

Tomasz GOETZENDORF-GRABOWSKI  
Politechnika Warszawska

## MODEL AERODYNAMIKI A JAKOŚĆ ODWZOROWANIA LOTU W PROCESIE SYMULACJI

Streszczenie. W pracy pokazano wpływ charakterystyk aerodynamicznych samolotu, otrzymanych przy użyciu metody obliczeniowej bazującej na potencjalnym modelu opływu (METODA PUDEŁEK MACHA) na wyniki symulacji numerycznej lotu. Różnice między wynikami obliczeń i rezultatami doświadczalnymi oceniono pod kątem czułości progowej odpowiednich receptorów człowieka.

## MODEL OF AERODYNAMICS AND SIMULATION QUALITY

Summary. Work contains influence of stability derivatives' calculated with use of computational method based on potential model of fluid (Characteristic Box Method), on results of numerical flight simulation. Differences between experimental and calculated results were rated from the point of view of sensitivity thresholds of human receptors.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И КАЧЕСТВО СИМУЛЯЦИИ

Резюме. В работе показано влияние аэродинамических производных самолета, полученных численным методом, который использует потенциальную модель жидкости (метод ячеек), на результаты симуляции полета. Разность между экспериментальными и числовыми результатами была оценена по отношению к пороговой чувствительности соответствующих рецепторов человека.

### 1. WSTĘP

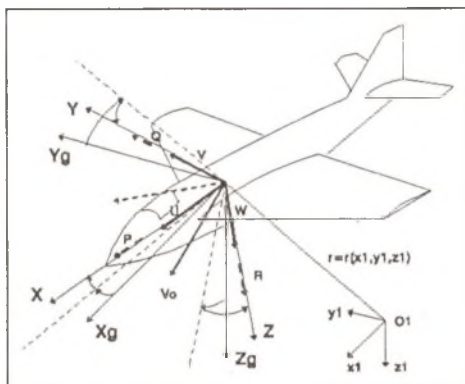
Jednym z podstawowych problemów występujących przy budowie symulatorów lotu jest zapewnienie dobrego odwzorowania prawdziwego lotu. Symulator powinien "latać jak samolot". Aby to osiągnąć trzeba spełnić wiele różnych warunków, wśród których bardzo istotnymi są: budowa odpowiedniego modelu matematycznego dynamiki samolotu i dostarczenie mu wiarygodnych danych modelowanego obiektu. Do takich danych należą charakterystyki aerodynamiczne, które mogą pochodzić z wielu źródeł, np. z badań doświadczalnych w locie lub w tunelu aerodynamicznym, z obliczeń teoretycznych itp. Badania eksperymentalne są jednak na ogół bardzo drogie i nie zawsze możliwe (np. w przypadku samolotu zupełnie nowego typu, który jest dopiero w trakcie projektowania czy budowy). Potrzebne są zatem metody obliczeniowe, które dałyby wiarygodne wyniki. Spośród metod obliczeniowych najpowszechniej stosowane są metody bazujące na potencjalnym modelu opływu. Jest to spowodowane względnie małym kosztem obliczeń

spowodowanym głównie poprzez znaczne uproszczenia modelu w stosunku do modelu płynu lepkiego Naviera-Stokesa. Te uproszczenia mogą rodzić jednak wątpliwości co do jakości wyników i możliwości ich stosowania w analizie dynamiki, a w szczególności w symulacji lotu. Niniejsza praca pokazuje rezultaty zastosowania jednej z metod bazujących na modelu płynu Prandtla-Glauerta do obliczeń charakterystyk aerodynamicznych na potrzeby symulacji lotu. W pracy ograniczono się do zakresu naddźwiękowego.

## 2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY SAMOLOTU NA POTRZEBY SYMULACJI

Model fizyczny i matematyczny samolotu w ruchu przestrzennym oraz układy odniesienia przyjęto zgodnie z [30] (rys.1). Przy konstruowaniu modelu fizycznego samolotu założono, że:

- 1 - samolot jest bryłą sztywną o 6 stopniach swobody,
- 2 - stery są ruchome i nieważkie,
- 3 - aerodynamika jest stacjonarna,
- 4 - kąty natarcia są małe, nie ma oderwań,
- 5 - atmosfera ma parametry standardowe, jest bezwietrzna i niezaburzona.



Rys.1 Fig.1

Równania ruchu tak zdefiniowanego modelu można otrzymać wykorzystując równania mechaniki analitycznej Boltzmana-Hammela [1] lub z równań zmiany pędu i zmiany krętu bryły sztywnej [2]. Model matematyczny stanowi układ sześciu równań różniczkowych zwyczajnych, uzupełniony związkami kinematycznymi wiążącymi przyjmowane układy odniesienia (rys.1).

## 3. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY OPŁYWU

Budując model fizyczny opływu na potrzeby metody obliczeniowej poczyniono szereg założeń, z których najważniejsze to:

- 1 - bryła samolotu jest zastąpiona rzutem na płaszczyznę odpowiednią do szukanych charakterystyk (cienką powierzchnią),
- 2 - płyn jest nielepki,
- 3 - opływ jest bezwirowy,
- 4 - przepływ jest ustalony,
- 5 - zachodzi równowaga termodynamiczna.

Uwzględniając powyższe założenia otrzymujemy równanie Prandtla-Glauerta (1), stanowiące model matematyczny opływu:

$$(Ma^2 - 1) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

Po zdefiniowaniu odpowiednich warunków brzegowych [3] otrzymamy rozwiązanie równania (1) w postaci [4]:

$$\varphi(x, y, z) = -\frac{1}{\pi} \iint_{S(x, y, z)} \frac{w(\xi, \eta) d\xi d\eta}{R} \quad (2)$$

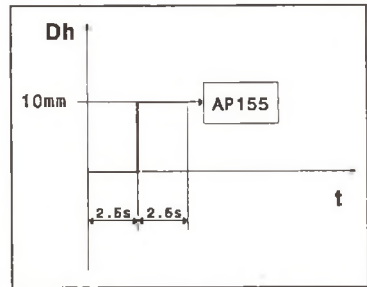
gdzie:

$$w = \frac{\partial \varphi}{\partial z} \Big|_{z=0} \quad , \quad R = \sqrt{(x-\xi)^2 - (Ma^2 - 1) [(y-\eta)^2 + z^2]} \quad .$$

Metoda obliczeniowa, zastosowana do obliczeń charakterystyk aerodynamicznych i nazwana roboczo przez autora metodą PUDEŁEK MACHA [3], sprowadza się do numerycznego wyznaczenia rozkładu potencjału z równania (2), a następnie rozkładu ciśnienia dla różnych warunków lotu (lot ustalony, lot ze stałą prędkością kątową pochylania itp.). Z tak wyznaczonego rozkładu w wyniku całkowania po powierzchni otrzymujemy globalne charakterystyki aerodynamiczne.

#### 4. PRZEBIEG OBLICZEŃ SYMULACYJNYCH

Do testowania został przyjęty samolot MiG-21, gdyż znane były jego charakterystyki aerodynamiczne otrzymane w wyniku badań w locie [5]. Charakterystyki będące wynikiem obliczeń numerycznych porównano z eksperymentalnymi stwierdzając na ogół dobrą zgodność (błąd względny nie przekraczający w najgorszym przypadku 25%). Aby dokonać oceny ich jakości ze względu na przydatność do symulatorów lotu zostały przeprowadzone symulacje próbnawcze. Ten sam, opisany w rozdz.2, model dynamiki otrzymał dane aerodynamiczne z badań w locie [5], a następnie wyniki obliczeń numerycznych. W obliczeniach testowych badano zachowanie się modelu przy skokowym wychyleniu organów sterowania oraz przy działającym autopilocie. Pilot automatyczny był włączany na funkcję doprowadzenia do lotu horyzontalnego oraz na funkcję stabilizacji zadanych (początkowych) parametrów lotu. Jako warunki początkowe dla kolejnych wariantów obliczeniowych przyjęto warunki odpowiadające stanom równowagi; dla wariantów 1-4 - lot ustalony po linii prostej; dla wariantu 5 - lot w zakręcie o promieniu 5000m. Zdefiniowano następujące warianty obliczeń :



Rys. 2

Fig.2

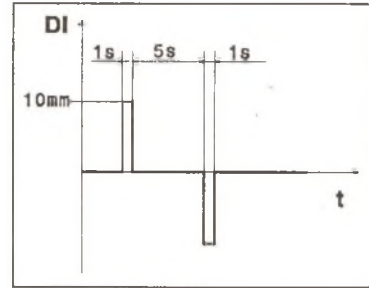
1 - wychylenie drążka wzdłuż osi x (kanał steru wysokości) o  $\pm 5$  mm, licząc od pozycji drążka odpowiadającej warunkom równowagi w locie ustalonym po linii prostej,

2 - wychylenie drążka w kanale steru wysokości o  $-10$  mm od pozycji odpowiadającej warunkom równowagi na  $2.5$  s , a następnie włączenie autopilota na funkcję doprowadzenia do lotu horyzontalnego (rys.2),

3 - wychylenie drążka wzdłuż osi  $y$  (kanał sterowania lotkami) o  $+10$  mm licząc od pozycji "neutrum" na  $1$ s, powrót do neutrum na okres  $5$ s, wychylenie o  $-10$  mm na  $1$ s, a następnie powrót do neutrum (rys.3),

4 - wychylenie lewego pedału o  $+10$  mm od neutrum na  $1$ s, powrót do neutrum na okres  $5$ s, wychylenie o  $-10$  mm na  $1$ s, a następnie powrót do neutrum,

5 - lot w zakręcie  $2.5$ s, włączenie autopilota na funkcję doprowadzenia do lotu horyzontalnego na  $5$ s, włączenie autopilota na funkcję doprowadzenia i stabilizacji lotu w warunkach początkowych.



Rys.3 Fig.3

## 5. WYNIKI OBLICZEŃ TESTOWYCH

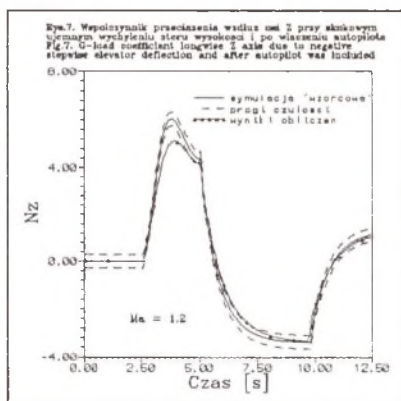
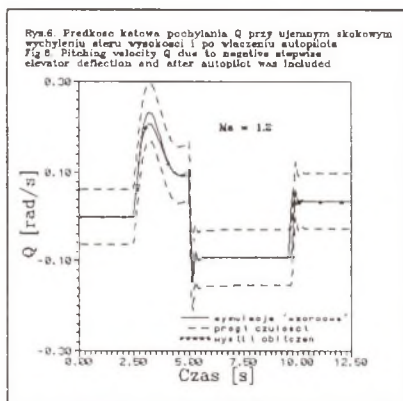
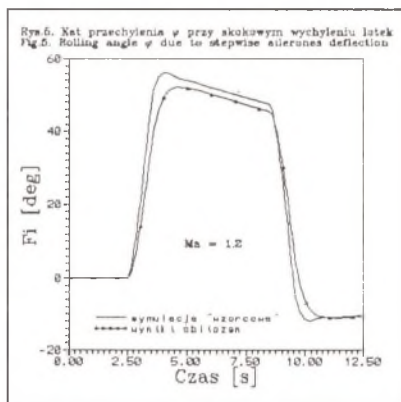
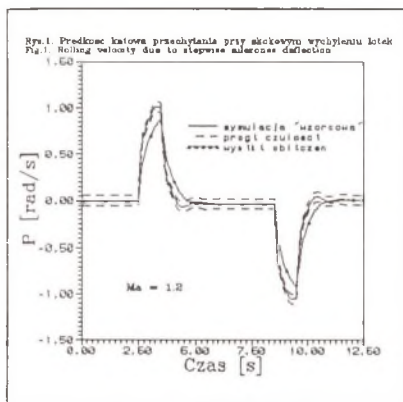
W rozdziale tym zostaną przedstawione przykładowe wyniki obliczeń symulacyjnych. Obliczenia przeprowadzono dla szeregu prędkości określonych liczbą Macha. Wybrane wyniki symulacji zostały pokazane na rys.4-7. Pokazują one dwa spośród wymienionych wcześniej 5 wariantów testowych dla liczby Macha równej 1.2. Na rys.4-5 pokazano wyniki dla wariantu sterowania pokazanego na rys.3, odpowiednio prędkość kątową przechylenia i kąt przechylenia w funkcji czasu. Na rys.6-7 zostały przedstawione wyniki dla wariantu 2 (rys.2), odpowiednio prędkość kątową pochylania oraz współczynnik przeciężenia wzdłuż osi  $Z$  w funkcji czasu. Na wykresach tych krzywą opisaną "symulacja wzorcowa" należy rozumieć jako rezultat symulacji z modelem aerodynamiki otrzymanym eksperymentalnie [5]. Oprócz wyników symulacji z różnymi modelami aerodynamiki na rys.4 oraz na rys.6-7 pokazane zostały krzywe opisane jako progi czułości i oznaczające obszar wokół krzywej wzorcowej, w którym można uznać, że pilot nie powinien odczuć odchyień od tej krzywej. Progi dla prędkości kątowych i przeciężeń dla poszczególnych kanałów (osi) zostały zaczerpnięte z [6] a ich wartości pokazuje tabela.

Tabela

| wartość progu dla:        | X    | Y    | Z    |
|---------------------------|------|------|------|
| prędkości kątowej [deg/s] | 3.0  | 3.6  | 2.6  |
| przeciężenia              | 0.17 | 0.17 | 0.28 |

6. PODSUMOWANIE

Wyniki otrzymane z obliczeń porównawczych pozwalają na optymistyczną ocenę prób zastosowania modeli potencjalnych do wyznaczenia pochodnych aerodynamicznych samolotu na potrzeby symulatora lotu. Większe odchylenia od symulacji wzorcowej pojawiły się jedynie w sytuacjach, gdzie decydujące były pochodne boczne. Wynika to z faktu, że nawet grube bryły zostały zamodelowane w postaci cienkich powierzchni. Można przypuszczać, że uwzględnienie grubości takich elementów jak kadłub czy gondole silnikowe poprawiłoby wyniki na tyle, że ich stosowanie w symulatorach zarówno badawczych jak i treningowych byłoby w pełni uzasadnione.



## LITERATURA

- [1] MARYNIAK J.: Dynamiczna teoria obiektów ruchomych, Prace Naukowe Politechniki Warszawskiej, seria Mechanika, z.32, Wyd.P.W., Warszawa 1975
- [2] GORAJ Z., Obliczenia sterowności równowagi i stateczności samolotu w zakresie poddźwiękowym, Wyd.Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1984
- [3] GOETZENDORF-GRABOWSKI T.: Zastosowanie metody "Pudełek Macha" do wyznaczania obciążeń i pochodnych aerodynamicznych samolotu w zakresie naddźwiękowym, MECHANIKA W LOTNICTWIE, PTMTiS, Warszawa 1992, str.337-350
- [4] BERTIN J.J., SMITH M.L.: Aerodynamics for Engineers, Prentice-Hall International, Inc., London 1989
- [5] MANEROWSKI J., NOWAKOWSKI M., KOCZOROWSKI Z., KRUTKOW A., RYMASZEWSKI S., ZAGDANSKI Z., ZGRZYWA F.: Opracowanie modelu samolotu MiG-21BIS, Sprawozdanie z pracy wykonanej na zlecenie WSK-PZL Warszawa Okęcie, Warszawa 1989 (niepublikowane)
- [6] REID L.D., NAHON M.A.: Flight simulation motion-base drive algorithms: Part 1 - Developing and testing the equations, UTIAS Report No. 296, December 1985.

Recenzent: Dr hab. inż. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1993 r.

**Abstract**

To satisfy the condition for simulator to fly like the aircraft, good stability derivatives are needed. Work shows the application of stability derivatives, which were calculated with use of numerical method, based on the potential model of fluid [3] (supersonic flow), to dynamics model in flight simulation. The physical model of an aircraft was shown on Fig.1. The mathematical model was given from Ref.[1,2]. The mathematical model of fluid, applied to numerical calculations of stability derivatives presents Eq.(1). Solution of this equation has the form (2). Numerical flight simulation of MiG-21 aircraft was made for two aerodynamic models - experimental (flying test) [5] and computational. Examples of flight controlling used for calculation are shown on Fig.2-3. Samples of simulations results show Fig.4-7. They present rolling velocity and the roll angle (Fig.4-5) due to stepwise ailerones deflection, according to control function shown on the Fig.3. Figures 6-7 presents pitching velocity and G-load longwise z-axis due to stepwise elevator deflection and after autopilot was included into the system. These figures present also, curves which show the human sensitivity interval. The sensitivity threshold values for angular velocities and G-loads, longwise body axis (Fig.1), were shown in the Tab.1 [6]. Good compliance of simulation results with both aerodynamic models, accounts for application potential aerodynamic model to flight simulator.