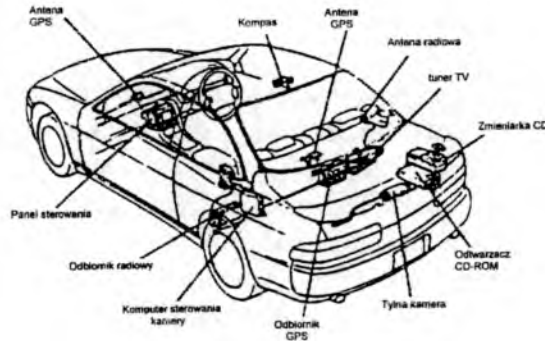
Celem integracji różnych informacji nawigacyjnych jest poprawa własności eksploatacyjnych całego układu, takich jak:

- niezawodność działania, ze względu na wykorzystanie różnych zasad fizycznych do wyznaczania pozycji - dostosowanie do warunków otoczenia
- ciągłość pracy ze względu na zwielokrotnienie źródeł informacji nawigacyjnej
- dokładność pomiaru, przez filtrację sygnału lub przetwarzanie sygnałów z różnych źródeł
- częstotliwość określania pozycji.

Integracja układów nawigacyjnych wymaga rozpatrzenia trzech podstawowych kwestii:

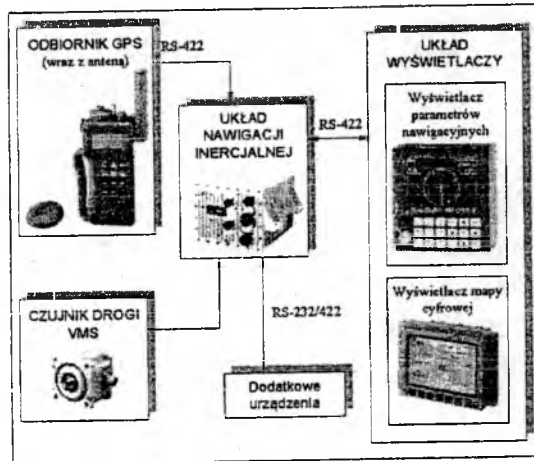
- rodzaju urządzeń tworzących zintegrowany układ
- sposobu ich współpracy
- algorytmu przetwarzania wyników pomiarów.

Dlatego dla każdego rodzaju poruszającego się obiektu należy przeanalizować dobór możliwych do wykorzystania czujników, wybrać najlepszy zestaw czujników i urządzeń pomiarowych zakładając uzyskiwanie informacji nawigacyjnej ze wszystkich dostępnych źródeł [4].



Rys. 1. Elementy systemu Electro-Multivision firmy Toyota

Na Rys.1 przedstawiono zestawienie możliwych do wykorzystania na pojeździe lądowym źródeł informacji nawigacyjnej. Niektóre z tych układów dają te same parametry nawigacyjne (np. pomiar drogi lub kierunku ruchu), co może być wykorzystane dla zwiększenia dokładności pozycji.



Rys. 2. Elementy składowe zintegrowanego systemu nawigacji lądowej firmy LITEF

Standardowy oferowany ogólnodostępny układ nawigacji samochodowej zawiera tylko odbiornik GPS. Inne bardziej złożone układy nawigacji lądowej, oprócz GPS, zawierają także INS (Rys.2).

Proponowane jest także wykorzystanie urządzeń nawigacji obserwacyjno – porównawczej.

Sposób współpracy urządzeń w ramach jednego systemu dotyczy metod przetwarzania sygnałów pomiarowych. Bogate doświadczenie zebrano na temat współpracy układów INS/GPS [5]. Ma to o tyle znaczenie, że cena układów nawigacji inercjalnej rośnie wraz z klasą urządzeń pomiarowych. W zastosowaniach popularnych należy oczekiwać wykorzystania układów tanich o niskich parametrach, a więc istotna jest korekcja i filtracja ich sygnałów wejściowych.

Metody integracji opracowane dla potrzeb integracji układów INS/GPS mogą być przeniesione także na inne układy zliczeniowe.

Podstawowym algorytmem przetwarzania sygnałów we współczesnych układach nawigacyjnych pomiarowych jest filtr Kalmana, stosowany do eliminowania szumów pomiarowych. Różne rodzaje filtru Kalmama można znaleźć w literaturze.

Podsumowanie

W ostatnim okresie następuje przenoszenie metod nawigacji z dziedzin tradycyjnie je wykorzystujących do układów popularnych. Oczywiście podstawą działania takich układów będzie system nawigacji satelitarnej GPS, jako najdokładniejszy o najszerszym zasięgu działania. Jednak można oczekiwać, że przyzwyczajenie użytkowników do korzystania z wielu układów nawigacyjnych spowoduje ich zastosowanie, w przypadku zaniku sygnału GPS. Dlatego wspomaganie GPS innymi metodami i urządzeniami jest przedmiotem licznych prac. Przegląd zagadnień dokonanych w tym referacie był podstawą koncepcji dwóch układów nawigacji lądowej przedstawionych na tej konferencji [6] [7].

Bibliografia

1. Narkiewicz J., *Podstawy układów nawigacyjnych*, WKŁ, 1999
2. Narkiewicz J., Gajda K., Rogoski J., *Integracja elementów pomiarowych w układach nawigacji lądowej*, II Sympozjum "Nawigacja Zintegrowana", Szczecin, Maj 2000
3. Gajda K., *Zintegrowany system nawigacji lądowej INS/GPS (ZSNL-KG)*, Praca Dyplomowa Magisterska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska 2000
4. Rogoski J., *System indywidualnej nawigacji lądowej SINL*, Praca Dyplomowa Magisterska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska 2000
5. Parkinson B. W., Spilker Jr. J. J.: *Global Positioning System: Theory and Applications*, tom I część IV, rozdział 7: GPS and Inertial Integration, American Institute of Astronautics and Aeronautics, Inc, Waszyngton 1996
6. Gajda K., Narkiewicz J., *Metody integracji układów INS/GPS*, IX Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa, maj 2000
7. Rogoski J., Narkiewicz J., *Wykorzystanie trójosiowej sondy magnetycznej w układzie zintegrowanym z GPS*, IX Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”
Warszawa, maj

BADANIE WPŁYWU WILGOTNOŚCI POWIETRZA NA OPŁYW MODELU W TUNELU AERODYNAMICZNYM

Zbigniew Nosal, Witold Selerowicz
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW
e-mail: znos@meil.pw.edu.pl

W pracy przedstawiono badania wpływu wilgotności powietrza na opływ modelu w tunelu aerodynamicznym dużych prędkości. Obejmowały one pomiary rozkładów i przebiegów ciśnień oraz wizualizacje pola przepływu na profilu NACA 0012 dla zmiennych parametrów powietrza zasilającego tunel. Wyniki pozwoliły zlokalizować i zilustrować zjawiska przepływowe, które są najbardziej wrażliwe na wpływ wilgotności.

1. Wstęp

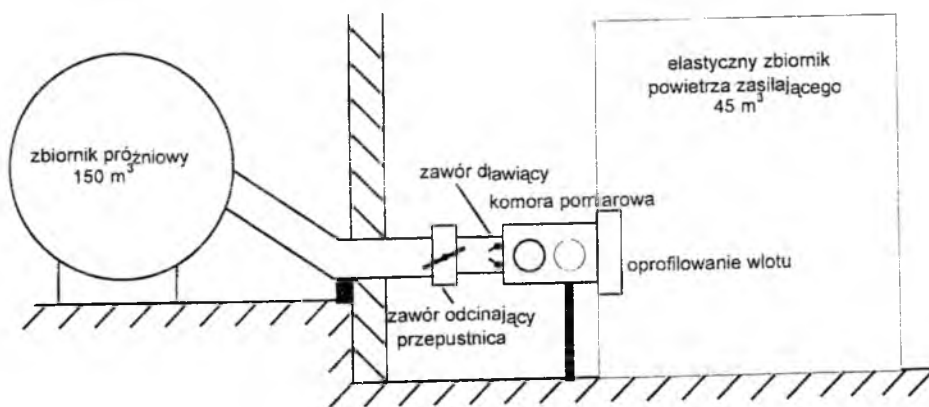
Powietrze zasilające tunel aerodynamiczny dużych prędkości w czasie przepływu kanałem oraz opływając model, znacznie zmienia swoje parametry. Powoduje to zmianę wilgotności względnej i często prowadzi do kondensacji pary wodnej, związanego z tym wywiązywania ciepła oraz przepływów wielofazowych. Wpływ tych zjawisk na mierzone parametry i strukturę przepływu zależy od wilgotności powietrza oraz prędkości w komorze pomiarowej. Tunel aerodynamiczny ITLiMS umożliwia przeprowadzenie takich badań dla przepływów dwuwymiarowych w szerokim zakresie wilgotności powietrza zasilającego (wilgotność względna 7% do 95%), dzięki zbiornikowi elastycznemu zainstalowanemu na jego wlocie. W zbiorniku tym przygotowuje się powietrze o żądanej wilgotności i temperaturze, zaś zawór dławiący tunelu steruje prędkością przepływu niezaburzonego.

Zjawiska przepływowe powietrza wilgotnego były badane m.in. w pracy [1] w zakresie modelowania teoretycznego oraz badań doświadczalnych dla dyszy Laval'a jak i symetrycznego opływu profilu. Praca [2] stanowi rozwinięcie tych badań, omawiając dodatkowo zjawiska występujące w tunelu kriogenicznym. Z kolei praca [3] zajmuje się oddziaływaniem wilgotności na współczynniki oporu i siły nośne, pokazując wpływ występujących zjawisk na charakterystyki aerodynamiczne.

2. Układ pomiarowy

Badania były wykonane w tunelu dużych prędkości ITLiMS PW na modelu profilu NACA 0012. Obejmowały pomiary rozkładów ciśnień na powierzchni modelu w płaszczyźnie symetrii oraz wizualizację pola przepływu metodą cieniową ze światłem ciągłym i błyskowym.

Tunel aerodynamiczny



Rys. 1 Schemat tunelu transonicznego

Tunel działa na zasadzie zasysania powietrza do zbiornika próżniowego poprzez układ wlotowy, komorę pomiarową, zawór dławiący i odcinający (rys. 1). Wielkość zasysanego wydatku reguluje zawór dławiący, który spełnia rolę gardzieli krytycznej i jest nastawiany przed rozpoczęciem dmuchu. Formowanie odpowiedniego rozkładu prędkości jest realizowane oprofilowaniem wlotu oraz perforacją dolnej i górnej ścianki komory. Ścianki te mają możliwość niewielkiej zmiany kąta ustawienia, co pozwala kompensować warstwę przyścienną. Mocowanie modelu oraz wyprowadzenie sygnałów pomiarowych

odbywa się przez ścianki boczne, które są modułami demontowalnymi. Posiadają one otwory kołowe, w które wstawiane są odpowiednie okna pomiarowe (wizualizacja przepływu lub pomiary rozkładów ciśnień). Wymiana modelu oraz ustawienie konfiguracji pomiarowych odbywa się poprzez okna lub demontaż paneli komory.

Uruchomienie tunelu polega na pełnym otwarciu szybkiego zaworu odcinającego (przepustnica) po wcześniejszym odpowiednim nastawieniu zaworu dławiącego. Układ pomiaru ciśnień i wizualizacji włącza się automatycznie, po ustaleniu się warunków przepływu, przy pomocy układu sterowania. Tunel jest wyłączany automatycznie po określonym regulowanym czasie pracy lub osiągnięciu maksymalnego dopuszczalnego ciśnienia w zbiorniku próżniowym.

Powietrze zasysane jest ze zbiornika elastycznego, w którym wcześniej ustala się odpowiednie parametry wilgotności i temperatury. Polega to na wypełnieniu zbiornika elastycznego powietrzem osuszonym, pochodzącym z układu sprężarki BS 51 Kaeser, a następnie rozpyleniu przy pomocy atomizera odpowiedniej ilości wody potrzebnej do uzyskania planowanej wilgotności. Jednorodne parametry powietrza w zbiorniku zapewnia ciągłe jego mieszanie przy pomocy wentylatora.

Podstawowe parametry tunelu:

- zakres regulacji prędkości Mach 0.4 – 0.9
- wymiary komory pomiarowej maksymalnie 480 x 100 mm
- ścianki górna i dolna prostoliniowe, przepuszczalne, perforowane wzdłużnymi szczelinami o przepuszczalności 10%
- czas dmuchu regulowany 0.1 do 1 sekundy

Model profilu NACA 0012

Model wykonany był z metalu o cięciwie 120 mm. Posiadał 22 otwory drenujące odpowiednio rozłożone wzdłuż cięciwy, które kończyły się w płaszczyźnie symetrii otworkami o średnicy 0.3 mm. Kanały drenujące była tak wykonane, by zminimalizować objętość szkodliwą między punktem pomiarowym na powierzchni modelu a czujnikiem.

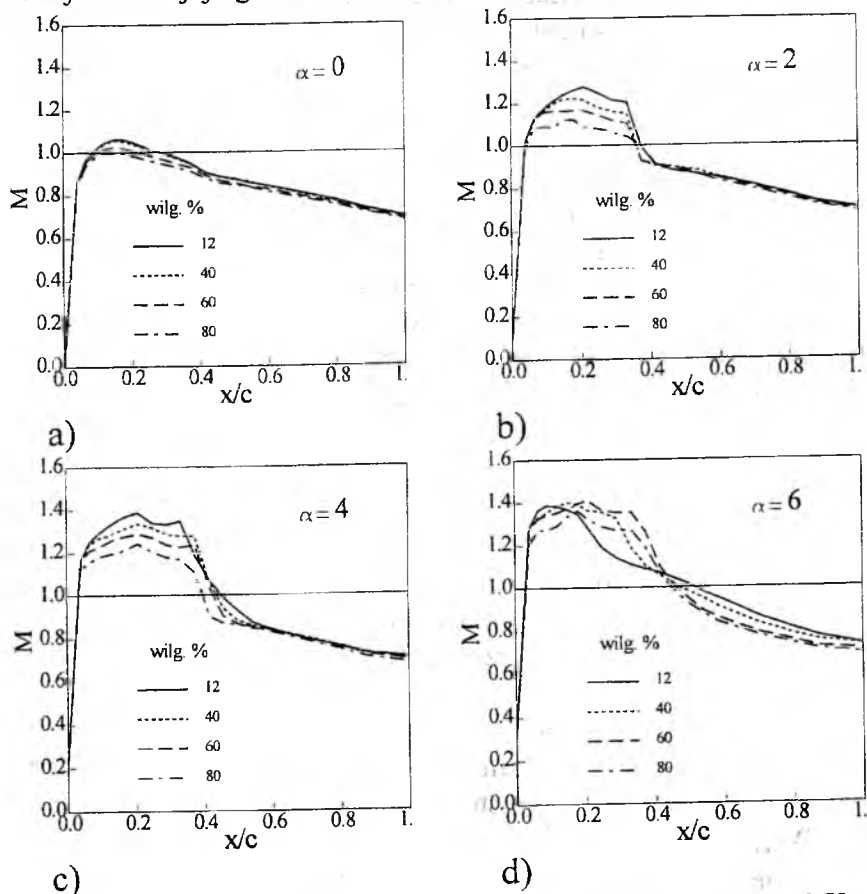
Pomiary rozkładów ciśnień

Ciśnienia w płaszczyźnie symetrii modelu mierzone były skanerem ciśnienia EPS firmy Pressure System z dwoma kanałami po 16 punktów pomiarowych. Częstotliwość próbkowania skanera pozwalała mierzyć szybko zmienne w czasie przebiegi ciśnień. Pozwalało to stwierdzić występowanie wszelkich oscylacji lub powstawania obszarów oderwania.

3. Wyniki pomiarów

Badania profilu wykonane dla różnych prędkości przepływu w komorze pomiarowej wykazały istotny wpływ wilgotności powietrza na opływ, potęgający się ze wzrostem liczby Macha. Dodatkowo wpływ wilgotności wzrastał, gdy następowało pojawienie się przepływu transonicznego oraz z natężeniem zjawisk wtedy występujących.

Transoniczny opływ profilu charakteryzuje się występowaniem obszaru przepływu naddźwiękowego zamkniętego falą uderzeniową. Ze wzrostem liczby Macha przepływu niezaburzonego, obszar naddźwiękowy powiększa się szczególnie w kierunku krawędzi spływu, a intensywność zamykającej go fali uderzeniowej wzrasta. Oddziaływanie fali uderzeniowej z coraz grubsza warstwą przysięnną powoduje dalsze jej zgrubienie, a w końcu oderwanie. Podobny przepływ



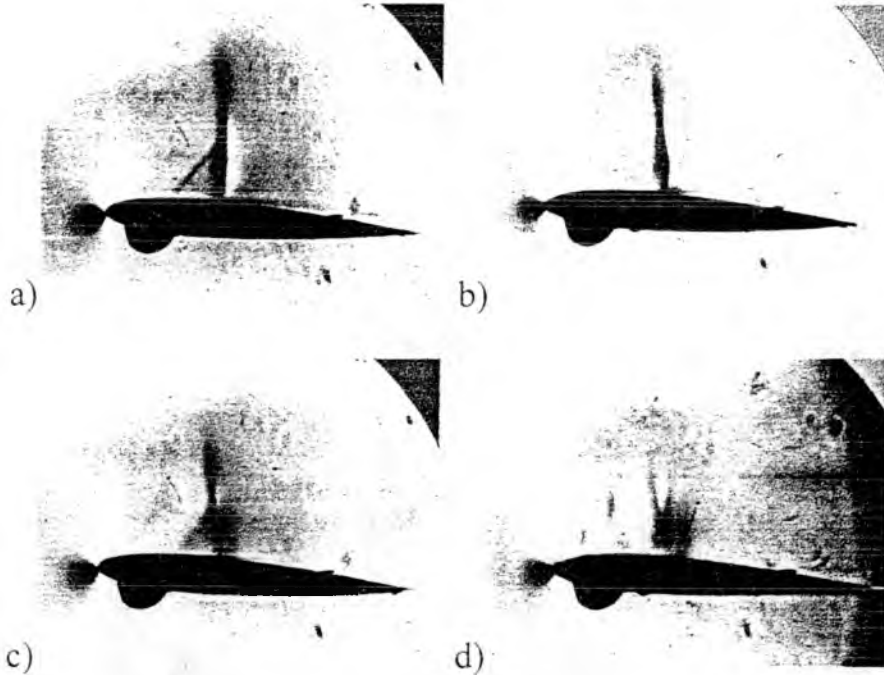
Rys. 2 Rozkłady liczby Macha dla różnych wilgotności powietrza $M=0.78$
 a) $\alpha=0^\circ$, b) $\alpha=2^\circ$, c) $\alpha=4^\circ$, d) $\alpha=6^\circ$

powstaje przy stałej liczbie Macha, gdy zwiększany jest kąt natarcia profilu. Jednak w tym przypadku ruch fali w kierunku krawędzi spływu jest mniejszy, choć jej intensywność może być większa.

Rysunki 2 przedstawiają wpływ wilgotności na przepływ przy stałej liczby Macha $M=0.78$ i przy zmiennym kącie natarcia. Zamieszczone wyniki zawierają pomiary wykonane dla czterech kątów natarcia $\alpha = 0^\circ$, 2° , 4° i 6° oraz czterech wilgotności względnych: $\varphi=12\%$, 40% , 60% i 80% przy temperaturze 23° .

Dla kąta natarcia 0° (rys.2a) lokalnie osiąga się przepływ krytyczny, lecz obszar ten nie jest zamknięty falą uderzeniową. W tym przypadku wpływ wilgotności jest stosunkowo niewielki.

Wzrost kąta natarcia intensyfikuje zjawiska typowo transoniczne (rys. 2b i 2c) i tutaj wpływ wilgotności powietrza jest duży, poczynając od około 30% . Jej zwiększanie zmniejsza zakres rozprężania w przepływie naddźwiękowym oraz jego obszar, zamykająca fala uderzeniowa obniża swoją intensywność i przesuwa się w kierunku krawędzi natarcia. W przypadku fali o mniejszej intensywności następuje jej zniekształcenie polegające na szybszym przesuwaniu się fali prostopadłej niż stopy

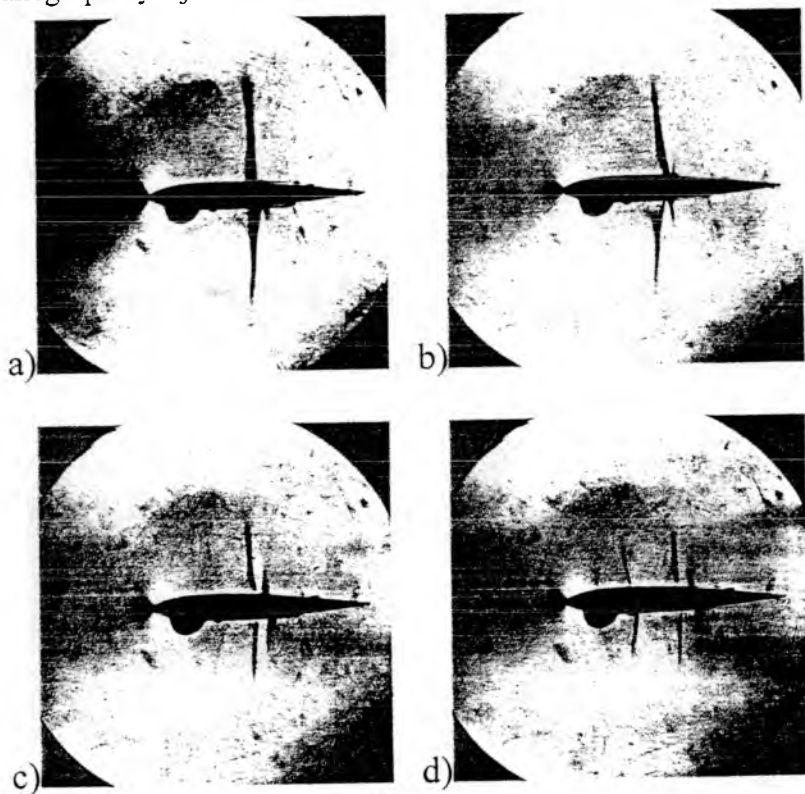


Rys. 3 Wizualizacja opływu przy różnej wilgotności powietrza $M=0.78$, $\alpha=4^\circ$

a) $\varphi=12\%$, b) $\varphi=40\%$, c) $\varphi=60\%$, d) $\varphi=80\%$

lambda, co ilustrują wizualizacje przedstawione na rysunku 3. Dalszy wzrost wilgotności powoduje pojawienie się struktur podobnych do zestawu fal lambda co jest szczególnie widoczne przy wilgotności 80% (rys. 3d). Na rozkładach prędkości to zjawisko objawia się charakterystycznym falowaniem liczby Macha.

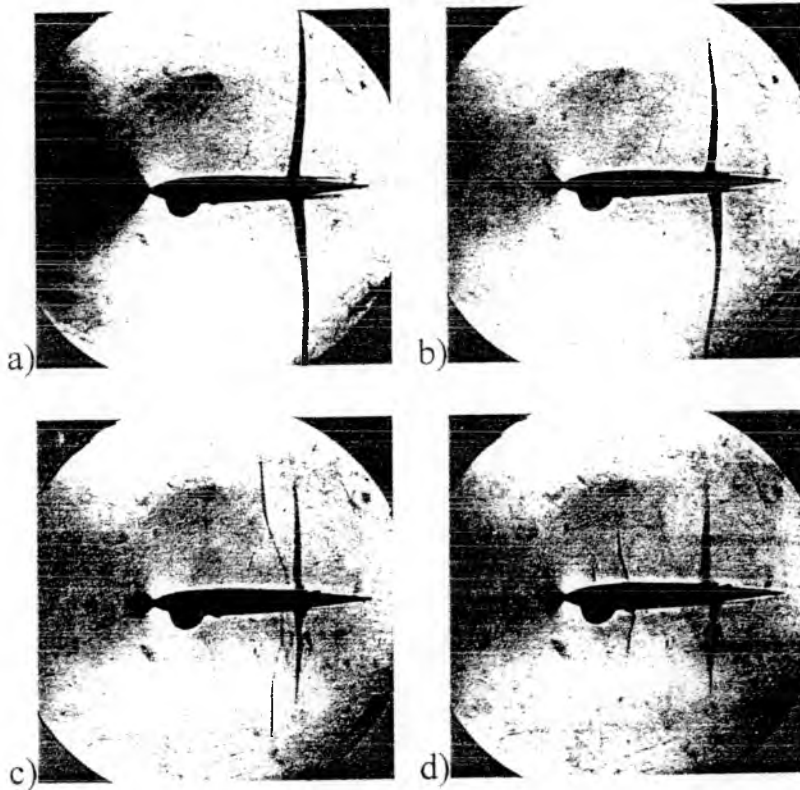
Rysunek 2d przedstawia przepływ dla kąta natarcia 6° z intensywną falą uderzeniową i oderwanie warstwy przyściennej z charakterystycznym rozkładem prędkości za falą lambda. Podobnie jest to widoczne dla powietrza suchego na rysunku 2c i wizualizacji 3a (kąta natarcia 4°). Zwiększanie wilgotności powoduje zmniejszenie obszaru oderwania, a w końcu przyklejenie przepływu. W wyniku następuje znaczne skokowe przesunięcie fali uderzeniowej w kierunku krawędzi spływu. Tutaj wilgotność powietrza znacznie wpływa na rozkłady prędkości zarówno przed falą jak i za falą. Po przyklejeniu przepływu jego zachowanie wraz ze wzrostem wilgotności jest podobne do tego opisanego powyżej.



Rys. 4 Wizualizacja opływu przy różnej wilgotności powietrza $M=0.84$, $\alpha=0^\circ$

a) $\varphi=12\%$, b) $\varphi=40\%$, c) $\varphi=60\%$, d) $\varphi=80\%$

Wizualizacje pokazane na rys. 4 i 5 przedstawiają opływ profilu przy kącie natarcia $\alpha=0^\circ$ dla dwóch liczb Macha odpowiednio $M=0.84$ i $M=0.91$. Wzrost wilgotności powoduje niewielkie przesuwanie się fali uderzeniowej w kierunku krawędzi natarcia ze zmniejszaniem jej natężenia i obszaru objętego przepływem naddźwiękowym. Przy dużych wilgotnościach od około 60% występują skomplikowane struktury falowe (rys. 4c, 4d, 5c, 5d).



Rys. 5 Wizualizacja opływu przy różnej wilgotności powietrza $M=0.91$, $\alpha=0^\circ$
 a) $\varphi=12\%$, b) $\varphi=40\%$, c) $\varphi=60\%$, d) $\varphi=80\%$

4. Wnioski

W wyniku przeprowadzonej analizy można sformułować następujące wnioski dotyczące wpływu wilgotności na przepływ.

1. Wpływ wilgotności na przepływ jest stosunkowo niewielki w zakresie wilgotności względnej do około 25%.

2. Wpływ ten wzrasta wraz z prędkością przepływu niezaburzonego.

3. Wpływ ten jest szczególnie istotny w zakresie transonicznym i nasila się z natężeniem zjawisk tam występujących. Obniża stopień rozprężania i wielkość obszaru przepływu naddźwiękowego, zmniejsza intensywność fali uderzeniowej i przesuwa ją w kierunku krawędzi natarcia, przeciwdziała zjawisku oderwania przepływu, tworzy przy dużych wilgotnościach skomplikowane struktury falowe objawiające się zmiennością rozkładu ciśnienia w obszarze naddźwiękowym

Bibliografia

- [1] Schnerr, G.H., and Dohrmann, U. *Transonic Flow Around Airfoils with Relaxation and Energy Supply by Homogeneous Condensation*. AIAA Journal, Vol.28, No.7, pp. 1187-1193, 1990.
- [2] Schnerr, G.H., and Dohrmann, U. *Drag and Lift in Nonadiabatic Transonic Flow*. AIAA 91-1716. Proceedings, AIAA 22 nd Fluid Dynamics, Plasma Dynamics & Lasers Conference, June 24-26, 1991, Honolulu, pp.1-9.
- [3] Schnerr, G.H. *Transonic Aerodynamics Including Strong Effects from Heat Addition*. ComputerFluids, Vol.22, No.2/3, pp. 103-116, 1993.

WPŁYW STRZELANIA SERIAMI POWTARZALNYMI Z DZIAŁKA POKŁADOWEGO NA RUCH PRZESTRZENNY SAMOLOTU NA PRZYKŁADZIE I-22 „IRYDA”

ANETA OTRĘBSKA

JERZY MARYNIAK

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechnika

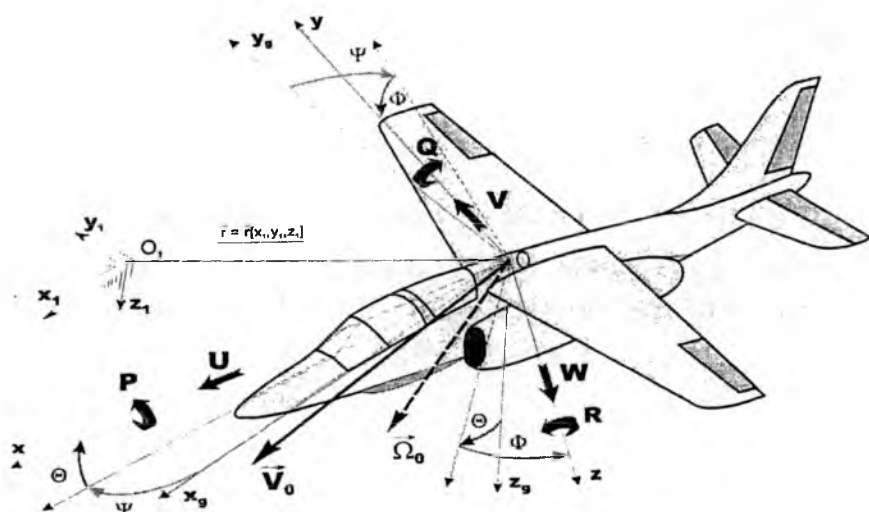
Warszawska, 00-665 Warszawa, ul. Nowowiejska 24

Streszczenie: W pracy przedstawiono model fizyczny i matematyczny samolotu w ruchu przestrzennym w czasie prowadzenia strzelania powtarzalnymi seriami z działka pokładowego

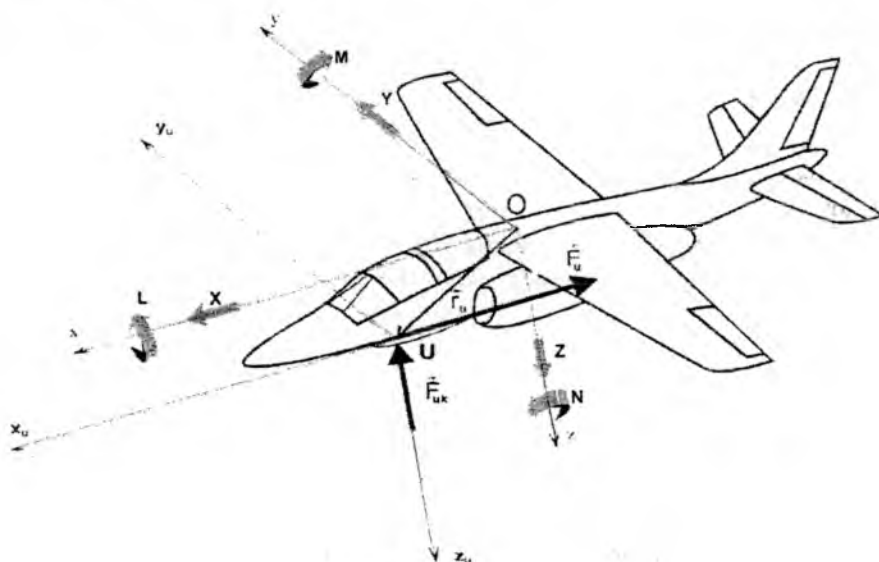
Model matematyczny został opracowany przy założeniu, że układ odniesienia jest związany z samolotem i jego początek pokrywa się z 0.25 SCA samolotu.

1. Wstęp

W pracy przedstawiono zmiany własności dynamicznych samolotu I-22 „Iryda” w ruchu przestrzennym w czasie prowadzenia strzelania powtarzalnymi seriami z działka pokładowego. Strzelanie prowadzone było 2 seriami po 6 strzałów w serii z 5 sekundową przerwą pomiędzy seriami.



Rys.1 Przyjęte układy odniesienia



Rys.2 Układ sił pochodzących od działka

2. Model matematyczny samolotu I-22 "Iryda" w ruchu przestrzennym z działkiem GSz-23Ł

2.1 Założenia modelu fizycznego

Samolot jest traktowany jako bryła sztywna o sześciu stopniach swobody, powierzchnie sterowe są ruchome i mają wpływ na siły i mo-

menty sił aerodynamicznych. Siły i momenty sił pochodzące od działka zostały wprowadzone zgodnie z węzłami mocowań działka.

2.2 Model matematyczny

Równania ruchu samolotu zostały wyprowadzone przy wykorzystaniu równań Boltzmana-Hamela dla mechanicznych układów o więzach holonomicznych z uwzględnianiem uproszczeń wynikających z modelu fizycznego, symetrii masowej oraz geometrycznej:

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & S_z & -S_y \\ 0 & m & 0 & -S_z & 0 & S_x \\ 0 & 0 & m & S_y & -S_x & 0 \\ 0 & S_z & -S_y & J_x & 0 & -J_{xz} \\ -S_z & 0 & S_x & 0 & J_y & 0 \\ S_y & -S_x & 0 & J_{xz} & 0 & J_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \\ \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -R & Q & 0 & 0 & 0 \\ R & 0 & -P & 0 & 0 & 0 \\ -Q & P & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -W & V & 0 & -R & Q \\ W & 0 & -U & R & 0 & -P \\ -V & U & 0 & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \\ P \\ Q \\ R \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \Theta \\ mg \cos \Theta \sin \Phi \\ mg \cos \Theta \sin \Phi \\ 0 \end{bmatrix} + \\ + (T_1 + T_2) \begin{bmatrix} \cos \varphi_{TZ} \\ \sin \varphi_{TZ} \\ -\cos \varphi_{TZ} \\ y_T \cos \varphi_{TZ} \sin \varphi_{TY} + z_T \sin \varphi_{TZ} \\ z_T \cos \varphi_{TZ} \\ x_T \sin \varphi_{TZ} - y_T \cos \varphi_{TZ} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ J_T \omega_T R \sin \varphi_{TZ} \\ -J_T \omega_T R \cos \varphi_{TZ} \\ J_T \omega_T (Q \cos \varphi_{TZ} - P \sin \varphi_{TZ}) \end{bmatrix} +$$

$$\begin{aligned}
 & \left[\begin{aligned}
 & -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{Xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{Ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{Za} \sin \alpha) + X_Q Q \\
 & \frac{1}{2} \rho S V_0^2 (-C_{Xa} \sin \beta + C_{Ya} \cos \beta) + Y_P P + Y_R R + Y_{\delta V} \delta V \\
 & -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 (C_{Xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{Ya} \sin \beta \sin \alpha - C_{Za} \cos \alpha) + Z_Q Q - Z_{\delta ZH} \delta ZH + Z_{\delta H} \delta H \\
 & -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 [Z_A (-C_{Xa} \sin \beta + C_{Ya} \cos \beta) + c(C_{mXa} \cos \beta \cos \alpha + C_{mYa} \sin \beta \cos \alpha - C_{mZa} \sin \alpha)] \\
 & + L_P P + L_R R + L_{\delta L} \delta L + L_{\delta V} \delta V \\
 & -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 [-Z_A (C_{Xa} \cos \beta \cos \alpha + C_{Ya} \sin \beta \cos \alpha - C_{Za} \sin \alpha + \\
 & X_A (C_{Xa} \cos \beta \sin \alpha + C_{Ya} \sin \beta \sin \alpha + C_{Za} \cos \alpha) + c(-C_{mXa} \sin \beta + C_{mYa} \cos \beta)] + M_Q Q + \\
 & + M_{\delta ZH} \delta ZH + M_{\delta V} \delta V \\
 & -\frac{1}{2} \rho S V_0^2 [X_A (-C_{Xa} \sin \beta + C_{Ya} \cos \beta) - c(C_{mYa} \cos \beta \sin \alpha + C_{mYa} \sin \beta \sin \alpha + C_{mZa} \cos \alpha)] \\
 & + N_P P + N_R R + N_{\delta V} \delta V + N_{\delta L} \delta L
 \end{aligned} \right] + \\
 & + \left[\begin{aligned}
 & -F_u \cos \varphi - F_{UK} \sin \varphi \\
 & 0 \\
 & F_u \cos \varphi + F_{UK} \cos \varphi \\
 & 0 \\
 & (F_u \cos \varphi + F_{UK} \cos \varphi) x_{UK} + (F_u \cos \varphi + F_{UK} \sin \varphi) z_{UK} \\
 & 0
 \end{aligned} \right]
 \end{aligned}$$

Powyższe równanie macierzowe zostało uzupełnione następującymi związkami prędkości liniowych i kątowych.

$$x_1 = U \cos \Theta \cos \varphi + V (\cos \varphi \sin \Theta \sin \phi - \cos \phi \sin \varphi) + W (\sin \phi \sin \varphi + \sin \Theta \cos \phi \cos \varphi)$$

$$y_1 = U \cos \Theta \sin \varphi + V (\sin \varphi \sin \Theta \sin \phi + \cos \phi \sin \varphi) + W (\sin \phi \sin \varphi \sin \Theta + \cos \phi \cos \varphi)$$

$$z_1 = -U \sin \Theta + V \cos \Theta \sin \phi + W \cos \Theta \cos \phi$$

$$\phi = P + Q \sin \phi \operatorname{tg} \theta + R \cos \phi \operatorname{tg} \theta$$

$$\theta = Q \sin \phi - R \sin \phi$$

$$\psi = Q \sin \phi \sec \theta + R \cos \phi \sec \theta$$

- wysokość lotu:

$$H = -z_1$$

- prędkość samolotu:

$$V_0^2 = U^2 + W^2 + V^2$$

- kąt natarcia:

$$\alpha = \operatorname{arctg} \frac{W}{U}$$

- kąt ślizgu:

$$\beta = \arcsin \frac{V}{V_0}$$

- zmiana gęstości powietrza: $\rho = \rho_0 \left(1 + \frac{z_1}{44300} \right)^{4,256}$

Wyżej przedstawione równanie macierzowe razem z powyższymi równaniami stanowi szczególny model matematyczny samolotu w ruchu przestrzennym, który pozwala na przeprowadzenie pełnej symulacji numerycznej zmian parametrów lotu samolotu w ruchu przestrzennym w trakcie prowadzonego strzelania z działka pokładowego.

3. Symulacja numeryczna

Program symulacyjny został zbudowany w języku Fortran 77

Obliczenia wykonano dla następujących warunków początkowych:

prędkość lotu $V_0=720$ [km/h],

wysokość lotu $H=6000$ [m],

kąt toru lotu $\gamma=0^\circ$,

kąt zaklinowania statecznika poziomego $\alpha_{ZH}=-2^\circ$,

masa samolotu $m=6.000$ kg,

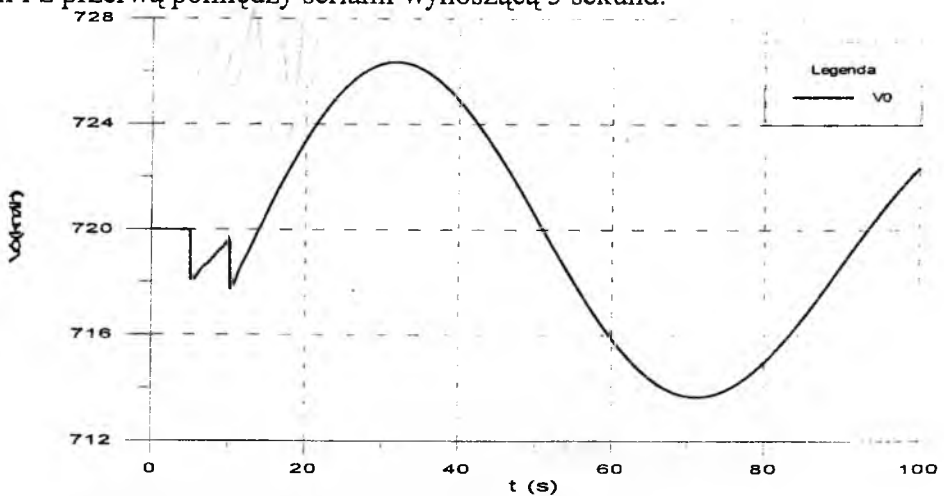
położenie środka masy SCA $x=22\%$

położenie działka od 1/4 SCA: $x_{odz}=3.076$ m, $z_{odz}=1.72$ m.

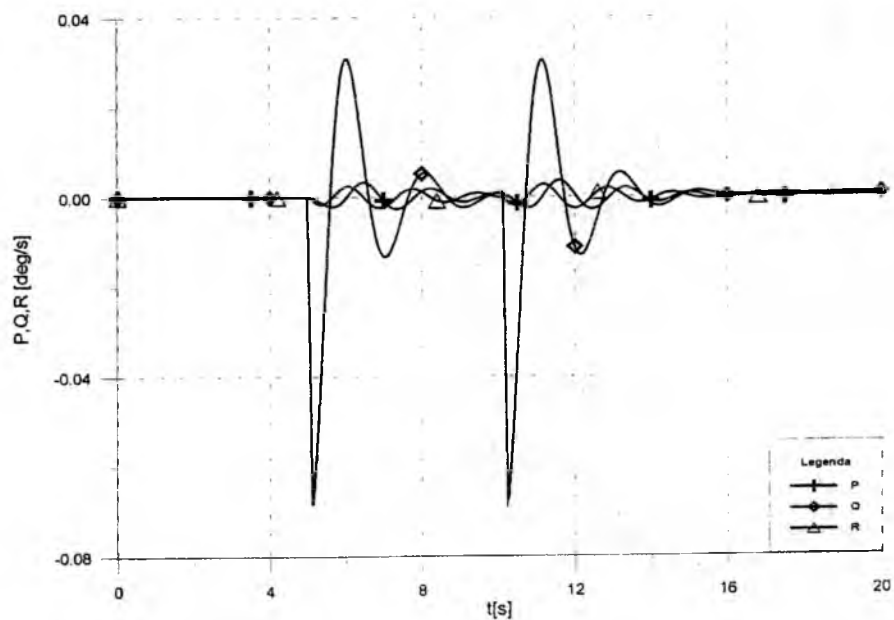
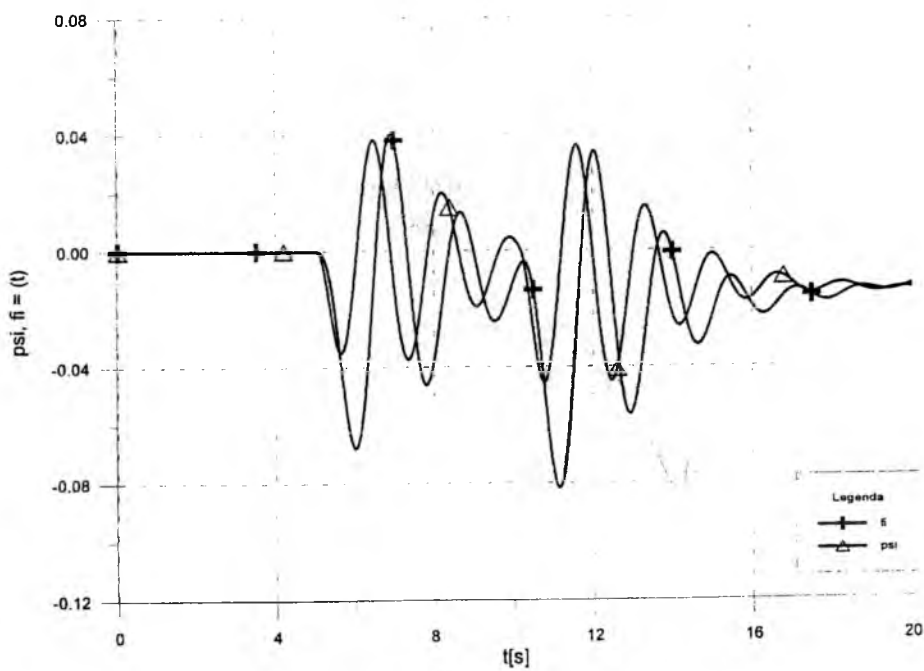
Siła odrzutu działka: $F_{odz}=28430$ N,

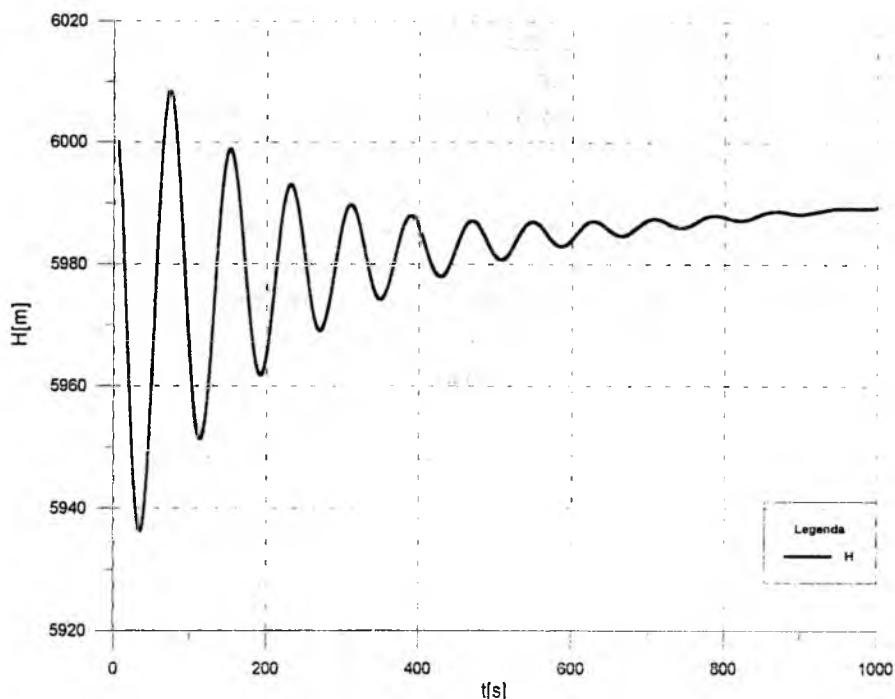
siła kompensacji działka: $F_{komp}=2980$ N

W czasie symulacji prowadzone było strzelanie 2 seriami po 6 strzałów w serii i z przerwą pomiędzy seriami wynoszącą 5 sekund.



Rys. 3 Przebieg zmiany prędkości lotu $V_0=(t)$

Rys. 4 Przebieg zmian $P, Q, R = (t)$ Rys. 5 Przebieg zmian kątów ψ i $\varphi_i = (t)$



Rys. 6 Przebieg zmian wysokości $H = (t)$

Na podstawie uzyskanych wyników (rys.3 ÷6) można zauważyć, że zmiany parametrów lotu są szybko tłumione, co wskazuje na dużą stabilność samolotu. Przy strzelaniu 2 seriami po 6 strzałów w serii z przerwą 5 sekund zmiany parametrów lotu następują po pierwszej serii natomiast po strzelaniu 2 serią następuje tylko nieznaczne pogłębienie się zmian niektórych parametrów.

W przypadku zmian wartości składowy prędkości kątowej zmiany te są niewielkie i dosyć szybko następuje wytłumianie.

Wartości tych zmian są porównywalne do zmian jakie powoduje strzelanie pojedynczą serią. W związku z tym możliwe jest strzelanie zarówno pojedynczą serią jak i 2 seriami z pewnym odstępem czasowym w celu osiągnięcia celności strzału.

4. Wnioski

Wyniki uzyskane z symulacji zostały porównane z wynikami uzyskanymi ,we wcześniejszej pracy dla pojedynczej serii [5]. Zmiany paramet-

trów są porównywalne, ewentualne różnice mogą wynikać z przyjętych założeń lub danych początkowych.

Uzyskane wyniki zostały porównane z wynikami badań poligonowych przeprowadzonych przez firmy: Sagem, PZL-Mielec oraz Instytut Lotnictwa.[3,4].

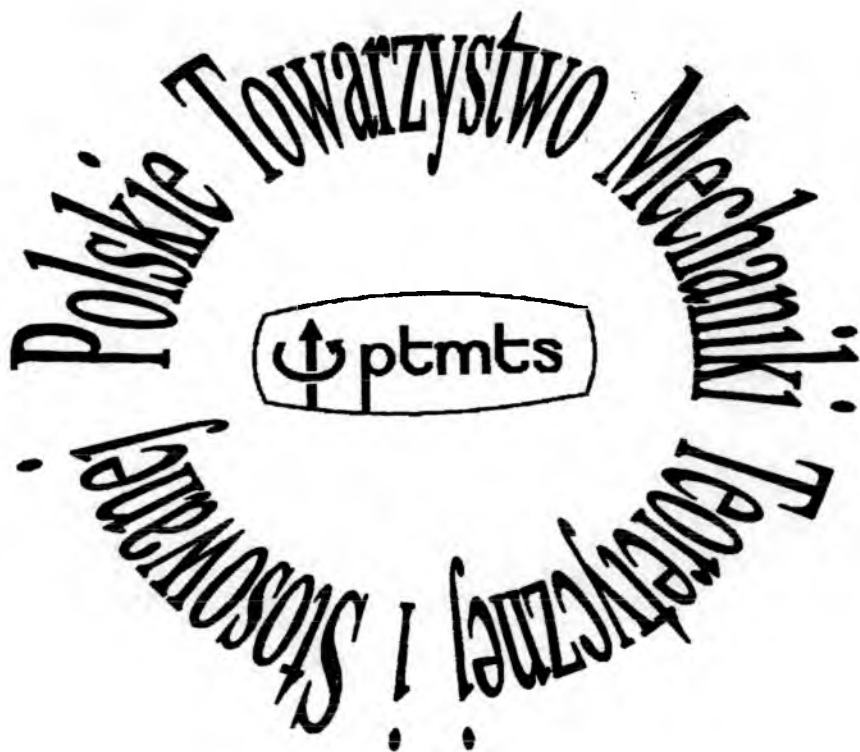
Na podstawie uzyskanych wyników widać, że możliwe jest prowadzenie strzelania pojedynczą seria jak również seriami powtarzalnymi w pewnym dostępie czasowym. Strzelanie krótkimi seriami powoduje stosunkowo małe zmiany parametrów lotu jak również zapewnia większą skuteczność rażenia oraz większą celność ostrzału.

Praca realizowana jest w ramach projektu badawczego KBN nr OT00A 051 18

Bibliografia:

- [1] Maryniak. Jerzy - „*Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu*” „Mechanika w Lotnictwie” PTMTiS Warszawa 1990r.
- [2] Maryniak J., Goszczyński J.A., Olak A. - „*Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu w fazie strzelania z działka pokładowego na przykładzie I-22 „Iryda”* V Konferencja Naukowo Techniczna, Zeszyt 60, Warszawa 1996
- [3] *Iryda 22 M93 Demonstrator Flight Test Results with SAGEM Navigation and Attack System*, SZ/BO/188/94 & SE 16/65/94 September 1994
- [4] *Ocena wyników doświadczalnych bombardowań i strzelań z samolotu wyposażonego w podsystemy nawigacyjno-celownicze firmy SAGEM* (Ekspertyza wojskowa) Akademia Obrony Narodowej, Wydział Wojsk Lotniczych, OP/05/10/94
- [5] Otrębska A. „*Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu w locia przestrzennym w fazie strzelania seriami z działka pokładowego – na przykładzie I-22 „Iryda”*”, Praca dyplomowa magisterska, promotor prof. dr hab. inż. J. Maryniak, Wydział MEil, Politechnika Warszawska 1997
- [6] Otrębska A., Maryniak J., Goszczyński J.A. – „*Modelowanie i symulacja numeryczna dynamiki samolotu przy obciążeniu impulsowym od działka pokładowego w zależności od liczby pocisków w serii*” „Mechanika w Lotnictwie”PTMTiS Warszawa 1998

- [7] Maryniak J., Otrębska A., Goszczyński J.A. – „*Symulacja numeryczna dynamiki sterowanego samolotu strzelającego seriami z działka pokładowego w oparciu o model przestrzenny lotu – na przykładzie I-22 Iryda*” II Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa Waplewo 1998



istnieje od 1958 roku

- Nasi członkowie to ponad 1000 wybitnych pracowników nauki z największych ośrodków akademickich w Polsce oraz 20 ośrodków zagranicznych
- Organizujemy rocznie około 170 imprez naukowych, w których udział bierze ponad 3000 osób
- Wydajemy kwartalnik *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, w którym publikujemy najnowsze osiągnięcia nauki

OD PTAKA DO ORNITOPTERA - MECHANIKA LOTU SKRZYDEŁ MACHAJĄCYCH

Józef Pietrucha

e-mail: japietru@meil.pw.edu.pl

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

Krzysztof Sibilski

e-mail: sibilski@hot.pl

Instytut Techniki Lotniczej WAT

Zagadki lotu ptaków od lat intrygowały ornitologów, a ostatnio interesują także inżynierów z branży lotniczej. Przedstawiono zagadnienia mechaniki lotu skrzydeł machających (*flapping wings*), które należy rozważyć w celu utworzenia modelu matematycznego ornitoptera. Do szczególnie ważnych zaliczyliśmy: 1) opis morfologiczny skrzydła ptaka; 2) sprawy efektów skali; 3) dobór modeli fizycznych; 4) wybór układów odniesienia. Na zakończenie naszkicowano najistotniejsze kierunki badań, w których należałoby podążać.

1. Wstęp

Obserwacja otaczającej przyrody wskazuje na to, że lot z ruchomymi (machającymi) skrzydłami jest bardziej ekonomiczny niż lot przy zastosowaniu konwencjonalnych skrzydeł lub wirników nośnych. Obserwacje te uzasadniają stwierdzenie, że ptak porusza się w powietrzu znacznie szybciej i traci przy tym mniej energii zawartej w mięśniach, niż zwierzęta poruszające się na ziemi, takie jak pies czy zając. Podpatrywanie Natury może pomóc w rozwiązaniu rozmaitych problemów, jakie pojawiły się przy projektowaniu tzw. MAV-ów (Micro Air Vehicles), czyli mikrosamolotów, przydatnych zarówno w życiu wojskowym (np. zadania wywiadowcze), jak i cywilnym (np. akcje

ratunkowe). Więcej szczegółów o mikrosamolotach można znaleźć w pracy [17].

Celem referatu jest przedstawienie głównych zagadnień mechaniki lotu skrzydeł machających (*flapping wings*), ponieważ zrozumienie dynamiki lotu ptaków ma decydujące znaczenie przy budowie ornitoptera. Przez ornitopter będziemy rozumieli mały obiekt latający (o masie rzędu kilkuset gramów najwyżej i rozpiętości ok. 50 cm) zbudowany przez człowieka, ale oparty na zasadzie lotu ptaków, tzn. na działaniu skrzydeł poruszających się jak u ptaka.

Zostaną zasygnalizowane zagadnienia, które będą podstawą budowy modelu matematycznego ornitoptera, a mianowicie: 1) opis morfologiczny skrzydła ptaka; 2) sprawy efektów skali; 3) dobór modeli fizycznych; 4) wybór układów odniesienia. Aby się zorientować jakie to trudne przedsięwzięcie wystarczy zapoznać się z pracą [15].

Ze względu na pionierski charakter pracy w Polsce, oprócz nazw polskich i łacińskich podano również nazwy angielskie (możliwe byłoby zamieszczenie nazw także w innych językach, ale byłoby to i zbyt uciążliwe, i zbyt obszerne).

W krótkich opisach posłużono się powszechnie używanym słownictwem ornitologicznym, które występuje na str. 12 atlasu [4]. Wiele stosowanych tam terminów nie ma jednak jasnych definicji i bywa czasami używanych zupełnie nieprawidłowo. Jeszcze większą trudność stanowił brak danych i konieczność wertowania różnych źródeł.

Ze względu na to, że ornitolodzy posługują się terminologią, która czasami może być zaskakująca dla inżyniera (np. lotki oznaczają zupełnie co innego w obu dziedzinach), więc w rozdz. 2 podajemy najważniejsze informacje o budowie skrzydła ptaka.

2. Opis morfologiczny skrzydła ptaka

Lot jest to zdolność poruszania się ptaka w powietrzu, uzyskana w toku ewolucji przez wykształcenie szeregu przystosowań w budowie. Najważniejszym organem lokomocyjnym ptaków są skrzydła – zmodyfikowane kończyny przednie. Spełniają one rolę zarówno powierzchni nośnej, jak i narzędzia napędowego. Skrzydła są wyposażone w lekkie i znakomicie przystosowane do lotu pióra, poruszane przez silne mięśnie przymocowane do grzebienia mostka. Ciężar ptaków jest mniejszy niż innych zwierząt dzięki temu, że na ogół kości długie są wypełnione powietrzem (mówi się, że są spneumatyzowane), a nie szpikiem kostnym.

Rozróżniamy dwa główne typy piór: konturowe (zostały tak nazwane, bo zarysowują kontur, czyli sylwetkę ptaka) i puchowce. Pióro konturowe składa się z osi pióra i chorągiewki. Oś pióra konturowego stanowi rogowa rurka, której odcinek początkowy zagłębiony w skórze tworzy dutkę; reszta osi (część wystająca ponad ciało) została nazwana stosiną. Na stosinie osadzone są cienkie rogowe blaszki nazywane promieniami. Każdy promień zaopatrzony jest w drobne rogowe wyrostki, nazywane promykami. Promyki z kolei opatrzone są w haczyki, które zaczepiają się o siebie tworząc w ten sposób zwartą, lecz elastyczną strukturę skrzydła.

Do piór konturowych zalicza się lotki, tj. zewnętrzne pióra skrzydeł oraz sterówki ogona. Długie pióra osadzone wzdłuż kości dłoni nazywane są lotkami pierwszorzędowymi (lub I rzędu), a osadzone wzdłuż kości przedramienia – lotkami drugorzędowymi (lub II rzędu).

3. Efekt skali

3.1. Uwagi ogólne

Kiedy zajmujemy się lotem ptaków, jest rzeczą pożyteczną ocenić wpływ różnych parametrów skrzydła (np. jego wydłużenie) na charakterystyki lotne ptaka. Trzeba przy tym pamiętać, że ptaki są bardzo skomplikowanymi układami i próby jednolitego opisu takich obiektów o różnych skalach ją z góry pozbawione sensu [13, 16].

Jako ilustrację rozważmy klasyczną relację między siłą nośną i ciężarem w locie ustalonym ptaka

$$P_z = Q = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z \quad (1)$$

gdzie: ρ – gęstość powietrza; V – prędkość lotu ptaka; S – powierzchnia jego skrzydeł; C_z – współczynnik siły nośnej. Na podstawie tego wzoru można ustalić w jaki sposób są ze sobą powiązane powierzchnia skrzydeł, prędkość lotu, gęstość powietrza i obciążenie powierzchni skrzydeł (zob. p. 3.4)

3.2. Kryteria podobieństwa

Nie zawsze jest łatwo odpowiedzieć na pytanie jak się dochodzi do kryteriów podobieństwa i co one oznaczają, ponieważ pod ogólnym pojęciem podobieństwa kryje się wiele odmiennych prawidłowości [21]. Wynika to z samej natury rzeczy, tzn. z różnorodności zagadnień z jakimi się spotykamy w badaniach ptaków.

3.3. Rozpiętość skrzydła

Stosowane obecnie pomiary skrzydła obejmują długość skrzydła złożonego. Pomiar rozpiętości skrzydła zupełnie wyszedł z użycia [3]. Zalecaną techniką pomiaru skrzydła jest pomiar „maksymalnej długości”, co jest opisane na str. 203 t. 2 pracy [3].

3.4. Obciążenie powierzchni skrzydła

W zależności od źródła, wielkość ta (ang. *wing loading*) podawana jest jako masa albo ciężar ptaka do powierzchni jego skrzydeł. W obu wypadkach obrazuje ona „skuteczność” działania ptaka, tzn. ile może unieść jednostka powierzchni jego skrzydeł. (zob. tab. 1 wg [2]):

Tabela 1

Nazwa ptaka	Masa ptaka (g)	Powierzchnia skrzydeł (cm ²)	Obciążenie skrzydeł (kg/m ²)
Wrona	62.69	2045	0.31
Jaskółka	16.31	123	1.33
Albatros	866.67	6250	1.39

3.5. Obciążenie mocy skrzydła

Ważnym parametrem jest obciążenie mocy (ang. *power loading*), definiowane jako ciężar podniesiony przez jednostkę mocy silnika. Dla porównania lotu „sztucznego (za pomocą aparatu latającego) i naturalnego w tabelkach 2 i 3 zestawiono obciążenia skrzydeł dla tych obiektów:

Tabela 2

Nazwa aparatu	Masa startowa (kg)	Moc (kW)	Obciążenie mocy (N/kW)
W-3 Sokół	6 400	1 320	47.6
C-130 Hercules	70 310	13 448	51.3
An-22 Anteusz	250 000	44 744	54.8

Tabela 3

Nazwa ptaka	Masa (kg)	Moc (W)	Obciążenie mocy (N/kW)
Kolibier	0.01	0.74	132.6
Gołąb	0.50	8.83	555.5
Kondor	8.0	36.8	2132.6

Z tabelek tych widać wyraźnie, że różnica na korzyść ptaków jest ogromna (wykorzystanie mocy w Naturze jest co najmniej kilka razy większe, a czasami nawet kilkadziesiąt!).

3.6. Częstotliwość machań

Bardzo ciekawe jest porównanie wielkości, która charakteryzuje zjawiska nieustalone; określa się je za pomocą typowego okresu drgań lub częstotliwości. Niestety pojawia się tutaj kłopot, gdyż w literaturze nie ma na nią jednoznacznej nazwy, co bywa przyczyną nieporozumień. Otóż niektórzy autorzy piszą o częstości zredukowanej (ang. *reduced frequency*)

$$k = \frac{\omega l}{V} \quad (2)$$

natomiast inni używają nazwy liczba Strouhala (na cześć tego uczonego czeskiego, który wykazał znaczenie tej wielkości)

$$St = \frac{l}{Vt} \quad (3)$$

Częstość uderzeń skrzydła wzrasta wraz ze zmniejszeniem się ich rozmiarów w stosunku do wagi ciała i tak np. u kolibrów wynosi 60-80 uderzeń na sekundę, u wróbla – 13, u wrony 3-5, a u pelikana tylko jedno uderzenie na sekundę (wg [3]).

Prędkość lotu ptaków jest często przeceniana. W większości przypadków, szczególnie w trakcie długich przelotów, wynosi ona kilkadziesiąt km/h (wrona 50, zięba 52, szpak 74 km/h). Większą prędkość stwierdzono u kaczek (cyraneczka 120 km/h) i jerzyków (160 km/h), a sokoły w czasie ataku osiągają prędkość do 280 km/h.

4. Charakterystyka lotu ptaków

4.1. Zasadnicze typy lotu

Na temat liczby żyjących na Ziemi gatunków ptaków istnieją wśród ornitologów bardzo rozbieżne zdania. Sądzi się, że planetę naszą zamieszkuje około 8600 gatunków ptaków, z czego najwięcej w Afryce i Ameryce Płd. (wg [9]). Mimo takiej masy ptaków ogólnie rzecz biorąc można wyróżnić dwa zasadnicze typy lotu: bierny i czynny. Lot bierny odbywa się bez poruszania skrzydłami. Niektórzy autorzy wyróżniają aż

cztery typy [6] w zależności od sposobów unoszenia się w powietrzu (a nie poruszania skrzydłami – jak piszą ornitolodzy):

- 1) lot czynny zwykły, który polega na miarowym, niezbyt szybkim poruszaniu skrzydłami. Dzięki tym ruchom ptak leci do przodu;
- 2) lot czynny trzepoczący lub furkoczący, podczas którego ptak tak szybko porusza skrzydłami, że niesposób odróżnić poszczególnych ruchów. Tego typu ruch umożliwia ptakowi zawisanie w powietrzu;
- 3) lot bierny szybowcowy, w którym ptak wykorzystuje prądy powietrzne;
- 4) lot bierny ślizgowy, w którym następuje zmiana energii potencjalnej ptaka na energię kinetyczną.

Większość ptaków lata pierwszym sposobem. Lotem furkoczącym poruszają się przede wszystkim kolibry (*Trochillidae*). Wykonują one 50 i więcej uderzeń skrzydeł na sekundę tak, że dla oka ludzkiego są one widoczne tylko w postaci mgiełki.

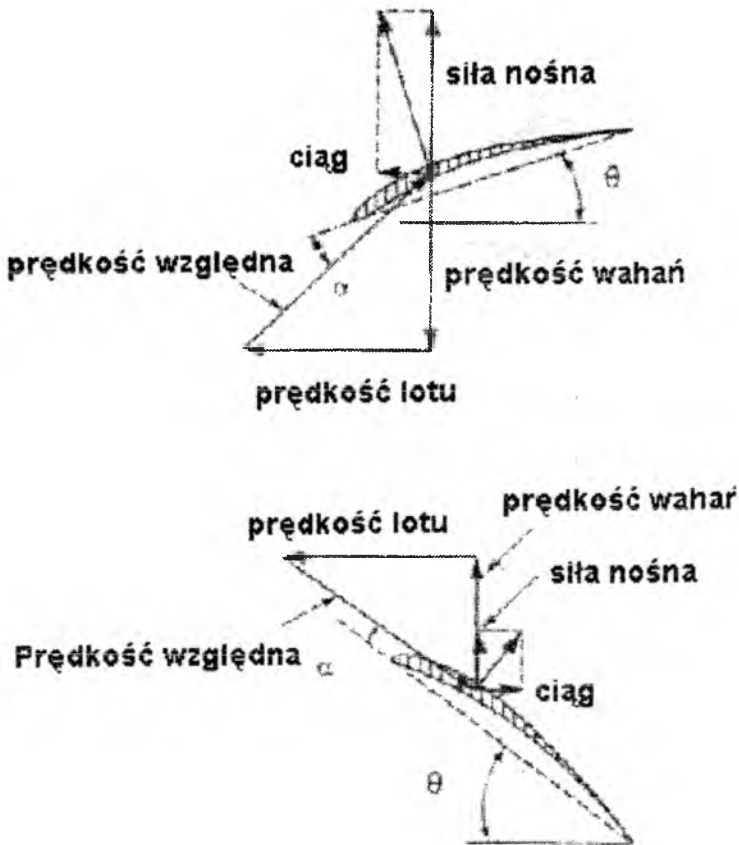
U drobnych ptaków obserwuje się często lot falisty. Polega on na tym, że po kilku zamachach skrzydłami ptak składa je i opada łukiem, po czym znów uderzywszy parę razy skrzydłami wznosi się nieco w górę, aby z kolei opaść przy skrzydłach złożonych. Tym sposobem latają przede wszystkim pliszki (*Motocilla*), zięby (*Fringilla*) i dzięcioły (*Pici*).

W literaturze dotyczącej lotu ptaków (także owadów) często pojawiają się terminy pronacja i supinacja, zupełnie nie występujące w klasycznej mechanice lotu. Na użytek początkujących badaczy wystarczy powiedzieć, że pronację można rozumieć jako pochylanie w dół (ang. *pitch-down*), a supinację jako pochylanie w górę (ang. *pitch-up*). Należy jednak dodać, że ruchowi takiemu zawsze towarzyszy skręcanie skrzydła.

4.2. Opis lotu machającego

Aby zbadać jak ptaki o różnej morfologii zmieniają kształt swoich skrzydeł i konfigurację ciała w czasie lotu machającego, Tobalske i Dial [19] sfilmowali "lot w tunelu" sroki (*Pica pica*) i gołębia (*Columba livia*).

Przy interpretacji wyników pomocny może być rys. 1, przy czym należy wziąć pod uwagę następujące fakty: 1) typowy profil skrzydła ptaka jest cienki i wysklepiony, co oznacza, że generują one bardzo małą siłę ssącą na krawędzi natarcia; 2) Lighthill wykazał [10], że zarówno podczas supinacji, jak i pronacji ptaki wytwarzają dodatnią siłę nośną i ujemny ciąg, ale o mniejszych wartościach podczas supinacji.



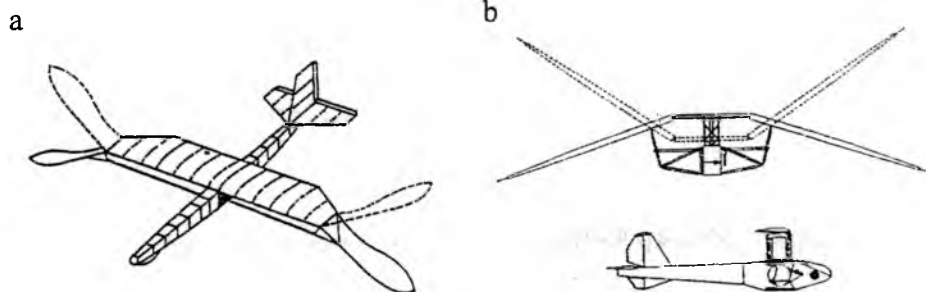
Rys. 1. Schemat układu sił w locie machającym

5. Modele fizyczne

5.1. Przykłady realizacji ornitopterów

Wśród napotykaných w literaturze opisów ornitopterów, najczęściej krótkich i niepełnych, jeszcze najbardziej dokładne opisy dotyczą modeli wykonujących „równoległe” (symetryczne) ruchy skrzydłami. Dwa szkice takich modeli „zachodnich” podano na rys. 2: model Lippischa (r. 1938) oraz deLauriera (r. 1991).

Warto jednak podkreślić, że najwięcej rozwiązań konstrukcyjnych można znaleźć w pracach rosyjskich, zwanych tam „latającymi modelami skrzydłowców” (np. [20]).

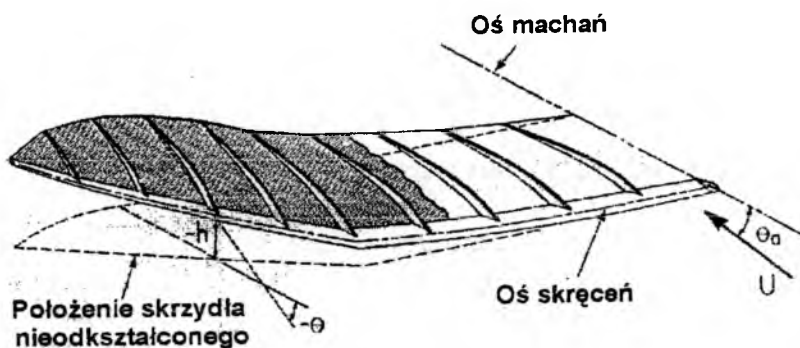


Rys. 2. Ornitoptery: a) Lippischa; b) deLauriera (wg [5])

5.2. Modelowanie własności sprężystych

Wszystkie statki powietrzne, zarówno “sztuczne”, jak i biologiczne, są mniej lub więcej odkształcalne. Aby osiągnąć odpowiedni kąt natarcia w czasie cyklu machania skrzydłami (zob. rys. 1), muszą się one ciągle skręcać (co widać doskonale na filmach w zwolnionym tempie). Warto przypomnieć, że tę ideę wykorzystywali bracia Wright w swoich lotach do sterowania przechylaniem samolotu.

Na rys. 3 pokazany jest typowy model fizyczny skrzydła, w którym uwzględniono i skręcanie (opisywane kątem skręcenia Θ), i zginanie (opisane ugięciem h); Θ_a oznacza kąt pochylenia osi machań względem prędkości lotu.



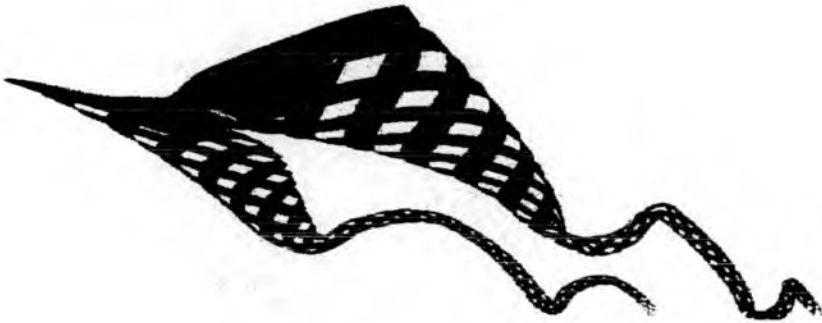
Rys. 3. Model deformacji skrzydła

Przy okazji warto zwrócić uwagę na to, że typowe skrzydło ptaka nie ma prostej osi skręceń (osi środków sił poprzecznych), a zatem stosowanie teorii pasowej (np. [1]) nie jest zasadne.

5.3. Modelowanie śladu wirowego

W aerodynamice klasycznej przyjmuje się, że ślad wirowy jest płaski. Tymczasem wiadomo, że skrzydło konwencjonalne generuje tuż za sobą układ wirowy, który następnie zwija się tworząc parę warkoczy wirowych.

Bardzo skomplikowany kształt śladu wirowego pojawia się za skrzydłem ptaka (rys. 4). Modelowanie, a potem wyznaczanie zwijania się śladu wirowego (ang. *the wake rollup*) staje się więc bardzo ważnym zadaniem aerodynamiki numerycznej.



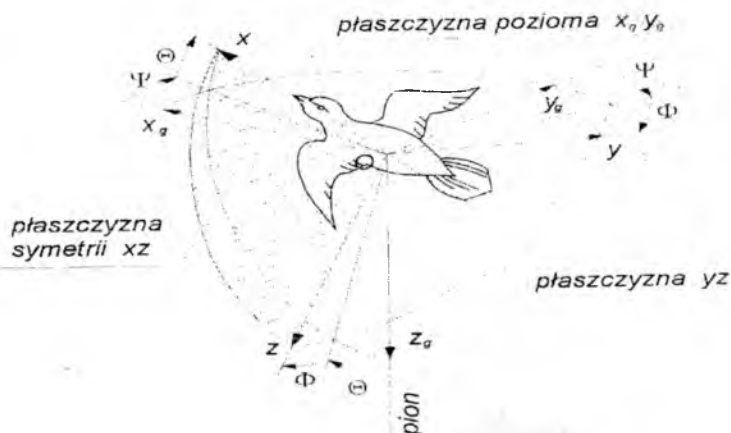
Rys. 4. Ewolucja śladu wirowego za gołębiem

Zasadniczą sprawą przy modelowaniu zjawiska *rolling-up* jest dobór odpowiednich warunków brzegowych, gdyż determinują one geometrię śladu wirowego. Sposób postępowania, bazujący na zadaniu śladu początkowego, jest podany w pracy [7].

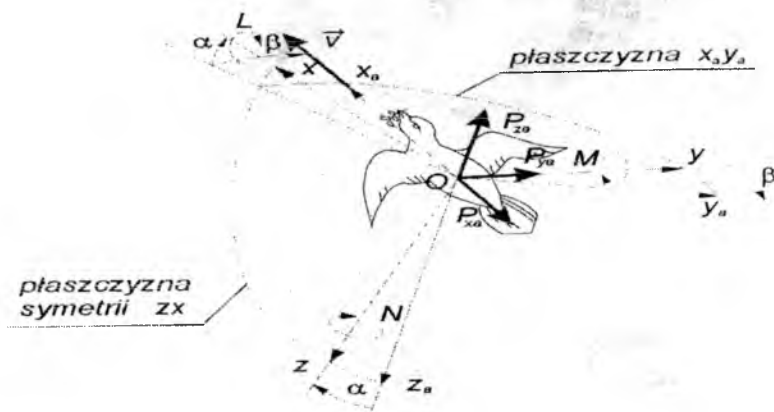
6. Układy odniesienia

Do opisu ruchu przestrzennego ptaka (a także ornitoptera) proponujemy wykorzystać te same układy współrzędnych, które stosuje się w mechanice lotu samolotów (zob. rys. 5 i 6 wg [11]). Z tego powodu nie przytaczamy tutaj skomplikowanych związków kinematycznych, które w tym miejscu tylko zaciemniałyby obraz sytuacji.

Warto jednak zwrócić uwagę na to, że w mechanice lotu ptaków stosuje się terminologię wzbogaconą z mechaniki lotu śmigłowców, a mianowicie: machanie (ang. *flapping*), odchylanie (ang. *lagging*) i skręcanie (ang. *feathering*).



Rys. 5. Układ odniesienia związany z ptakiem



Rys. 6. Układ odniesienia związany z opływem

7. Ważne kierunki dalszych badań

7.1. Stateczność i sterowność ornitopterów

Już pierwsze próby wykazały, że mikrosamoloty są bardzo mało odporne na wiatry i ulewę. Trzeba zatem pamiętać, że tradycyjne metody analizy stateczności i sterowności opierają się na założeniu, że płat nośny znajduje się w jednorodnym strumieniu powietrza, że jego kształt nie jest skomplikowany, że kadłub może być wyraźnie odseparowany od płata i usterzenia. Dla konstrukcji niekonwencjonalnych, do jakich należą

niewątpliwie ornitoptery, założenia te nie są spełnione i dlatego potrzebne jest inne podejście [8, 17].

7.2. Zapotrzebowanie energetyczne

Wykorzystanie mocy ptaków jest o wiele lepsze niż aparatów latających (zob. p. 3.5). Jest to jednak okupione zużywaniem ogromnej ilości energii i zapotrzebowaniem na dużą ilość pokarmu. Na ogół im mniejsze są rozmiary ptaka, tym więcej zużywa on energii podczas lotu [14]. Drobne ptaki mają stosunkowo większe zapotrzebowanie na pokarm niż ptaki duże. Kolibry, sikorki lub mysikróliki zjadają dziennie więcej pokarmu niż same ważą i to niekiedy dwukrotnie więcej.

Przytoczone fakty nie nastrajają zbyt optymistycznie. Skonstruowane dotąd napędy ornitopterów są zbyt ciężkie. Należy zatem podjąć próbę dobrania innego rodzaju napędu. Duże nadzieje wiąże się z „mięśniami chemicznymi” (ang. *chemical muscle* – zob. np. [12]).

8. Zakończenie

Cechą charakterystyczną ptaków jest połączenie urządzenia wytwarzającego siłę nośną (do wznoszenia się) i urządzenia wytwarzającego ciąg (do pokonywania oporu ośrodka) w jeden element jakim jest skrzydło o niezwykle dużej sprawności aerodynamicznej.

Badania analityczne i numeryczne, na podstawie modelu matematycznego mogą pomóc przy wyborze danych wstępnych takich jak masa i kształt, a przede wszystkim wyjaśnić sposób wytwarzania siły nośnej i ciągu.. Główny nacisk należy teraz położyć na uzyskaniu pożądanych charakterystyk lotnych na podstawie badań tunelowych.

Bibliografia

1. Bisplinghoff R. L., Ashley H., *Principles of Aeroelasticity*, J. Wiley & Sons, New York 1962
2. Brodzki Z., *Aerodynamika ptaków i owadów*, Młody technik, 1964, nr 5, s. 40-46
3. Busse P. (red.), *Mały słownik zoologiczny – Ptaki*, Wiedza Powszechna, Warszawa 1990
4. Černý W., Drchal K., *Jaki to ptak?*, PWRiL, Warszawa 1979
5. De Laurier J. D., *An ornithopter wing design*, Canadian Aeronautics and Space Journal, March 1994, Vol. 40, No. 1, pp. 10-18
6. Ferens B., Wojtusiak R. J., *Ornitologia ogólna. Ptak, jego budowa i życie*, PWN, Warszawa 1960

7. Goraj Z., Pietrucha J., *Modyfikacje modelu opływu potencjalnego dla polepszenia metody panelowej*, Prace Inst. Lot. 1993, nr 135, s. 27-44
8. Goraj Z., Pietrucha J., *Modified panel methods with examples of applications to unsteady and nonlinear flowfield calculations*, Prace Inst. Lot. 1998, nr 152, pp. 28-40
9. Hanzák J., *Wielki atlas ptaków*, PWRiL, Warszawa 1974
10. Lighthill M. J., *Some challenging new applications for basic mathematical methods in the mechanics of fluids that were originally pursued with aeronautical aims*, Aeronautical Journal, February 1990, Vol. 94, No. 932, pp. 41-52
11. Maryniak J., *Ogólny model symulacji samolotu*. Zespół N-B DOR, ITLiMS PW, Sprawozdanie nr 141/85, Warszawa 1985
12. Michelson R., *Micro air vehicle „entomopter” project*; Praca dostępna w sieci pod adresem: <http://avdil.grti.gatech.edu>
13. Morawski J. M., *Scale conformity rule and graph of structural order: the system theoretic approach to complex problems understanding*, The 9th ITEC'98 Lausanne (Swiss), 28-30 April 1998
14. Schmidt-Nielsen K., *Fizjologia zwierząt. Adaptacja do środowiska*. PWN, Warszawa 1997 (tłumaczenie z 4 wyd. ang.)
15. Send W., *The mean power of forces and moments in unsteady aerodynamics*, ZAMM, 1992, Vol. 72, No. 2, pp. 113-132
16. Shyy W., Berg M., Ljungqvist D., *Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles*, Progress in Aerospace Sciences, 1999, Vol. 35, pp. 455-505
17. Sibilski K., *Mikrosamoloty*, Materiały IV Konferencji „Metody i Technika Badań Statków Powietrznych w Locie”; Informator ITWL, 371, 2000
18. Sibilski K., *Zastosowanie zmodyfikowanej metody pasowej do wyznaczania niestacjonarnych obciążeń aerodynamicznych samolotu*, „Mechanika w Lotnictwie ML – VIII”, 1998, s. 405-417
19. Tobalske B. W., Dial K. P., *Flight kinematics of black-billed magpies and pigeons over a wide range of speeds*, Journal of Experimental Biology, 1996, Vol. 199, pp. 263-280
20. Wasiljew G., *Modele z ruchomymi skrzydłami*, Wyd. MON, Warszawa 1954
21. Zierep J., *Kryteria podobieństwa i zasady modelowania w mechanice płynów*, PWN, Warszawa 1978

Pracę wykonano w ramach finansowanego przez KBN w latach 2000 - 2002 projektu badawczego nr 9 T12C 004 18

SYSTEMY ZBIERANIA DANYCH W LOCIE W BADANIACH CERYFIKACYJNYCH SZYBOWCÓW PW-5 i PW-6

Mirosław Rodzewicz

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: miro@meil.pw.edu.pl

W pracy opisano aparaturę pomiarowo rejestrującą zastosowaną w badaniach certyfikacyjnych szybowców PW-5 i PW-6. Badania takie prowadzi się na podstawie przepisów JAR-22, które określają zespół warunków, jakie szybowiec musi spełnić podczas testów lotnych.

W szczególności istotną sprawą są tu badania flutterowe, w których rejestruje się przebiegi przyspieszeń w wybranych punktach konstrukcji płatowca, powstałych w efekcie wymuszeń oscylacyjnych lub impulsowych przy różnych prędkościach lotu. Aparatura stosowana w takich badaniach to zespół elektronicznych akcelerometrów, zestaw czujników położenia sterów, elektroniczne czujniki ciśnienia statycznego i dynamicznego oraz rejestratory cyfrowe. W przypadku PW-5 i PW-6 posłużono się dwoma rejestratorami polskiej konstrukcji: 8-kanalowym typu DALI oraz 4-kanalowym typu AL. 154. Zastosowanie rejestratorów cyfrowych wiąże się z kosztami, które szybko narastają zależnie od ich parametrów technicznych. Dlatego bardzo istotną rzeczą jest tu ekonomizacja wykorzystania pamięci rejestratora: odpowiedni dobór częstotliwości próbkowania, rozdzielczości binarnej sygnału, systemu rejestracji, itd. Rejestracja sygnałów wiąże się z ponadto zagadnieniami takimi, jak filtracja szumów oraz specjalistyczną analizą. Ważną rolę odgrywa tu oprogramowanie. W pracy przedstawiono graficznie algorytm własnego oprogramowania opracowanego specjalnie do wyznaczania spektrum obciążeń eksploatacyjnych szybowca. Przedstawiono również przykładowe rezultaty rejestracji.

1. Wstęp

Działalność Zespołu Naukowo-Badawczego Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW jest znana w środowisku lotniczym głównie

za sprawą szybowców opracowywanych pod kierownictwem dr inż. R. Świtkiewicza.

Istotnym aspektem tej działalności jest jej walor dydaktyczny; przy opracowaniu i budowie kolejnych konstrukcji biorą udział studenci i dyplomanci Wydziału MEiL, a proces dydaktyczny uzupełniony jest przez unikalną i niezbędną dla przyszłego inżyniera szansę przejścia z domeny teorii w praktykę.

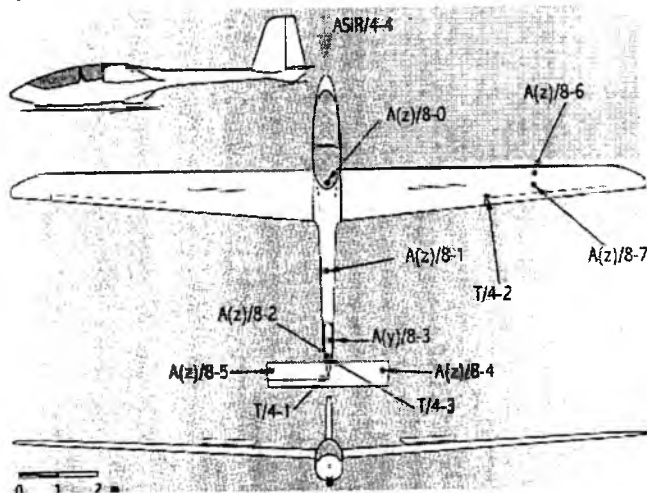
Najgłośniejszą, znaną na całym świecie konstrukcją Zespołu jest szybowiec PW-5 (zwycięzca konkursu FAI na monotypową klasę olimpijską zwaną Word Class). Ostatnie lata poświęcone były na opracowanie i wdrożenie do produkcji szybowca

PW-6, który znajduje się obecnie w końcowym etapie prób certyfikacyjnych.

Konstruowanie szybowców – to nie tylko sfera zagadnień projektowo-technologicznych. Istotną rolę odgrywają tu badania wytrzymałościowe oraz badania w locie - związane z procesem certyfikacyjnym, normowanym przez przepisy JAR-22.

Jednym z nurtów takich badań jest rejestracja w locie parametrów takich jak: prędkość, wysokość, położenia sterów, przyspieszenia w różnych punktach płatowca, odkształceń struktury konstrukcyjnej, itd.

Specyfika badań szybowców jest taka, że w odniesieniu do aparatury pomiarowej znaczącą rolę odgrywa miniaturyzacja (wynikająca z bardzo ograniczonej przestrzeni, jaką można w kabinie pilota przeznaczyć na aparaturę oraz z tego, aby masa aparatury nie wpływała na właściwości dynamiczne badanego obiektu). Dodatkowy aspekt to - zminimalizowane



Rys.1
Zestaw
czujników
pomiarowych
stosowanych
w badaniach
flutterowych
szybowca
PW-6

koszty aparatury, gdyż z reguły programy szybowcowe dysponują znacznie niższym budżetem, niż inne programy konstrukcyjne.

2. Zestawy aparaturowe do badań w locie szybowców

Podstawowe zestawy aparaturowe do badań w locie szybowców to:

A zestaw do badań flutterowych.

Składa się on z:

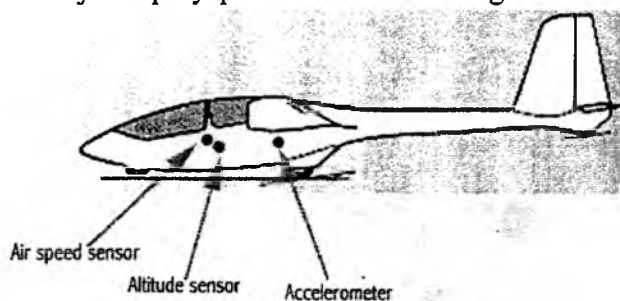
- czujników przyspieszeń
- czujników położenia sterów
- prędkościomierza
- wysokościomierza
- rejestratora.

Na rys.1 symbolem A zaznaczono przyspieszeniomierze, a symbolem T – czujniki położenia sterów. Symbolem ASIR oznaczono tor pomiaru prędkości aerodynamicznej.

Zestaw B to zestaw do pomiaru osiągow i sprawdzenia spełnienia limitów bezpieczeństwa wymaganych przez przepisy JAR (biegunowa w różnych konfiguracjach geometryczno-masowych, w tym biegunowa na hamulcach aerodynamicznych, pomiary warunku nie przekraczania prędkości VNE na hamulcach, pomiary utraty wysokości w korkociagu, itd.).

Zestaw ten składa się z :

- prędkościomierza,
- wysokościomierza,
- czujnika przyspieszeń zamocowanego w środku ciężkości szybowca.

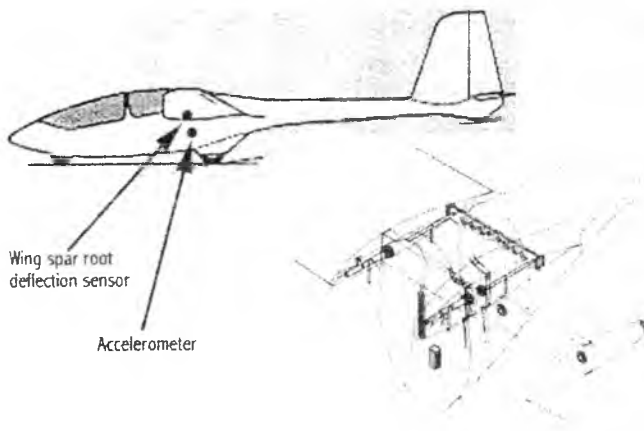


Rys.2
Zestaw
czujników
pomiarowy
ch przy
badaniach
osiagowych
szybowca

Zestaw C to zestaw do badania spektrum obciążeń eksploatacyjnych.

Składa się on z:

- czujnika indukcyjnego ugięcia dźwigara szybowca,
- czujnika przyspieszeń zamocowanego w środku ciężkości szybowca.

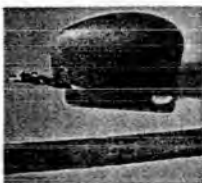


Rys.3
Zestaw
czujników
pomiarowych
przy badaniach
spektrum
obciążeń
szybowca

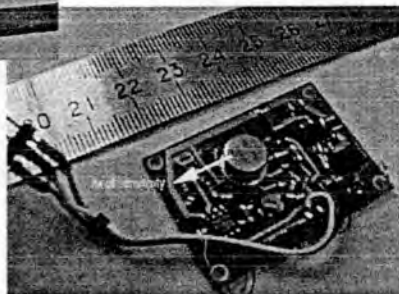
3. Opis głównych elementów systemów pomiarowych

- Czujniki przyspieszeń wykonane są w oparciu o miniaturowe przetworniki przyspieszeń firmy Analog Devices (USA). W użyciu są przetworniki typu ADXL-05 oraz typu ADXL-50, mające zakres odpowiednio $\pm 5g$ oraz $\pm 50g$. Ich niewątpliwą zaletą jest duża czułość, stabilność, szerokie pasmo przenoszenia ($> 1\text{ kHz}$), odporność na udary ($> 1000g$) oraz stosunkowo niska cena. Firma dostarcza zarówno elementy, jak i gotowe akcelerometry.

W badaniach naszych szybowców używane są czujniki wykonane w oparciu o oryginalne, miniaturowe rozwiązania układów elektronicznych autorstwa mgr inż. I. Siwickiego (ITLiMS), gdzie istotnym elementem jest specjalny dolnoprzepustowy filtr sygnału wychodzącego z przetwornika przyspieszeń oraz możliwość



Accelerometer



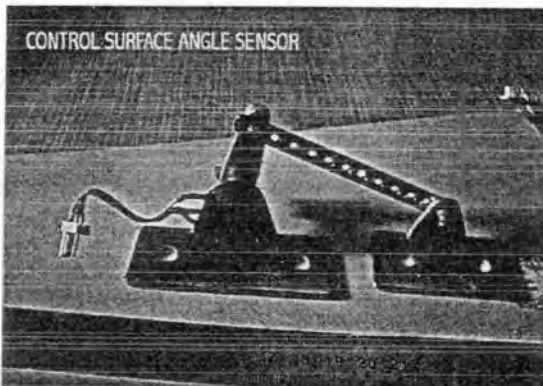
Rys.4
Czujnik
przyspieszeń
stosowany w
badaniach
szybowców

regulacji charakterystyki napięciowej przetwornika w dużym zakresie przyspieszeń. Istnienie tego filtra pozwala na redukcję szumu w przebiegu sygnału, bez znaczącego wpływu na charakterystykę amplitudowo-częstotliwościową w mierzonym paśmie częstotliwości (w przypadku szybowców chodzi o przedział od 0 do 100 Hz).

Regulacja charakterystyki napięciowej pozwala na zmianę czułości czujnika ($\Delta V/\Delta g$) i na łatwe dopasowanie sygnału na wejście rejestratora cyfrowego.

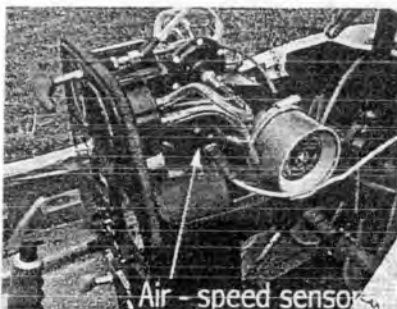
Na rys.4 pokazano płytkę z elektroniką, jak też akcelerometr w obudowie.

- Czujniki położeń sterów - to potencjometryczne przetworniki kąta. Do badań szybowców wykorzystywane są potencjometry ceramiczne, liniowe o zakresie 10 k Ω .



Rys.5
Potencjometryczny
czujnik położeń
sterów

- Prędkościomierz oraz wysokościomierz zbudowane są na bazie miniaturowych przetworników ciśnienia. Wytwórcą przyrządów jest inż. P. Lamers (Bielsko-B.).



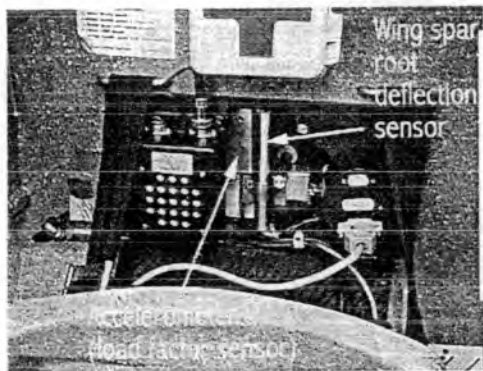
Rys.6 Zabudowa elektronicznego prędkościomierza i wysokościomierza stosowanego w badaniach szybowca PW-5

Cechą zastosowanych tu układów elektronicznych jest duża stabilność i odporność na zmiany temperatury. Są one podłączane do pokładowej instalacji ciśnienia statycznego raz ciśnienia całkowitego. W stosunku do tradycyjnych przyrządów membranowych charakteryzuje je b. mała histereza i bezzwłoczność przetwarzania zmian ciśnienia na sygnały napięciowe.

Zakres prędkościomierza wynosi: 0 - 370 km/h ASIR.. Zakres wysokościomierza: 0 - 10 000 m. Zakres napięć wyjściowych obydwu przyrządów wynosi: 0 - 4V

W celu zwiększenia rozdzielczości sygnału wysokościomierza - na torze pomiarowym sygnału zabudowano moduł wzmacniacza pozwalający na zmianę czułości i zakresu wysokościomierza na przedziały: do 1000 m i do 2500 m. Opcja ta wykorzystywana jest przy pomiarach biegunowej prędkości szybowców.

- Czujnik indukcyjny ugięć bagnetu dźwigara wytworzony jest przez firmę Peltron (Warszawa). Jest to urządzenie zasilane bateryjnie (12 V) o zakresie pomiarowym do 6 mm, o dużej liniowości i czułości. W celu dopasowania sygnału ugięcia bagnetu dźwigara do wejścia rejestratora i zwiększenia jego rozdzielczości – również w tym torze pomiarowym zabudowano moduł wzmacniacza. W efekcie możliwe było uzyskanie dokładności pomiaru ugięcia ok. 0.05 mm, przy zakresie zmian ugięcia bagnetu dźwigara ok. 2.5 mm.



Rys.7

Zabudowa czujnika indukcyjnego ugięć bagnetu dźwigara oraz przyśpieszeniomierza w badaniach spektrum obciążeń szybowca PW-5

Najbardziej złożonym elementem systemu jest rejestrator cyfrowy. W badaniach szybowców PW wykorzystywane są dwa typy rejestratorów: DALI 2 konstrukcji inż. P Lamersa oraz AL 154 - produkowany przez firmę Apek (W-wa).

Rejestrator DALI 2 to urządzenie 8 kanałowe o zapisie 8 lub 12 bitowym. Zakres napięć wejściowych: 0 – 4V. Gabaryty: średnica 68 mm, wysokość 52 mm. Masa: 380 g. Transmisja danych do komputera dokonywana jest przez port szeregowy RS232.

Częstotliwość próbkowania jest ustawiana w zakresie od 0.01 do 100 Hz.

Pojemność pamięci: 122000 zapisów z rozdzielczością 8-bitową.

Przykładowo - przy parametrach rejestracji: (1 kanał, 8-bit, 16 Hz) – umożliwia to czas rejestracji przez 7625 sek.

Urządzenie dzięki specjalnemu, miniaturowemu pulpitowi pozwala na łatwe włączanie i wyłączanie podczas lotu (gospodarując w ten sposób zużyciem pamięci) oraz na robienie znaczników na przebiegu zapisów, co umożliwia zaznaczanie początku i końca wykonywanych ewolucji.



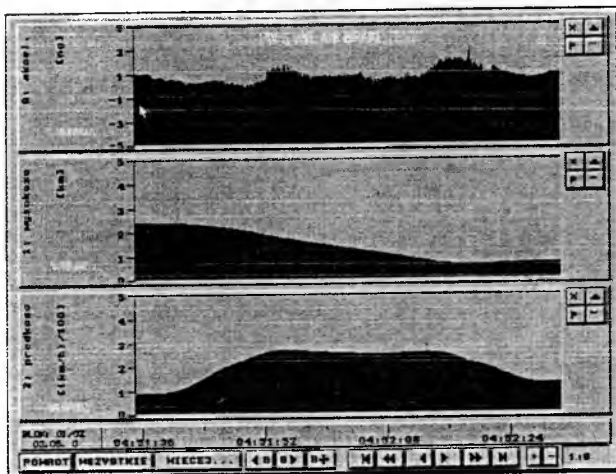
Rys.8
Rejestrator cyfrowy DALI-2

Ważnym elementem systemu jest program VDALI do komunikacji z rejestratorem. Jest to program w trybie DOS, ale wykonany w systemie okienkowym. Umożliwia łatwą konfigurację rejestratora, oraz odczytywanie, przeglądanie i skalowanie danych pomiarowych. System skalowania uwzględnia nieliniowości czujników sygnałów pomiarowych. Rejestrator oraz oprogramowanie może działać w dwóch opcjach:

Opcja STANDARD – w której ustala się częstotliwość próbkowania, ustala się podział kanałów na tzw.: „szybkie” (m menu programu zamiast słowa „szybki” użyte jest słowo „aktywny”) i „wolne” i ustala się relację (współczynnik) między częstotliwością próbkowania kanału „wolnego” i „szybkiego”. W efekcie rejestrator zapisuje do pamięci kanały „szybkie” z wybraną częstotliwością próbkowania, natomiast kanały „wolne” z krokiem zwielokrotnionym przez wybrany współczynnik.

Opcja SPEC – w której również ustala się częstotliwość próbkowania oraz podział na kanały „szybkie” i „wolne”, a także wzajemną relację między częstotliwościami zapisu na tych kanałach.

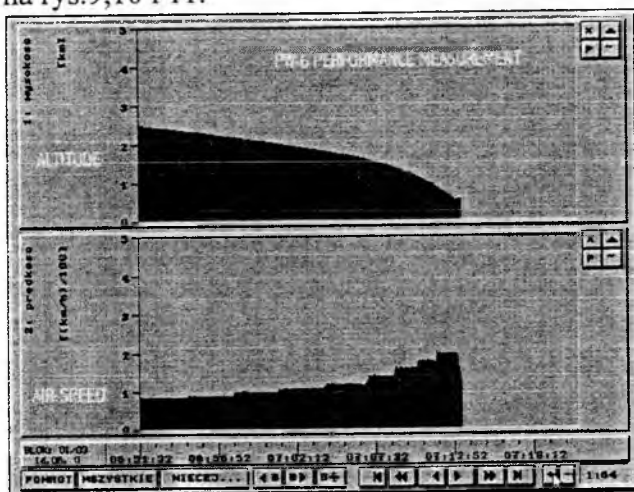
W tej opcji rejestrator zapisuje do pamięci kanały „szybkie” z wybraną częstotliwością próbkowania, natomiast kanały „wolne” próbkowane są z tą samą częstotliwością, jednak do pamięci zapisywane są jedynie wartości szczytowe (MIN i MAX) z przedziałów czasowych wynikających ze współczynnika krotności między częstotliwościami zapisu kanałów „szybkiego” i „wolnego”.



Rys.9
Program Vdali -
widok ekranu z
zapisem rejestracji
nurkowania
szybowca PW-6 z
otwartymi hamulcami
aerodynamicznymi

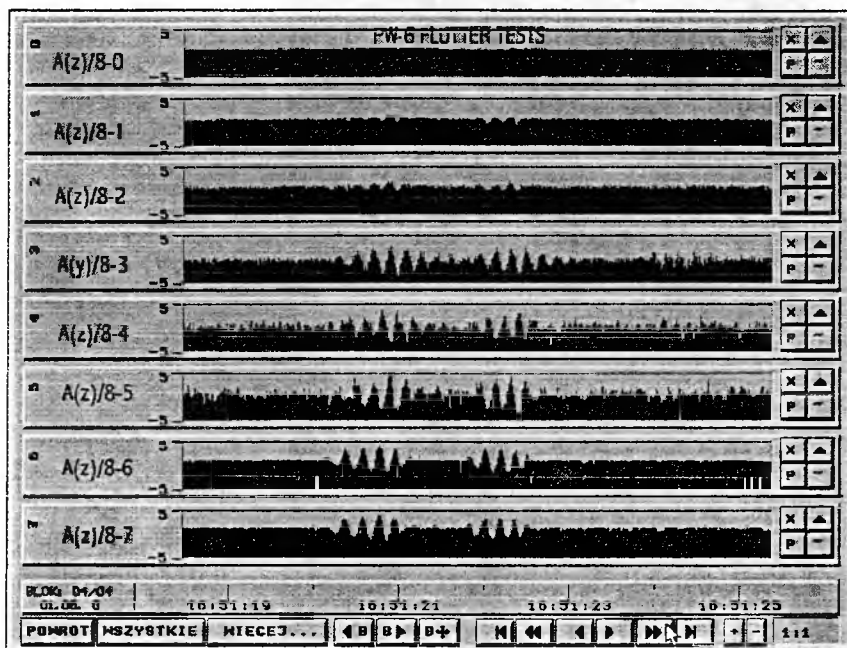
Jest to opcja oszczędnościowa dla pamięci cyfrowej – stosowana do badania spektrum obciążeń szybowca. Dzięki niej możliwe jest wydłużenie rejestracji do 8 godzin. Została ona specjalnie opracowana na potrzeby badań szybowca PW-5.

Przykładowe zapisy sygnałów z przeprowadzonych rejestracji pokazano na rys.9,10 i 11.



Rys.10
Program Vdali ;
widok ekranu z
zapisem
rejestracji
biegunowej
szybowca PW-6

- a/ zapisy z testu nurkowania z prędkością VNE na otwartych hamulcach aerodynamicznych
- b/ zapisy z rejestracji biegunowej prędkości szybowca PW-6. Badanie polega na ustalaniu co 200 metrów wysokości innej prędkości. Następnie rejestrowane są i obliczane średnie wartości prędkości postępowej i prędkości opadania. Na tej podstawie wyznaczana jest biegunowa prędkości.
- c/ zapisy przyspieszeń z testów flatterowych.



Rys.11 Program Vdali – widok ekranu z zapisem rejestracji z prób flatterowych

(Uwaga: Symbole czujników pomiarowych należy skojarzyć z Rys.1).

Rejestrator AL154 to urządzenie 4 kanałowe z pamięcią 4MB. Zakres częstotliwości próbkowania wynosi od 0.0033 do 500 Hz. Rozdzielczość sygnału 8 lub 12 bitów. Zakres napięć wejściowych: 0 – 4V. Gabaryty: 190x80x40 mm, masa: 560 g.

Do przyrządu dołączony jest prosty (choć niezbyt wygodny w stosowaniu) program do odczytywania danych, pracujący w trybie DOS. Komunikacja z komputerem odbywa się przez port szeregowy RS232.

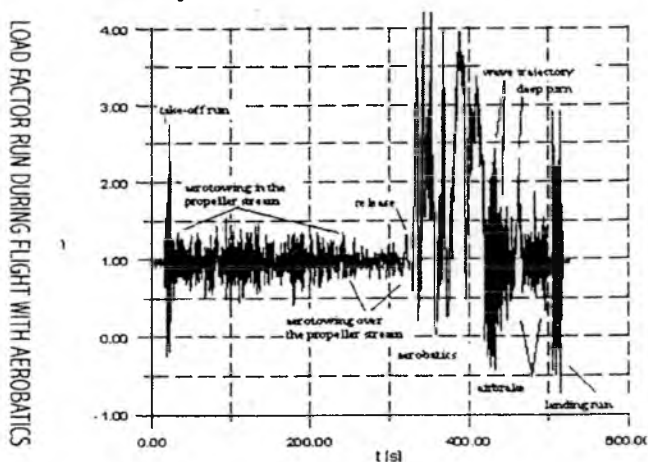
Zaletą przyrządu jest wbudowany ekranik oraz obecność klawiatury, umożliwiającej skonfigurowanie przyrządu i podgląd danych bez pośrednictwa komputera.



Rys.12
Rejestrator
cyfrowy
AL. 154

Rejestrator ten z uwagi na dużo większą pamięć, niż rejestrator DALI 2– jest bardzo dobrym urządzeniem do badania spektrum obciążeń eksploatacyjnych.

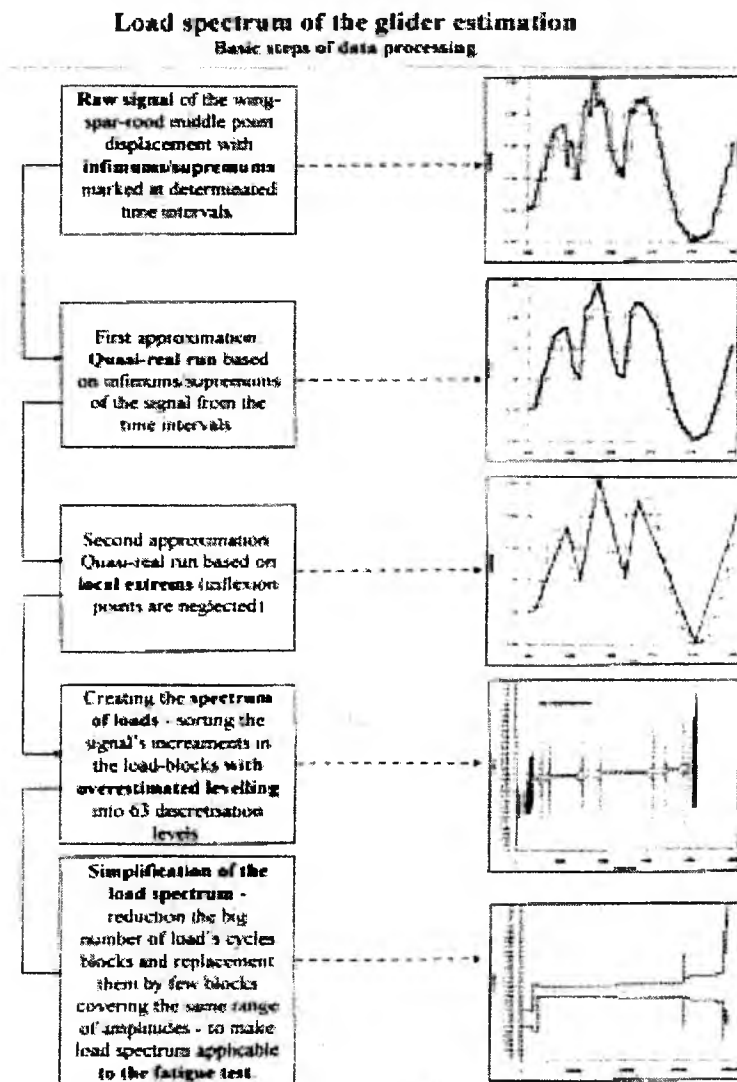
Przy próbach flatterowych szybowca PW-6, w których potrzebna była duża liczba kanałów stosowano jednocześnie oba rejestratory, przy czym 8 kanałów rejestratora DALI 2 wykorzystano na podłączenie czujników przyspieszeń, a do 4 kanałów rejestratora AL 154 podłączano odpowiednio: sygnał prędkości oraz sygnały wychyleń steru kierunku, lotek i steru wysokości.



Rys.13
Zmierzone
przebiegi
współczynnika
obciążeń szybowca
PW-5 w locie z
akrobacją

4. Obróbka danych pomiarowych

Rys.13 przedstawia rejestrację przebiegu współczynnika obciążeń określonego jednocześnie przez pomiar przyspieszeń w środku ciężkości, jak i ugięcia bagnetu dźwigara. Pokazano rejestrację z lotu 10 minutowego podczas którego szybowiec wykonywał akrobację.

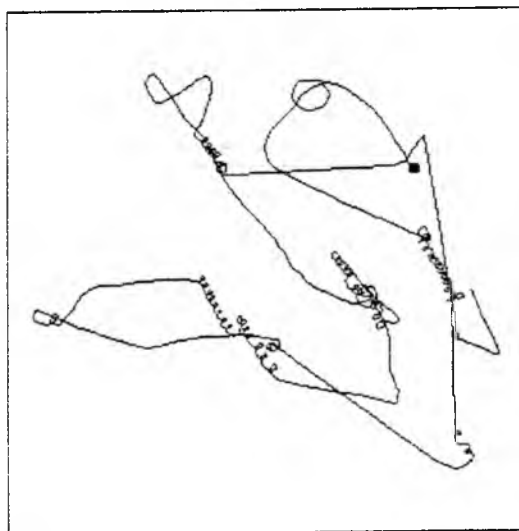


Rys.14

Ilustracja procesu otrzymywania spektrum obciążeń szybowca

Uzyskane przebiegi podlegają specjalnemu procesowi obróbki. Na rys.14 pokazano kolejne etapy uzyskiwania spektrum obciążeń eksploatacyjnych, które są niezbędne do określenia czasu użytkowania szybowca [1].

Warto dodać, że możliwości rejestracji parametrów lotu są dziś bardzo duże. W razie potrzeby – przedstawione systemy pomiarowe są uzupełniane o dodatkowe instrumenty, np. barograf elektroniczny i GPS.



Rys.15
Zapis trasy lotu termicznego
szybowca PW-5
dokonany za pomocą GPS

Widoczne jest, gdzie pilot krążył w kominach. Na podstawie tego zapisu będącego wizualizacją odczytanego z pamięci GPS pliku tekstowego odtworzyć można nawet prędkość i kierunek wiatru.

6. Podsumowanie

Stosowane w badaniach certyfikacyjnych szybowców serii PW systemy zbierania danych – w istotny sposób podwyższają obiektywność i efektywność takich badań.

Wraz z rozwojem elektroniki możliwości w tej dziedzinie będą rosnąć.

Bibliografia

1. Rodzewicz Mirosław, *Research of the load spectrum and fatigue tests of the PW-5 World Class Glider*, XXVI OSTIV Congress, Bayreuth 1999

WYKORZYSTANIE TRÓJOSIOWEJ SONDY MAGNETYCZNEJ W UKŁADZIE ZINTEGROWANYM Z GPS

mgr inż. Jacek Rogoski
e-mail: jrogoski@meil.pw.edu.pl
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
Politechnika Warszawska

dr hab. inż. Janusz Narkiewicz
e-mail: jnark@meil.pw.edu
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa
Politechnika Warszawska

W referacie omówiono zintegrowany układ nawigacji przeznaczony dla obiektów poruszających się po powierzchni Ziemi, w którym system GPS połączono z układem nawigacji zliczeniowej. Układ nawigacji zliczeniowej wykorzystuje cyfrowy czujnik pola magnetycznego i triadę przyspieszeniomierzy. W procesie integracji sygnałów pomiarowych zastosowano filtr Kalmana.

Dokonano sprawdzenia działania poszczególnych elementów układu w warunkach laboratoryjnych oraz przeprowadzono badania eksperymentalne na pojeździe w warunkach jazdy miejskiej.

Otrzymane wyniki potwierdziły poprawne działanie układu.

1. Wprowadzenie

Jednym z najszybciej ostatnio rozwijającym działem nawigacji jest nawigacja lądowa. Największy wpływ na ten stan rzeczy ma powstanie i rozwój systemu GPS, umożliwiającego określanie pozycji obiektów na

całej kuli ziemskiej przez 24 godziny na dobę, przez co zanikła konieczność korzystania z systemów nawigacyjnych wyspecjalizowanych stosowanych od dawna w nawigacji morskiej i lotniczej. Możliwość dokładnego określania pozycji, kreuje nowe zastosowania i przyciąga nowych użytkowników zarówno cywilnych jak też wojskowych.

Informacje z układu GPS, ze względu na ograniczenia wynikające z zasady jego działania, wymagają uzupełnienia informacjami nawigacyjnymi z innych źródeł, co prowadzi do układów zintegrowanych [1].

Zadanie budowy układów zintegrowanych ułatwia obecnie coraz większa dostępność sprzętu obliczeniowego i łatwość jego programowania. Zagadnienia związane z integracją urządzeń pomiarowych w układach nawigacyjnych przeznaczonych dla obiektów poruszających się po powierzchni Ziemi, w szczególności połączenie układu GPS z układami nawigacji zliczeniowej przedstawione zostały w [2]. Jak stwierdzono, podobne metody integracji, jak stosowane w połączeniach INS/GPS, można wykorzystać w integracji INS z dowolnym układem zliczeniowym.

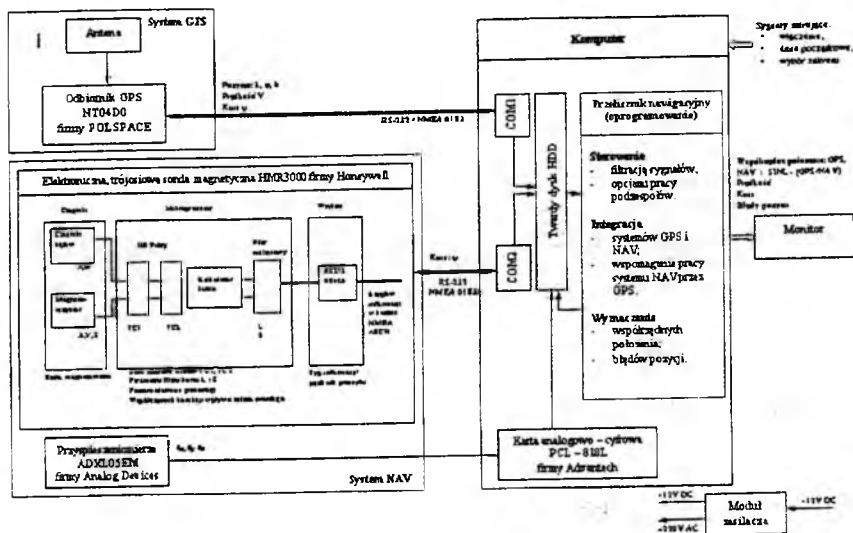
W pracy badany był zintegrowany układ nawigacyjny złożony z odbiornika GPS oraz bloku nawigacji zliczeniowej, na który składały się: czujnik pola magnetycznego i triada przyspieszeniomierzy. Przedmiotem prac projektowych była część układu nawigacyjnego, w której wykonywane są pomiary i przetwarzanie ich wyników.

2. Struktura systemu

Opracowanie badanego układu nawigacji lądowej poprzedziła analiza możliwości wykorzystania w nim urządzeń pomiarowych istniejących na pojeździe lub stosowanych w innych układach nawigacyjnych [3], [4]. Syntetyczny wynik tej analizy ukierunkowany na układ nawigacji samochodowej przedstawiono na schemacie (Rys.1), na którym starano się uwzględnić wszystkie dostępne źródła informacji nawigacyjnych, zarówno już stosowane w takich układach, jak też możliwe do wykorzystania. Zastosowanie niektórych z zamieszczonych na schemacie urządzeń (np. urządzeń namiarowych, pomiaru odległości od stacji GSM) jest obecnie jedynie w sferze analiz koncepcji [3]. W niektórych urządzeniach, jak na przykład przy pomiarze przebytej drogi można rozważać wykorzystanie licznika kilometrów lub czujników obrotów w układzie ABS samochodu.

Dodatkowym, alternatywnym czujnikiem przyspieszeń był trójosiowy przyspieszeniomierz ADXL05EM-3. Analogowe sygnały wyjściowe z przyspieszeniomierzy były przekazywane do przetwornika A/C – karta PCL-818L firmy Advantech.

Napięcia zasilające generowane były w zasilaczu dostarczającym jednocześnie napięcie stałe 12V i przemienne 220V (200W). Sonda i trzy jednoosiowe przyspieszeniomierze miały odrębne źródło zasilania o wymaganej stałej wartości napięcia zasilającego 9V.



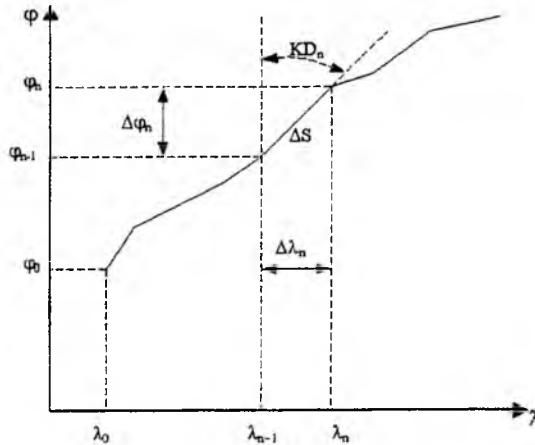
Rys. 2. Układ nawigacji samochodowej z sondą magnetyczną i przyspieszeniomierzami

Wszystkie sygnały cyfrowe były poddane filtracji i przeliczane w przeliczniku nawigacyjnym. Na wyjściu otrzymywano współrzędne trasy przejazdu wyznaczone w wyniku współpracy systemów GPS i NAV oraz błąd pozycji względem przyjętych punktów orientacyjnych na trasach przejazdu.

2.1. Algorytm przetwarzania sygnałów w układzie zintegrowanym

Przebyta droga była obliczana w przeliczniku w wyniku dwukrotnego całkowania sygnału przyspieszeniomierzy, a wskazania kursu dostarczane były przez sondę magnetyczną. Współrzędne położenia obiektu uzyskiwano przez sumowanie elementarnych odcinków drogi

przebytej przez pojazd względem znanej pozycji początkowej (Rys. 3). Przyjęto założenie, że ruch pojazdu odbywa się po płaszczyźnie Ziemi, co pozwoliło na wyznaczanie pozycji z trójkąta loksodromicznego.

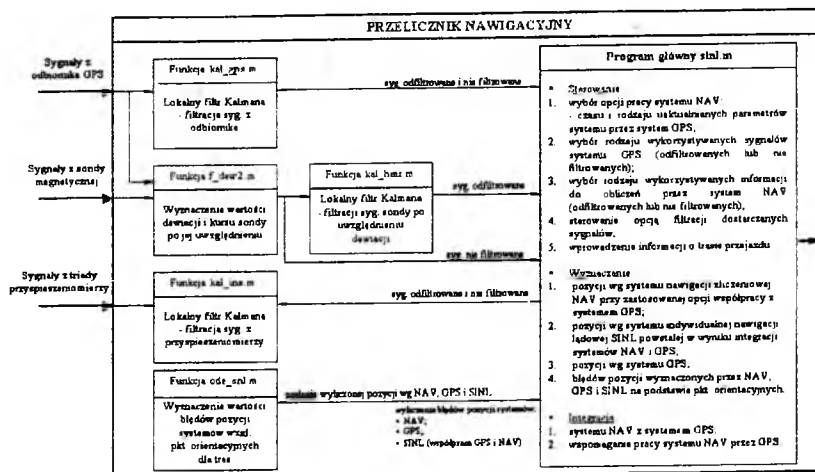


Rys. 3. Sposób sumowania przyrostów drogi.

$$\begin{aligned}\varphi_n &= \varphi_{n-1} + \Delta\varphi_n \\ \lambda_n &= \lambda_{n-1} + \Delta\lambda_n \\ S_n &= \sum_{n=1}^{n=m} \Delta S_n\end{aligned}\tag{1}$$

gdzie: S_n – droga przejechana przez pojazd
 φ_n, λ_n – bieżące współrzędne pojazdu
 $\varphi_{n-1}, \lambda_{n-1}$ – współrzędne pojazdu z kroku poprzedniego
 φ_0, λ_0 – początkowe współrzędne pojazdu
 $\Delta\varphi_n$ – przyrost współrzędnej szerokości geodezyjnej
 $\Delta\lambda_n$ – przyrost współrzędnej długości geodezyjnej
 ΔS – elementarny przyrost drogi
 KD_n – kąt drogi (kurs)

Wyliczenie bieżących współrzędnych pozycji pojazdu wg NAV odbywa się w przeliczniku nawigacyjnym (Rys.4). W przeliczniku tym jest realizowana także współpraca systemu nawigacji zliczeniowej NAV i systemu nawigacji satelitarnej GPS. Na wyjściu z przelicznika podawana jest pozycja pojazdu wynikająca ze współpracy systemów GPS, NAV i każdego z osobna.



Rys. 4. Filtracja i przetwarzanie sygnałów w zaprojektowanym układzie nawigacji samochodowej

W systemach nawigacyjnych najczęściej wykorzystywane metody integracji polegają na:

1. jednoczesnej pracy kilku urządzeń pomiarowych, opartych na różnych podstawach fizycznych, które mierzą te same parametry. Ich sygnały wyjściowe po przejściu przez filtr są uśredniane, co podwyższa dokładność pomiaru parametru nawigacyjnego i obniża wpływ błędów przypadkowych;
2. współpracy urządzeń pomiarowych kilku typów, gdzie ciągłość ich pracy tworzona jest w ten sposób, że według sygnałów z jednego układu pomiarowego przygotowywane są warunki pracy drugiego;
3. jednoczesnej pracy urządzeń nawigacyjnych, mierzących te same parametry ale na podstawie różnych zjawisk fizycznych. Ich sygnały wyjściowe są porównywane, a sygnał różnicy jest filtrowany.

Metoda integracji, którą wykorzystano w projekcie to metoda z punktu 2 i częściowo z punktu 1. Po podzieleniu zmiennych stanu na trzy grupy: odbiornika GPS, sondy magnetycznej i przyspieszeniometry, do przetwarzania sygnałów pomiarowych dla każdego czujnika zastosowano indywidualny filtr Kalmana (Rys.4). Zrezygnowano z pełnego zastosowania schematu z punktu 1 co wynika z pracy systemu GPS, który wprowadza błędne wskazania kursu w przypadku zatrzymania się pojazdu. Wykorzystanie pomiaru kursu pojazdu przez GPS w tym

momencie powodowałoby wprowadzanie do obliczeń informacji fałszywej.

W przypadku, gdy parametry pozycji dostarczane przez systemu GPS są stałe, co może wynikać z zaniku sygnału lub zatrzymania się pojazdu, wówczas pozycją "prawdziwą" pojazdu jest pozycja wyznaczana przez system nawigacji zliczeniowej NAV. Wartości uzyskane z systemu GPS w ostatnim kroku pracy przed zanikiem stanowią wówczas parametry początkowe dla systemu NAV. W przypadku braku sygnału GPS, pozycja wg NAV jest informacją priorytetową do momentu ponownej prawidłowej pracy odbiornika GPS.

Jednocześnie prowadzone jest wspomaganie pracy systemu NAV przez GPS podczas jego prawidłowej pracy, realizowane programowo i polegające wykorzystaniu uaktualnianych informacji z odbiornika GPS, jako wartości początkowych dla pozycji wyznaczonej w systemie NAV. Zastosowanie takiej współpracy systemów GPS i NAV zagwarantowało wymaganą niezawodność i dokładność wskazań pozycji.

2.2. Badania eksperymentalne i ich wyniki

Projekt systemu indywidualnej nawigacji lądowej został poddany badaniom, które miały sprawdzić:

1. poprawność działania zaprojektowanego systemu nawigacji lądowej po jego zabudowie na samochodzie oraz w rzeczywistych warunkach eksploatacji tj. aglomeracji miejskiej o dużym stopniu urbanizacji;
2. skuteczność wspomaganie działania odbiornika systemu GPS przez dodatkowe urządzenia pomiarowe tj. cyfrową sondę magnetyczną i przyspieszeniomierz;
3. dokładność wskazań pozycji przez systemy GPS i NAV w przypadku niezależnej pracy każdego z nich i w przypadku zintegrowanego systemu GPS/NAV, dla różnych wariantów pracy systemu NAV; rozpatrywano następujące warianty współpracy:
 - brak filtracji sygnałów i uaktualniania pozycji oraz kursu przez system GPS;
 - filtracja sygnałów oraz uaktualnianie pozycji i kursu przez system GPS;
 - brak filtracji sygnałów i uaktualniania pozycji przez system GPS;
 - filtracja sygnałów i uaktualnianie pozycji przez system GPS;

- brak filtracji sygnałów i uaktualnianie kursu sondy przez system GPS.
4. niezawodność współpracy systemów GPS i NAV dla opracowanego algorytm obliczeniowego;

Wyniki badań miały także wskazać, jakie dodatkowe zmiany i badania należy wprowadzić w dalszych rozwiązaniach konstrukcyjnych systemu.

Przeprowadzone badania można podzielić na dwie grupy:

1. badania laboratoryjne na stacjonarnym stanowisku badawczym., polegające na sprawdzeniu poprawności działania elementów pomiarowych systemu oraz poprawności oprogramowania; w tej grupie badań dobrano nastawy parametrów poszczególnych elementów pomiarowych oraz wykonano testy oprogramowania po złożeniu systemu
2. badania na samochodzie; w tej grupie badań zostały wykonane:
 - badania statyczne – polegające na:
 - sprawdzeniu poprawności działania elementów pomiarowych i równoległości ich osi pomiarowych z głównymi osiami pojazdu;
 - określeniu, wpływu pola magnetycznego wytwarzanego przez elementy pojazdu wykonane z materiałów magnetycznych na działanie poszczególnych elementów pomiarowych
 - określeniu, wpływu na wskazania układu zespołu napędowego pojazdu.
 - badania dynamiczne – polegały one na przejechaniu wzdłuż wytyczonych tras i porównaniu różnych wariantów współpracy elementów pomiarowych badanego systemu nawigacyjnego; rodzaj trasy, na której dokonywane były pomiary zależał od tego, jakiemu rodzajowi badań poddany został system.

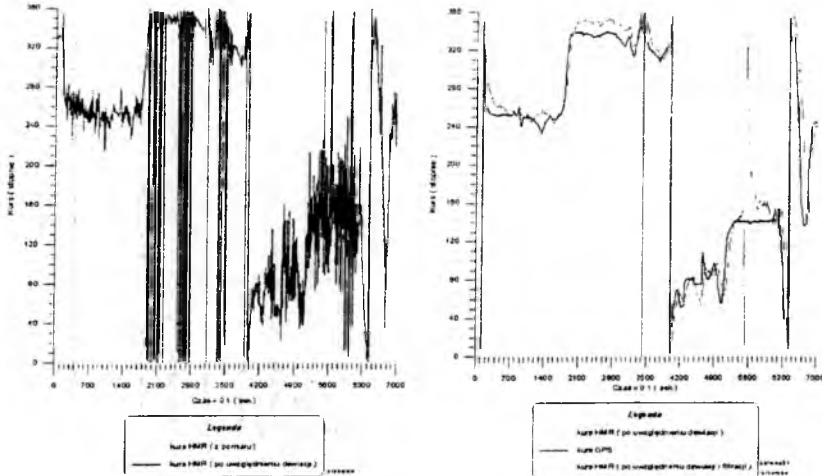
Na Rys. 5 pokazano jedną z tras przebiegającą w centrum miasta. Na trasie tej znajdowały się przeszkody terenowe powodujące zanik sygnałów systemu GPS. Przebieg tej trasy został tak dobrany, by umożliwił sprawdzenie systemu w przypadku poruszania się po obszarze zabudowanym, gdy występuje zjawisko niedostatecznej liczby widocznych satelitów niezbędnych dla poprawnej pracy systemu GPS. Dzięki przyjętym punktom charakterystycznym wyznaczono wartości błędów systemu. W ten sposób określono stopień niezawodności systemu

ze względu na współpracę systemów NAV i GPS, jak również poprawność działania zastosowanego algorytmu obliczeniowego.



Rys. 5. Przebieg trasy docelowej - ŚRÓDMIEŚCIE

Poprawność wskazań kursu na podstawie odfiltrowanych sygnałów z sondy magnetycznej można ocenić analizując Rys. 6a i Rys. 6b. Okazało się bardzo przydatne wyznaczenie wartości dewiacji sondy magnetycznej w ramach badań stacjonarnych na pojeździe - dopiero po jej uwzględnieniu można było wykorzystać wskazania sondy w obliczeniach (Rys. 6a).



Rys. 6a i 6b. Wskazania cyfrowej sondy magnetycznej na trasie ŚRÓDMIEŚCIE przed i po uwzględnieniu filtracji oraz dewiacji magnetycznej

Zastosowanie filtracji sygnału sondy po przeprowadzeniu kompensacji dewiacji w jeszcze większym stopniu poprawiło jej wskazania co pokazano na Rys.6b - skutecznie filtrowane są m.in. występujące sporadycznie piki sygnału w okolicy 0^0 - 360^0 wynikające z niejednoznaczności wartości kursu.

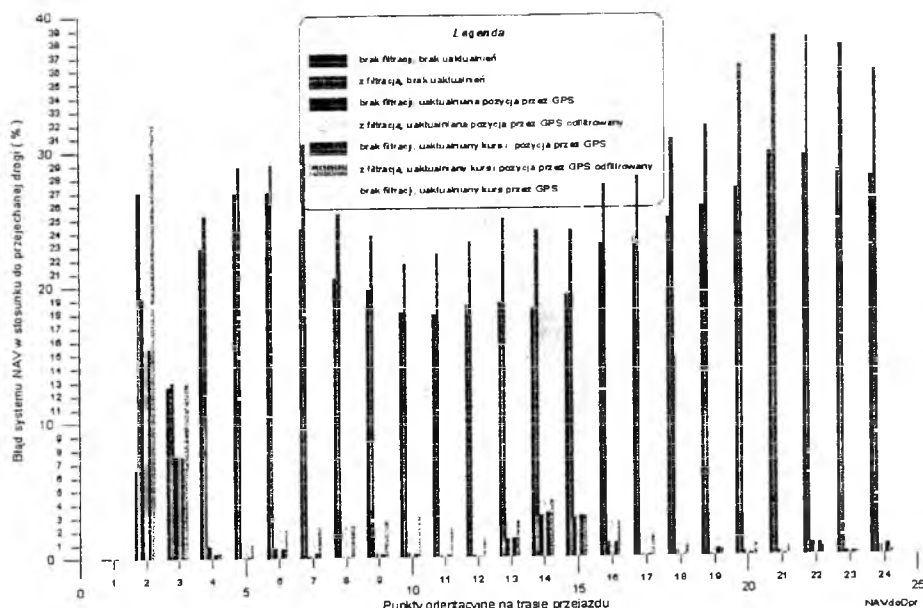
Układ nawigacji zliczeniowej charakteryzuje się tym, że błąd określenia pozycji narasta z czasem. Zastosowanie opcji wspomaganie pracy systemu NAV przez GPS w kilku przypadkach zmniejszyło wartość tego błędu. Wyniki wyrażonego w procentach błędu określania pozycji w stosunku do przejechanej drogi pokazano na Rys.8, na którym w legendzie podano różne sposoby integracji sygnałów pomiarowych badane w tej pracy.

Najlepszym sposobem współpracy elementów systemu nawigacji zliczeniowej jest zastosowanie wspomaganie tego układu przez system GPS w tym czasie, gdy występuje dostateczna liczba satelitów gwarantujących prawidłową pracę odbiornika. Dwa sposoby współpracy:

1. jednoczesne uaktualnianie pozycji i kursu;

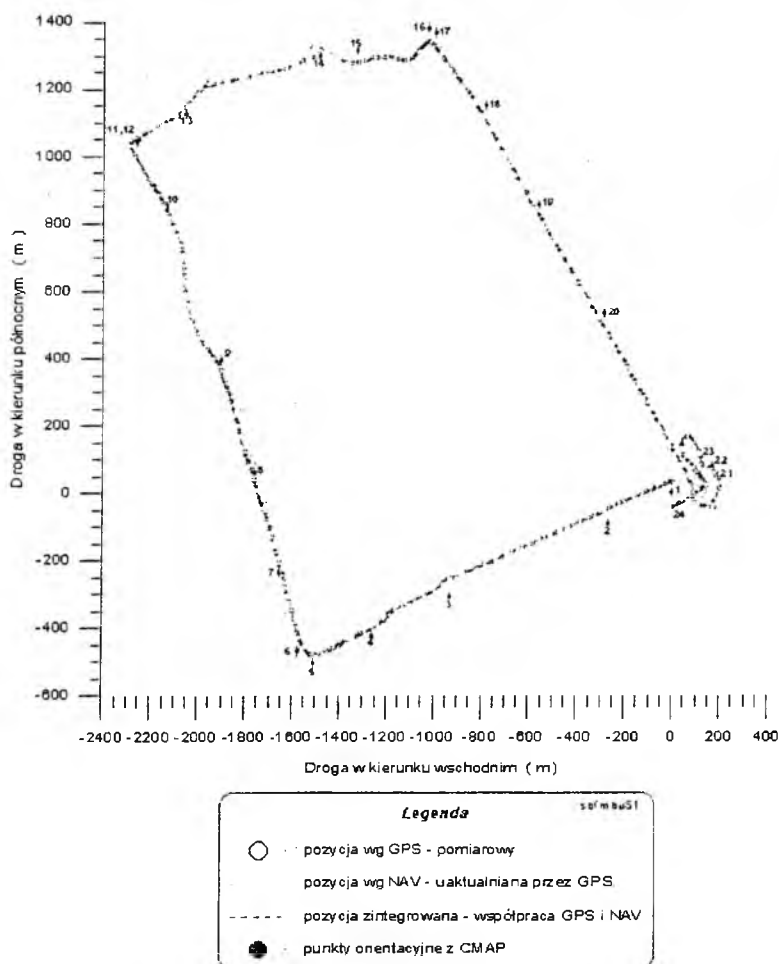
2. uaktualnianie tylko pozycji,

okazały się najbardziej skuteczne dla wszystkich trzech tras badawczych (Rys.7).



Rys. 7. Błędy pozycji na trasie przejazdu dla rozpatrywanych sposobów współpracy.

Wykorzystany w projekcie system nawigacji zliczeniowej NAV oparty na przyspieszeniomierzach i cyfrowej sondzie magnetycznej, w znacznym stopniu wspomagał pracę systemu GPS szczególnie, gdy wystąpił zanik sygnałów. Zanik sygnału GPS wystąpił na dwóch trasach badawczych, m.in. na przedstawionej trasie na Rys.5. Jest on zauważalny przy 15 punkcie orientacyjnym, choć wystąpił zaraz po punkcie 14 i w dodatkowo w punkcie 21 (Rys.9). Momenty, w których wykorzystywana była pozycja wyliczona przez ten system można zauważyć na poniższym wykresie trasy przejazdu. Uwzględnianie w wymienionych chwilach zaniku, pozycji wyliczanej przez system NAV potwierdza prawidłowe współdziałanie systemów GPS i NAV przy zastosowanym algorytmie.



Rys. 9. Trasa przejazdu dla systemów GPS, NAV i systemu zintegrowanego

3. Podsumowanie

Integracja układów nawigacyjnych wymaga rozpatrzenia trzech podstawowych kwestii: rodzaju urządzeń tworzących zintegrowany układ, sposobu ich współpracy oraz algorytmu przetwarzania wyników pomiarów. Dla każdego rodzaju poruszającego się obiektu należy przeanalizować dobór możliwych do wykorzystania i wybrać najlepszy zestaw czujników i urządzeń pomiarowych, zakładając wykorzystanie informacji nawigacyjnej otrzymywanych ze wszystkich dostępnych źródeł. Przeprowadzone badania dotyczyły układu nawigacyjnego dla pojazdu samochodowego.

Po rozpatrzeniu dostępnych możliwości opracowano i sprawdzono eksperymentalnie zintegrowany układ nawigacyjny zawierający odbiornik nawigacji satelitarnej GPS, trójosiowy czujnik pola magnetycznego i triadę przyspieszeniomierzy.

Otrzymane wyniki badań eksperymentalnych potwierdziły poprawność przyjętej metody integracji. Sonda magnetyczna okazała się bardzo czuła i w związku z tym oprócz ziemskiego pola magnetycznego, na jej wskazania wpływały też inne pola związane z terenem, na którym były prowadzone badania.

Zintegrowanych systemów nawigacji oparte na badanych czujnikach mogą być wykorzystane m.in. w systemach automatycznego sterowania pojazdów lub w bezpilotowych statkach powietrznych.

Bibliografia

1. Narkiewicz J., *Podstawy układów nawigacyjnych*, WKŁ, Warszawa, 1999
2. Narkiewicz J., Gajda K., Rogoski J., *Integracja elementów pomiarowych w układach nawigacji lądowej*, II Sympozjum „Nawigacja Zintegrowana”, WSM Szczecin, Maj 2000.
3. Zhao Y., *Vehicle Location and Navigation Systems*, Artech House, Inc., 1997
4. Rogoski J., *System indywidualnej nawigacji lądowej SINL*, Praca Dyplomowa Magisterska, Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa, Politechnika Warszawska 2000

ANALIZA TRANSGRANICZNYCH STANÓW LOTU SUPERMANEWROWYCH SAMOLOTÓW ZA POMOCĄ TEORII SYSTEMÓW DYNAMICZNYCH

Krzysztof S. Sibilski
e-mail: sibilski@hot.pl
Wojskowa Akademia Techniczna

Współczesne samoloty wojskowe mogą wykonywać manewry na dużych okołokrytycznych i nadkrytycznych kątach natarcia. Klasyczne metody badania stateczności ruchu w tym zakresie kątów natarcia zawodzą. Teoria Systemów Dynamicznych dostarcza interesujących narzędzi pozwalających na analizę osobliwości dynamiki lotu samolotu na dużych, nadkrytycznych kątach natarcia. W pracy przedstawiono wyniki bifurkacyjnej analizy ustalonych stanów lotu samolotu ze skrzydłem pasmowym. Przedstawiono metodykę i przykładowe wyniki badań symulacyjnych ekstremalnych stanów lotu. Przyjęty model obciążeń aerodynamicznych uwzględnia obszary dużych kątów natarcia, a także takie zjawiska jak głębokie przeciągnięcie dynamiczne, czy też histereza współczynników aerodynamicznych.

1. Wstęp

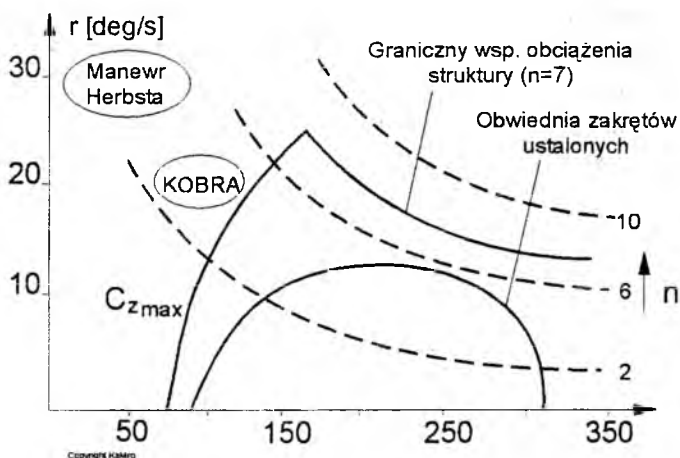
Teoria Systemów Dynamicznych [4, 8, 11, 23, 24] pozwala na zbudowanie metodyki badania rozwiązań układu równań różniczkowych zwyczajnych opisujących ruch samolotu. Pierwszym krokiem analizy jest wyznaczenie stanów ustalonych układu (w zależności od wybranego parametru – np. składowych wektora sterowania). Stany ustalone są wyznaczane poprzez rozwiązanie układu nieliniowych równań algebraicznych, otrzymanych poprzez przyrównanie do zera wszystkich pochodnych występujących w różniczkowych równaniach ruchu statku powietrznego. Następnie, na podstawie twierdzenia Hartmana-Grobmana stwierdza się

lokalną stateczność otrzymanych rozwiązań, poprzez linearyzację (wokół wyznaczonych stanów ustalonych) równań różniczkowych zwyczajnych opisujących ruch badanego obiektu i wyznaczenie wartości własnych układu zlinearyzowanego.

Można udowodnić [11, 24], że stany ustalone badanego układu są ciągłymi funkcjami jego parametrów (dla wszystkich stanów ustalonych, dla których ten układ nie jest osobliwy). Zmiany stateczności mogą nastąpić wówczas, gdy części rzeczywiste jednej lub więcej niż jednej wartości własnej zmieniają znak. Zmiany stateczności prowadzące do jakościowo różnej zmiany odpowiedzi układu są zwane bifurkacjami. Granice stateczności mogą zostać określone poprzez poszukiwanie stanów ustalonych charakteryzujących się przynajmniej jedną wartością własną z zerową częścią rzeczywistą.

Ruch statku powietrznego opisywany jest za pomocą układu silnie nieliniowych równań różniczkowych zwyczajnych. Liczba tych równań zależy od przyjętego modelu fizycznego statku powietrznego. Jak już wspomniano twierdzenie Hartmana-Grobmana stanowi, że lokalna stateczność stanu quasi-ustalonego jest zdeterminowana poprzez wartości własne zlinearyzowanego wokół położenia równowagi układu równań różniczkowych, opisujących badany system dynamiczny. Jeżeli choć jedna z wartości własnych ma dodatnią część rzeczywistą, wówczas położenie równowagi jest niestateczne. Stany ustalone równań opisujących ruch statku powietrznego są ciągłymi funkcjami np. wychyleń powierzchni sterowych. Granice stateczności mogą być wyznaczone poprzez poszukiwanie stanów ustalonych posiadających przynajmniej jedną wartość własną z zerową częścią rzeczywistą. Przykładami prostych bifurkacji położenia równowagi mogą być bifurkacja Hopfa i bifurkacja typu siodło węzeł [4, 8, 11, 13, 23]. W wyniku bifurkacji Hopfa [10, 14], położenie równowagi, które było statecznym ogniskiem zmienia się w ognisko niestateczne. W przypadku gdy badany układ jest nieliniowy, to dookoła takiego ogniska może wystąpić stateczny cykl graniczny okresowych drgań samowzbudnych. W przypadku gdy jedna z wartości własnych jest rzeczywista i zmienia znak z ujemnego na dodatni, wówczas otrzymuje się zmianę położenia równowagi ze statecznego węzła na niestateczne siodło, a następnie znów na stateczny węzeł. Tego rodzaju bifurkacja nazywana jest bifurkacją siodło-węzeł. W takim przypadku wystąpi divergentna utrata stateczności układu i skończone przemieszczenie (w ujęciu nieliniowym). W nieliniowych układach dynamicznych występuje także szereg innych znacznie bardziej złożonych bifurkacji położenia równowagi oraz trajektorii fazowych. Przy dostatecznie dużej liczbie

bifurkacji mogą pojawić się ruchy chaotyczne.



Rys 1 Współczynnik przeciążenia normalnego n w funkcji prędkości kątowej zakrętu i prędkości lotu

Zalety samolotów supermanewrowych, w porównaniu z klasycznymi przedstawia rysunek 1. Zaznaczono na nim obszary możliwych prędkości kątowych zakrętu i prędkości lotu w zależności od współczynnika przeciążenia i współczynnika maksymalnej siły nośnej. Samoloty klasyczne muszą wykonywać zakręt z prędkością kątową leżącą poniżej tzw. „naroża prędkości”. Samoloty supermanewrowe mogą wykonywać zakręt ze znacznie większymi prędkościami kątowymi. Na rysunku tym zaznaczono także przewidywane parametry kinematyczne samolotu wykonującego manewr: „Kobra” oraz „Manewr Herbsta”. Możliwość zmniejszenia prędkości poprzez wyjście na duże nadkrytyczne kąty natarcia umożliwia znaczne powiększenie prędkości kątowej zakrętu, co z kolei prowadzi do zmniejszenia promienia zakrętu (co w przypadku samolotów myśliwskich ma ogromne znaczenie). Latanie na okołokrytycznych kątach natarcia związane jest z szeregiem groźnych zjawisk dynamicznych takich jak wing-rock, buffeting skrzydeł i usterzenia, niestateczność spiralna itp. Poważnym zagrożeniem staje się zmniejszenie skuteczności sterów. Dlatego też pojawia się konieczność poprawienia sterowności poprzez tzw. „wektorowanie ciągu” polegające na takim zaprojektowaniu dysz wylotowych silników, by możliwe stało się odchylenie wektora ciągu silników. Odchylenie to jest włączone w układ sterowania samolotem. Samoloty supermanewrowe mają skrzydła pasmowe lub skrzydła delta. Cechą charakterystyczną takich skrzydeł jest wytwarzanie układu silnych wirów krawędziowych zwiększających siłę nośną na dużych kątach na-

tarcia. Korzystny układ wirów na skrzydłach tego typu może przybierać różne formy niesymetryczne, pękać lub być układem niestabilnym. Asymetria układu wirowego powoduje pojawienie się problemów ze statecznością samolotu.

W pracy zostaną przedstawione wybrane wyniki badań manewru „Kobra” wykonanych w oparciu o metody Teorii Systemów Dynamicznych.

2. Postawienie zagadnienia

2.1. Nieliniowe równania ruchu

Ruch statku powietrznego opisywany jest za pomocą układu silnie nieliniowych równań różniczkowych zwyczajnych. Ilość tych równań zależy od przyjętego modelu fizycznego statku powietrznego. Dla klasycznego modelu nieodkształcalnego samolotu z ruchomymi powierzchniami sterowymi równania te można zapisać w następującej postaci [1, 7, 15, 20]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \quad (1)$$

W równaniu (1) $\mathbf{x}$ oznacza wektor stanu, $\mathbf{u}$ wektor sterowania. Jeżeli równania ruchu środka masy samolotu zapisane są w prędkościowym układzie współrzędnych, a równania ruchu nieodkształcalnego kadłuba samolotu względem środka masy zapisane są w układzie związanym ([, 7, 20]), wówczas wektor stanu $\mathbf{x}$ można zapisać w postaci:

$$\mathbf{x} = [V_0, \alpha, \beta, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g]^T \quad (2)$$

W ogólnym przypadku wektor sterowania jest równy:

$$\mathbf{u} = [\alpha_{zH}(t), \delta_H(t), \delta_L(t), \delta_V(t), T(t), \phi_{Fy}(t), \phi_{Fz}(t)]^T \quad (3)$$

Składowe wektora $\mathbf{f}$ można znaleźć np. w pracy [20]. Przyjęty sposób modelowania obciążeń aerodynamicznych oparto o algorytmy z zależności zawarte w pracach: [16, 17, 20, 22].

2.2. Teoretyczne podstawy bifurkacyjnej analizy dynamiki ruchu samolotu

Teoria bifurkacji nieliniowych równań różniczkowych zwyczajnych zajmuje się układem równań różniczkowych pierwszego rzędu ([4, 8, 11, 13]):

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mu), \quad \mathbf{x} \in \mathbb{R}^n, \quad \mu \in \mathbb{R} \quad (4)$$

zależnym od parametru μ i opisującym ruch układu dynamicznego w n -wymiarowej przestrzeni euklidesowej $\mathbb{R}^n$. Zakłada się, że opisany równaniem (1) układ ma asymptotycznie stabilne rozwiązanie stacjonarne $\mathbf{x}=0$. Oznacza to, że dla wszystkich $\mathbf{x}(0)$ należących do tego otoczenia spełnione są warunki:

- a) trajektoria $\mathbf{x}(t)$ spełnia warunek: $|\mathbf{x}(t)| < \varepsilon$ dla $t > 0$
- b) $|\mathbf{x}(t)| \rightarrow 0$ dla $t \rightarrow \infty$

Rozwiązanie problemu polega na znalezieniu odpowiedzi na pytanie, jak zmiana parametru μ wpłynie lokalnie na otoczenie punktu $\mathbf{x}=0$. Ze względu na to, że dla wszystkich μ spełnione jest równanie:

$$\mathbf{f}(\mathbf{0}, \mu) = 0 \quad (5)$$

można je zapisać w postaci:

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{H}_\mu \mathbf{x} + \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mu) \quad (6)$$

Przy czym $\mathbf{H}_\mu = D_{\mathbf{x}}\mathbf{f}(\mathbf{0}, \mu)$ jest kwadratową macierzą charakterystyczną o elementach danych równaniem:

$$[\mathbf{H}_\mu]_{ij} = \frac{\partial f_i(\mathbf{0}, \mu)}{\partial x_j} \quad (7)$$

zaś nieliniowa funkcja wektorowa $\mathbf{f}$ spełnia warunki:

$$\mathbf{f}(\mathbf{0}, \mu) = 0, \quad D_{\mathbf{x}}\mathbf{f}(\mathbf{0}, \mu) = 0 \quad (8)$$

W procesie badania stateczności stacjonarnego rozwiązania równania (4) ($\mathbf{x}=0$) ma zastosowanie wspomniane już powyżej twierdzenie Hartmana-Grobmana. Stanowi ono, że jeżeli wszystkie wartości własne macierzy charakterystycznej $\mathbf{H}_\mu$ zlinearyzowanego układu (4) leżą w lewej półpłaszczyźnie zespolonej, tj.:

$$\operatorname{Re}(\lambda_j) < 0, \quad \text{dla } j=1, 2, 3, \dots, n \quad (9)$$

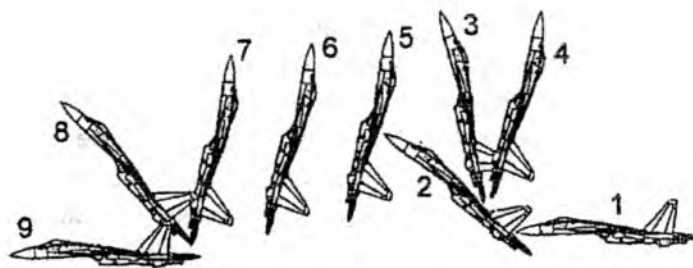
wówczas istnieje pewna ciągła, homomorficzna transformacja zmiennych sprowadzająca lokalnie nieliniowy układ równań (4) do układu liniowego. Oznacza to, że jeżeli stacjonarne rozwiązanie zlinearyzowanego układu równań jest asymptotycznie stateczne, to również stateczne jest rozwiązanie układu nieliniowego. Z twierdzenia Hartmana-Grobmana wynika również, że każda jakościowa zmiana charakteru rozwiązań układu nieliniowych równań opisujących system dynamiczny jest wska-

zywana przez pojawienie się zerowych części rzeczywistych wartości własnych macierzy charakterystycznej H_μ układu zlinearyzowanego.

3. Bifurkacyjna analiza dynamiki lotu samolotu

Pierwsze prace publikowane w dostępnej literaturze światowej na temat bifurkacyjnej analizy dynamiki lotu samolotu pojawiły się na początku lat osiemdziesiątych. Dotyczyły one głównie problemów niestateczności oscylacji typu „wing rock”, niestateczności spiralnej, wprowadzenia w korkociąg i dynamiki płaskiego korkociągu (np. [2, 3, 9, 12, 15, 19, 20, 21]). Analiza literatury wykazuje, że zastosowanie teorii systemów dynamicznych do badania dynamiki lotu na nadkrytycznych kątach natarcia jest wysoce wydajnym narzędziem pozwalającym na efektywne badanie osobliwości tego lotu w tym zakresie parametrów eksploatacyjnych samolotu. Dynamika lotów sterowanych, wykonywanych na dużych okołokrytycznych i nadkrytycznych kątach natarcia jest stosunkowo młodą dziedziną dynamiki lotu. Na wiele istotnych pytań dotyczących stateczności i bezpieczeństwa lotu nie uzyskano dotąd zadawalających odpowiedzi. Ze względu na nieliniowość równań ruchu opisujących dynamikę lotu samolotów manewrowych, występowanie zjawiska histerezy obciążeń aerodynamicznych, nie mogą być w tym przypadku stosowane dobrze opracowane metody badań dynamiki lotu samolotów konwencjonalnych.

Jednym z nowych manewrów bojowych, jak już wspomniano powyżej jest tak zwana „Kobra”, która w ostatnich latach budziła szerokie zainteresowanie specjalistów i była badana oraz wykonywana na kilku samolotach wojskowych. Manewr ten był wykonywany nie tylko na samolotach MiG-29 i Su-27, ale również był badany w USA na samolocie F-16 i w Izraelu na samolotach F-16 i Lavi. Rozpatrzono także możliwości jego wykonania na innych samolotach..



Rys 2 Schemat manewru „Kobra” (op. cit. [18])

Schemat manewru „Kobra” został przedstawiony na rysunku 2. Manewr jest wykonywany w kilku etapach oznaczonych schematycznie cyframi od 1 do 9. Etap wejścia w figurę oznaczony jest cyframi 1-4. Pochylenie samolotu sięga 120° . Etap następny to „podtrzymanie” (5-7). Etapy oznaczone cyframi 8-9 to wyjście z figury.

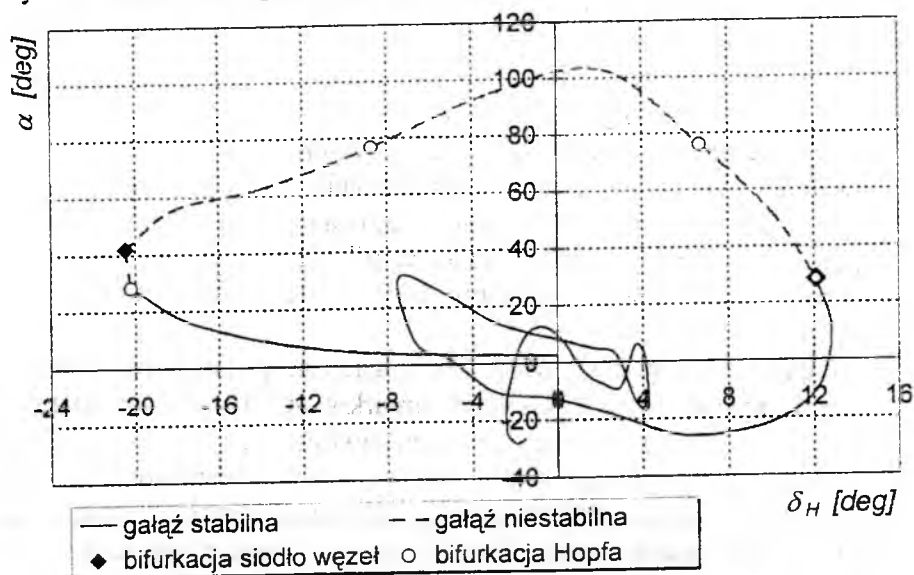
„Kobra” jest wykonywana na zakresie nadkrytycznych kątów natarcia, znacznie przekraczających wartości stosowane w zwykłych warunkach eksploatacji. Poniżej przedstawiono wyniki numerycznej analizy tego manewru na przykładzie samolotu MiG-29. Obliczenia wykonano dla różnych warunków lotu.

Rysunki 3 - 5 przedstawiają stany ustalone podłużnych manewrów samolotu myśliwskiego MiG-29 na umiarkowanych i dużych kątach natarcia (por. [21]). Stany ustalone przedstawione na tych rysunkach ukazują warunki równowagi ruchu podłużnego i rozbieżności spiralnej. Można stwierdzić, że praktycznie dla wszystkich wychyleń steru wysokości samolot osiąga stateczne i niestateczne warunki równowagi. Warunki równowagi dla danego kąta wychylenia steru wysokości można odczytać prowadząc pionową linię reprezentującą daną wartość wychylenia steru; każdy punkt przecięcia tej linii z krzywą stanów ustalonych określa możliwy do osiągnięcia stan ustalony lotu samolotu. Na przykład, pionowa linia reprezentująca kąt wychylenia steru wysokości $\delta_H = 4^{\circ}$ przecina trzy stany ustalone. Dwa z nich są stateczne, jeden jest niestateczny. Oznacza to, że samolot może osiągnąć każdy z przedstawionych warunków równowagi. Jeden z nich oznacza warunki równowagi prostoliniowego, ustalonego lotu poziomego ($p=q=r=0$). Dwa pozostałe punkty równowagi odpowiadają warunkom wyrwania i spirali.

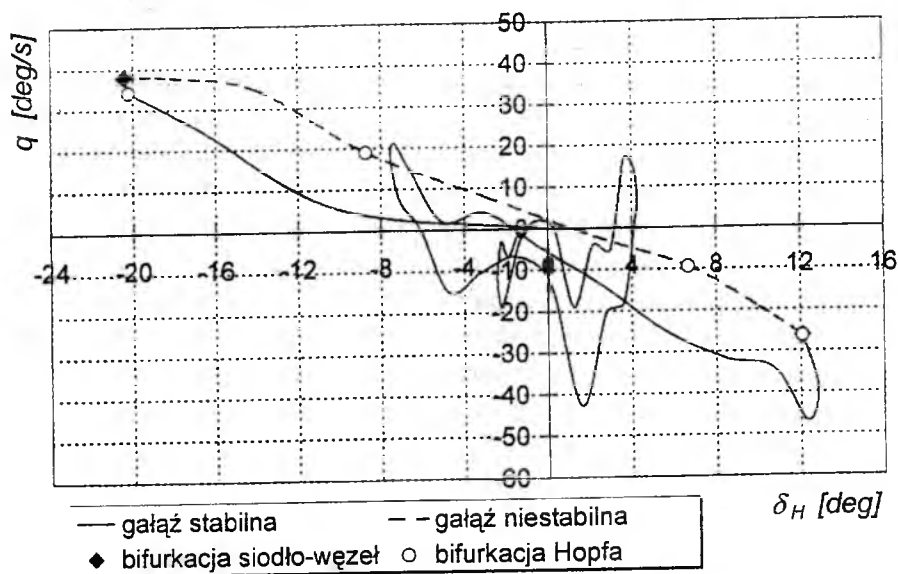
Przedział niestatecznych stanów ustalonych mieści się przedziale kątów wychylenia steru wysokości pomiędzy -20.5° a 12.1° . Jest to wynik wystąpienia sześciu bifurkacji typu siodło-węzeł lub Hopfa. Bifurkacje te występują przy następujących wartościach wychylenia steru wysokości: -20.5° (bifurkacja typu siodło-węzeł), -20.1° (bifurkacja Hopfa), -8.8° (bifurkacja Hopfa); 7.1° (bifurkacja Hopfa), 12.1° (bifurkacja siodło-węzeł) i 12.1° (bifurkacja Hopfa).

Bifurkacja Hopfa prowadzi do pojawienia się ruchów periodycznych, więc dla wychyleń steru wysokości mieszczących się w przedziale pomiędzy -20.1° i -8.8° , oraz 7.1° i 12.1° samolot zacznie wykonywać oscylacje, które można zinterpretować jako drgania typu wing-rock. Bifurkacja siodło-węzeł (występująca przy kącie wychylenia steru wysokości $\delta_H = -20.5^{\circ}$ i $\delta_H = 12.1^{\circ}$) wskazują, że samolot przy tych kątach wy-

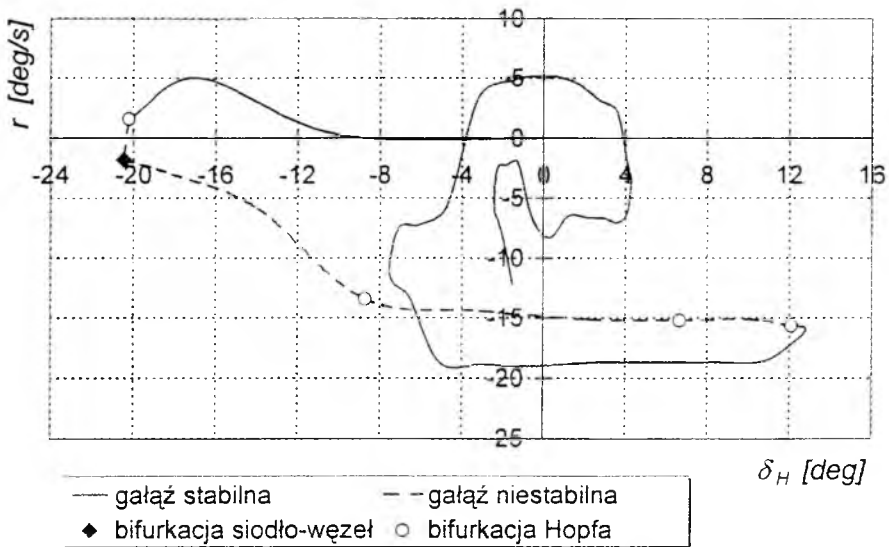
chylenia sterów traci podłużną stateczność.



Rys 3 Stany ustalone samolotu: $\delta_L = \delta_V = 0$, $\alpha = f(\delta_H)$



Rys 4 Stany ustalone samolotu: $\delta_L = \delta_V = 0$, $q = f(\delta_H)$



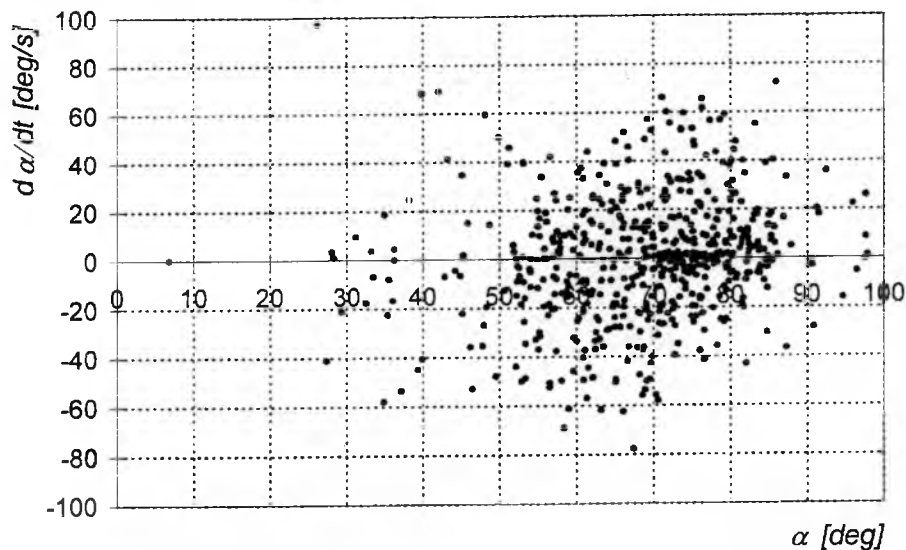
Rys 5 Stany ustalone samolotu: $\delta_L = \delta_r = 0$, $r = f(\delta_H)$

W pracy [6] przeprowadzono symulacyjne badania manewru „Kobra”. Przeprowadzono je przy założeniu, że samolot w wysokim stopniu jest stateczny spiralnie i nie jest wrażliwy na ruchy typu wing-rock. Niestety, przy dużych kątach natarcia samoloty wyposażone w skrzydła pasmowe cechują się niestatecznością typu wing-rock, oraz są niestateczne spiralnie. Jest to związane z występowaniem bifurkacji stanów ustalonych (por. rys. 3-5, oraz wyniki obliczeń zamieszczone w pracy [21]). Wystąpienie bifurkacji Hopfa i bifurkacji siodło-węzeł powoduje radykalną zmianę odpowiedzi samolotu na zaburzenia jego ruchu..

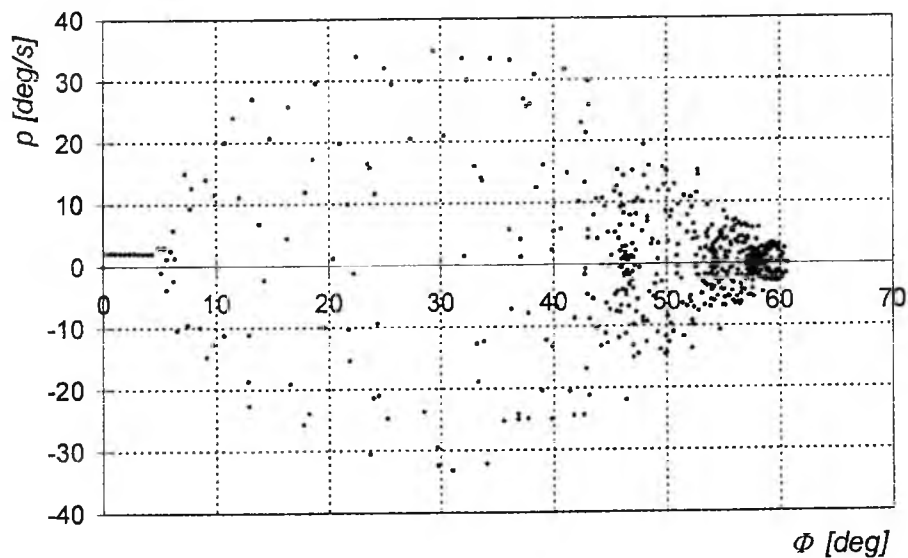
Rysunki 5-10 przedstawiają rezultaty cyfrowej symulacji manewru Kobra. Można stwierdzić, że podczas wykonywania tej figury wszystkie parametry lotu ulegają istotnym zmianom, zwiększając przy tym swoje wartości. Stosując terminologię Teorii Systemów Dynamicznych można stwierdzić, że Kobra jest niestateczna ze względu na wystąpienie bifurkacji Hopfa (przy kącie wychylenia steru wysokości $\delta_H = -20.1^\circ$), i bifurkacji typu siodło-węzeł (dla $\delta_H = -20.5^\circ$). Rysunki 5-6 przedstawiają mapy Poincare wybranych parametrów stanu. Można stwierdzić, w przypadku uwzględnienia niestacjonarności (histerezy) współczynników aerodynamicznych uzyskano znaczące nieregularności rozwiązań równań ruchu samolotu, które mają charakter rozwiązań chaotycznych.

Wprowadzenie do manewru Kobra wymaga gwałtownego „ściągnięcia” drążka sterowego. Powoduje to wprowadzenie samolotu w obszar

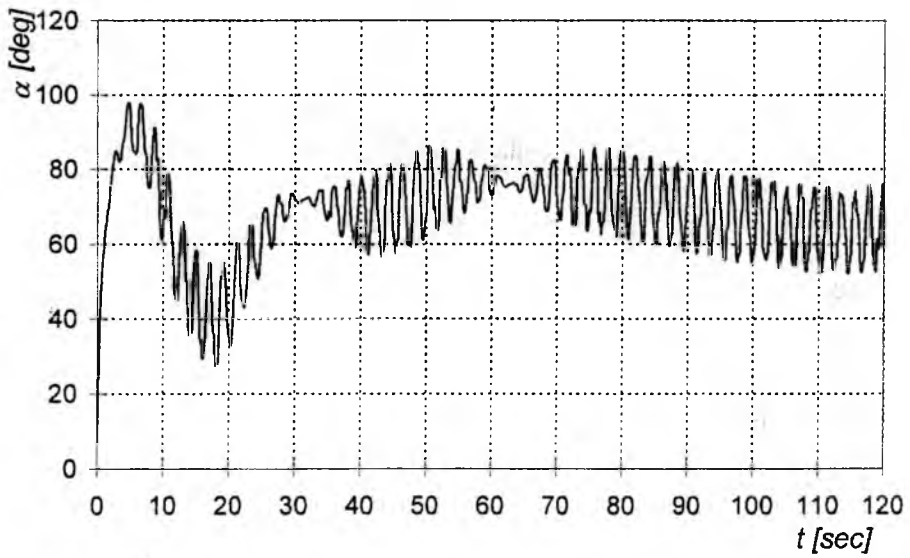
niestatecznych stanów ustalonych.



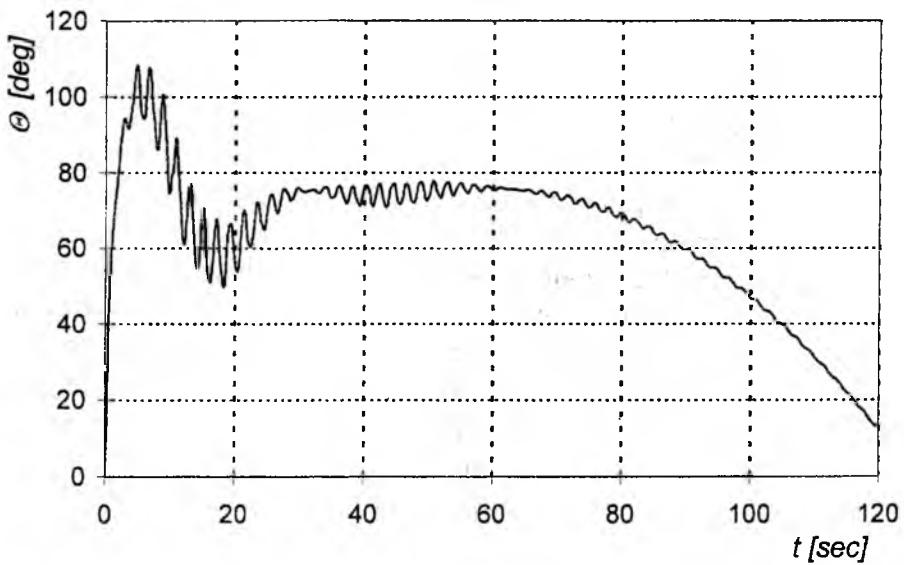
Rys 6 Manewr Kobra. Mapy Poincare wybranych parametrów lotu



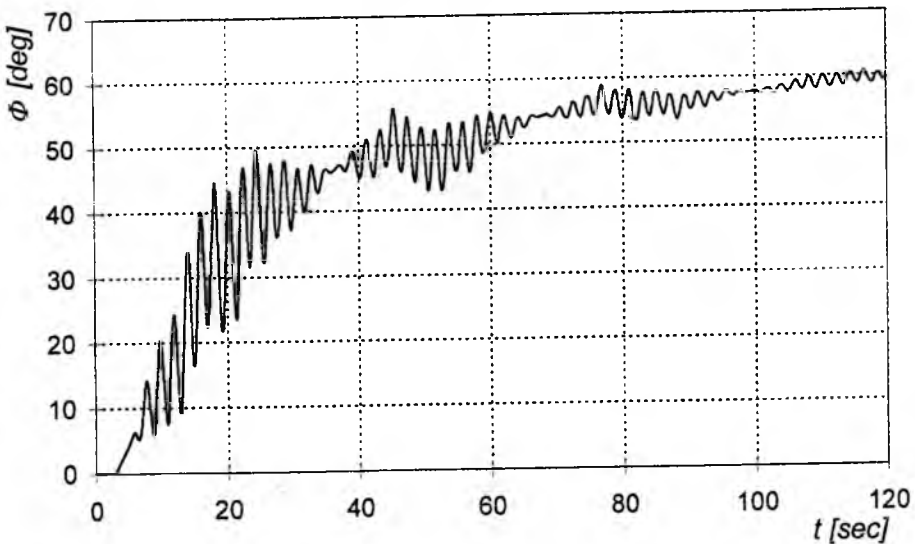
Rys 7 Manewr Kobra. Mapy Poincare wybranych parametrów lotu



Rys 8 Symulacja manewru Kobra. Przebiegi wybranych parametrów lotu



Rys 9 Symulacja manewru Kobra. Przebiegi wybranych parametrów lotu



Rys 10 Symulacja manewru Kobra.
Przebiegi wybranych parametrów lotu

Wykonując symulację cyfrową uwzględniono fakt, że na dużych kątach natarcia samolot jest niestateczny spiralnie i ma tendencję do wykonywania oscylacji typu wing-rock. Rysunki 8-10 przedstawiają przebiegi wybranych parametrów lotu w trakcie manewru Kobra. Przebieg zmian kąta natarcia α jest pokazany na rys 8, rys 9 przedstawia zmiany kąta pochylenia samolotu Θ , natomiast rys 10 ukazuje przebieg zmian kąta przechylenia samolotu. Podczas wykonywania manewru kąty natarcia i pochylenia samolotu gwałtownie zwiększają się osiągając maksymalne wartości rzędu 100° (dla kąta natarcia α) i 110° (dla kąta pochylenia Θ). Rysunek 10 przedstawia zmiany kąta przechylenia Φ . Widoczny jest rozwój oscylacji typu wing-rock. Okres tych oscylacji waha się w granicach ok. 3.5s. Należy zwrócić uwagę, że amplituda i częstość tych oscylacji są nieregularne. Przebieg tych zmian nosi cechy ruchów chaotycznych [21].

4. Wnioski

Zasadniczym celem pracy było zastosowanie nowoczesnych metod analizy nieliniowych równań różniczkowych do badania nieliniowych zagadnień mechaniki lotu. Opierając się na przedstawionych powyżej badaniach można stwierdzić, że:

1. Przedstawione wyniki obliczeń potwierdzają celowość stosowania metod Teorii Systemów Dynamicznych do analizy rozwiązań równań ruchu samolotu.
2. Efektywność opisanych metod pozwala na uwzględnienie w podejmowanych analizach skomplikowanych modeli aerodynamicznych (uwzględniających nieliniowości, zjawisko histerezy itp.). Możliwe jest prześledzenie rozwiązań w całym zakresie wychyleń powierzchni sterowych.
3. Wiedza o wychyleniach powierzchni sterowych powodujących wystąpienie bifurkacji pozwala na wybór najbardziej prawdopodobnych scenariuszy zdarzeń poprzedzających katastrofę samolotu, pozwalając jednocześnie na unikanie zakresów niebezpiecznych ruchów.
4. Zasadniczym źródłem problemów jest możliwie najdokładniejsze zamodelowanie obciążeń aerodynamicznych.
5. Przedstawione powyżej analizy mogą być zastosowane do przewidywania wszelkich możliwych przestrzennych ruchów samolotu, dlatego też mogą zostać wykorzystane w procesie modyfikacji charakterystyk dynamicznych samolotu (porównaj z [1]).

References

1. Arczewski K., Pietrucha J., *Mathematical Modelling of Complex Mechanical Systems*, E. Horwood, Chichester, 1993.
2. Avanzini G., De Matteis G., Bifurcation analysis of a highly augmented aircraft model, *Journal of Guidance, Control & Dynamics*, Vol.20, No.1, 1998.
3. Carroll J. V., Mehra R. K., Bifurcation Analysis of Non-Linear Aircraft Dynamics, *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 5, No. 5, 1982.
4. Crawford I. E., Introduction to Bifurcation Theory, *Reviews of Modern Physics*, Vol. 63, No. 4, 1991.
5. Doedel E., Kernevez J. P., *AUTO – software for continuation and bifurcation problems in ordinary differential equations*, Caltech, Pasadena 1986.
6. Dzygadło Z., Kowaleczko G., Sibilski K., Method of Control of a Straked Wing Aircraft for Cobra Manoeuvres, *ICAS-96-3.7.4, Proceedings of 20th ICAS Congress*, Sorrento, Italy, 1996.
7. Dzygadło Z., Sibilski K., Dynamics of Spatial Motion of an Aeroplane After Drop of Loads, *Journal of Technical Physics*, Vol. 29, 3-4, 1988.
8. Guckenheimer J., Holmes J., *Nonlinear Oscillations, Dynamical Systems, and Bifurcations of Vector Fields*, Springer, N. Y., 1983.
9. Guicheteau P., Bifurcation Theory in Flight Dynamics an Application to a real Combat Aircraft, *ICAS-90-5.10.4, Proceedings of 17th ICAS Congress*, Stockholm, Sweden, 1990.
10. Hassard B. D., Kazarinoff N. D., Wan Y H, *Theory and Applications of Hopf Bifurcation*, Cambridge University Press, 1981.

11. Ioos G., Joseph D., *Elementary Stability and Bifurcation Theory*, Springer-Verlag, New York, 1980.
12. Jahnke C. C., Culick F. E. C., Application of Bifurcation Theory to the High-Angle-of-Attack Dynamics of the F-14, *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 1, pp.26-34, 1994.
13. Keller H. B., Numerical Solution of Bifurcation and Nonlinear Eigenvalue Problems, *Application of Bifurcation Theory*, Academic Press, N. York, 1977.
14. Marsden J. E., McCracken M., The Hopf Bifurcation and its Applications, *Applied Mathematical Science*, v. 19, Springer Verlag, New York, 1976.
15. Marusak A. J., Pietrucha J. A., Sibilski K. S., Prediction of Aircraft Critical Flight Regimes Using Continuation and Bifurcation Methods, AIAA Paper, AIAA-2000-0976, 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, January, 2000
16. Narkiewicz J., Rotorcraft Aeromechanical and Aeroelastic Stability, *Scientific Works of Warsaw University of Technology, Issue Mechanics*, no. 158, 1994.
17. Rom J., *High Angle of Attack Aerodynamisc, Subsonic, Transsonic and Supersonic*, Springer Verlag, 1980.
18. Samoylovich O., Aerodynamic Configurations of Contemporary and Perspective Fighters, *Proc. of Second Seminar of RRDPAE'96*, 1997.
19. Sibilski K., Bifurcation analysis of a helicopter non-linear dynamics, Preprints of the 24th European Rotorcraft Forum, Marseilles (France), 15-17 Sept, 1998.
20. Sibilski K., *Modelowanie Dynamiki Granicznych Stanów Lotu Statków Powietrznych o Podwyższonej Manewrowości*, Wyd. WAT, Warszawa, 1998 (praca habilitacyjna)
21. Sibilski K., An Agile Aircraft Non-Linear Dynamics by Continuation Methods and Bifurcation Theory, ICAS-2000-712, *Proceedings of 22nd ICAS Congress*, Harrogate, UK, 2000.
22. Tran C. T., Petot D., Semi-Empirical Model for the Dynamic Stall of Airfoils in View of the Application to the Calculation of Responses of a Helicopter Rotor Blade in Forward Flight, *Vertica*, 5, 1981.
23. Troger H., Steindl A., *Nonlinear Stability and Bifurcation Theory*, Springer Verlag, New York, 1991.
24. Wiggins S., *Introduction to Applied Nonlinear Dynamical Systems and Chaos*, Springer-Verlag, New York, 1990.

Badania realizowano w ramach projektu badawczego nr 9T12C 002 15 finansowanego przez Komitet Badań Naukowych.

SYMULACJA LOTU WZNOSZĄCEGO SAMOLOTU W WARUNKACH INTENSYWNEGO OBLODZENIA

Krzysztof S. Sibilski
e-mail: sibilski@hot.pl
Wojskowa Akademia Techniczna

W pracy przeanalizowano skutki wystąpienia oblodzenia samolotu w fazie lotu wznoszącego. Przyjęto, że w początkowej fazie, oblodzenie powoduje jedynie pogorszenie charakterystyk aerodynamicznych samolotu, nie doprowadzając do znaczącej zmiany rozkładu mas samolotu. Przykładowe obliczenia wykonano dla samolotu szkolno-treningowego z silnikiem odrzutowym. Przeanalizowano różne warianty degradacji siły nośnej samolotu (w zależności od czasu oblodzania się powierzchni nośnych samolotu i wpływu tego czasu na obniżenie współczynnika siły nośnej).

1. Wstęp

Oblodzenie powierzchni nośnych statku powietrznego stanowi poważne zagrożenie w locie. Istota tego zagrożenia polega na tworzeniu się na powierzchniach nośnych samolotu (lub śmigłowca) powłoki lodowej zniekształcającej geometrię profili skrzydeł, usterzeń czy też łopat wirnika nośnego. Ponadto możliwe jest oblodzenie kabiny, wlotów silników, odbiornika ciśnienia powietrza (OCP) itp. Oblodzenie powoduje gwałtowny spadek maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej C_{Zmax} , radykalne obniżenie krytycznego kąta natarcia α_{kr} , a także wzrost masy samolotu oraz wzrost oporu aerodynamicznego. Spadek siły nośnej powoduje także zmianę momentu pochylającego samolotu (przemieszczenie środka parcia, spowodowane oderwaniem się strug).

Intensywne oblodzenie samolotu może doprowadzić do katastrofy. W ostatnich latach zarejestrowano oficjalnie dziewięć katastrof samo-

tów komunikacyjnych spowodowanych intensywnym oblodzeniem powierzchni nośnych. W katastrofach tych zginęło 286 osób. Na przykład intensywne oblodzenie było przyczyną wypadków samolotów [2, 8, 10]:

- ATR 42 (Włochy, 1987 r.);
- Fokker F-28 (Kanada, 1989 r.);
- McDonnell MD 80 (Szwecja, 1991);
- Fokker F 100 (Macedonia 1993);
- Antonov AN 24 (Włochy, 1995)

Zarejestrowano także wiele przypadków katastrof samolotów turystycznych, sportowych i wojskowych, spowodowanych oblodzeniem. Należy podkreślić, że także w Polsce zarejestrowano kilka katastrof samolotów, których przyczyną było oblodzenie (np. wojskowy, szkolno-treningowy samolot TS-11 „Iskra” w Radomiu, Komunikacyjny AN 24 w Szczecinie i Rzeszowie).

Oblodzenie jest przedmiotem wielu studiów i badań prowadzonych w wielu ośrodkach naukowych na świecie. Pierwsze prace nad tym niebezpiecznym zjawiskiem zaczęto prowadzić w latach trzydziestych i są one kontynuowane do chwili obecnej (por. [1, 2, 3, 4, 11, 16, 17]).

Główną przyczyną obladzania jest zamarzanie przechłodzonych kropeł wody, które po zderzeniu się z płotowcem zamarzają tworząc powłokę lodową. Oblodzenie jest jednym z trudniejszych problemów meteorologii lotniczej. Jest trudne do prognozowania. Najczęściej atakowana lodem przestrzeń znajduje się w obszarze skrzydłowych zbiorników wypełnionych zimnym paliwem. Przystudzone krople deszczu lub wilgotne powietrze w zetknięciu z pokryciem w pobliżu ochłodzonego zbiornika z paliwem zamarzają formując szron lub lód. Oblodzenie samolotu przejawia się przez: oblodzenie powierzchni nośnych, oblodzenie chwytów powietrza do silników, oblodzenie kabiny, oblodzenie OCP (rurki Pitot’a). W konsekwencji możliwe stają się: spadek ciągu silników, błędne wskazania przyrządów (np. prędkościomierza, wysokościomierza, czy też wariometru), utrata wysokości, możliwość przeciągnięcia na większej prędkości, a nawet zwalenie się samolotu w korkociąg (szczególnie przy niesymetrycznym oblodzeniu). Zjawiska te zostały potwierdzone przez szereg doświadczeń prowadzonych w największych ośrodkach zajmujących się aerodynamiką na świecie).

2. Równania ruchu samolotu

Do analizy dynamiki lotu będzie stosowany klasyczny model fizyczny

samolotu. Model ten obejmuje następujące założenia [:

1. masa, momenty bezwładności i położenie środka masy samolotu są stałe;
2. samolot ma pionową płaszczyznę symetrii;
3. samolot jest nieodkształcalny;
4. początek związanego z samolotem układu współrzędnych pokrywa się ze środkiem masy samolotu;
5. uwzględnione są momenty giroskopowe wirujących mas silników i ich dynamika;
6. opływ jest niestacjonarny, (uwzględniono efekt głębokiego przeciągnięcia dynamicznego);
7. sterowanie lotem odbywa się przez zmianę położenia powierzchni sterowych i zmianę wartości (lub wartości i kierunku) wektora ciągu;
8. wychylenia powierzchni sterowych są ograniczone, ograniczona jest również prędkość ich wychylania.

2.1. Układy odniesienia

Wszystkie układy odniesienia przyjęte w opracowaniu są prostokątne i prawoskrętne. Model matematyczny samolotu zapisano w nastp. układach współrzędnych [9, 13]:

- *Inercyjnym układzie współrzędnych $O_G x_G y_G z_G$* . Początek tego układu znajduje się w dowolnym punkcie (może to być punkt leżący na płycie lotniska). Odpowiednie osie tego układu są równoległe do odpowiadających im osi grawitacyjnego układu współrzędnych
- *Grawitacyjnym układzie współrzędnych $O_x y_g z_g$* związany jest z kierunkiem działania przyspieszenia ziemskiego. Początek O znajduje się w wybranym punkcie leżącym wewnątrz konstrukcji płatowca. Może to być np. środek masy samolotu. Oś Oz_g jest pionowa, jej kierunek i zwrot pokrywają się z kierunkiem i zwrotem przyspieszenia ziemskiego. Osie Ox_g i Oy_g leżą w płaszczyźnie poziomej (rys. 1).
- *Układzie współrzędnych związanych z płatowcem $Oxyz$* jest związany z kadłubem statku powietrznego. Początek O jest ten sam co układu $Oxyz$. Oś Ox leży w płaszczyźnie symetrii kadłuba, pokrywa się z główną osią bezwładności kadłuba i jest skierowana „do przodu” (w stronę kabiny pilota). Oś Oz leży w płaszczyźnie symetrii samolotu i jest skierowana w stronę podwozia. Oś Oy dopełnia układ. Położenie samolotowego układu współrzędnych $Oxyz$ względem układu grawitacyjnego $Ox_g y_g z_g$

określają kąty obrotu Ψ , Θ , Φ . Kolejność obrotów jest następująca: obrót o kąt odchylenia Ψ wokół osi Oz_g ; obrót o kąt pochylenia Θ wokół osi Oy_i układu po pierwszym obrocie o kąt Ψ ; obrót o kąt przechylenia Φ wokół osi Ox_2 układu po obrotach o kąty Ψ i Θ .

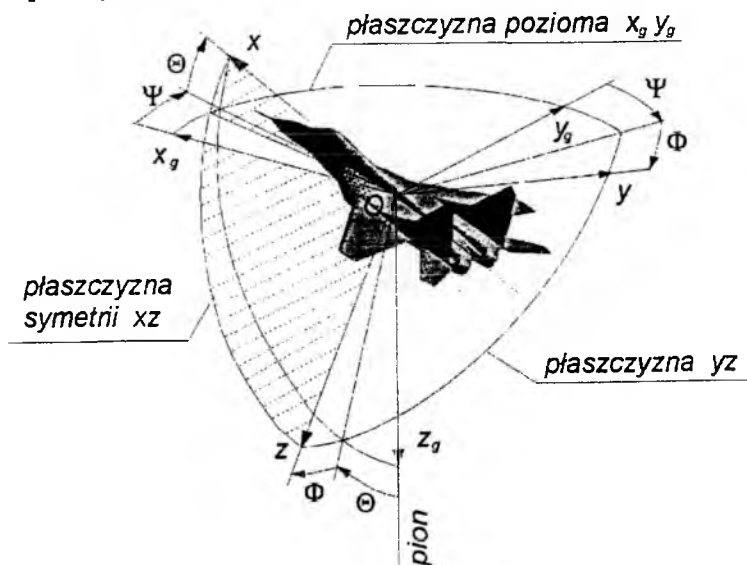
Transformacja współrzędnych między układem $Ox_g y_g z_g$ i $Oxyz$ ma postać:

$$\mathbf{x}_G = \mathbf{A}_1(\Psi)\mathbf{A}_2(\Theta)\mathbf{A}_3(\Phi) \cdot \mathbf{x}_p = \mathbf{A}_G(\Psi, \Theta, \Phi) \cdot \mathbf{x}_p \quad (1)$$

Między współrzędnymi w inercyjnym i grawitacyjnym układzie współrzędnych zachodzi związek:

$$\mathbf{x}_I = \mathbf{x}_G + \mathbf{x}_g \quad (2)$$

przy czym $\mathbf{x}_G$ jest promieniem-wektorem łączącym początek inercyjnego układu współrzędnych z początkiem grawitacyjnego układu współrzędnych. Współrzędne wektora $\mathbf{x}_G$ określają tor lotu.



Rys 1 Układy współrzędnych związanych z samolotem.

Macierze transformacji $\mathbf{A}_1$, $\mathbf{A}_2$, $\mathbf{A}_3$ dane są zależnościami:

$$\mathbf{A}_1 = \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} \cos \Theta & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

– Układzie współrzędnych związanych z opływem statku powietrznego: $Ox_a y_a z_a$ związany jest z wektorem prędkości ustalonego lotu statku powietrznego. Początek O układu prędkościowego pokrywa się z początkiem

kiem związanego układu współrzędnych. Oś Ox_a pokrywa się z wektorem prędkości opływu statku powietrznego V , zwrot zgodny. Oś Oz_a leży w płaszczyźnie symetrii kadłuba, jest prostopadła do osi Ox_a i jest skierowana w kierunku podwozia samolotu. Kierunek wektora prędkości opływu samolotu w układzie $Ox_a y_a z_a$ określają kąty natarcia α i ślizgu β . Transformacja współrzędnych między układem $Ox_g y_g z_g$ i $Ox_a y_a z_a$ ma postać:

$$\mathbf{x}_a = \mathbf{A}_a \mathbf{x}_g, \quad \mathbf{A}_a = \begin{bmatrix} -\cos \beta_s \cos \alpha & \sin \beta_s \cos \alpha & \sin \alpha \\ -\sin \beta_s & \cos \beta_s & 0 \\ -\cos \beta_s \sin \alpha & -\sin \beta_s \sin \alpha & -\cos \alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$

2.2. Równania ruchu samolotu

Równania ruchu samolotu można przedstawić w formie równania wektorowego [5, 13]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \quad (5)$$

przy czym: $\mathbf{x}$ jest wektorem stanu, a $\mathbf{u}$ wektorem sterowania. Wektor stanu $\mathbf{x}$ ma postać:

$$\mathbf{x} = [V_0, \alpha, \beta, p, q, r, \Phi, \Theta, \Psi, x_g, y_g, z_g]^T \quad (6)$$

- w ogólnym przypadku wektor sterowania ma postać:

$$\mathbf{u} = \text{col}[\delta_H(t), \delta_L(t), \delta_V(t), T(t)] \quad (7)$$

Składowe wektora $\mathbf{f}$ mają postać:

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{m} [T \cos(\alpha + \varphi_s) - P_{x_s}] - \\ &\quad - g [\cos \Theta \sin \Phi \sin \beta - (\sin \Theta \cos \alpha - \cos \Theta \cos \Phi \sin \alpha) \cos \beta] \\ f_2 &= q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta - \frac{1}{m V_0 \cos \beta} [T \sin(\alpha + \varphi_s) + P_{z_s} + \\ &\quad - mg(\sin \Theta \sin \alpha + \cos \Theta \cos \Phi \cos \alpha) + P_{z_s}] \\ f_3 &= p \sin \alpha - r \cos \alpha - \frac{1}{m V_0} \{ T \cos(\alpha + \varphi_s) + \\ &\quad - mg(\sin \Theta \cos \alpha - \cos \Theta \cos \Phi \sin \alpha) \} \sin \beta - mg \cos \Theta \cos \Phi \cos \beta - P_{y_s} \} \end{aligned} \quad (8)$$

$$[f_4, f_5, f_6]^T = \mathbf{J}_A^{-1} \cdot (\mathbf{M}_a + \mathbf{M}_F) - \mathbf{J}_A^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{J}_A$$

$$[f_7, f_8, f_9]^T = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \operatorname{tg} \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \sec \Theta & \cos \Phi \sec \Theta \end{bmatrix} \cdot [p, q, r]^T \quad (9)$$

$$[f_{10}, f_{11}, f_{12}]^T = \mathbf{A}_G^T \cdot \mathbf{A}_a \cdot [V_0, 0, 0]^T$$

gdzie:

$$\mathbf{J}_A = \begin{bmatrix} J_X & 0 & -J_{XZ} \\ 0 & J_Y & 0 \\ -J_{XZ} & 0 & J_Z \end{bmatrix} - \text{macierz bezwładności,}$$

$\mathbf{M}_F$ - wektor momentu pochodzącego od silników i efektów giroskopowych:

$$\mathbf{M}_F = \sum_i \mathbf{M}_{F_i} = \sum_i (\mathbf{r}_i \times \mathbf{T}_i + \mathbf{J}_{T_i} \boldsymbol{\omega}_{T_i} \times \boldsymbol{\Omega}_k) \quad (10)$$

$\mathbf{r}_i$ - wektor łączący środek masy samolotu z punktem przyłożenia siły ciągu i-tego silnika;

$\mathbf{T}_i$ - wektor siły ciągu i-tego silnika;

$\mathbf{J}_{T_i}$ - biegunowy moment bezwładności silnika;

$\boldsymbol{\omega}_{T_i}$ - wektor prędkości kątowej i-tego silnika;

$\boldsymbol{\Omega}_k$ - wektor prędkości kątowej samolotu;

$\mathbf{M}_a$ - wektor momentu aerodynamicznego.

Dynamiczne równania ruchu samolotu należy uzupełnić równaniami związków kinematycznych [5, 9, 13]:

$$\dot{\mathbf{r}} = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}]^T = \mathbf{H} \mathbf{X}, \quad \mathbf{X} = [u, v, w, p, q, r]^T \quad (11)$$

gdzie macierz transformacji $\mathbf{H}$ ma postać:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_G & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{C}_T \end{bmatrix} \quad (12)$$

przy czym $\mathbf{0}$ jest macierzą zerową a macierz transformacji $\mathbf{C}$ dana jest zależnością:

$$\mathbf{C}_T = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \cdot \operatorname{tg} \Theta & \cos \Phi \cdot \operatorname{tg} \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi \cdot \sec \Theta & \cos \Phi \cdot \sec \Theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

Symulacja numeryczna wielu przestrzennych manewrów samolotu, przy zaprezentowanym powyżej, klasycznym modelu dynamiki ruchu ze związkami kinematycznymi opartymi na kątach Eulera, jest trudna do zrealizowania w okolicy kąta pochylenia $\Theta=90^\circ$. Istnienie punktów osobliwych zmusza do stosowania „chwytów” numerycznych pozwalających na ominięcie nieciągłości w tym obszarze (np. poprzez zmianę układu współrzędnych).

Z twierdzenia Eulera wynika, że obiekt w przestrzeni można przeprowadzić z dowolnego położenia początkowego do danego położenia końcowego za pomocą jednego tylko obrotu względem odpowiednio dobranej osi. Zatem dla zdefiniowania przestrzennej orientacji ruchomego układu współrzędnych (np. związanego z kadłubem statku powietrznego) względem układu nieruchomego (np. inercyjnego) wystarczy podać trzy cosinusy kierunkowe osi obrotu i wartość kąta obrotu względem tej osi. Te cztery liczby (trzy cosinusy kierunkowe i kąt obrotu) nazywane są parametrami Eulera (mogą one być zapisane w postaci kwaternionów [6]).

Parametry Eulera można zdefiniować następująco [7]:

$$\begin{cases} e_0 = \cos \frac{\delta_E}{2} & e_1 = \cos \alpha_E \sin \frac{\delta_E}{2} \\ e_2 = \cos \beta_E \sin \frac{\delta_E}{2} & e_3 = \cos \gamma_E \sin \frac{\delta_E}{2} \end{cases} \quad (14)$$

Parametry te muszą spełniać dodatkowe równanie wiążące:

$$e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 = 1 \quad (15)$$

Związki kinematyczne dane są następującymi zależnościami:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_g \\ \dot{y}_g \\ \dot{z}_g \end{bmatrix} = \mathbf{A}_Q \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (16)$$

gdzie:

$$\mathbf{A}_Q = \begin{bmatrix} e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2 & 2(e_1e_2 - e_0e_3) & 2(e_0e_2 + e_1e_3) \\ 2(e_0e_3 + e_1e_2) & e_0^2 - e_1^2 + e_2^2 - e_3^2 & 2(e_2e_3 - e_0e_1) \\ 2(e_1e_3 - e_0e_2) & 2(e_0e_1 + e_2e_3) & e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2 \end{bmatrix} \quad (17)$$

Związki kinematyczne dla parametrów Eulera dane są zależnością:

$$\begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & p & q & r \\ -p & 0 & -r & q \\ -q & r & 0 & -p \\ -r & -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

Podstawowym problemem obliczeniowym w modelu kwaternionowym jest spełnienie równania wiążącego (15). Aby spełnić to równanie stosuje się tzw. „poprawianie” parametrów Eulera. Algorytm tego poprawiania ma postać:

$$\begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & p & q & r \\ -p & 0 & -r & q \\ -q & r & 0 & -p \\ -r & -q & p & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} - \iota \cdot \Lambda \cdot \begin{bmatrix} e_0 \\ e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix} \quad (19)$$

gdzie:

ι – stały współczynnik

Λ – wskaźnik naruszenia równania wiążącego, przy czym:

$$E = e_0^2 + e_1^2 + e_2^2 + e_3^2 - 1 \quad (20)$$

Zastosowanie parametrów Eulera powoduje trudność w ich interpretacji fizycznej, gdyż są one związane z orientacją osi obrotu, a nie z orientacją samego statku powietrznego. Dlatego też, dla właściwej interpretacji wyników obliczeń należy zastosować transformację tych parametrów na kąty Eulera, które są naturalnym współrzędnymi określającymi położenie statku powietrznego w przestrzeni. Można tego dokonać za pomocą następujących związków [7]:

$$\begin{cases} \Phi = \arctg \left[\frac{2(e_0 e_1 + e_2 e_3)}{e_0^2 - e_1^2 - e_2^2 + e_3^2} \right] & \Theta = \arcsin [2(e_0 e_2 - e_1 e_3)] \\ \Psi = \arctg \left[\frac{2(e_0 e_3 - e_1 e_2)}{e_0^2 + e_1^2 - e_2^2 - e_3^2} \right] \end{cases} \quad (21)$$

Parametry Eulera są dogodne w budowie modeli matematycznych przeznaczonych do zastosowania w algorytmach służących do przeprowadzania cyfrowych eksperymentów, szczególnie przy długotrwałej symulacji manewrowego lotu statku powietrznego. Unika się wówczas osobiwości występujących przy określeniu orientacji przestrzennej statku powietrznego za pomocą kątów Eulera.

2.3. Obciążenia aerodynamiczne.

W ogólnym przypadku siły i momenty aerodynamiczne (współczynniki aerodynamiczne $C_x, C_y, C_z, C_l, C_m, C_n$) są funkcjami kątów natarcia i ślizgu α, β , liczb Macha i Reynoldsa, prędkości i przyspieszeń kątowych oraz zależą od geometrii płatowca. Dla małych liczb Macha ($Ma < 0.5$), przy wyznaczaniu obciążeń aerodynamicznych samolotu można przyjąć zasadę superpozycji, w myśl której uogólnioną siłę aerodynamiczną można przedstawić w postaci [13]:

$$F_A = F_S(\alpha, \beta) + \sum_n F_A^{\delta_n}(\alpha, \beta) \delta_n + F_A^p(\alpha, \beta) p + F_A^q(\alpha, \beta) q + F_A^r(\alpha, \beta) r + \\ + F_A^{pq}(\alpha, \beta) pq + F_A^{p^2}(\alpha, \beta) p^2 + F_A^{pr}(\alpha, \beta) pr + F_A^{q^2}(\alpha, \beta) q^2 + \\ + F_A^{qr}(\alpha, \beta) qr + F_A^{r^2}(\alpha, \beta) r^2 \quad (22)$$

gdzie: ∂_A oznacza uogólnioną siłę aerodynamiczną ($A = P_{x_a}, P_{y_a}, P_{z_a}, L, M, N$), ∂_S oznacza, że wartość siły jest liczona dla warunków statycznych, ∂_A^X oznacza pochodną wielkości A względem X ($X = p, q, \dots, pq, \dots, r^2$). Siła określona równaniem (22) przedstawia klasyczne uproszczenie stosowane w dynamice ruchu samolotów i zależy liniowo od kątów wychyleń powierzchni sterowych oraz nieliniowo od składowych wektora stanu.

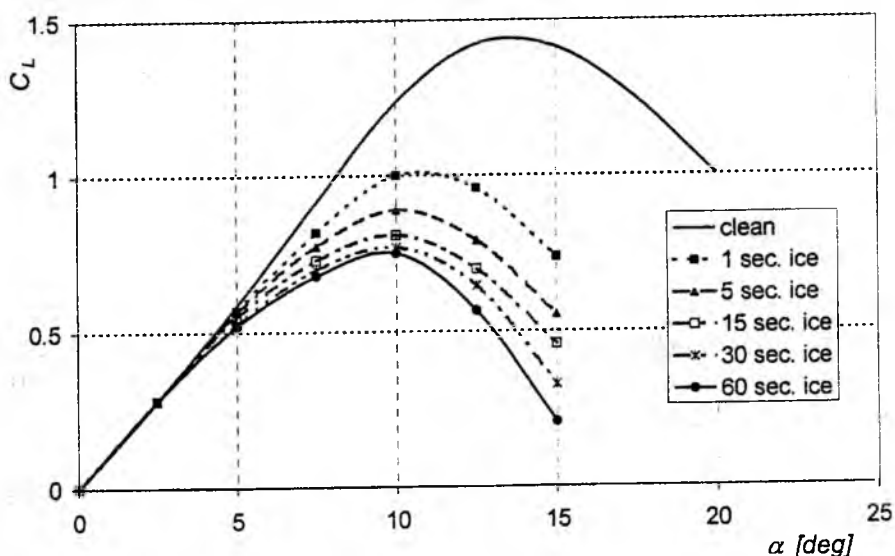
2.4. Przyjęty model oblodzenia.

Oblodzenie samolotu powoduje nie tylko wzrost masy samolotu, jest także przyczyną degradacji charakterystyk aerodynamicznych. Przejawia to się przede wszystkim spadkiem współczynnika siły nośnej samolotu, zmniejszeniem wartości krytycznego kąta natarcia oraz zwiększeniem współczynnika oporu samolotu [3].

Badania profesora Tuncera Cebeci'ego z Kalifornijskiego Uniwersytetu Stanowego dowodzą, że nawet bardzo niewielkie oblodzenie powierzchni nośnej może spowodować radykalne zmniejszenie krytycznego kąta natarcia, cytując dosłownie pracę [3]: „(...) *Event 1-s ice is sufficient to cause a drastic change in the stall angle* (...)”. Proces degradacji współczynnika siły nośnej i zmniejszenia krytycznego kąta natarcia przedstawiono na rysunku 2. Rysunek ten obrazuje zmianę charakteru zmian współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia po czasie 1, 5, 15, 30 i 60 sek. od momentu rozpoczęcia oblodzenia. Rezultaty te otrzymano przy statycznej temperaturze opływu 260,44 K, ciśnieniu statycz-

nym $p_\infty=907548 \text{ Pa}$, wodności chmury $LWC=0,50 \text{ g/m}^3$, prędkości strumienia $V_\infty=129 \text{ m/s}$, i średnicy kropel $20 \mu\text{m}$.

Analiza rys. 2 wskazuje, że w zakresie małych kątów natarcia (do 5 stopni) wpływ oblodzenia na charakterystyki nośne profilu jest niewielki i może być niezauważalny przez pilota. Niezwykle ważne jest drastyczne zmniejszenie krytycznego kąta natarcia (sięgające 50% już po pierwszej sekundzie oblodzenia). Zatem początkowa faza obladzania jest szczególnie niebezpieczna w przypadku lotu na większych kątach natarcia. Może bowiem dojść do mimowolnego przeciągnięcia samolotu. Należy przy tym podkreślić, że przyczyną obniżenia krytycznego kąta natarcia w pierwszej fazie obladzania są zjawiska zachodzące w warstwie przysiennej (model dotyczy warstwy lodu na krawędzi natarcia o grubości nie większej niż 1 mm). Powyżej przedstawione dane doświadczalne zostały zweryfikowane za pomocą obliczeń wykonanych przy zastosowaniu programu LEWICE (por. [5]).



Rys 2 Wpływ czasu oblodzenia na charakterystyki profilu NACA 0012 (wg. pracy T. Cebeci'ego [3])

W oparciu o zależności podane w pracach [8, 4, 17] przyjęto, że zmianę współczynnika siły nośnej wywołaną oblodzeniem można obliczyć ze wzorów:

$$\Delta C_{z_0} = C_z \cdot \left[c_1 + (c_2 - c_3 \cdot p) \cdot \ln \left(\frac{\text{Re} \cdot \left(\frac{\delta_l}{C} \right)}{c_4} \right) \right] \left[1 - (1 - p)^n \right] \quad (23)$$

Przy czym: Re – liczba Reynoldsa, n , c_0 , c_1 , c_2 , c_3 , c_4 współczynniki wyznaczone doświadczalnie, C – cięciwa aerodynamiczna, δ_l – grubość łodu. Zmianę kąta natarcia liczono z zależności:

$$\Delta \alpha_{kr} = \alpha_{kr} \cdot c_0 \cdot \frac{\Delta C_{z_0 \max}}{C_{z \max}} \quad (24)$$

Efekt zmian ΔC_z w funkcji czasu uzyskano stosując nastp. zależność:

$$\Delta C_z = \Delta C_{z\infty} (1 - e^{-\lambda t}) \quad (25)$$

Zmiana charakteru przebiegu funkcji $C_z(\alpha)$ (z liniowego na nieliniowy) powoduje także zmianę momentu pochylającego (zmiana położenia środka parcia samolotu). Zmianę tę oszacowano z zależności:

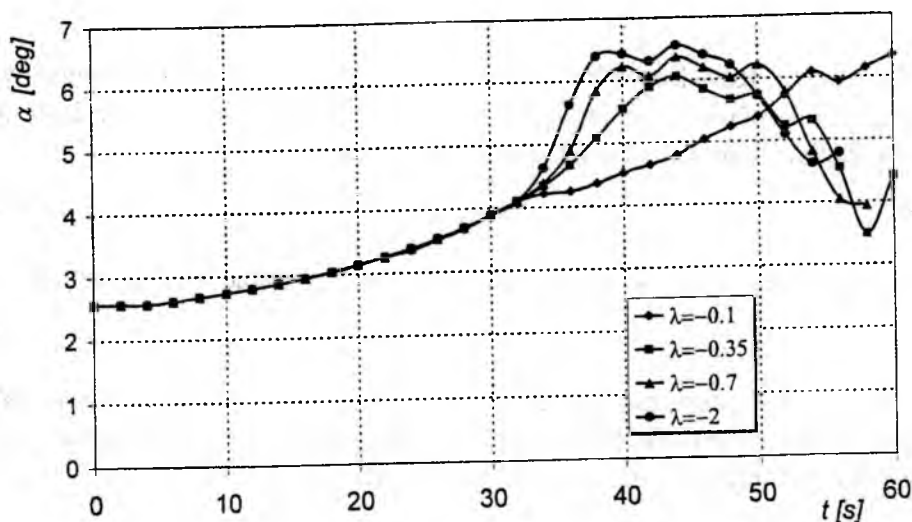
$$\Delta x_p = x_p \left(\frac{1}{1 - \frac{\Delta C_z}{C_z}} - 1 \right) = x_p k_{x_p} \quad (26)$$

3. Symulacja lotu wznoszącego samolotu w warunkach intensywnego obładzania.

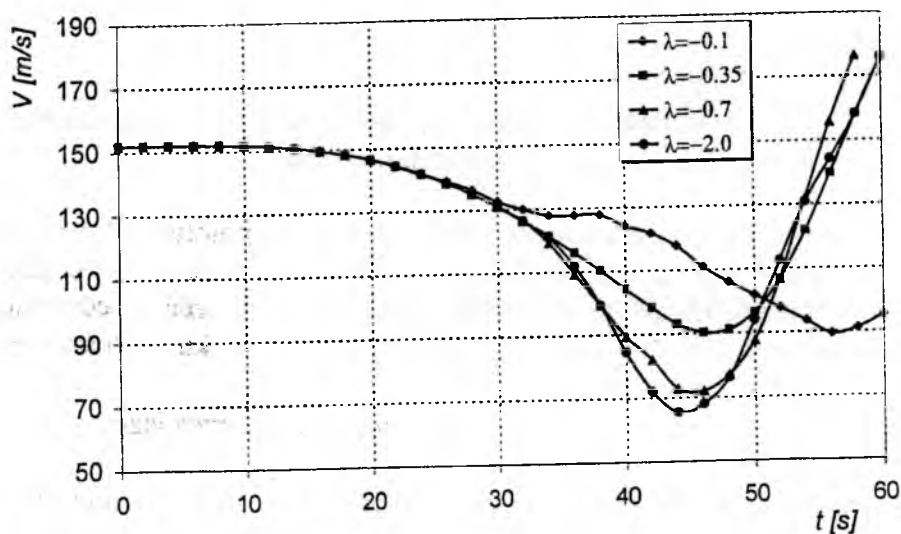
W oparciu o przedstawiony powyżej model samolotu i założony model obładzania wykonano cyfrową symulację lotu wznoszącego samolotu w warunkach intensywnego obładzania. Wyniki obliczeń przedstawiono na rysunkach 3–9. Obliczenia przeprowadzono dla kilku wartości współczynnika λ (ze wzoru nr 25).

Rysunek 5 przedstawia przebieg współczynnika przeciążenia w funkcji czasu. Wartość n_z , praktycznie do momentu przeciągnięcia samolotu ma wartość zbliżoną do jedności. Taki przebieg n_z może świadczyć, że załoga samolotu w trakcie całego lotu może nie zdawać sobie sprawy z powagi zaistniałej sytuacji. Rysunki 7 i 8 przedstawiają przebieg kątów pochylenia i przechylenia samolotu. W przypadku gdy proces degradacji siły nośnej samolotu narasta powoli ($\lambda = -0.1$) w założonym czasie nie dochodzi do zderzenia z ziemią. Wartości prędkości kątowych, których

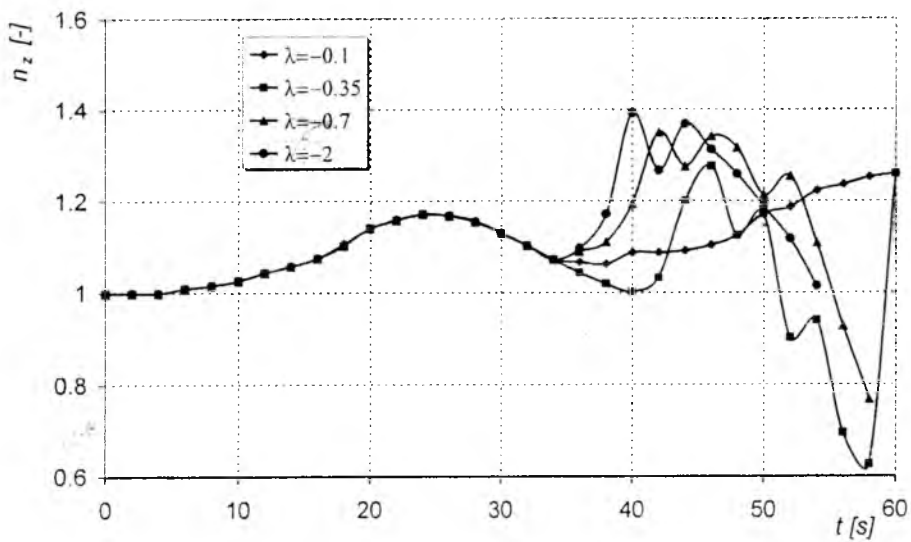
przykładowy przebieg przedstawiono na rys. 6 są niewielkie (rzędu $1^\circ/\text{s}$). Rysunek 9 przedstawia trajektorię lotu samolotu.



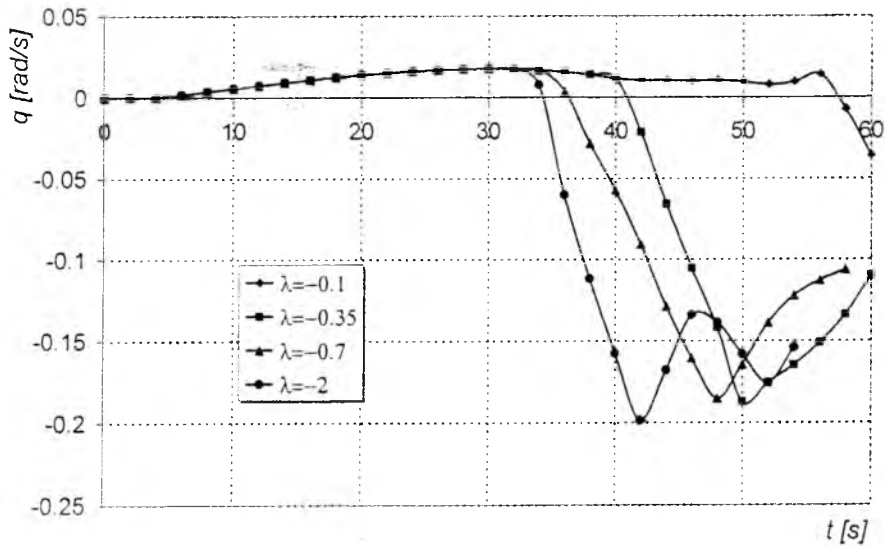
Rys 3 Symulacja oblodzenia – przebieg zmian kąta natarcia samolotu α



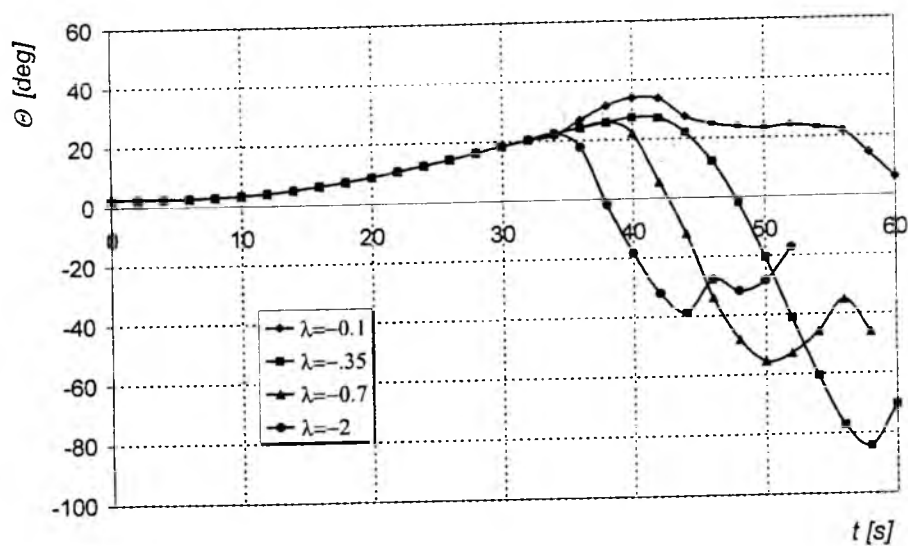
Rys 4 Symulacja oblodzenia – przebieg zmian prędkości lotu V



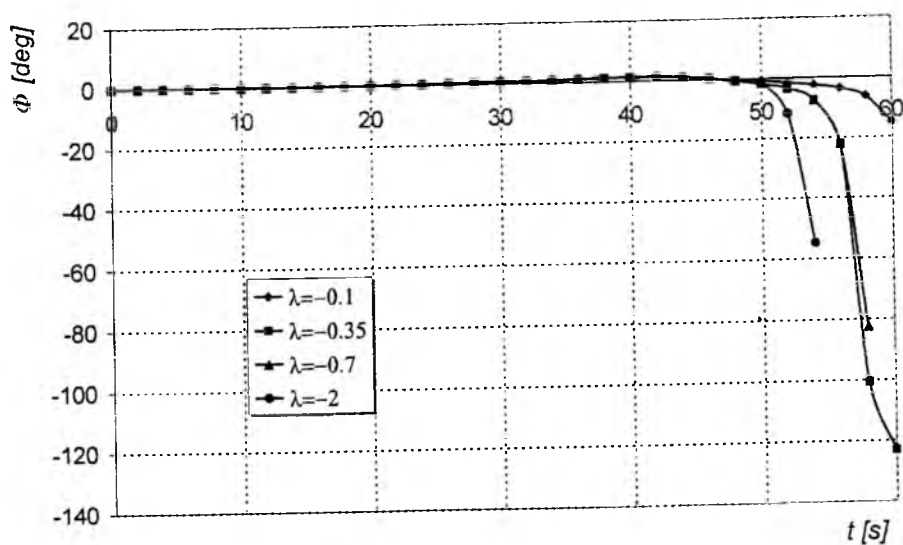
Rys 5 Symulacja oblodzenia – przebieg zmian współczynnika przeciążenia n_z



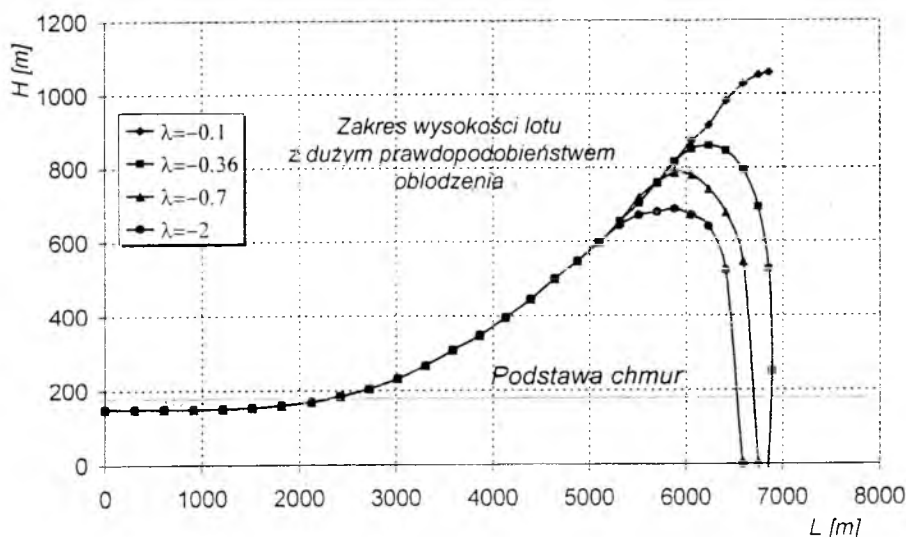
Rys 6 Symulacja oblodzenia – przebieg zmian prędkości kątowej pochyłania samolotu q



Rys 7 Symulacja oblodzenia – przebieg zmian kąta pochylenia samolotu θ



Rys 8 Symulacja oblodzenia – przebieg zmian kąta przechylenia samolotu ϕ



Rys 9 Symulacja oblodzenia – tor lotu.

4. Wnioski

Przedstawiony powyżej model obładzania samolotu prowadzi w efekcie do pojawienia się bardzo niebezpiecznej sytuacji w trakcie lotu, szczególnie w warunkach przejścia na większe kąty natarcia (na przykład po przejściu z lotu poziomego do lotu wznoszącego). Ze względu na to, że proces degradacji własności lotnych samolotu przebiega gwałtownie, nie dając przy tym odczuwalnych dla pilota „znaków ostrzegawczych”, takich jak np. pojawienie się drgań samolotu, czy zmiana warunków wyważenia (masa narastającego lodu, w tej fazie oblodzenia jest niewielka), zaistniałe zjawisko można uznać za skrajnie niebezpieczne.

Uzyskane w wyniku cyfrowej symulacji przebiegi parametrów lotu świadczą, że przyjęty model oblodzenia może w konsekwencji doprowadzić do katastrofy samolotu.

Bibliografia

1. Addy H. E., Potapczuk M. G., Shelton D. W.: „Modern Airfoil Ice Accretions”, *NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074*, 1997;
2. Bragg M. B., Hutchison T., Merret J., Oltman R., Pokhariyal D.: Effect of Ice Accretion on Aircraft Flight Dynamics, *AIAA Paper, AIAA-2000-0360*, Jan., 2000;

3. Cebeci T.: Effect of Ice on Airfoil Stall at High Reynolds Numbers, *AIAA Journal*, vol. 33, no. 7, 1995;
4. Dietenberger M. A., A Simple Take Off Or Landing Procedure With Wing Surface Contaminations, *Aircraft Journal*, 1984.
5. Dzygadło Z., Sibilski K., 1988, Dynamics of Spatial Motion of an Aeroplane After Drop of Loads, *Journal of Technical Physics*, Vol. 29, No. 3-4.
6. Gajda J., Zastosowanie Kwaterionów w Algorytmach Wyznaczania Orientacji Przestrzennej Obiektów Ruchomych, *Mech. Teoret. i Stos.*, Tom 28, Zeszyt 3-4, 1990.
7. Goszczyński J., Maryniak J., Modelowanie Matematyczne Przestrzennych Manewrów Sterowanych Obiektów Latających z Zastosowaniem Związków Kinematycznych Opisanych Parametrami Eulera, *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 151, 1997.
8. Hesri I., Maryniak J.: Symulacja Numeryczna Wpływu Oblodzenia Powierzchni Nośnych Samolotu na Charakterystyki Aerodynamiczne i Parametry Dynamiczne, *Prace Instytutu Lotnictwa*, Nr 135, 1993;
9. Maryniak J.: Dynamiczna Teoria Obiektów Ruchomych, *Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, Mechanika* nr 32, WPW, 1975;
10. Maryniak J.: Dynamika Samolotu z Intensywnym Oblodzeniem z Locie na Przykładzie TS-11 „ISKRA”, *Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej*, XXXVIII Sympozjon „Modelowanie w Mechanice” zeszyt 7/99, Gliwice 1999;
11. Reehorst A., Chung J., Potapczuk M., Choo Y., Wright W., Langhals T.: An Experimental and Numerical Study of Icing Effects on the Performance and Controllability of Twin Engine Aircraft, *NASA TM-1999-208896, ICOMP-99-02, AIAA-99-0374*, January 1999;
12. Sibilski K., Some thoughts on Mathematical Models for Aircraft Accidents Simulation, *Proceedings of International Aviation Safety Conference, IASC'97*, H. Soekha (eds.), VSP Publishing Company, 1997, Utrecht, The Netherlands.
13. Sibilski K.: Modelowanie Dynamiki Granicznych Stanów Lotu Statków Powietrznych o Podwyższonej Manewrowości, wyd. WAT, Warszawa, 1998;
14. Sibilski K.: Modelling of Aeroplane Dynamics in Extreme Flight Conditions, *Proceedings 20th ICAS Congress, ICAS-96-3.7.2*, 1996;
15. Sibilski K.: Numerical Investigation into Dynamics of an Agile Aircraft, *Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, No. 1, Vol. 38, 2000;
16. Soeder R. H., Sheldon D. W.: NASA Lewis Icing Research Tunnel User Manual, *NASA TM 107159*, 1996.
17. Wright W. B., Potapczuk M. G.: Computational Simulation of Large Droplet Icing, *NASA Lewis Research Centre*, Cleveland, OH.

CHARAKTERYSTYKI AERODYNAMICZNE CIENKIEGO PŁATA PRZY NARASTAJĄCYM OBLODZENIU

Piotr Sierputowski

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: ITLiMS@meil.pw.edu.pl

Piotr Rewucki

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: ITLiMS@meil.pw.edu.pl

W poddźwiękowym tunelu aerodynamicznym przeprowadzono serię badań mających na celu symulację oblodzenia na powierzchni płata. Stwierdzono różne formy narastającego oblodzenia. Dla wybranych faz narastającego oblodzenia przeprowadzono pomiary wagowe współczynników aerodynamicznych. Uzyskane wyniki ilustrują gwałtowny spadek współczynnika siły nośnej oraz zdecydowanie niekorzystną deformację innych charakterystyk aerodynamicznych płata.

1. Wstęp

Zmiany charakterystyk aerodynamicznych płata nośnego w wyniku oblodzenia powierzchni stanowią przykład niebezpiecznego zjawiska, które w konsekwencji może prowadzić do sytuacji kryzysowych w trakcie lotu. W wyniku wystąpienia w atmosferze szczególnych warunków meteorologicznych, przechłodzone kropelki wody zderzając się z powierzchnią skrzydła zamarzają na niej tworząc zwartą powłokę lodową. Powłoka ta w istotny sposób zmienia geometrię płata, co w konsekwencji doprowadza do spadku wartości współczynnika siły nośnej, wzrostu oporu aerodynamicznego, zmniejszenia krytycznego kąta natarcia oraz przyrostu masy. Ponieważ istnieje możliwość

jednoczesnego wystąpienia wszystkich wymienionych efektów, może to spowodować utratę sterowności i kontroli nad samolotem.

Celem prowadzonych badań eksperymentalnych było wyznaczenie zmian w charakterystykach aerodynamicznych cienkiego profilu powodowanych narastającym oblodzeniem. Badania składały się z dwóch oddzielnych etapów: pierwsza faza dotyczyła generacji oblodzenia na modelu płata nośnego w warunkach tunelowych, przy uwzględnieniu wpływu warunków opływu (zmiana kąta natarcia, rodzaj chmury wodnej); druga faza obejmowała z kolei pomiary wagowe sił i momentów aerodynamicznych, jakie występują dla poszczególnych stadiów narastającego oblodzenia.

2. Realizacja badań

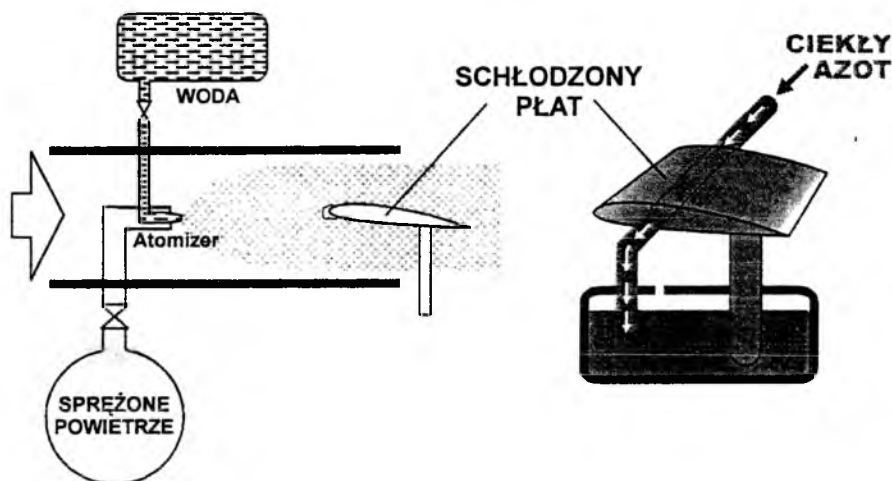
2.1. Symulacja oblodzenia

Schemat stanowiska badawczego, na którym przeprowadzono symulację oblodzenia pokazano na rys. 1.

Modelowanie zjawiska oblodzenia w warunkach tunelowych jest bardzo skomplikowane i wymaga niezwykle kosztownego oprzyrządowania. Jeśli jeszcze dodatkowo weźmie się pod uwagę, iż występujące w atmosferze oblodzenie jest trudne do prognozowania i może przebiegać ze zmienną, w szerokim zakresie, intensywnością, widać wyraźnie, że bez względu na poziom nakładów przewidzianych na badania, dokładność modelowania fizyki zjawiska jest ograniczona. Fakt ten zdecydowanie wskazuje na możliwość wykorzystania innej drogi w badaniach eksperymentalnych, mianowicie symulacji.

Ponieważ z przyczyn technicznych niemożliwe było (w warunkach tunelowych) wymodelowanie warunków termicznych atmosfery, w przypadku opisywanych badań zdecydowano się właśnie na symulację zjawiska oblodzenia. W tym celu zastosowano intensywne chłodzenie modelu płata (ma to zresztą pewne odzwierciedlenie w rzeczywistości, gdzie często atakowaną łodem powierzchnią płatowca jest obszar bezpośredniego sąsiedztwa zbiorników skrzydłowych, wypełnionych zimnym paliwem). Jako czynnik chłodzący zastosowano ciekły azot, przetłaczany w czasie badań przez specjalnie przygotowany model płata.

Do badań wykorzystano przykadłubowy, niesymetryczny profil skrzydła samolotu TS-11 Iskra, NACA 64-209. Jako profil cienki, jest to profil bardzo wrażliwy na najmniejsze deformacje geometrii.



Rys.1. Schemat stanowiska do symulacji oblodzenia

Model został wykonany z mosiądzu, aby umożliwić jak najłatwiejsze odprowadzenie ciepła. Ciekły azot, tłoczony przez poprzeczny kanał w modelu, trafiał następnie do zbiornika pod modelem. W ten sposób udało się uzyskać temperaturę na powierzchni płyta oscylującą w granicach -30°C .

Model umieszczono w świetle otwartego tunelu aerodynamicznego niskich prędkości. Liczba Reynoldsa wahała się, w zależności od temperatury otoczenia, w granicach $3.6-4 \cdot 10^5$.

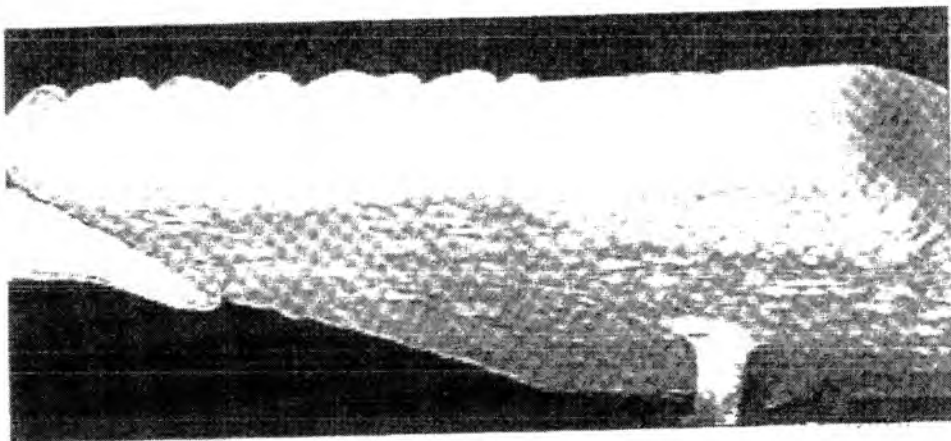
Mgłę wodną uzyskano poprzez umieszczenie w tunelu aerodynamicznym naddźwiękowego atomizera. Zawory na przewodach wodnym i powietrznym układu atomizera, umożliwiły regulację ilości i średnicy kropeł wody.

2.2. Pomiary wagowe współczynników aerodynamicznych.

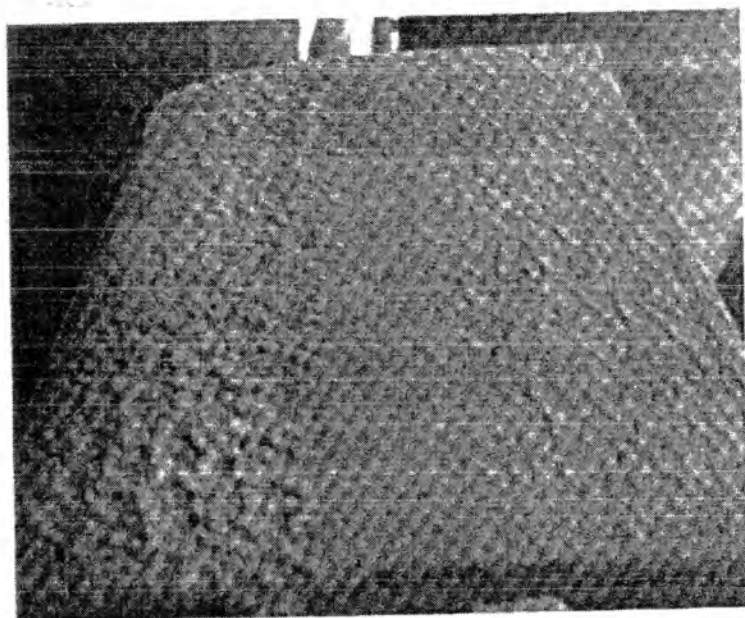
Tę część badań wykonano w tunelu aerodynamicznym Zakładu Aerodynamiki PW o średnicy przestrzeni pomiarowej 1,16 m. Tunel wyposażony jest w wagę Witoszyńskiego (tzw. waga typu JAW) umożliwiającą pomiary następujących wielkości:

- składowych poziomych siły działającej na model, czyli siły nośnej i siły oporu,
- momentu względem pionowej osi wagi, czyli momentu M_{y0} .

Poszczególne fazy oblodzenia zaobserwowane w trakcie tunelowej symulacji zjawiska, zostały odwzorowane na modelu płyta w postaci różnych form lokalnej zmiany geometrii profilu. Dla każdej z



Rys.2. Lodowe zeszklenie na krawędzi natarcia



Rys.3. Różne formy oblodzenia na płacie

modelowanych form pokrywy lodowej powstałej na powierzchni płyta przeprowadzono wagowe pomiary sił i momentu aerodynamicznego w szerokim zakresie kąta natarcia.

3. Wyniki badań

Symulację oblodzenia powtarzano dla następujących kątów natarcia: $\alpha = -15^\circ, 5^\circ, 15^\circ$ oraz 25° . W czasie trwania badania, na bieżąco można było obserwować tworzenie się i postępowanie form oblodzenia.

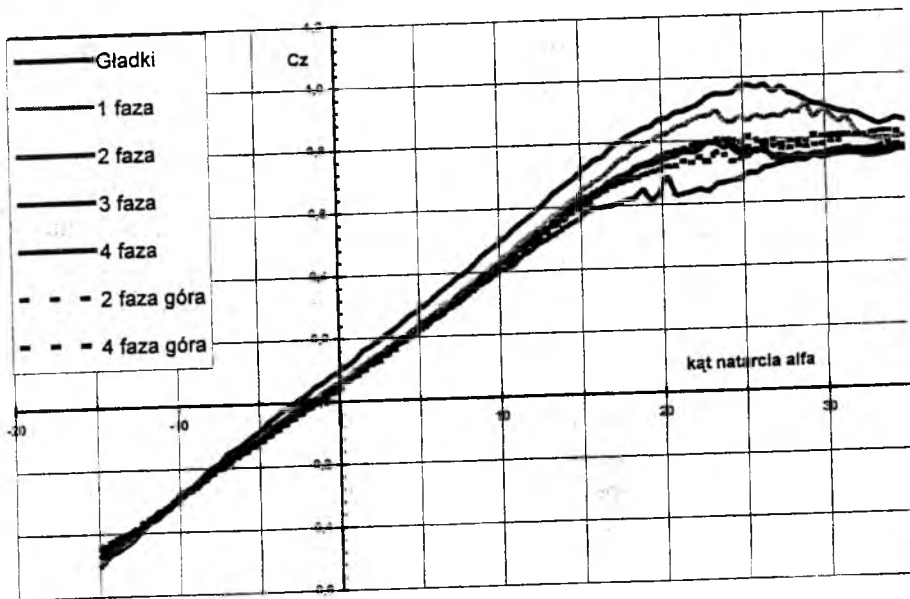
Zaobserwowano pewne charakterystyczne, powtarzające się dla wszystkich kątów natarcia formy:

- Zesklenie – szklista postać oblodzenia, pojawiająca się zawsze w obrębie noska płyta, a więc w obszarach wyhamowanego pola prędkości. Tam kropelki wody uderzając w powierzchnię płyta zamieniały się bezpośrednio w lód.
- Szron – ta postać oblodzenia pojawiała się na pozostałej powierzchni płyta, czyli wszędzie tam, gdzie występowały pola większych prędkości. Przyspieszające w tych miejscach kropelki wody odparowywały, a przy zetknięciu się z powierzchnią płyta sublimowały tworząc kryształki lodu, czyli tzw. szron.
- Postać mieszana – w miejscach, gdzie nagromadzony szron powodował wyhamowanie opływającego strumienia, rozpoczynało się „zsklenie”, a więc narastanie szklistej formy lodu. Tę postać można było zaobserwować na nadciśnieniowej stronie płyta, począwszy od noska i w miarę upływu czasu postępującą w głąb profilu.

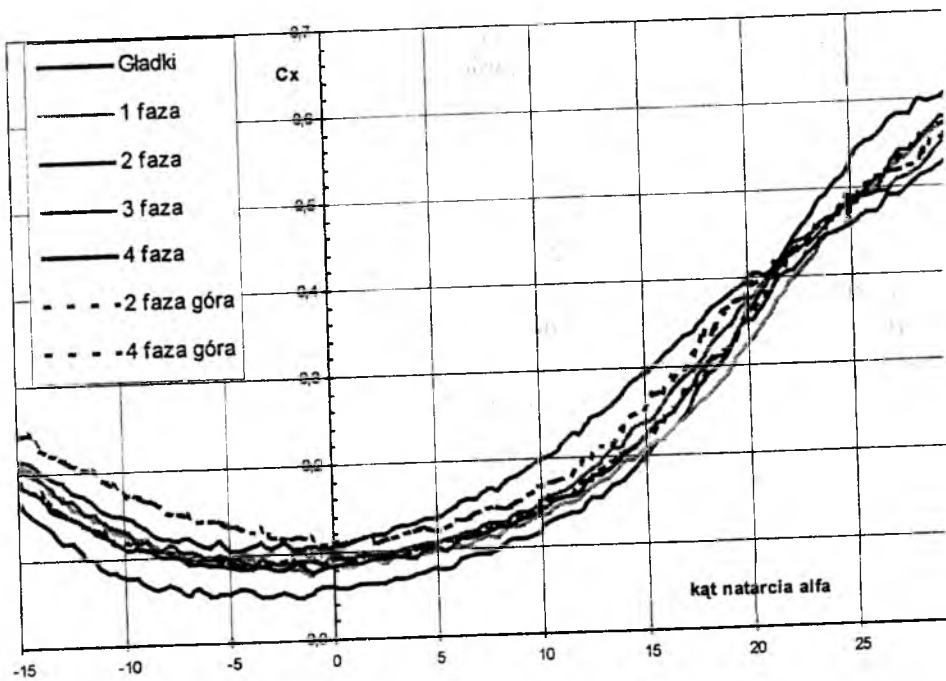
Z rejestrowanego w technice wideo przebiegu zadań, za pomocą obróbki komputerowej wyodrębniono kadry ilustrujące powyższe formy. Wybrane obrazy pokazano na rys. 2.3.

Pomiary wagowe przeprowadzono dla pięciu charakterystycznych faz formowania się oblodzenia:

- Faza początkowa, cała powierzchnia płyta pokryta była szronem. W okolicach noska, jednak w większości na powierzchni dolnej pojawiły się pojedyncze grudki lodu:



Rys.4. Zmiany współczynnika siły nośnej wywołane oblodzeniem



Rys.5 Zmiany współczynnika oporu wywołane oblodzeniem

- Faza początkowa, analogiczna do poprzedniej, z tą jednak różnicą, że większa część grudek pojawiła się tym razem po stronie górnej;
- Faza pośrednia, na nosku uformowało się już znaczne zgrubienie w postaci lodu szklistego, na głębokość 40% cięciwy, po stronie dolnej występuje postać mieszana oblodzenia, na pozostałej powierzchni zalega szron;
- Faza końcowa, bardzo duże, szkliste zniekształcenie noska, znaczne, daleko posunięte zeszklenie powierzchni dolnej płata, szron;
- Faza końcowa, analogiczna do poprzedniej, jednak zeszklenie powstałe na górnej stronie płata.

W celu uzyskania charakterystyki wzorcowej, zbadano również model płata w konfiguracji gładkiej, czyli bez oblodzenia.

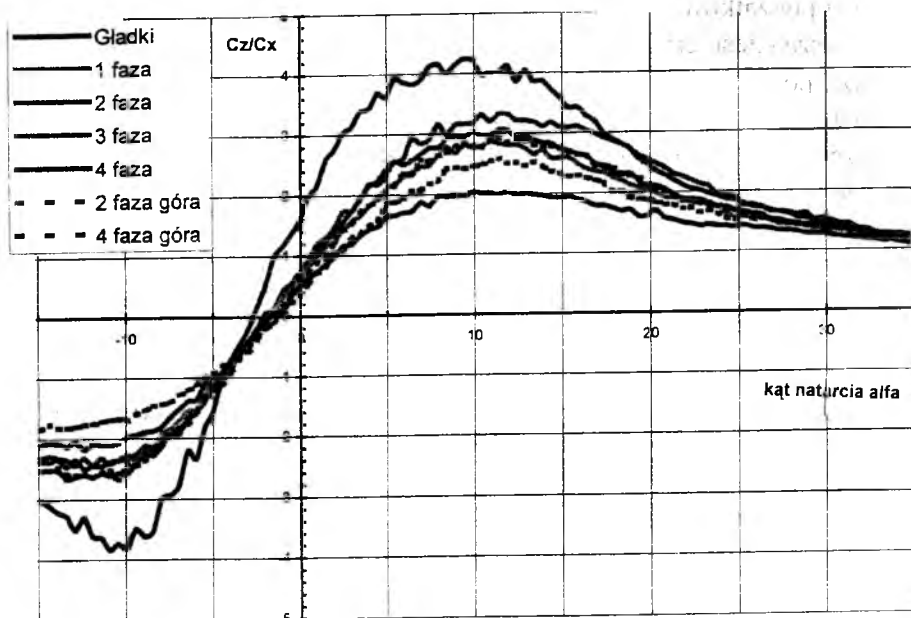
Wszystkie powyższe fazy przebadano w zakresie kąta natarcia od $\alpha = -15^\circ$ do $\alpha = 35^\circ$, tak aby możliwe było również zaobserwowanie zmiany kąta natarcia, przy którym następuje oderwanie strumienia na płacie.

Na rys.4 zaprezentowano zależność współczynnika siły nośnej C_L od kąta natarcia. Już w przypadku początkowych faz oblodzenia widoczny jest wyraźny spadek siły nośnej. Interesujący jest również zakres wysokich kątów natarcia – okazuje się, że maksymalna wartość współczynnika siły nośnej zdecydowanie zaczyna przesuwać się w kierunku malejących kątów natarcia. Oznacza to, że wówczas przeciągnięcie samolotu nastąpi wcześniej. Jest to bardzo groźne zjawisko, szczególnie jeśli nastąpi nagle po starcie, bądź podejściu do lądowania, gdy samolot leci na dużych kątach natarcia i wymagana jest maksymalna siła nośna.

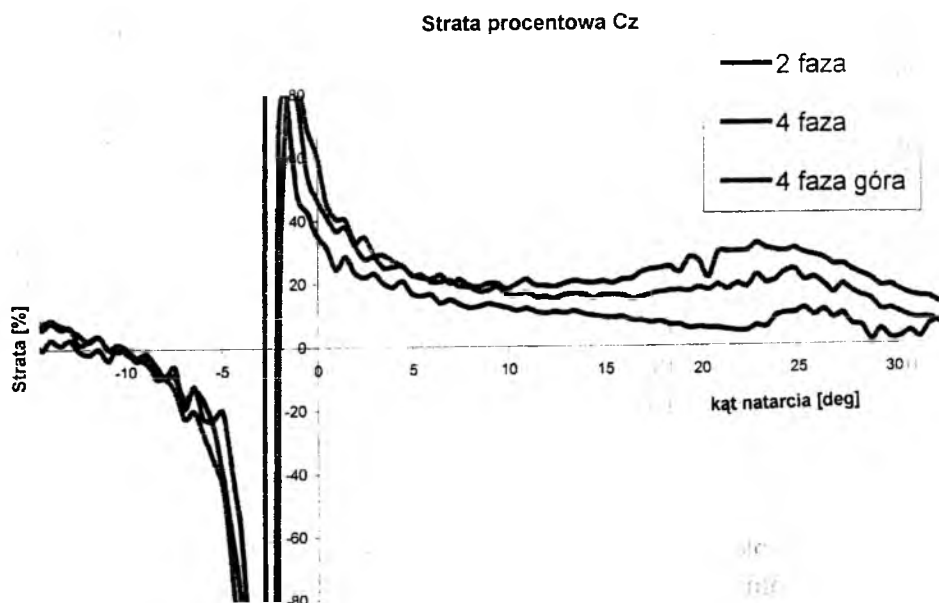
Kolejna charakterystyka – zależność współczynnika oporu aerodynamicznego C_x od kąta natarcia (Rys.5) – pokazuje równoczesny wzrost oporu, jaki stawia profil skrzydła. W granicach zerowego kąta natarcia, opór rośnie nawet dwukrotnie.

Rys.6 przedstawia krzywe doskonałości, a więc zależności stosunku współczynników C_z/C_x od kąta natarcia. W efekcie, niemal w całym zakresie dodatnich kątów natarcia, doskonałość spada o 50% dla końcowej fazy oblodzenia.

Na rys.7 pokazano z kolei względne ubytki siły nośnej jakie wystąpią na poszczególnych kątach natarcia po wystąpieniu oblodzenia na płacie. Zaprezentowany przebieg doskonale ilustruje niebezpieczeństwo wynikłe z uformowania się rozwiniętych postaci oblodzenia.



Rys.6. Wpływ oblodzenia na doskonałość płata



Rys. 7. Względne spadki siły nośnej wywołane oblodzeniem

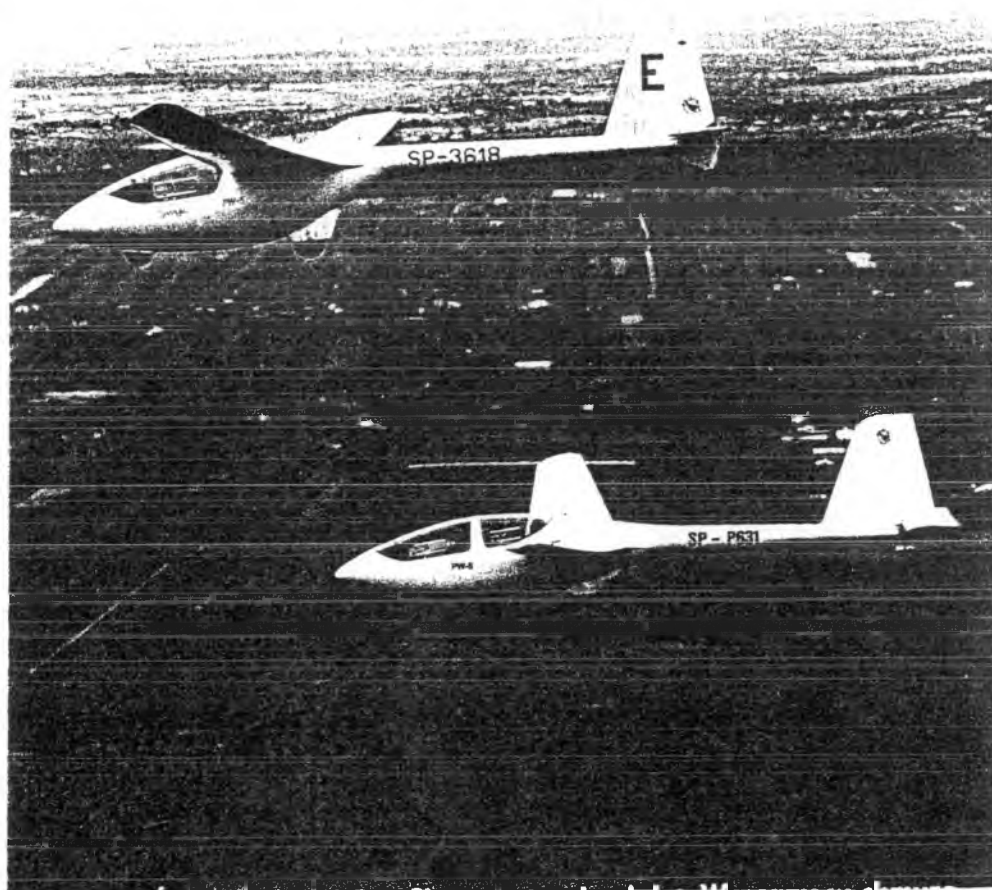
4. Wnioski

Przeprowadzone badania upoważniają do wyciągnięcia następujących wniosków:

- W przypadku płata o cienkim profilu, oblodzenie powoduje gwałtowny spadek współczynnika siły nośnej C_z w dwóch zakresach kąta natarcia α : dla małych wartości, bliskich zerowej sile nośnej oraz dla dużych wartości kąta, odpowiadających maksymalnej sile nośnej;
- Pierwsza, początkowa faza oblodzenia powoduje od razu silną deformację charakterystyk aerodynamicznych płata;
- Zniekształcenie geometrii profilu poprzez oblodzenie górnej powierzchni płata ma mniejszy wpływ na deformację charakterystyk aerodynamicznych, niż analogiczne zniekształcenie powierzchni dolnej;
- Formy oblodzenia, powstające na płacie, związane są ze strukturą lokalnego pola prędkości przepływu;
- Przyjęta metoda symulacji oblodzenia stanowi dobre przybliżenie zjawiska, w świetle porównań z wynikami uzyskanymi w tunelach stratyfikowanych termicznie.

Bibliografia

1. Addy H.E., Potapczuk M.G., Shelton D.W., *Modern Airfoil Ice Accretions* NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074, 1999.
2. Bilanin A.J., *Proposed Modifications to Ice Accretion/Icing Scaling Theory*. Journal of Aircraft, vol. 24, 1991.
3. Cebeci T., *Effect of Ice on Airfoil Stall at High Reynolds Numbers*. AIAA Journal, vol. 33, no. 7, 1995.

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

WPLYW STRUKTURY PRZEPŁYWU W WARSTWIE PRZYŚCIENNEJ NA POSTAĆ OBLODZENIA POWSTAJĄCEGO NA PŁACIE

Piotr Sierputowski

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: ITLiMS@meil.pw.edu.pl

Piotr Rewucki

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: ITLiMS@meil.pw.edu.pl

Zjawisko oblodzenia występujące przy opływie płata studiowano pod kątem korelacji zachodzącej pomiędzy strukturą ruchu w warstwie przyściennej, a postaciami oblodzenia. Występowanie każdej postaci oblodzenia jest ściśle związane z lokalnym polem prędkości i ciśnień, jakie generują się w wyniku opływu płata. Z kolei zmiana geometrii profilu, która jest bezpośrednią konsekwencją oblodzenia, wprowadza szereg nowych oddziaływań na warstwę przyścienną.

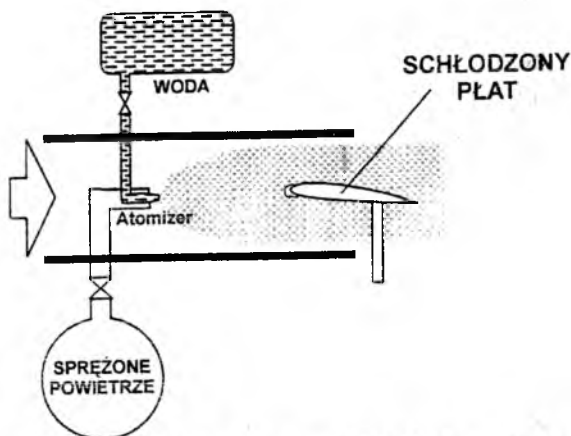
1. Uwagi wstępne

Oblodzenie powstające na płacie nośnym jest zjawiskiem jednoznacznie niebezpiecznym dla lotu realizowanego przez samolot. Prowadzi do silnych zmian własności aerodynamicznych skrzydła, objawiających się w ekstremalnych przypadkach utratą sterowności i kontroli, co w konsekwencji zwiększa prawdopodobieństwo katastrofy.

Ponieważ wystąpienie oblodzenia warunkowane jest przede wszystkim lokalnymi parametrami meteorologicznymi atmosfery i może pojawiać się na różnych samolotach i na różnych powierzchniach nośnych, interesującym problemem jest chociażby wstępne oszacowanie podatności danego skrzydła, czy też profilu, na zjawisko. W praktyce

mamy olbrzymią różnorodność rozwiązań geometrycznych dających w konsekwencji kształt skrzydła, lub profilu, co czyni wspomniane oszacowanie dość trudnym problemem, wymagającym każdorazowo odrębnej analizy dla konkretnego kształtu. Pewnym łącznikiem, wspólnym elementem, występującym w szerokim zakresie profilów i skrzydeł lotniczych, jest zaś struktura pola prędkości i pola ciśnień, jakie kształtują się w wyniku opływu. Szczególnie odnosi się to do struktury ruchu w warstwie przyściennej, gdzie charakterystyczne formy występują w zasadzie na większości znanych profilów.

Celem prezentowanej pracy było skorelowanie zaobserwowanych postaci oblodzenia ze strukturą przepływu w warstwie przyściennej oraz analiza wzajemnych oddziaływań.



Rys.1. Uproszczony schemat stanowiska badawczego

2. Badania eksperymentalne

Zdecydowano się na symulację oblodzenia realizowaną w tunelu aerodynamicznym. Istotą przeprowadzonej symulacji eksperymentalnej było schłodzenie powierzchni płata do odpowiednio niskiej temperatury, tak aby padające kropelki z generowanej chmury wodnej wchodziły w warunki fizyczne prowadzące do tworzenia się powłoki lodowej na modelu płata. W badaniach wykorzystano cienkoprofilowy model przykadłubowej części skrzydła samolotu TS-11 Iskra (profil NACA 64-209). Model wykonano z metalu (mosiądzu), wewnątrz zaś znajdowały się kanały, przez które przetłaczany był czynnik chłodzący – ciekły azot. Możliwe było schłodzenie płata do temperatury oscylującej w granicach – 30°C. Chmurę wodną generowano przy użyciu atomizera naddźwiękowego, którego dysza wylotowa wprowadzona została do

tunelu aerodynamicznego (wykorzystano tzw. tunel środowiskowy w Laboratorium Aerodynamiki Poddźwiękowej ITLiMS). Schemat stanowiska badawczego pokazano na rys.1.

Badania symulacyjne prowadzono dla różnych kątów natarcia w zakresie liczb Reynoldsa ok. $4 \cdot 10^5$. Własności chmury wodnej były regulowane ilością rozpylanej wody oraz poprzez zmianę średnicy kropelek.

3. Wyniki badań symulacyjnych, korelacje z przepływem w warstwie przyściennej.

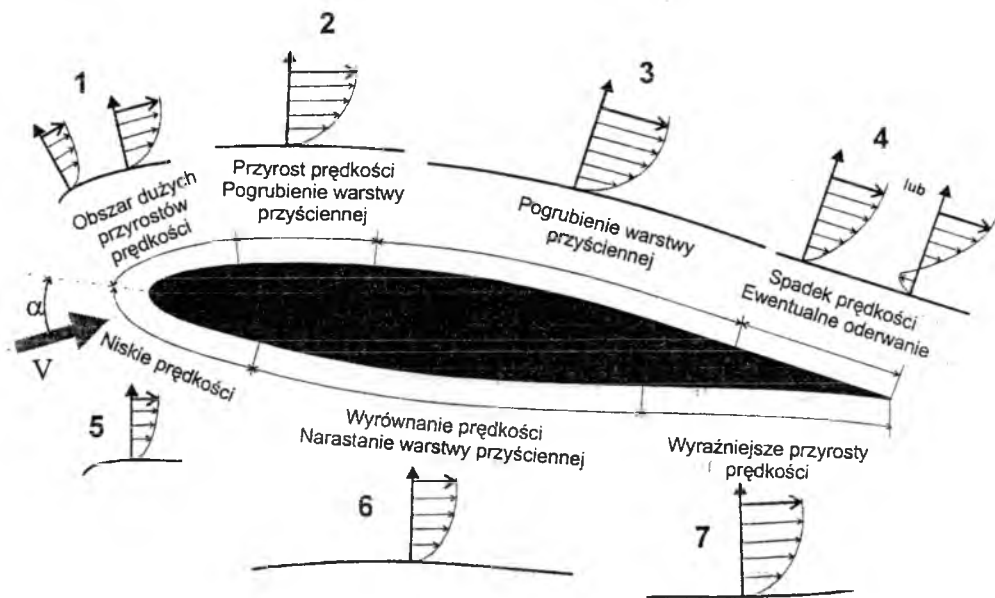
W wyniku obserwacji oblodzenia powstającego na opływającym modelu płata stwierdzono występowanie następujących form:

- a) zeszklenie – w rejonie bardzo niskich prędkości (okolicie noska) powstaje szkliste oblodzenie; kropelki wody po zetknięciu się z płatem zamieniły się bezpośrednio w lód;
- b) szron – w rejonie wyższych prędkości, kropelki wody zaczynały już odparowywać, a stykając się z powierzchnią płata sublimowały, tworząc kryształki szronu lodowego;
- c) postać mieszana – była efektem wtórnego oddziaływania osadzonego na powierzchni płata szronu; oszronienie, działając jako powierzchnia o podwyższonej chropowatości, prowadziło do lokalnego spadku prędkości przepływu, co po pewnym czasie objawiało się występującym zeszkleniem (postać mieszana była szczególnie widoczna po nadciśnieniowej stronie płata).

Śledząc narastanie oblodzenia na płacie, dla różnych kątów natarcia, wyraźnie widoczny staje się związek z polem prędkości, jakie zostaje uformowane w warstwie przyściennej opływającego profilu. Na rys.2 pokazano, schematycznie, różne strefy przepływu przyściennego. Z kolei rys.3 przedstawia typowy układ form oblodzenia, jakie przy małym (dodatnim) kącie natarcia pojawiają się na powierzchni modelowanego płata.

Generalnie widoczne są następujące powiązania pomiędzy polem prędkości w warstwie przyściennej, a strukturą oblodzenia:

- 1) w obszarach stagnacji powstaje gruba, zeszklona powłoka lodu; dotyczy to przede wszystkim krawędzi natarcia, na której formuje się podkowiaste oblodzenie, silnie wpływające na zmiany prędkości w strefie dalszej;
- 2) mieszana forma oblodzenia, tworząca się za strefą podkowiastego zeszklenia krawędzi natarcia, silnie zależy od przyrostów prędkości



Rys.2. Schemat przyściennego pola prędkości wokół profilu.



Rys.3. Struktura oblodzenia cienkiego profilu przy małych kątach natarcia

i pogrubienia warstwy przyściennej; im łagodniejszy jest przyrost prędkości, tym równomierniej rozwija się jednorodna strefa oblodzenia mieszanego; przy gwałtownych przyspieszeniach najpierw powstaje gruba powłoka szronu, który następnie jest lokalnie zdmuchiwany z powierzchni płata i tworzą się nieregularne „języki” zeszklenia;

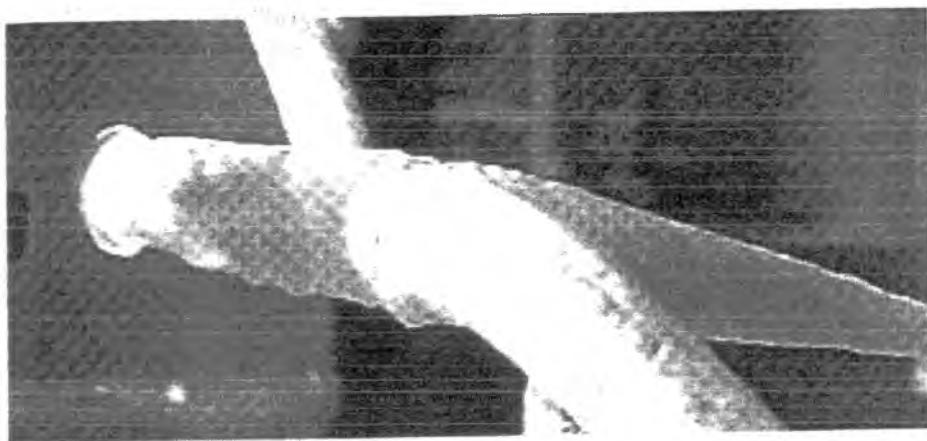
- 3) zmiany prędkości w tylnej części profilu, po jego nadciśnieniowej stronie (przy dodatnich kątach natarcia, dolna strona profilu) powodują wyraźne pogrubienie oblodzenia w formie mieszanej; najpierw powstaje jednorodna warstwa szronu lodowego, który zaczyna wyhamowywać przepływ przy ścianie prowadząc do powstawania regularnych obszarów zeszklenia.

Na rys.4-10 pokazano zarejestrowane obszary ciekawych form oblodzenia, jakie występują na płacie i są ściśle skorelowane z lokalnym polem prędkości.

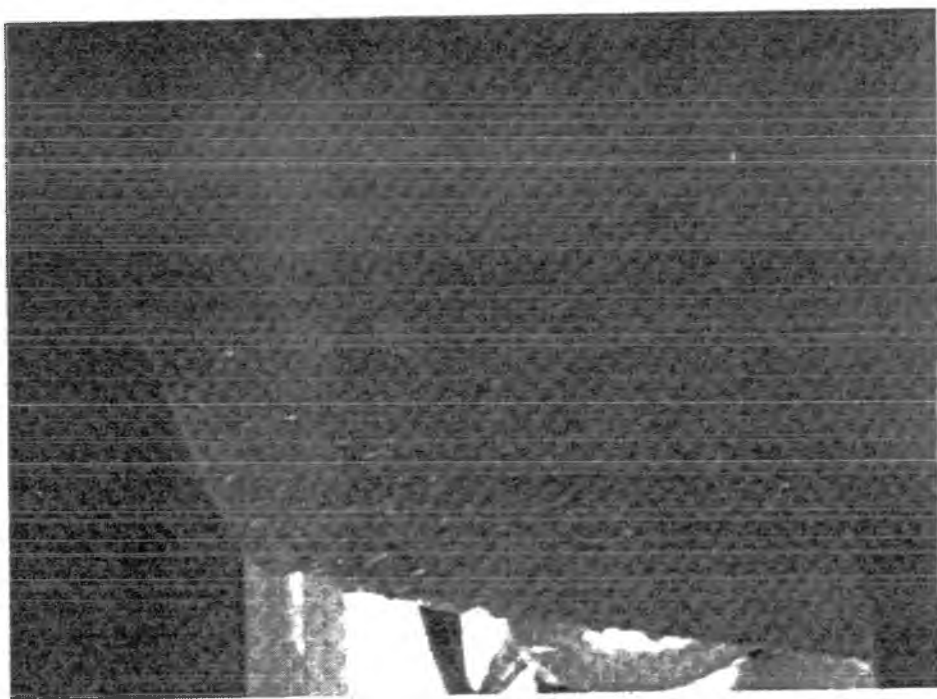
4. Wnioski końcowe

Przeprowadzone badania upoważniają do sformułowania następujących wniosków:

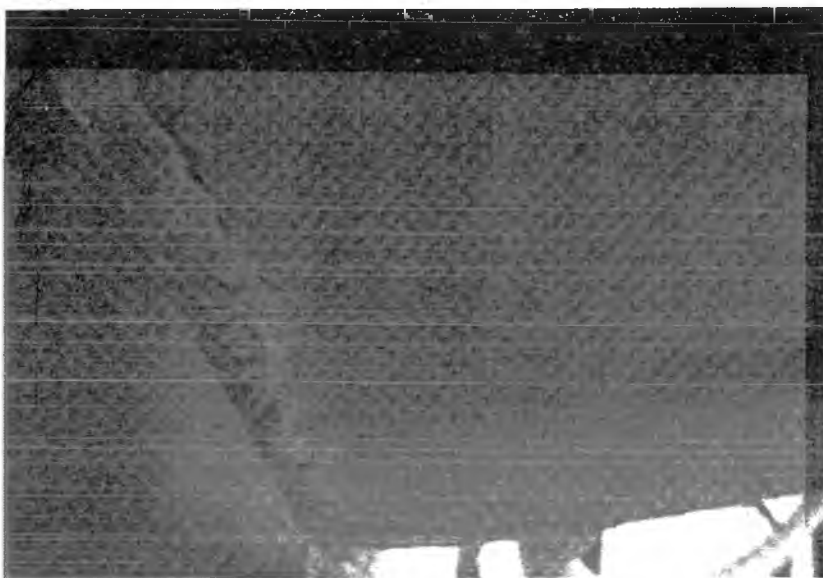
- 1) Pole prędkości w warstwie przyściennej wpływa na formę i wielkość tworzącego się oblodzenia;
- 2) Narastające oblodzenie, zmieniając geometrię opływanej powierzchni, deformuje przyścienne pole prędkości w porównaniu z profilem gładkim;
- 3) W przypadku cienkiego profilu największy wpływ na deformację opływu ma podkowiaste, szkliste oblodzenie na krawędzi natarcia; przy większych kątach natarcia za oblodzeniem czołowym, na grzbiecie profilu, następuje nawet lokalne oderwanie;
- 4) Regularne oblodzenie w formie mieszanej rozwija się w postaci równomiernych „narośli”, o stosunkowo ostrych krawędziach, wprowadzając do opływu element bardzo dużej chropowatości; powstająca w ten sposób nowa geometria powierzchni skrzydła wprowadza silne oddziaływanie na warstwę przyścienną – występuje wyhamowanie przepływu tuż przy ścianie, warstwa przyścienna



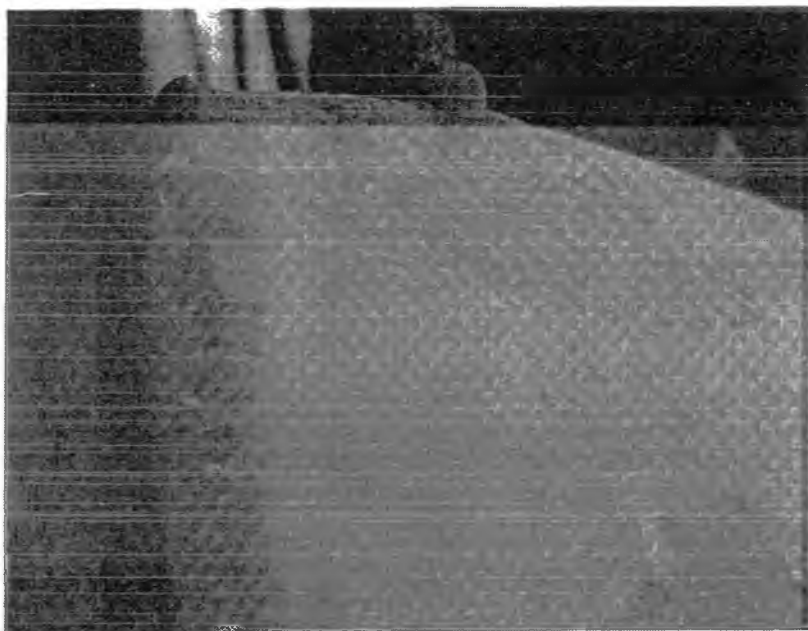
Rys.4. Podkowiaste zeszklenie na krawędzi natarcia



Rys.5. Typowy przykład mieszanej formy oblodzenia



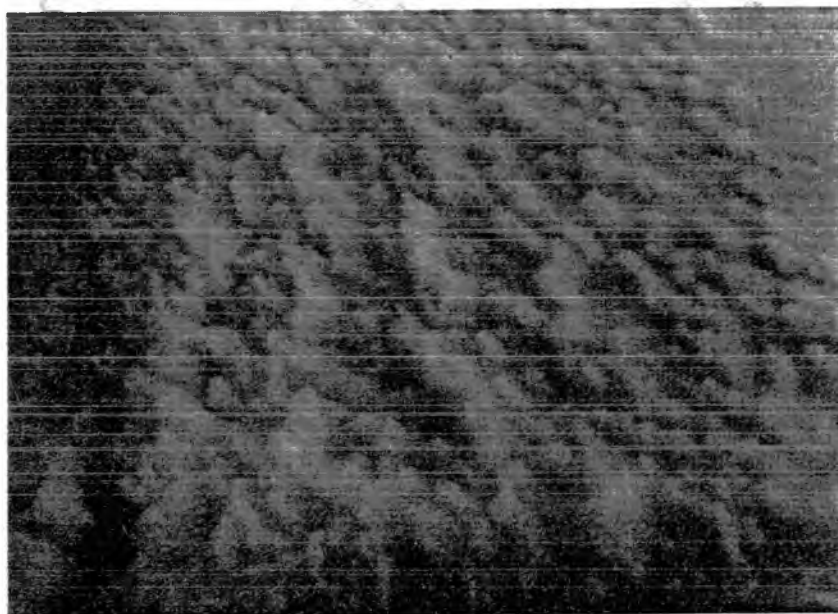
Rys.6. Narastanie warstwy szronu za zlodowaciałą krawędzią natarcia



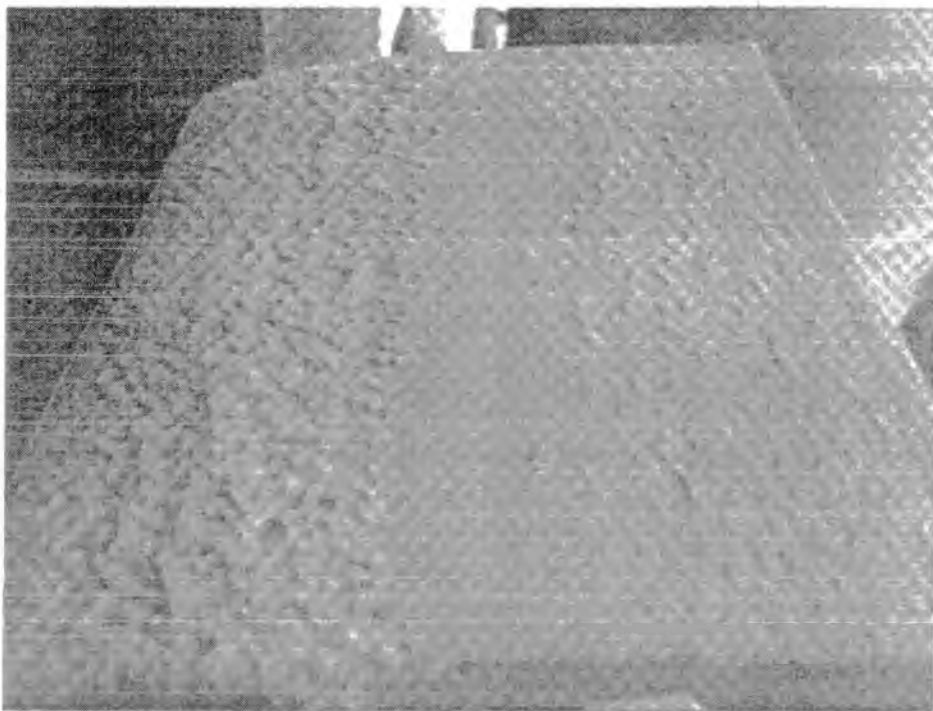
Rys.7. „Splukiwanie” szronu wskutek zmian prędkości wywołanych opływem podkowiastego zeszklenia na krawędzi natarcia.



Rys.8. Rozwój mieszanej formy oblodzenia i szronu na powierzchni płyta



Rys.9. Regularna struktura oblodzenia w strefie narastania prędkości – powstawanie silnie oddziaływującej chropowatości na powierzchni płyta.



Rys.10. Typowy układ oblodzenia na nadciśnieniowej stronie płata, przy umiarkowanych kątach natarcia.

ulega bardzo znacznemu pogrubieniu i następuje jej lawinowa turbulizacja;

- 5) Zmiany wewnątrz warstwy przyściennej na oblodzonym profilu prowadzą do zdecydowanej deformacji głównych charakterystyk aerodynamicznych: znacznie wzrasta współczynnik oporu, zaś maleje współczynnik siły nośnej;
- 6) Generalnie, oblodzenie na cienkim profilu prowadzi do zmniejszenia cyrkulacji.

Bibliografia

1. Addy H.E., Potapczuk M.G., Shelton D.W., *Modern airfoil ice Accretion*, NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074, 1997
2. ATR, *Aircraft all Weather Operations.*, Published by Are International (Regional), France, 1996

3. Bilanin A.J., *Proposed Modifications to ice Accretion/icing scaling theory*, Journal of Aircraft, Vol. 24, 1991
4. Bokulich F., *A new method for ice removal*, Aerospace Engineering, 1998.
5. Cebeci T., *Effect of ice on airfoil stall at high Reynolds numbers*, AIAA Journal, Vol. 33, No. 7, 1995
6. Maryniak J., Sibilski K., Sierputowski P., *Wpływ oblodzenia samolotu w locie na zmianę charakterystyk aerodynamicznych wielkości w zależności od faz lotu*, Metody i Techniki Badań Statków Powietrznych, część I s.207, Informator ITWL, 2000.

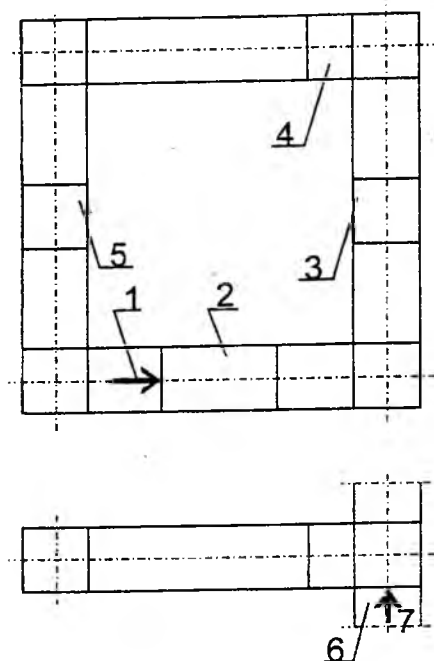
TUNEL AERODYNAMICZNY O STAŁEJ TEMPERATURZE PRACY

Piotr Sierputowski, Antoni Tarnogrodzki
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechniki Warszawskiej
e-mail: itlims@meil.pw.edu.pl

W pracy przedstawiono koncepcję tunelu aerodynamicznego o obiegu zamkniętym i stałej temperaturze pracy. Z uwagi na wymagania pomiarowe powietrze w tunelu jest filtrowane i chłodzone. Do chłodzenia zastosowano krzyżowy wymiennik ciepła. Czynnikiem chłodzącym jest zamglawione, w kanale nawilżającym powietrze atmosferyczne. Mgła uzyskiwana jest przy wykorzystaniu energooszczędnych atomizerów naddźwiękowych o wyjątkowo wysokim stopniu rozpylenia i dużym zasięgu. Temperatura pracy wynosi 20°C , moc tarcia 150kW , najwyższa temperatura powietrza atmosferycznego 30°C . Kanał nawilżający jest przystosowany do pracy jako tunel aerodynamiczny o obiegu otwartym, przeznaczony głównie do badania takich zjawisk, jak mgła, szać, szron, oblodzenie oraz badania różnego rodzaju spray'e. Przewidziane jest również wykorzystanie energii kinetycznej wypływu z kanału nawilżającego do napędu wiatraka.

1. Schemat tunelu

Przedstawiony jest on na rys. 1, gdzie: 1 – przepływ powietrza w tunelu nazywany dalej strumieniem roboczym, 2 – komora pomiarowa, 3 – krzyżowy wymiennik ciepła, 4 – wentylator tunelu, 5 – filtr powietrza, 6 – długi kanał nawilżający, 7 – ochłodzone wskutek zamglawienia powietrze atmosferyczne, nazywane dalej strumieniem chłodzącym.



Rys.1

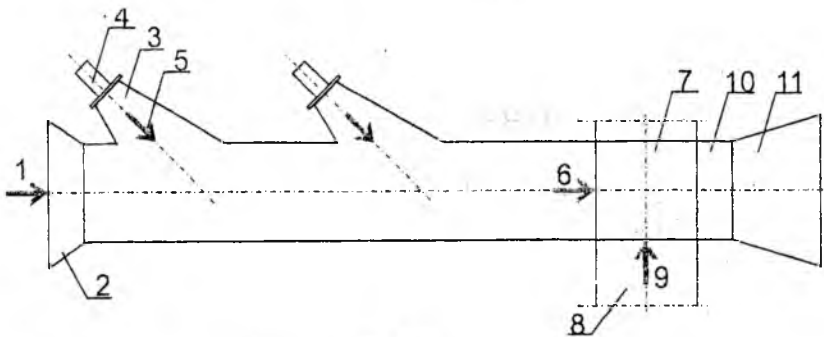
2. Schemat kanału nawilżającego

Przedstawiony jest on na rys. 2, gdzie: 1 – powietrze atmosferyczne, 2 – konfuzor wlotowy, 3 – komora atomizera, 4 – atomizer z kołnierzem mocującym, 5 – strumień rozpylanej do postaci mgły wody, 6 – strumień chłodzący, 7 – krzyżowy wymiennik ciepła, 8 – tunel, 9 – strumień roboczy, 10 – wentylator kanału nawilżającego, 11 – dyfuzor wylotowy.

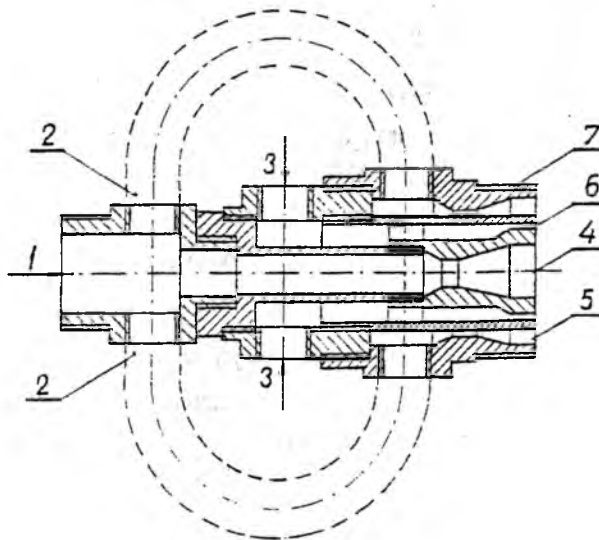
3. Atomizer

Jest on szczegółowo pokazany na rys. 3, gdzie: 1 – sprężone powietrze, 2 – przewód giętki, 3 – woda, 4 – wewnętrzna dysza naddźwiękowa, 5 – zewnętrzna dysza naddźwiękowa o pierścieniowym przekroju poprzecznym, 6 – pierścieniowa szczelina wodna, 7 – gwint do zamocowania kołnierza.

Nadciśnienie sprężonego powietrza jest stałe i wynosi $\Delta p = 0,3 \text{ MPa}$, wydatek rozpylanej wody jest precyzyjnie regulowany za pomocą pompy dozującej. Prędkość wypływu powietrza wynosi około 600 m/s, wody – kilka metrów na sekundę. Zostaną zainstalowane dwa takie same atomizery.



Rys.2



Rys.3

4. Spadek temperatury strumienia roboczego

Dane wyjściowe: ciśnienie $0,1 \text{ MPa}$, temperatura pracy $t_{pr} = 20^\circ \text{C}$, stąd gęstość powietrza $\rho = 1,19 \text{ kg/m}^3$; prędkość przepływu niezakłóconego $V = 80 \text{ m/s}$, pole powierzchni przekroju poprzecznego komory pomiarowej $F = 0,7 \text{ m}^2$, stąd wydatek

$$Q = VF = 56 \text{ m}^3/\text{s}; \quad (1)$$

moc tarcia $P = 150 \text{ kW}$, stąd spadek temperatury strumienia roboczego

$$\Delta t = P / \rho Q c_p = 2,2K, \quad (2)$$

gdzie $c_p = 1004J/kgK$.

5. Spadek temperatury powietrza atmosferycznego

Rozpatrujemy krzyżowy wymiennik ciepła typu powietrze-powietrze (strumień chłodzący – strumień roboczy). Wydatki obu strumieni są sobie równe. Przez t_a oznaczmy temperaturę powietrza atmosferycznego, przez Δt_a - jej spadek.

Temperatura początkowa strumienia roboczego wynosi t_{pr} , końcowa - $(t_{pr} - \Delta t)$, gdzie Δt jest określoną zależnością (2). Temperatura początkowa strumienia chłodzącego jest $t_a - \Delta t_a$. Różnica temperatur początkowych obu strumieni wynosi $t_{pr} - t_a + \Delta t_a$. Dla krzyżowego wymiennika ciepła można przyjąć, że spełniona jest zależność

$$\Delta t = 0,8(t_{pr} - t_a + \Delta t_a),$$

skąd dostajemy poszukiwaną zależność

$$\Delta t_a = t_a - t_{pr} + \Delta t / 0,8, \quad (3)$$

przy czym $\Delta t / 0,8 = 2,7K$.

Jeśli $t_a = 17,3^\circ C$, to $\Delta t_a = 0$. Przypadek, gdy $t_a < 17,3^\circ C$ nie jest obecnie rozpatrywany. Największa wartość temperatury powietrza atmosferycznego wynosi $30^\circ C$, wtedy

$$\Delta t_a = 12,7K. \quad (4)$$

6. Wydatek wody odparowującej

Wyraża się on zależnością

$$Q_w = \rho Q c_p \Delta t_a / \rho_w r, \quad (5)$$

gdzie Q i Δt_a są określone zależnościami (1) i (3), $\rho_w = 1000kg/m^3$ - gęstość wody, $r = 2260kJ/kg$ - ciepło parowania wody. Z zależności (3) i (5) widać, że Q_w zależy liniowo od t_a . Maksymalny wydatek wody wynosi

$$Q_w = 1,35m^3/h. \quad (6)$$

7. Wydatek sprężonego powietrza

Wprowadzimy stosunek wydatków masowych rozpylanej wody i sprężonego powietrza zasilającego atomizer.

$$\beta = \rho_w Q_w / \rho_n Q_{spr}, \quad (7)$$

gdzie $\rho_n = 1,29 \text{ kg/m}^3$ - normalna gęstość powietrza, Q_{spr} - wydatek powietrza zasysanego przez sprężarkę.

Ponieważ spełnione są następujące warunki:

- powietrze atmosferyczne nie jest zbyt wilgotne,
- powietrze jest nasycone mgłą w sposób jednorodny,
- czas przebywania kropeł w kanale naddźwiękowym jest dostatecznie długi, przeto można przyjąć, że $\beta = 1,5$.

Z zależności (6) i (7) wyznaczamy

$$Q_{spr} = 700 \text{ m}^3 / \text{h};$$

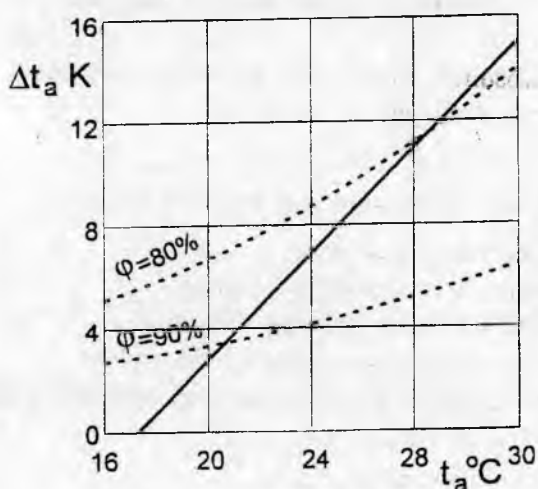
sprężarka zasila atomizery bezpośrednio, tj. nie ma zaworu zwrotnego i zbiornika ciśnieniowego, w związku z tym moc sprężania powietrza wyraża się następująco $P_{spr} = Q_{spr} \Delta p = 58 \text{ kW}$.

8. Dopuszczalna wilgotność powietrza atmosferycznego

Przez $\Delta x (\text{kg/kg})$ oznaczmy ilość pary wodnej, którą może wchłonać przy danej temperaturze t_a i danej wilgotności względnej φ powietrze atmosferyczne; możliwy do uzyskania spadek temperatury wyraża się zależnością

$$\Delta t_a = \Delta x r / c_p \quad (8)$$

- krzywe przerywane na rys. 4, na którym pokazano także zależność (3). Widać, że przy $\varphi = 90\%$ największa temperatura wynosi około 21°C , przy 80% - około 30°C .



Rys. 4

Bibliografia

1. Tarnogrodzki A., *Theoretical prediction of the critical Weber number*, International Journal of Multiphase Flow Vol.19, 329-336, 1993.
2. Tarnogrodzki A., *Teoria pęcherzykowego rozpadu kropli*, Zeszyty Naukowe IMP PAN w Gdańsku, nr 436 (1397), stron 42, 1994.
3. Tarnogrodzki A., *Theory of free fall breakup of large drops*, International Journal of Mechanical Sciences – w druku

MODELOWANIE FIZYCZNE I MATEMATYCZNE DYNAMIKI TORPED LOTNICZYCH W TRAKCIE LOTU SWOBODNEGO.

Krzysztof Słota

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

e-mail: kslot@meil.pw.edu.pl

Jerzy Maryniak

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW

W pracy przedstawiono zagadnienia modelowania fizycznego i matematycznego dynamiki ruchu torpedy lotniczej w trakcie jej lotu swobodnego w powietrzu po zrzucie z nosiciela. Stosując równania Boltzmann-Hamela dla układów mechanicznych, opracowano model matematyczny torpedy w wodzie i zredukowano równania w spadku swobodnym. W ruchu torpedy uwzględniono siły i momenty aerodynamiczne. Na przykładzie amerykańskiej torpedy Mk -15 dokonano identyfikacji parametrycznej wyznaczając współczynniki aerodynamiczne w tunelu aerodynamicznym.

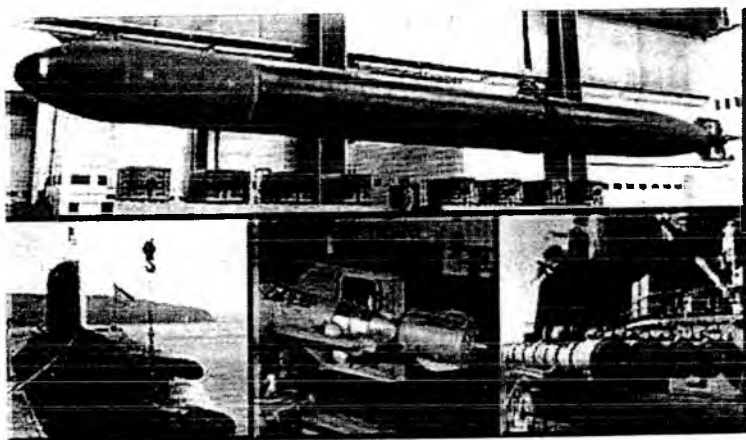
I. Wstęp

Po szeregu próbach pomysłów rażenia okrętów bronią podwodną, w roku 1866 Anglik inż. R. Whitehead skonstruował pierwszą torpedę, która jest uważana za podstawowy wzorzec torped budowanych w krajach Europy i USA [8]. W latach 1914 - 1918 powiększono średnicę torpedy do 533 [mm] i długość w granicach 6-8.5 [m], prędkość do 42

węzłów przy zasięgu 17000 m. Kształty, średnica i parametry geometryczne torped nie ulegały zmianom, w zasadzie do dnia dzisiejszego (rys.1, 2).



Rys. 1. Torpeda klasy „UGST VERSATILE DEPTH HOMING TORPEDO”



Rys. 2. Torpeda typu „TEST-71 MKE TV ELECTRIC HOMING TORPEDO”.

Dostępna literatura dotycząca modelowania fizycznego i matematycznego dynamiki torped jest bardzo skąpa. Najwięcej informacji dotyczących budowy, danych eksperymentalnych, zawartych jest w książce francuskiej M. Laubeufa [7] wydanej w Paryżu w 1923 r. Opracowanie matematycznego modelu sterowanej torpedy nie nastręcza kłopotów [18]. Trudność polega na identyfikacji parametrycznej, charakterystyk hydrodynamicznych, efektów wynikających z przylączyonej wody - wiele parametrów musi być wyznaczone na drodze

eksperymentu.



Rys. 3. North American AT-6 Texan ucharakteryzowany na japoński samolot torpedowy Nakajima B5N Kate. Zdjęcie: Robert Gretzynger.

Wyprowadzone równania ruchu wraz z prawami sterowania umożliwiają zastosowanie do symulacji ruchu torped samonaprowadzających się na manewrujący okręt - cel lub naprowadzanych różnymi systemami - zarówno torped lotniczych zrzucanych z samolotów i śmigłowców, jak i morskich wyrzucanych z okrętów nawodnych jak i podwodnych (Rys.3).

Przykładowe obliczenia wykonano dla amerykańskiej torpedy Mk-15 o średnicy 533.3 [mm], długości 7.32 [m], prędkościach: 26.5 [w] przy dystansie do 13700 [m] i 45 [w] przy dystansie 5500 [m].

2. Ogólny model matematyczny ruch torpedy

Przy formułowaniu modelu fizycznego rozpatrzono układ: otoczenie - torpeda -sterowanie. Torpedę traktowano jako bryłę nieodkształcalną - sztywną, lecącą w powietrzu.

Układy odniesienia, współrzędne liniowe i kątowe przyjęto zgodnie z przyjmowanymi w lotnictwie [9, 10, 12, 18] - Rys. 4.

Siły i momenty sił działające na torpedę (Rys. 5) sprowadzono do wektora momentu sił M oraz wektora siły F i rozpisano na składowe w układzie odniesienia sztywno związanym z torpedą.

ω_μ - quasi -prędkość

T^* - energia kinetyczna w quasi -prędkościach

π_μ - quasi -współrzędne

Q_μ^* - siły uogólnione

$\gamma'_{\alpha\mu}$ - trój wskaźnikowe mnożniki Boltzmanna przy czym określone następującą zależnością:

$$\gamma'_{\alpha\mu} = \sum_{\delta=1}^k \sum_{\lambda=1}^k \left(\frac{\partial a_{\delta\alpha}}{\partial q_\lambda} - \frac{\partial a_{\lambda\alpha}}{\partial q_\delta} \right) b_{\delta\mu} b_{\lambda\alpha}. \quad (2)$$

Związki między quasi-prędkościami i prędkościami uogólnionymi mają postać:

$$\omega_\delta = \sum_{\alpha=1}^k a_{\delta\alpha} \dot{q}_\alpha, \quad (3)$$

$$\dot{q}_\delta = \sum_{\mu=1}^k b_{\delta\mu} \omega_\mu, \quad (4)$$

gdzie:

q_δ - prędkości uogólnione,

$a_{\delta\alpha} = a_{\delta\alpha}(q_1, q_2, \dots, q_k)$ - są to współczynniki będące funkcjami współrzędnych uogólnionych,

q_δ - współrzędne uogólnione,

$b_{\delta\alpha} = b_{\delta\alpha}(q_1, q_2, \dots, q_k)$ - są to współczynniki będące funkcjami współrzędnych uogólnionych.

przy czym istnieje następująca zależność macierzowa:

$$[a_{\delta\mu}] = [b_{\delta\mu}]^{-1}.$$

Przyjęto następujące współrzędne uogólnione :

$$q = \text{col}[x_1, y_1, z_1, \Phi, \Theta, \Psi] \quad (5)$$

prędkości uogólnione

$$\dot{q} = \text{col}[\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1, \dot{\Phi}, \dot{\Theta}, \dot{\Psi}] \quad (6)$$

quasi-współrzędne:

$$\pi = \text{col}[\pi_U, \pi_V, \pi_W, \Phi, \Theta, \Psi] \quad (7)$$

oraz quasi-prędkości

$$\omega = \text{col}[U, V, W, P, Q, R] \quad (8)$$

Całkowita energia kinetyczna torpedy poruszającej się w rzeczywistej cieczy T^* , wyrażona w quasi - prędkościach (8) jest równa sumie dwóch składników:

$$T^* = T + T_H$$

gdzie: T - energia torpedy traktowanej jako ciało sztywne, osiowo-symetryczne, w przyjętym układzie osi centralnych głównych sztywno związanych z torpedą:

$$T = \frac{1}{2} [m(U^2 + V^2 + W^2) + P^2 I_x + Q^2 I_y + R^2 I_z], \quad (9)$$

T_H - energia kinetyczna cząstek cieczy wprowadzonych w ruch przez torpedę - masy wody przyłączonej (rys. 4):

$$T_H = \frac{1}{2} (\lambda_{11} U^2 + \lambda_{22} V^2 + \lambda_{33} W^2 + \lambda_{44} P^2 + \lambda_{55} Q^2 + \lambda_{66} R^2 + \\ + 2\lambda_{26} VR + 2\lambda_{35} WQ) \quad (10)$$

Dla torpedy istnieje 8 niezerowych współczynników λ_{ik} [1, 5, 12, 13, 18] - $\lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{33}, \lambda_{44}, \lambda_{55}, \lambda_{66}, \lambda_{26}, \lambda_{35}$ gdzie wymiar współczynników jest następujący:

$$\begin{array}{ll} \lambda_{11}, \lambda_{22}, \lambda_{33} & [\text{kg}], \\ \lambda_{44}, \lambda_{55}, \lambda_{66} & [\text{kgm}^2], \\ \lambda_{26}, \lambda_{35} & [\text{kgm}]. \end{array}$$

W układzie współrzędnych związanym z poruszającym się ciałem, wielkości przyłączonych mas λ_{ik} są niezależne od czasu, lecz są funkcją kształtu ciała oraz wyboru początku układu współrzędnych [12, 18].

Po wyznaczeniu pochodnych energii kinetycznej (9) i (10) oraz wprowadzeniu sił $Q_U^* = X, Q_V^* = Y, Q_W^* = Z$ i momentów sił zewnętrznych $Q_P^* = L, Q_Q^* = M, Q_R^* = N$ oraz po wyznaczeniu trójwskaźnikowych mnożników Boltzmanna (2) i rozwinięciu równania

(I) otrzymano układ równań stanowiących model matematyczny dynamiki torpedy:

równanie ruchów podłużnych:

$$\begin{aligned} (m + 2\lambda_{11})\dot{U} - (m + 2\lambda_{22})VR + (m + 2\lambda_{33})WQ - 2\lambda_{26}R^2 + 2\lambda_{35}Q^2 = \\ = (\rho_H g V_0 - mg) \sin \Theta + T \cos \varphi_r - \frac{1}{2} \rho_H S V_0^2 (C_{xH} \cos \beta \cos \alpha + \\ + C_{yH} \sin \beta \cos \alpha - C_{zH} \sin \alpha) + X_Q Q + X_{\delta_H} \delta_H, \end{aligned} \quad (11)$$

równanie ruchów bocznych:

$$\begin{aligned} (m + 2\lambda_{22})\dot{V} + (m + 2\lambda_{11})UR - (m + 2\lambda_{33})WP + 2\lambda_{26}\dot{R} - 2\lambda_{35}PQ = \\ = (mg - \rho_H g V_0) \sin \Phi \cos \Theta - \frac{1}{2} \rho_H S V_0^2 (C_{xH} \sin \beta + C_{yH} \cos \beta) + \\ + Y_R R + Y_{\delta_V} \delta_V, \end{aligned} \quad (12)$$

równanie ruchów wznoszących:

$$\begin{aligned} (m + 2\lambda_{33})\dot{W} - (m + 2\lambda_{11})UQ + (m + 2\lambda_{22})VP + 2\lambda_{35}\dot{Q} + 2\lambda_{26}PR = \\ = (mg - \rho_H g V_0) \cos \Phi \cos \Theta - T \sin \varphi_r - \frac{1}{2} \rho_H S V_0^2 (C_{xH} \cos \beta \sin \alpha + \\ + C_{yH} \sin \beta \sin \alpha + C_{zH} \cos \alpha) + Z_Q Q + Z_{\delta_H} \delta_H, \end{aligned}$$

równanie ruchów przechylających: (13)

$$\begin{aligned} (I_x + 2\lambda_{44})\dot{P} + (I_z - I_y + 2\lambda_{66} - 2\lambda_{55})QR + 2(\lambda_{33} - \lambda_{22})VW + \\ + 2(\lambda_{26} + \lambda_{35})VQ - 2(\lambda_{35} + \lambda_{26})WR = -\frac{1}{2} \rho_H S V_0^2 l (C_{mxH} \cos \beta \cos \alpha + \\ + C_{myH} \sin \beta \cos \alpha - C_{mzH} \sin \alpha) + L_P P + L_R R + L_{\delta_H} \delta_H + L_{\delta_V} \delta_V, \end{aligned} \quad (14)$$

równanie ruchów pochyłających:

$$\begin{aligned} (I_y + 2\lambda_{55})\dot{Q} + 2\lambda_{35}\dot{W} + (I_x - I_z + 2\lambda_{44} - 2\lambda_{66})PR + 2(\lambda_{11} - \lambda_{33})UW + \\ - 2\lambda_{35}UQ - 2\lambda_{26}VP = -\rho_H g V_0 x_H \cos \Phi \cos \Theta + \frac{1}{2} \rho_H S V_0^2 l (C_{mxH} \sin \beta + \\ + C_{myH} \cos \beta) + M_Q Q + M_{\delta_H} \delta_H, \end{aligned} \quad (15)$$

równanie ruchów odchyłających:

$$\begin{aligned} (I_z + 2\lambda_{66})\dot{R} + 2\lambda_{26}\dot{V} + (I_y - I_x + 2\lambda_{55} - 2\lambda_{44})PQ + 2(\lambda_{22} - \lambda_{11})UV + \\ + 2\lambda_{26}UR + 2\lambda_{35}WP = -\rho_H g V_0 x_H \sin \Phi \cos \Theta + \frac{1}{2} \rho_H S V_0^2 l (C_{mxH} \cos \beta \sin \alpha + \\ + C_{myH} \sin \beta \cos \alpha + C_{mzH} \cos \alpha) + N_R R + N_{\delta_V} \delta_V, \end{aligned} \quad (16)$$

związki kinematyczne prędkości liniowych:

$$\dot{x}_1 = U \cos \Psi \cos \Theta + V(\sin \Phi \cos \Theta \cos \Psi - \cos \Phi \sin \Psi) + W(\cos \Phi \sin \Theta \cos \Psi + \sin \Phi \sin \Psi), \quad (17)$$

$$\dot{y}_1 = U \cos \Theta \sin \Psi + V(\sin \Phi \sin \Theta \sin \Psi + \cos \Phi \cos \Psi) + W(\cos \Phi \sin \Theta \sin \Psi - \sin \Phi \cos \Psi), \quad (18)$$

$$\dot{z}_1 = -U \sin \Theta + V \sin \Phi \cos \Theta + W \cos \Phi \cos \Theta, \quad (19)$$

związki kinematyczne prędkości kątowych: (20)

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi, \quad (21)$$

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

$$\dot{\Phi} = P + (Q \sin \Phi + R \cos \Phi) \tan \Theta, \quad (22)$$

prędkość torpedy:

$$V_0 = \sqrt{U^2 + V^2 + W^2}, \quad (23)$$

kąt natarcia:

$$\alpha = \arcsin \frac{W}{\sqrt{U^2 + V^2 + W^2}}, \quad (24)$$

kąt ślizgu:

$$\beta = \arctg \frac{V}{U}, \quad (25)$$

W przypadku torpedy naprowadzanej lub samonaprowadzającej się na manewrujący obiekt, należy dołączyć prawa sterowania w następującej postaci:

prawo sterowania w kanale pochylenia Θ przez wychylenie steru głębokości δ_H :

$$T_1'' \dot{\delta}_H + T'' \delta_H = K_\Theta'' (\Theta - \Theta_z) + K_z'' (z_1 - z_{1z}) + K_x'' (x_1 - x_{1z}) + K_Q'' (Q - Q_z) + K_W'' (W - W_z) + \delta_{H0}, \quad (26)$$

prawo sterowania w kanale odchyłania Ψ - przez wychylenie steru kierunku δ_ν :

$$T_2^\nu \dot{\delta}_\nu + T^\nu \delta_\nu = K_\Psi^\nu (\Psi - \Psi_z) + K_R^\nu (R - R_z) + K_x^\nu (x_1 - x_{1z}) + K_y^\nu (y_1 - y_{1z}) + K_V^\nu (V - V_z) + \delta_{\nu 0} , \quad (27)$$

gdzie : T_1^H, T_2^H, T^H, T^ν - stałe czasowe,
 $K_\Theta^H, K_Q^H, K_W^H, K_z^H, K_x^H$
 $K_\Psi^\nu, K_y^\nu, K_V^\nu, K_R^\nu, K_x^\nu$ } - współczynniki wzmocnienia.

3. Dynamika klasycznych torped lotniczych

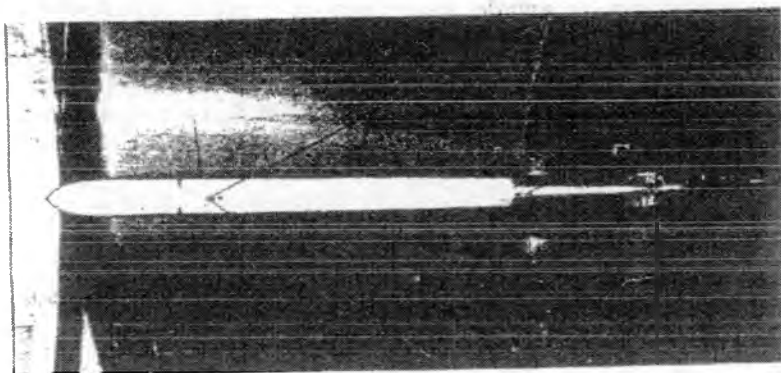
Badając ruch rzeczywistej torpedy w spadku swobodnym należałoby potraktować ją jako układ o wielu stopniach swobody. Ze względu na złożoność zagadnienia wprowadzono następujące założenia:

- torpeda jest jednolitym ciałem sztywnym,
- układ współrzędnych 0xyz związany jest z poruszającym się obiektem i początek jego pokrywa się ze środkiem ciężkości torpedy,
- siły działające zewnętrznie na torpedę dzielą się na siły aerodynamiczne i siły grawitacyjne.
- Torpeda jest nie sterowana

Torpeda porusza się ruchem przestrzennym, który można opisać przez ruch środka masy 0 z prędkością V_0 względem układu inercjalnego oraz ruchu względem środka masy opisanym wektorem prędkości kątowej Ω .

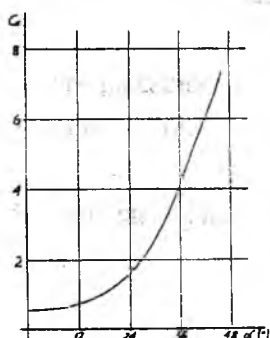
4. Przykładowe obliczenia

Jako torpedę testową przyjęto torpedę amerykańską Mk-15. Przeprowadzono badania na modelu w tunelu aerodynamicznym (Rys. 6).

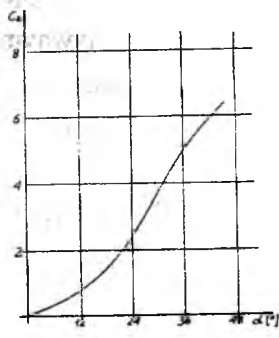


Rys. 6. Model torpedy Mk-15 na wadze w tunelu aerodynamicznym (ITLiMS Politechnika Warszawska) [12].

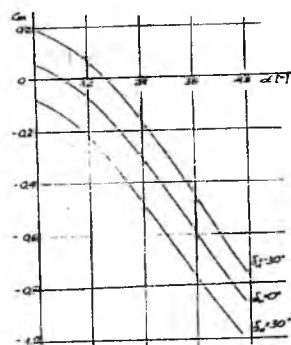
Wyznaczono bezwymiarowe współczynniki aerodynamiczne siły nośnej – C_z (Rys. 8.), oporu aerodynamicznego C_x (Rys. 7) oraz momenty pochylającego – odchylającego C_m (Rys. 9) dla pełnego zakresu wychyleń sterów.



Rys. 7. Charakterystyka bezwymiarowego aerodyn. Współczynnika oporu $C_x(\alpha)$

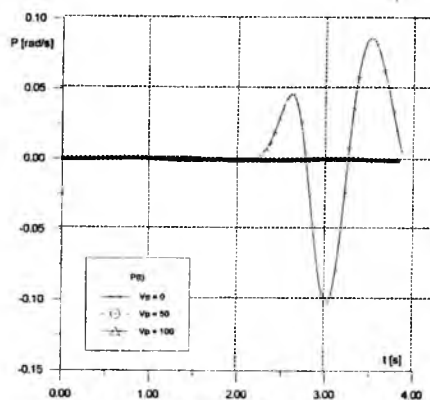
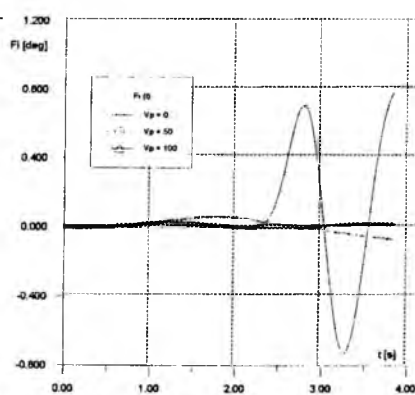
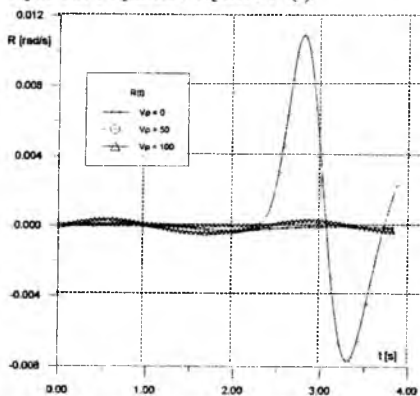
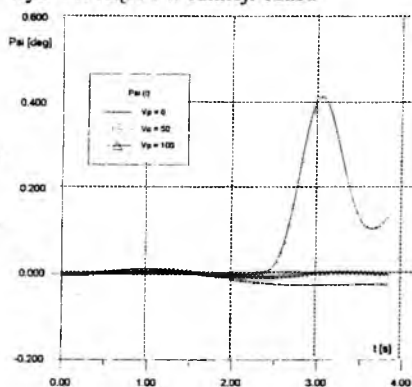
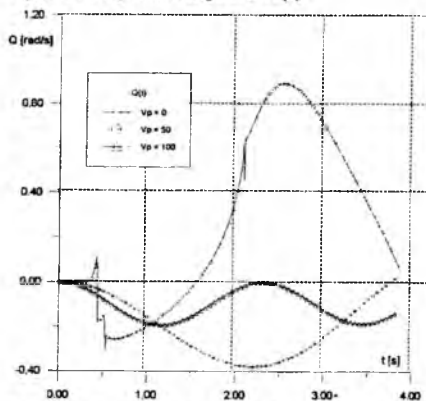
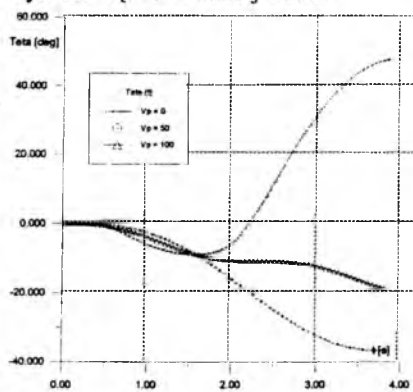


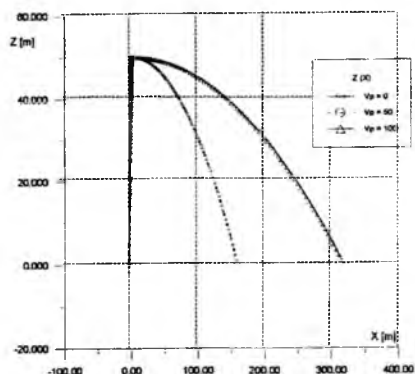
Rys. 8. Charakterystyka bezwymiarowego aerodyn. współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha)$



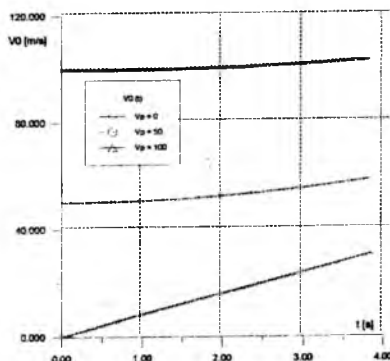
Rys. 9. Charakterystyka bezwymiarowego aerodyn. współczynnika momentu pochylającego $C_m(\alpha)$

Wykonano symulację numeryczną dla trzech różnych prędkości początkowych tj. 0 m/s (symulacja zrzutu ze śmigłowca), 50 m/s, 100 m/s. Stery zostały ustawione na kącie zaklinowania równym zero stopni. Wysokość zrzutu torpedy wynosiła 50 m. Wyniki symulacji numerycznej dla tych trzech przypadków pokazano na wykresach.

Rys. 10. Prędkość kątowna $P(t)$ Rys. 11. Kąt F_i w funkcji czasuRys. 12. Prędkość kątowna $R(t)$ Rys. 13. Kąt Ψ w funkcji czasuRys. 14. Prędkość kątowna $Q(t)$ Rys. 15. Kąt Θ w funkcji czasu



Rys. 16. Wysokość w funkcji odległości



Rys. 17. Prędkość całkowita od czasu

5 Wnioski

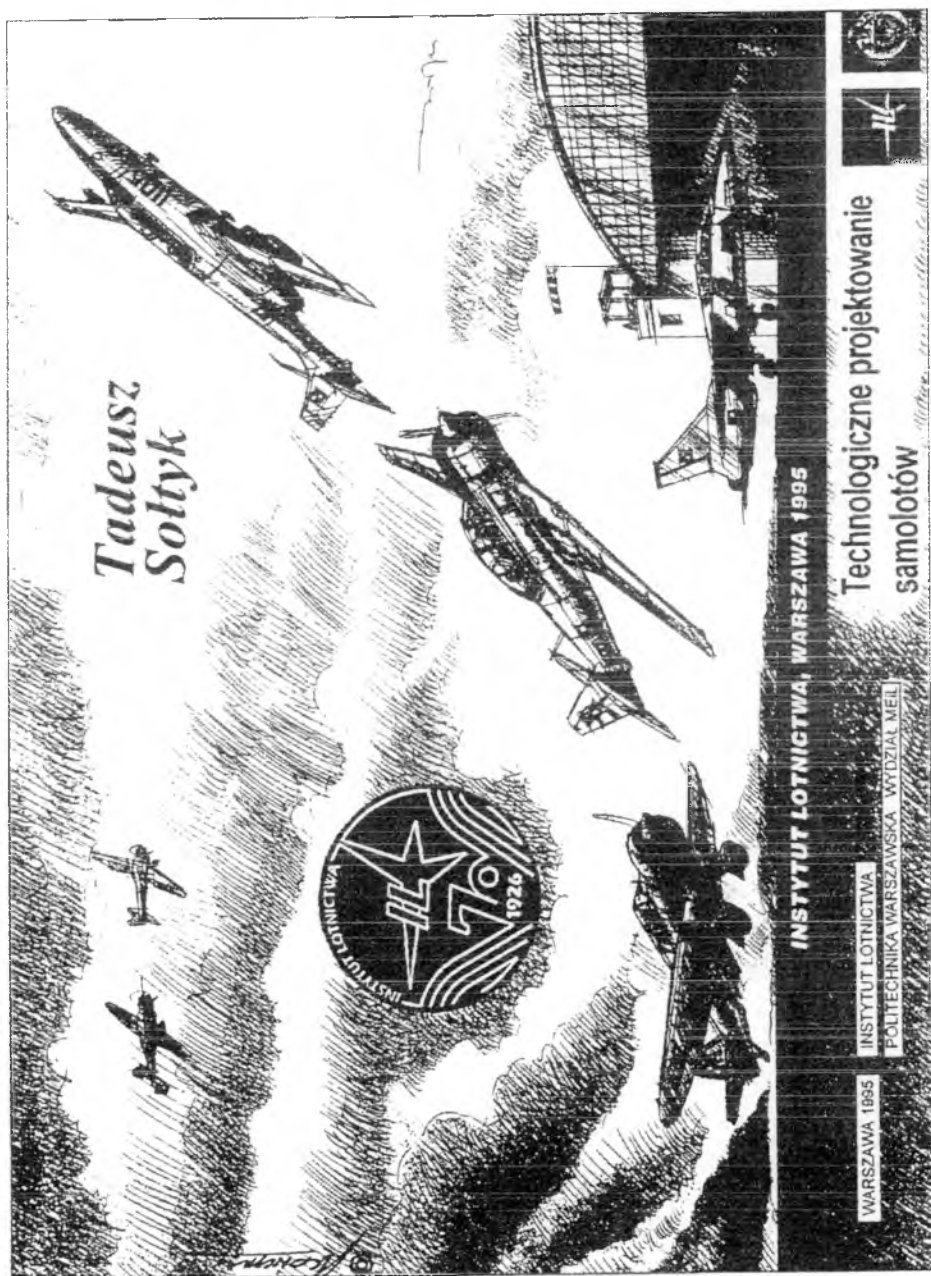
Przedstawiona praca stanowi przyczynek do dalszych badań i prac prowadzonych nad dynamiką torped. Z przeprowadzonej analizy numerycznej wynika, że torpeda w czasie lotu swobodnego z wysokości 50 m porusza się w sposób chaotyczny w zależności od prędkości początkowej, który powoduje, że uderzenie o wodę następuje pod przypadkowym kątem natarcia. Co może być niekorzystne ze względów wytrzymałościowych. Próba sterowania za pomocą sterów torpedy nie dało zadowalających rezultatów, ze względu na małą powierzchnię sterów, które są przystosowane do sterowania w środowisku o tysiąc razy gęstszym niż jest powietrze. Z tego względu należy zaopatrzyć torpedę w urządzenia hamujące – typu spadochron.

Bibliografia

1. БлагобеСченский С.: *Спровачникпо статике и динамике корабля* Tom I i 2 Судостроение, Leningrad 1975;
2. *Instrukcja broni podwodnej, Opis torpedy wzór 53-38*, Wyd. Marynarki Wojennej, Gdynia 1950;

3. Komorowski A.: *Torpedy*, Wyd. MON, Warszawa 1977;
4. Komorowski A.: *Uzbrojenie torpedowe i systemy kierowania strzelaniem*. Wyższa Szkoła Marynarki wojennej, Gdynia 1982;
5. Kostiukow A.: *Soprotivlenije vody dviženiju sudov*, Sudostrojeniye, Leningrad 1966;
6. Kordjumov A.: *Yibracija korablia*, S.U.D.R.O.M.G.I.Z., 1961;
7. Laubeuf M.: *Sous-Marins, torpilles et mines*, Librairie J. - Bailliere B., Paris 1923;
8. Marczak J.: *Torpeda parogazowa kalibru 533 [mm]*, Wyd. MON, Warszawa 1974;
9. Maryniak J.: *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*. Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, s. Mechanika nr 35, Warszawa 1975;
10. Maryniak J.: *Modelowanie fizyczne i matematyczne w dynamice obiektów ruchomych*, Zbiór referatów XXVI Sympozjonu „Modelowanie w Mechanice”, Gliwice - Kudowa 1987;
11. *Naval ordance and gumery*. United States Government Printing Off, Washington 1957;
12. Oskroba B.: *Modelowanie fizyczne i matematyczne ruchu torpedy na przykładzie torpedy Mk-15*, dyplomowa praca magisterska (promotor J. Maryniak) Wyd. MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 1983;
13. Podobnji G.: *Teoretičeskije osnovy torpednogo oružija*, Vojennoje Izdatelstvo Ministerstvo Oborony CCCP, Moskva 1969;
14. Puczka S.: *Broń podwodna cz. 2*, Wyższa Szkoła Morska w Szczecinie, Szczecin 1979;
15. SchilTncr M.: *Torpfdomcchamh'r*, MiliUir Verlag DDR, Berlin 1973;
16. *Torpednoje oružije kapitalisličeskich stran*, Morskoj Sbornik nr 7/1971;
17. *Alliani Techsyslems Inc. - Marine Sys'lems*, Princed in USA - 11 49003 6/91, prospekty firmowe.
18. Maryniak J., Oskroba B.: *Zagadnienia modelowania matematycznego dynamiki ruchu torpedy*. Materiały V Sympozjum Wojskowej Techniki Morskiej - V SWTM, Tom I, OBR Centrum Techniki Morskiej, Gdynia 1995 r.

INSTYTUT LOTNICTWA



POSZERZANIE GRANIC UŻYTKOWANIA ŚMIGŁOWCÓW PODCZAS MANEWRÓW PRZY MAŁYCH PRĘDKOŚCIACH LOTU

Kazimierz Szumański
Instytut Lotnictwa, Warszawa
e-mail: kszu@il.ilot.edu.pl

Jerzy Bereżański
Instytut Lotnictwa
e-mail: ber@il.ilot.edu.pl

W artykule zasygnalizowano problem, dotyczący mechaniki lotu śmigłowca przy bardzo małych prędkościach lotu. Celem analizy jest możliwość sterowania położeniem kątowym śmigłowca, w znacznym zakresie przemieszczeń kątowych przez sterowanie przyspieszeniem liniowym i odśrodkowym, na wywołanie których pozwala sterowanie wektorem ciągu wirnika.

1. Wstęp

Możliwość skierowania osi kadłuba w kierunku celu i utrzymania tego położenia przez określony, względnie krótki czas, jest wymogiem niezbędnym w obecnych wojskowych zastosowaniach śmigłowców. W lotach przy większych prędkościach łatwiej jest sterować położeniem osi kadłuba wykorzystując energię kinetyczną śmigłowca, pozwalającą na odpowiednią zmianę toru i tym samym położenia osi śmigłowca. Mały poziom energii kinetycznej w lotach przy niskich prędkościach,

zmusza do szukania innych sposobów sterowania położeniem kątowym niezależnie od realizowanego toru lotu.

Do manewrów wykonywanych taką techniką lotu, mało wykorzystywanych w praktyce śmigłowcowej, zaliczają się głębokie zakręty o niewielkim promieniu (z „nosem” śmigłowca skierowanym w niemal dowolną stronę), stany lotu wykorzystujące przyspieszenie liniowe dla utrzymywania pod odpowiednim kątem osi kadłuba śmigłowca oraz elementy nurkowania lub wyskoku i z ew. zmianą kierunku, zaczynane lub kończone fazami bliskimi fazy zawisu. Wykonywane w ten sposób figury są szczególnie przydatne w zastosowaniach wojskowych. Utrzymywanie celu w stożku celowania niezależnie od kierunku toru lotu umożliwia skuteczniejsze przeprowadzenie ataku lub obrony. Sterowanie przyspieszeniem liniowym lub odśrodkowym pozwala na dosyć precyzyjne utrzymywanie kąta pochylenia kadłuba tak, aby kierować go na cel w dłuższym przedziale czasowym. Łączenie obu przyspieszeń odkrywa w rezultacie pewien mało poznany obszar możliwości wykonywania manewrów śmigłowców (też z wirnikami przegubowymi), z zakresu tzw. supermanewrowości. Włączenie pionowych przemieszczeń (opadanie, wznoszenie – w zakresie niewielkich prędkości) i/lub dużych kątów położenia kadłuba śmigłowca w przestrzeni, znacznie zwiększa możliwości manewrowe śmigłowców. Wydaje się zatem, że można także uznać ten problem jako istotny z punktu widzenia możliwości poszerzenia obwiedni stanów lotu śmigłowca i że powinno się rozważyć zastosowanie tych technik w szkoleniu lotniczym.

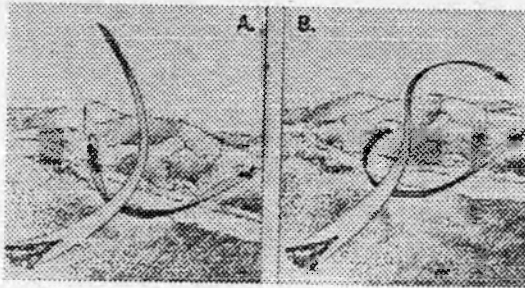
2. Manewry ekstremalne przy małych prędkościach lotu

2.1. Typy manewrów

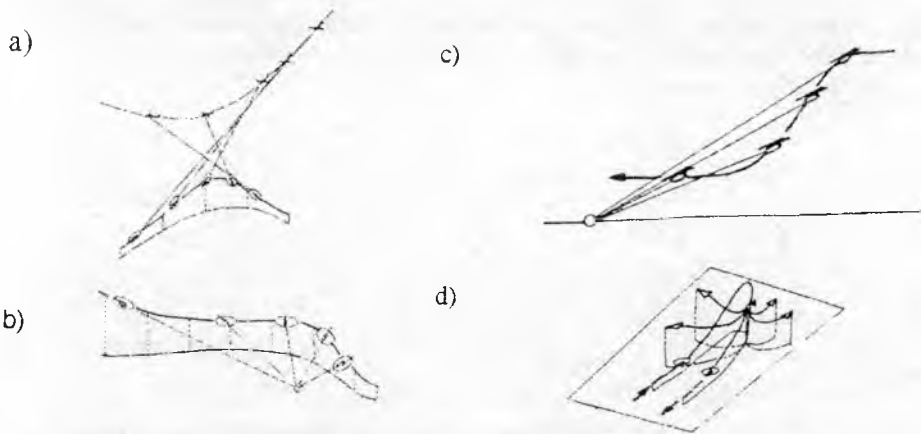
Można wymienić szereg manewrów wykonywanych w zakresie małych prędkości lotu przydatnych na polu walki, bądź poprzez umożliwienie utrzymania celu w stożku celowania przez wystarczająco długi czas dla oddania strzału, bądź poprzez możliwość skierowania na cel śmigłowca manewrem ze zmianą wysokości i/lub kierunku. Do takich manewrów można zaliczyć: nurkowanie symetryczne (same direction, hit the deck [5]), nurkowanie ze zmianą kierunku na wprowadzeniu („ślizg na skrzydło” – wg nomenklatury samolotowej), wyskoki do zawisu: statyczne (z zawisu) bądź dynamiczne (z lotu poziomego), celowania w kierunku półsfery górnej lub dolnej – przez odpowiednie wykorzystanie przyspieszenia odśrodkowego i/lub liniowego do wysterowania

potrzebnego kąta pochylenia kadłuba, manewr z wykorzystaniem aktywnego sterownia kierunkowego w locie ze ślizgiem do odchylenia kadłuba rozprężonego z kierunkiem toru lotu dla utrzymywania osi kadłuba na cel niezależnie od toru lotu.

Potrzeba wykonywania manewrów omawianych we wstępie wynika przede wszystkim z przyjętych standardów współczesnego wojskowego zastosowania śmigłowców – w obronie lub ataku na cele naziemne lub powietrzne (rys. 1 i 2) [3,5].

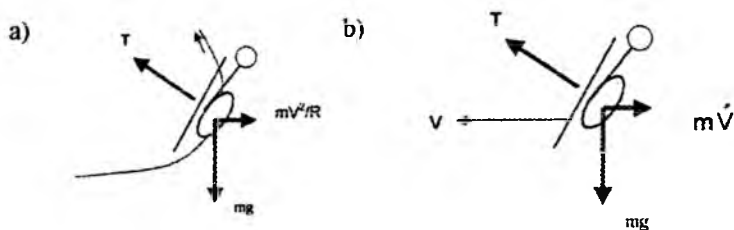


Rys. 1. Manewry śmigłowca w walce powietrznej śmigłowiec kontra samolot [3,5].
A – zamiana ról – śmigłowiec wykonuje ciasny zwrot do pozycji strzału, B – odejście samolotu – atak śmigłowca.

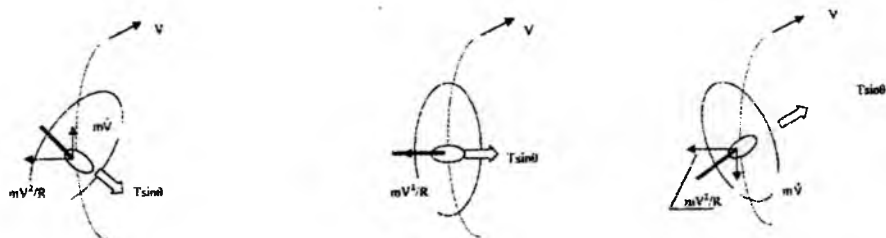


Rys. 2. Możliwości utrzymywania osi śmigłowca na kierunku celu przez sterowanie wektorem ciągu wirnika wywołującego przyspieszenie wzdłuż toru lotu i jego zakrzywienie: a – dla celu ruchomego – powietrznego, b – naziemnego, c – utrzymywanie osi kadłuba w kierunku celu w manewrze przejścia do lotu koszącego d – kontratak nawrotny (hammerhead lub mod hammerhead [5]) – ze skierowaniem śmigłowca w dowolną stronę w fazie powrotnej nawrotu, stosowany najczęściej w walce „śmigłowiec kontra śmigłowiec”.

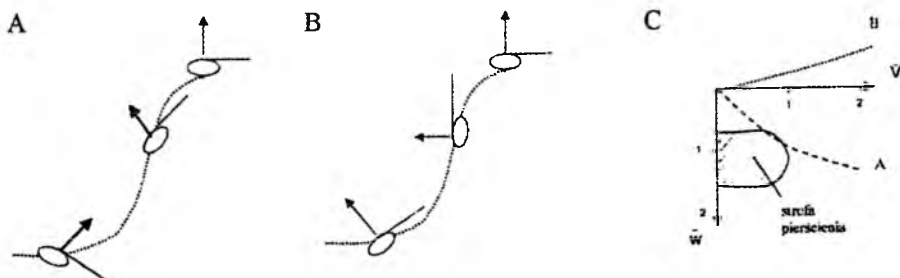
2.2. Mechanika manewrów przy małych prędkościach lotu



Rys.3. Wykorzystanie przyspieszeń dla utrzymania wymaganego pochylenia (lub zadarcia) kadłuba śmigłowca. a – przyspieszenia odśrodkowego, b – przyspieszenia liniowego



Rys.4. Zastosowanie kombinacji przyspieszeń dla poszerzenia możliwości sterowania kątowym położeniem kadłuba. a – hamowanie w zakręcie, b – lot ustalony, c – przyspieszanie w zakręcie.



Rys.5. Dwa sposoby wykonania manewru przejście z zawisu do lotu koszącego (fazy nurkowania z wyrównaniem) mające na celu m.in. ominięcie pierścienia wirowego. A – wyrównanie techniką „samolotową” z intensywniejszym operowaniem skokiem cyklicznym, B – wyrównanie techniką „śmigłowcową” z intensywniejszym operowaniem skokiem ogólnym, C – strefa pierścienia wirowego i biegunowe przepływy przez wirnik, sygnalizujące zagrożenie przelotem przez strefę pierścienia wirowego.

Na rys. 3 – 5 pokazano istotę technik pilotażu, mających na celu poszerzenie możliwości manewrowych śmigłowca przy małych prędkościach lotu. Przedstawiona na rys.4 kombinacja przyspieszenia odśrodkowego i liniowego pozwala na realizowanie potrzeb manewrowych w ataku na cele powietrzne i naziemne (rys. 2a i 2b). Natomiast istotę sterowania mającą na celu wykonanie szybkiego przejścia do lotu koszącego i ominięcie pierścienia wirowego przedstawiono na rys.5. W tym przypadku intensywniejsze operowanie skokiem ogólnym przy wyprowadzaniu z lotu nurkowego (rys.5B), zmniejsza składową napływu strumienia przeciwną do kierunku prędkości indukowanej, zmniejszając zagrożenie bliskością strefy pierścienia wirowego i zmniejsza energoujemny poziom fazy lotu – wyrównania, mogący spowodować rozkręcanie się wirnika ponad dopuszczalne granice.

3. Badania w locie

Próby odbywały się na śmigłowcach Mi-2 w Instytucie Lotnictwa oraz na śmigłowcu W-3 Sokół w WSK PZL Świdnik S.A. Wykonywane były przez kilkudziesięcioosobowy zespół (rys.6) w ramach prowadzonego projektu badawczego. Wykonywano manewry NOE według programu prób [1] jak dla śmigłowców wojskowych (zawierających szczegółowe wymagania dotyczące toru lotu oraz innych parametrów). Poszczególne manewry wykonywane podczas prób określane były według normy ADS-33. Rejestrowane były parametry lotu, obciążenia śmigłowca, przebieg sterowania i tor lotu za pomocą systemu GPS i kamer wideo.

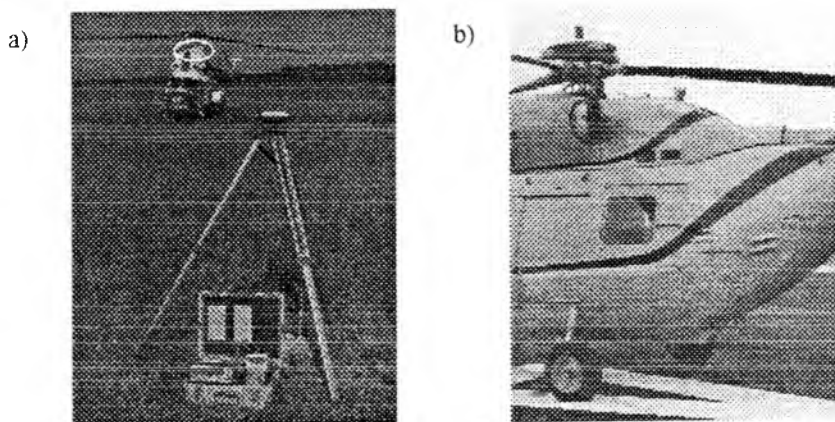


Rys.6.Zespół Instytutu Lotnictwa i PZL – Świdnik prowadzący badania ekstremalnych manewrów wg norm ADS – 33 [1,4].

3.1. Próby z zaawansowanym systemem GPS [2]

W celu uzyskania geometrii toru lotu i wielkości pomiarowych dotyczących małych prędkości lotu i przy różnych kątach opływu kadłuba, zastosowano system GPS. Dla zwiększenia dokładności pomiaru, zastosowano system pozycjonujący o zwiększonej precyzji oparty na korekcji pozycji pochodzącej z geodezyjnej stacji referencyjnej umieszczonej w strefie prób. Zapewniło to większą dokładność pomiarów i pozwoliło na jakościowo lepszą analizę matematyczną uzupełniającą wektor stanu.

Jako odbiornik ruchomy zastosowano odbiornik GPS ProXRS firmy Trimble oraz naziemną stację referencyjną Trimble 4000. Częstotliwość



Rys. 7. Wprowadzenie systemu GPS na śmigłowce. a – stacja referencyjna Trimble 4000. Na śmigłowcu Mi-2 zaznaczono umiejscowienie anteny odbiornika ProXRS. b – miejsce mocowania anteny odbiornika ProXRS na śmigłowcu W-3 Sokół.

próbki wynosiła 1 Hz, istnieje jednak możliwość zwiększenia jej do 5 Hz z wykorzystaniem radiomodemów. Ze względu na trudności sprzętowe nie wykorzystano możliwości zwiększonej częstotliwości uaktualniania pozycji.

Widok stacji referencyjnej wraz z zainstalowanymi na śmigłowcach Mi-2 oraz Sokół odbiornikami ProXRS przedstawiono na rys. 7.

Dla pozycji skorygowanych uzyskano dokładności rzędu 20 cm dla pozycji geograficznej śmigłowca oraz 60 cm dla wysokości (nieskorygowane pozycje posiadały dokładności rzędu 50 m dla pozycji oraz 75 m dla wysokości).

Zapisywano cały tor lotu (plik odbiornika) za pomocą odbiornika ProXRS znajdującego się na śmigłowcu oraz poprawki zbierane przez

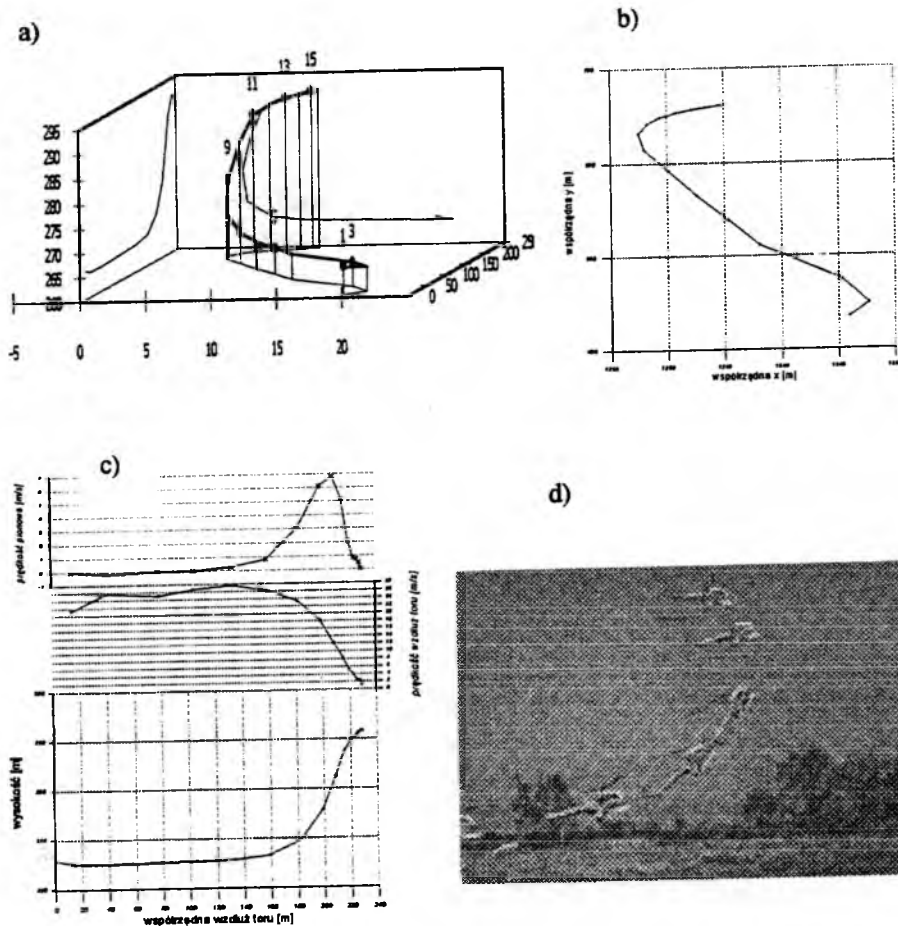
stację referencyjną (plik bazy). Po locie zgrywano oba pliki na komputer i dokonywano korekcji pliku odbiornika za pomocą pliku bazy (przy pomocy oprogramowania Pathfinder Office). Następnie identyfikowano manewry wykorzystując wspólną podstawę czasową i dokonywano selekcji zapisów toru lotu odpowiadających poszczególnym manewrom. Do identyfikacji służyło oprogramowanie opracowane dla potrzeb PZL Świdnik S.A. Śmigłowiec SOKOŁ, na którym wykonywano loty próbne, wyposażony był w aparaturę telemetryczną pozwalającą na bieżące śledzenie oraz zapis parametrów lotu, parametrów sterowania, obciążeń. Każdy manewr zaznaczony został tzw. markerem i oprócz tego posiadał „stemple” czasowe – godzina, minuta i sekunda rozpoczęcia oraz zakończenia. Przed lotem dokonywano ujednolicenia godziny na odbiorniku ProXRS oraz na aparaturze zainstalowanej w śmigłowcu. Po locie odczytywano za pomocą oprogramowania PZL ŚWIDNIK godzinę rozpoczęcia i zakończenia manewru o danym markerze, a następnie odnajdywano zapis z odbiornika GPS z danego dnia i do analizy wykorzystywano wiersze z pozycją śmigłowca pomiędzy początkiem i końcem danego markera. Korekcji dokonywano dla zapisu całego lotu, a identyfikacji – na już skorygowanym pliku zapisu toru lotu.

3.2. Wyniki badań

Przytoczono niżej wybrane wyniki badań odnoszące się do manewrów przy małych prędkościach lotu, mierzalnych jedynie dzięki systemowi GPS (śmigłowce nie były wyposażone w aparaturę pomiaru małych prędkości lotu). Jako przykłady podano: wyskok do zawisu – manewr zaczynany ze średnich prędkości i kończony zawisem lub zawisem ze zmianą kierunku; przyspieszanie – hamowanie, manewr rozpoczynany i kończony zawisem; celowanie w zakręcie – ze skierowaniem osi kadłuba w dół lub w górę na cele półsfery dolnej lub górnej; przejście do lotu koszącego z zawisu ze zmianą kierunku (“ślizg na skrzydło”).

Jako wyniki, na rys.9 – 12, przedstawiono tory lotu i prędkości będące przetworzeniem tego toru, wybrane parametry zapisu z aparatury pokładowej (przechylenie i pochylenie śmigłowca) oraz materiał zdjęciowy.

Dynamiczny wyskok do zawisu



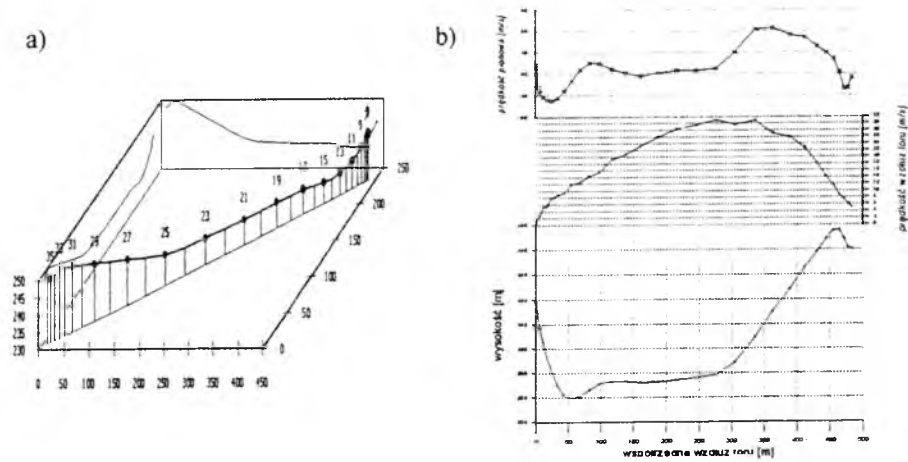
Rys.8. Dynamiczny wyskok do zawisu – ze zmianą kierunku lotu., a – trójwymiarowy tor lotu, b – rzut toru lotu na płaszczyznę x-y, c – zapis wysokości i prędkości lotu, d – fotogram wyskoku dynamicznego do zawisu.

Przyspieszanie - hamowanie



Rys.9. Końcowa (z lewej) i początkowa (z prawej) faza manewru "przyspieszanie - hamowanie"

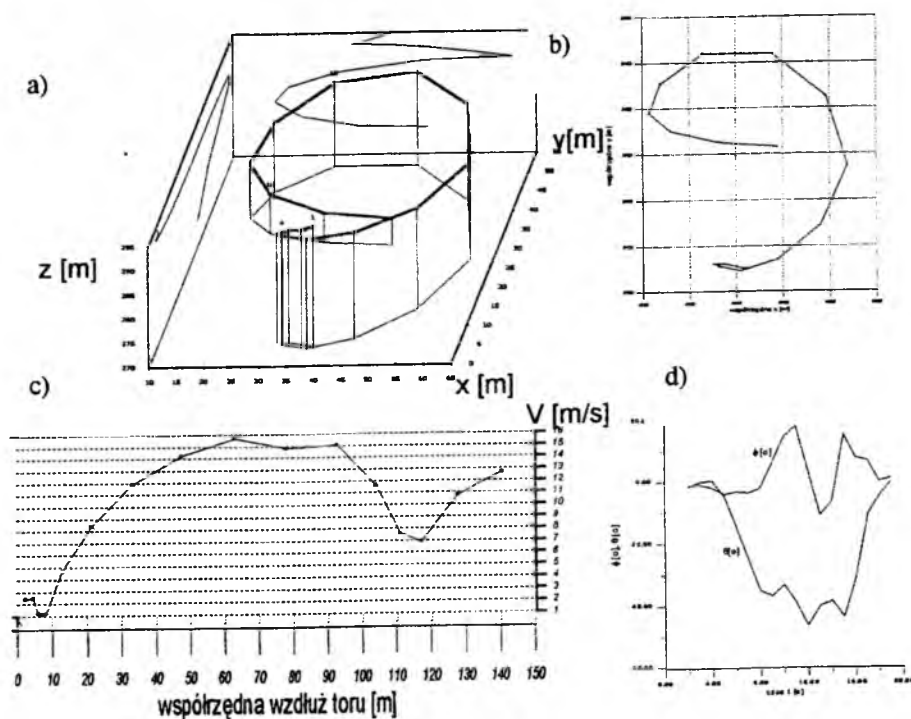
Dla manewru "przyspieszanie - hamowanie" zamieszczono trójwymiarowy tor lotu i zapis zmiany wysokości w zależności od współrzędnej mierzonej wzdłuż toru lotu, wyliczono prędkość pionową oraz prędkość po torze w funkcji położenia względem toru.



Rys.10. Manewr „przyspieszanie – hamowanie”. a – trójwymiarowy tor lotu, b – parametry lotu manewru. Zapis wysokości i prędkości lotu

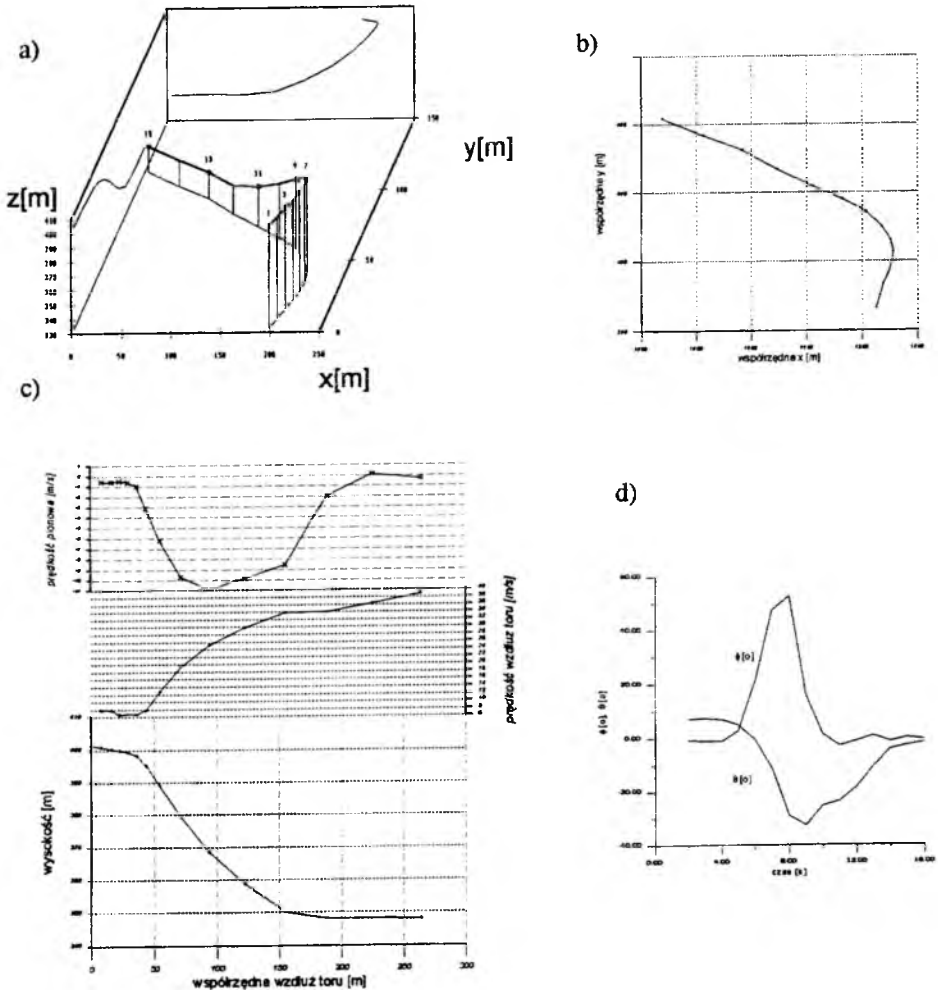
Celowanie w zakręcie - półsfera dolna

Dla każdego manewru "celowanie w zakręcie - półsfera dolna" zamieszczono: tor lotu w perspektywie, rzutowany na płaszczyznę x-y, wyliczona prędkość pionowa oraz prędkość po torze (również w funkcji położenia względem toru) a także rozkłady kątów pochylenia i przechylenia kadłuba.



Rys. 11. Manewr "celowanie w zakręcie - półsfera dolna". a - tor lotu w rysunku perspektywnicznym, b - rzut toru lotu na płaszczyznę x-y, c - zapis prędkości lotu wzdłuż toru, d - rozkłady kątów pochylenia θ i przechylenia kadłuba ϕ .

Przejście do lotu koszącego ("ślizg na skrzydło") z zawisu lub z małej prędkości lotu



Rys.12. Manewr przejście do lotu koszącego z przechyleniem i zmianą kierunku.
a – trójwymiarowy tor lotu manewru, b – rzut toru lotu na płaszczyznę x-y, c – zapis wysokości i prędkości lotu, d – rozkłady kątów pochylenia θ i przechyleń kadłuba ϕ .

4. Wnioski

Wykorzystując możliwości sterowania wektorem ciągu przy małych prędkościach lotu, można wykonywać manewry przestrzenne o znacznych zmianach położenia katowych śmigłowca, szczególnie przydatnych w zastosowaniach wojskowych. Takie stany lotu wynikają z zasad mechaniki lotu śmigłowca, mieszczą się w granicach dopuszczalnych ze względu na poziomy obciążenia struktury i nie wymagają wyjątkowej zręczności pilota. W wyniku badań ustalono, że poziom bezpieczeństwa przy wykonywaniu tych manewrów nie przekracza zakresów dopuszczalnych a trzeba jedynie stosować techniki lotu pozwalające na: uniknięcie strefy pierścienia wirowego, utrzymywanie w odpowiedniej separacji położenia łopat względem belki ogonowej i utrzymywanie poziomu rozkręcania wirnika poniżej dopuszczalnej granicy.

Bibliografia

1. Szumański K., Bereżański J., Bubień W., Kazulo Z., *Program prób w locie śmigłowca PZL-Sokół dla określenia granicznych warunków eksploatacji w kontekście wymogów zastosowań specjalnych*, nr LPR-36/367/1, Świdnik 1998,
2. Szumański A., *Zapisy torów lotu z aparatury GPS podczas wykonywania manewrów NOE w lotach pomiarowych w ramach badania śmigłowców w zastosowaniach specjalnych*. wyd. wew. ILot. nr 07/BP/00, 1999,
3. Grzelka A., Makowski P., *Możliwości i uwarunkowania taktyczne wykorzystania śmigłowców klasy „Sokół”*, AON, Seminarium „Śmigłowiec „SOKÓŁ” - zastosowanie w misjach NATO i obronie terytorialnej Polski”, Warszawa 1999:
4. *Aeronautical Design Standard. Handling Qualities Requirements for Military Aircraft*. US Army Aviation and Troop Command, St. Louis, ADS-33D, 1994.
5. Lamborn L.C., Lee R.A., Metzger M., *Apache Longbow Aerobatics*. AHS Forum 56, 2000r.

Pracę wykonano w ramach projektu badawczego Komitetu Badań Naukowych nr 9T12C04713

HELICOPTER FLIGHT ENVELOPE EXTENDING WHILE PERFORMING MANOEUVRES AT LOW FLIGHT SPEEDS

The paper deals with the problem of helicopter flight mechanics at low flight speeds. The purpose of performed analysis is to achieve possibility of helicopter angular position control in wide range of angular displacements. This is done by linear and centrifugal accelerations control. Rotor thrust vector control allows those accelerations to appear.

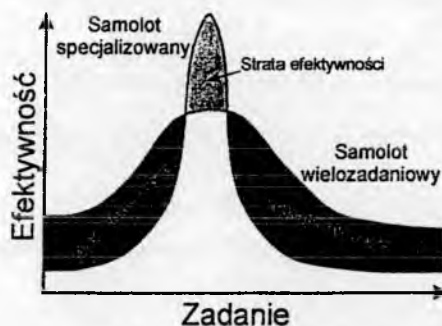
WPŁYW ZBIORU ZADAŃ NA DOBÓR OPTYMALNEGO PROFILU SKRZYDŁA SAMOLOTU

Marek Szumski
Politechnika Rzeszowska
e-mail: szumarek@prz.rzeszow.pl

W pracy przedstawiono analizę wpływu zbioru zadań transportowych na optymalne parametry geometryczne profilu skrzydła samolotu. Powyższy zbiór z założenia stanowić ma obszar funkcjonowania nowo projektowanego samolotu transportowego. Analiza obejmowała zbiory zadań charakteryzujące się zdeterminowanymi wartościami granicznymi parametrów zadania transportowego dla różnych ich rozkładów oraz liczebności.

Wstęp

Obiekt techniczny, w procesie projektowania, może być traktowany jako zbiór elementów podporządkowanych wykonaniu określonych za-



Rys. 1. Efektywność samolotu

dań i spełniających różnorodne wymagania. Sam proces natomiast można rozumieć jako poszukiwanie na zbiorze zadań optymalnego rozwiązania spełniającego określone wymagania. Istotnym problemem staje się więc zagadnienie definiowania obszaru funkcjonowania reprezentowanego przez zbiór zadań. W przypadkach obiektów realizujących szerokie spektrum

zadań stosowana powszechnie praktyka przyjmowania punktu obliczeniowego prowadzi do nadmiernej specjalizacji, a to może w rezultacie powodować duże straty w czasie eksploatacji urządzenia (rys 1.).

Powyższe problemy pojawiają się w sposób istotny w procesie projektowania i użytkowania lekkich samolotów transportowych. Duży rozrzut długości tras i wielkości transportowanych ładunków uniemożliwia znalezienie punktu nominalnego. Wynika stąd konieczność posługiwania się teorią systemów wielozadaniowych w opisie ich funkcjonowania i ocenie.

W pracy zawężono obszar zainteresowania do geometrii skrzydła samolotu, a dokładniej do geometrii profilu płata, zakładając jednocześnie iż pozostałe wielkości charakteryzujące samolot są stałe. Nie zmniejsza to ogólności rozważań, prowadzi jedynie do zmniejszenia czasu obliczeń.

1. System wielozadaniowy

Każdy system wielozadaniowy składa się z pewnej, skończonej liczby m elementów, które tworzą zbiór A nazywany strategią. Zbiór wszystkich elementów x_i , które mogą potencjalnie wchodzić w skład systemu, nazywany jest zbiorem strategii i oznaczany X , czyli:

$$x_i \in X \text{ dla } i = 1, \dots, m \quad (1)$$

strategia A definiowana jest jako:

$$A = \{x_i\} \subset X \text{ gdzie } i = 1, \dots, m \quad (2)$$

Zakłada się, że zadany będzie zewnętrzny zbiór zadań Y . Na zbiorze tym zdefiniowano całkowitoliczbową funkcję $E(y)$, przyjmującą wartości $1, 2, \dots, m$ – zwaną funkcją rozkładu. Obszarem specjalizacji D_i , elementu $x_i \in A$ dla $i = 1, \dots, m$, nazywany będzie podzbiór zbioru Y , w punktach którego funkcja rozkładu przyjmie wartości równe i :

$$D_i = \{y \in Y : E(y) = i\} \text{ dla } i = 1, \dots, m \quad (3)$$

Obszary specjalizacji muszą spełniać dwa podstawowe warunki:

1. obszary specjalizacji dla różnych elementów nie mogą mieć elementów wspólnych

$$D_i \cup D_k = \emptyset; \forall i, k = 1, \dots, m; i \neq k \quad (4)$$

2. suma wszystkich obszarów specjalizacji musi być równa zbiorowi zewnętrznemu Y

$$\bigcup_{i=1}^m D_i = Y \quad (5)$$

Trzy główne elementy przedstawionego modelu $\langle A, Y, E(y) \rangle$ nazywa się **systemem wielozadaniowym** [2].

W celu dokonania oceny efektywności wykonania pojedynczego zadania przez system wielozadaniowy należy zdefiniować funkcjonały:

$$f = f[x, y, M(D_{E(y)})], \quad f = (f^1, f^2, \dots, f^s) \quad (6)$$

zależne od wektorów $x \in X$, $y \in Y$ oraz miary obszaru specjalizacji $M(D_{E(y)})$ i określone dla dowolnych $x \in X$, $M(D_{E(y)}) \geq 0$, lecz w ogólnym przypadku nie dla dowolnych $y \in Y$. Składowe $f^1, f^2, \dots, f^s$ nazwać można wskaźnikami jakości lokalnej wykonania zadania $y \in Y$ elementem x strategii A . Obszar istnienia funkcji (6) na zbiorze Y oznaczany przez $d(x)$ nazwany został obszarem zadań osiągalnych. Aby system mógł wykonać swoje zadania wymagane jest, aby:

$$D_i \subset d(x_i), \quad \forall i = 1, \dots, m; \quad x_i \in X \quad (7)$$

Wektor jakości całego systemu wielozadaniowego, budowany na podstawie wskaźników lokalnych, definiowany jest dla ustalonej strategii $A \subset X$ i funkcji rozkładu $E(y)$ na dowolnym zbiorze zewnętrznym $Y_a \subset Y$:

$$F = F[A, Y_a, E(y)] \quad \text{gdzie} \quad F = (F^1, F^2, \dots, F^s) \quad (8)$$

2. Zadanie projektowe

Proces projektowania traktować należy jako rozwiązanie zadania optymalizacji parametrów obiektu na zbiorze zadań i przy zdefiniowanych ograniczeniach:

$$\begin{cases} \tilde{x} = \arg \min_{\substack{x_i \in X & i=1,2,\dots,m \\ y_k \in Y & k=1,2,\dots,n}} F(x_i, Y) \\ G_i(x, y) \geq 0 & i = 1, 2, \dots, p \end{cases} \quad (9)$$

gdzie:

$F(x_i, Y)$ – globalny wskaźnik jakości jednoelementowego systemu realizującego wszystkie zadania ze zbioru Y .

Rozwiązanie powyższego zadania w sposób istotny zależy od zbioru zadań Y i zastosowanego wskaźnika jakości globalnej.

2. Wskaźniki jakości

W pracy posłużono się sumacyjnym wskaźnikiem globalnym:

$$F(x_l, Y) = \sum_{i=1}^n f(x_l, y_i) \quad x_l = \text{const} \quad l = 1, 2, \dots, m \quad (10)$$

obrazującym całość nakładów poniesionych na realizację całego zbioru zadań Y .

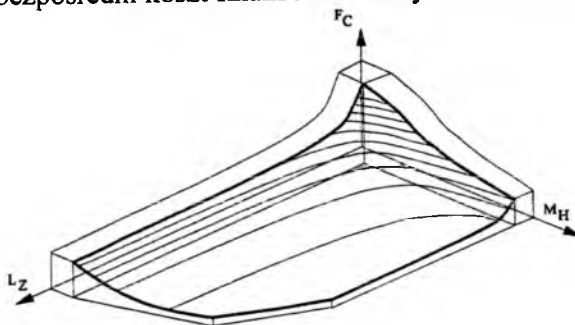
Jako wskaźnik jakości lokalnej przyjęto bezpośrednie koszty operacyjne DOC zakładając, że w sposób jawny pozwoli to na uwzględnienie ilości paliwa potrzebnej do wykonania zadania, czasu potrzebnego do jego wykonania i pośrednio jakości konstrukcji samolotu [4].

$$f(x_l, y_k) = DOC \quad (11)$$

$$DOC = DOC_{flt} + DOC_{maint} + DOC_{depr} + DOC_{int} + DOC_{fin}$$

gdzie:

- DOC_{flt} – bezpośredni koszt operacyjny użytkowania samolotu,
- DOC_{maint} – bezpośredni koszt operacyjny obsługi samolotu,
- DOC_{depr} – bezpośredni koszt operacyjny amortyzacji samolotu,
- DOC_{int} – opłaty lotniskowe i trasowe,
- DOC_{fin} – bezpośredni koszt finansowania użytkowania samolotu.



Rys. 2.

Na rysunku 2. pokazano zależność wskaźnika jakości lokalnej od parametrów zadania transportowego.

3. Model matematyczny

3.1. Model profilu

W pracy zastosowano statystyczny model profilu lotniczego NACA seria 6. o standardowym przebiegu linii szkieletowej (parametr $a = 1$) uzależniając parametry aerodynamiczne od grubości względnej $\bar{g}$ i strzałki $\bar{f}$.

Na model składają się następujące zależności:

$$C_{Z\text{Max}} = f(\bar{g}, \bar{f}, M) = 0.0687 + 20.055\bar{g} - 66.62\bar{g}^2 + \Delta C_{Z\text{Max}} \quad (12)$$

gdzie:

$\Delta C_{Z\text{Max}}$ - przyrost maksymalnego współczynnika siły nośnej od strzałki i parametru smukłości noska profilu $\Delta\bar{y}$, który wynosi:

$$\Delta\bar{y} = 21.6582\bar{g} + 0.0507 \quad (13)$$

wtedy:

$$\Delta C_{Z\text{Max}} = f(\bar{f}, \Delta\bar{y}) = \bar{f} \left[(1.66663\bar{f} + 0.216668) \cdot 10^{-7} \Delta\bar{y}^3 + (5\bar{f} + 2.4) \cdot 10^{-5} \Delta\bar{y}^2 + (8370.83 - 21666.3\bar{f}) \Delta\bar{y} + 593.75\bar{f} - 85.625 \right] \quad (14)$$

$$\begin{aligned} C_{Z\text{Min}} &= f(C_{Z\text{Proj}}, C_{Z\text{Max}}) = \\ &= -(1 - 0.8C_{Z\text{Proj}})(C_{Z\text{Max}} - 0.7128C_{Z\text{Proj}}) + 0.7128C_{Z\text{Proj}} \end{aligned} \quad (15)$$

Projektowy współczynnik siły nośnej dla profilu wynosi:

$$C_{Z\text{Proj}} = f(\bar{f}) = \frac{10\bar{f}}{0.55}, \quad (16)$$

a pochodna współczynnika siły nośnej po kącie natarcia przyjmuje wartość:

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = 0.108 \frac{180}{\pi} \left[\frac{1}{r_{\text{rad}}} \right] \quad (17)$$

W zakresie liniowym charakterystykę współczynnika siły nośnej opisano klasyczną formułą:

$$C_z = f(\alpha) = \frac{dC_z}{d\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad (18)$$

gdzie kąt zerowej siły nośnej:

$$\alpha_0 = f(C_{Z\text{Proj}}) = -6.6C_{Z\text{Proj}} \frac{180}{\pi} [\text{rad}] \quad (19)$$

Szacunkowo przyjęto, że zachowuje ona liniowość do:

$$C_z^* = 0.7C_{Z\text{Max}} \quad (20)$$

Powyżej C_z^* przyjęto iż $C_z(\alpha)$ jest opisana parabolą.

Minimalna wartość współczynnika oporu wynosi:

$$\begin{aligned} C_{X\text{Min}} &= f(\bar{g}, Re, M) = 2 \left[\frac{0.455}{\log_{10} Re^{2.58} (1 + 0.1M^2)^{\frac{2}{3}}} \right] \cdot \\ &\cdot \left(1 - \bar{X}_n + \frac{40\bar{X}_n^{0.625}}{Re^{0.175}} \right)^{0.8} \cdot (1 + 2.7\bar{g} + 100\bar{g}^4) \end{aligned} \quad (21)$$

Biegunowa profilu opisana jest wzorem:

$$C_X = C_{X\text{Min}} + \Delta C_{XK} (0.8774\bar{C}_z^2 - 0.6864\bar{C}_z^3 + 0.81\bar{C}_z^3) \quad (22)$$

gdzie:

$$\Delta C_{xKr} = 0.012 C_{zMax} - 0.0046(1 + 2.75 \bar{g}) \quad (23)$$

uwzględnia przyrost oporu profilowego dla maksymalnego kąta natarcia, a:

$$\bar{C}_z = \left(\frac{C_z - C_{zPr oj}}{C_{zMax} - C_{zPr oj}} \right)^2 \quad (24)$$

Powyższy model opracowano na podstawie [3, 4, 8]. Pozwala on na przeprowadzenie doboru podstawowych parametrów geometrycznych profilu skrzydła.

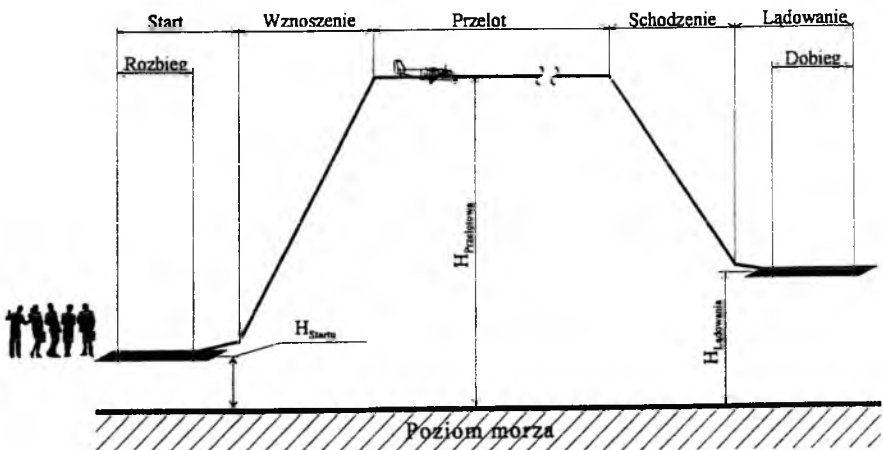
3.2. Model samolotu

Model matematyczny samolotu uzupełniono o elementy geometrii płatowca, charakterystyki aerodynamiczne pozostałych części samolotu, charakterystyki zespołu napędowego i parametry adaptacyjne (wychylenie mechanizacji skrzydła, ustawienie poziomu mocy silnika). Niezbędne formuły opracowano na podstawie danych literaturowych dla lekkich samolotów transportowych [1, 3, 4, 6].

3.3. Model zadania transportowego

Zbiór $Y = \{y_j\}$ składający się z elementarnych zadań transportowych (rys.3.), dla których:

$$y_j = (m_{LAD}, L_z, h_{CRU}, h_{TO}, L_{TO}, h_L, L_L) \quad (25)$$



Rys.3 Etapy zadania transportowe

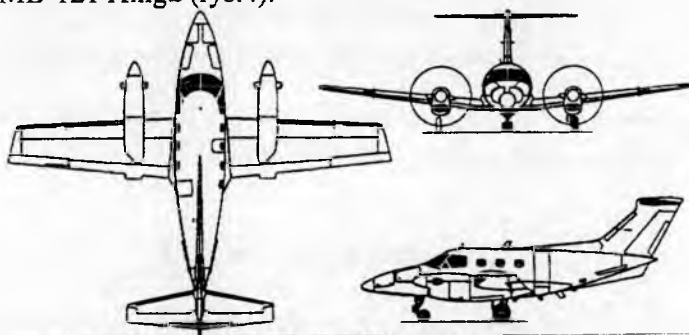
opisuje:

- start z lotniska o założonych: elewacji h_{TO} i długości pasa startowego L_{TO} ,
- przelot na zadaną odległość L_Z i na ustalonej wysokości (poziomie lotu) h_{CRU} ,
- lądowanie na lotnisku o podanych: elewacji h_L i długości pasa lądowania L_L .

W ramach jednej operacji samolot przewozi określoną masę ładunku m_{LAD} (jeżeli m_{LAD} możliwa do zabrania na pokład jest mniejsza od m_{LAD} , to ładunek jest dzielony na mniejsze części i samolot wykonuje odpowiednio więcej lotów). Elementarna operacja transportowa uzupełniona jest możliwością dokonania przelotu na lotnisko zapasowe i wykonaniem procedury oczekiwania, spełniając w ten sposób wymagania przepisów lotniczych wykonywania lotów zgodnie z IFR (etapy te pominięto na rys. 3.).

4. Przykład obliczeniowy

W przykładzie obliczeniowym posłużono się geometrią samolotu Embraer EMB-121 Xingu (rys.4).



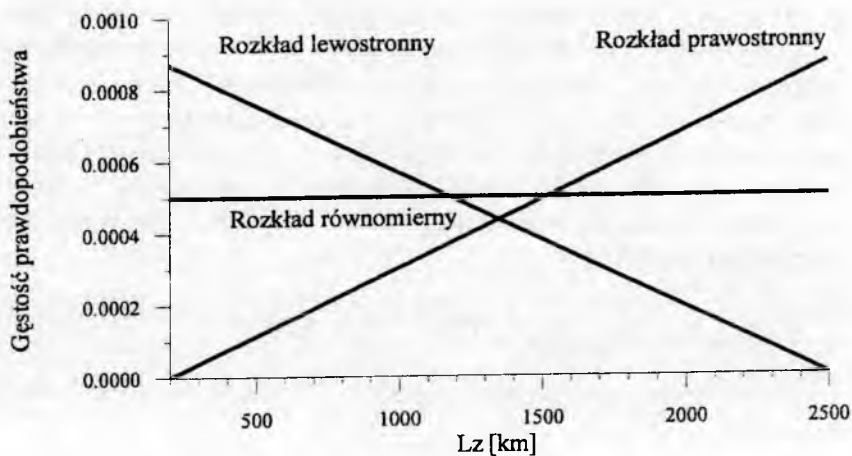
Rys. 4. Geometria samolotu

4.1. Definiowanie zbiorów zadań

Elementy zbiorów zadań generowane były losowo z założonymi rozkładami prawdopodobieństwa. Posłużono się generatorem liczb losowych o rozkładzie równomiernym. Do uzyskania zadanego rozkładu prawdopodobieństwa wykorzystano metodę odwracania dystrybuant [7].

Wartości parametrów zadania transportowego losowano z następujących przedziałów (stałych dla wszystkich zbiorów):

- L_z = $\langle 200, 2500 \rangle$ [km]
- H_{TO} = $\langle 0, 1500 \rangle$ [m]
- H_{Land} = $\langle 0, 1500 \rangle$ [m]
- L_{TO} = $\langle 800, 2300 \rangle$ [m]
- L_{Land} = $\langle 800, 2300 \rangle$ [m]
- M_{Lad} = $\langle 75, 1500 \rangle$ [kg]



Rys. 5. Przykładowe rozkłady parametrów zadań transportowych

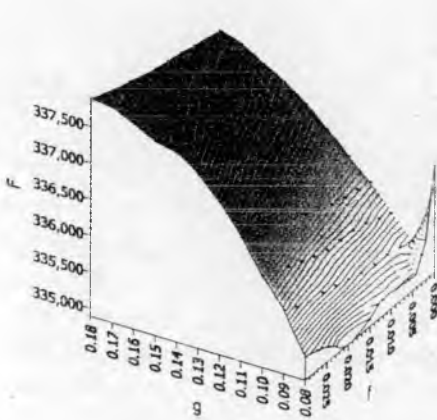
Przygotowano zbiory dla rozkładów równomiernych, trójkątnych lewo- i prawostronnych (rys.5.) oraz dla liczby elementów: 100, 250, 500 i 750.

6. Wyniki obliczeń i wnioski

W tabeli 1. podano wartości grubości względnej strzałki profilu odpowiadające minimalnym kosztom realizacji zadań otrzymane w wyniku przeprowadzonych obliczeń.

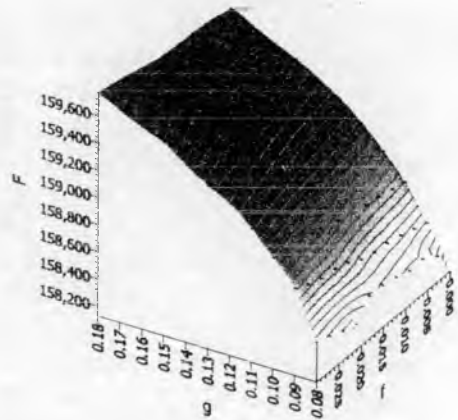
Tabela 1.

Ilość	Rozkład					
	lewostronny		równomierny		prawostronny	
	$\bar{g}$	$\bar{f}$	$\bar{g}$	$\bar{f}$	$\bar{g}$	$\bar{f}$
100	0.12	0.009	-	-	0.08	0.000
250	0.08	0.003	0.10	0.006	0.08	0.003
500	0.08	0.015	0.08	0.027	0.08	0.000
750	0.08	0.018	0.09	0.009	0.08	0.000



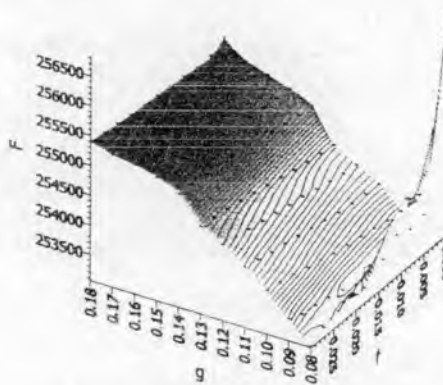
a) rozkład lewostronny

Minimum: $F=334896$ dla $f=1,8\%$, $g=8\%$



b) rozkład prawostronny

Minimum: $F=158129$ dla $f=0\%$, $g=8\%$



c) rozkład równomierny

Minimum: $F=253062$ dla $f=0,9\%$, $g=9\%$

Rys. 6. Wyniki obliczeń dla 750 zadań

Jak widać w tabeli 1. wynik obliczeń istotnie zależy od typu rozkładu parametrów zadań transportowych i liczebności zbiorów. Ilość elementów zbioru zadań potrzebnych do ustalenie wartości optymalnych parametrów geometrycznych profilu zależy od typu rozkładu.

Na rysunku 6. przedstawiono wyniki obliczeń dla 750 zadań i różnych rozkładów parametrów zadania. Jak widać w wynikach występują wyraźne różnice w charakterze przebiegów i wartościach funkcji kryterialnej. Dowodzi to tezy iż struktura zbioru zadań wpływa na rozwiązanie problemu doboru profilu płyta pomimo założenia stałych granic zmienności parametrów zadania transportowego.

Różnice w wartościach funkcji kryterialnej wynikają z dużego zróżnicowania kosztu wykonania zadania transportowego. Jak pokazano na rys. 2. przeloty na krótkich trasach przy małej masie ładunku są drogie. Charakter przebiegu lokalnego wskaźnika efektywności jest widoczny również w wynikach obliczeń globalnego wskaźnika jakości. Koszty realizacji wszystkich zadań ze zbioru są znacznie wyższe dla zbiorów zadań preferujących loty krótkie z małymi ładunkami.

Różnice w wartościach parametrów profilu płata spowodowane są różnym udziałem faz startu i lądowania w całkowitym czasie misji, a co za tym idzie różnym czasem użycia mechanizacji płata. Trasy krótkie preferują profile pozwalające uzyskać wysoką wartość maksymalnego współczynnika siły nośnej, podczas gdy trasy długie wymagają zastosowania profili o małym współczynniku oporu w warunkach przelotowych.

Bibliografia

1. *ASST Automatyczna synteza samolotu transportowego, Sprawozdanie końcowe z umowy U-4029/94*, Politechnika Rzeszowska, 1994
2. Brusow W., *Optymalne projektowanie wielozadaniowych statków latających*, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 1996
3. Erep C. M., *Проектирование самолетов*, Машиностроение Москва, 1983
4. Roskam J., *Airplane Design*, The University of Kansas, Kansas, 1990
5. Szumski M., *Dobór optymalnego profilu skrzydła z punktu widzenia efektywności samolotu*, Materiały XV Ogólnopolskiej konferencji „Polioptymalizacja i CAD”, Mielno, 1997
6. Torenbeek E., *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft University Press, 1982
7. Wiczorkowski R., *Komputerowe generatory liczb losowych*, Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, Warszawa, 1997
8. Wood K. D., *Technical Aerodynamics*, Ulrich's Book Store, Michigan, 1955

USKOK WIATRU: ZJAWISKO, SYSTEMY OSTRZEGANIA I PROCEDURY MINIMALIZUJĄCE SKUTKI

Andrzej Tomczyk

Katedra Awioniki i Sterowania Politechniki Rzeszowskiej

E-mail: ATomczyk@prz.rzeszow.pl

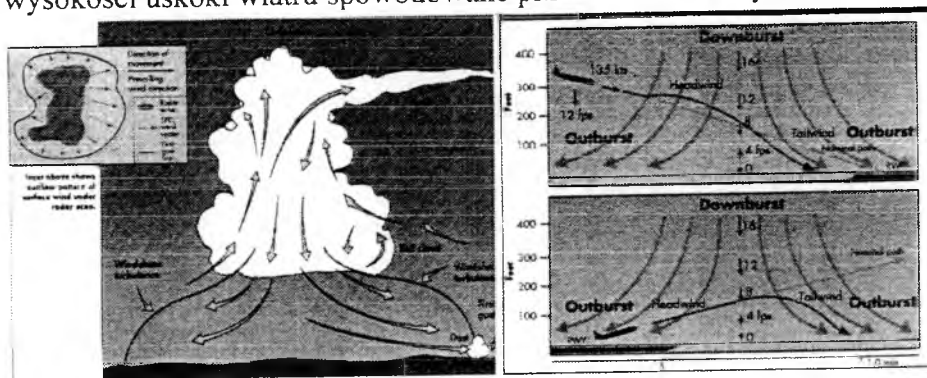
W pracy przedstawiono zjawisko uskoku wiatru, które jest bardzo niebezpieczne dla samolotów transportowych wykonujących lot w pobliżu ziemi, a więc w fazie startu i lądowania. Omówiono przyczyny powstania uskoku i jego praktyczne skutki. Przedstawiono energetyczną analizę wpływu uskoku wiatru na trajektorię samolotu, która pozwala ocenić intensywność zjawiska i stopień zagrożenia. Omówiono pokładowe systemy ostrzegania bezpośredniego działania oraz systemy predykcyjne a następnie naziemne systemy monitorowania uskoków wiatru w rejonie lotnisk komunikacyjnych.

1. WSTĘP

Zjawisko uskoku wiatru, czyli gwałtowna zmiana prędkości i/lub kierunku wiatru obserwowane były przez meteorologów od wielu lat. Uskok wiatru stał się zjawiskiem szczególnie groźnym dla lotnictwa od chwili wprowadzenia do eksploatacji dużych samolotów transportowych. Duża bezwładność, względnie niewielki nadmiar mocy zespołu napędowego oraz lot w pobliżu ziemi z prędkością niewiele przekraczającą prędkość przeciągnięcia stwarzają realne niebezpieczeństwo przekroczenia dopuszczalnych warunków eksploatacji samolotu, odchylenie od założonej trajektorii i ostatecznie zderzenie się z ziemią. W latach 1964 – 96 odnotowano 26 katastrof, w których uskok wiatru był bezpośrednią lub pośrednią przyczyną zderzenia się samolotu z ziemią.

Uskok wiatru związany jest ze zjawiskami burzowymi (burze termiczne i frontowe), oddziaływaniem bryzy morskiej, może być wywołany silną inwersją temperatury oraz powstaje na granicy prądów strumie-

niowych. Szczególne zagrożenie stanowią występujące na małej wysokości uskoki wiatru spowodowane przez burze i fronty szkwałowe.



Rys. 1. Zjawisko uskoku wiatru oraz wpływ na trajektorię samolotu [16]

Zazwyczaj silny podmuch zstępujący o prędkości $5 \div 25$ m/s obejmuje obszar o średnicy ok. 1 km, natomiast zmiana kierunku i prędkości wiatru o wartość $10 \div 50$ m/s odbywa się w obszarze o średnicy $2 \div 4$ km. Czas trwania uskoku wiatru zależny jest od przyczyn jego powstania i zawiera się najczęściej w przedziale $0.5 \div 20$ min. Należy dodać, że zazwyczaj obszar oddziaływania uskoku wiatru przemieszcza się i zmienia się jego intensywność.

2. Wpływ uskoku wiatru na ruch samolotu

W pierwszym przybliżeniu wpływ uskoku wiatru na samolot można opisać jako zmianę prędkości i kierunku opływu samolotu przy praktycznie stałej prędkości względem ziemi. Powoduje to zakłócenie równowagi sił i momentów aerodynamicznych działających na samolot, jak również zakłócenie równowagi energetycznej. Zakłócenie równowagi aerodynamicznej może spowodować niepożądaną zmianę kąta pochylenia, prędkości pionowej i kąta toru. Obrazowo wpływ uskoku wiatru na lądujący i startujący samolot ilustruje rys. 1 [16].

W szczególnym przypadku może zostać przekroczony krytyczny kąt natarcia lub prędkość opływu jest za mała dla zapewnienia równowagi sił nawet dla maksymalnej rozporządzalnej wartości współczynnika siły nośnej. Przebieg tych zjawisk jest zależny od charakterystyk aerodynamicznych płatowca i mogą wystąpić tutaj znaczące różnice pomiędzy typami samolotów. Bardziej uniwersalnym parametrem charakteryzującym wpływ uskoku wiatru jest efekt zakłócenia równowagi energetycznej.

Ustalane i pożądane warunki lotu będą mogły być utrzymane, jeśli całkowita energia samolotu zmieniać się będzie odpowiednio dla rozpatrywanej fazy lotu

$$E = m g h + \frac{1}{2} m V^2 \quad (1)$$

Jeżeli wprowadzimy pojęcie wysokości energetycznej h_E takiej, że $E = m g h_E$, to zmiany energii całkowitej opisane będą przez zmianę wysokości h_E

$$h_E = h + \frac{1}{2g} V^2 \quad (2)$$

różniczkując powyższą zależność otrzymamy

$$\frac{d}{dt} h_E = w_z + \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad (3)$$

gdzie: w_z – prędkość pionowa samolotu.

Wpływ podmuchu pionowego na samolot zazwyczaj opisuje się przy pomocy kąta odchylenia pionowego (DDA - *Down-draft Drift Angle*)

$$DDA = \frac{w_z}{V_{IAS}}; \quad V_{IAS} \text{ – prędkość względem ośrodka} \quad (4)$$

Skutek oddziaływania na samolot poziomej składowej uskoku wiatru charakteryzuje bezwymiarowy współczynnik przyspieszenia od podmuchu (HWS – *Horizontal Wind Shear*)

$$HWS = \frac{1}{g} \left(\frac{d}{dt} V_{IAS} - \frac{d}{dt} V_{GS} \right) \quad (5)$$

gdzie: g – przyspieszenie ziemskie

V_{GS} – prędkość względem ziemi.

Łącznie wpływ poziomego i pionowego podmuchu na samolot opisuje współczynnik intensywności uskoku wiatru (F – *faktor* [3])

$$F = \frac{w_z}{V_{IAS}} + \frac{1}{g} \frac{d}{dt} V_{IAS} \quad (6)$$

Jeśli samolot doznaje przyspieszenia względem ziemi

$$n_x = \frac{1}{g} \frac{d}{dt} V_{GS} \quad (7)$$

wynikającego np. ze zmiany ciągu zespołu napędowego, to efektywny (w rzeczywistości działający na samolot) współczynnik intensywności uskoku wiatru F_E będzie wynosił

$$F_E = F - n_x \quad (8)$$

Łatwo zauważyć, że $F_E = DDA + HWS$. Porównując zależność (3) i (6) można współczynniki F nadać fizyczną interpretację energetycznego kąta toru, gdyż

$$F = \frac{1}{V} \frac{d}{dt} h_E \quad (9)$$

czyli współczynnik intensywności uskoku wiatru jest kątem nachylenia trajektorii wynikającej ze zmiany wysokości energetycznej odniesionej do aktualnej prędkości lotu.

Rzeczywiste skutki uskoku wiatru zależne będą od możliwości przyspieszenia samolotu po torze

$$n_x = \frac{1}{g} \frac{T \cdot \cos \alpha_T - P_x}{m} - \sin \gamma \quad (10)$$

gdzie: T - ciąg zespołu napędowego,

α_T - kąt odchylenia wektora ciągu od wektora prędkości lotu,

P_x - aerodynamiczna siła oporu,

γ - kąt nachylenia toru lotu.

Dla samolotów komunikacyjnych $n_x = 0.13 \div 0.15$, wyjątek stanowi samolot B747 dla którego $n_x = 0.19$ w konfiguracji do lądowania [10]. Biorąc te dane pod uwagę przyjmuje się, że uskok wiatru o intensywności $F > 0.1$ stanowi istotne zagrożenie dla bezpieczeństwa samolotu. Wartość taka zostanie osiągnięta w przypadku, gdy samolot lecący z prędkością $V = 130$ kt (≈ 65 m/s) napotka podmuch pionowy o prędkości 6.5 m/s, lub zmiana poziomej składowej prędkości wiatru w rzucie na oś podłużną samolotu odbywa się z gradientem 1 m/s².

W przypadku uskoku wiatru występuje zawsze zstępujący podmuch pionowy pogarszający osiągi samolotu, natomiast pozioma składowa uskoku może spowodować chwilowy przyrost wysokości energetycznej, a w przypadku narastającej tylnej składowej wiatru spowodować spadek prędkości samolotu względem powietrza do wartości mniejszej od prędkości przeciągnięcia. Dla samolotu komunikacyjnego w fazie lądowania i startu zapas prędkości zwykle nie przekracza 15 m/s.

Dobrze udokumentowanym przypadkiem tragicznie zakończonego lotu jest katastrofa samolotu B727 na lotnisku JFK (New York) w dniu 24.06.1974 r (rys. 2). Załoga samolotu zbyt późno podjęła działania zapobiegające zderzeniu się z ziemią. Kapitan wydał komendę "pełna moc" na 1.2 sek przed zderzeniem. Warto zauważyć, że 8 minut wcześniej inny samolot (L-1011) uniknął katastrofy pomimo wystąpienia analogicznego zagrożenia [10, 15].

$$w_1 = k \cdot \frac{dp_s}{dt}; \quad k = \frac{dh}{dp_s}; \quad (11)$$

drugi różniczkując ciśnienie całkowite wskazuje zmiany wysokości energetycznej:

$$w_2 = k \cdot \frac{dp_c}{dt} = k \left(\frac{dp_s}{dt} + \frac{dq}{dt} \right) \quad (12)$$

$$\text{Ponieważ } q = \frac{1}{2} \rho V^2, \quad \frac{dq}{dt} = \rho V \frac{dV}{dt}, \quad \frac{dh}{dp_s} \cdot \rho = \frac{1}{g}$$

więc ostatecznie otrzymamy

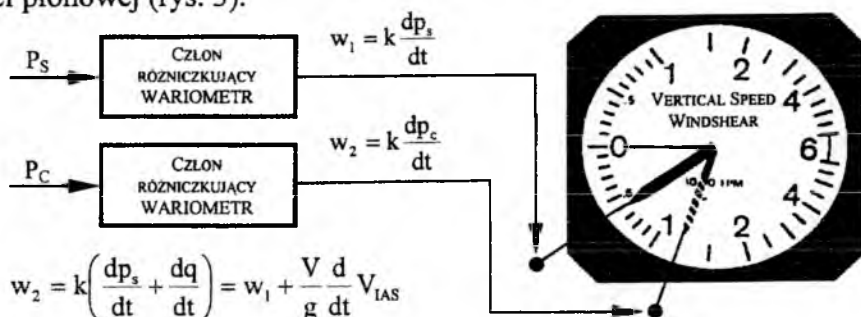
$$w_2 = w_1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}; \quad V = V_{IAS} \quad (13)$$

Porównując (3) i (12) łatwo zauważyć, że

$$w_2 = \frac{d}{dt} h_E \quad (14)$$

a więc drugi wariometr mierzy prędkość zmian wysokości energetycznej odniesionej do prędkości opływu i wysokości ciśnieniowej.

W przypadku niezaburzonego lotu ustalonego wskazówki przyrządu pokrywają się i wskazują prędkość pionową samolotu. Pojawienie się czołowego podmuchu pionowego powoduje przyrost prędkości opływu i wzrost wysokości energetycznej (13). Podmuch poziomy zmniejszający osiągi samolotu sygnalizowany jest większym odchyleniem wskazówki w_2 od wskazówki wariometru w_1 w kierunku ujemnych wartości prędkości pionowej (rys. 3).



Rys. 3. Mechaniczny wskaźnik uskoku wiatru firmy Smiths Ind. [10]

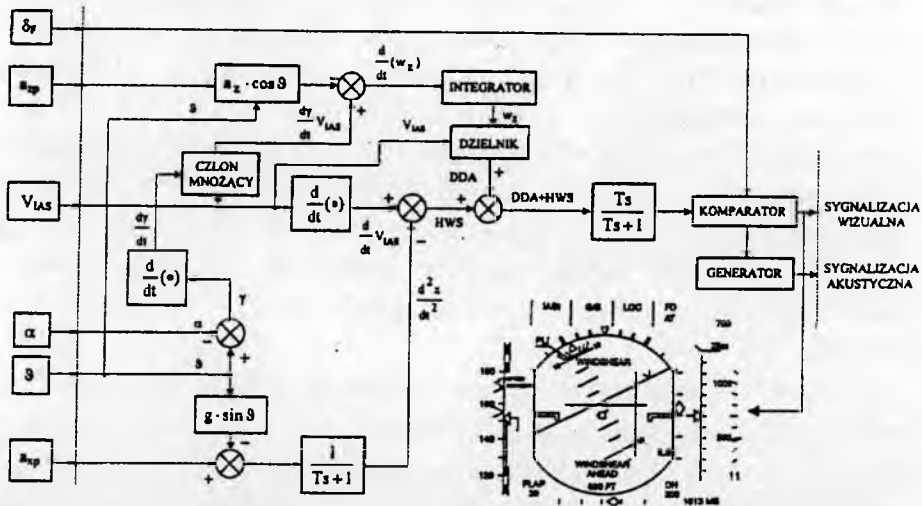
Zasada działania przyrządu i jego budowa są bardzo proste. Wadą urządzenia jest generowanie fałszywych alarmów w przypadku zmiany prędkości lotu wywołanej innymi przyczynami, np. zmianą mocy zespołu napędowego.

Analiza hipotetycznych wskazań przyrządu podczas tragicznie zakończonoego lotu samolotu B727 pozwala wnioskować, że jego wskazania mogłyby pomóc załodze w podjęciu właściwych decyzji i uchronić samolot od katastrofy [10].

3.2. Elektroniczny wskaźnik uskoku wiatru

Wady mechanicznego wskaźnika firmy Smith zostały usunięte w elektronicznej wersji przyrządu (rys. 4) [5, 6, 22]. Wpływ poziomej składowej uskoku wiatru (HWS) obliczony jest jako różnica pochodnej prędkości względem powietrza (dV_{IAS}/dt) i poziomej składowej przyspieszenia samolotu względem ziemi (d^2x/dt^2). Składnik $g \cdot \sin \theta$ kompensuje rzut przyspieszenia ziemskiego na oś pomiarową przyspieszeniomierza (a_{xp}). Iloczyn pochodnej kąta toru (dy/dt) i prędkości (V_{IAS}) reprezentuje zmianę pionowej składowej prędkości lotu względem powietrza. Po odjęciu pionowej składowej przyrostu przyspieszenia samolotu ($a_z \cos \theta - g$) i wykonaniu całkowania otrzymujemy prędkość pionową podmuchu (w_z). Stosunek (w_z/V_{IAS}) jest kątem odchylenia pionowego (DDA) wyrażonym w radianach.

Ze względu na błędy pomiarowe i błąd całkowania sygnał proporcjonalny do całkowitego wpływu uskoku wiatru (DDA+HWS) może zawierać składową stałą, która jest eliminowana filtrem górnoprzepustowym. Próg zadziałania komparatora uruchamiającego sygnalizację na wskaźniku pilota ustalany jest w zależności od konfiguracji samolotu, w tym kąta wychylenia klap (δ_F).



Rys. 4. Schemat działania elektronicznego wskaźnika uskoku wiatru [5]

Elektroniczne wskaźniki uskoku wiatru są w tej chwili standardowym wyposażeniem samolotów lotnictwa komunikacyjnego. Przykładowo w samolocie B737 system ostrzegania realizuje następujące funkcje:

- generuje ostrzeżenie wizualne i akustyczne, jeśli $F > 0.1$,
- steruje wskazaniem wskaźnika nakazowego w przypadku sterowania ręcznego,
- oblicza dopuszczalny kąt pochylenia samolotu zapewniający zachowanie bezpiecznego kąta natarcia,
- steruje kątem pochylenia samolotu i ciągiem zespołu napędowego w przypadku załączonego sterowania automatycznego.

3.3. Wskaźniki predykcyjne (forward looking)

Wadą omówionych wcześniej wskaźników jest ich oczywista właściwość, że generują ostrzeżenie w momencie, gdy samolot znajduje się już w obszarze oddziaływania uskoku wiatru. Według wymagań amerykańskiego organu nadzoru lotniczego (FAA) skuteczne ostrzeżenie powinno być wygenerowane co najmniej 10 sek przed osiągnięciem obszaru uskoku wiatru, gdyż załoga potrzebuje $5 \div 8$ sek dla podjęcia i wykonania decyzji przerwania podejścia do lądowania. Wymagania te spełniają trzy stosowane aktualnie rozwiązania techniczne [1,12]:

- ★ pokładowy radar pogodowy wyposażony w dodatkową funkcję detekcji uskoku wiatru,
- ★ radar optyczny – LIDAR (*Light Detection And Ranging*),
- ★ pasywny czujnik energii w paśmie podczerwieni (*infrared sensor*).

Impulsowy radar Dopplera pracujący w paśmie X (9.3 GHz) umożliwia pomiar prędkości mas powietrza z dokładnością ± 1 m/s w odległości $5 \div 10$ km (z dokładnością pomiaru odległości $\pm 100 \div 300$ m) w sektorze $\pm 30^\circ$ przed samolotem. Prawdopodobieństwo nie wykrycia uskoku wiatru szacuje się na 10^{-5} , natomiast korelację zgodności określenia wskaźnika intensywności uskoku wiatru F szacuje się na 90%. Dodatkowy koszt związany z funkcją detekcji uskoku wiatru wynosi $35.000 \div 150.000$ USD.

LIDAR jest impulsowym laserem gazowym (CO_2) o długości fali 10.6 μm i niewielkiej energii promieniowania (8 mJ), która nie stanowi zagrożenia dla wzroku. Zasięg pomiaru jest nieco mniejszy ($2 \div 4$ km w sektorze $\pm 20^\circ$), pozostałe parametry zbliżone są do parametrów radaru pogodowego. Przewiduje się uzyskanie lepszych wyników dla radaru optycz-

nego wykorzystującego laser ciała stałego o długości fali $2.02 \mu\text{m}$, który znajduje się w fazie badań [25].

Działanie pasywnego czujnika energii w paśmie podczerwieni polega na pomiarze koncentracji CO_2 w odległości 0.3 i 2.2 nm, co pozwala na wyznaczeniu rozkładu temperatury, a na tej podstawie pola prędkości mas powietrza. Parametry użytkowe zbliżone są do właściwości detektora LIDAR, jednak prawdopodobieństwo nie wykrycia uskoku wiatru szacuje się na 0.1.

W tabeli 1 zestawiono stosowane sposoby sygnalizacji uskoku wiatru w zależności od odległości i czasu predykcji. Ostrzeżenia generowane są na ekranie radaru pogodowego w postaci czerwonych i czarnych pierścieni w sektorze obserwacji przed samolotem, informacji tekstowych wyświetlanych na głównym wskaźniku pilotażowym oraz sygnałów akustycznych i głosowych [9, 21].

Tabela 1. Typowe sposoby sygnalizacji w kabinie załogi

L_p [nm]	T_p [s]	Sygnalizacja
5	100	czerwono-czarny sektor na wskaźniku pogodowym oraz napis na wskaźniku EADI: "WINDSHEAR"
3	60	sygnał akustyczny (brzęczyk) oraz napis: "WINDSHEAR AHEAD"
1.5	30	informacja głosowa: "WINDSHEAR, WINDSHEAR"
0.8	15	informacja głosowa: "GO AROUND, WINDSHEAR AHEAD"

Oznaczenia: L_p - odległość predykcji, T_p - czas predykcji

3.6. Systemy naziemne

Uskok wiatru stanowi największe zagrożenie dla samolotu wykonującego lot na małej wysokości, a więc podczas startu i lądowania. Celem jest więc wyposażenie lotnisk w systemy ostrzegania, sygnalizujące możliwość napotkania uskoku wiatru podczas podejścia do lądowania lub po starcie. Stosowane są następujące systemy naziemne:

- zestaw czujników mierzących rozkład ciśnienia barycznego w rejonie lotniska; wyznaczane są gradienty ciśnień i na tej podstawie obliczany rozkład prędkości i kierunku wiatru w pobliżu ziemi,
- zestaw anemometrów określających pole prędkości wiatru na wysokości pomiarowej,
- lotniskowe radary pogodowe: radary Dopplera pracujące w paśmie X ($8 \div 12 \text{ GHz}$) lub w paśmie C ($\sim 5 \text{ GHz}$),
- LIDARY (radary optyczne), najczęściej wykorzystujące falę elektromagnetyczną o długości $2.02 \mu\text{m}$.

Systemy naziemne nie pozwalają na precyzyjny pomiar gradientów prędkości wiatru (zmian prędkości i kierunku), lecz pozwalają z dużym prawdopodobieństwem wnioskować o możliwości wystąpienia uskoku wiatru. W USA ponad 120 lotnisk jest wyposażonych w takie systemy [17].

Ostrzeżenia kierowane przez służby kontroli ruchu lotniczego do załóg samolotów formułowane są na trzech poziomach informacji o zagrożeniu:

- A. Informacja o możliwości wystąpienia uskoku wiatru – wymaga od załogi zwiększonej uwagi, bez konieczności zmiany planu lotu,
- B. Ostrzeżenie o prawdopodobnym wystąpieniu uskoku wiatru – wymaga podjęcia działań uzgodnionych z organem kontroli ruchu, najczęściej jest to kontynuacja lotu, np. wykonanie podejścia do lądowania z prędkością zwiększoną o 15 kt,
- C. Ostrzeżenie o wystąpieniu uskoku wiatru – wymaga natychmiastowej reakcji załogi, tj. przerwania wykonywanej fazy lotu (np. podejścia do lądowania) i wznoszenia z maksymalną mocą zespołu napędowego.

Instrukcja użytkownika w locie samolotu zawiera opisy procedur postępowania w sytuacji zagrożenia uskokiem wiatru.

4. Sterowanie samolotem

Opracowanie skutecznych metod przeciwdziałania skutkom uskoku wiatru wymagało przeprowadzenia szeregu badań i eksperymentów. Wykonano ponad 10.000 lotów pomiarowych w USA i Wielkiej Brytanii, prowadzono wiele eksperymentów przy użyciu symulatorów lotu. Prace te pozwoliły sformułować zasady postępowania, realizowane na trzech poziomach:

- ① procedury operacyjne, zalecenia dla pilotów, szkolenie przy użyciu symulatorów lotu [4, 15],
- ② generowanie sygnałów nakazowych przy sterowaniu ręcznym [7, 14],
- ③ automatyczne sterowanie samolotem [3, 26].

Wiele uwagi poświęcono studiom nad problematyką wpływu uskoku wiatru na ruch samolotu, budując odpowiednie modele matematyczne i symulacyjne. Nie analizując szczegółowo konkretnych przykładów obliczeń należy zauważyć, że w literaturze prezentowane są bardzo różne podejścia i metody badawcze.

Podstawowym sposobem przeciwdziałania skutkom uskoku wiatru jest utrzymanie prędkości lotu powyżej prędkości przeciągnięcia oraz

bezpiecznej wysokości lotu ponad przeszkodami terenowymi. Oznacza to konieczność intensywnego sterowania mocą zespołu napędowego i kątem pochylenia samolotu. Z tego powodu najczęściej rozpatruje się jedynie ruch symetryczny samolotu. Sterowanie realizowane jest automatyczne lub ręcznie na podstawie sygnałów nakazowych w taki sposób, aby zminimalizować prawdopodobieństwo zderzenia się z ziemią lub przekroczenia krytycznego kąta natarcia [2, 3, 8, 11, 18, 19, 24, 26].

Przykładem odmiennej strategii postępowania jest manewr ominięcia obszaru najbardziej intensywnego uskoku wiatru połączony ze zmianą kąta pochylenia [20, 23]. Kąt przechylenia w zakręcie powinien zostać ograniczony do wartości rzędu 10° aby nie pogorszyć w istotny sposób osiągów samolotu w ruchu symetrycznym. W przypadku takiej strategii sterowania konieczny jest pomiar rozkładu prędkości uskoku wiatru przed samolotem.

5. Uwagi końcowe

Intensywne badania prowadzone w latach siedemdziesiątych doprowadziły do opracowania skutecznych metod wykrywania uskoku wiatru i sterowania samolotem w zaburzonym obszarze. Efektem tego było znaczące zmniejszenie się ilości katastrof spowodowanych uskokiem wiatru: od średnio 4 w latach 1972 – 75 do statystycznie 0.2 rocznie w latach dziewięćdziesiątych. Jednak ze względu na praktyczną nieprzewidywalność intensywności tego zjawiska, problematyka ta ciągle znajduje się w obszarze zainteresowań specjalistów [13, 24].

Sumując dotychczasowe rezultaty badań eksperymentalnych, obliczeń, symulacji, a także wyniki badań katastrof spowodowanych uskokiem wiatru można sformułować następujące spostrzeżenia:

- Konieczne są obserwacje meteorologiczne prognozujące powstanie warunków sprzyjających powstawaniu uskoków wiatru; należy doskonalić służby powiadamiania,
- Lotniskowe systemy monitoringu umożliwiają w wielu przypadkach wykrycie niebezpiecznych zjawisk pogodowych i zastosowanie przez służby kontroli ruchu odpowiednich procedur minimalizujących zagrożenie,
- Pokładowe systemy oparte na bezpośrednim pomiarze prędkości uskoku wiatru spełniają swą funkcję pozwalając uniknąć bezpośrednich skutków nieświadomego wejścia w obszar uskoku,

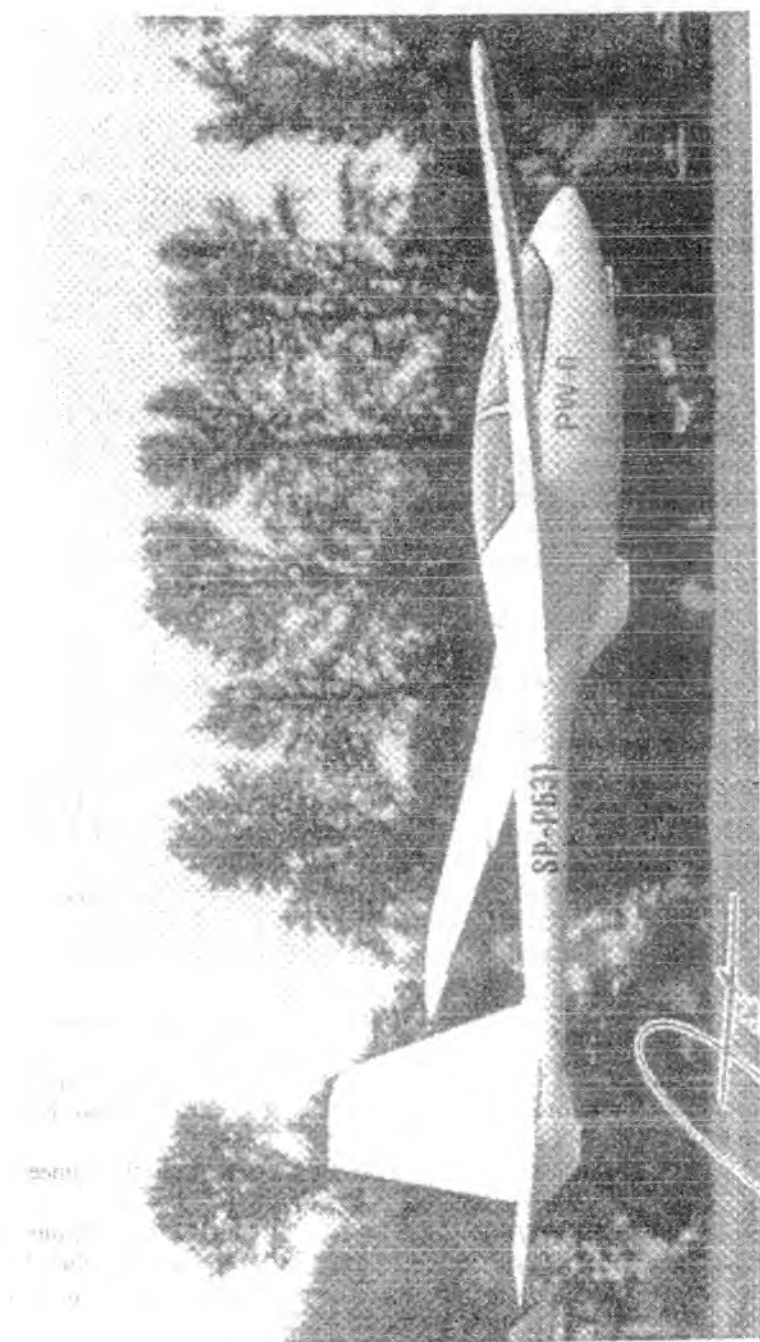
- Pokładowe systemy predykcyjne pozwalają na odpowiednio wczesne podjęcie działań zapobiegawczych lub wykonanie manewru ominięcia obszaru uskoku wiatru,
- Sterowanie w obszarze uskoku wiatru sprowadza się najczęściej do natychmiastowego przejścia do lotu wznoszącego z maksymalną rozporządzalną mocą zespołu napędowego, z zachowaniem ograniczeń eksploatacyjnych samolotu,
- Po zainstalowaniu w samolotach pasażerskich wskaźników uskoku wiatru (najczęściej typu bezpośredniego pomiaru) zdecydowanie zmniejszyła się ilość katastrof spowodowanych uskokiem,
- Jako przyszłościowe rozwiązania rozwijane są predykcyjne systemy ostrzegania – pokładowe i lotniskowe.

W niniejszym opracowaniu nie omówiono bliżej bogatej problematyki syntezy sterowania (automatycznego lub sygnałów nakazowych) w obszarze występowania uskoku wiatru. Jest to interesujące zadanie badawcze z obszaru teorii optymalizacji dynamicznej i mechaniki lotu. Stosowane są najnowsze techniki obliczeniowe, jak metoda dynamiki odwrotnej (NID), μ -analiza, μ -synteza i sterowanie H_∞ - optymalne oraz metoda logiki rozmytej. Najbardziej wiarygodnych rozwiązań należy oczekiwać w przypadku stosowania metod sterowania krzepkiego (*robust control*), mało wrażliwych na zmianę parametrów procesu, a więc i postać zakłócenia. Wyniki obliczeń i symulacji pozwalają ocenić skalę zagrożenia dla danego samolotu oraz wypracować sposoby sterowania najlepsze w sensie statystycznym.

Literatura

1. Arbuckle P.D., Lewis M.S., Hinton D.A.: *Airborne Systems Technology Application to the Winshear Threat*. 20th Congress ICAS, Paper No 96-5.7.1, 1996
2. Bowles R.L., Oseguera R.M.: *A Simple Analytic 3-Dimensional Downburst Model Based on Boundary Layer Stagnation Flow*. NASA Reports TM-100632, 1988
3. Fernandez-Montesinos M.A. i inni: *Windshear Recovery Using Fuzzy Logic Guidance and Control*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf., New Orleans, LA, AIAA Paper No AIAA-97-3652, 1997, 1172-1182
4. Gilewski K., Gruchalski L.: *Szkolenie załóg lotniczych w przezwyciężaniu zjawiska "uskoku wiatru"*. Technika Lotnicza i Astronautyczna, 1986, Nr 11/12, str. 6-7
5. Greene L.M.: *Low altitude wind-shear protection can be attained*. ICAO Bulletin, April 1986
6. Hopkins H.: *Windshear escape*. Flight Int., July 6, 1985

7. Kendall E.: *Flight Instruments for Improved Windshear Protection & Guidance*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, New Orleans, LA, AIAA Paper No AIAA-97-3652, 1997, 474-484
8. Kurdjukov A.P. i inni: *Energy Approach to Flight Control*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf., Boston, MA, AIAA Paper No AIAA-98-4211, 1998, 543-553
9. Michaels J.F.: *"Windshear Ahead, Windshear Ahead"*. Flight Deck International, March 1999
10. Morawski J.M., Smolicz T.: *Uskok wiatru - działanie na samolot, środki zmniejszające zagrożenie*. Technika Lotnicza i Astronautyczna, 1982, Część I - Nr 1, str. 5-6, Część II - Nr 2, str. 5-8
11. Prasanth R.K., Bailey J.E., Krishnakumar K.: *Robust Wind Shear Stochastic Controller-Estimator*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 15, No 3, 1992, 679-686
12. Robb D.W.: *New Technologies Emerge for Airborne Windshear Sensors*. Avionics Magazine, April 1992, 24-32
13. Rouwhorst W.F.J.A., Haverdings H.: *Current Windshear Research at NLR*. Annual Report 1996, 1997, 5-27
14. Rouwhorst W.F.J.A. i inni: *Piloted Evaluation of Flight Director Go-around Modes and Windshear Icon Concepts*. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA Paper No AIAA-98-4268, 1998, 297-308
15. Saint S.: *The Missing Element in Wind Shear Protection*. SAE Technical Papers No 830715, 1983
16. Schuyler N.: *Invisible enemy threatens pilots on landing*. Professional Pilot, vol. 29, No 3, 1995, 77-79
17. Shein K.: *Microburst and downdrafts*. Professional Pilot, vol. 33, No 10, 1999, 140-146
18. Shue S-P., Agarwal R.K., Shi P.: *Robust Aircraft Control Design for Glideslope Capture in Windshear using Gain Scheduling*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf., Boston, MA, AIAA Paper No AIAA-98-4299, 1998, 1-12
19. Soesman J.L.: *Control of Aircraft through Windshear after Take-off*. NLR Reports TR-90116L, National Aerospace Laboratory, NL, 1990
20. Solier M.: *Guidance Techniques for Near-optimal Lateral Escape Maneuvers in the Presence of Windshear*, TU Delft, Memorandum M-802, 1997
21. Stein K.: *Forward-Looking Windshear Radars Poised for Commercial Service*. Avionics Magazine, June 1993, 22-26
22. Stein K.J.: *Wind Shear Development Provides Timely Warning*. Aviation Week & Space Technology, March 2, 1981
23. Visser H.G.: *Lateral Escape Guidance Strategies for Microburst Windshear Encounters*. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, AIAA Paper No 97-0535, 1997, 1-11
24. Visser H.G.: *Windshear recovery using thrust vectoring*. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, vol. 71, No 4, 1999, 329-337
25. Wagener T.J. i inni: *2 μ m LIDAR for Laser-Based Remote Sensing: Flight Demonstration and Application Survey*. IEEE AES Systems Magazine, Feb. 1995, 23-27
26. Zhao Y., Bryson A.E.: *Approach Guidance in Downburst*. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 15, No 4, 1992, 893-900

POLITECHNIKA WARSZAWSKA

NUMERYCZNE ROZWIĄZANIA RÓWNAŃ NAVIERA-STOKESA DLA NIEKTÓRYCH ZAGADNIENÍ ŚCIŚLIWEGO PŁASKIEGO OPŁYWU GAZEM PRZEWODZĄCYM CIEPŁO

Stanisław Wrzesień

Instytut Techniki Lotniczej WUL WAT, Warszawa

e-mail: wrzesien@wul.wat.waw.pl

W pracy przedstawiono numeryczną analizę niektórych zagadnień ściśliwego płaskiego opływu gazem lepkiem przewodzącym ciepło. W oparciu o własny program komputerowy wyznaczano pole opływu w obszarze obejmującym otoczenie ciała łącznie z obszarem śladu aerodynamicznego. W algorytmie komputerowym wykorzystano równania Naviera-Stokesa, równanie ciągłości i energii oraz dodatkowe zależności domykające cały układ równań przepływu. Pokazano parametry gazodynamiczne wybranych pól opływowych profilu.

1. Wstęp

Zagadnienia opływu płynem rzeczywistym są podstawowymi zadaniami współczesnej aerodynamiki. Znajomość dokładnych pól opływu wokół obiektu lub jego elementów jest niezbędna dla racjonalnego kształtowania powierzchni opływowych w celu uzyskania odpowiedniej siły nośnej i zmniejszania oporu aerodynamicznego.

Większość takich zagadnień to zagadnienia brzegowe lub początkowo-brzegowe opisywane nieliniowym układem równań różniczkowych cząstkowych dla których w ogólnym przypadku brak jest uogólnionych rozwiązań. Nieliczne analityczne rozwiązania bazowały więc na szeregu uproszczeniach dotyczących własności ośrodka oraz kształtu powierzchni brzegowych, a same rozwiązania zawierały zazwyczaj ogólne informacje natury poznawczej i nie były wystarczająco dokładne wszędzie tam gdzie dokładność informacji o przepływie decyduje nie tylko o jakości konstrukcji ale również o ludzkim życiu. Powstały więc w konsekwencji bardzo kosztowne

urządzenia badawcze, w których badano rzeczywiste przepływy metodami eksperymentalnymi.

Rozwój techniki komputerowej sprawił, że część zagadnień może być w chwili obecnej rozwiązywana metodami numerycznymi w sensownym czasie trwania obliczeń i przy kosztach znacznie niższych niż koszty eksploatacji tuneli aerodynamicznych.

Współczesne metody obliczeniowe bazują na różnych modelach matematycznych opisujących przepływ gazu, począwszy od równań Eulera dla gazu nielepkiego doskonałego, a skończywszy na metodach wyższego rzędu opartych o równania Naviera-Stokesa umożliwiających analizę przepływów przy uwzględnieniu lepkości i przewodności cieplnej gazu (por. [1]-[7]).

Metody wyższego rzędu umożliwiają stosunkowo łatwą symulację opływów przy uwzględnieniu w przepływie fal uderzeniowych, warstwy przyściennej i efektów wzajemnego oddziaływania pól ciśnienia, lepkości i przewodności cieplnej gazu. Jest to szczególnie ważne bo na przykład jednym z ważniejszych składników oporu aerodynamicznego jest opór tarcia [8] uwarunkowany lepkością płynu opływającego elementy samolotu. Natomiast wymagania minimalnego oporu są od dawna jednym z podstawowych wymogów stawianych dla nowo konstruowanych obiektów latających, ponieważ praktycznym rezultatem zmniejszenia oporu jest zwiększenie prędkości, zasięgu i manewrowości samolotu. Typowe wartości oporu tarcia [8] mogą wynosić ok. 25% w przypadku naddźwiękowych samolotów myśliwskich; ok. 50% dla samolotów transportowych i do 54% dla innych odrzutowych samolotów ogólnego przeznaczenia.

Zmniejszenie oporu tarcia w zakresie laminarnym zwykle związane jest ze zmniejszeniem grubości laminarnej warstwy przyściennej lub zmianą profilu prędkości na bardziej stateczny. Obydwa zagadnienia związane są ze sterowaniem punktem przejścia z przepływu laminarnego do zakresu przepływu turbulentnego co oznacza wymóg znajomości pełnego pola opływu wokół obiektu.

W projekcie SCT (Supersonic Comercial Transport), według szefa projektu z firmy Deutsche Aerospace, praktyka projektowania wymaga by umieć obliczyć już w fazie projektu osiągi przyszłych maszyn z dokładnością do 5%. To również oznacza konieczność stosowania do opisu zagadnień opływowych aparatu matematycznego, który możliwie najwierniej oddaje istotę zjawisk opływowych.

W niniejszej pracy przedstawiono niektóre rozwiązania otrzymane przy zastosowaniu pełnych nieuproszczonych równań Naviera-Stokesa, równania

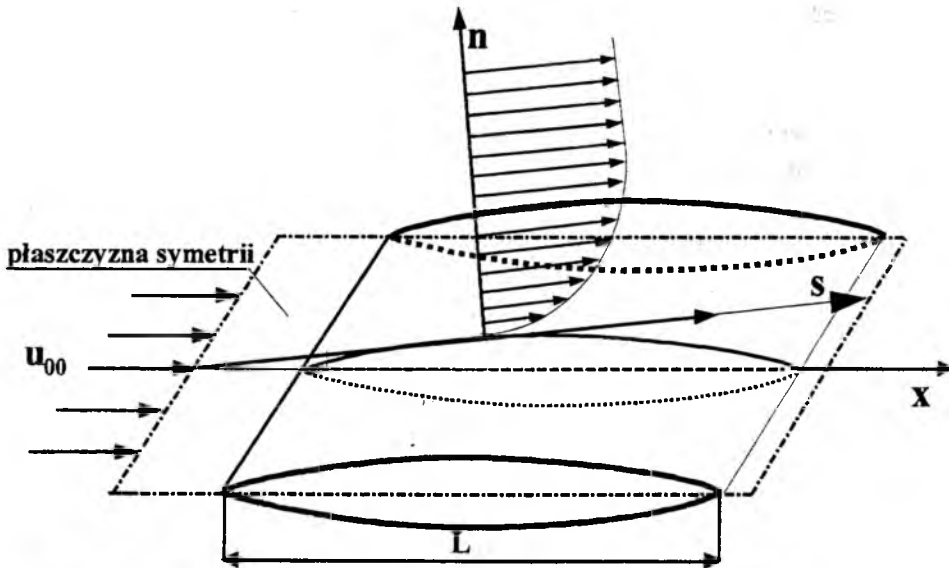
ciągłości i równania energii dla gazu przewodzącego ciepło do zagadnień przepływów ściśliwych.

2. Sformułowanie zagadnienia. Zależności wyjściowe

Poszukiwać będziemy ustalonego pola opływu w sąsiedztwie płaskiego ciała o długości L (rys. 1), łącznie z obszarem śladu aerodynamicznego.

Ustalamy obecnie założenia, które wykorzystamy przy matematycznym sformułowaniu problemu. Zakładamy więc, że:

- gaz jest jednorodnym płynem niutonowskim;
- pomija się wpływ lepkości objętościowej;
- rozpatruje się ruch gazu w którym nie zachodzi wydzielanie ciepła;
- nie uwzględnia się przemian fizyko-chemicznych, to jest gaz traktuje się jako doskonały w sensie termodynamicznym o stałej liczbie Prandtla Pr i stałym wykładniku adiabaty Poissona k ;
- współczynniki lepkości dynamicznej i przewodności cieplnej są znanymi funkcjami temperatury gazu T ;
- pomija się wpływ pola sił masowych;
- przepływ w całym obszarze jest płaski i symetryczny względem płaszczyzny symetrii opływającego ciała (rys. 1).



Rys. 1 Ciało płaskie o długości L w symetrycznym opływie.

Układ równań opisujących badany przepływ składa się z równania ciągłości

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \operatorname{div} \mathbf{V} = 0 \quad (2.1)$$

równania zachowania pędu

$$\rho \frac{d\mathbf{V}}{dt} - \operatorname{div} \mathbf{P} = 0 \quad (2.2)$$

i równania zachowania energii

$$\rho \frac{dE}{dt} - \operatorname{div}(\mathbf{V} \cdot \mathbf{P} + \kappa \cdot \operatorname{grad} T) = 0 \quad (2.3)$$

W równaniach (2.2) i (2.3) tensor naprężeń $\mathbf{P}$ określimy wzorem

$$\mathbf{P} = \sigma_{ij} - p \delta_{ij} \quad (2.4)$$

gdzie σ_{ij} - jest tensorem naprężeń lepkich;

δ_{ij} - tensor jednostkowy, p - ciśnienie.

Całkowita energia gazu

$$E = \frac{1}{2} \mathbf{V}^2 + e \quad (2.5)$$

gdzie: $\mathbf{V}$ - prędkość gazu

e - energia wewnętrzna gazu.

Zależności dodatkowe domykające przedstawiony układ równań, wynikają z podanych wcześniej założeń i mają postać:

$$\begin{aligned} p &= R\rho T; \quad R = c_p - c_v \\ e &= c_v T; \quad c_v = \text{const} \end{aligned} \quad (26)$$

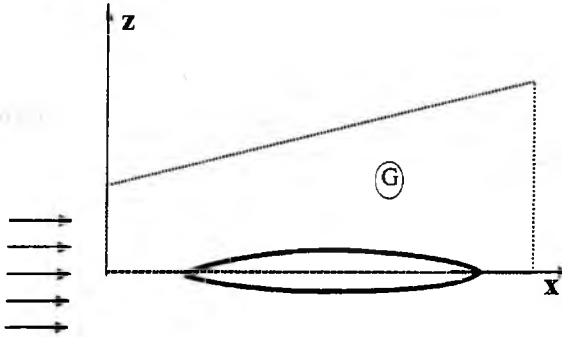
$$\mu = \left(\frac{T}{T_\infty} \right)^\omega \mu_\infty$$

$$Pr = \frac{\mu c_p}{\kappa} = \text{const}$$

gdzie - współczynnik $\omega = 0,75$ dla zakresu temperatur $250 \text{ K} < T < 600 \text{ K}$. [9]

3. Metoda rozwiązania

Zagadnienie rozwiążemy numerycznie metodą iteracyjnego całkowania po czasie równań problemu, zapisanych w postaci różnic skończonych z pomocą modyfikowanego schematu różnicowego Cranka-Nicolsona. Wykorzystamy również metodę dekompozycji układu równań sprowadzającą zagadnienie do ciągu jednowymiarowych zadań o rozdzielonych procesach fizycznych rozwiązywanych w kilku etapach kroku czasowego iteracji [10]-[12].



Rys. 2 Obszar rozpatrywanego przepływu.

Przepływ rozpatrzmy w półpłaszczyźnie x, z ograniczonej obszarem G (rys.2). Równania (2.1)-(2.3) zapiszemy w następującej formie

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial z} = 0 \quad (3.1)$$

Wektor U ma postać

$$U = (\rho, \rho v_x, \rho v_z, \rho E)^T \quad (3.2)$$

a wektory F oraz G są określone wzorami

$$F = (F_1, F_2, F_3, F_4)^T \quad (3.3)$$

Wektor prędkości ma postać

$$V = (v_x, v_z)^T \quad (3.4)$$

a składowe wektorów F i G są równe

$$\begin{aligned} F_1 &= \rho v_x \\ F_2 &= \rho v_x^2 + p - \sigma_{xx} \\ F_3 &= \rho v_x v_z - \sigma_{xz} \\ F_4 &= v_x (\rho E + p - \sigma_{xx}) - v_z \sigma_{xz} - \kappa \frac{\partial T}{\partial x} \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$G_1 = \rho v_z$$

$$G_2 = \rho v_x v_z - \sigma_{xz}$$

$$G_3 = \rho v_z^2 + p - \sigma_{zz}$$

$$G_4 = v_z (\rho E + p - \sigma_{zz}) - v_x \sigma_{xz} - \kappa \frac{\partial T}{\partial z}$$

(3.6)

Całkowita energia gazu

$$E = \frac{1}{2} (v_x^2 + v_z^2) + e \quad (3.7)$$

Związki między składowymi tensora naprężeń lepkich i składowymi tensora prędkości odkształceń przyjmujemy wykorzystując uogólnioną hipotezę Newtona przy założeniu, że lepkość dodatkowa (objętościowa) jest równa zero, a przepływ pozostaje laminarny.

Otrzymamy wówczas

$$\begin{aligned} \sigma_{xx} &= 2\mu \frac{\partial v_x}{\partial x} - \frac{2}{3} \mu \operatorname{div} \mathbf{V} \\ \sigma_{xz} &= \mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial x} \right) \\ \sigma_{zz} &= 2\mu \frac{\partial v_z}{\partial z} - \frac{2}{3} \mu \operatorname{div} \mathbf{V} \end{aligned} \quad (3.8)$$

oraz

$$\operatorname{div} \mathbf{V} = \frac{\partial v_x}{\partial x} + \frac{\partial v_z}{\partial z} \quad (3.9)$$

Wprowadzimy bezwymiarowe zmienne za pomocą przekształceń

$$\bar{x} = \frac{x}{L}; \quad \bar{z} = \frac{z}{L}; \quad \bar{t} = \frac{t \cdot v_{x\infty}}{L}; \quad \bar{v}_x = \frac{v_x}{v_{x\infty}}; \quad \bar{v}_z = \frac{v_z}{v_{x\infty}} \quad (3.10)$$

Pozostałe zmienne bezwymiarowe mają postać

$$\bar{\rho} = \frac{\rho}{\rho_\infty}; \quad \bar{T} = \frac{T \cdot c_p}{v_{x\infty}^2}; \quad \bar{p} = \frac{p}{\rho_\infty \cdot v_{x\infty}^2}; \quad \bar{\mu} = \frac{\mu}{\mu_\infty}; \quad \bar{\kappa} = \frac{\kappa}{\kappa_\infty} \quad (3.11)$$

Dla wygody numerycznego całkowania bezwymiarowy układ równań zapiszemy dalej w nowych uogólnionych zmiennych niezależnych (q_1, q_2) . Funkcje przekształcenia dobierzemy tak by obszar całkowania przekształcić w

jednostkowy kwadrat. Umożliwi to łatwą zmianę liczby węzłów siatki różnicowej, łatwe wprowadzanie nowego kształtu badanego ciała oraz wygodne zgęszczenie siatki różnicowej w obszarze dużych gradientów parametrów gazodynamicznych. Szczegółowy opis przekształcania obszaru całkowania przedstawiony jest w pracach [10]-[12].

Do układu równań należy dołączyć warunki brzegowe i początkowe. Warunki brzegowe zapisane w bezwymiarowych zmiennych (q_1, q_2) mają postać:

na osi symetrii

$$\frac{\partial \rho}{\partial q_1} = \frac{\partial v_x}{\partial q_1} = \frac{\partial T}{\partial q_1} = v_x = 0 \quad (3.12)$$

na powierzchni ciała opływającego:

$$v_x = v_z = 0 \quad (3.13)$$

$$\sin \theta \left(z_6 \frac{\partial T}{\partial q_1} + z_5 \frac{\partial T}{\partial q_2} \right) - \cos \theta z_6 \frac{\partial T}{\partial q_2} = 0 \quad (\text{z warunku } \frac{\partial T}{\partial n} = 0)$$

na granicy tylnej $(q_1=1; 0 < q_2 < 1)$:

$$\frac{1}{v_1^2 + v_2^2} \left[z_4 v_1 \frac{\partial \mathcal{A}}{\partial q_1} + (z_5 v_1 + z_6 v_2) \frac{\partial \mathcal{A}}{\partial q_2} \right] = 0 \quad (3.14)$$

gdzie

$$\mathbf{f} = (\rho, v_x, v_z, T)^T$$

na pozostałych granicach obszaru obliczeniowego przyjmujemy

$$\begin{aligned} \rho &= 1,0 \\ v_x &= 1,0 \\ v_z &= 0,0 \\ T &= \frac{1}{(k-1)M_\infty^2} \end{aligned} \quad (3.15)$$

4. Wyniki obliczeń

Numeryczną analizę zagadnienia przeprowadzono na mikrokomputerze klasy PC dla płaskiego ciała w formie profilu lotniczego, przy wybranych

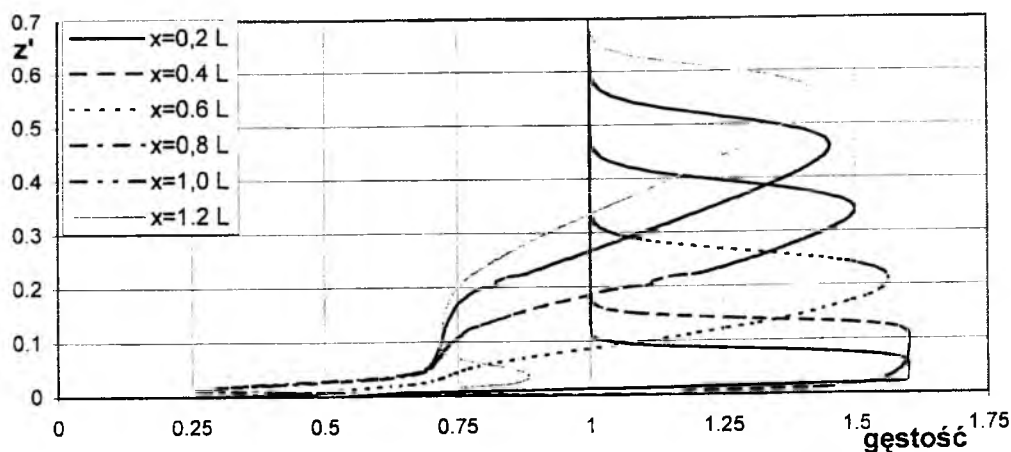
wartościach parametrów zagadnienia takich jak liczba Reynoldsa Re , liczba Macha M , grubość względna profilu z_g , położenie maksymalnej grubości profilu x_g oraz długość całkowitego obszaru obliczeniowego x_k wymiarującego obszar przepływu za profilem. Badano różne kształty profilu (profil rombowy, profil utworzony z łuków okręgu, profil o innej zadanej krzywiznie).

W obliczeniach stosowano różne siatki o liczbie węzłów $M_j \cdot N_i$ ($M_j=101-401$ w kierunku zgodnym z kierunkiem przepływu niezaburzonego oraz $N_i=71-401$ w kierunku normalnym do osi przepływu). Wszystkie obliczane parametry gazodynamiczne pola opływu mają bezwymiarową postać zgodnie z zależnościami (3.10) i (3.11).

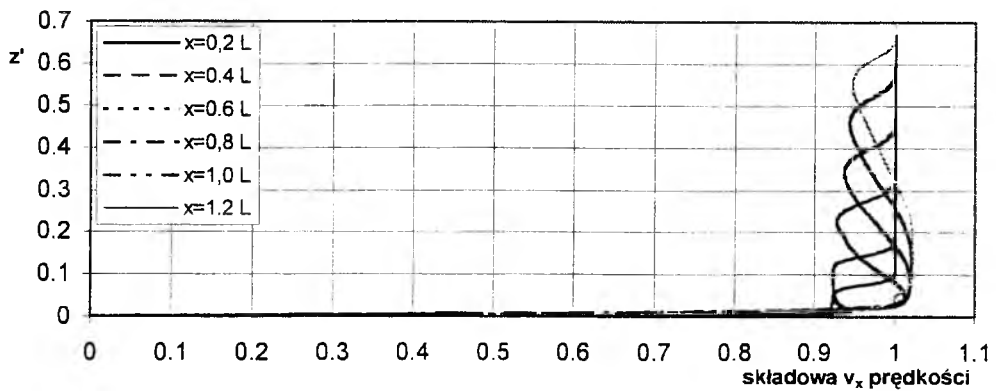
Wynikiem obliczeń są pola opływu reprezentowane przez główne parametry gazodynamiczne takie jak; gęstość, składowe prędkości i temperatura gazu lub ich kombinacje typu prędkość całkowita, współczynniki ciśnienia lub temperatury, kąt odchylenia strumienia, liczba Macha, współczynniki oporu itp.

Wyznaczone pola opływu umożliwiają szczegółową analizę poszczególnych obszarów opływu jakim są warstwa przysięenna (hydrodynamiczna i termiczna), warstwa uderzeniowa oraz obszar przepływu o małym wpływie lepkości gazu.

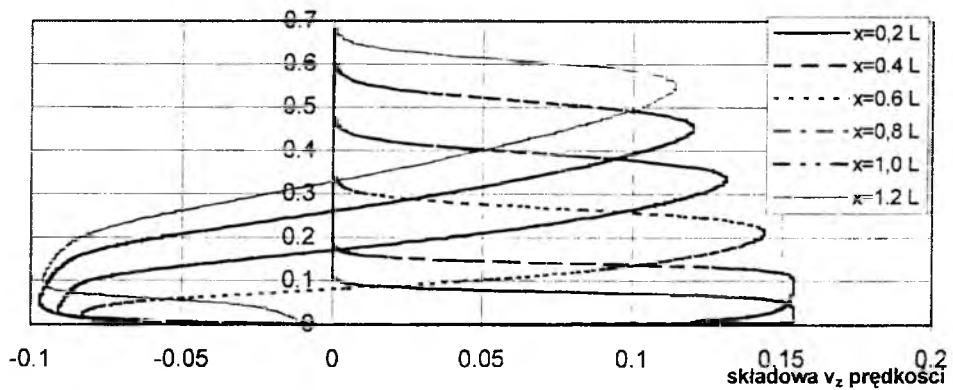
Wybrane wyniki obliczeń pola opływu profilu rombowego o grubości 10% i położenie maksymalnej grubości $x_g=0,4$ dla liczby Macha $M_\infty=3,0$, liczby Reynoldsa $Re=100\ 000$ przedstawiono na rysunkach 3-6. Pokazują one zmiany parametrów gazu w kolejnych przekrojach $x=\text{const}$, wzdłuż lokalnej zmiennej z' normalnej względem cięciwy i zaczynającej się na powierzchni profilu.



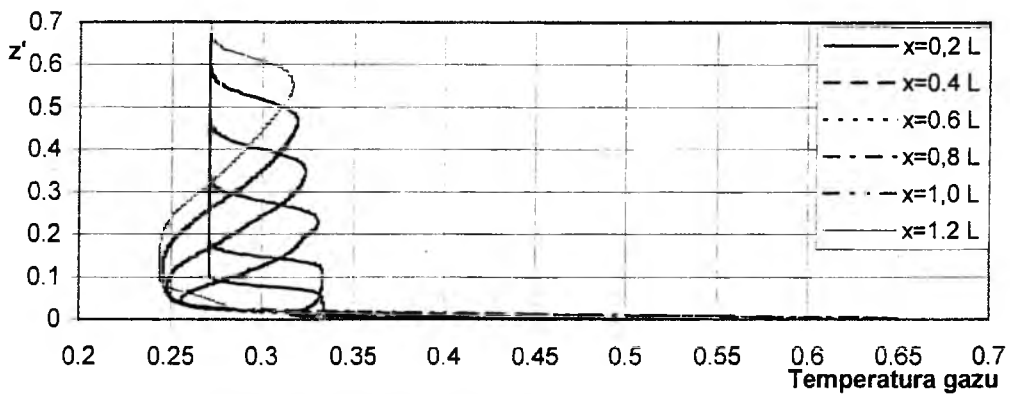
Rys. 3 Gęstość gazu w wybranych przekrojach pola opływu.



Rys. 4 Składowa v_x prędkości gazu w wybranych przekrojach pola opływu.

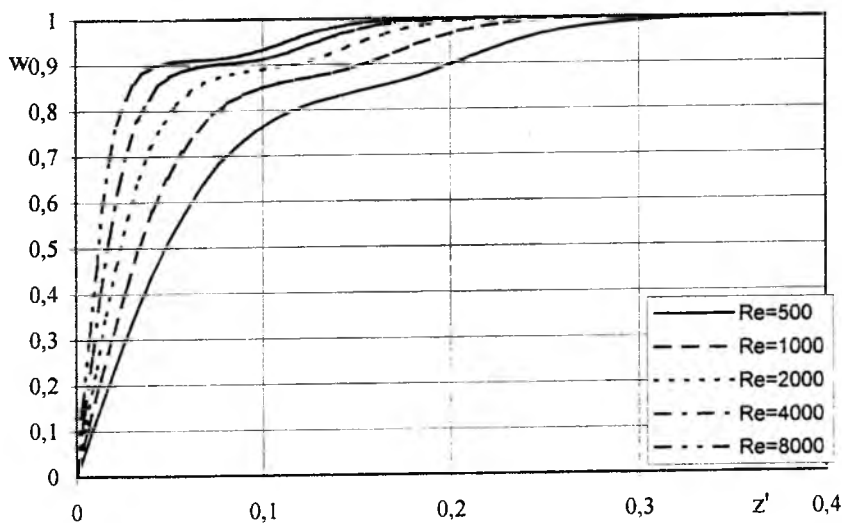


Rys. 5 Składowa v_y prędkości gazu w wybranych przekrojach pola opływu.

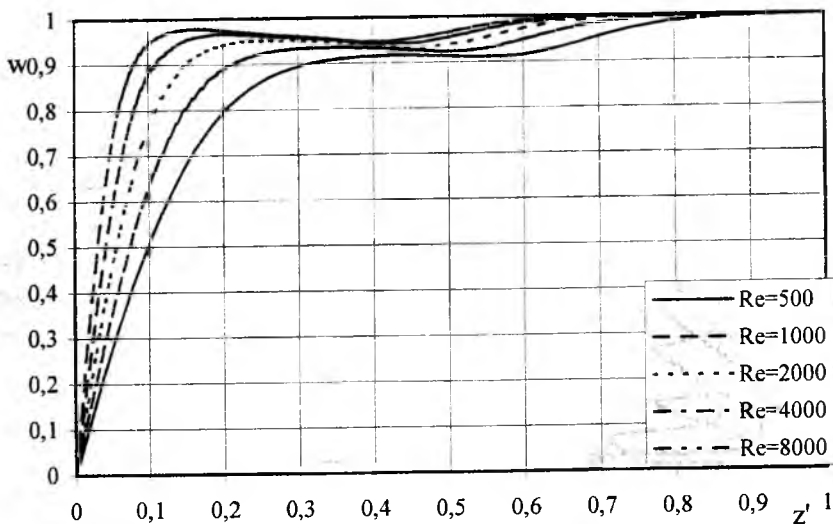


Rys. 6 Temperatura gazu w wybranych przekrojach pola opływu.

Na rysunku 7 przedstawiono (na przykładzie małych liczb Re przepływu niezaburzonego) analizę wpływu liczby Reynoldsa na parametry obliczanego pola przepływu. Pokazano prędkość całkowitą gazu $w = \sqrt{v_x^2 + v_z^2}$ dla dwóch wybranych przekrojów pola opływu profilu opływającego strumieniem o liczbie Macha $M=3,0$ i liczbie Re jak na rysunku.



Rys. 7 Prędkość całkowita gazu w przekrojach $x=0,2 L$ pola opływu.



Rys. 8 Prędkość całkowita gazu w przekrojach $x=0,8 L$ pola opływu.

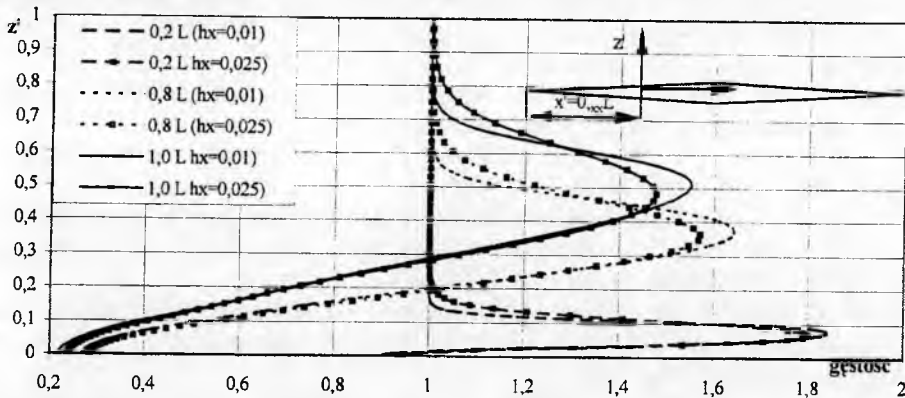
5. Uwagi końcowe

Niezwykle ważną sprawą w badaniach numerycznych pozostaje zagadnienie poprawności otrzymywanych wyników ponieważ każda metoda numeryczna obarczona jest błędami dyskretyzacji wynikającymi z zastąpienia pochodnych ilorazami różnicowymi oraz błędami operacji arytmetycznych komputera. Istotnym więc staje się pytanie czy błędy są ograniczone (a rozwiązanie jest stabilne) oraz jak duże są błędy wyżej wymienionych przybliżeń.

W przypadku zagadnień liniowych sprawa jest stosunkowo prosta. Można tu skorzystać z praktycznej metody badania stabilności danego schematu numerycznego stosując na przykład warunek stabilności Neumana.

W odniesieniu do zagadnień nieliniowych każda ze znanych metod ogranicza się do badania stabilności dla lokalnie zliniaryzowanych równań. Należy więc traktować wyniki takich badań jako bardzo zgrubne, które należy uściślać i sprawdzać podczas praktycznej realizacji algorytmu numerycznego.

Z tego względu wszystkie obliczenia seryjne poprzedzone były obliczeniami testowymi w celu sprawdzenia poprawności całego procesu iteracyjnego. Analizę taką prowadzono w oparciu o porównywanie rezultatów otrzymanych dla różnych kroków przestrzennych i czasowych procesu iteracyjnego. Przykładowe wyniki porównań dla pola gęstości gazu pokazano na rys. 9.



Rys. 9 Gęstość gazu obliczona dla dwóch różnych siatek różnicowych

Widać wyraźnie, że dla mniejszego kroku h_x otrzymujemy nieco większe wartości gęstości za formującą się w opływie warstwą fali uderzeniowej a sama fala uderzeniowa ulega pocienieniu. Nie zmienia się natomiast położenie fali i najbardziej istotne z punktu widzenia własności aerodynamicznych wartości otrzymane na powierzchni profilu ($z'=0$). Proces jest wyraźnie zbieżny mimo kilkakrotnego zmniejszenia kroku przestrzennego obliczeń.

Stwierdzono również szereg prawidłowości istotnych dla metod obliczeń z wykorzystaniem iteracji względem czasu. Oto niektóre z nich:

1. Najszybciej następuje ustalenie się w procesie iteracyjnym temperatury gazu. Stąd jeśli naruszona zostanie stabilność schematu różnicowego, zawsze objawia się to brakiem stateczności ze względu na temperaturę;
2. Najwolniej przebiega proces ustalenia się gęstości ρ , a proces ten trwa najdłużej w obszarze warstwy przyściennej;
3. Nie stwierdzono wpływu warunków początkowych na parametry pola opływu. Dokładniejsze warunki początkowe skracają tylko czas obliczeń.
4. W niektórych przypadkach warunek brzegowy (3.14) powoduje oscylacje parametrów gazu na tylnej granicy obszaru. Nie powoduje to zmian w sąsiednich przekrojach pola opływu, ale można tego uniknąć pisząc:

$$\frac{1}{v_1^2 + v_2^2} \left[z_1 v_1 \frac{\partial^2 \mathbf{f}}{\partial q_1^2} + (z_1 v_1 + z_2 v_2) \frac{\partial^2 \mathbf{f}}{\partial q_2^2} \right] = 0$$

Bibliografia

1. Nordstrom J., *Extrapolation procedures for the time-dependent Navier-Stokes equations*, AIAA Journal, v.30, No 6, 1984.
2. Knight D.D., *A hybrid explicit-implicit numerical algorithm for the three-dimensional compressible Navier-Stokes equations*, AIAA Journal, v.22, No 8, 1984.
3. Sherman F. S., *Viscous Flow*, McGraw-Hill, New York, 1990.
4. *Computational Methods in Viscous Aerodynamics*, Ed. T.K.S. Murthy, C.A. Brebbia, Elsevier, Amsterdam, Oxford, New York, Tokyo 1990.
5. Liao J.R., Isaac K.M., Miles J.B. and Tsai B.J., *Navier-Stokes simulation for coned derived waverider*, AIAA Journal v. 30, No 6, 1992.
6. Drikakis D., Tsangaris S., *Improved mesh sequencing method for the accelerated solution of the compressible Euler and Navier-Stokes equations*, ICAS-90-6.10.1, Proceedings, Congress of ICAS 1990.
7. Rollin G., Duparcq J.L., Joubert H., *Application of a 3D Navier-Stokes solver to analyse the performance of a lobed mixer*, ICAS-94-6.6.4, Proceedings, Congress of ICAS, Anaheim, California USA, 1994.
8. Hefner N., Bushnell D.M., *An Overview of Concepts for Aircraft Drag Reduction*, Special Course of Concepts for Drag Reduction, AGARD-R654, June 1977.
9. Szlichting G., *Teorija pogranično słoja*, Nauka, 1974.
10. Wrzesień S., *Numeryczne obliczenia płaskich lepkich przepływów z falą uderzeniową*, *Mechanika Teoretyczna i Stosowana*, 1, 26, 1988.
11. Dzygadło Z., Wrzesień S., *Numerical modelling of supersonic viscous flow past a wedge-shaped body*, J. Tech. Phys., v. 31, 2, 1990.
12. Dzygadło Z., Wrzesień S., *Viscous supersonic flow past a wedge-shaped body*, ICAS-90-6.4R, Proceedings 1990, vol. 2, 17-th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Stockholm, Sweden, 1990.

WRAŻLIWOŚĆ STRUKTURALNA MODELU STEROWANEGO RUCHU SAMOLOTU

Maria Złocka

Politechnika Warszawska

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej

W pracy zbadano wrażliwość strukturalną modelu ruchu samolotu sterowanego czynnie w oparciu o nieliniową dynamikę odwrotną. Syntezę praw sterowania wykonano dla różnych modeli matematycznych, zależnych od wyboru wektora wyjścia, nieliniowych drgań samowzbudnych typu "wing rock". Przykładowe obliczenia wykonano dla samolotu klasy F-16.

1. Wstęp

Problem wrażliwości strukturalnej matematycznego modelu sterowanego ruchu samolotu pojawia się gdy synteza praw sterowania jest wykonywana w oparciu o nieliniową dynamikę odwrotną i stopień względności jest mniejszy od wymiaru wektora stanu [2,7]. Nieliniowa dynamika odwrotna NDO, nazywana linearyzacją ze względu na wektor wyjścia, może być stosowana zarówno do stabilizacji jak i do sterowania lotem manewrowym samolotu na dużych kątach natarcia [3]. Prawa sterowania tak jak równania ruchu samolotu są nieliniowe [3,4,9,10,11]. Wymiar wektora wyjścia jest taki sam jak wymiar wektora sterowania i na ogół mniejszy od wektora stanu. Model matematyczny sterowanego ruchu będzie zależał od wyboru wektora wyjścia, a powodzenie sterowania będzie zależało od struktury modelu ruchu.

2. Nieliniowa dynamika odwrotna

Synteza nieliniowego prawa sterowania w oparciu o nieliniową dynamikę odwrotną wymaga następującej postaci modelu matematycznego ruchu samolotu [2,3,7]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x})\mathbf{u}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \quad (1)$$

gdzie: wymiar wektora stanu $\mathbf{x}$ jest równy n , a wymiar wektora sterowania $\mathbf{u}$ i wektora wyjścia $\mathbf{y}$ jest równy m . Prawo sterowania ma postać

$$\mathbf{u} = \mathbf{D}^{-1}(\mathbf{x})[\mathbf{v} - \mathbf{N}(\mathbf{x})], \quad (2)$$

w której:

$$\mathbf{v} = \mathbf{P}_0 \mathbf{y}_z - \sum_{j=0}^{r-1} \mathbf{P}_j \mathbf{y}^{(j)}.$$

Indeks j oznacza j -tą pochodną wektora wyjścia. $\mathbf{P}_j$ są stałymi macierzami o wymiarach $m \times m$, przyjmowanymi arbitralnie. Natomiast $\mathbf{y}_z$ oznacza zadany ruch.

Rozprzegająca macierz $\mathbf{D}(\mathbf{x})$ ma postać

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} \mathbf{L}_{\mathbf{G}_1} \mathbf{L}_{\mathbf{F}}^{r_1-1} \mathbf{h}_1 & , \dots , & \mathbf{L}_{\mathbf{G}_m} \mathbf{L}_{\mathbf{F}}^{r_1-1} \mathbf{h}_1 \\ \dots & \dots & \dots \\ \mathbf{L}_{\mathbf{G}_1} \mathbf{L}_{\mathbf{F}}^{r_m-1} \mathbf{h}_m & , \dots , & \mathbf{L}_{\mathbf{G}_m} \mathbf{L}_{\mathbf{F}}^{r_m-1} \mathbf{h}_m \end{bmatrix} \quad (3)$$

w której $\mathbf{L}_{\mathbf{F}} \mathbf{h} = \nabla \mathbf{h} \mathbf{F}$ jest pochodną Liego funkcji $\mathbf{h}$ względem pola wektorowego $\mathbf{F}$ [2,7].

Natomiast $\mathbf{N}(\mathbf{x}) = [\mathbf{L}_{\mathbf{F}}^{r_j} \mathbf{h}_j(\mathbf{x})]$, $\dim \mathbf{x} = n$, $\dim \mathbf{u} = \dim \mathbf{y} = m$,

a relatywny stopień względności

$$r = \sum_{j=1}^m r_j \quad \text{istnieje jeżeli } \det \mathbf{D}(\mathbf{x}) \neq 0 \quad (4)$$

$$\text{i } \mathbf{L}_{\mathbf{G}_i} \mathbf{L}_{\mathbf{F}}^k \mathbf{h}_j(\mathbf{x}) = 0 \quad \text{dla } 0 \leq k \leq r_i - 1 \quad (1 \leq i, j \leq m),$$

Proces sterowania będzie realizowany gdy relatywny stopień względności $r = n$. W przypadku gdy $r \leq n$ powodzenie sterowania zależy od dynamiki wewnętrznej [2,7].

3. Matematyczne modele ruchu sterowanego NDO

W układzie samolotowym, dla samolotu sztywnego w ruchu przestrzennym realizującym, między innymi korkociąg, wektor stanu ma postać [9,10]:

$$\mathbf{x} = [U, V, W, P, Q, R, \Theta, \Phi, \Psi, h]^T, \quad (5)$$

w której U, V, W są współrzędnymi wektora prędkości V_0 ,

P, Q, R są współrzędnymi wektora prędkości kątowej samolotu Ω ,

Θ, Φ, Ψ są kątami Eulera, a h jest wysokością lotu.

Wektor sterowania dla samolotów o klasycznym układzie sterowania można przedstawić jako: $\mathbf{u} = [\delta_H, \delta_L, \delta_V, \delta T]^T$, gdzie występują kolejno kąt wychylenia steru wysokości, kąt wychylenia lotek, kąt wychylenia steru kierunku, kąt otwarcia przepustnicy. Wektor wyjścia może mieć zatem tylko cztery współrzędne. Struktura modelu będzie zależała od wyboru tych współrzędnych. Jeżeli współrzędnymi wektora wyjścia są współrzędne wektora stanu (5), o których zakładamy, że są mierzalne, to ten sam sterowany manewr można opisać różnymi matematycznymi modelami ruchu sterowanego. Rezultaty sterowania będą również różne.

4. Badanie wrażliwości strukturalnej modeli wing-rocka

W przypadku wing-rocka o trzech stopniach swobody [1,6] wymiar wektora stanu $\mathbf{x} = [V, P, R, \Phi, \Psi]^T$ zmniejsza do pięciu, a wektor sterowania $\mathbf{u} = [\delta_L, \delta_V]^T$ jest dwuwymiarowy. Układ równań ruchu przekształca się do postaci:

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{Y}{m}, \quad \dot{P} = \frac{L}{J_x D} + \frac{J_{xz} N}{J_x J_z D}, \quad \dot{R} = \frac{J_{xz} L}{J_x J_z} + \frac{N}{J_z D} \quad (6)$$

$$\dot{\Phi} = P + R \cdot \tan \Theta \cos \Phi, \quad \dot{\Psi} = R \cdot \cos \Phi \sec \Theta,$$

w której $D = 1 - \frac{J_{xz}^2}{J_x J_z}$, $J_x, J_z, \dots$ są momentami bezwładności,

U, W, Θ są wielkościami stałymi (parametry lotu ustalonego),

a L, N i Y są określone wzorami:

$$L = q \cdot S \cdot b \cdot \left[Cl_0(\alpha, \beta) + Cl_l(\alpha) \cdot \frac{R \cdot b}{2 \cdot V_0} + Cl_{\delta_L} \delta_L + Cl_{\delta_V} \delta_V + \left(Cl_p(\alpha) + Cl_{p\beta} \cdot |\beta| + Cl_{pp} \cdot |P| \cdot \frac{b}{2 \cdot V_0} \right) \cdot \frac{P \cdot b}{2 \cdot V_0} \right] \quad (7)$$

$$N = q \cdot S \cdot b \cdot \left[Cn_0(\alpha, \beta) + Cn_r(\alpha) \cdot \frac{R \cdot b}{2 \cdot V_0} + Cn_{\delta_L} \delta_L + Cn_{\delta_V} \delta_V + \left(Cn_p(\alpha) + Cn_{p\beta} \cdot |\beta| + Cn_{pp} \cdot |P| \cdot \frac{b}{2 \cdot V_0} \right) \cdot \frac{P \cdot b}{2 \cdot V_0} \right], \quad (7)$$

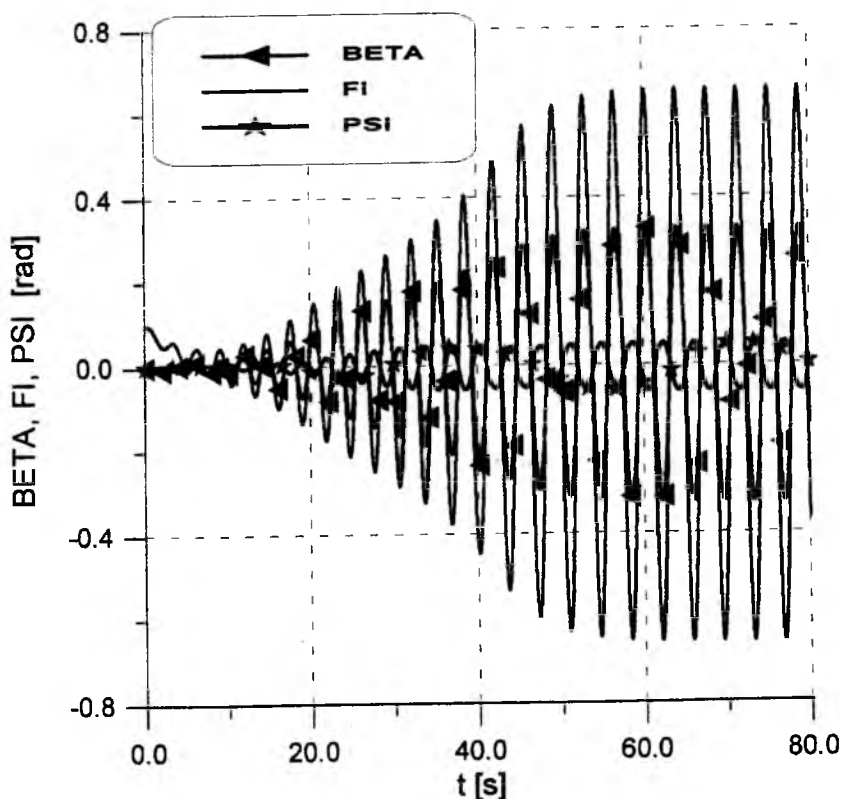
$$Y = q \cdot S \cdot \left[Cy_0(\alpha, \beta) + (Cy_p(\alpha) \cdot P + Cy_r(\alpha) \cdot R) \cdot \frac{b}{2 \cdot V_0} + Cy_{\delta_V} \delta_V + Cy_{\delta_L} \delta_L \right],$$

w których funkcje $C_{y_0}(\alpha), \dots, C_{n_{pp}}$ są bezwymiarowymi pochodnymi aerodynamicznymi.

Siły i momenty aerodynamiczne nieliniowo zależą między innymi od kąta natarcia α i kąta ślizgu β . Kąty te są zdefiniowane jako:

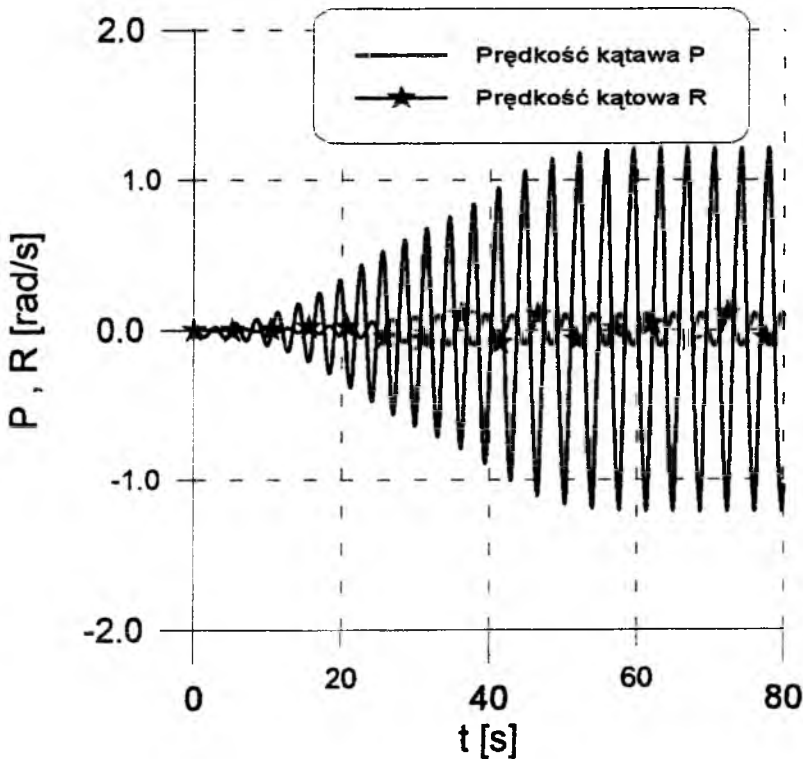
$$\alpha = \arctan\left(\frac{W}{U}\right), \quad -\pi \leq \alpha \leq \pi, \quad \beta = \arcsin\left(\frac{V}{V_0}\right) \quad -\pi \leq \beta \leq \pi.$$

Kąt natarcia jest stałym parametrem lotu ustalonego.



Rys.1 Symulacja wing-rocka niesterowanego

Symulacja wing-rocka samolotu klasy F-16 [8] przedstawiona na rys.1 i rys.2 pokazała, że ruchem dominującym jest przechylenie samolotu. Wektor wyjścia w przypadku sterowania eliminującego te drgania samolotu powinien zawierać prędkość przechylającą P lub kąt Φ . Drugą współrzędną można dobrać z wektora stanu.



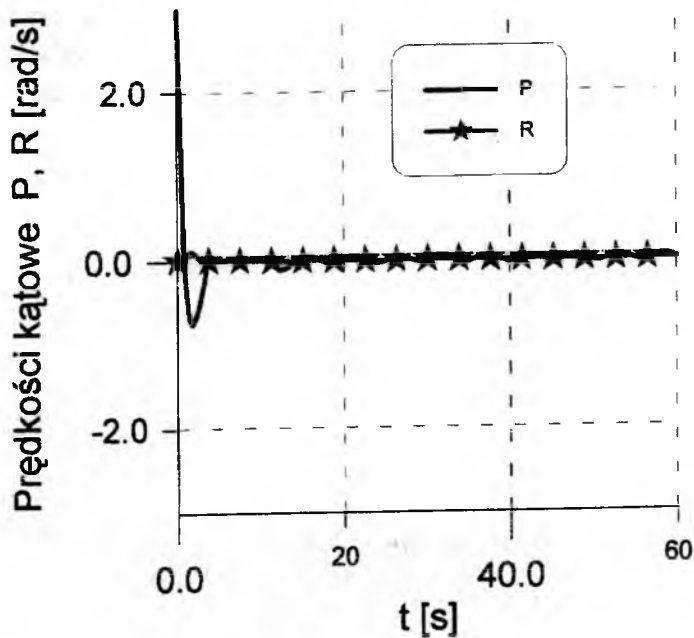
Rys.2 Współrzędne prędkości kątowej WR niesterowanego

Postać równań ruchu (6) w modelu nie zmienia się. Strukturę modelu będzie zmieniało prawo sterowania u zależne między innymi od wektora wyjścia y .

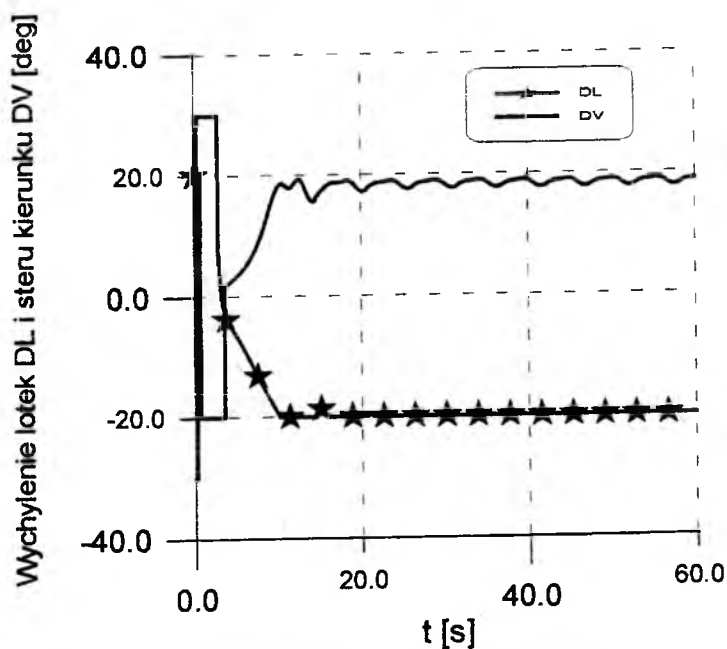
W pierwszym modelu współrzędne wektora wyjścia to prędkości kątowe, które wymagają jednokrotnego zróźniczkowania. Wówczas:

$$y = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ R \end{bmatrix}, \quad \dot{y} = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{R} \end{bmatrix}, \quad v = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -P_{01}y_1 \\ -P_{02}y_2 \end{bmatrix}, \quad r = r_1 + r_2 = 2 < n \quad (8)$$

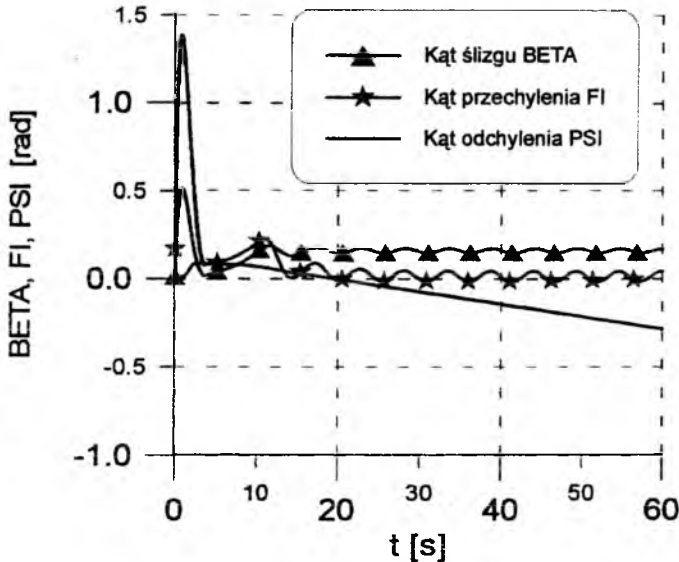
W wyniku tego sterowania otrzymujemy się szybkie stłumienie prędkości kątowych (rys. 3).



Rys. 3 Prędkość kątowna 1-go modelu



Rys. 4 Sterowanie w 1-szym modelu



Rys. 5 Symulacja 1-go sterowanego WR

Niestety w wyniku tego sterowania nie otrzymuje się kątów β, Φ, Ψ takich jak w locie ustalonym (rys.5).

W następnym badanym modelu wektor wyjścia jest zależny od kąta ślizgu β i kąta przechylenia Φ . W tym przypadku druga współrzędna wymaga dwukrotnego różniczkowania, a pierwsza jednokrotnego gdyż

$$\dot{\beta} = \frac{Y}{mV_0} + \frac{g}{V_0} \cos \alpha \sin \Phi + P \sin \alpha - R \cos \alpha, \quad \dot{\Phi} = P + R \cdot \tan \Theta \cos \Phi. \quad (9)$$

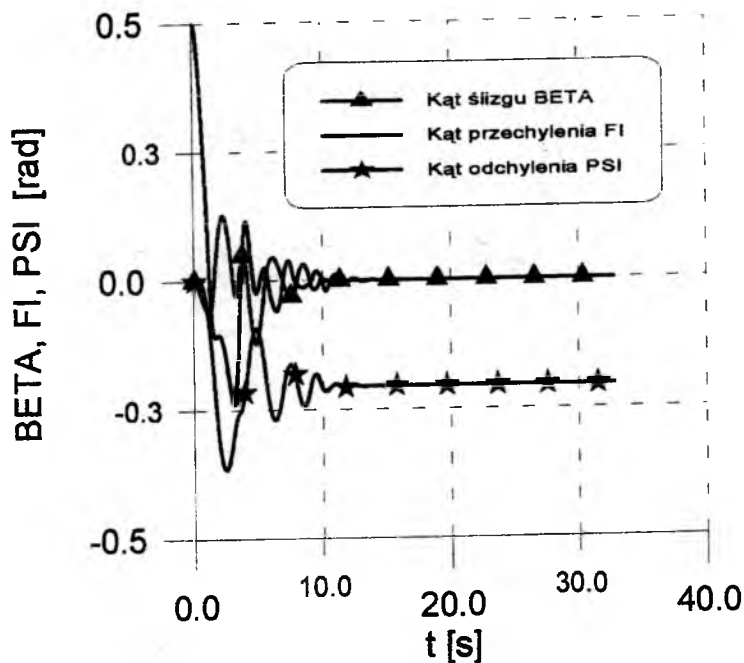
W pierwszym równaniu Y liniowo zależy od wychylenia steru kierunku δ_v . Natomiast w drugim liniowa zależność od wektora sterowania $\mathbf{u} = [\delta_l, \delta_v]^T$ nie pojawia się i konieczne jest ponowne różniczkowanie [2]

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta \\ \Phi \end{bmatrix}, \quad \mathbf{v} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -P_{01}y_1 \\ -P_{12}\dot{y}_2 - P_{02}y_2 \end{bmatrix}, \quad r = r_1 + r_2 = 3 < n. \quad (10)$$

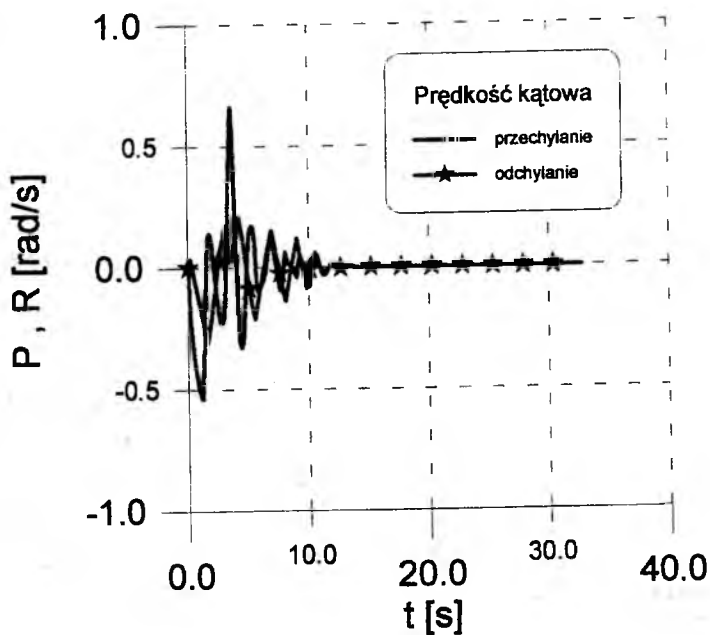
W wyniku tego sterowania tylko kąt odchylenia nie osiąga wartości parametru lotu ustalonego, a stabilizuje się do innej stałej wartości (rys.6).

W ostatnim badanym modelu współzrzednymi wektora wyjścia są kąt pochylenia Φ i kąt odchylenia Ψ . Muszą one być dwukrotnie różniczkowane aby pojawiła liniowa zależność od kątów wychylenia steru kierunku i lotek, niezbędna do syntezy prawa sterowania (2)

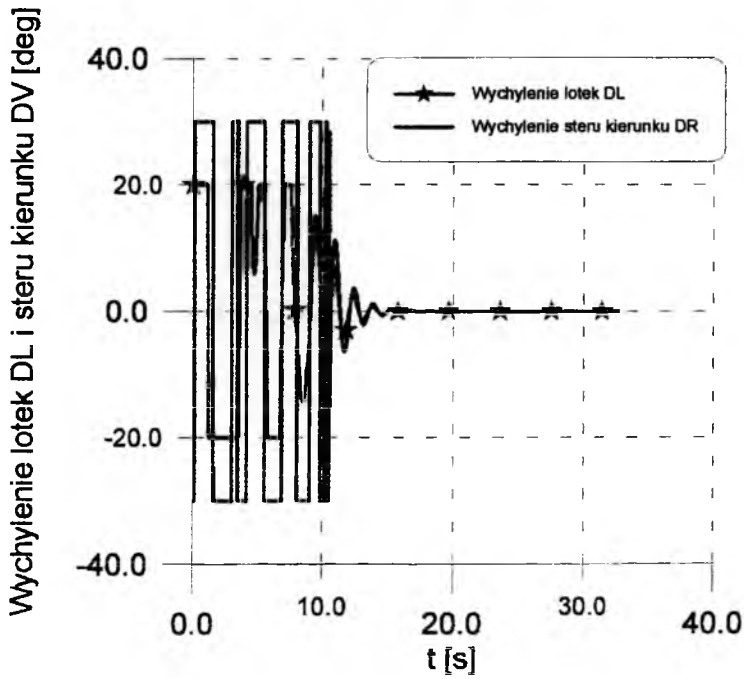
$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Phi \\ \Psi \end{bmatrix}, \quad \mathbf{v} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -P_{11}\dot{y}_1 - P_{01}y_1 \\ -P_{12}\dot{y}_2 - P_{02}y_2 \end{bmatrix}, \quad r = r_1 + r_2 = 4 < n. \quad (11)$$



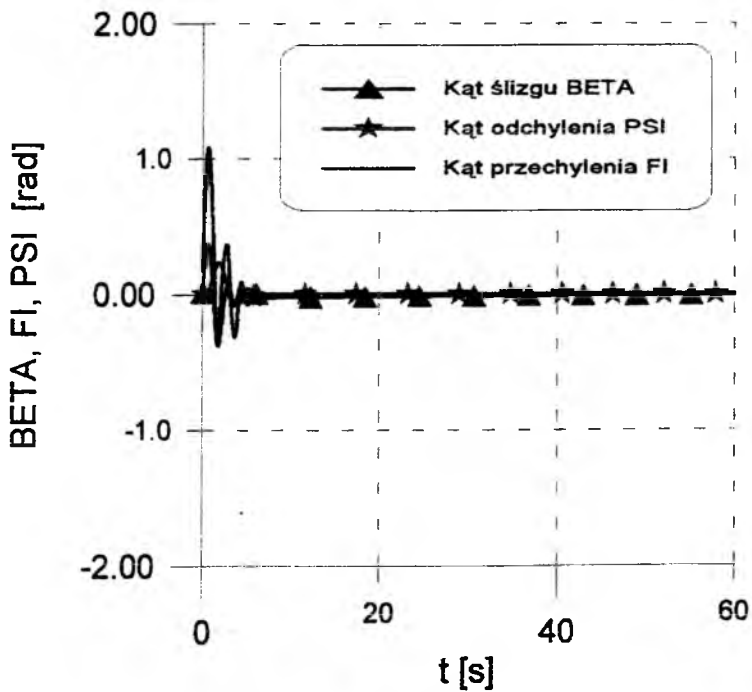
Rys. 6 Symulacja 2-go sterowanego WR



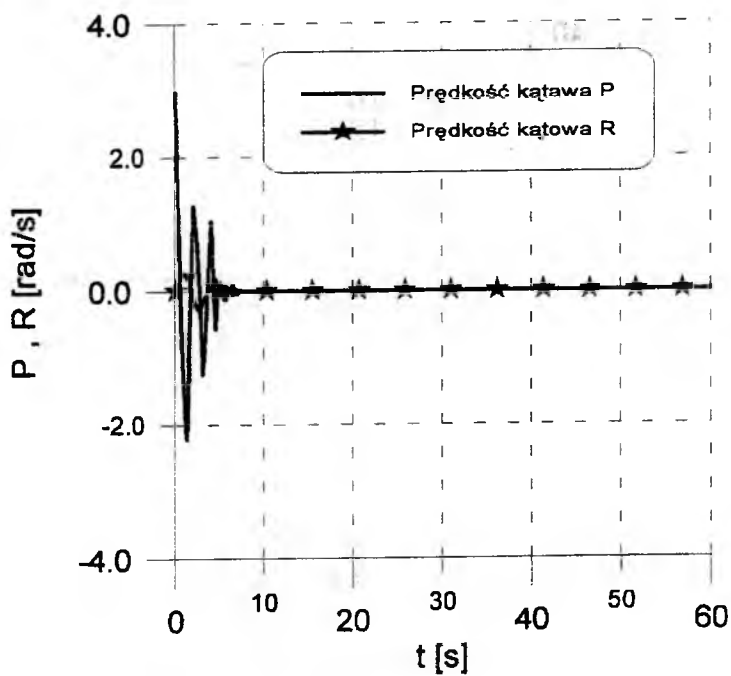
Rys. 7 Prędkość kątowna 2-go modelu



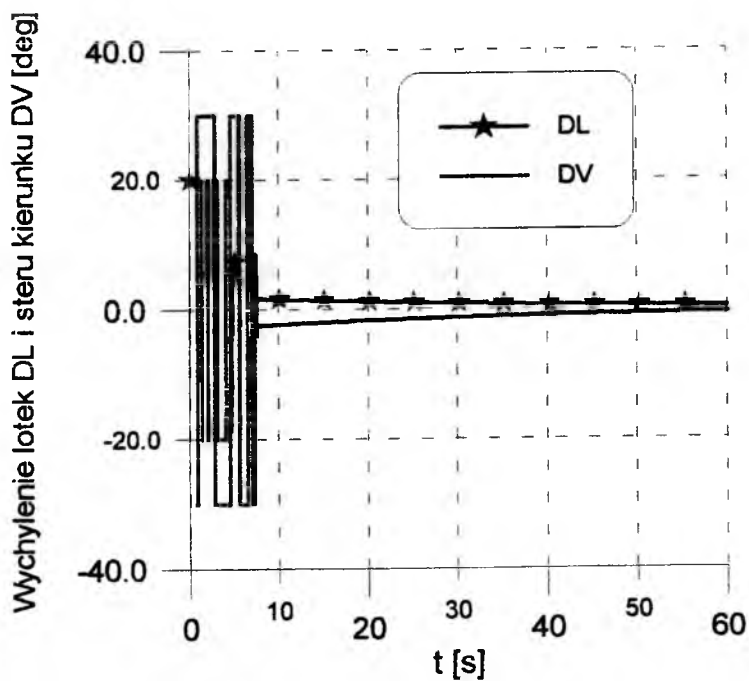
Rys. 8 Sterowanie w 2 modelu



Rys. 9 Symulacja 3-go sterowanego WR



Rys. 10 Prędkość kątowna 3-go modelu



Rys. 11 Sterowanie w 3 modelu

Jak pokazano na rys. 9 - 11 sterowanie mimo stopnia względności r mniejszego od wymiaru wektora stanu jest skuteczne. W wyniku sterowania przedstawionego na rys. 11 wszystkie współrzędne wektora stanu osiągają wartości parametrów lotu ustalonego, czyli są prawie równe zero.

5. Uwagi końcowe

Badanie wrażliwości strukturalnej modelu ruchu sterowanego samolotu metodą nieliniowej dynamiki odwrotnej na przykładzie wing-rocka potwierdziło, że wyborze wektora wyjścia należy kierować się stopniem względności. Symulacja numeryczna wykazała, że im większy jest stopień względności tym sterowanie skuteczniejsze. W trzecim badanym modelu współrzędna Ψ wydawała się być mniej istotna niż kąt ślizgu β . W symulowanym niesterowanym wing-rocku wartość kąta odchylenia była dużo mniejsza niż kąta ślizgu. Prędkość kątowna odchylenia R miała też niewielkie wartości w porównaniu z prędkością kątowną przechylenia P . Stopień względności w trzecim modelu był jednak wyższy niż w drugim. Dopiero w trzecim modelu wpływ dynamiki wewnętrznej był nieistotny.

Bibliografia

1. Hsu C.H., Lan C.E. „*Theory of Wing Rock*”, J.of Aircraft 1985, Vol.22, No.10, pp.920-924.
2. Isidori A.: *Nonlinear Control Systems: An Introduction*, Springer-Verlag 1989 (2nd. ed.).
3. Lane S., Stengel R., „*Flight Control Design Using Non - Linear Invers Dynamics*”, Automatica, Vol. 24 No. 4, 1988;
4. Złocka M.: „*Synteza nieliniowego prawa sterowania czynnego ruchem wing-rock*” Mechanika w Lotnictwie "ML-VII"1996, , PTMTiS, Warszawa 1997, str.425-436.
5. Pietrucha J., Złocka M.: „*Modification of Aircraft Wing Rock Characteristics Using Active Control Techniques*”, Proceedings of the Second Seminar on Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and Its Influence on Education .Part II, Research Bulletin Number 7, (Ed. Zdobysław Goraj), WUT, 1997 pp. 41-46.
6. Pyrz J., Złocka M.: „*Numerical Analysis of Wing Rock*”, Proceedings of the Second Seminar on „Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering

- and Its Influence on Education" ,Part II, Research Bulletin Number 7, (Ed. Zdobysław Goraj), WUT, 1997 pp. 168-172.
7. Slotine J.J.E., Li W. „*Applied Nonlinear Control*”, Prentice-Hall Inter. Ed., 1991.
 8. Stevens B. L., Lewis F. L. „*Aircraft Control and Simulation*”, John Wiley & Sons, INC, 1992.
 9. Złocka M.: „*The Application of Nonlinear Inverse Dynamics for Aircraft Control at High Angles of Attack*”, Proceedings of the Third Seminar on Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and Its Influence on Education ,Part II, Research Bulletin Number 9, (Ed. Zdobysław Goraj), WUT, 1999 pp. 179-184.
 10. Złocka M.: „*Zastosowanie nieliniowej dynamiki odwrotnej do sterowania ruchem samolotu*” Mechanika w Lotnictwie "ML-VII"1998, , PTMTiS, Warszawa 1999, str.479-488.
 11. Zhigiang Z., Hao G.: „*Nonlinear Decoupling Control and Aircraft Agility Manoeuvres*”, ICAS, 1994, No 7.1.4, pp 255-260

WYZNACZENIE CHARAKTERYSTYK BALISTYCZNYCH BOMB LOTNICZYCH PRZY POMOCY RADARU BALISTYCZNEGO

Andrzej ŻYLUK
Zygmunt WINCZURA
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

Edward OLEJNICZAK
Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, Zielonka k/Warszawy

W pracy przedstawiono metodykę wyznaczania charakterystyk balistycznych bomb lotniczych przy pomocy radaru balistycznego DR-5000. Obiektem badań była bomba eksperymentalna o wagomiarze 250 kg opracowana w ITWL. W wyniku pomiarów uzyskano szereg parametrów balistycznych bomby jak np.: prędkości, przyspieszenia i współczynnik oporu w funkcji liczby Macha. Wyniki pracy wskazują, że radar balistyczny umożliwia wyznaczenie charakterystyk balistycznych bomb zrzuconych ze statku powietrznego.

1. Wstęp

Charakterystyki balistyczne bomb lotniczych stanowią parametry wejściowe do urządzeń nawigacyjno-celowniczych statków powietrznych, wypracowujących ich czas zrzutu. Zdefiniowano je, jako zbiór wielkości fizycznych opisujących stan dynamiczny bomby tzn. jej parametry geometryczne, masowe, aerodynamiczne, parametry kinematyczne ruchu swobodnego jako współrzędne liniowe i kątowe,

prędkości liniowe i kątowe, obciążenia. Wyznaczenie ich z założoną dokładnością staje się wymaganiem oczywistym.

Charakterystyki balistyczne bomb można wyznaczyć metodami teoretycznymi lub doświadczalnymi. W pracy przedstawiono sposób wyznaczenia charakterystyk metodą poligonowych badań w locie z wykorzystaniem radaru balistycznego na przykładzie bomby eksperymentalnej o masie 250 kg ze spadochronem hamującym.

2. Metodyka badań

Radar dopplerowski DR-5000 przeznaczony jest do wyznaczania charakterystyk balistycznych pocisków broni lufowej. Podczas strzelań artylerii naziemnej lot pocisku przy użyciu radaru dopplerowskiego DR-5000 śledzi się w układzie współrzędnych pomiarowych Oxyz związanych z bronią rys.1. Położenie anteny radaru względem broni jest określone przed strzałem za pomocą współrzędnych (x_0, y_0, z_0) zgodnie rysunkiem.

Oś wiązki anteny powinna być równoległa do płaszczyzny strzału. Przy wyborze miejsca ustawienia anteny należy kierować się ogólnym zamiarem badawczym, względami bezpieczeństwa obsługi oraz zagrożenia dla anteny, uwzględniając wymiary kątowe wiązki antenowej. Dla zestawu antenowego ED 5700, wchodzącego w skład zestawu pomiarowego, kąty wiązki wynoszą odpowiednio: w pionie 7° , w poziomie $3,5^\circ$.

Radar dopplerowski umożliwia pomiar w czasie składowej radialnej prędkości obiektu, poruszającego się w obrębie jego wiązki w zakresie $50 \div 3000$ m/s.

Prędkość radialna pocisku na torze lotu jest wyznaczana zgodnie ze wzorem:

$$V = f_d \frac{c}{2f_0} \quad (1)$$

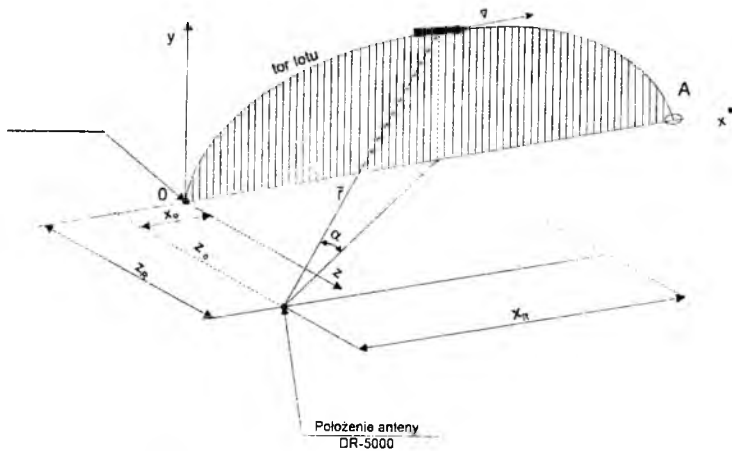
gdzie:

V – prędkość pocisku,

f_d – częstotliwość dopplerowska sygnału odbitego,

f_0 – częstotliwość sygnału emitowanego przez nadajnik,

c – prędkość propagacji fal elektromagnetycznych.



Rys. 1 Układ współrzędnych pomiarowych Oxyz stosowany podczas strzelania naziemnych

Pozostałe elementy toru lotu pocisku są wyznaczane z przebiegu funkcji jego prędkości z wykorzystaniem modelu matematycznego ruchu pocisków MPMTM (Modified Point Mass Trajectory Model) zgodnie z normą STANAG 4355 i oprogramowania specjalistycznego komputera zestawu DR-5000.

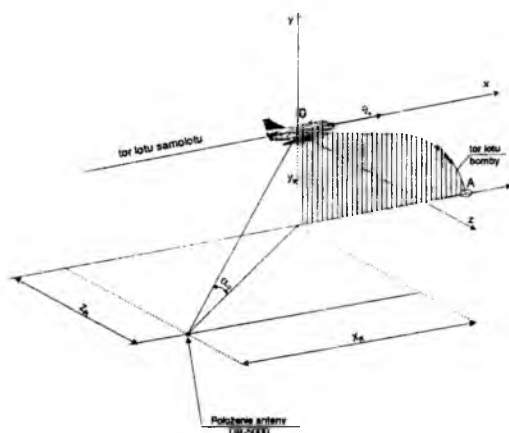
W przypadku wykorzystania radaru do badań lotniczych środków bojowych pojawiając się problemy związane z określeniem parametrów początkowych wejścia obiektów w wiązkę radarową oraz z synchronizacją momentu rozpoczęcia pomiaru.

Przyjęto, że zrzut bomby z samolotu jest równoważny „strzałowi artyleryjskiemu” oddanemu poziomo z ruchomej broni w kierunku lotu samolotu, z prędkością początkową V_0 równą jego prędkości lotu. Sytuacja przedstawiająca pomiar parametrów bomby lotniczej zrzuconej z samolotu przedstawiono na rys.2.

Układ współrzędnych Oxyz jest związany z samolotem, w chwili zrzutu bomby tj. w czasie $t = 0$.

Podstawowy problem wykorzystania radaru dopplerowskiego do śledzenia bomb lotniczych polega na:

- jednoznacznym określeniu chwili zrzutu bomby $t = 0$;
- określeniu współrzędnych wzajemnego położenia (x_0, y_0, z_0) samolotu względem anteny w chwili $t = 0$ zrzutu bomby.



Rys.2 Układ współrzędnych pomiarowych Oxyz przyjęty podczas badań charakterystyk balistycznych bomb lotniczych

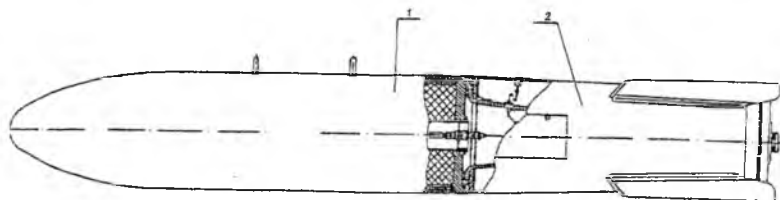
Na etapie bezpośredniej organizacji lotów doświadczalnych dokonano następujących uściśleń w opracowywanej metodyce:

- układ współrzędnych pomiarowych uproszczono, poprzez taką organizację lotów, aby antena radaru znajdowała się w płaszczyźnie zrzutu $z_0 = 0$;
- przewidywane położenie samolotu w przestrzeni, w chwili zrzutu bomby (x_0, y_0) względem anteny wyliczono wstępnie, kierując się znanym położeniem celu A, przewidywaną donośnością bomby, zakładaną wysokością i prędkością lotu samolotu;
- antenę nadawczą nakierowano na wyliczony uprzednio punkt w przestrzeni, w jakim znajdzie się samolot w chwili zrzutu bomby; przy ustawianiu anteny pod wyliczonym kątem wizowania α_0 wykorzystano lunetę, której oś optyczna jest sprzężona z osią wiązki antenowej,
- uruchomienie pomiaru wykonano manualnie przez operatora radaru, w chwili pojawienia się samolotu w osi optycznej lunety obserwacyjnej.

3. Obiekt badań

Obiektem badań była lotnicza bomba eksperymentalna LBE-250H przedstawiona na rys. 3, charakteryzująca się następującymi danymi technicznymi:

- | | |
|------------------------------|---|
| – masa bomby | – 295 kg; |
| – średnica kadłuba bomby | – 300 mm; |
| – długość bomby | – 2100 mm; |
| – prędkość charakterystyczna | – 45÷50 m/s; |
| – wyposażenie | – elektroniczny układ sterujący oraz czterokanałowy rejestrator parametrów. |



Rys. 3 Lotnicza bomba eksperymentalna LBE-250H; 1-korpus;
2-urządzenie hamująco-stabilizujące

Bomba wyposażona jest w spadochron hamujący o powierzchni ok. 2 m² otwierany po czasie $t = 1,2 \pm 0,5$ s od chwili jej zrzutu z samolotu.

Badania w locie przeprowadzono na poligonie Nadarzyce. Bomby były zrzucone z samolotu z Su-22M4. Konfiguracja rozmieszczenia elementów bazy pomiarowej była zgodna ze schematem jak na rys. 2, przy czym przyjęto następujące wartości liczbowe:

- poziom odniesienia - poziom morza;
- poziom upadku bomby równy z poziomem terenu $H_0 = 130$ m nad poziomem morza (wg mapy);
- zakładana wysokość zrzutu bomby $H_1 = 300$ m nad powierzchnią terenu lub $H_1 = 430$ m nad poziomem morza;
- wysokość ustawienia anteny nad poziomem terenu $h = 14$ m;
- odległość antena – cel – 2500m;
- odległość antena – punkt zrzutu – 1500m;
- kąt wizowania anteny w chwili zrzutu $\alpha_0 = 11,3^\circ$;

- zakładana prędkość lotu samolotu, w chwili zrzutu bomby $V_0 = 800 \text{ km/h} = 222 \text{ m/s}$.

4. Wyniki badań

Niektóre wyniki badań w postaci wykresów: prędkości $V(t)$ i $V(x)$, przyspieszenia $a(t)$, toru lotu $y(x)$ oraz współczynnik oporu aerodynamicznego w funkcji liczby Macha $C_x(Ma)$ przedstawiono na rys.4÷8.

Wykresy dotyczą przykładowo wybranego egzemplarza bomby, dla którego parametry zrzutu były następujące:

- prędkość zrzutu $V_0 = 203,0 \text{ m/s}$,
- wysokość zrzutu $H_1 = 506,9 \text{ m}$.

Punkt zerowy na osi czasu przedstawionych wykresów nie jest punktem zrzutu. Zrzut bomby nastąpił wcześniej o około 1,4 s. Na wykresach będących funkcjami czasu za punkt O jej osi przyjęto przecięcie się krzywych prędkości samolotu i aproksymowanej prędkości bomby (rys.4).

Na wykresach prędkości widoczne jest przegięcie funkcji odpowiadające pełnemu otwarciu spadochronu. W chwili pełnego otwarcia spadochronu przyspieszenie bomby osiągnęło wartość szczytową $a = -95 \text{ m/s}^2$ po czasie 0,7 s.

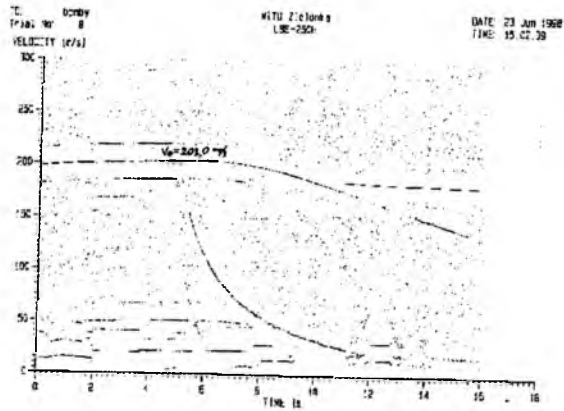
Licząc, od wyżej zdefiniowanego punktu początkowego parametry lotu bomby wynosiły:

- | | |
|----------------------|------------|
| – donośność bomby | -636 m, |
| – czas lotu bomby | -12,73 s, |
| – prędkość krytyczna | -46,7 m/s, |
| – kąt upadku | -78,3°. |

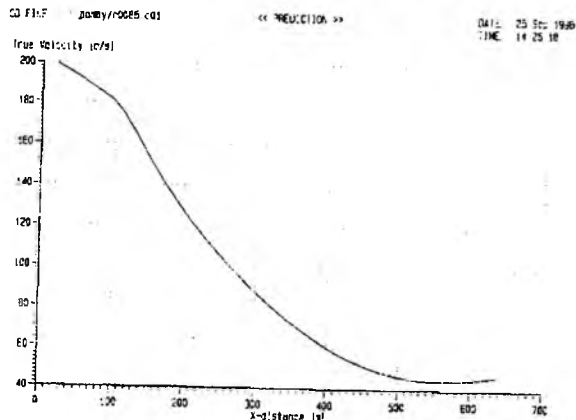
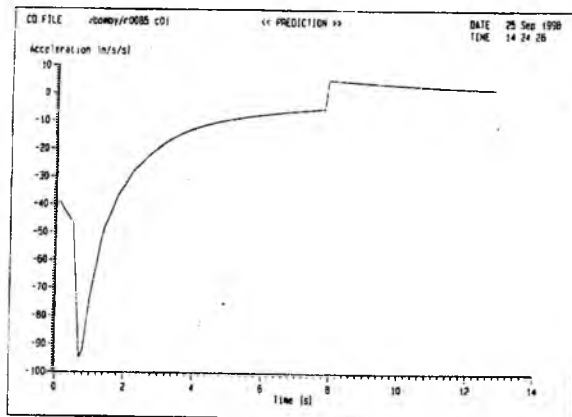
5. Wnioski

Zestaw dopplerowski DR-5000 umożliwia wyznaczenie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych oraz elementów trajektorii lotu przy spełnieniu dodatkowych wymagań.

Wymagana jest znajomość pozycji samolotu (x_0, y_0, z_0) w chwili zrzutu bomby ustalona na etapie organizacji badań i następnie zrealizowana przez pilotów z minimalnym możliwym błędem (przrzadowym).



Rys. 4 Prędkości radialne samolotu i bomby

Rys. 5 Prędkość bomby w funkcji drogi $V(x)$ Rys. 6 Przyspieszenie bomby w funkcji czasu $a(t)$

2. GACEK J., KRZYŻANOWSKI A., *Doświadczalne wyznaczanie charakterystyk aerodynamicznych obiektów balistycznych o złożonym układzie konstrukcyjnym*, biuletyn WAT Rok XLV Nr 2, Warszawa 1996.
3. GACEK J., *Analiza teoretyczna właściwości dynamicznych obiektów balistycznych o złożonym układzie aerodynamicznym*, Biuletyn WAT Rok XLV Nr 2, Warszawa 1996.
4. MARYNIAK J., *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace naukowe PW, Mechanika nr 32, WPW Warszawa 1975.
5. MICHALEWICZ K., WINCZURA Z., ŚWIERKOWSKI J., *Badania wpływu spadochronu na dynamikę zasobnika lotniczego*, Biuletyn WAT 3/439, Warszawa 1989.
6. OLEJNICZAK E., WINCZURA Z., ŻYLUK A., *Możliwość wykorzystania aparatury dopplerowskiej DR-5000 do wyznaczania charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, VIII Konferencja Naukowo-Techniczna „Problemy rozwoju, produkcji i eksploatacji techniki uzbrojenia”, Rynia 1999.
7. TARKA B., MARYNIAK J., *Wpływ interferencji aerodynamicznej na parametry ruchu zasobnika lotniczego po zrzucie z samolotu*, III Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w lotnictwie”, Warszawa 1988.
8. WINCZURA Z., ŻYLUK A., *Badania w locie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, I Konferencja Metody i technika badań statków powietrznych w locie, Mrągowo 94.
9. WINCZURA Z., ŻYLUK A., *Metoda wyznaczania warunków początkowych swobodnego ruchu bomby*, PTMTiS, Mechanika w lotnictwie „ML-VIII”, Warszawa 1998.
10. WINCZURA Z., ŻYLUK A., *Wybrane problemy badań w locie ćwiczebnych środków uzbrojenia lotniczego*, II Konferencja Metody i technika badań statków powietrznych w locie, Mrągowo 96.
11. WINCZURA Z., *Badania dynamiki lotniczych środków bojowych*, Problemy badań i eksploatacji techniki lotniczej, ITWL Warszawa 1993 (rozdz. 7, t. 3).
12. ŻYLUK A., WINCZURA Z., DŁUGOŁĘCKI A., *Doświadczalne wyznaczenie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*, II Międzynarodowa Konferencja Uzbrojenia „Naukowe aspekty techniki uzbrojenia”, WAT, Waplewo 1998.
13. Sprawozdanie WITU z pracy na temat: „*Analiza możliwości wykorzystania aparatury dopplerowskiej do wyznaczania charakterystyk balistycznych bomb lotniczych*”, Zielonka 1998.

WOJSKOWY INSTYTUT TECHNICZNY UZBROJENIA

Jesteśmy placówką naukowo-badawczą
Wojska Polskiego działającą od 1926r.

Głównymi obszarami naszej działalności są

- prace naukowo-badawcze i rozwojowe;
- prognozy i ekspertyzy;
- normalizacja i unifikacja;
- oprogramowanie systemów dowodzenia kierowania ogniem;
- certyfikacja uzbrojenia.

W dziedzinach:

- broni strzeleckiej;
- artylerii
- broni raketowej;
- radiolokacji;
- eksploatacji uzbrojenia.

Oddajemy do państwa dyspozycji:
Ośrodek Certyfikacji Wyrobów,
Zespół Laboratoriów Badawczych,
oraz wiedzę i fachowość naszych pracowników

PODEJMIJ WSPÓŁPRACĘ
A PRZEKONASZ SIĘ,
ŻE NASZE MOŻLIWOŚCI
I TWOJE OCZEKIWANIA
SĄ ZBIEŻNE

S. Wyszyńskiego7
05-220 ZIELONKA
tel. (0-22) 781-99-34
fax. (0-22) 781-99-35
<http://www.witu.mil.pl>
e-mail: witu@witu.mil.pl

FIZYKA INTENSYWNEGO OBLADZANIA I JEGO WPŁYW NA DYNAMIKĘ SAMOLOTU - NA PRZYKŁADZIE TS-11 „ISKRA” *

prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechniki Warszawskiej

W pracy przedstawiono możliwości wystąpienia oblodzenia samolotu w zależności od warunków atmosferycznych oraz wpływ oblodzenia powierzchni nośnych samolotu i zmiany jego charakterystyk aerodynamicznych, geometrii oraz zmiany rozkładu mas i masy całkowitej na własności dynamiczne samolotu.

Przykładowe obliczenia wykonano dla samolotu TS-11 „Iskra”. Przedstawiono symulację numeryczną zmian parametrów kinematycznych samolotu oraz trajektorię lotu. Stosując przyjęte prawa sterowania wprowadzono ograniczenia, tak aby nie przekroczyć krytycznego kąta natarcia.

Bazując na powyższych rozwiązaniach przedstawiono hipotezę katastrofy samolotu TS-11 „Iskra” nr 1H0713 w dniu 11 listopada 1998 roku w Otwocku.

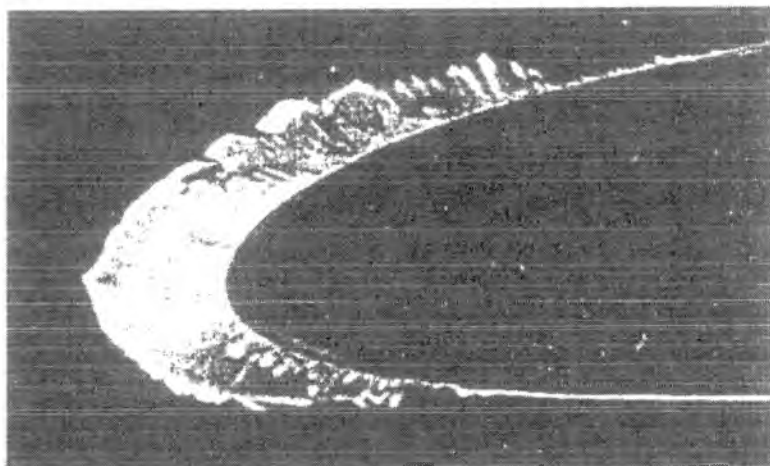
1. Wstęp

Oblodzenie samolotu stwarza duże niebezpieczeństwo i zagrożenie w locie. Polega ono na tworzeniu się na powierzchni samolotu zwartej powłoki lodowej zniekształcającej profile powierzchni nośnych samolotu: skrzydeł, usterzenia poziomego, usterzenia pionowego i powierzchni sterowych. Następuje oblodzenie: kabiny, wlotów powietrza do silników, odbiornika ciśnienia powietrza (OCP), itp. Oblodzenie powoduje: gwałtowny spadek maksymalnej wartości współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$, spadek krytycznego kąta natarcia α_{kr} , wzrost masy samolotu oraz wzrost oporu aerodynamicznego.

* Praca została przedstawiona 16 czerwca 1999 r na Zebraniu Naukowym Oddziału Warszawskiego Polskiego Towarzystwa Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej w Warszawie w obecności pilotów, cywilnych i wojskowych specjalistów lotniczych, mechaników oraz meteorologów (z WAT, IPPT PAN, WSOSP, Instytutu Lotnictwa, WLOP, UPRP, IGE UW, WIP, ITM ZOWE).

Intensywne oblodzenie samolotów posiadających systemy ostrzegawcze i wyposażenie antyoblodzeniowe (np. samoloty komunikacyjne) może doprowadzić do katastrofy. W ostatnim dziesięcioleciu zarejestrowano oficjalnie 9 katastrof samolotów komunikacyjnych, których przyczyną było intensywne oblodzenie, a w których zginęło 286 ludzi. Przykładowo uległy rozbiciu z powodu oblodzenia w 1987 r. - ATR 42 (Włochy), w 1989 r. - F 28 (Kanada), w 1991 r. - MD 80 (Szwecja), w 1992 r. - F 28 (USA), w 1993 r. - Fokker 100 (Macedonia), w 1994 r. ATR 72 (USA), w 1995 r. AN 24 (Włochy). Zarejestrowane przypadki katastrof w wyniku oblodzenia, dotyczą również samolotów turystycznych, sportowych, wojskowych i innych. Należy dodać do wymienionych katastrof samolotów komunikacyjnych na świecie, katastrofy polskich statków powietrznych (bądź w polskim obszarze powietrznym) spowodowane oblodzeniem: samolot wojskowy TS-11 Iskra w Radomiu, An-24 (Szczecin), rolniczy An-2 (Węgry), dyspozycyjny Commander - 690 A (Warszawa), komunikacyjny An-24 (Rzeszów), itd.

Po zarejestrowaniu pierwszych katastrof spowodowanych oblodzeniem w latach 30-tych (np.: samolot DC-2 w Szwajcarii w 1935 r.), przystąpiono do badań doświad-



Rys. 1. Oblodzenie typu „szron” profilu skrzydła w tunelu aerodynamicznym w Göttingen, Niemcy, - rok 1938 [15]

czalnych w tunelach aerodynamicznych wpływu oblodzenia na zmiany charakterystyk aerodynamicznych samolotu [15] (rys. 1).

Badania doświadczalne podjęte wówczas w tunelach aerodynamicznych, na modelach, segmentach powierzchni nośnych i całych płatach są kontynuowane do dzisiaj. Bardzo intensywne badania w locie na rzeczywistych samolotach są prowadzone obecnie w takich ośrodkach jak np.: NASA [1, 2, 5] oraz w firmach produkcyjnych takich jak: np. Lockheed Martin, Fokker Deutsche Aerospace, Boeing, Aerospatiale, British Aerospace itd. [22, 23].

Obecnie w Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej są prowadzone badania w tunelach aerodynamicznych oblodzenia elementów samolotu i segmentu skrzydła.

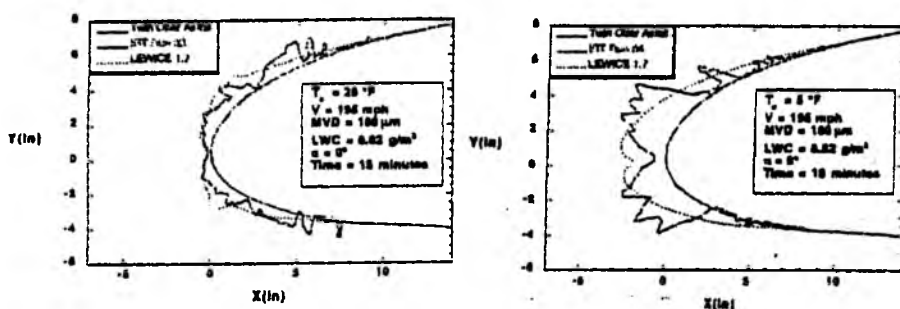
2. WYSTĘPOWANIE OBLODZENIA SAMOŁOTU W LOCIE – FIZYKA ZJAWISKA A WARUNKI METEOROLOGICZNE

Główną przyczyną oblodzenia jest zamarzanie przechłodzonych kropeł wody, które po zderzeniu się z płatowcem zamarzają tworząc powłokę lodową [1, 3, 4, 7-9, 12, 13, 15, 20, 22, 23]. Oblodzenie występujące w atmosferze jest jednym z trudniejszych problemów meteorologii lotniczej. Trudne do prognozowania, niejednokrotnie występuje w identycznych warunkach meteorologicznych lecz z różną intensywnością, często z szybkością narastania pokrywy lodowej powyżej 2 mm/min. Najczęstsze i najgroźniejsze rodzaje oblodzenia spotykane są w przedziale temperatur od -5°C do 0°C .

Intensywność oblodzenia jest wprost proporcjonalna do ilości wody znajdującej się w powietrzu („wodność”: LWC – *liquid water content* [g/m^3]) oraz wielkości kropeł wody (MVD – *median volumetric diameter* [μm]). Im niższa temperatura tym mniejsze są rozmiary kropeł wody. Krople małe o średnicy 0.5 mm zamarzają bezpośrednio po uderzeniu w płatowiec, szybko ulegają krystalizacji powodując powstanie lodu matowego.

Ze względu na postać oblodzenia, najbardziej groźnym jest oblodzenie lodem szklistym – tworzy się on w temperaturze od -10°C do 0°C i przy dużych średnicach kropli, pokrywa lodowa może się tworzyć daleko w głąb płata! Przy chmurach stratocumulus, stratus i nimbostratus w temperaturach od -5°C do 0°C występuje możliwość intensywnego oblodzenia.

W obszarze Europy prawdopodobieństwo wystąpienia oblodzenia w zimie wynosi 90% [22], zwłaszcza przy napływie mas powietrza polarno-morskich z Atlantyku. Najczęściej atakowana lodem przestrzeń znajduje się w obszarze zbiorników wypełnionych zimnym paliwem (szczególnie skrzydłowych). Przestudzone krople deszczu lub wilgotne powietrze w zetknięciu z pokryciem w pobliżu ochłodzonego zbiornika z paliwem, zamarzają formując szron lub lód.



LEWICE – NASA Lewis Ice Accretion Code (symulacja numeryczna)

IRT – NASA Lewis Icing Research Tunnel (tunelowe badania z oblodzeniem)

Rys. 2. Narastanie oblodzenia dla wodności chmury $\text{LWC} = 0.82 \text{ g}/\text{m}^3$ i średnicy kropeł $\text{MVD} = 160 \mu\text{m}$ dla różnych temperatur otoczenia z badań tunelowych

IRT oraz obliczeń ośrodka LEWICE-NASA, wg. [28]

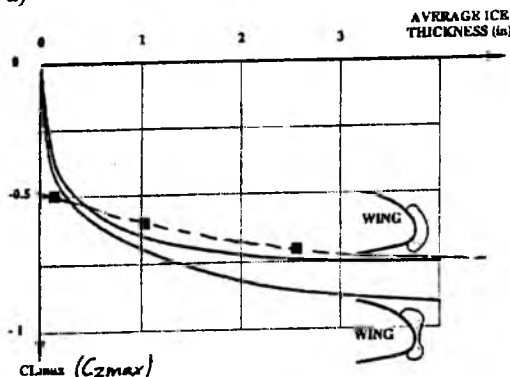
Kapitan Jorma Eloranta z linii lotniczych *Finnair* prowadził specjalne badania nad oblodzeniem. Stwierdził on: "...Istnieje wyraźny wpływ zbiornika paliwa na tworzenie się lodu. Gdy zbiorniki paliwa są pełne, lód będzie się formował wokół całej po-

wierzchni zbiornika. Z chwilą, gdy poziom paliwa zacznie opadać, lód będzie postępował zgodnie z poziomem paliwa w zbiorniku..." [23].

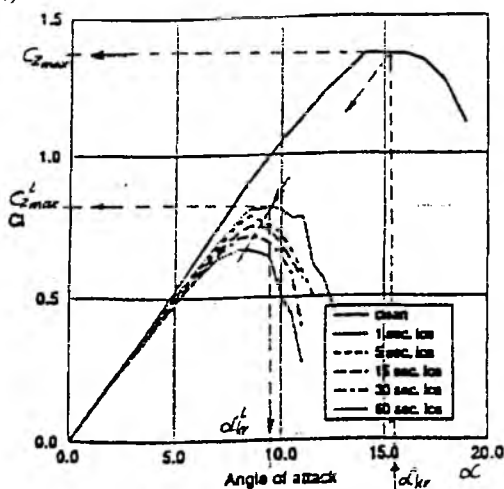
Oblodzenie samolotu objawia się przez (kolejno):

- oblodzenie powierzchni nośnych: skrzydeł, usterzenia poziomego i usterzenia pionowego
- wzrost masy samolotu m^1 (rys. 2) [28]
- spadek współczynnika siły nośnej C_{Zmax}^1 (rys. 3) [2,5]
- wzrost współczynnika siły oporu C_x^1
- spadek krytycznego kąta natarcia α_{kr}^1 (rys.2) [2,5]
- przemieszczenie się a) środka masy oblodzonego samolotu do przodu – samolot "ciężki na nos"
- oblodzenie chwytów powietrza do silników
- oblodzenie kabiny
- oblodzenie rurki Pitot'a (OCP)
- błędne wskazania lub brak wskazań: prędkości przyrządowej V_p (prędkościomierz), wysokości barometrycznej H_p (wysokościomierz), prędkości wznoszenia W (wariometr), liczby Macha (machometr)

Wg. [23] „... Próby tunelowe Fokkera F-28 ze skrzydłem z zanieczyszczeniem typu „papier ścierny” wykazały 25% redukcję maksymalnej siły nośnej i 6° redukcję krytycznego kąta natarcia. Firma MCDONNELL-DOUGLAS zauważa, że zanieczyszczenie powierzchni o grubości jedynie 0.4 mm na skrzydłach DC-9-10 może być przyczyną 25% utraty siły nośnej i utraty kąta krytycznego do wartości poniżej tej, która uruchamia system ostrzegawczy...”. Potwierdziły to badania BOEING'A [23], jak również badania tunelowe i obliczenia symulacyjne NASA [1, 2, 5, 27, 28].



SOURCE: Swedish - Soviet working group - Flight Safety - 6th Meeting - 1977 ATR 42 results - Flaps 15°
Effect of ice shaoe on C_{lmax} - Wind tunnel tests - Flaps 15° [2]
b)



Ice shapes for 15, 30, and 60 s on the leading edge of the NACA 0012 aerofil [5].

Rys. 3. a) Spadek C_{Zmax} wraz z oblodzeniem [2]
b) zmiany $C_Z(\alpha)$ wraz z czasem obladzania [5].

Należy pamiętać, że oblodzenie bardzo silnie rozwija się na krawędziach natarcia powierzchni nośnych - rys.2 [28], co stwarza największe zagrożenie dla samolotów, szczególnie posiadających profile powierzchni nośnych o małej grubości względnej - rys.3 [2, 5] - czułe na oderwanie. Zwłaszcza samoloty nie posiadające systemu przeciwołodzeniowego płatowca stają się bezbronne i pilot w wielu przypadkach nie jest w stanie zapobiec katastrofie.

Nawet szybkie samoloty bojowe, które do lądowania muszą zmniejszyć prędkość lotu i zmuszone są przejść przez chmury z występującym obładaniem, są narażone na niebezpieczne oblodzenie sprzyjające katastrofie.

Najbardziej niebezpieczną fazą lotu jest przejście z lotu poziomego do wznoszenia w chmurach z występowaniem obładania. Samolot zmniejsza prędkość przyrządową, co powoduje spadek siły nośnej proporcjonalnej do kwadratu prędkości. Przechodząc przy wznoszeniu na większe kąty natarcia może wejść w zakres silnego spadku współczynnika siły nośnej spowodowanego obładaniem - rys.3.

Zmniejszenie prędkości lotu V_p i spadek $C_{Z_{max}}^1$ może spowodować wejście samolotu na nadkrytyczne kąty natarcia $\alpha > \alpha_{kr}$ (rys.3) i w rezultacie na skutek deficytu siły nośnej przy pełnym ciągu silnika, może doprowadzić do dynamicznego przeciągnięcia.

Najgroźniejszym dla samolotu obładzanego nie jest wzrost masy ΔG (rys. 4), ale zmiany charakterystyk aerodynamicznych następujące w bardzo krótkim czasie w pierwszych sekundach obładania (rys.3 [2, 5]).

$$(1) \quad \Delta P_{Za}^1 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot (V_p^2 - V_{pw}^2) \cdot C_Z^1(\alpha)$$

gdzie:

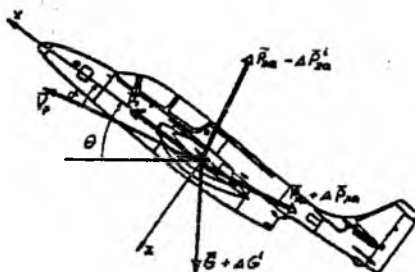
V_{pw} – prędkość przyrządowa na wznoszeniu

$V_{pw} < V_p$; $C_Z^1(\alpha) < C_Z(\alpha)$; $\alpha_{kr}^1 < \alpha_{kr}$

$C_Z^1(\alpha)$ – współczynnik siły nośnej samolotu obładzanego

W uwagach o eksploatacji zimowej dla pilotów komunikacyjnych, instrukcja [22] kończy się słowami: „...Nie bagatelizuj oblodzenia. Zmiana własności aerodynamicznych samolotu w rzeczywistym silnym oblodzeniu jest trudna lub wręcz niemożliwa do przewidzenia przez konstruktorów i oblatywaczy w czasie prób w locie.

Instalacja przeciwołodzeniowa powinna ci pomóc tylko w bezpiecznym opuszczeniu strefy oblodzenia - nie daje gwarancji bezpiecznego lotu w takich warunkach!”.



Rys. 4. Rozkład sił w locie wznoszącym

3. CZY MOGŁO WYSTĄPIĆ OBLODZENIE SAMOŁOTU TS – 11 "ISKRA" NR 1H0713 W LOCIE DNIA 11 LISTOPADA 1998 R.

Samolot TS – 11 "ISKRA" posiada jedynie:

- ochronę przeciwooblodzeniową wyłącznie OCP-PW4 oraz sygnalizację oblodzenia wlotów silnika SO-4A (rys. 5),
- odladzanie zaistniałego oblodzenia wyłącznie na wlotach silnika przez ogrzewanie elektryczne włączane do 90 s [20],
- spryskiwanie spirytusem zaistniałego oblodzenia szyby kabiny w czasie nie dłuższym niż 3-5 s [20].

Na rys. 5b przedstawiono strefy zagrożenia oblodzeniem samolotu: płatowca, silnika oraz odbiornika ciśnień powietrza.

Samolot TS – 11 "ISKRA":

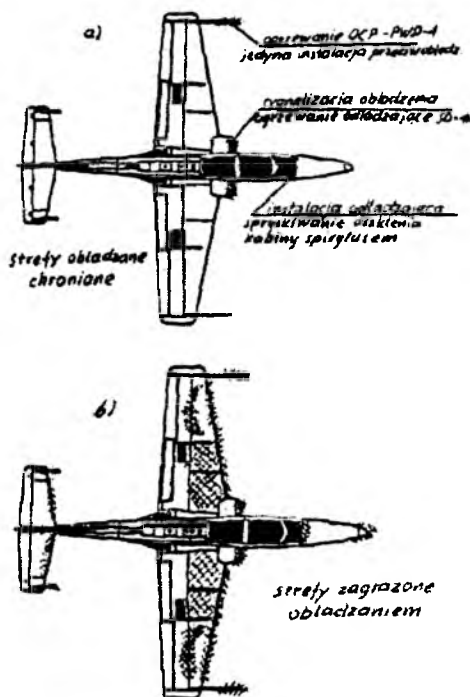
- nie posiada urządzeń przeciwooblodzeniowych chroniących płatowiec
- nie posiada sygnalizacji oblodzenia płatowca
- nie posiada systemu usuwającego lód z krawędzi natarcia powierzchni nośnych samolotu
- nie posiada systemu zabezpieczającego wloty powietrza do silników przed oblodzeniem
- nie posiada systemu zabezpieczającego oblodzeniu oszklenia kabiny

Płatowiec samolotu TS – 11 "ISKRA" nie posiada aktywnego urządzenia przeciwooblodzeniowego – jest zatem bezbronny na oblodzenie w locie.

Szczególnie przykadłubowy obszar skrzydeł zawierający zbiorniki paliwa (od noska profilu do tylnego dźwigara) jest narażony na intensywne oblodzenie. Na łączną pojemność zbiorników paliwa (1200 l) tego samolotu, 630 l znajduje się w skrzydłach.

Samolot zatankowany w dniu 5 listopada 1998 r., był hangarowany na wolnym powietrzu do dnia 11 listopada 1998 r., do wykonania pierwszego lotu – posiadał zatem temperaturę otoczenia.

Zgodnie z ciągłym zapisem warunków atmosferycznych na Lotniskowej Stacji Meteorologicznej nr 376 w Mińsku Mazowieckim od godz. 5⁰⁰ 9.XI.1998 r. do 11⁴⁵ 11.XI.1998 r. na wysokości 2 m nad ziemią, tempe-

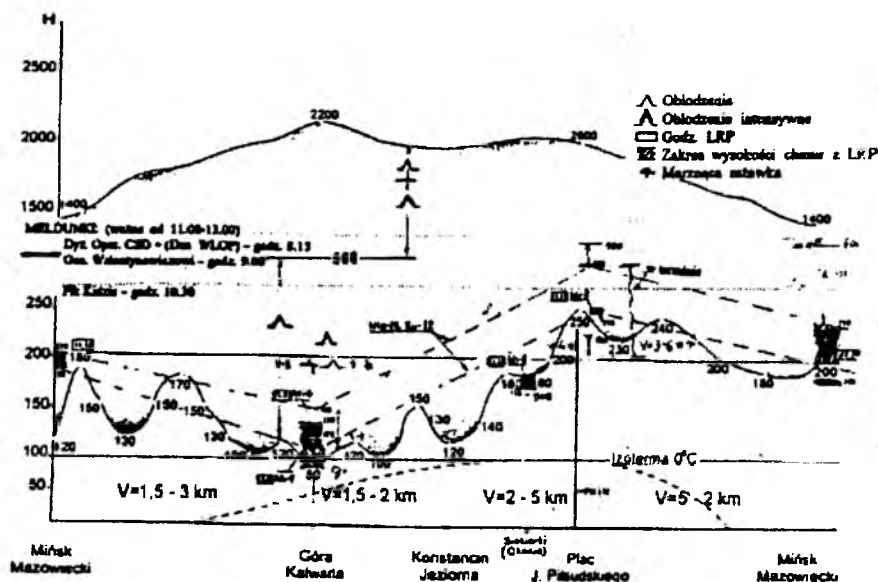


Rys. 5. Strefy oblodzenia
a) chronione, b) zagrożone

ratura powietrza nie osiągnęła temperatury dodatniej i wahała się w przedziale od -3°C do -0.5°C , a więc zarówno 1200 l paliwa jak i konstrukcja samolotu posiadały temperaturę ujemną [26] (zapis co 0.5 godz. w czasie od 5⁰⁰ do 22⁰⁰). Z tego wynika, że temperatura płatowca w momencie startu była ujemna, a nagrzanie aerodynamiczne powierzchni nośnych samolotu posiadającego w skrzydłach paliwo (w nosku krawędzi natarcia płata też) w czasie ~ 4 min. było fizycznie niemożliwe [25].

Płk A. Stasicki [16] cytowany przez płk dr A. Milkiewicza [14], jako nestora wojskowych meteorologów polskich, stwierdza [16]:

- „...Należy podkreślić, że służba meteorologiczna we wszystkich komunikatach i prognozach wskazywała na występowanie warunków sprzyjających oblodzeniu statków powietrznych podczas ich lotu w chmurach i opadach...”
- „...W dniach 10 i 11 listopada 1998 r. wszystkie komórki organizacyjne służby meteorologicznej WLOP, włączone do procesu meteorologicznego zabezpieczenia defilady powietrznej, miały właściwe rozeznanie procesów fizycznych zachodzących w atmosferze (troposferze), a także rozeznanie w sytuacji synoptycznej kształtującej warunki atmosferyczne w rejonie planowanego przelotu samolotów do defilady. Analiza posiadanych informacji meteorologicznych była przeprowadzona właściwie i wyciągano z niej prawidłowe wnioski, formułowane w prognozach i ostrzeżeniach wydawanych przez komórki służby. ...”
- „... Prognozy pogody opracowywane przez synoptyków służby meteorologicznej WLOP, meldowane w dniach 10 i 11.XI.1998 r., były pesymistyczne i nie dawały podstaw do podjęcia uzasadnionych decyzji o wykonaniu defilady powietrznej w



zaplanowanym wariantcie jej wykonania. Warunki atmosferyczne były gorsze od dopuszczalnych warunków minimalnych, określonych do wykonania takiego zadania. ...”

- „... Wszystkie prognozy pogody przewidywały występowanie zjawiska oblodzenia samolotów w chmurach i opadach. Zjawisko to było groźne dla samolotów o małej prędkości lotu, a także tych, które nie miały włączonych urządzeń przeciwooblodzeniowych lub urządzenia te były uszkodzone. Istniało także poważne niebezpieczeństwo dla samolotów w przypadku, gdyby startowały oszronione z ziemi lub jeżeliby podczas startu miały na swej powierzchni miejscami powłokę lodu. Takiego stanu nie stwierdzono. ...”.

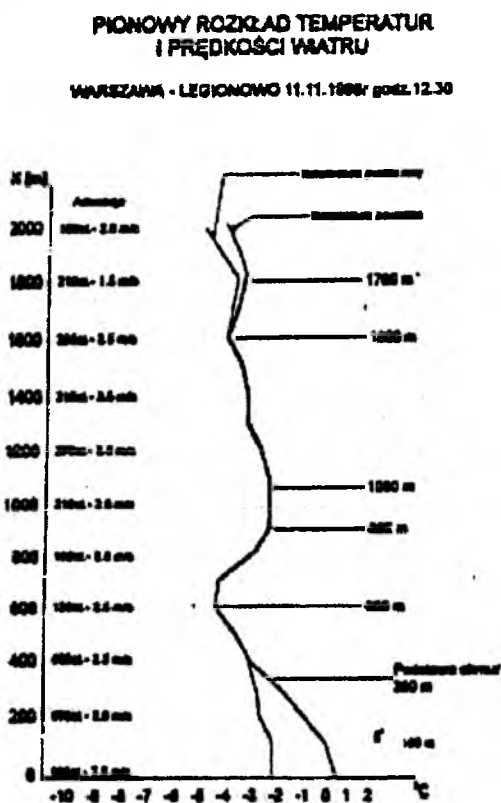
Płk A. Stasiński w [16] przedstawił (wg. KBWL MON), pionowy przekrój zachmurzenia po trasie lotu według danych rzeczywistych (Zał. 9/3 [24]) wzbogacony informacjami meteorologicznymi (rys. 6 [16]) oraz pionowy rozkład temperatury (rys. 7 [24]).

Płk A. Stasiński stwierdza [16]: „...Katastrofa samolotu zaistniała w szczególnie trudnych WA. Podczas jego lotu na wysokości 100 m – oblodzenie nie występowało. W końcowej fazie lotu, na kilkanaście sekund przed zderzeniem z ziemią, pilot zwiększył wysokość do 400 m, ze zmniejszeniem prędkości z 520 do 420 km/h. Konsekwencją tego mogło być wejście w dolną warstwę oblodzenia...”.

Następnie pisze: „... Na tym pułapie, w rejonie Otwocka, temperatura powietrza była niższa od temperatury nasycenia względem lodu i wynosiła -3.5°C . Mogły więc wystąpić warunki sprzyjające oblodzeniu TS – 11. ...”.

Analiza parametrów lotu samolotu TS – 11 „ISKRA” nr 1H07133 ze wskaźnika AMS-2000, wykonana przez kpt. dr inż. Mirosława Witosia, przedstawia profil prędkości lotu (rys. 8 [25]). Porównując przedstawiony na rys. 8 profil prędkości lotu oraz zobrażowanie końcowej trasy przelotu z treścią przedmiotowej korespondencji lotniczej, w opinii wydanej na podstawie ekspertyzy kryminalistycznej nr HE-5183/98 z naniesieniem „czasu zobrażowania” (rys. 8), widoczna jest pełna zgodność [25].

Do 125 s przyjąć można było średnią prędkość $V_p = 520$ km/h na wysokości ~ 120 m,



Rys. 7. Rozkład temperatur z wysokością i stanem zachmurzenia

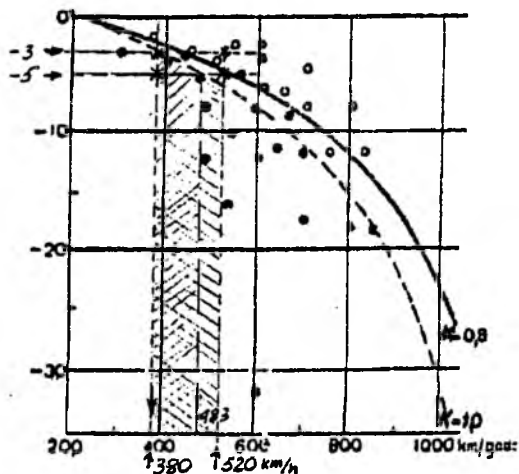
czas od 11³⁷ (czas zobrazowania 9 s. - rys. 8). W czasie dalszego lotu następuje wznoszenie do wysokości ~400 m, czas 11⁴⁰ (czas zobrazowania 151 s.) i wyżej, występuje spadek prędkości do $V_p \approx 390 \text{ km/h}$ na wznoszeniu (rys. 8).

„... Minimalna prędkość samolotu podczas lotu była nie mniejsza niż 390 km/h, natomiast prędkość zderzenia z ziemią około 650 km/h...”

Zgodnie z „Danymi inżyniersko-lotniczymi” i ekspertyzą A. Milkiewicza opublikowaną w [14], silnik, w chwili zderzenia z ziemią, posiadał obroty $n = 14400 \text{ obr/min}$, tzn., że pilot utrzymywał prędkość obrotową silnika w zakresie przelotowym zgodnie z „Instrukcją Lot 1851/78” [20], która określa dla silnika SO-3 zakres przelotowy $n = 14500 \text{ obr/min}$. Wg. tejże „Instrukcji” [20], zalecana prędkość na wznoszeniu w zakresie wysokości od 0 – 1000 m wynosi $V_p = 380 \text{ km/h}$ [25].

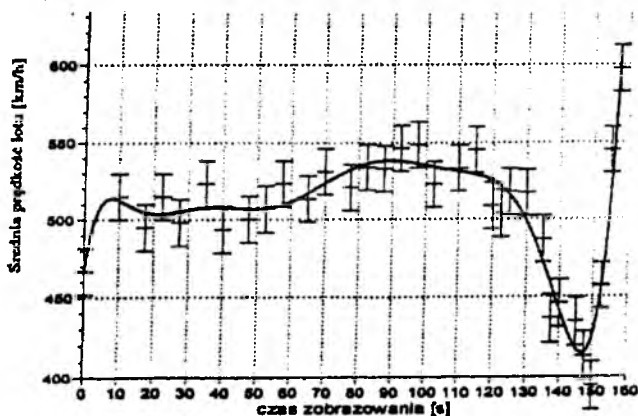
W oparciu o charakterystyki silnika i charakterystyki aerodynamiczne (z

uwzględnieniem ściśłości powietrza), autor wykonał obliczenia prędkości wznoszenia W [m/s] w funkcji prędkości lotu V_p [km/h] i liczby Macha Ma [25]. Przy obrotach silnika $n = 14400 \text{ obr/min}$ i przy panujących warunkach atmosferycznych, prędkość najlepszego wznoszenia wynosi $V_w = 493 \text{ km/h}$, natomiast prędkość najbardziej stromego wznoszenia - $V_\theta = 321 \text{ km/h}$. Z powyższego wynika, że „Instrukcja” [20] polecając prędkość $V_p = 380 \text{ km/h}$ zaleca pośrednie wartości zawarte między maksymalnym a najbardziej stromym wznoszeniem.



Rys. 9. Warunki oblodzenia samolotów w zależności od prędkości lotu i temperatury powietrza [19]

Oblodzenie samolotu mogło wystąpić w chmurach, a więc na wznoszeniu. Przyjmowanie przez płk A. Stasickiego [16] i płk dr A. Milkiewicza [14] do analizy oblodzenia prędkości średniej $V_p = 520 \text{ km/h}$ jest nieuzasadnione, wręcz błędne – a tak przyjęto w ekspertyzach publikując w [14, 16] i następnie cytując w np. [29] i



Rys. 8. Profil prędkości lotu V_p opracowany przez kpt. dr inż. M. Witosia ze wskaźnika AMS-2000.

innych opracowaniach. Obliczenia wykonano na błędnym, niewiarygodnym i nieautoryzowanym nomogramie [14, 16, 25].

Warunki atmosferyczne przedstawiłem, w oparciu o materiały źródłowe, w ekspertyzie [24], i opinię tę podtrzymuję. Podstawy chmur w rejonie Góry Kalwarii w tym czasie były na wysokości 50 – 80 m z górną granicą ~2200 m (rys. 6), a rozkład temperatury od -0.5°C przy ziemi do -5°C na wysokości 600 m (rys. 7).

W oparciu o instrukcję „**OBŁODZENIE STATKÓW POWIETRZNYCH – DWL/Wewn.688/76 Oddział Służby Meteorologicznej**” [19] wyznaczono możliwości wystąpienia oblodzenia samolotu.

Na wykresie rys. 9 [19] dla naniesionych prędkości lotu i temperatury powietrza wyznaczono obszar możliwości wystąpienia oblodzenia. Oblodzenie występuje dla temperatury

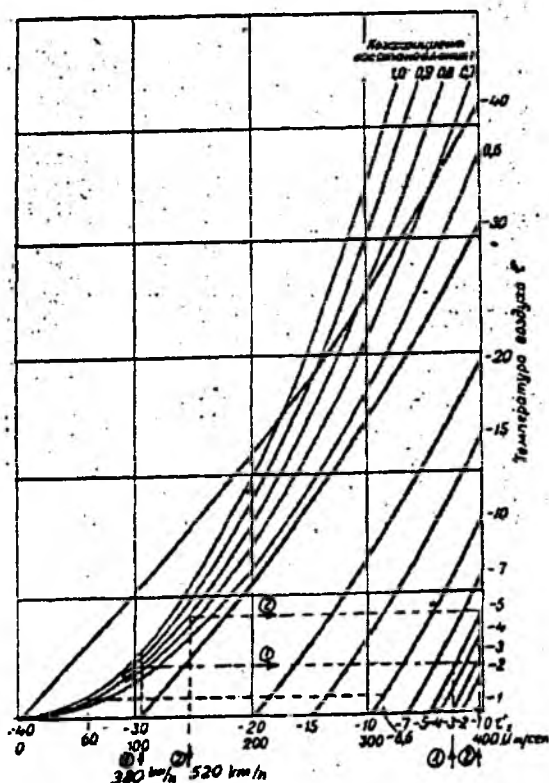
$t = -5^{\circ}\text{C}$ przy prędkościach $V_p = 483 \text{ km/h}$ i mniejszych, a w zakresie prędkości $V_p = 483 \text{ km/h}$ do $V_p = 520 \text{ km/h}$ – może nastąpić; natomiast dla $t = -3^{\circ}\text{C}$ występuje przy prędkości $V_p = 380 \text{ km/h}$ i niższych, a może wystąpić przy $V_p = 440 \text{ km/h}$ i niższych.

Uwzględnienie wodności chmury LWC, wielkości kropeł MWD oraz temperatury płatowca mogłoby zintensyfikować oblodzenie i obniżyć parametry jego wystąpienia, o czym świadczą prace prowadzone w NASA przytoczone w ekspertyzie [24].

Dla porównania, na rys. 9 naniesione zostały dane otrzymane z meldunków załóg wykonujących loty na samolotach odrzutowych. Punkty czarne odpowiadają przypadkom, w których oblodzenie występowało, białe – w których nie występowało... Z powyższego wynika, że oblodzenie nastąpi w locie wznoszącym w chmurach.

Na podstawie pracy [13] na rys. 10 wyznaczono dla prędkości lotu $V_p = 380 \text{ km/h}$ oraz $V_p = 520 \text{ km/h}$ w zależności od temperatury powietrza t_p , temperaturę oblodzanych powierzchni nośnych płatowca t_s . Widoczne jest na wykresach, że dla prędkości $V_p = 380 \text{ km/h}$ przy temperaturze powietrza $t_p = -5^{\circ}\text{C}$, temperatura skrzydła wynosi $t_s = -3^{\circ}\text{C}$, a dla $t_p = -3^{\circ}\text{C}$, $t_s = -1^{\circ}\text{C}$ – więc wystąpi oblodzenie.

Dla prędkości $V_p = 520 \text{ km/h}$ przy temperaturze otoczenia $t_p = -5^{\circ}\text{C}$, temperatura skrzydeł wynosi $t_s = -1^{\circ}\text{C}$ – oblodzenie także wystąpi.



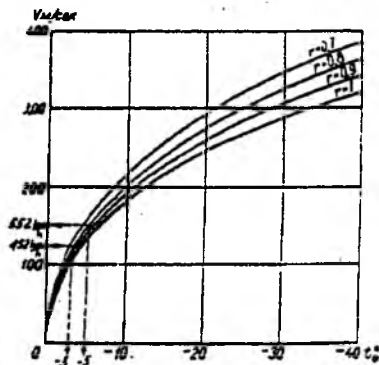
Rys. 10. Nomogram do wyznaczania temperatury powierzchni opływanej t_s [$^{\circ}\text{C}$] w zależności od temperatury otoczenia t [$^{\circ}\text{C}$] oraz prędkości lotu samolotu u [m/s] [5]

Na rys. 11 w oparciu o pracę [13] wyznaczono dla temperatur otoczenia t_p prędkość samolotu niezbędną do nagrzania powierzchni skrzydeł do temperatury $t_s = 0^\circ\text{C}$ zabezpieczającej przed oblodzeniem. Z wykresu rys. 11 wynika, że przy temperaturze $t_p = -5^\circ\text{C}$ niezbędna prędkość do ogrzania aerodynamicznego powierzchni do $t_s = 0^\circ\text{C}$ równa się $V_p = 552\text{ km/h}$, a od $t_p = -3^\circ\text{C}$ prędkość $V_p = 452\text{ km/h}$ – oblodzenie nastąpi.

Uwzględnienie na wykresach rys. 10 i rys. 11 wodności chmury, średnicy kropeł i temperatury początkowej płatowca zwiększyłoby możliwość wystąpienia oblodzenia.

W świetle powyższego, jak i ekspertyz [24,25,26], stwierdzenia płk A. Stasickiego [16] i płk dr A. Milkiewicza [14] wykluczające oblodzenie płatowca są **błędne**. Fragmenty ekspertyzy płk Milkiewicza dotyczące oblodzenia, jak również wywody innych Autorów opartych na stwierdzeniu płk A. Stasickiego [16], są niewiarygodne.

Warunki atmosferyczne i parametry lotu samolotu TS – 11 "ISKRA" nr 1H0713 w fazie wznoszenia spowodowały intensywne obładzanie samolotu w krótkim czasie. W konsekwencji gwałtowny spadek siły nośnej przy niewielkim wzroście masy samolotu prowadzi do dynamicznego przeciągnięcia.



Rys. 11. Zależność prędkości lotu V_p niezbędnej do nagrzania powierzchni omywanej do $t_s = 0^\circ\text{C}$ w zależności od temperatury otoczenia [13]

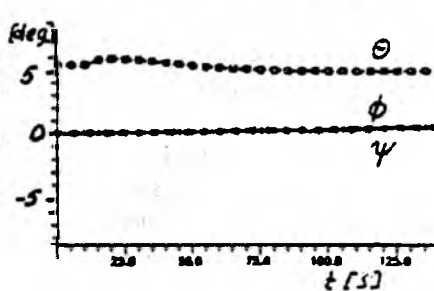
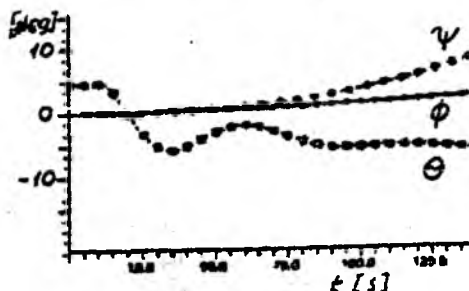
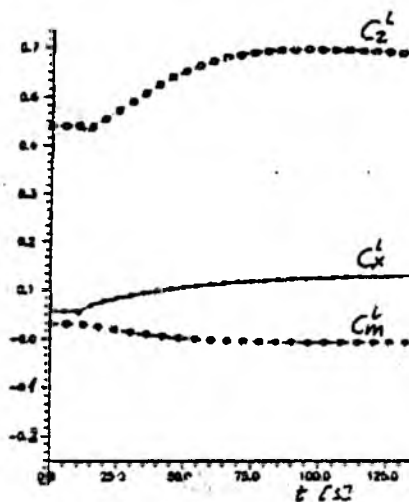
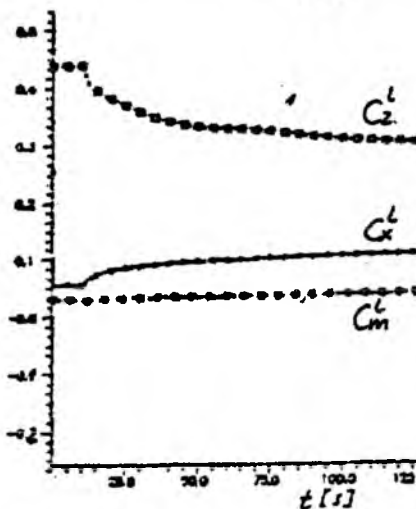
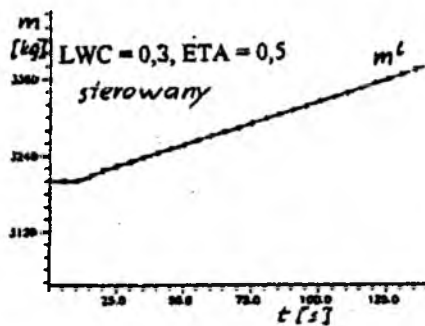
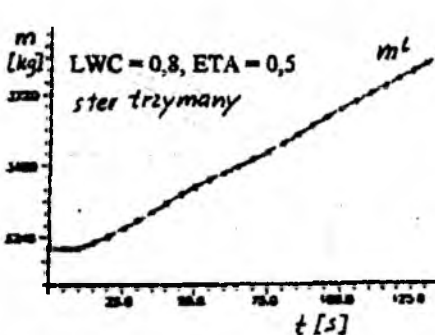
4. OBŁODZENIE SAMOŁOTU TS-11 „ISKRA” W USTALONYM LOCIE POZIOMYM

Dla warunków obliczeń przeprowadzonych w LEWICE NASA Center wg. modeli matematycznych [3, 6] programu LEWICE przeprowadzono własne obliczenia opracowanymi programami w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej dla samolotu TS-11 „Iskra” [7-9, 12].

Rozpatrzono przestrzenny ruch samolotu. Równania ruchu wyprowadzono [10, 11, 25] w klasycznych lotniczych układach odniesienia przy przyjęciu standardowego modelu fizycznego tj. traktując sterowany samolot jako bryłę sztywną o sześciu stopniach swobody, rozszerzonego o model oblodzenia samolotu [3, 5-9, 12, 24-26].

Przykładowe obliczenia wykonane dla samolotu TS-11 „Iskra” lecącego z prędkością $V_0 = 100\text{ m/s}$ na wysokości $h = 5000\text{ m}$ w warunkach oblodzenia. Narastanie masy lotu wprowadzono według modelu opracowanego w NASA przez A. J. Bilanina [3, 8, 9, 12], a zmiany charakterystyk aerodynamicznych oblodzonego samolotu zgodnie z M. A. Dietenbergerem [6, 8, 9, 12].

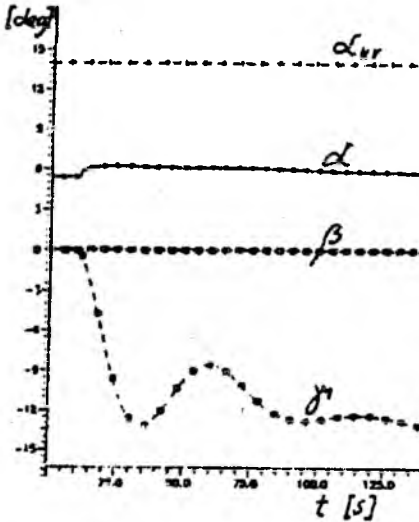
Poniżej przedstawiono graficznie na rys. 12, rys. 14 i 15 zmiany parametrów lotu samolotu, masy i charakterystyk aerodynamicznych wywołane długotrwałym obładzaniem lodem szklistym przy $LWC = 0.8$ i $\eta = 0.5$ [8, 9, 12, 24].



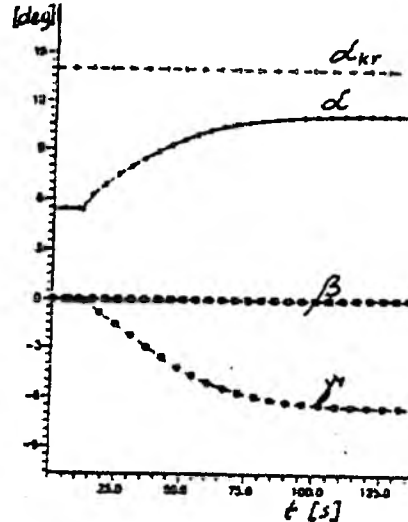
Rys. 12. Zmiany parametrów lotu i charakterystyk samolotu obciążonego przy $LWC = 0.8$, $ETA = 0.5$ w locie ustalonym z trzymanym sterem.

Rys. 13. Zmiany parametrów lotu i charakterystyk samolotu obciążonego przy $LWC = 0.3$ i $ETA = 0.5$ w locie z ustalonym, sterowanym.

Samolot leciał na zadanej wysokości $h_z = 5000$ m (rys. 16) w ustalonym locie poziomym, wyważony przez wychylenie steru wysokości i w tym stanie trzymano ster. Obciążenie miało charakter statyczny. Natomiast na rys. 13, 15 i 16 przedstawiono zmiany obciążenia, parametrów lotu i charakterystyk aerodynamicznych z uwzględnieniem



Rys. 14. Zmiany parametrów lotu i charakterystyk samolotu obładzanego przy $LWC = 0.8$, $ETA = 0.5$ w locie ustalonym z trzymanym sterem.



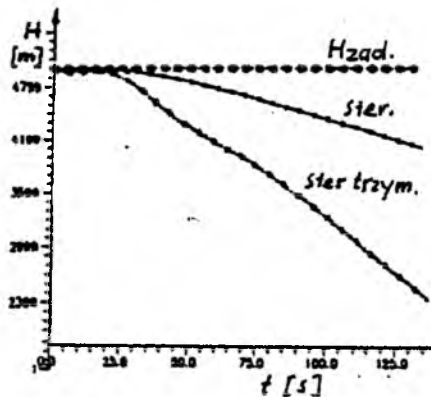
Rys. 15. Zmiany parametrów lotu i charakterystyk samolotu obładzanego przy $LWC = 0.3$ i $ETA = 0.5$ w locie z ustalonym, sterowanym.

sterowania [8], usiłując utrzymać zadaną wysokość h_z (rys. 16) tak, aby nie przekroczyć krytycznego kąta natarcia α_{kr} (rys. 15). Z porównania wyników symulacji numerycznej obładzanego samolotu widoczne jest, że stosując odpowiednie sterowanie, starając utrzymać samolot w locie poziomym, względnie ze statycznym opadaniem, można przedłużyć czas lotu.

Samolot statycznie obładany stopniowo zwiększa swoją masę m^l (rys. 12 i 13) z równoczesną zmianą charakterystyk aerodynamicznych współczynnika siły nośnej C_z^l , oporu aerodynamicznego C_x^l oraz momentu pochylającego C_m^l .

W przypadku samolotu z trzymanym sterem następuje pochylenie samolotu Θ z równoczesnym odchyleniem Ψ i przechyleniem Φ wywołanym efektem giroskopowym elementów wirujących turbinowego silnika odrzutowego. Samolot wystramia tor lotu (rys. 14) i leci do ziemi (rys. 16).

W przypadku sterowania, istnieje możliwość zwiększenia kąta natarcia α poniżej kąta krytycznego α_{kr} (rys. 15), co powoduje wzrost współczynnika siły nośnej C_z^l (rys. 13) do stałej wartości. Samolot utrzymuje kąt pochylenia Θ oraz przeciwdziała sterami odchyleniu Ψ i



Rys. 16. Spadek wysokości lotu samolotu w locie ustalonym z narastającym obładzeniem

przechylaniu Φ (rys. 13). Samolot opada (rys. 16) utrzymując ustalony kąt toru γ (rys. 15).

Przepadanie statyczne samolotu w intensywnym oblodzeniu lecącego ustalonym lotem poziomym nie jest tak groźne jak oblodzenie w nieustalonym locie wznoszącym powodujące dynamiczne przeciągnięcie. Niemniej może być powodem katastrofy (hipoteza katastrofy rolniczego An 2 – (Węgry), dyspozycyjny Commander 690 A – (Warszawa)).

Przedstawione wyniki otrzymane w 1993 roku [8] i 1989 roku [7] miały pokazać, że istnieją możliwości opracowania modeli matematycznych dynamiki lotu samolotu oblodzanego i nie tłumaczyć katastrofy TS-11 „Iskra” nr 1H0713 w dniu 11 listopada 1998 r. Bardzo chętnie, ale błędnie przytaczane przez wielu „Ekspertów” i „Autorów” licznych opracowań.

5. HIPOTEZA KATASTROFY SAMOLOTU TS – 11 "ISKRA" nr 1H 0713 W DNIU 11 LISTOPADA 1998 ROKU W OTWOCKU

Stan samolotu sprzyjał oblodzeniu w locie. Jak zostało przedstawione w rozdz. 2 niniejszej pracy, samolot po przelocie z Radomia na lotnisko Mińsk Mazowiecki w dniu 5 listopada 1998 r. został zatankowany paliwem i stał przed hangarem do czasu wylotu w dniu 11 listopada 1998 r. czyli przez 6 dni przed lotem zatankowany samolot przebywał w warunkach otoczenia. Nagrzewanie aerodynamiczne powierzchni nośnych samolotu do temperatury dodatniej, a posiadającego w skrzydłach przechłodzone paliwo (w nosku profilu też) w czasie ~ 4 min. lotu było fizycznie niemożliwe. W związku z powyższym stwierdzenia ekspertów tj. płk A. Stasickiego i płk dr M. Urbańskiego są sprzeczne z faktami i prowadzą do błędnych wniosków.

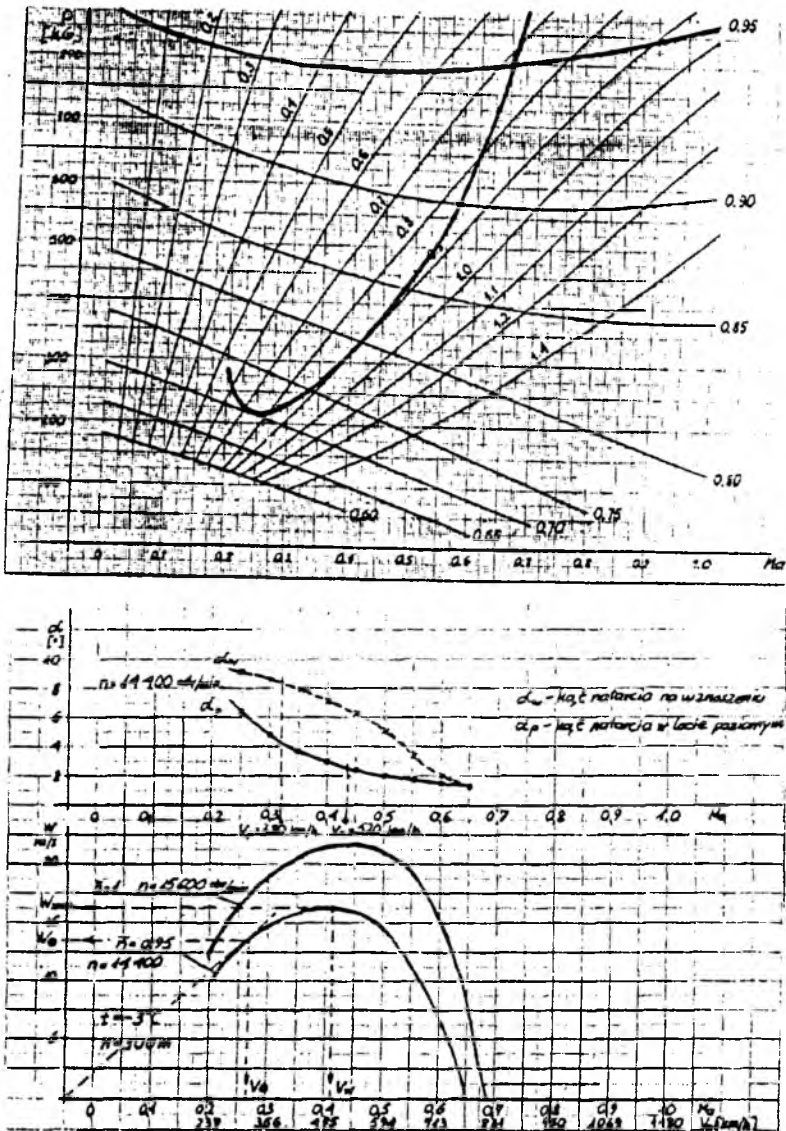
W oparciu o charakterystyki silnika SO-3W P(h, V, Ma, n) oraz charakterystyki aerodynamiczne samolotu TS-11 „Iskra” z uwzględnieniem liczby Macha Cz, Cx, Cm(α , Ma), przeprowadzono obliczenia.

Dla obrotów silnika $n = 14400$ obr/min i w warunkach atmosferycznych panujących w czasie katastrofy wyznaczono zmiany prędkości wznoszenia W, kąta natarcia α_p dla lotu poziomego oraz kąta natarcia α_w przy wznoszeniu w funkcji prędkości Vp i liczby Macha Ma (rys. 17).

Na analizę prędkości lotu w czasie (rys. 8), przedstawioną przez kpt. dr inż. M. Witosia [25] naniesiono obliczoną zgodnie z rys. 17 zmianę kąta natarcia α samolotu w fazie wznoszenia do momentu przeciągnięcia dynamicznego (rys. 18).

Brak jest badań aerodynamicznych w zależności od narastania oblodzenia zarówno płatowca samolotu TS-11 „Iskra” jak i izolowanych skrzydeł, a nawet profili. Korzystając z badań Cibaci’ego [5] (rys. 3b) oraz badań ART [2] (rys. 3a) sprowadzono charakterystyki Cz(α) samolotu TS-11 „Iskra” wykonane przy Ma = 0.4 do stanu oblodzenia w czasie (rys. 19).

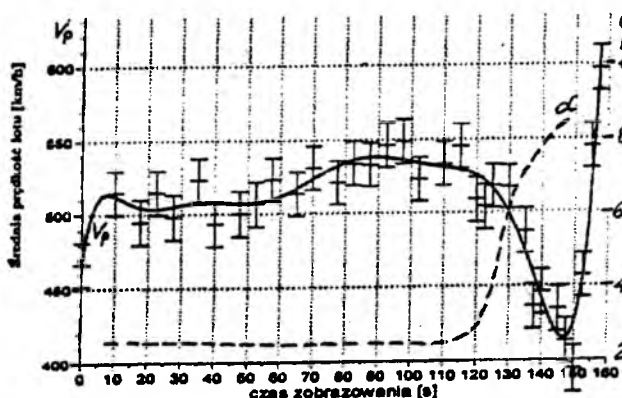
Badania Cibaci’ego [3] są wykonane dla profilu o grubości 12%. TS-11 „Iskra” posiada profil zmienny o grubości 9%, a więc zjawiska oderwania będą przebiegały bardziej gwałtownie niż na skrzydle o profilu grubszym.



Rys. 17. Wykresy zmian ciągu rozporządnego Pr dla obrotów $n = 1440$, ciągu niezbędnego do lotu poziomego P_n , prędkości wznoszenia W oraz kąta natarcia α w funkcji prędkości lotu V_p i liczby Macha Ma

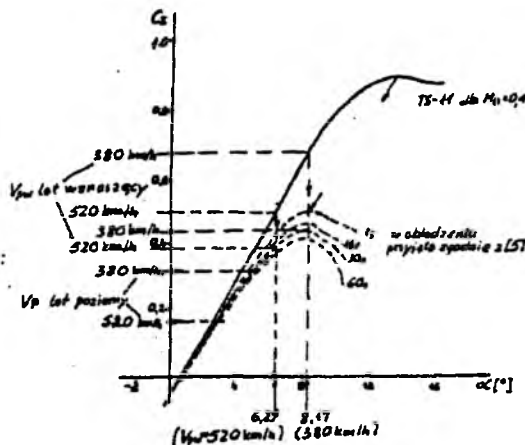
5.1. Hipotetyczny przebieg lotu.

Samolot leciał na wysokości $h = 100 \div 120$ m z prędkością $V_p = \sim 520$ km/h (rys. 8 i 18) dla czasu zobrazowania $t = \sim 115$ s, następnie zaczyna się wznosić do wysokości $h = \sim 500$ m. Piloci weszli w chmury (rys. 6), w których temperatura malała do $\sim -5^\circ\text{C}$ (rys. 7). Występująca inwersja sprzyjała powstawaniu większej wodności chmury. Prze-studzone krople wody o temperaturze ujemnej padały na przechłodzone powierzchnie



Rys. 18. Profil prędkości lotu V_p opracowany przez kpt. dr inż. M. Witosia [25] ze wskaźnika AMS-2000 z naniesioną zgodnie z obliczeniami zmienną kąta natarcia α .

nośne samolotu powodując intensywne obładanie w czasie ok. ~30 s. Powoduje to kolejno nieznaczny wzrost masy samolotu ΔG (rys. 4), znaczny spadek, do ~50% współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$ (rys. 19) i zmniejszenie kąta natarcia α_{kr} ~45%. Następuje spadek siły nośnej ΔP_{za} (rys. 4) wywołany spadkiem prędkości V_p^2 oraz spadkiem współczynnika siły nośnej $\Delta C_z = C_z - C_z^1$ (rys. 19), co decyduje



Rys. 19. Zmiany w czasie współczynnika siły nośnej $C_z(\alpha)$ wywołane obładzeniem z naniesionymi zakresami lotu poziomego V_p i wznoszenia V_{pw} oraz kątów natarcia α przy wznoszeniu z prędkościami $V_{pw} = 520$ i 380 km/h.

o przeciągnięciu na mniejszych kątach natarcia α_{kr} . W tej fazie lotu zmiany aerodynamiczne decydują o przeciągnięciu dynamicznym samolotu, a nie wzrost masy, który jest mały i decydujący o przepadaniu w locie ustalonym. Samolot pochyla się i przy prędkości katowej pochylania Q (rys. 20) występuje moment gيروسkopowy od wirujących elementów lewo obrotowego, turbinowego silnika odrzutowego powodujący odchylenie w prawo R. Odchylenie w prawo z prędkością katową R powoduje przechylenie samolotu na prawe skrzydło z prędkością katową P (rys. 20).

$$(2) \quad \vec{M}_{gir} = J_T \cdot \vec{\omega}_T \times \vec{Q}$$

przy czym:

$$\omega_T = \frac{2 \cdot \pi \cdot n_T}{60}$$

- n_T [obr/min] - obroty zespołu turbo-
 sprężarkowego silnika,
 Q - prędkość kątowa po-
 chylania,
 R - prędkość kątowa od-
 chylania,
 P - prędkość kątowa
 przechylania,

Samolot leci stromo do ziemi nabierając prędkości V_p cały czas na pracującym silniku przy obrotach (reżim przelotowy) $n_T = 14400$ obr/min, co powoduje rozpędzanie samolotu do prędkości $V_{pk} = 650$ km/h (rys. 21). Rozpędzanie następuje pod działaniem ciągu rozporządzalnego silnika P_s (rys. 17) i składowej ciężaru samolotu G^1 (rys. 21).

$$(3) \quad V_{pk} = \sqrt{\frac{1}{0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{x^1}(\alpha)}} \cdot [P_s \cdot \cos(\alpha) + G^1 \cdot \sin(\alpha + \Theta)]$$

Odchylenie i przechylenie samolotu jest samoczynnie wywołane efektem giroskopowym (rys. 20), a nie wywołane sterowaniem przez pilotów (jak błędnie interpretuje komisja KBWL MON oraz płk dr M. Urbański [17]). W czasie zderzenia z ziemią lotki były w położeniu neutralnym.

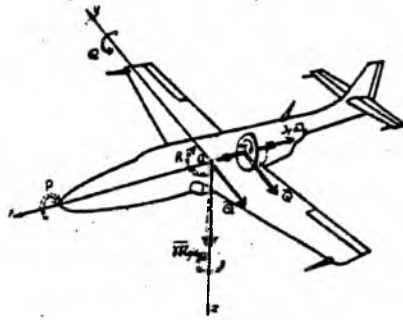
Samolot zderzył się z ziemią w konfiguracji przedstawionej przez podkomisję techniczną KBWL MON (rys. 22).

Cytat z ekspertyzy Podkomisji Technicznej KBWL MON:

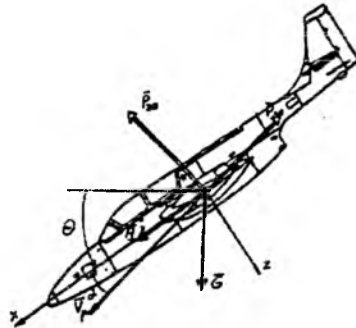
„... a) geometria zderzenia samolotu:

- samolot ściał wierzchołek sosny na wysokości 11 m, prawym skrzydłem, w miejscu jego przejścia we wlot powietrza do silnika. Kurs lotu wynosił w tym momencie około 18° , pochylenie toru lotu około 50° , przechylenie 125° na prawe skrzydło. Prędkość samolotu - około 650 km/h, załącznik 5.11.

Następnie samolot uderzył końcówką prawego skrzydła w ziemię, co spowodowało oderwanie fragmentu tego skrzydła. W trakcie dalszego przemieszczania samolotu nastąpił jego obrót w płaszczyźnie skrzydeł i uderzenie końcówką lewego skrzydła w drzewo z prawej strony leja, w wyniku czego nastąpiło urwanie jego fragmentu oraz odchylenie w prawo. Jednocześnie uległ wybudowniui i rozczłonkowaniu silnik, którego podzespoły ułożyły się z kursem 36° .



Rys. 20. Efekty giroskopowe działające na samolot w locie pochylającym



Rys. 21. Rozkład sił w locie opadającym

5.3. Podsumowanie

Nie wzrost masy był główną przyczyną katastrofy lecz aerodynamika oblodzonego samolotu. Przebieg zjawiska był gwałtowny i zdezorientował pilotów. Mogła wystąpić utrata orientacji przestrzennej, spowodowana nieznanym zjawiskiem. Zachowanie się pilotów, ich rozmowy radiowe analizowane przez specjalistów Pracowni Fonograficznej Komendy głównej Policji wskazują na spokój i opanowanie. Cytat z opinii Nr HE – 5183/98: - Określenie stanu emocjonalnego pilota o indeksie 491 (kpt. M. Oliwa): " Wnioskowanie o stanie psychologicznym pilota o indeksie 491 przeprowadzono zgodnie ze stosowaną w badaniach fonoskopijnych metodyką biorąc pod uwagę przede wszystkim indywidualne zespoły cech mowy, a w szczególności: typ i sposób wypowiedzi mężczyzny, tempo i rytm mowy, barwę głosu oraz dynamikę wypowiedzi.

Przeanalizowano całą korespondencję lotniczą przeprowadzoną przez pilota o indeksie 491 ze stanowiskami kontroli naziemnej.

W celu przeprowadzenia szczegółowej analizy przedmiotowych wypowiedzi pilota wykonano kopię nagrań wyłącznie jego wypowiedzi z pominięciem wszelkich przerw. W wyniku tych badań ustalono, iż:

- pilot podczas całej korespondencji wypowiadał się w sposób naturalny, spontaniczny
- sposób wypowiedzi świadczy o tym, iż nie zdradzał on najmniejszych oznak niepokoju, a wręcz sprawiał wrażenie pełnego opanowania, "rutyny", zadowolenia. Świadczy o tym charakterystyczna melodyka wypowiedzi
- wszystkie wypowiedzi pilota charakteryzowały się taką samą ekspresją
- pilot mówiąc o bardzo słabej widzialności zaakcentował słowo "bardzo", lecz bez oznak niepokoju
- jedynie ostatnia wypowiedź, która jest odpowiedzią na zapytanie stanowiska Warszawa Kontrola: " Cztery dziewięć jeden, Warszawa, jak wysoko jest pan w tej chwili...? " i brzmi: " Dwieście – czterysta metrów i chcę nabrać troszeczkę " świadczy o zwiększonej koncentracji mówiącego, jednak nie zawiera elementów strachu, przerażenia itp..."

6. HIPOTEZA KATASTROFY – OBLODZENIE OCP PWD-4

Komisja Badania Wypadków Lotniczych MON stwierdza, że:

" ... W zaistniałych warunkach lotu prawdopodobnie w wyniku nie włączenia instalacji elektrycznej ogrzewania odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 doszło do jego intensywnego oblodzenia, co spowodowało błędne wskazania przyrządów membranowych – prędkościomierza, wysokościomierza, wariometru i wskaźnika liczby Macha (rys.23).

Zaobserwowany spadek prędkości przyrządowej na prędkościomierzu zapewne spowodował odruchowe oddanie drążka przez pilota i zwiększenie obrotów silnika oraz przejście na zniżanie, pomimo małej wysokości lotu.

Jednakże zaskakujący załogę brak zmiany wskazań tych przyrządów mógł doprowadzić do zwątpienia we wskazania sztucznego horyzontu. W konsekwencji doszło do utraty orientacji przestrzennej, niezamierzonego przejścia samolotu w pogłębiający się zakręt w prawo ze zniżaniem i rozpędzaniem oraz do zderzenia z ziemią..."

Przewodniczący KBWL MON płk M. Urbański w "Wirazach" [17] publikuje:

"...Samolot uległ całkowitemu zniszczeniu wraz z przestarzałym rejestratorem parametrów lotu typu SPIDOBAROGRAF i zapisem całego lotu. Badając liczne hipotezy możliwych przyczyn wypadku stwierdzono, że pilot prawdopodobnie działając w pośpiechu nie włączył przed wykołowaniem ogrzewania odbiornika ciśnień powietrza oraz innych urządzeń do lotu. Obmarzanie rurki tego odbiornika w chmurach mogło spowodować niewłaściwą pracę przyrządów membranowych i przyczynić się do zwątpienia załogi we wskazania sztucznego horyzontu..."

Płk A. Milkiewicz w opinii dla Podkomisji Nadzwyczajnej Sejmowej Komisji Obronności, opublikowanej w [14], w oparciu o ekspertyzę płk E. Klechy i płk A. Stasickiego [16] wyklucza decyzję KBWL MON stwierdzając:

"Pozostaje do wyjaśnienia oblodzenie odbiornika ciśnień powietrza PWD-4. Rzekomyście, gdyby ogrzewanie PWD-4 nie było włączone, można było się spodziewać jego oblodzenia..."

"...Jednak KBWL MON postępując niezgodnie z metodyką badania wypadków lotniczych poddała badaniom miejsce po wyłączniku podgrzewu PWD-4 (AZS-10), który został wyrwany z fragmentu zniszczonej w wyniku zderzenia samolotu z ziemią tablicy przyrządów pierwszej kabiny (rys.23). Niszczeniu i jednocześnie wyrwaniu AZS-10 towarzyszyły siły tysiące razy większe od siły potrzebnej do przestawienia dźwigni wyłącznika w położenie wyłączony. W przypadku całkowitej destrukcji kabiny samolotu, metodyka badania wypadków lotniczych nie zaleca określenia położenia niesamohamownych dźwigni wyłączników – przyjmuje się co najwyżej prawdopodobieństwo ich położenia (włączony lub wyłączony) przed momentem zderzenia z ziemią na 50%.

W przypadku katastrofy samolotu TS-11 nr 1 H0713, biorąc pod uwagę zapis na taśmie magnetofonowej [25], a mianowicie:

11:34:40 pilot (491): " Do startu gotów 491 "

11:34:50 KL: " 491, włącz podgrzewy i startować zezwalam FAKTOR "

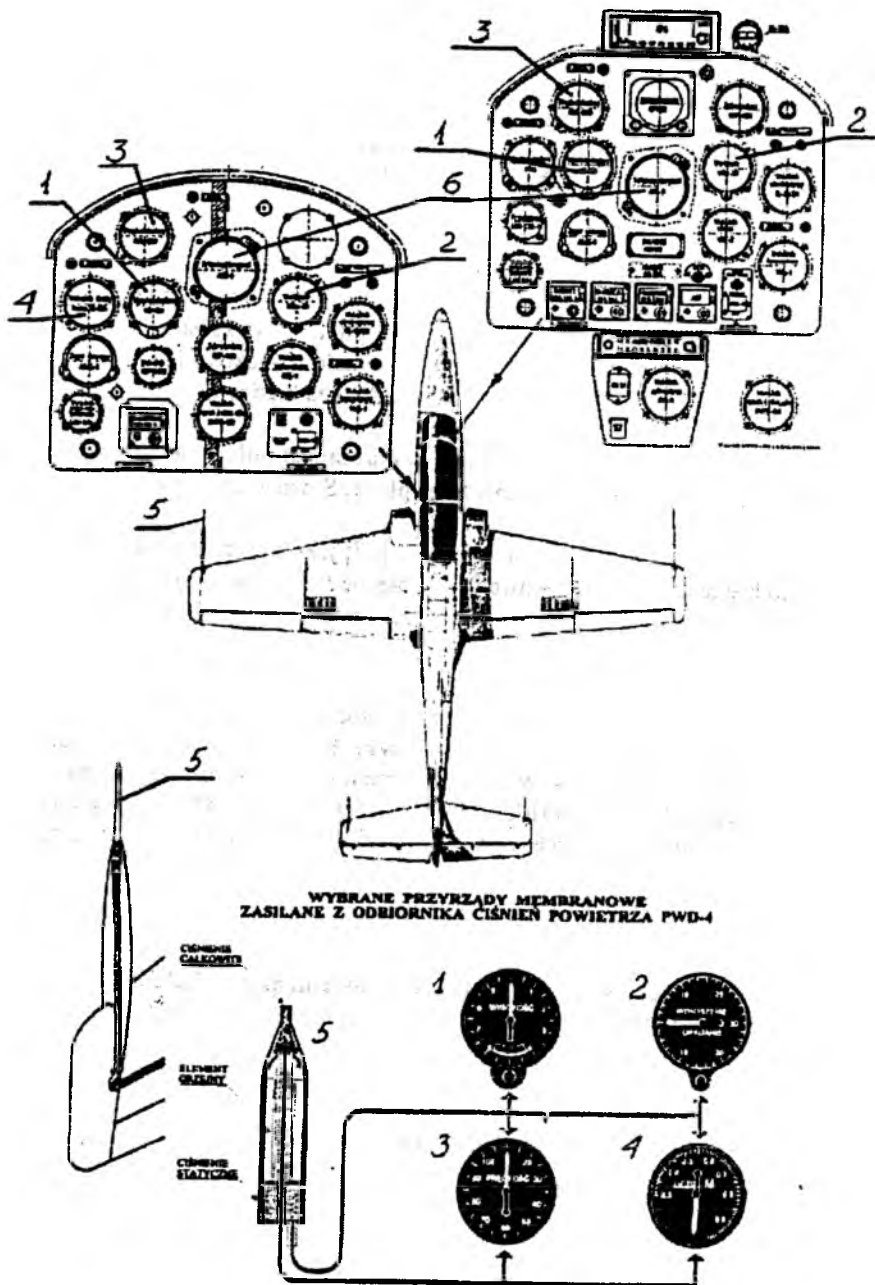
11:34:57 pilot (491): " Włączone 491, startuję ",

można z prawdopodobieństwem większym od 50% powiedzieć, że pilot włączył ogrzewanie PWD-4..."

Komisja BWL MON całą hipotezę katastrofy zbudowała na domniemaniu, nie dając wiary pilotowi potwierdzającemu włączenie AZS-pwd-4 na starcie. Komisja przyjmuje jako wiarygodne badania laboratoryjne statyczne " włączenie przełącznika ", gdy tymczasem niszczenie jest procesem udarowym i przy badaniach dynamicznych trzykrotnie następowało przełączenie w pozycję "wyl".

Komisja BWL MON biorąc pod uwagę " Obładzanie samolotu " rozważała wyłącznie obładzanie rurki OCP PWD-4 i jego wpływ na wskaźniki przyrządów pokłado-

wych: prędkościomierza, wysokościomierza, wariometru i machometru (rys.23). Pominięto całkowicie obładzanie powierzchni nośnych samolotu i wpływ na dynamikę, sterowanie i zachowanie się samolotu w powietrzu.



Rys. 23 Tablice przyrządów w I i II kabinie po modyfikacji oraz wybrane przyrządy membranowe zasilane z odbiornika ciśnień powietrza PWD-4

Komisja dawała wiarę oblodzeniu PWD-4, a szczególnie z pierwszeństwem zakrycia otworów ciśnienia statycznego, a przecież dawała wiarę i nie kwestionowała podawanej przez załogę drogą radiową wysokości zgodnej z zamiarem stacji radarowej – a więc wysokościomierz barometryczny działał. Pilot nie podawał w wątpliwość wskazań przyrządów ciśnieniowych w trakcie lotu.

Uważam, że jeżeli brak jest jednoznacznych dowodów technicznych potwierdzających błędne wskazania na skutek awarii przyrządów ciśnieniowych – membranowych, należy przyjąć, że załoga działała dobrze, a przyrządy wskazywały prawidłowo.

Komisja BWL MON stwierdza:

"zaobserwowany spadek prędkości przyrządowej na prędkościomierzu zapewne spowodowało odruchowe oddanie drążka przez pilota i zwiększenie obrotów silnika oraz przejście samolotu na zniżanie, pomimo małej wysokości lotu". Sugestię Komisji "odruchowe oddanie drążka" uważam za błędną.

Opinia płk dr inż. A. Milkiwicz [14] wykluczająca oblodzenie płatowca jest niewiarygodna, oparta na błędnej ekspertyzie płk A. Stasickiego [16].

KBWL MON oraz płk dr inż. M. Urbański [17] jako przyczynę katastrofy uznał wyłącznie oblodzenie OCP PWD-4 powodujące błędne wskazania przyrządów barometrycznych doprowadzające do utraty orientacji przestrzennej załogi. Hipotezę tę uważam za mało wiarygodną.

Ostatnie stwierdzenie z 10 maja 1999 r. płk D. Konopy [29] o badaniach tarczy machometru w Zakładzie Kryminalistyki Komendy Stołecznej Policji i stwierdzeniu odcisków wskazówki w chwili zderzenia (co dowodzi funkcjonowania OCP PWD-4) całkowicie dyskwalifikuje orzeczenie KBWL MON i wskazuje na zaniedbania w przeprowadzonych badaniach przyczyny katastrofy jednocześnie dowodząc, że system OCP działał prawidłowo.

WNIOSEK

Hipotezę oblodzenia OCP PWD-4 opartą na domniemaniach KBWL MON uważam za niewiarygodną jako bezpośrednią przyczynę utraty orientacji załogi w locie i przyczynę katastrofy samolotu.

7. HIPOTEZA KATASTROFY – NIEWŁAŚCIWE WSKAZANIA SZTUCZNEGO HORYZONTU

Płk A. Milkiewicz w opinii dla Podkomisji Nadzwyczajnej Sejmowej Komisji Obronności [14], w oparciu o ekspertyzę płk E. Klechy, stwierdza:

"...Po zapoznaniu się ze zdjęciami fotograficznymi wskaźników sztucznego horyzontu w I-szej i II-giej kabinie samolotu (w załączeniu) można było stwierdzić, iż oba wskaźniki ustawione są przy tym samym kącie pochylenia – w pobliżu lotu

poziomego. Takiego odczytu dokonano również podczas badania wypadku z tym, że określono na dwóch wskaźnikach ten sam kąt wznoszący 5° (zał. do protokołu BWL MON Nr 5.9), położenie sylwetki samolotu w I kabinie około poziomo, w II kabinie sylwetka zniszczona.

I znowu, metodyka badania wypadków lotniczych pozwala ocenić, czy wskazania sztucznego horyzontu tuż przed zderzeniem samolotu z ziemią były prawidłowe, czy też nie. O ile wskazania wskaźników sztucznego horyzontu pokrywają się z geometrią zderzenia samolotu z ziemią – wskazania były właściwe i odwrotnie, o ile wskazania odbiegają od geometrii zderzenia – wskazania były niewłaściwe. Warunkiem koniecznym jest krótki czas niszczenia samolotu – blokowania wskaźników. W przypadku katastrofy samolotu TS-11 Nr 1H 0713 samolot zderzył się z ziemią przy kącie pochylenia -50° i kącie przechylenia 125° na prawe skrzydło (rys.22).

Zachodzi więc całkowita rozbieżność między wskazaniami wskaźników sztucznego horyzontu i geometrią zderzenia samolotu z ziemią, co jednoznacznie wskazuje na to, że sztuczny horyzont nie odzwierciedlał przestrzennego zorientowania samolotu przed zderzeniem z ziemią.

Podczas zderzenia samolotu TS-11 Nr 1H 0713 przy prędkości 650 km/h, czas blokowania wskazań na wskaźnikach sztucznego horyzontu dla kabiny I wynosił 0.016 s, a dla II kabiny 0.027 s. Natomiast czas potrzebny do przestawienia kąta pochylenia z 50° na nurkowanie do 0° wynosi 0.625 s, a więc w stosunku do czasu blokowania wskaźnika w II kabinie jest on dłuższy aż 20 razy. Nie ma więc fizycznych możliwości na zmianę wskazań sztucznego horyzontu w trakcie niszczenia samolotu.

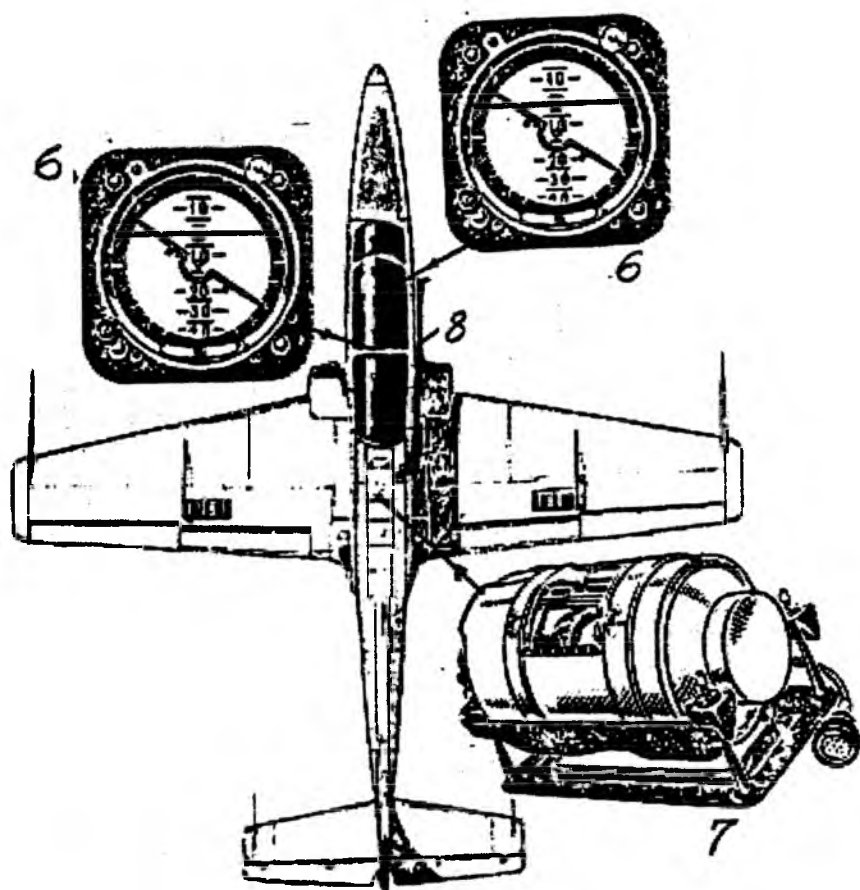
Szczegóły dotyczące zasady działania sztucznego horyzontu AGD-1 przedstawione są w ekspertyzie płk-a mgr inż. Edwarda Klechy sporządzonej na zamówienie Biura Studiów i Ekspertyz Kancelarii Sejmu.

W oparciu o powyższe można jednoznacznie stwierdzić, że przyczyną utraty przez pilota orientacji w przestrzennym położeniu samolotu były niewłaściwe wskazania sztucznego horyzontu.

W związku z powyższymi uszkodzeniami wskaźników i pionu żyroskopowego sztucznego horyzontu w wyniku zderzenia z ziemią i później w wyniku badań przez KBWL MON, nie widać możliwości określenia przyczyn(y) niewłaściwych wskazań. Można jedynie hipotetycznie stwierdzić, iż nie można wykluczyć niewłaściwego działania załogi i niesprawności układu sztucznego horyzontu, choć ze względu na jego niezawodność jest to mniej prawdopodobne...".

"...Biorąc powyższe pod uwagę oraz treść części pierwszej ekspertyzy, można stwierdzić, że przyczyną katastrofy samolotu TS-11 Nr 1H 0713 zaistniałej k/Otwocka w dniu 11.11.1998 r. była utrata przez załogę orientacji w przestrzennym położeniu samolotu na skutek niewłaściwych wskazań sztucznego horyzontu.

Przyczyny niewłaściwych wskazań sztucznego horyzontu nie udało się ustalić z powodu poważnych uszkodzeń zaistniałych podczas zderzenia samolotu z ziemią oraz dalszej destrukcji związanej z badaniem wypadku przez KBWL MON. Można jedynie postawić hipotezy: niewłaściwe wskazania były wyni-



Rys. 24 System sztucznego horyzontu:

- 6 – wskaźniki sztucznego horyzontu,
- 7 – pion giroskopowy (nadajnik),
- 8 – przewody zasilające i przekazujące

kiem niewłaściwego użytkowania sztucznego horyzontu przez załogę (uzgadnianie ramek pionu żyroskopowego lub chwilowe przestawienie wyłącznika sztucznego horyzontu na wyłączenie podczas lotu w chmurach...) lub jego niesprawność, co jest mniej prawdopodobne. Ewentualne niesprawności w użytkowaniu sztucznego horyzontu przez załogę mają związek z nadmiernym pośpiechem załogi wynikłych z błędów organizacyjnych i z wadliwego dowodzenia lotami związanymi z defiladą powietrzną...".

KBWL MON w oparciu o ekspertyzy nie wysuwa powyższej hipotezy przedstawionej przez płk A. Milkiewicza a wcześniej sugerowaną przez „popularną prasę”.

Przewodniczący KBWL MON płk M. Urbański w „Wrażach” [17] pisze:

„...Wyniki ekspertyz sztucznego horyzontu przeprowadzone w trzech niezależnych zakładach dowodzą, że ze względu na znaczny stopień zniszczenia wskaźników i węzła żyroskopowego nie można jednoznacznie wykluczyć ich niewłaściwych wskazań w tym locie. Układ sterowania po starannym odtworzeniu ze szczątków i wykonanych badaniach nie wskazuje na niesprawność przed zderzeniem z ziemią...”

Płk Andrzej Gębura z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Kierownik Pracowni Urządzeń Elektroenergetycznych i Napędów Elektrycznych, Członek podkomisji Technicznej KBWL MON, brał udział w badaniach przyczyn katastrofy TS-11 „Iskra”. Brał udział w badaniach sztucznego horyzontu AGD-1 po katastrofie, stwierdza:

„...Na miejscu katastrofy odnaleziono nadajnik sztucznego horyzontu i wskaźniki zarówno z pierwszej jak i drugiej kabiny. Odnalezione elementy sztucznego horyzontu wyżej wymienione nosiły ślady silnych deformacji. Za wyjątkiem strzępów przewodów przy samych agregatach, (wyżej wymienionych) nie znaleziono elementów wiązek łączących komplet sztucznego horyzontu ...”.

„...Wirnik żyroskopu nadajnika sztucznego horyzontu do chwili zaprasowania będącego następstwem katastrofy, obracał się. W nadajniku sztucznego horyzontu stwierdzono położenie selsynów w kanale pochylenia ok. 83° (na pochylenie), a w kanale przechylenia ok. 30° na prawe skrzydło. Poddane oględzinom wskaźniki odpowiednio wskazywały: a 0 wskaźnik z pierwszej kabiny: -po odcięciu tylnej części sztucznego horyzontu wskazywał 15° w kierunku opadania ”.

„...Jednocześnie nadmieniam, iż zdjęcie rys.2 z załącznika nr 5 do protokołu Komisji KBWL MON, przedstawia sztuczny horyzont z pierwszej kabiny po odcięciu maskownicy (przedniej części sztucznego horyzontu). Zdjęcie to zatem nie odzwierciedla stanu przed demontażem przyrządu, a zatem jest mylące...”.

„...Środek sylwetki nosi ślady przełamania i nie jest dociśnięty do skali pochylenia, w związku z czym po tym środku sylwetki nie możemy sądzić o kącie przechylenia;

b) wskaźniki z drugiej kabiny:

- przed zdjęciem maskownicy przyrządu 5° w kierunku wznoszenia (względem znaczników na maskownicy);
- po odcięciu tylnej części sztucznego horyzontu wskazywał położenie 15° w kierunku opadania;
- sylwetka samolotu oceniana względem śladów przyłączeń do zębátky znajdowała się w położeniu 30° na prawe skrzydło ”.

„...Dane znajdujące się na wskaźnikach sztucznego horyzontu zarówno w pierwszej jak i drugiej kabinie nie były zgodne z położeniem selsynów w nadajniku sztucznego horyzontu. Według mnie, rozbieżność ta mogła wystąpić dlatego, że samolot podczas opadania uderzył na wysokości ok. 11 metrów w drzewo (rys.22) w okolicy prawego wlotu powietrza, a więc miejscu, gdzie prowadzone są wiązki łączące: nadajnik, wskaźniki i ich zasilanie (kompletu sztucznego horyzontu) (rys. 24). Mogła zatem powstać przerwa np. w zasilaniu sztucznego horyzontu (vide pkt. 4, str. 18 załącznika nr 5 do protokołu KBWL) albo też przerwanie fazy w łączu selsynowym, które to z braku technicznego nie było doświadczalnie sprawdzone po wypadku.

Podczas badań przeprowadzonych w WZL-3 w Dęblinie, które polegały na odzwierciedleniu ostatniej fazy lotu przez nadajnik sztucznego horyzontu z jednoczesnym wyłączeniem zasilania pod koniec badań, stwierdziłem, że skale pochylenia odbijają się od ograniczników (po odcięciu wspomnianego zasilania) i przemieszczają się w kierunku horyzontu, natomiast skale przechylenia obracają się chaotycznie, a zatem w taki sposób wytłumaczyć można różnice wskazań przechylenia zarejestrowanych na wskaźnikach. Na podstawie przeprowadzonych badań nie stwierdziłem dowodów na nieprawidłowe działanie kompletu sztucznego horyzontu w czasie lotu samolotu, który uległ katastrofie...".

Przytoczyłem obszernie fragmenty zeznania płk A. Gębury i uważam, że badania specjalisty przedstawiające jednoznacznie i merytorycznie ocenę pracy i niszczenia sztucznego horyzontu zestawu AGD-1 są wiarygodne i całkowicie przeciwstawne przypuszczeniom i przyjętym domniemaniom płk dr inż. A. Milkiewicza.

Płk dr inż. A. Milkiewicz wprowadził w swoich rozważaniach:

- przypuszczenia błędnego i chaotycznego działania załogi
- uderzenie w ziemię i czasy niszczenia przedniej części kadłuba

Rys. 22 oraz opis upadku samolotu wykonany przez Komisję Techniczną KBWL MON przedstawia:

- pierwsze zderzenie w wierzchołkach drzewa na wysokości 11 m prawą stroną kadłuba u nasady skrzydła
- drugie uderzenie prawym skrzydłem w ziemię i obrót w płaszczyźnie skrzydeł
- uderzenie końcówką lewego skrzydła w drzewo a następnie niszczenie kadłuba

Badania techniczne przeprowadzone na szczątkach systemu sztucznego horyzontu, a w szczególności eksperyment płk dr inż. A. Gębury, są wiarygodne i oparte na faktach przeciwstawnych domniemaniom płk dr inż. A. Milkiewicza.

W świetle powyższych opinii uważam hipotezę katastrofy przedstawioną przez płk dr inż. A. Milkiewicza jako mało prawdopodobną i niewiarygodną.

8. WNIOSKI

1. Za najbardziej prawdopodobną uważam hipotezę katastrofy traktującą, jako bezpośrednią przyczynę oblodzenie płatowca, które wystąpiło gwałtownie w fazie wznoszenia w warunkach atmosferycznych intensywnego obładzania
2. Hipotezę katastrofy przyjmującą oblodzenie odbiornika ciśnień powietrza PWD-4 uważam jako mało wiarygodną, opartą na "przypuszczeniach", którą należy odrzucić
3. Hipotezę katastrofy spowodowanej niesprawnością sztucznego horyzontu należy uznać za niewiarygodną, opartą na "domniemaniach", wykluczoną przez wiarygodne, merytoryczne badania i ekspertyzy – należy odrzucić

4. Przedstawiona hipoteza oblodzenia płatowca i katastrofy jest zgodna z szerokim przedstawieniem w I Ekspertyzie [24], II Ekspertyzie [25] oraz III Ekspertyzie [26].
5. Pptk dr hab. inż. Krzysztof Sibiński z Wojskowej Akademii Technicznej dostarczył mi w dniu 13 maja 1999 roku swoje wyniki badań numerycznych uzyskane z symulacji numerycznej przebiegu katastrofy samolotu TS-11 "Iskra". Lot poziomy, wznoszenie w warunkach oblodzenia przy zachowaniu początkowych parametrów lotu są zgodne z moją hipotezą przebiegu katastrofy co do fizyki zjawiska i uzyskanych wartości parametrów lotu. Przedstawione wyniki potwierdzają hipotezę oblodzenia płatowca, a tym samym, wątpliwe stają się hipotezy: oblodzenia OCP i awarii giroskopu.

Bibliografia

- [1] Addy H. E., Potapczuk M. G., Sheldon D. W.: „Modern Airfoil Ice Accretions” NASA Technical Memorandum 107423, AIAA-97-1074, 1997;
- [2] ART. Aircraft All Weather Operations, Published by Are international (Regional), France, November 1996;
- [3] Bilanin A. J.: „Proposed modifications to ice accretion/icing scaling theory” *Jurnal of aircraft*, vol.24 [1991];
- [4] Bradburg T.: „Meterology and Flight - Apit'os „quite to weather” A&C Black, London 1996
- [5] Cebeci T.: „Effect of Ice on Airfoli Stall at High Reynolds Numbers”, California State University, Long Beach. AIAA Journal, vol 33, No 7, Technical Notes 1995
- [6] Dietenberger M. A.: „A simple takeoff or landing procedure with wing surface contaminations” *Aircraft Journal dec.*[1984];
- [7] Godek S.: „Dynamika lotu samolotu w warunkach oblodzenia na przykładzie samolotu TS-11 „Iskra” Magisterska praca dyplomowa, promotor prof. J. Maryniak. Wydział MEiL Politechnika Warszawska. Warszawa 1989;
- [8] Hesri I.: „Wpływ oblodzenia elementów nośnych samolotu na własności dynamiczne i stateczność lotu” Rozprawa doktorska, promotor prof. J. Maryniak, Wydział MEiL Politechnika Warszawska, Warszawa 1993. (niepublikowana);
- [9] Hesri I., Maryniak J.: „Symulacja numeryczna wpływu oblodzenia powierzchni nośnych samolotu na charakterystyki aerodynamiczne i parametry dynamiczne” *Prace Instytutu Lotnictwa nr.135 Wydawnictwa Przemysłu Lotniczego*. Warszawa 1993;
- [10] Maryniak J.: „Dynamiczna teoria obiektów ruchomych” *Prace Naukowe Mechanika nr 32 WPW Warszawa* 1975;
- [11] Maryniak J.: „Ogólny model matematyczny sterowanego samolotu” *Mechanika Teoretyczna i Stosowana, „Mechanika w Lotnictwie”, Warszawa* 1972;
- [12] Maryniak J.: „Dynamika samolotu z intensywnym oblodzeniem w locie na przykładzie TS-11 „ISKRA”” *Zeszyty Naukowe Katedry Mechaniki Stosowanej Politechniki Śląskiej, XXXVIII Sympozjon „Modelowanie w Mechanice”, z. 7/99, Gliwice* 1999
- [13] Мазин У. П.: „Физические основы обледенения самолетов”, ГИМИЗ Москва 1967

- [14] Milkiewicz A.: „Katastrofa samolotu TS-11 „Iskra” koło Otwocka 11 listopada 1998 r. - a metodyka badania wypadków lotniczych”, Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Poznań marzec 1999
- [15] Ritz L., Glaser H.: „Der Kältenwindkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen.” Luftwissen Bd 5 N.1 1948;
- [16] Stasicki A. „Przyczyną katastrofy samolotu TS-11 „Iskra” - 11 listopada 1998 r. w aspekcie zabezpieczenia meteorologicznego”. Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Poznań, kwiecień 1999.
- [17] Urbański M.: „Odlodzenie nie tylko wyobraźni: Wiraze” - Magazyn Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Nr 24 (1924) Rok XLVII, 13 grudnia 1998 r

Regulaminy i instrukcje

- [18] Regulamin Lotów Lotnictwa Wojskowego (RL-86). DWL. Lot. 2535/86 Poznań 1986
- [19] „Oblodzenie statków powietrznych” DWL/Wewn. 688/76 DWL Oddział Służby Meteorologicznej, Poznań 1976
- [20] „Samolot TS-11 „Iskra”, Instrukcja techniki pilotowania”. Lot. 1851/78. Ministerstwo Obrony Narodowej, Dowództwo Wojsk Lotniczych, Poznań 1978
- [21] „Instrukcja techniki pilotowania samolotu TS-11 „Iskra” po modernizacji” WLOP 272/98, Dowództwo Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej, Poznań 1998
- [22] Plachciński S.: „Eksploatacja zimowa samolotu ATR-72” Informacje dla pilotów. PLL-LOT. Warszawa 1998;
- [23] „Taniec na cienkim lodzie” Informacje dla pilotów PLL-LOT.

Ekspertyzy

- [24] Maryniak J.: Ekspertyza biegłego sądowego dotyczącej katastrofy TS-11 „Iskra” nr 1H 0713 w dniu 11 listopada 1998 w Otwocku w sprawie Po. SI 27/98 dla Wojсковej Prokuratury Okręgowej w Warszawie. Warszawa, 29 stycznia 1999 r. Ekspertyza I.
- [25] Maryniak J.: Ekspertyza biegłego sądowego dotyczącej katastrofy TS-11 „Iskra” nr 1H 0713 w dniu 11 listopada 1998 w Otwocku w sprawie Po. SI 27/98 dla Wojсковej Prokuratury Okręgowej w Warszawie. Warszawa, 10 marca 1999 r. Ekspertyza II.
- [26] Maryniak J.: Ekspertyza biegłego sądowego dotyczącej katastrofy TS-11 „Iskra” nr 1H 0713 w dniu 11 listopada 1998 w Otwocku w sprawie Po. SI 27/98 dla Wojсковej Prokuratury Okręgowej w Warszawie. Warszawa, 23 kwietnia 1999 r. Ekspertyza III.

Literatura

- [27] Bokulich F.: „A new method for ice removal.” Aerospace Engineering. August 1998.
- [28] Wright W. B, Potapczuk M. G.: „Computational simulation of Large Droplet Icing.” NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH.
- [29] Konopa D.: „Iskra jeszcze raz do komisji” rozmowa A. Frydrychowicz, Trybuna, nr 2798, Warszawa, 10 maja 1999.

Spis treści ML-IX 2000

- **Al-Sharabi M., Maryniak J.** – Modelowanie i symulacja numeryczna przestrzennego ruchu samolotu automatycznie sterowanego w kanale pochylania – zmiana toru lotu na zadaną wysokość w sposób oscylacyjno-zbieżny 5
- **Baranowski L.** – Symulacja komputerowa lotu raket przeciwlotniczych sterowanych jednokanałowo 17
- **Blajer W., Graffstein J., Krawczyk M.** – Metody modelowania i symulacji numerycznej programowego ruchu samolotu 29
- **Bojanowski J.** – Informacja o orientacji przestrzennej pilota, występujące w niej sprzeczności oraz sposób rozdzielania informacji pochodzącej od zmysłu równowagi od informacji płynącej od zmysłu wzroku 41
- **Brusow W., Goriunow A., Chernyszow M.** – Metoda wstępnej analizy zapisu SARPP-12 przy badaniu wypadków lotniczych 57
- **Brusow W., Owcharenko W.** – Metody sterowania modalnego w planowaniu testowych manewrów podczas badań w locie samolotów i śmigłowców 65
- **Cichoń M., Maryniak J.** – Sterowanie samolotem w zakręcie z uwzględnieniem efektów giroskopowych turbinowych silników odrzutowych 75
- **Deptuła R., Maryniak J.** – Utrzymanie zadanych parametrów lotu samolotu sterowaniem przez pilota automatycznego po wejściu w silny podmuch 87

- DUBIEL S. – Samonaprowadzanie rakiet w zestawieniu z programem minimalno-czasowego naprowadzania 99
- FARYŃSKI A., LOROCH L., MILEWSKI W., ZIÓŁKOWSKI Z., ŻYLUK A. – Możliwości badań eksperymentalnych bomb lotniczych z wykorzystaniem autonomicznych rejestratorów cyfrowych 111
- GACEK J., DEC R. – Ogólna koncepcja przelicznika balistycznego radiolokacyjnego zestawu rozpoznania artylerii 121
- GAJDA K., NARKIEWICZ J. – Metody integracji układów INS/GPS 133
- Goszczyński J., Grajecki M., Maryniak J. – Model fizyczny i model matematyczny zasobnika lotniczego w fazie rozrzucania subamunicji 145
- Goszczyński J., Grajecki M., Pyrz J., Radlicz A. – Wpływ uproszczeń aerodynamicznych na wyniki obliczeń obciążeń usterzenia poziomego w locie manewrowym na przykładzie samolotu testowego 157
- Goszczyński J., Kowaleczko G., Maryniak J. – Odtworzenie sterowania samolotem poprzez rozwiązanie zagadnienia odwrotnego 167
- Goszczyński J., Michalski W., Pietrucha J. – Modelowanie aerodynamiczne po estymacji jako etap identyfikacji parametrów samolotu 179
- Graffstein J., Maryniak J. – Analiza dynamiki ruchu powierzchni sterowych małego samolotu 185
- Klepacki Z. – Uwarunkowania doboru śmigłowych zespołów napędowych samolotu 199
- Klepacki Z., Majka A. – Znaczenie struktury zbioru zadań w projektowaniu systemu wielozadaniowego 207
- Koruba Z. – Błędy girokopu przy nawigacji bezpilotowego aparatu latającego (BAL) 215

- **Kubryński K.** – Obliczanie pochodnych aerodynamicznych pełnego układu samolotu w oparciu o metodę panelową 227
- **Lasek M., Sibilski K.** – Wpływ interferencji aerodynamicznej na ruch zrzuconych z samolotu zasobników 239
- **Ładyżyńska-Kozdraś E., Maryniak J.** – Dynamika naprowadzania sterowanej automatycznie rakiety na samolot w manewrze obronnym 247
- **Łuczyński S., Narkiewicz J.** – Modelowanie układu profilu lotniczego do analizy układów inteligentnych 261
- **Marusak A., Pietrucha J.** – Porównanie metody klasycznej i zasady Pontriagina jako sposobów projektowania regulatora przechylania rakiety 273
- **Narkiewicz J., Gajda K., Rogoski J.** – Wykorzystanie koncepcji zintegrowanych lotniczych układów nawigacyjnych w nawigacji lądowej 285
- **Nosal Z., Selerowicz W.** – Badanie wpływu wilgotności powietrza na opływ modelu w tunelu aerodynamicznym 293
- **Otrębska A., Maryniak J.** – Wpływ strzelania seriami powtarzalnymi z działka pokładowego na ruch przestrzenny samolotu na przykładzie I-22 "Iryda" 301
- **Pietrucha J., Sibilski K.** – Od ptaka do ornitoptera – mechanika lotu skrzydeł machających 311
- **Rodzewicz M.** – Systemy zbierania danych w locie w badaniach certyfikacyjnych szybowców PW-5 i PW-6 323
- **Rogoski J., Narkiewicz J.** – Wykorzystanie trójosiowej sondy magnetycznej w układzie zintegrowanym z GPS 335
- **Sibilski K.** – Analiza transgranicznych stanów lotu supermanewrowych samolotów za pomocą teorii systemów dynamicznych 347
- **Sibilski K.** – Symulacja lotu wznoszącego samolotu w warunkach intensywnego oblodzenia 361

- **Sierputowski P., Rewucki P.** – Charakterystyki aerodynamiczne cienkiego płata przy narastającym oblodzeniu 377
- **Sierputowski P., Rewucki P.** – Wpływ struktury przepływu w warstwie przyściennej na postać oblodzenia powstającego na płacie 387
- **Sierputowski P., Tarnogrodzki A.** – Tunel aerodynamiczny o stałej temperaturze pracy 397
- **Słota K., Maryniak J.** – Modelowanie fizyczne i matematyczne dynamiki torped lotniczych w trakcie lotu swobodnego 403
- **Szumański K., Bereżański J.** – Poszerzanie granic użytkowania śmigłowców podczas manewrów przy małych prędkościach lotu 417
- **Szumski M.** – Wpływ zbioru zadań na dobór optymalnego profilu skrzydła samolotu 429
- **Tomczyk A.** – Uskok wiatru: zjawisko, systemy ostrzegania i procedury minimalizujące skutki 439
- **Wrzesień S.** – Numeryczne rozwiązania równań Naviera-Sokes'a dla wybranych zagadnień ściśliwego płaskiego opływu gazem przewodzącym ciepło 453
- **Złocka M.** – Wrażliwość strukturalna modelu sterowanego ruchu samolotu 465
- **Żyluk A., Winczura Z., Olejniczak E.** – Wyznaczanie charakterystyk balistycznych bomb lotniczych przy pomocy radaru balistycznego 477
- **Maryniak J.** – Fizyka intensywnego obładzania i jego wpływ na dynamikę samolotu – na przykładzie TS-11 "Iskra" 487

Wydawnictwo zostało sfinansowane przez:

- Instytut Lotnictwa, Warszawa
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa
- Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej
- Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia, Warszawa
- Wydział Uzbrojenia i Lotnictwa Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie
- Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej

ISBN 83-902194-3-3

Zakład Poligraficzny KO, ul. Paryska 25, 03-945 Warszawa, tel./fax 617-60-87