

ОПРЕДЕЛЯНЕ НА БАЛАНСИРОВЪЧНИТЕ ОТКЛОНЕНИЯ НА АЕРОДИНАМИЧНИТЕ КОРМИЛА 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

Резюме: Съчлененото крило е аеродинамична схема, която се характеризира с голям брой възможни компоновки на аеродинамичните кормила по предното и задното крило – елерони, задкрилки, кормила за височина и др. Настоящият доклад разглежда пресмятането на необходимите балансировъчни отклонения на аеродинамичните кормила в зависимост от компоновката и режимите на полета. Разгледани са някои нетрадиционни, в сравнение с конвенционалните летателни апарати, маневри като непосредствено управление на подъемната сила.

DETERMINATION OF THE TRIMMED FLIGHT CONTROL SURFACE DEFLECTIONS 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 joined-wing is an aerodynamic scheme, characterized by a variety of possible arrangements of the flight control surfaces, located on the front and rear wing – ailerons, flaps, elevators, flaperons etc. The present paper deals with the calculation of the required trimmed flight deflections of the control surfaces for different arrangements and flight regimes. Some untraditional maneuvers are reviewed, compared to conventional aircraft, such as direct lift control.

1. Въведение

Съчлененото крило, със своята аеродинамична схема, а именно съчленени, на определено местоположение, предно и задно крило, създава предпоставки за разполагането на сравнително по-голям брой и вид аеродинамични управляващи повърхности или накратко аеродинамични кормила. Например, по изходящия ръб и на предното, и на задното крило могат да бъдат използвани кормила за височина, елерони, задкрилки, а също така и техни комбинации – елевони, флаперони и др. За съчлененото крило може да се въведе и термина [флапелерон] = [flap (задкрилка) + elevator (кормило за височина) + aileron (елерон)] [1]. Посредством тези нетрадиционни компоновки на аеродинамичните кормила могат да бъдат постигнати интересни, от гледна точка на динамиката на полета, маневри като непосредствено управление на подъемната сила при запазване на постоянен ъгъл на атака или постоянен ъгъл на тангаж. Освен това от голямо практическо значение е изчисляването на балансировъчните отклонения на кормилата по предното и задното крило за хоризонтален полет с определена скорост и ъгъл на атака. За разлика от конвенционалните летателни апарати с фиксирано крило, самолетите със съчленено крило могат да се балансират на една и съща скорост на полета при различни ъгли на атака и отклонения на кормилата за височина, за сметка на възникващата подъемна сила от действието на кормилата като задкрилки. В настоящия доклад са определени балансировъчните отклонения за конкретен летателен апарат – летящ модел

със съчленено крило – JoWi-1. Аеродинамичните коефициенти и производни са изчислени с програмно осигуряване „Tornado”.

2. Математичен модел на надлъжното движение на самолет със съчленено крило

За описание на движението на летателен апарат със съчленено крило могат да се използват уравненията за движение на тяло с три степени на свобода известни от механиката, във форма удобна за определяне на кинематичните параметри на движението на самолета. За решаването на тези уравнения е необходимо да бъдат известни началните условия на движението, както и действащите на летателния апарат сили и моменти. За определяне на траекторията на самолета трябва да се прибавят и уравненията за изменение на траекторните му координати. В разгърнат вид уравненията за надлъжното движение имат вида [2]:

(1)

$$\frac{dV}{dt} = - \left[C_{x\alpha 0} + A \left(C_{y\alpha 0} + C_{y\alpha}^{\alpha} \alpha + C_{y\alpha}^{\delta_1} \delta_1 + C_{y\alpha}^{\delta_2} \delta_2 + C_{y\alpha}^{\delta_3} \delta_3 + C_{y\alpha}^{\delta_4} \delta_4 \right)^2 \right] \frac{\rho V^2 S}{2m} + \frac{P}{m} \cos \alpha - g \sin \vartheta \cos \alpha$$

(2)

$$\frac{d\alpha}{dt} = \omega_z - \left(C_{y\alpha 0} + C_{y\alpha}^{\alpha} \alpha + C_{y\alpha}^{\delta_1} \delta_1 + C_{y\alpha}^{\delta_2} \delta_2 + C_{y\alpha}^{\delta_3} \delta_3 + C_{y\alpha}^{\delta_4} \delta_4 \right) \frac{\rho V S}{2m} - \frac{P}{mV} \sin \alpha + \frac{g}{V} \cos \vartheta \cos \alpha$$

(3)

$$\frac{d\omega_z}{dt} = \left(m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_1} \delta_1 + m_z^{\delta_2} \delta_2 + m_z^{\delta_3} \delta_3 + m_z^{\delta_4} \delta_4 + m_z^{\omega_z} \omega_z \right) \frac{\rho V^2 S b_g}{2I_z}$$

(4)

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z$$

(5)

$$\frac{dx_g}{dt} = V \cos(\vartheta - \alpha)$$

(6)

$$\frac{dy_g}{dt} = V \sin(\vartheta - \alpha)$$

където:

S – площ на крилото в план;

b_g – отстъп (разстоянието по ос Ox между едноименни точки от основните хорди на предното и задното крило);

V – скорост на самолета;

α – ъгъл на атака;

ω_z – ъглова скорост на въртене спрямо ос Oz на свързаната координатна система;

ϑ – ъгъл на тангаж;

C_{x0} – коефициент на пасивно съпротивление;

A – коефициент на индуктивност;

$C_{y\alpha}^{\alpha}$ – производна на коефициента на подъемна сила по ъгъла на атака;

$C_{y\alpha}^{\delta_i}$ – производна на коефициента на подъемна сила по ъгъла на отклонение на i -тата управляваща повърхност;

δ_i – ъгъл на отклонение на i -тата управляваща повърхност;
 m_{z0} – коефициент на надлъжен момент при нулев ъгъл на атака;
 $m_z^{\delta_i}$ – производна на коефициента на надлъжен момент по ъгъла на отклонение на i -тата управляваща повърхност;
 $m_z^{\omega_z}$ – производна на коефициента на надлъжен демпфиращ момент;
 P – тяга на самолета;
 ρ – плътност на въздуха;
 m – маса на самолета;
 I_z – масов инерционен момент спрямо ос Oz.

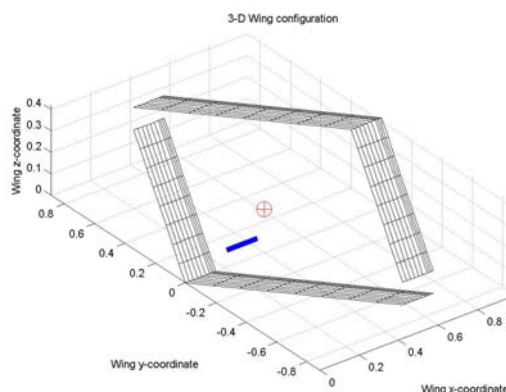
3. Обект на изследването

Характеристиките на динамиката на полета са определени за летателен апарат, базиран на летящия модел JOWI-1 (фиг.1). Геометричните и масовите му характеристики са както следва:

- площ на крилото в план - $S = 0.55 \text{ m}^2$;
- разпереност на крилото - $l = 1.8 \text{ m}$;
- ъгъл на стреловидност на предното крило - $\chi_{np} = 25^\circ$;
- ъгъл на стреловидност на задното крило - $\chi_z = -25^\circ$;
- ъгъл на напречна V-образност на предното крило - $\psi_{np} = 10^\circ$;
- ъгъл на напречна V-образност на задното крило - $\psi_z = -10^\circ$;
- излента маса на модела - $m = 7 \text{ kg}$;
- масов инерционен момент по ос OZ - $I_z = 0.42 \text{ kg.m}^2$;
- отстъп на крилото по коренните хорди - $b_g = 0.839 \text{ m}$.



Фиг. 1. Летящ модел JOWI-1



Фиг. 2. Модел изследван с TORNADO

Управлението на самолета се извършва посредством управляващи повърхности – по една на всяко полукрило (на предното и задното крило). Означени са с „1” – кормила на предното крило и „2” – кормила на задното крило. Кормилата на предното и задното крило съответно се отклоняват синхронно, положителната посока е „надолу”. За пресмятане на аеродинамичните производни е използвана програма TORNADO [3] базирана потенциални панелни методи (фиг. 2).

Аеродинамичните характеристики на JoWi-1 са както следва:

$$c_{x0} = 0.004; A = 0.05; c_{ya}^\alpha = 4.13; c_{ya}^{\delta_1} = 0.80; c_{ya}^{\delta_2} = 1.10; m_{z0} = 0; m_z^\alpha = -0.31; m_z^{\delta_1} = 0.24; m_z^{\delta_2} = -0.42; m_z^{\omega_z} = -0.014.$$

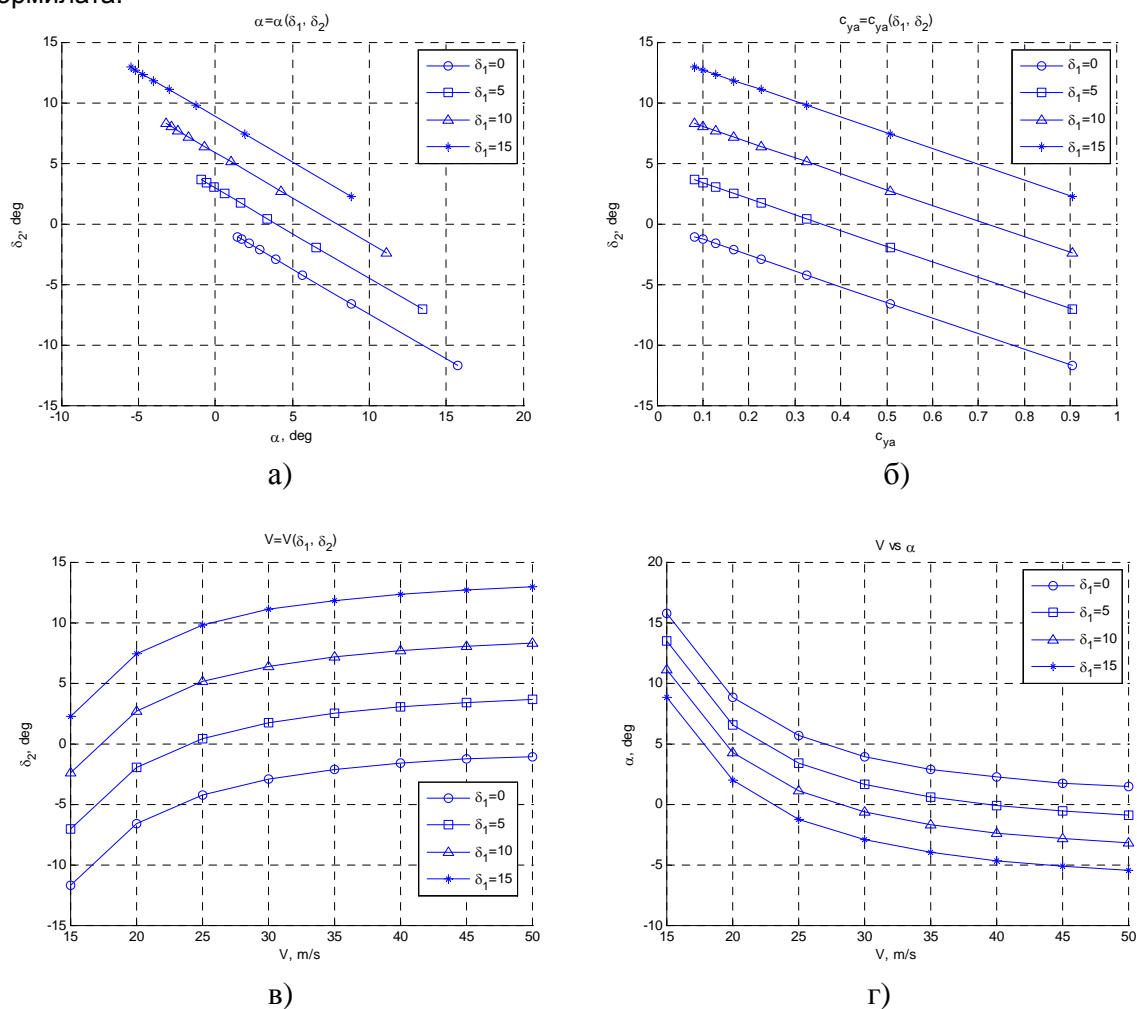
4. Резултати

Балансировъчните отклонения на описаните аеродинамични кормила, необходими за надлъжно балансиране на самолета със съчленено крило могат да се получат, ако в у-я (1)...(3) се положи:

(7)

$$\frac{dV}{dt} = 0; \quad \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z = 0; \quad \frac{d\alpha}{dt} = 0.$$

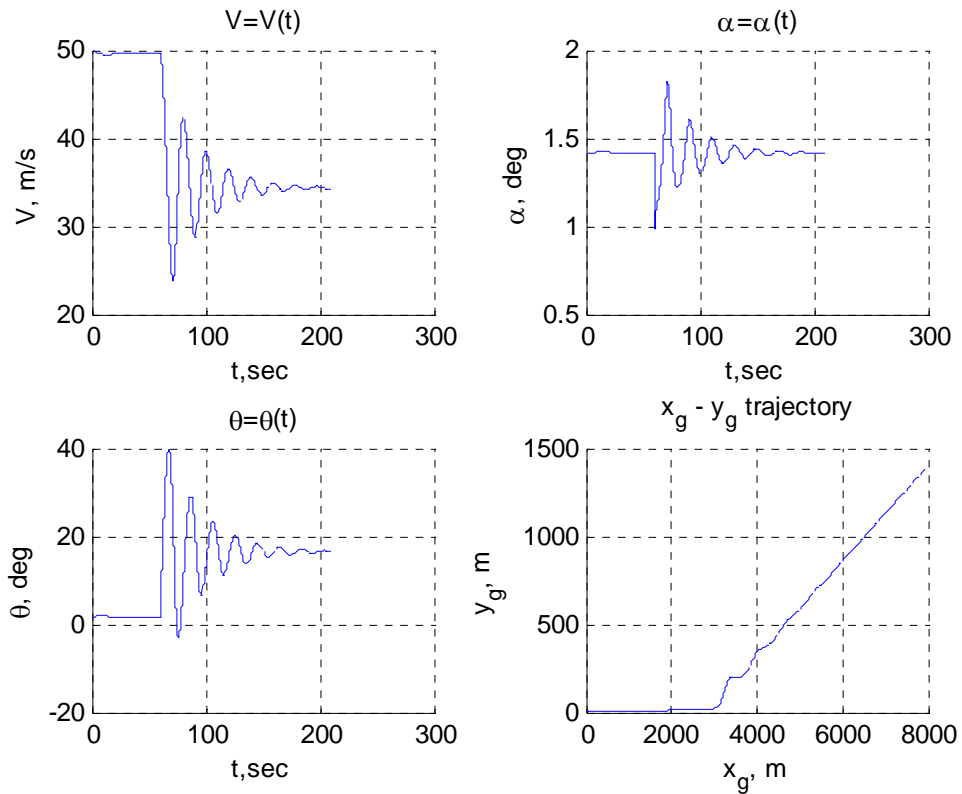
След направените приемания, задачата се свежда до решаване на система от две уравнения, където неизвестни са отклоненията на аеродинамичните кормила δ_1 (предно крило) и δ_2 (задно крило), а условията са нулев надлъжен момент на самолета, при осигуряване на потребните за хоризонтален полет коефициент на подъемна сила и теглителна сила (тяга) на двигателя. На фиг. 3 са показани балансировъчните диаграми със съответните необходими балансировъчни отклонения на аеродинамичните кормила при различни ъгли на атака (фиг. 3а), коефициенти на подъемна сила (фиг. 3б) и скорости на полета (фиг. 3в). От фиг. 3г можем да направим извода, че описаният летателен апарат със съчленено крило може да се балансира при една и съща скорост на полета при различни ъгли на атака при съответните отклонения на кормилата.



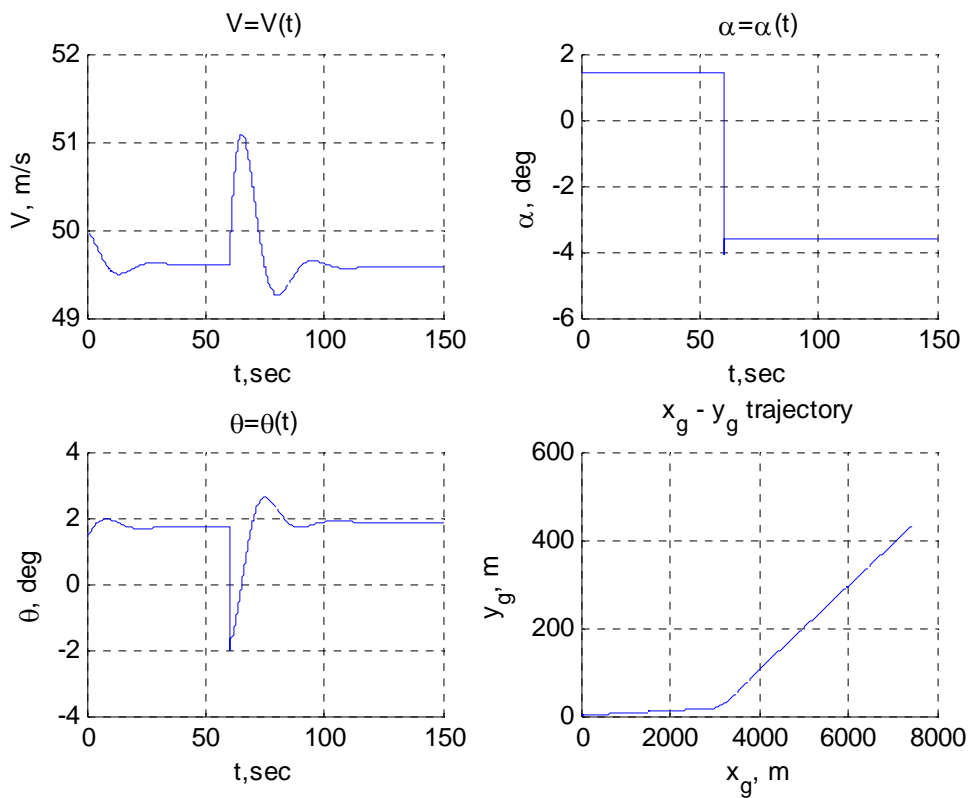
Фиг. 3. Балансировъчни диаграми

Интересно е да се анализират и някои нетрадиционни маневри за конвенционалните самолети – в конкретния случай непосредствено управление на подъемната сила. Разгледани са два случая. При първия (фиг. 4) се запазва неизменен ъгъл на атака на самолета, а от установен хоризонтален полет се преминава в набор на височина, като прираста на подъемна сила се осъществява само от отклонението на аеродинамичните кормила като задкрилки без да се изменя ъгъл на атака. Отклоненията на кормилата за непосредственото управление на подъемната сила са подадени в момента $t = 60$ s и са: предно крило $\delta_1 = 3.07^\circ$; задно крило $\delta_2 = 0.75^\circ$. Във втория случай (фиг. 5) се цели запазване на постоянство на ъгъл на тангаж, т.е. самолетът от установен хоризонтален полет преминава в набор на височина като в този случай ъгълът на тангаж остава неизменен. Отклоненията и в този случай са дадени в момента

$t = 60$ s и са: предно крило $\delta_1 = 11,00^\circ$; задно крило $\delta_2 = 9,15^\circ$.



Фиг. 4. Непосредствено управление на подезната сила при постоянен ъгъл на атака



Фиг. 5. Непосредствено управление на подезната сила при постоянен ъгъл на тангаж

За сравнение при конвенционалните самолети наборът на височина се осъществява посредством отклонение на кормилото за височина или хоризонталния стабилизатор, при което се създава надлъжен момент, който изменя ъгъла на атака и ъгъла на тангаж.

Заклучение

Изчислени са балансиращите отклонения на аеродинамичните кормила на летящ модел със съчленено крило JoWi-1 при различни скорости на полета и експлоатационни ъгли на атака. По разработен математичен модел на надлъжното движение на самолет със съчленено крило са разгледани два вида маневри, получени при непосредствено управление на подемната сила. Получените резултати могат да се използват при моделирането на динамиката на полета на самолети със съчленено крило, както и при летателни експерименти като начални данни за надлъжната балансировка на летателния апарат.

Литература:

1. З а ф и р о в Д.И. Маневри на самолети със съчленено крило, ВuITrans-2009, ТУ-София, Созопол, 2009
2. С т о я н о в П.И. Изследване на динамичните характеристики на надлъжното движение на летателен апарат със съчленено крило при управляващи въздействия, Journal of the Technical University at Plovdiv, Vol. 14(2), 2009
3. www.redhammer.se/tornado/