ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1995

Seria: MECHANIKA z. 121 Nr kol. 1266

Józef A. PIETRUCHA
Instytut Technili Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

# PROBLEM MODELOWANIA DYNAMIKI SAMOLOTU O WYSOKIEJ MANEWROWOŚCI

Streszczenie. Przedstawiono problemy, które pojawiają się przy projektowaniu samolotów bojowych o wysokiej manewrowości. Zwrócono uwagę na nowe problemy mechaniki lotu: "wing rock" (WR) i "nonlinear inverse dynamics" (NID). Wytypowano kilka problemów, które wymagają więcej uwagi: sterowanie WR, zintegrowany cel modyfikacji, dynamika silnika, metoda NID.

# MODELLING PROBLEMS OF HIGH MANOEUVRABILITY AIRCRAFT DYNAMICS

Summary. The problem which arise at the design of fighting aircraft of high manouvrability are presented. The new problems of Flight Mechanics are risen: the "wing rock" (WR) and the "nonlinear inverse dynamics" (NID). Some problems which (asked for a more) attention are indicated: a control of WR, an integrated goal of the modification, an engine dynamics, the NID method.

# ПРОБЛЕМЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ САМОЛЁТА ВЫСОКОЙ МАНЕВРЕННОСТИ

Резюме. Представлено проблемы, которые раждаются на этапе проектирования боевого самолёта высоких маневренности. Обращено внимание на новые проблемы механики полёта: "wing rock" (WR) и "nonlinear inverse dynamics" (NID). Выделено несколько проблем, которым нужно более внимания: управление WR, интегральная цель модификации, динамика двигателя, метод NID.

## 1. WSTĘP

Projektowanie samolotów o wysokiej manewrowości (zwanych bardziej swojsko (samolotami zwinnymi) stanowi gałąź nowoczesnej techniki lotniczej. Przez manewrowość samolotu rozumie się jego zdolność do zmiany swojej prędkości, wysokości i kierunku w zadanym czasie. Modne ostatnio manewry, takiej jak "kobra" czy "hammerhead maneuver" przebiegają nie tylko w krótkim czasie, ale odbywają się na dużych kątach natarcia. Rodzi

to problemy nieznane na gruncie klasycznej mechaniki lotu, czego wyrazem jest zjawisko "wing rock" oraz metoda "nonlinear inverse dynamics".

Celem niniejszej pracy jest zatem wytypowanie zagadnień, którym należy poświęcić więcej uwagi. Zagadnienia te będą rozpatrywane tylko z punktu widzenia modelarza matematycznego.

## 2. PRZYKŁAD WPROWADZAJĄCY: KOŁYSANIE SKRZYDŁAMI

"Wing rock" (WR) - kołysanie skrzydłami - oznacza zjawisko samowzbudne, którego doświadcza samolot, kiedy operuje on na dużych kątach natarcia, bliskich przeciągnięciu. Głównym czynnikiem wywołującym WR jest rozpad wirów spływających z krawędzi natarcia, co z kolei wywołuje powstanie dodatniego momentu przechylającego, a to prowadzi do niebezpiecznej utraty stateczności.

Zapobieganie WR za pomocą metod sterowania wymaga zbudowania modelu matematycznego i to zarówno ruchu skrzydła, jak i opływu wokół niego, czyli modelu sprzężonego. Na razie taki model jeszcze się nie pojawił. Znany w literaturze prosty model ruchu skrzydła służy tylko do analizy; model ten ma postać [1]:

$$I_{xx}\ddot{\Phi} = =\frac{1}{2}\rho U_{\infty}^{2} S b c_{l}(t), \tag{1}$$

gdzie: $I_{xx}$ - moment bezwładności skrzydła względem osi podłużnej, $\Phi$ - kąt przechylenia, $\rho$ - gęstość powietrza; $U_{\infty}$ - prędkość przepływu niezaburzonego; S - powierzchnia skrzydła; b - rozpiętość skrzydła; $C_l(t)$ - współczynnik momentu przechylającego.

Modelowanie tego współczynnika jest ciągle przedmiotem dyskusji, gdyż oddziaływanie między "dynamiką i aerodynamiką" przy WR ma charakter silnie nieliniowy. Dość dobre wyniki daje tzw. zmodyfikowany model Hsu i Lana [2]

$$C_l = a_1\Phi + a_2\dot{\Phi} + a_3|\Phi|\dot{\Phi} + a_4|\dot{\Phi}|\dot{\Phi} + a_5\Phi^3, \tag{2}$$

gdzie $a_1$ do $a_5$ są pewnymi stałymi, zależnymi od kąta natarcia. Niestety, wyznaczanie tych stałych nie ma solidnej podstawy teoretycznej. Poza tym model (2) nie uwzględnia wcale tak ważnej zmienności, jaką jest kąt ślizgu. Dlatego potrzebne jest inne podejście, które zostanie omówione w rozdz. 6.

## 3. DYNAMIKA SAMOLOTU A MODYFIKACJA STRUKTURY OPŁYWU

Dynamiczne zachowanie się samolotu (w skrócie "dynamika samolotu") zależy w sposób bardzo istotny od struktury opływu. Od dawna znany jest fakt [3], że wdmuchiwanie powietrza wzdłuż rozpiętości skrzydła zwiększa natężenie wirów, co wykorzystuje się do polepszenia własności manewrowych myśliwca. Jak wykazały niedawno przeprowadzone

badania [4] modyfikacja geometrii skrzydła poprzez wprowadzenie tzw. strejków (od ang. "strake") generuje wiry, co zapobiega oderwaniu strumienia i zwiększa wartość siły nośnej.

Widzimy więc, że uzyskanie odpowiedniej dynamiki samolotu odbywa się poprzez modyfikowanie pola opływu albo bezpośrednio (np. poprzez wdmuchiwanie), albo pośrednio (np. poprzez ukształtowanie obrysu skrzydła). Ten sposób wpływania na dynamikę samolotu będziemy nazywali "techniką sterowania opływem" (zob. [5]). Technika ta stanowi zatem ważne zagadnienie współczesnej mechaniki lotu. W zagadnieniu tym można wyróżnić następujące problemy: 1) wyspecyfikowanie celu modyfikacji; 2) zbudowanie modelu matematycznego zjawiska; 3) dobranie kryterium jakości modyfikacji; 4) postawienie ograniczeń technicznych.

W niniejszej pracy ograniczymy się do omówienia tylko dwóch pierwszych problemów, ze szczególnym uwzględnieniem modelowania ruchu samolotu i pola opływu wokół niego.

## 4. DOBÓR CELU MODYFIKACJI

Weźmy pod uwagę dwie metody modyfikacji dynamiki samolotu, a mianowicie - "starą" technikę sterowania czynnego (TSC) i "nową" technikę sterowania opływem (TSO), które rozwijały się niezależnie od siebie. Zestawmy tu ze sobą typowe zadania tych technik. Dla TSC mamy: 1) zwiększenie zdolności manewrowych; 2) redukcję obciążeń manewrowych; 3) tłumienie flatteru; 4) osłabienie skutków podmuchów; 5) zapewnienie komfortu lotu.

TSO obejmuje natomiast" 1) opóźnienie przejścia; 2) odroczenie oderwania; 3) zwiększenie intensywności turbulencji; 4) wzrost siły nośnej; 5) redukcję oporu przepływu.

Wydaje się, że zadania obu technik są zupełnie inne. Tymczasem bliższa analiza tych zadań pokazuje, że ich realizacja może służyć jednemu celowi nadrzędnemu, jakim jest zwiększenie zdolności manewrowych samolotu.

## 5. MODEL MATEMATYCZNY RUCHU SAMOLOTU

Bazą wszelkiej modyfikacji matematycznej jest model nominalny samolotu i jego własności. Należy od razu stwierdzić, że model ogólny w postaci:

$$\dot{x} = f(x(t),u(t),t) \tag{3}$$

nie został dotąd opracowany. W równaniu (3) x oznacza n-wymiarowy wektor stanu zbudowany ze współrzędnych i prędkości uogólnionych, a u - r-wymiarowy wektor sterowania, którego składowymi są wychylenia powierzchni sterowych oraz ciąg zespołu napędowego. Trzeba także dodać, że przy modyfikacji dynamiki samolotu manewrowego nie ma dużego pożytku ze znanych modeli mechaniki lotu, a mianowicie

$$\dot{x} = Ax, \quad \dot{x} = Ax + Bu, \tag{4}$$

z których pierwszy może służyć tylko do klasycznej analizy stateczności i wrażliwości, a drugi do syntezy liniowego prawa sterowania.

Wyznaczanie prawa sterowania samolotem, który wykonuje manewry na dużych kątach natarcia wymaga zastosowania co najmniej modelu w postaci:

$$\dot{x} = A(x) + B(x)u \tag{5}$$

Warto wspomnieć, że do realizacji prawa sterowania potrzebna jest jeszcze znajomość równania wyjścia, które ma postać ogólną

$$y = C(x), \tag{6}$$

gdzie C jest macierzą wyjścia, zwaną też czasami macierzą obserwacji.

Należy podkreślić, że w podejściu tradycyjnym prawo sterowania było realizowane głównie za pomocą powierzchni sterowych. Ponieważ są one mało skuteczne na dużych kątach natarcia, więc zrodziła się koncepcja użycia ciągu silników odrzutowych jako siły sterujących. Wówczas trzeba jednak zbudować model matematyczny silnika, popularnie nazywany "dynamiką silnika".

## 6. MODELOWANIE OPŁYWU SAMOLOTU

Adekwatne modelowanie opływu samolotu jest istotną i niełatwą częścią projektowania aerodynamicznego samolotu, a ostatnio stało się wręcz sprawą priorytetową. Chodzi o to, że klasyczna reprezentacja opływu za pomocą pochodnych stateczności jest zasadna tylko wówczas, kiedy kąty natarcia i ślizgu są dostatecznie małe. W tej sytuacji proponujemy wyznaczyć charakterystyki aerodynamiczne bezpośrednio z rozkładu ciśnień, do czego potrzebna jest jednak znajomość pola prędkości.

Standardowy model opływu nieustalonego do wyznaczenia nieznanego potencjału prędkości zaburzeń $\varphi$ ma postać:

$$\varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} = \frac{1}{a_\infty^2}\left(U_\infty\frac{\partial}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial t}\right)^2\varphi \tag{7}$$

Model ten uzyskuje się przy założeniu, że płyn jest nielepki, opływ - bezwirowy, a zaburzenia - małe. Przy założeniu, że ruch jest harmoniczny, równanie (7) można sprowadzić najpierw do równania całkowego, a następnie do macierzowego równania algebraicznego.

Z punktu widzenia sterowania najpoważniejszą wadą modelu (7) jest założenie harmoniczności ruchu, gdy rozwiązanie harmoniczne dotyczy tylko ruchu trwającego nieskończenie długo. Rozwiązanie takie można wprawdzie wykorzystać do wyznaczania prędkości krytycznej flatteru ($V_F$), ale już nie do badania stateczności w procesie przejściowym. Wyznaczenie sił prędkości innych niż $V_F$ zrodziło potrzebę opracowania

metod aproksymacji nieustalonych sił aerodynamicznych dla ruchów dowolnych. Zagadnienie to nie zostało dotąd rozwiązane w sposób zadowalający (zob. [6]).

Przy założeniu, że przepływ jest nieściśliwy ($M_\infty = 0$), z równania (7) otrzymamy równanie Laplace'a

$$\varphi_{xx} + \varphi_{yy} + \varphi_{zz} = \nabla^2\varphi = 0, \tag{8}$$

Które rozwiązywane jest metodą panelową. Równanie (8) jest oczywiście liniowe, ale problem jest jednak nieliniowy z powody nieliniowych warunków brzegowych na śladzie wirowym, który rozwija się po każdym kroku czasowym (postępowanie to opisane jest w [7], p. 4.2). Dużą zaletą tego podejścia jest uniknięcie założenia harmoniczności ruchu. Po wyznaczeniu $\varphi$, z uwzględnieniem warunków brzegowych na poruszającym się samolocie, poszukiwany rozkład ciśnień można obliczyć z równania Bernoulliego dla opływu nieustalonego.

## 7. NIELINIOWE ZAGADNIENIE ODWROTNE

Choć metoda rozwiązania nie należy do modelowania "właściwego", to jedna czasami determinuje wybór modelu i dlatego przedstawimy teraz nową metodę projektowania układów sterowania lotem, zwaną nieliniową dynamiką odwrotną (nonlinear inverse dynamics - w skrócie NID), która pojawiła się w ostatnich latach (zob. np. [8]).

Niech będzie dany układ dynamiczny w postaci (5). Rozważmy często występujące w mechanice lotu zagadnienie z zadanym stanem początkowym i końcowym, odpowiednio

$$x(t_0) = x_0, \quad g(x(t_f)) = 0 \tag{9}$$

Należy wyznaczyć taki wektor sterowania u(t), który spełnia równanie (5), warunki (9) oraz warunek dodatkowy

$$h(x(t),v(t)) = 0, \tag{10}$$

gdzie h jest funkcją różniczkowalną wystarczająco wiele razy, a wektor v(t) reprezentuje zwykle postulowane wyjście (por.(6), w którym wyjście jest zadane). Po kilkakrotnym zróżniczkowaniu (10) względem czasu mamy:

$$H(x(t),u(t),v(t),\dot{v}(t),...) = 0, \tag{11}$$

skąd, po uwzględnieniu równania (10), można wyznaczyć poszukiwane sterowanie.

## 8. WNIOSKI

1. Cechami kluczowymi dynamiki lotu manewrowego są nieustaloność i nieliniowość co stwarza problemy wymagające podejścia nietradycyjnego, np. uwzględnienia dynamiki silnika.
2. Zwiększenie manewrowości samolotu można osiągnąć poprzez realizację celów cząstkowych, występujących w technikach sterowania czynnego i sterowania opływem.
3. Istnieje potrzeba ustalenia relacji między metodą NID a zagadnieniem odwrotnym, znanym w mechanice teoretycznej.

## LITERATURA

[1] Hsu C.H., Lan C.E.: Theory of Wing Rock. "Journal of Aircraft", Vol. 22, 1985, No. 10, pp. 920-924

[2] Elzbeda J.M. et al.: Development of an Analytical Model of Wing Rock for Slender Delta Wings." Journal of Aircraft", Vol. 26, 1989, No. 8, pp. 737-743

[3] Clarke K.P." Lift Augmentation of a Moderately Swept Wing by Spanwise Blowing. "The Aeronautic Journal", Vol. 80, 1976, No. 790, pp. 446-451

[4] Chlebny B. i in.: Wybrane problemy symetrycznego opływu skrzydła pasmowego. XI Kraj. Konfer. "Mechanika Płynów", 1994, cz. IIB, ss. 314-320

[5] Pietrucha J.: Propozycja modyfikacji charakterystyk dynamicznych statków powietrznych za pomocą sterowania przepływem. XI Kraj. Konferencja "Mechanika Płynów", 1994, cz. I, ss. 71-76

[6] Nowak M.: Uwarunkowanie i osobowość rozwiązań numerycznych równania powierzchni nośnej w niestacjonarnym zagadnieniu poddźwiękowym. XI Kraj. Konfer. "Mechanika Płynów", 1994, cz. I, ss. 13-18

[7] Goraj Z., Pietrucha J.: Modyfikacje modelu opływu potencjalnego dla polepszenia metody panelowej. "Prace Instytutu Lotnictwa", z. 135, 1993, ss. 27-44

[8] Lane S.H., Stengel R.F.: Flight Control Design Using Non-linear Inverse Dynamics. "Automatica", Vol. 24, 1988, No. 4, pp. 471-483

Badania zrealizowano w ramach projektu nr 7S101 05006 finansowanego przez KBN w r. 1994

Recenzent: prof. dr hab. inż. A. Buchacz

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1994 r.