

KOMPUTEROWY MODEL DYNAMIKI LOTU SAMOLOTU ZWERYFIKOWANY PRÓBAMI W LOCIE

JERZY MANEROWSKI

MIROSLAW NOWAKOWSKI

STANISLAW RYMASZEWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych, Warszawa

1. Wstęp

Przedstawiona praca dotyczy dziedziny modelowania dynamiki obiektu rzeczywistego jakim jest samolot. W niniejszej pracy modelowanie to przeprowadzono dla samolotu TS-11 "Iskra", wykorzystując równania ruchu samolotu zamieszczone w [1÷3].

Celem pracy było opracowanie komputerowego modelu spełniającego wysokie kryteria dokładności dla ustalonego i nieustalonego lotu samolotu w przestrzeni, przy możliwie najprostrzym modelu fizycznym. W związku z powyższymi wymaganiami, określony dla przybliżonych charakterystyk aerodynamicznych (wyznaczonych w oparciu o badania tunelowe i obliczenia analityczne) model poddano doświadczalnej weryfikacji - w oparciu o zarejestrowane wyniki lotów rzeczywistego samolotu.

Przeprowadzona weryfikacja tego modelu dała całkowicie niezadowolające rezultaty. W związku z tym, wykorzystując metodę stosowaną w dynamicznej analizie konstrukcji odkształcalnych uaktualniono w oparciu o wyniki prób w locie współczynniki sił aerodynamicznych (w tym tłumiących) oraz charakterystyki masowe (masowe momenty bezwładności). W efekcie otrzymano model spełniający założone kryteria dokładności, co ilustrują zamieszczone wykresy porównawcze wyników obliczeń komputerowych i rzeczywistych lotów dla wybranych faz lotu.

2. Równania ruchu samolotu

W pracy wykorzystano klasyczny model dynamiki ruchu poddźwiękowego i nieodkształcalnego samolotu w przestrzeni [1÷3].

Model ten stanowi układ dwunastu równań różniczkowych pierwszego rzędu. Z uwagi na objętość artykułu, nie zamieszczono ww. równań ograniczając się jedynie do ich omówienia pod kątem niniejszej pracy.

Równania ruchu w prezentowanym modelu zapisano w postaci układu: sześciu dynamicznych równań ruchu w układzie samolotowym [2,3], trzech równań będących zależnościami kinematycznymi prędkości kątowych oraz trzech równań określających zależności kinematyczne prędkości liniowych.

W równaniach tych uwzględniono rzeczywiste charakterystyki masowe samolotu i rzeczywiste warunki atmosferyczne przyjmując, że:

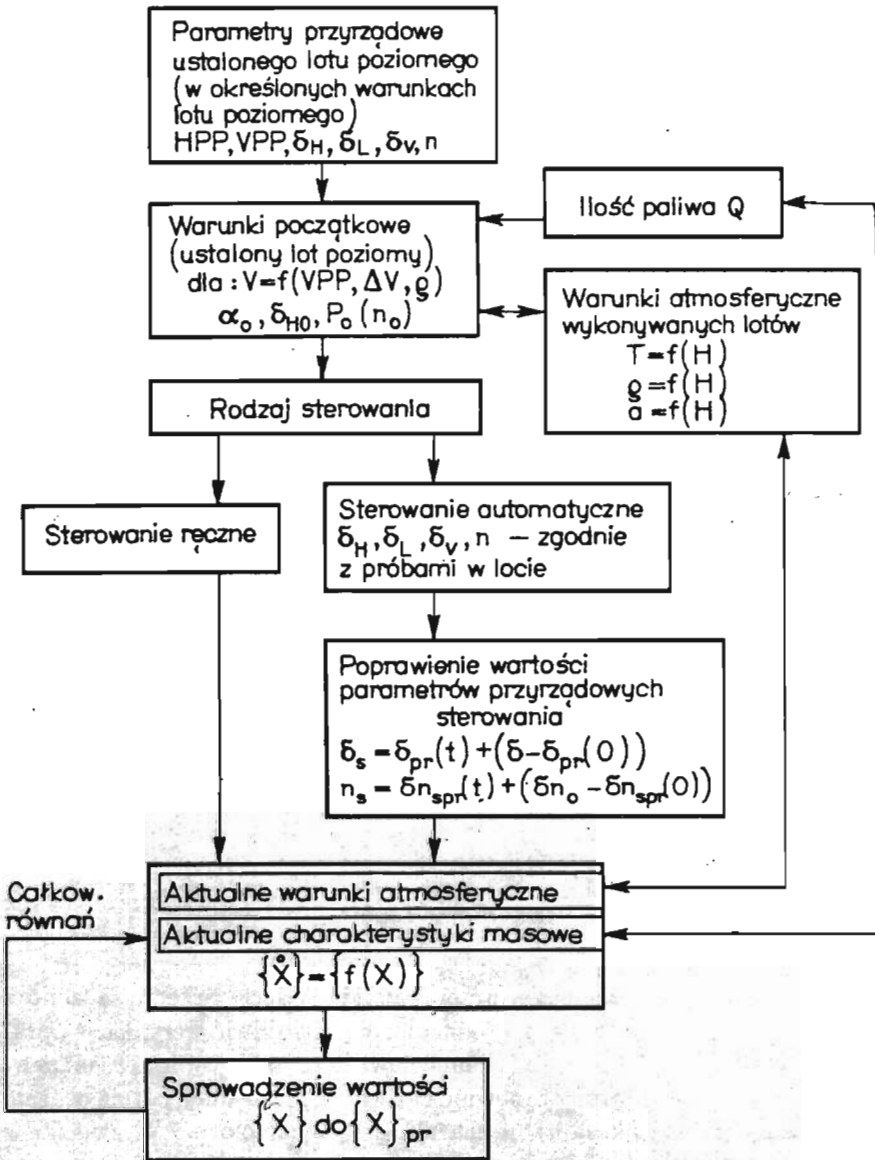
— masa samolotu i współrzędne położenia środka masy są określonymi na podstawie prób naziemnych liniowymi funkcjami ilości paliwa na pokładzie samolotu,

— masowe momenty bezwładności samolotu określone względem osi układu samolotowego są funkcjami drugiego stopnia masy samolotu (paliwa),

— gęstość powietrza ρ i prędkość dźwięku a wyznaczone są na podstawie przeprowadzonych meteorologicznych pomiarów rozkładów temperatury atmosfery T , a nie na podstawie atmosfery wzorcowej (podejście klasyczne).

Uwzględnienie w równaniach ruchu powyższych założeń umożliwiło niezwykle istotne ze względów weryfikacyjnych odwzorowanie w modelu rzeczywistych warunków lotu, zarówno co do rozkładu mas samolotu, jak i też wielkości realnie działających obciążeń aerodynamicznych. Ponadto dzięki wprowadzeniu rzeczywistych warunków atmosferycznych uzyskano możliwość przeliczenia zarejestrowanych w próbach wartości przyrządowych prędkości i wysokości lotu na wartości rzeczywiste [4] (porównywalne z wynikami rozwiązania równań ruchu).

Występujące w równaniach ruchu współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych, charakteryzujące obciążenia aerodynamiczne samolotu, opisano możliwie prostymi zależnościami analitycznymi. Mianowicie, uzyskane w wyniku badań tunelowych przebiegi poszczególnych współczynników aproksymowano funkcjami w postaci sumy zależności liniowych kątów natarcia, ślizgu i wychyleń sterów. Jedynie zależności na określenie współczynników oporu ((płata C_X , ustrzenia poziomego C_{XHA} , ustrzenia pionowego C_{XVA}) przyjęto w postaci funkcji drugiego stopnia [3]. Ponadto wartości poszczególnych współczynników funkcji aproksymacyjnych związane z liczbą Macha, uwzględniając w ten sposób wpływ ściśliwości powietrza na charakterystyki aerodynamiczne samolotu.



Rys. 1.

3. Algorytm numerycznego badania dynamiki samolotu

Na podstawie przedstawionego w p.2. modelu dynamiki lotu samolotu opracowano komputerowy program symulacyjny. Sieć działań tego programu przedstawia rys.1. Działanie programu oparte jest na zasadzie wielokrotnego rozwiązywania układu równań różniczkowych opisujących dynamikę samolotu. W programie realizowane jest to metodą Kuty-Mearsona czwartego rzędu z automatycznym doborem kroku całkowania. Niezbędne do rozwiązania układu warunki początkowe są (zgodnie z przyjętymi założeniami badań w locie) warunkami ustalonego lotu poziomego (kąta natarcia α_0 , wychylenia steru wysokości δ_{H0} i obroty silnika n_0). Określa się je poprzez rozwiązanie metodą Gaussa algebraicznego układu równań (równania statyki) dla danych z rejestracji prędkości V_{pp} i wysokości H_{pp} lotu.

Zmienne niezależne występujące w równaniach ruchu - wychylenia sterów δ_H, δ_L i δ_V oraz obroty silnika n - w weryfikacyjnym trybie działania programu (sterowanie automatyczne) są danymi określonymi na podstawie rzeczywistych przebiegów sterowania samolotem. Mianowicie zmienne δ_s stanowią wartości poprawione rzeczywistych przebiegów wychyleń sterów o odchyłkę wynikającą z niesymetrii aerodynamicznej (geometrycznej) samolotu. Podobnie zmienna n_s stanowi wartość poprawioną zarejestrowanego przebiegu obrotów silnika o odchyłkę wynikającą z różnicy w charakterze silnika badanego samolotu i silnika standardowego. Powyższe postępowanie (poprawianie rzeczywistych przebiegów) zapewnia ciągłość (w pojęciu matematycznym) procesu sterowania w programie przy zachowaniu charakteru rzeczywistych przebiegów. Uzyskane dla kolejnych chwil czasowych wyniki rozwiązania układu równań przeliczane są na wartości przyrządowe w celu ich porównania z zarejestrowanymi wynikami badań w locie - weryfikacja modelu.

4. Badania w locie

Realizowane dla potrzeb niniejszej pracy badania w locie przeprowadzono z uwagi na cel pracy w taki sposób, aby z jednej strony umożliwić weryfikację opracowanego modelu dla wszystkich objętych modelowaniem rodzajów lotów (manewrów) samolotu, z drugiej zaś strony zapewnić możliwość niezbędnej (jak się okazało w trakcie realizacji pracy) aktualizacji charakterystyk samolotu. W związku z powyższymi badaniami w locie objęto następujące rodzaje lotów:

- prostoliniowe ustalone loty poziome (weryfikacja i aktualizacja),
- loty z impulsowym (pojedynczym) wychyleniem poszczególnych sterów (weryfikacja i aktualizacja),
- nieustalone loty w jednej płaszczyźnie (weryfikacja),

— nieustalone loty przestrzenne w tym wiązanki figur akrobacji lotniczej (weryfikacja).

Wszystkie loty (manewry) rozpoczynano z ustalonego lotu poziomego. W przeprowadzonych badaniach w locie rejestrowano za pomocą pokładowego rejestratora:

- czas lotu,
- wartości przyrządowe poprawione prędkości V_{pp} i wysokości H_{pp} lotu [4,6],
- kąt natarcia α i ślizgu β ,
- prędkości kątowe ω_x , ω_y i ω_z samolotu,
- przeciążenia w kierunkach osi xy , $z - n_x$, n_y i n_z ,
- kąty wychylenia steru wysokości δ_H , steru kierunku δ_V i lotek δ_L ,
- prędkość obrotową wirnika silnika n ,
- siły na sterownicach.

Rejestrowano przy tym ilość paliwa na pokładzie samolotu oraz rozkład temperatury powietrza w funkcji barometrycznej wysokości samolotu.

5. Weryfikacja modelu - aktualizacja charakterystyk

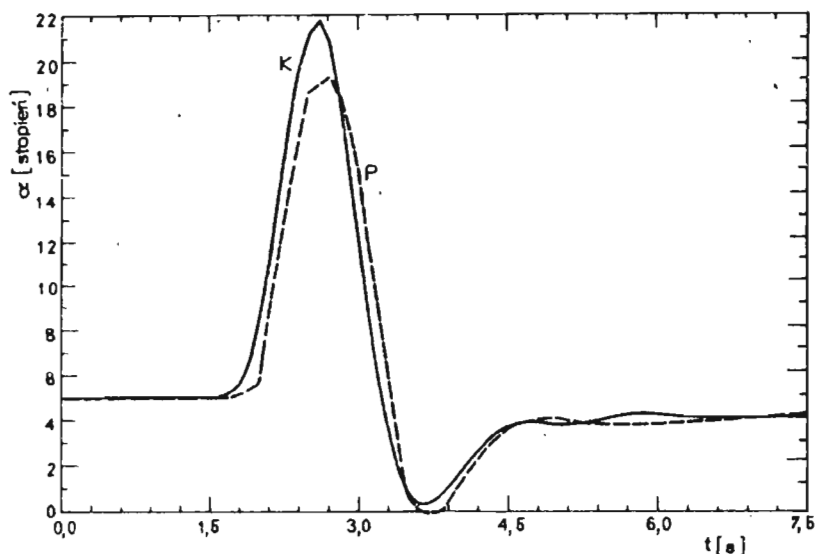
Zgodnie z celem niniejszej pracy przedstawiony w p.3. komputerowy model dynamiki lotu — z charakterystykami aerodynamicznymi i masowymi wyznaczonymi na podstawie badań tunelowych i obliczeń analitycznych — poddano doświadczalnej weryfikacji. Przeprowadzona weryfikacja tego modelu wykazała duże rozbieżności wyników rzeczywistych i symulowanych lotów, a w szczególnych przypadkach otrzymane wyniki symulacji były wręcz nierealne z punktu widzenia przeprowadzonych w rzeczywistości manewrów. Oczywiście taki model nie spełniał założonych kryteriów, dokładności, przyjęto jednak, że to nie ze złej struktury czy też uproszczeń samego modelu, ale z niepoprawnych (nie odpowiadających rzeczywistym) charakterystyk.

W związku z tym przeprowadzono aktualizację charakterystyk samolotu wykorzystując do tego celu stosowaną między innymi w dynamicznej analizie konstrukcji odkształcalną metodę — dobór parametrów sztywności, bezwładności i tłumienia dla zapewnienia żądanych własności dynamicznych.

W niniejszej pracy aktualizację charakterystyk aerodynamicznych i masowych samolotu przeprowadzono w trzech etapach. Na początku — wykorzystując zarejestrowane warunki wykonywania ustalonych lotów poziomych, zaktualizowano współczynniki sił i momentów sił aerodynamicznych tak, że wychylenia organów sterowania rzeczywistym samolotem i jego komputerowym modelem oraz rzeczywiste i obliczone kąty natarcia były jednakowe.

Następnie wykorzystując wyniki prób w locie, w którym badano reakcje samolotu na impulsowe wychylenie sterów, dobrano charakterystyki masowe samolotu

(masowe momenty bezwładności) tak, aby częstotliwości zmian parametrów toru lotu modelu samolotu odpowiadały rzeczywistym. W etapie trzecim aktualizowano (również w oparciu o wyniki lotów z impulsowym wychyleniem sterów) wartości współczynników sił i momentów aerodynamicznych decydujących o tłumieniu. Po-



Rys. 2. Zmiana kąta natarcia α po impulsowym wychyleniu steru wysokości

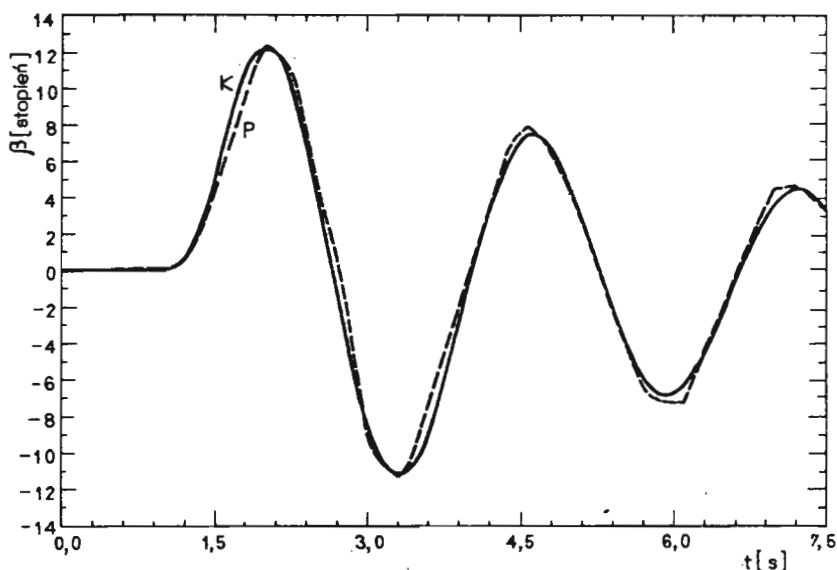
szczególne współczynniki dobrano tak, aby zmiany w czasie amplitud przebiegów parametrów toru lotu zarejestrowanych w próbach i obliczonych były możliwie zbliżone. Etapy drugi i trzeci, ze względu na wzajemne sprzężenia ruchu w poszczególnych płaszczyznach realizowano kilkakrotnie w celu jak najlepszej aktualizacji charakterystyk.

Wyniki porównawcze lotów rzeczywistego samolotu i opracowanego modelu, po uaktualnieniu wyżej omówionych charakterystyk przedstawiono poniżej.

6. Wyniki

W niniejszym paragrafie zamieszczono wybrane wyniki porównawcze lotów rzeczywistego samolotu oraz jego komputerowego modelu po aktualizacji charakterystyk. Wyniki te przedstawiono na rys.2 ÷ 6. Na rysunkach tych pokazano zmianę

w czasie podstawowych wielkości charakteryzujących tor lotu samolotu w rzeczywistym (P) i symulowanym (K) locie. Zestaw zamieszczonych rysunków obejmuje wszystkie dopuszczalne eksploatacyjnie dla rozważanego samolotu fazy lotu, łącznie z wiązkami figur akrobacji lotniczej (rys.6).



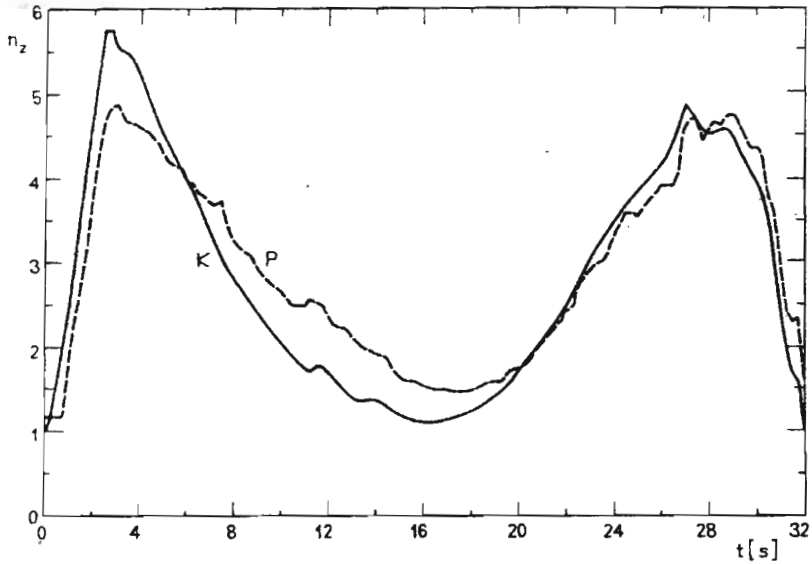
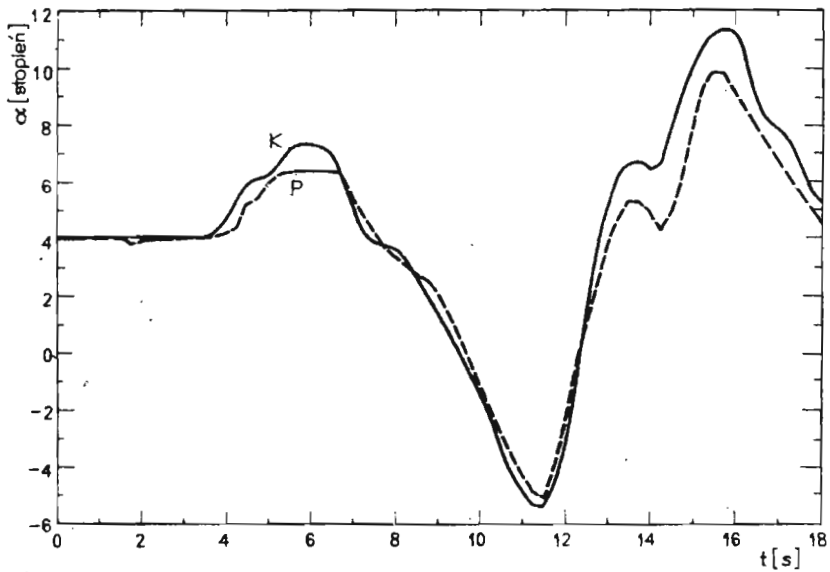
Rys. 3. Zmiana kąta ślizgu β po impulsowym wychyleniu steru kierunku

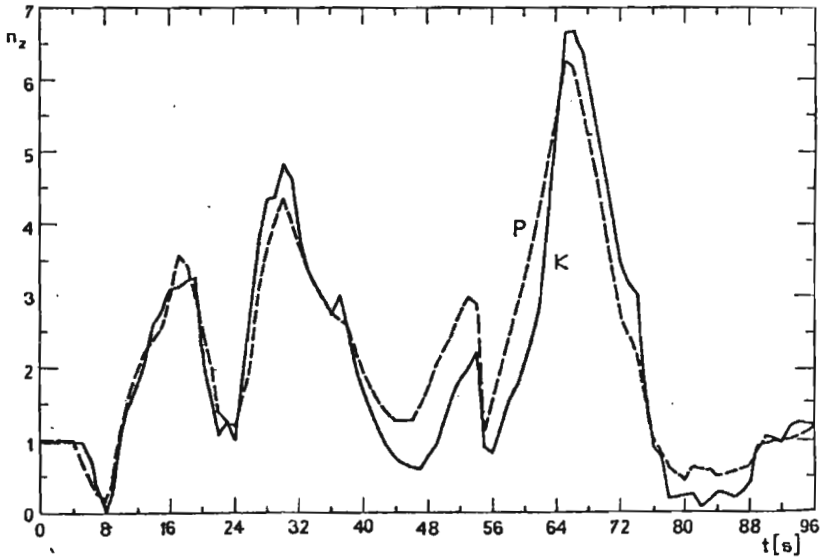
Analiza zamieszczonych w pracy wyników pozwala na stwierdzenie, że wyniki komputerowej symulacji są:

— pod względem jakościowym identyczne z przebiegami uzyskanymi eksperymentalnie (w badaniach w locie),

— pod względem ilościowym bardzo zbliżone do wyników eksperymentalnych.

Tym samym w ocenie autorów pracy uzyskano komputerowy model dynamiki lotu samolotu TS-11 "Iskra" spełniający wymagane założenia tzn. dużą dokładność symulacji i prostotę modelu.

Rys. 4. Zmiana przeciążenia normalnego n_z w pętliRys. 5. Zmiana kąta natarcia α w beczce



Rys. 6. Zmiana przeciążenia normalnego n_z w wiązance figur akrobacji lotniczej (dwie półbeczki w nurkowaniu, pętla, zawrót)

Literatura

1. B.ETKIN, *Dynamics of Atmospheric Flight*, John Wiley, New York 1972
2. J.MARYNIAK, *Dynamiczna teoria obiektów ruchomych*, Prace Naukowe Mechanika 32, Wydawnictwa Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1975
3. *Opracowanie modelu matematycznego ruchu przestrzennego i dynamiki samolotu TS-11 "Iskra"*, Sprawozdanie nr 117 ITLiMS PW, Warszawa 1979 (nie opublikowane)
4. *Metodyka prób samolotu w locie*, MON, Lot 1826/77
5. *Opracowanie metody badania modeli dynamiki lotu samolotu. Wyniki prób w locie*, Sprawozdanie ITWL nr arch.8283/I (nie opublikowane)
6. *Weryfikacja opracowanych modeli dynamiki lotu z uwzględnieniem wyników prób w locie*, Sprawozdanie ITWL nr arch.8697/I

Summary

The paper presents a computer model of a subsonic aircraft flight dynamics. The equations of model presented in works [1-3] have been applied. Aerodynamic characteristics of an aircraft that had previously been obtained by means of wind tunnel tests as well as analytic methods have been improved due to test flights of a real aircraft.

The comparative results of flight tests of a real aircraft and its computer model have been shown.

Резюме

В настоящей работе представлена компьютерная модель динамики полёта. В ней использованы уравнения движения, находящиеся в работах [1-3].

На основе результатов испытательных полётов вышеуказанных самолётов была проведена актуализация аэродинамических характеристик самолёта, первоначально полученных во время исследований в аэродинамической трубе и определенных аналитическими методами.

В настоящей работе представлены сравнительные результаты полётов вышеуказанного самолёта и его компьютерной модели.

Praca wpłynęła do Redakcji dnia 12 października 1988 roku