

ИЗЧИСЛЯВАНЕ НА АЕРОДИНАМИЧНИТЕ КОЕФИЦИЕНТИ И ПРОИЗВОДНИ НА САМОЛЕТ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО В НАДЛЪЖНОТО ДВИЖЕНИЕ

Христиан Панайотов, Пламен Стоянов, Димо Зафиров

Технически университет – София, филиал Пловдив
e-mail: hristian@tu-plovdiv.bg

Ключови думи: съчленено крило, аеродинамика, динамика на полета

Абстракт: С цел изследване на динамиката на полета и смутеното надлъжно движение на самолет със съчленено крило са изчислени коефициентите и производните на аеродинамичните сили и моменти в равнината на симетрия. Определени са стойностите на изменението на аеродинамичните коефициенти при отклонение на аеродинамичните кормила, разположени по изходящия ръб на предното и задното крило - елерони, задкрилки, кормила за височина и др. Получените изчислени резултати са съпоставени с налични експериментални данни за самолет със съчленено крило, изследван в 3,6 m аеродинамична тръба на NASA.

CALCULATION OF AERODYMANIC CHARACTERISTICS AND DERIVATIVES OF A JOINED-WING AIRCRAFT IN LONGITUDINAL MOVEMENT

Hristian Panayotov, Plamen Stoyanov, Dimo Zafirov

Technical University of Sofia – Plovdiv branch
e-mail: hristian@tu-plovdiv.bg

Key words: joined-wing, aerodynamics, flight dynamics

Abstract: The aerodynamic characteristics and derivatives of a joined-wing aircraft in the symmetry plane have been calculated for the purpose of longitudinal movement flight dynamics analysis. The values of the aerodynamic coefficients have been calculated, changing the position of the different control surfaces at the trailing edge of the front and rear wings – ailerons, flaps, ruder, etc. The results have been compared with joined-wing experimental data obtained in 3,6 m NASA wind-tunnel.

Въведение

Настоящата работа има за цел да покаже приложимостта на софтуера „Tornado” за определяне на коефициентите и производните на аеродинамичните сили и моменти в равнината на симетрия за летателни апарати по схема „Съчленено крило”. За целта изчислените с помощта на „Tornado” коефициенти на аеродинамичните сили и моменти са съпоставени с опитни резултати получени при изследване на модел в 3,6 m аеродинамична тръба на NASA.

„Tornado” е триизмерна програма базирана на метода на дискретните вихри. Тя дава възможност за пресмятане на коефициентите и производните на аеродинамичните сили и моменти спрямо ъгъла на атака, ъгъла на плъзгане, ъгловите скорости и отклоненията на различните видове кормила. Програмата е написана от Томас Мелин от катедрата по аеронавтика към Кралския Технологичен Институт в Канада. Тя е предназначена основно за употреба при предварително проектиране на летателни апарати, както и за обучение.

Обект на изследването

За оценка на резултатите получени с помощта на „Tornado“ е направен дизайн базиран на данните за изследвания от NASA модел на летателен апарат със „Съчленено крило“. Модела е показан на фиг. 1. Изчисленията са направени при скорост от 120 m/s и ъгли на атака от -8° до $+12^\circ$ през 2° .

На всяко от полукрилата на предното и задното крило са разположени по две управляващи повърхности по изходящия ръб. Съответните управляващи повърхности на левите и десните полукрила се отклоняват симетрично и играят ролята на кормила за височина. Отклоненията на управляващите повърхности са както следва:

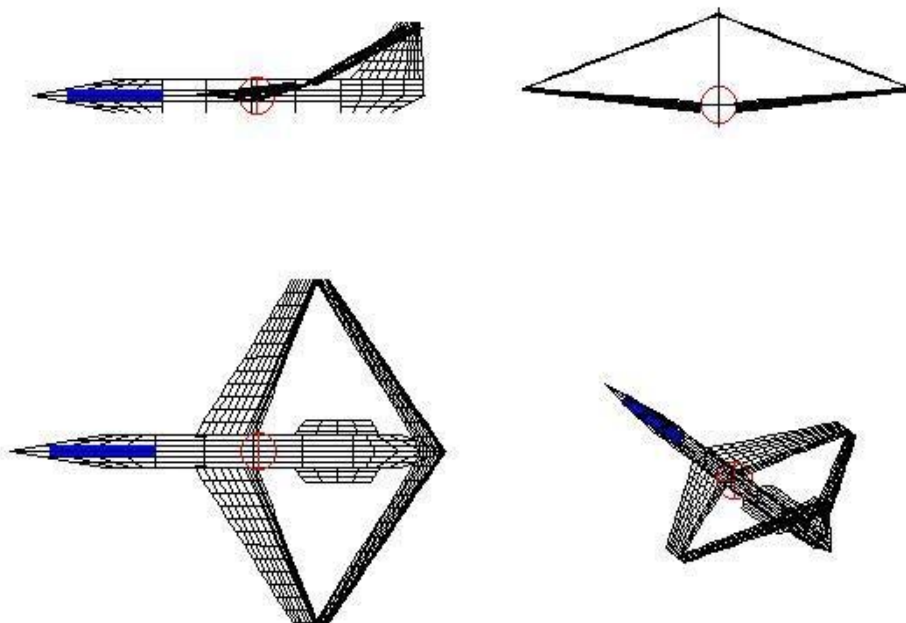
$\delta_{\text{пвт}}$ – ъгъл на отклонение на вътрешните (към тялото) кормила на предното крило,

$\delta_{\text{пвн}}$ – ъгъл на отклонение на външните кормила на предното крило,

$\delta_{\text{звт}}$ – ъгъл на отклонение на вътрешните кормила на задното крило,

$\delta_{\text{звн}}$ – ъгъл на отклонение на външните кормила на задното крило.

С цел да се елиминира грешката от моделирането на тялото на летателния апарат са пресметнати и коефициентите на подъемната сила и надлъжния момент само на изолирано крило – предно + задно. Сравнителните резултати са дадени във фигури 2 до 8.



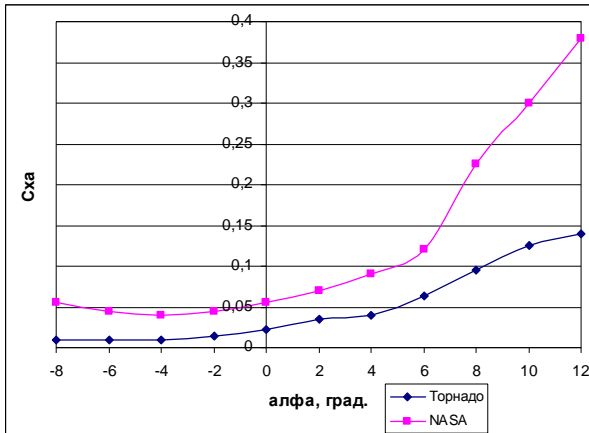
Фиг. 1. Модел на летателен апарат със съчленено крило в „Tornado“.

Геометричните характеристики на модела са както следва:

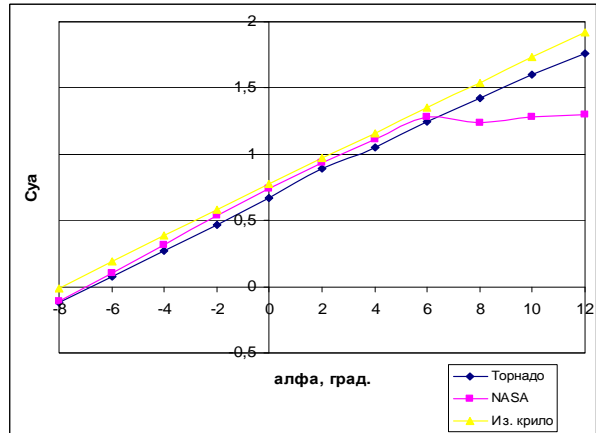
- разпереност $l = 1,22$ m;
- референтна площ $S_{\text{ref}} = 0,199$ m²;
- референтна хорда $b_{\text{ref}} = 0,166$ m;
- площ на предното крило $S_{\text{пр}} = 0,199$ m²;
- стреловидност на предното крило по $\frac{1}{4}$ от хордата $\chi_{\text{пр}} = 30,5^\circ$;
- стеснение на предното крило $\eta_{\text{пр}} = 2,5$;
- V-образност на предното крило $\psi_{\text{пр}} = 5^\circ$;
- ъгъл на поставяне на предното крило: $+7,5^\circ$;
- усукване на предното крило: -2° ;
- площ на задното крило $S_3 = 0,087$ m²;
- стреловидност на задното крило по $\frac{1}{4}$ от хордата $\chi_3 = -32^\circ$;
- стеснение на задното крило $\eta_3 = 1,67$;
- V-образност на задното крило $\psi_3 = -20^\circ$;
- ъгъл на поставяне на задното крило: $+3^\circ$;
- усукване на задното крило: $+2^\circ$;
- разстояние от носа на самолета до водещия ръб на предното крило: 0,666 m;

- разстояние от носа на самолета до водещия ръб на задното крило: 1,540 m;
- разстояние от носа на самолета до центъра на масите: 0,941 m.

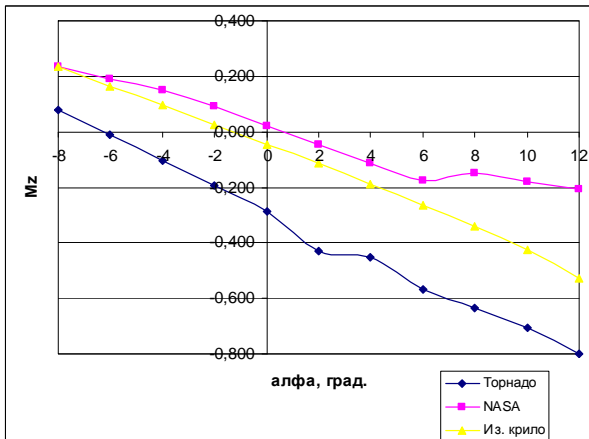
Експериментални резултати



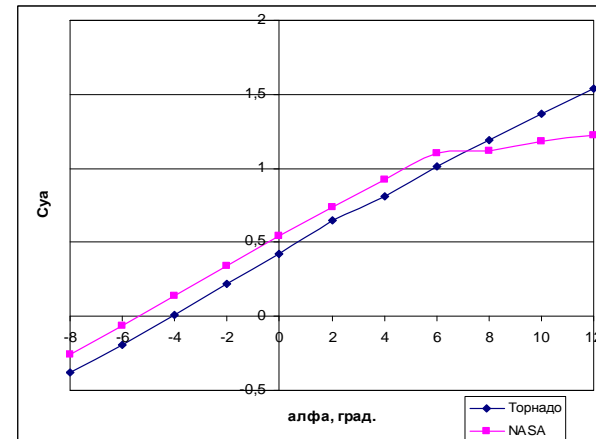
Фиг. 2. Зависимост на коефициента на силата на челно съпротивление от ъгъла на атака при $\delta_{\text{ПВТ}} = \delta_{\text{ПВН}} = \delta_{\text{ЗВТ}} = \delta_{\text{ЗВН}} = 0^\circ$.



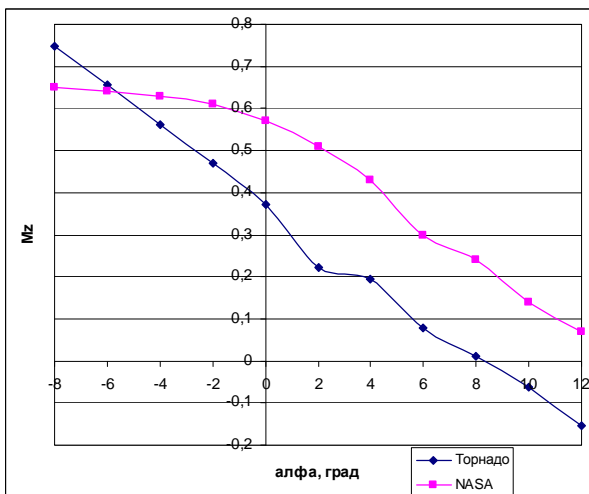
Фиг. 3. Зависимост на коефициента на подемната сила от ъгъла на атака при $\delta_{\text{ПВТ}} = \delta_{\text{ПВН}} = \delta_{\text{ЗВТ}} = \delta_{\text{ЗВН}} = 0^\circ$.



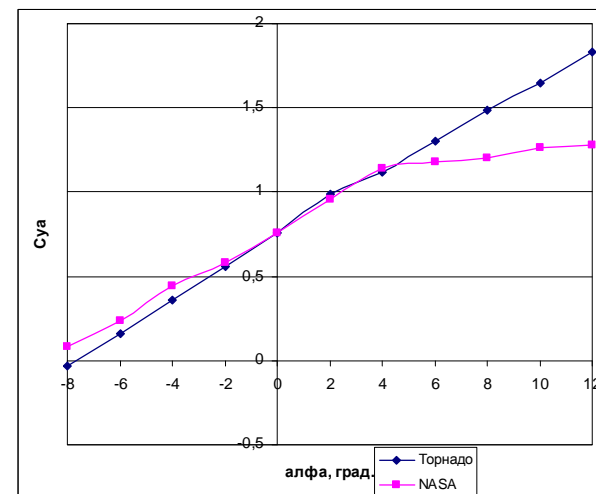
Фиг. 4. Зависимост на коефициента на надлъжния момент от ъгъла на атака при $\delta_{\text{ПВТ}} = \delta_{\text{ПВН}} = \delta_{\text{ЗВТ}} = \delta_{\text{ЗВН}} = 0^\circ$.



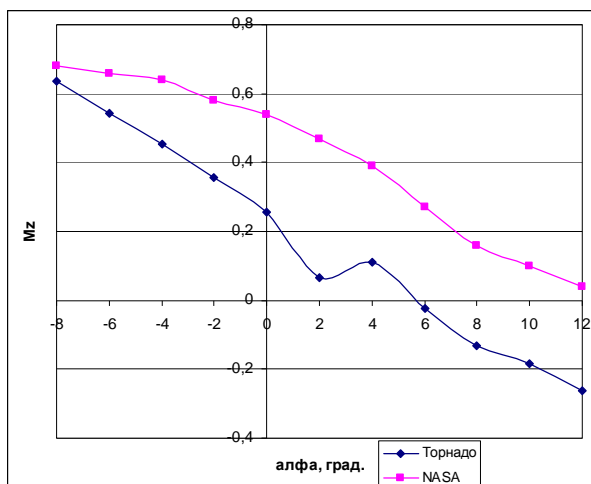
Фиг. 5. Зависимост на коефициента на подемната сила от ъгъла на атака при $\delta_{\text{ПВТ}} = \delta_{\text{ПВН}} = 0^\circ, \delta_{\text{ЗВТ}} = \delta_{\text{ЗВН}} = -15^\circ$.



Фиг. 6. Зависимост на коефициента на надлъжния момент от ъгъла на атака при $\delta_{\text{ПВТ}} = \delta_{\text{ПВН}} = 0^\circ, \delta_{\text{ЗВТ}} = \delta_{\text{ЗВН}} = -15^\circ$.



Фиг. 7. Зависимост на коефициента на подемната сила от ъгъла на атака при $\delta_{\text{ПВТ}} = 15^\circ, \delta_{\text{ПВН}} = 0^\circ, \delta_{\text{ЗВТ}} = -15^\circ, \delta_{\text{ЗВН}} = 0^\circ$.



Фиг. 8. Зависимост на коефициента на надлъжния момент от ъгъла на атака при $\delta_{\text{пвт}} = 15^\circ$, $\delta_{\text{пвн}} = 0^\circ$, $\delta_{\text{звт}} = -15^\circ$, $\delta_{\text{звн}} = 0^\circ$.

От направените сравнения на резултатите от числения и физическия експеримент могат да се направят следните изводи:

1. Коефициента на силата на челно съпротивление пресметнат с помощта на „Tornado” има по-малки стойности от тези получени при изпитания в аеродинамична тръба. Причината за това е замяната на тялото при моделиране в „Tornado” с перпендикулярно разположени плоски пластини и не отчитането на съпротивлението от триене.
2. „Tornado” дава много близки до експериментално получените стойности за коефициента на подемна сила, като разлики се получават при по-големите ъгли на атака, което се дължи на ограниченията на метода на дискретните вихри.
3. Производната на коефициента на надлъжния момент по ъгъла на атака получена чрез „Tornado” е сходна с тази от експерименталните данни. Това се вижда по наклона на кривите за коефициента на надлъжния момент. Самият коефициент има известна разлика с експериментално получения, която отново се дължи на моделирането на тялото с две плоски пластини, както и на по-голямата ефективност на кормилата моделирани с „Tornado”, отколкото на физическия модел. Причината за това е не отчитането на точната геометрия на кормилата поради непълната информация за тях.

Заклучение

Като цяло от направения анализ може да се заключи, че „Tornado” дава добри резултати за летателен апарат със „Съчленено крило” за целите на предварителното проектиране. При използването на тази програма е необходимо допълнително да се пресмята съпротивлението от триене с използването на други методи. Необходимо е да се правят корекции за коефициента на надлъжния момент създаван от тялото на летателния апарат.

Литература:

1. S m i t h S.C and R.K. S t o n u m. Experimental Aerodynamic Characteristics of a Joined-Wing Research Aircraft Configuration, NASA –TM-101083, April 1989
2. www.redhammer.se/tornado/