ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1992

Seria: MECHANIKA z. 107 Nr kol. 1154

Jerzy Maryniak, Jimoh Pedro
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

MODELOWANIE MATEMATYCZNE WPŁYWU ZMIENNEGO RUCHU POWIETRZA NA DYNAMIKĘ LĄDUJĄCEGO SAMOLOTU

Streszczenie. W pracy przedstawiono modelowanie matematyczne wpływu uskoku wiatru na własności dynamiczne samolotu podczas podchodzenia do lądowania. Przedstawione wyniki ujawniają nowe perspektywy w analizie ruchu samolotu z uwzględnieniem wpływu zmiennego ruchu powietrza.

Резюме. В работе представлено математическое моделирование влияния волны ветра на динамические свойства самолёта идущего на посадку. Представлены результаты, показывающие новые перспективы анализа полёта с учётом влияния переменного движения воздуха.

Summary. The mathematical modelling of the effects of windshear on the dynamic properties of a multi-engine aircraft during an approach to landing is presented in the paper. The results obtained show new perspectives on the analysis of the aircraft motion with the effects of windshear terms.

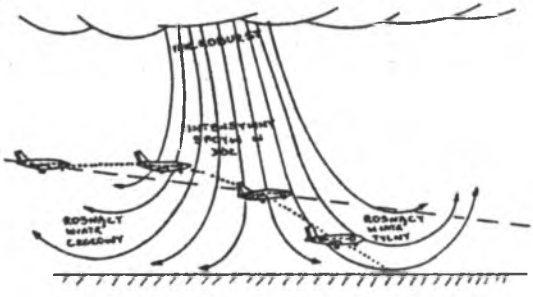
1. WSTĘP

Spotkania samolotu z konwekcyjnie indukowanym uskokiem wiatru mogą znacznie wpływać na osiągi samolotu podczas startu lub lądowania. Tego rodzaju uskoki wiatru były istotnym czynnikiem w kilku wypadkach lotniczych w ostatnich 25 lat.

Uskok wiatru jest to zmiana siły i , lub kierunku wiatru następująca w stosunkowo krótkim czasie wzdłuż toru lotu samolotu. Uskok wiatru może występować w różnych warunkach pogodowych, takich jak: front podmuchu wiatru, fronty bryz morskich oraz fale górskie; ale najczęściej jest związany z burzą konwekcyjną. Przykładem tego typu burzy konwekcyjnej jest microburst, który w szczególności jest śmiertelną formą uskoku wiatru na

niskiej wysokości. Microburst, który szczegółowo omawiano w [1]; jest intensywnym lokalnym spływem wiatru w dół, trwającym przez 2-5 min, który rozpływa się zewnętrznie przy ziemi. Zazwczaj zasięg tego spływu na zewnątrz wynosi około 4 km.

Microburst jest poważnym problemem dla lądującego lub startującego samolotu ponieważ wtedy samolot nie ma wielkiego zapasu wysokości i prędkości lotu. Rys.1 przedstawia typowy scenariusz przejścia lądujacego samolotu przez jądro uskoku wiatru typu microburst. Według statystyki amerykańskiej w okresie 1964-1986 zdarzały się 32 wypadki samolotów transportowych, które można przypisywać działaniom uskoku wiatru na małej wysokości. Ponad 500 osób poniosło śmierć w wyniku tych wypadków.



Rys. 1.

Fig. 1

Dotychczas mało informacji na ten temat jest w większości podręczników z dziedziny dynamiki lotu samolotu [2,3,4,5,6]. Na ogół przyjmuje się : stały lub zerowy wiatr przy wyprowadzeniu i analizie równań ruchu obiektu.

Celem niniejszej pracy jest symulacja numeryczna lotu samolotu z uwzględnieniem wpływu zmiennego ruchu powietrza podczas podchodzenia do lądowania. Podjęto również w tej pracy próbę oszacowania zmian współczynników aerodynamicznych spowodowanych uskokiem wiatru.

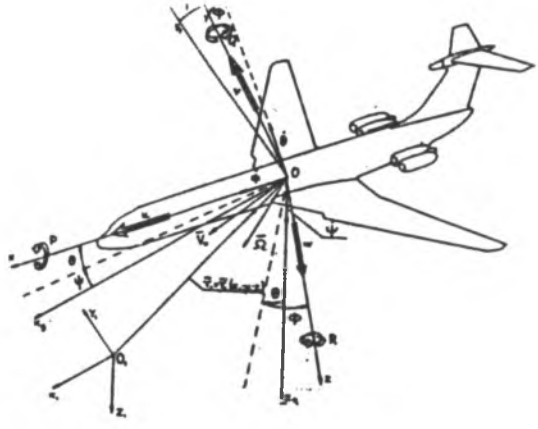
2. MODEL USKOKU WIATRU TYPU MICROBURST

Określono rozkład wiatru i jego gradienty z modelu BRAYa. To jest model uskoku wiatru opracowany przez zespół naukowo-badawczy ośrodka NASA Ames Research Center. Opiera się on na danych meteorologicznych z eksperymentu JAWS (Joint Airport Weather Studies), który wykonano w USA w roku 1982.

Przyjęto osiowosymetryczną kolumnę strumienia powietrza skierowanego w dół ,ze zmianą prędkosci pionowej względem jej głownej osi. Poniżej pewnej wysokości H_T ,pionowa prędkość wiatru zmienia się względem położenia w sposób wykładniczy. Zastosowano równanie ciągłości do wyznaczenia pozostałych składowych prędkości wiatru czyli W_R ,W_X ,W_Y [9].

3. MODEL MATEMATYCZNY SAMOLOTU

Założono, że samolot jest sztywną bryła o sześciu stopniach swobody. Do opisu dynamiki obiektu latającego przyjęto cztery układy odniesienia (rys. 2):



Rys. 2.

Fig. 2.

- układ Oxyz sztywno związany z obiektem,
- układ prędkościowy $Ox_ay_az_a$ związany z kierunkiem przepływu ośrodka,
- układ grawitacyjny $Ox_gy_gz_g$ związany z samolotem, równoległy do układu $O_1x_1y_1z_1$,
- nieruchomy układ grawitacyjny $O_1x_1y_1z_1$ związany z ziemią

Chwilowe położenie bieguna układu odniesienia Oxyz związanego z obiektem względem nieruchomego układu $O_1x_1y_1z_1$ związanego ziemią opisuje wektor $\bar{r}_1$:

$$\bar{r}_1 = x_1 \cdot \bar{i} + y_1 \cdot \bar{j} + z_1 \cdot \bar{k} \tag{1}$$

oraz kąty obrotu samolotu (tzw. quasi-eulerowskie) ϕ ,θ ,ψ określające jednoznacznie położenie układu związanego z samolotem Oxyz względem układu $Ox_g y_g z_g$ równoległego do $O_1 x_1 y_1 z_1$.

Dynamiczne równania ruchu samolotu wyprowadzono stosując równania Boltzmanna-Hamela dla układów o więzach holonomicznych [4,7]

Przy następujących uproszczeniach:

$$y_c = z_c = 0 \; ; J_{xy} = J_{yz} = 0 \; ; \; i \; y_A = 0 \; ,$$

równania dynamiki samolotu przybierają postać :

$$\mathbf{A}\cdot\dot{\mathbf{X}} + \mathbf{B}\cdot\mathbf{X} = \mathbf{C} \tag{2}$$

gdzie: **A** - macierz bezwładności,

B - macierz sztywności,

C - macierz sił i momentów zewnętrznych,

X - wektor stanu.

$$\mathbf{X} = \mathrm{col}\ [U,V,W,P,Q,R] \tag{3}$$

Zmiany spowodowane uskokiem wiatru przejawiają się w macierzy C:

$$\mathbf{C} = \mathrm{col}\ [X,Y,Z,L,M,N] \tag{4}$$

$$X = X_g + X_T + \frac{1}{2}\rho V_A^2 S C_X + X_Q(Q-Q_W) + X_{\delta H} + X_{\alpha ZH} \tag{5}$$

$$Y = Y_g + Y_T + \frac{1}{2}\rho V_A^2 S C_Y + Y_P(P-P_W) + Y_R(R-R_W) + Y_{\delta V} + Y_{\delta L} \tag{6}$$

$$Z = Z_g + Z_T + \frac{1}{2}\rho V_A^2 S C_Z + Z_Q(Q-Q_Q) + Z_{\delta H} + Z_{\alpha ZH} \tag{7}$$

$$L = L_g + L_T + \frac{1}{2}\rho V_A^2 S(-z_A\cdot C_X - c\cdot C_L) + L_P(P-P_W) + L_R(R-R_W) + L_{\delta L} + L_{\delta V} \tag{8}$$

$$M = M_g + M_T + \frac{1}{2}\rho V_A^2 S(-z_A\cdot C_X + x_A\cdot C_Z + c.C_M) + M_{\dot{W}}(\dot{W}-\dot{W}_Z) + M_Q(Q-Q_W) + M_{\delta H} + M_{\alpha ZH} \tag{9}$$

$$N = N_g + N_T + \frac{1}{2}\rho V_A^2 S(x_A\cdot C_Y - c\cdot C_M) + N_P(P-P_W) + N_R(R-R_W) + N_{\delta L} + N_{\delta V} \tag{10}$$

przy czym:

- prędkość opływu

$$V_A^2 = (U-W_X)^2 + (V-W_Y)^2 + (W-W_Z)^2 \tag{11}$$

- kąt natarcia

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{W - W_Z}{V_A}\right) \tag{12}$$

- kąt ślizgu

$$\beta = \arcsin\left(\frac{W - W_Y}{V_A}\right) \tag{13}$$

- W_X, W_Y, W_Z : składowe liniowej prędkości wiatru $\bar{W}$ w układzie Oxyz,
- P_W, Q_W, R_W : składowe kątowej prędkości wiatru $\bar{\Omega}_W$ w układzie Oxyz.

Wektor prędkości kątowej $\bar{\Omega}$ jest związany z wektorem prędkości liniowej zależnością [8,10]:

$$\bar{\Omega} = \frac{1}{2}\nabla * \bar{W} \tag{14}$$

Układ równań (2-14) uzupełniono związkami kinematycznymi [4]. Przedstawiony model pozwala na pełną analizę i symulację dowolnego samolotu z uwzględnieniem wejścia w zmienny ruch powietrza.

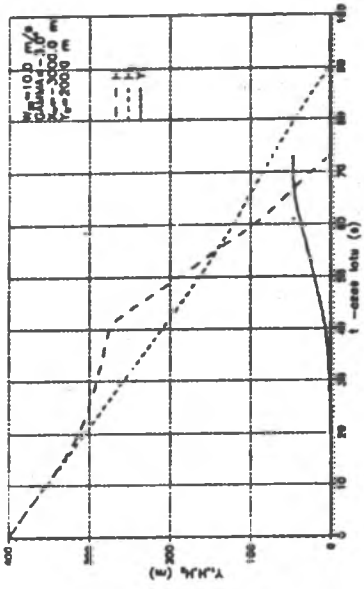
4. SYMULACJA WEJŚCIA SAMOLOTU W ZMIENNY RUCH POWIETRZA

Symulując wejście samolotu w zmienny ruch powietrza przy lądowaniu przyjęto jako warunki początkowe lot ustalony wzdłuż ścieżki schodzenia oraz niezmienne w czasie wychylenia powierzchni sterowych i ciąg zespołu napędowego.

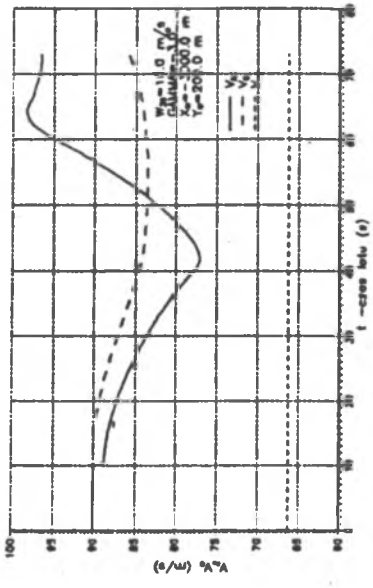
Spośród wielu możliwych profili wiatru w pobliżu lotniska rys. 1 do celów symulacji przyjęto jedną z najbardziej niekorzystnych sytuacji, czyli że jądro zaburzenia wiatru znajduje się w pozycji x_W=-3000 m i y_W=200 m w stosunku do progu pasa startowego oraz o natężeniu W_{z0}=10 m/s.

Symulację numeryczną przeprowadzono na komputerze IBM-PC XT. Napisano program symulacyjny w języku FORTRAN. Obliczenia przykładowe wykonano dla samolotu pasażerskiego klasy IŁ-62. Wyniki badań przedstawiono na rys. 3-6. Jako wyniki otrzymano przebiegi zmiennych $H, \alpha, \beta, \gamma, \alpha_W, V_A$ i V_o w czasie oraz przebiegi składowych prędkości wiatru w funkcji odległości od progu pasa startowego x_1

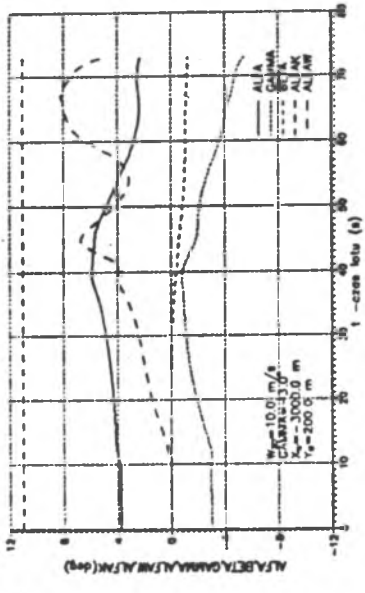
Na rys. 3 przedstawiono wykresy zmian wysokości lotu H w funkcji x_1. Lot ten skończył się niedolotem około 300 m. Rys. 4 przedstawia wykresy prędkości V_A i V_o w zależności od czasu lotu. Przebiegi czasowe kątów α, β, γ i α_W przedstawiono na rys. 5. Rys. 6 przedstawia przebiegi składowych prędkości wiatru w funkcji x_1.



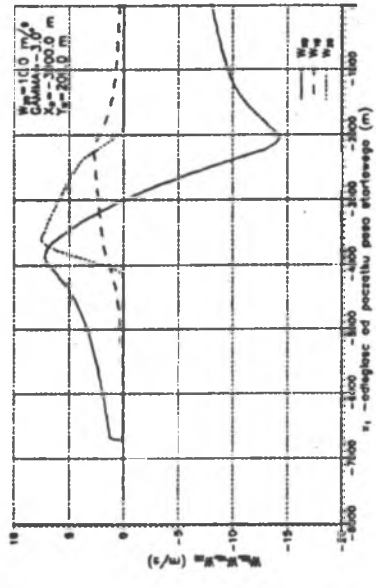
Rys. 3.
Fig. 3.



Rys. 4.
Fig. 4.



Rys. 5.
Fig. 5.



Rys. 6.
Fig. 6.

Przedstawione wyniki ujawniały nowe perspektywy w analizie ruchu samolotu z uwzględnieniem wpływu wiatru. Dalsze prace w przyłości pokażą, w jaki sposób zwalczyć zagrożenia uskoku wiatru w pobliżu ziemi, stosując układy automatycznego sterowania (autopiloty). Przedstawiona metoda symulacji numerycznej może być w sposób stosunkowo prosty zastosowana do symulacji dowolnego samolotu transportowego o napędzie turboodrzutowym.

LITERATURA

[1] Fujita T.T.: The Downburst, SMRP Research Paper 210, University of Chicago, Chicago, IL 1985.

[2] Etkin B.: Dynamics of Atmospheric Flight, John Wiley $ Sons, Inc, New York 1972.

[3] Fiszdon W.: Mechanika lotu, t.1 i 2, PWN, Warszawa - Łódź 1961.

[4] Maryniak J.: Ogólny model symulacji samolotu, Sprawozdanie nr 140/85.

[5] Babister A.W.: Aircraft Dynamic Stability and Response, Pergamon Press, New York 1980.

[6] McRuer D., Ashkenas I. and Graham D.: Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton University Press, Princeton, New Jork 1973.

[7] Gutowski R.: Mechanika analityczna, PWN, Warszawa 1971.

[8] Brockhaus R.: Flugregelung I und II, R. Oldenbourg Verlag, München-Wien 1977.

[9] Bray R.S.: A Method for Three-dimensional Modelling of Windshear Environments for Flight Simulator Applications, NASA TM85969 1985.

[10] Bowles R.L. and Frost W.: Windshear/Turbulence Inputs to Flight Simulation and Systems Certification, NASA CP-2474 1987.

MATHEMATICAL MODELLING OF THE EFFECTS OF WINDSHEAR ON THE DYNAMICS OF AIRCRAFT DURING LANDING

This paper presents the mathematical modelling of the effects of windshear on the dynamic properties of a multi-engine aircraft during an approach to landing. The complete set of non-linear equatios of motion for the aircraft are derived to include the three-dimensional variable winds and windshear terms (the temporal and spatial gradients of the wind).

The computation of changes of the aerodynamic coefficients due to windshear are based on quasi-steady aerodynamics. The state-vector for jet transport flying through an idealized microburst during landing are computed using fifth and sixth order integration method "DVERK". The obtained results show new perspectives on the limits of an aircraft flying through the microburst.