ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1993

Seria: MECHANIKA z. 113 Nr kol. 1198

Tomasz M. CZYŻYKOWSKI Józef A. PIETRUCHA

Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

MODELOWANIE TURBULENCJI ATMOSFERYCZNEJ NA POTRZEBY TECHNIKI STEROWANIA CZYNNEGO OBIEKTAMI LATAJĄCYMI

Streszczenie. Omówiono model empiryczny turbulencji atmosferycznej jako zjawiska losowego w postaci Drydena. Przedstawiono rozwiązanie gaussowskiego zagadnienia liniowo-kwadratowego jako bazy techniki sterowania czynnego obiektami latającymi w niespokojnej atmosferze. Rozważania ogólne zilustrowano przykładem tworzenia modelu podłużnego ruchu samolotu sztywnego w turbulentnych podmuchach pionowych.

MODELLING OF ATMOSPHERIC TURBULENCE FOR THE PURPOSES OF CONTROL CONFIGURED VEHICLE TECHNOLOGY

Summary. In the paper an empirical random model of the atmospheric turbulence is shown. The solution of the Gaussian Linear Quadratic Problem is treated as a basis for CCV-Technology. For the illustration of the general consideration the model of symmetric motion of a rigid airplane flying in vertical random gust is presented.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АТМОСФЕРИЧЕСКОЙ ТУРБУЛЕНЦИИ ДЛЯ ТЕХНИКИ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ

Резюме. Обслужено эмпирическую модель турулентной атмосферы как случайного процесса в виде Драйдена. Представлено решение гауссовской линейно-квадратической проблемы как основы техники активного управления летательных аппаратов в неспокойной атмосфере. Общие рассуждения проиллюстрировано примером создания модели продольного движения жесткого самолета находящегося в турбулен- тных порывах ветра.

1. WSTĘP

Do dzisiaj, mimo wielkich wysiłków i nakładów finansowych na badania, liczba wypadków lotniczych spowodowanych turbulencją jest nadal duża [1]. Przez długie lata powszechnie stosowaną metodą zapobiegania kłopotom było wyznaczanie statystycznych obciążeń aerodynamicznych i odpowiednie do nich projektowanie obiektów latających (OL) [2]. Jednak w ostatnich latach, dzięki rozwojowi matematycznej teorii sterowania i wzrostowi niezawodności automatyki pokładowej, pojawiła się możliwość innego, bardziej racjonalnego postępowania. Ten sposób unikania szkodliwych skutków turbulencji nazywać będziemy Techniką Sterowania Czynnego (TSC). Zyski wynikające ze stosowania TSC są rozliczne. Trudności polegają na tym, że najpierw trzeba uzyskać odpowiedni model zarówno samego obiektu, jak i ośrodka, w którym obiekt się porusza.

Celem niniejszego opracowania jest pokazanie potrzeby stworzenia metody modelowania ośrodka, zgodnie z wymaganiami stawianymi przez TSC.

2. EMPIRYCZNY MODEL TURBULENCJI

W badaniach wpływu turbulencji atmosferycznej (TA) na dynamiczne zachowanie się obiektów latających stosuje się metodę zdeterminowanych podmuchów dyskretnych i metodę losowych podmuchów ciągłych. W pierwszej metodzie zakłada się, że kształt podmuchu jest ustalony, a OL pod jego działaniem może przemieszczać się tylko w pionie, nie zmieniając kąta pochylenia. W metodzie drugiej stosuje się losowy opis pola prędkości ruchów powietrza, co umożliwia uzyskanie znacznie lepszej zgodności z rzeczywistością.

W ramach opisu losowego czyni się także pewne uproszczenia zmierzające do takiego zamodelowania TA, aby można było wyznaczyć obciążenia działające na OL. Powszechnie przyjmuje się, że atmosfera jest izotropowa i "zamrożona". Izotropowość TA oznacza, że opis losowy pola prędkości na wysokościach powyżej 1000 m nie zależy od wyboru układu współrzędnych. Z teorii turbulencji izotropowej [3] wynika, że pełny opis można uzyskać za pomocą gęstości widmowych składowych wektora prędkości. W badaniach eksperymentalnych stosuje się funkcję gęstości widmowej prędkości wzdłużnej i poprzecznej. "Zamrożoność" TA oznacza, że słuszna jest hipoteza Taylora [4], wg której OL na tyle szybko pokonuje pewien dystans, że pole prędkości nie zmienia się istotnie podczas przelotu na tym dystansie.

W dalszym ciągu, w celu ilustracji metodyki modelowania TA na potrzeby TSC zajmiemy się tylko gęstością widmową składowej poprzecznej, gdyż ma ona decydujące znaczenie w badaniach dynamiki OL w niespokojnej atmosferze. Jak pokazano w pracy [5], można ją przedstawić wzorem

$$S_w(\omega) = \sigma_w^2 \frac{L}{\pi U} \left[1 + 3 \left(\frac{\omega L}{U}\right)^2 \right] \cdot \left[1 + \left(\frac{\omega L}{U}\right)^2 \right]^{-2}, \tag{1}$$

gdzie: σ_w^2 - wariancja podmuchów pionowych; ω - częstość kołowa; L - skala turbulencji; U - prędkość lotu OL. Wzór (1) w piśmiennictwie nazywany jest modelem Drydena. Ponieważ został on uzyskany na podstawie badań eksperymentalnych, nazywamy go modelem empirycznym.

3. GAUSSOWSKIE ZAGADNIENIE LINIOWO-KWADRATOWE

Ponieważ turbulencja atmosferyczna ma charakter losowy, więc naturalną bazą techniki sterowania czynnego obiektami latającymi w niespokojnej atmosferze jest losowa teoria sterowania. Ponadto, ponieważ wszystkie modele uogólnionego obiektu ruchomego [6] można przedstawić w postaci równania

$$\mathring{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\,\mathbf{x}(t), \tag{2}$$

gdzie **A** jest macierzą stałą, więc rzeczą naturalną jest posłużenie się tzw. gaussowskim zagadnieniem liniowo-kwadratowym dla macierzy stałych (np. [7]). Zagadnienie to formułuje się w następujący sposób:

Niech pewien obiekt latający będzie opisany układem równań

$$\mathring{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} + \psi(t), \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_o, \tag{3a}$$

$$\mathbf{z} = \mathbf{C}\mathbf{x} + \vartheta(t), \tag{3b}$$

gdzie: $\mathbf{x}(t)$, $\mathbf{u}(t)$, $\mathbf{z}(t)$ - odpowiednio, wektor stanu, sterowania i obserwacji (wyjścia); $\mathbf{x}_o$ - wektor losowy o danej wartości średniej i macierzy kowariancji; $\psi(t)$ i $\vartheta(t)$ - szumy białe o zerowych wartościach średnich i danych macierzach kowariancji.

Wyznacza się taki wektor sterowania $\mathbf{u}^*$, który spełnia równania (3) i minimalizuje wskaźnik jakości

$$I = E\,\{\mathbf{x}^T(x_f)\mathbf{P}\mathbf{x}(t_f) + \int_{t_0}^{t_f} (\mathbf{x}^T(\tau)\mathbf{Q}\mathbf{x}(\tau) + \mathbf{u}^T(\tau)\mathbf{R}\mathbf{u}(\tau))d\tau)\}, \tag{4}$$

gdzie **P**, **Q** i **R** są macierzami danymi, natomiast E i T oznaczają odpowiednio operacje uśredniania i transponowania.

Widzimy więc, że do zastosowania TSC OL w niespokojnej atmosferze konieczne jest "podciągnięcie" modelu empirycznego turbulencji (1) pod model (3). Przykładowy sposób takiego zabiegu podamy w rozdziale 4, natomiast ogólną metodykę przedstawimy podczas Sympozjum.

4. PRZYKŁAD MODELOWANIA

4.1. Model matematyczny ruchu samolotu

Ze względu na chęć uzyskania przejrzystości postępowania ograniczymy się do rozważenia tylko ruchu pochylającego samolotu sztywnego. Model takiego ruchu ma postać (por. [8])

$$\mathring{x}_1 = A_1 x_1 + B_1 u + \Gamma w_g , \tag{5}$$

gdzie:

$$x_1 = [\alpha, q]^T, \quad A_1 = \begin{bmatrix} Z_\alpha, 1 \\ M_\alpha, M_q \end{bmatrix}, \quad B_1 = \begin{bmatrix} Z_{\delta h}, Z_{\delta f} \\ M_{\delta h}, M_{\delta f} \end{bmatrix}, \quad \Gamma = [Z_\alpha/U,\ M_\alpha/U]^T, \tag{6a}$$

$$u = [\delta_h,\ \delta_f]^T, \tag{6b}$$

przy czym: α - kąt natarcia; q - kątowa prędkość pochylania; δ_f i δ_h - kąty wychylenia klap i steru wysokości, odpowiednio; w_g - prędkość podmuchów pionowych. Pozostałe wielkości oznaczają pochodne sił i momentów aerodynamicznych względem odpowiednich współrzędnych.

Z porównania (3a) i (5) widać, że niezbędna jest zależność czasowa na prędkość podmuchów, czego nie zapewnia empiryczny model turbulencji (1).

4.2. Model pseudoprzyczynowy turbulencji

Wymaganą zależność można uzyskać poprzez rozwiązanie następującego zagadnienia identyfikacji: niech na wejściu układu liniowego działa szum biały $N(t)$ o znanych charakterystykach. Wiedząc, że z układu wychodzi proces losowy w_g o znanej gęstości widmowej (1), należy wyznaczyć transmitancję układu. Myślą przewodnią takiej koncepcji jest fakt znany z teorii regulacji automatycznej, że na podstawie danej transmitancji układu można uzyskać równanie różniczkowe tego układu. Różne warianty rozwiązania sformułowanego zagadnienia przedstawimy na Sympozjum. Tutaj przytoczymy tylko jeden z prostszych wariantów, który ma postać [9]:

$$\mathring{\xi} = \eta(t) , \tag{7a}$$

$$\mathring{\eta} = -(U/L)^2 \xi(t) - (2U/L)\eta(t) + N(t) , \tag{7b}$$

$$w_g = \xi(t) + (L\sqrt{3}/U)\eta(t) , \tag{8}$$

gdzie $\xi(t)$ i $\eta(t)$ są zmiennymi pomocniczymi, które nie mają interpretacji fizycznej. Z tego powodu model (7) nazywamy modelem pseudoprzyczynowym.

4.3. Model podłużnego ruchu samolotu w podmuchach pionowych

Po podstawieniu zależności (8) do równania (5), wprowadzeniu oznaczeń

$$\mathbf{x} = [\alpha(t),\ q(t),\ \xi(t),\ \eta(t)]^T\ , \qquad \psi(t) = [0,\ 0,\ 0,\ 1]^T\ N(t)\ , \tag{9a}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} Z_\alpha, & 1.0, & Z_\alpha/U\ , & (L\sqrt{3}/U^2)Z_\alpha \\ M_\alpha, & M_q\ , & M_\alpha/U\ , & (L\sqrt{3}/U^2)M_\alpha \\ 0\ , & 0\ , & 0\ , & 1.0 \\ 0\ , & 0\ , & -(U/L)^2, & -2U/L \end{bmatrix}, \qquad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} Z_{\delta h}, & Z_{\delta f} \\ M_{\delta h}, & M_{\delta f} \\ 0\ , & 0 \\ 0\ , & 0 \end{bmatrix} \tag{9b}$$

i wykorzystaniu oznaczenia (6b) otrzymujemy poszukiwaną postać standardowego równania stanu (3a).

5. ZAKOŃCZENIE

Zbudowanie pełnego modelu dla TSC wymagałoby jeszcze uzyskania równania wyjścia (3b) oraz sformułowania wskaźnika jakości (4), co jednak nie było celem niniejszego opracowania. Tym niemniej warto odnotować, że w przedstawionym przykładzie postać równania wyjścia zależałaby od możliwości technicznych pomiaru zmiennych stanu. Gdyby zastosować na przykład tzw. skrzydełkowy wskaźnik kąta natarcia, to równanie wyjścia miałoby postać

$$z = -\alpha(t) + (l_v/U)q(t) - (1/U)w_g(t) + N_o(t), \tag{10}$$

gdzie: l_v - odległość punktu zamocowania skrzydełkowego miernika kąta natarcia od środka ciężkości samolotu; $N_o(t)$ - przyrządowy szum biały.

Sformułowanie wskaźnika jakości wymaga uprzedniego wyboru celu sterowania i jest zagadnieniem samym w sobie wybiegającym poza ramy opracowania.

Niezależnie zarówno od postaci równania wyjścia, jak i wskaźnika jakości, główną trudnością w stosowaniu jest uzyskanie modelu różniczkowego turbulencji i dlatego temu celowi został poświęcony niniejszy referat.

LITERATURA

[1] Etkin B.: Turbulent wind and its effects on flight. J. Air., 1981, 327-345.

[2] Fung Y.C.: Introduction to the Theory of Aeroelasticity, 1955, J.Willey.

[3] Batchelor G.K.: The Theory of Homogenous Turbulence, Cam.Uni.Press 1953.

[4] Taylor G.I.: Statistical Theory of Turbulence, Proc.Royal Aero. Soc., 1935, A15, 421-444.

[5] Houbolt J.C.: On the Response of Structures having Multiple Random Inputs, WGLR-Jahrbuch 1957, 296-305.

[6] Maryniak J.: Dynamiczna teoria obiektów obiektów ruchomych. ZNPW, 1975.

[7] Sage A.P., White Ch.C.: Optimum System Control, Prentice-Hall Inc.,1977.

[8] Michalski W. J., Pietrucha J.A.: Sterowanie czynne własnościami dynamicznymi samolotu nieodkształcalnego, Mech.Teor.Stos. 3-4, 1990, 333-351.

[9] Oehman W.I.: Optimum Design Considerations of a Gust Alleviator for Aircraft, NASA TN D-8152, March 1976.

Recenzent: Prof. Eugeniusz Świtoński

Wpłynęło do Redakcji dnia 25.11.1992

Abstract

Also today the number of the accidents due to turbulence stays still significant. A modern way to prevent accidents is Control Configured Vehicle - Technology (CCV-Tech.). The application of active control of flying objects in turbulent atmosphere requires formulation of model (3). However, the empiric model turbulence is only presented in form (1) given in frequency domain, not satisfying CCV-Technology requirements.

The intention of our paper is to show the way to create the model of atmospheric turbulence in time domain for the purposes of CCV-Technology. The fundament of our approach is to act on the input of an linear system with the known white noise. Knowing that the output of a system is a random process with given spectral density (1) is possible to find the transfer function of the system, and in the next step the differential equations describing the system, called in our paper pseudo-causal model.

To demonstrate the general method the model of symmetric motion of a rigid airplane flying in vertical random gust is shown (see (5)).where w_g is described by (8).The ξ & η are given by (7), obtained by the method presented in sec.4.2. By introducing (8) to (5) we obtain standard equation in form (3a).