

НАДЛЪЖНА УСТОЙЧИВОСТ НА САМОЛЕТ СЪС СЪЧЛЕНЕНО КРИЛО

ПРОДОЛЪЖНА УСТОЙЧИВОСТ
САМОЛЕТ С СОЧЛЕНЕННЫМ КРЫЛОМ

LONGITUDINAL STABILITY
OF JOINED WING AIRCRAFT

доц. д-р Зафиров Д.
Технически университет София, филиал Пловдив

Abstract:

In the last few years an intensive work has been carried out for the improvement of the flight characteristics of the aircrafts. One direction in this work is to explore new aerodynamic configurations which have better performance than the present ones. The “joined wing” configuration is considered a perspective one. In this article a model is proposed in which an estimate of the impact of aircraft parameters on the longitudinal stability of joined wing aircraft could be made. The advantages and shortcomings of the proposed configuration are examined. It has been concluded that this configuration practically lacks balancing drag and the flight maintenance range could be considerably increased.

KEYWORDS: JOINED WING, AIRCRAFT, LONGITUDINAL STABILITY

1. Увод

Изборът на подходяща аеродинамична схема на самолета е особено важен етап от предварителното проектиране. Аеродинамичните характеристики на бъдещия самолет се определят основно от избраните балансируваща схема и параметри.

В повечето учебници и статии, посветени на този въпрос, се разглеждат три основни аеродинамични схеми – “нормална”, “патица” и “лятащо крило”.



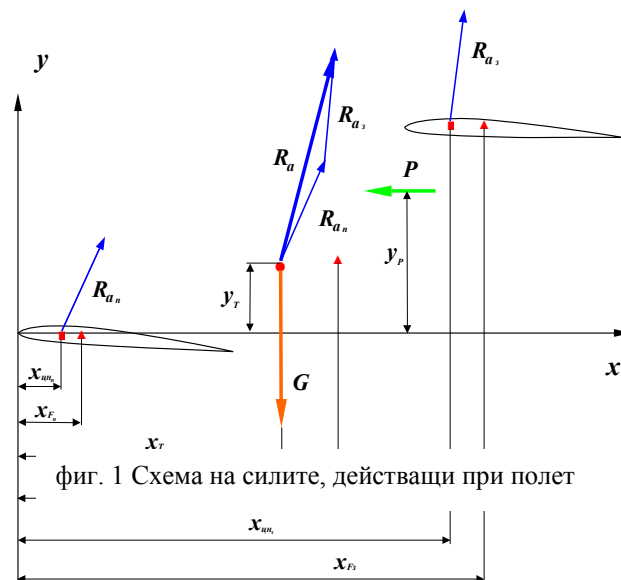
фиг. 1 Самолет със съчленено крило

В последните години аеродинамичната схема “съчленено крило” се разглежда като перспективна [1] и се налага тя да се добави към останалите три схеми при анализирането на предимствата и недостатъците им за конкретен проект.

Цел на настоящата публикация е да се разгледат силите и моментите, влияещи на надлъжното движение на самолет със съчленено крило при установен праволинеен хоризонтален полет и се оценят предимствата и недостатъците на тази схема в сравнение с останалите.

2. Изложение

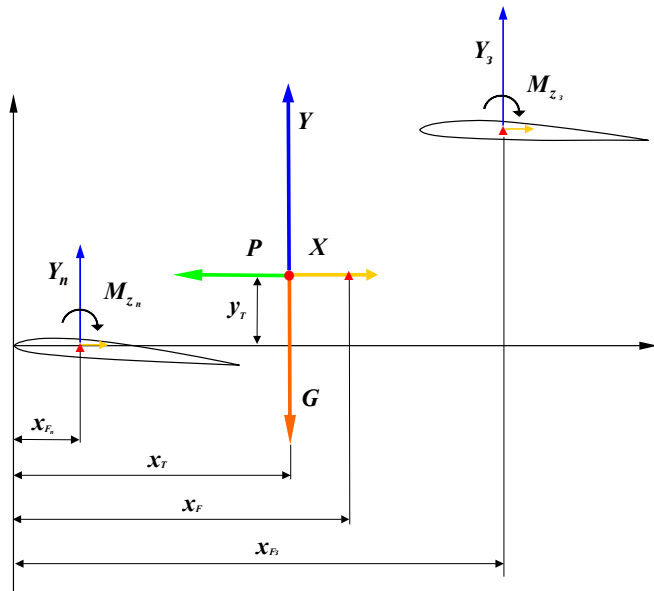
На фигура 1 е показана опростена схема на силите, действащи при установено хоризонтално движение. Самият летателен апарат е представен схематично чрез еквивалентни правоъгълни крила със средна аеродинамична хорда (САХ) на предното b_{A_n} и на задното b_{A_s} . Тъй като координатите на центъра на масата са променливи, за начало на координатната система се приема началото на хордата на предното крило.



фиг. 2 Схема на силите, действащи при полет

Аеродинамичните сили, действащи върху предното крило се представят с тяхната резултантна R_{a_n} , а върху задното с R_{a_z} . Те действат в съответните центрове на налягане. Общата резултантна на аеродинамичните сили R_a при установен праволинеен хоризонтален полет преминава през центъра на масата на летателния апарат. Приложната точка на тягата P се определя от разположението на двигателите.

По време на полет, при промяна на ъгъла на атака, центровете на налягане на двете крила променят своите координати. Затова преминаваме към механично еквивалентна система, при която приемаме, че приложните точки на подемните сили на крилата са приложени във фокусите им т. F_n и т. F_z , резултантната подемна сила е приложена във фокуса на самолета т. F и във фокусите на предното крило, задното крило и самолета са приложени съответните моменти M_{z_n} , M_{z_z} и M_z



фиг. 2 Еквивалентна схема на силите, действащи при установен хоризонтален полет

За да изпълнява самолета установен праволинеен хоризонтален полет без ускорение, трябва да са изпълнени следните условия [2, 3]:

$$(1) \sum_{i=1}^n X_i = 0$$

$$(2) \sum_{i=1}^n Y_i = 0$$

$$(3) \sum_{i=1}^n M_{z_i} = 0$$

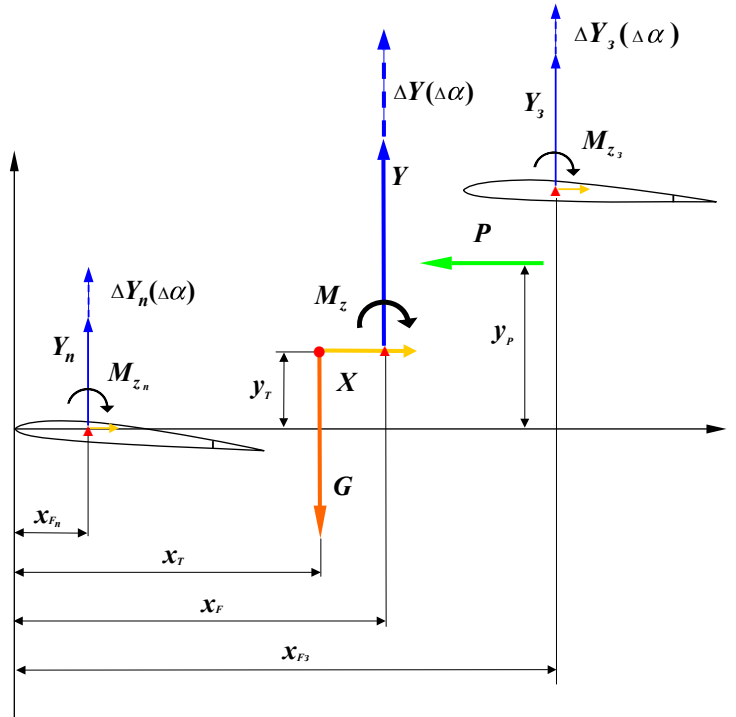
Когато развием уравненията се получава:

$$(4) X = P$$

$$(5) Y = n_y mg = Y_n - Y_z$$

$$(6) M_z = Y(x_T - x_{n_{\text{зад}}}) = Y_n(x_T - x_{n_n}) - Y_z(x_{n_z} - x_T) = 0$$

При навлизане във вертикално атмосферно течение, изменящо ъгъла на атака с $\Delta\alpha$, се променят аеродинамичните сили, както е показано на фиг. 3



фиг. 2 Еквивалентна схема на силите, действащи при промяна на ъгъла на атака

$$(7) \Delta Y(\Delta\alpha) = \Delta Y_n(\Delta\alpha) + \Delta Y_z(\Delta\alpha) = \Delta n_y mg$$

$$(8) \Delta M_z(\Delta\alpha) = \Delta Y(\Delta\alpha)(x_T - x_F) = \Delta Y_n(\Delta\alpha)(x_T - x_{F_n}) - \Delta Y_z(\Delta\alpha)(x_{F_z} - x_T)$$

Изместването на фокуса на самолета под влияние на задното крило е:

$$(9) \Delta \bar{x}_{F_z} = \frac{k_3 c_{y_3}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) \bar{S}_3 (\bar{x}_{F_3} - \bar{x}_T)}{c_{y_n}^\alpha + \kappa_3 c_{y_3}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) \bar{S}_3}$$

а стойността на коефициента на статическа устойчивост се определя от:

$$(10) m_z^{c_y} = -k_3 \bar{S}_3 \bar{L}_3 \frac{c_{y_n}^\alpha c_{y_3}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) - c_{y_3}^\alpha c_{y_n}^\alpha}{c_y c_y^\alpha}$$

За да бъде статически устойчив самолета, трябва да е изпълнено условието:

$$(11) \quad m_z^{c_y} < 0$$

$$(12) \quad c_{y_n} c_{y_3}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha) - c_{y_3} c_{y_n}^\alpha \geq 0$$

откъдето се получава за статически устойчив самолет със съчленено крило.

$$(13) \quad \frac{c_{y_n}}{c_{y_n}^\alpha} = \alpha_n \geq \alpha_3 = \frac{c_{y_3}}{c_{y_3}^\alpha (1 - \varepsilon^\alpha)}$$

Самолетът с аеродинамична схема съчленено крило има особености, характеризиращи надлъжната му устойчивост и управляемост.

Механизация може да имат и предното и задното крила. Тя може да бъде значително по-ефективна при тази схема, отколкото при останалите. При използването ѝ възникват аеродинамични сили, които създават моменти с противоположен знак спрямо центъра на тежестта. Балансировката се запазва до голяма степен при различните режими на полета и не са необходими специални мерки за осигуряване на устойчивостта и управляемостта при излитане и кацане. Механизацията може да се използва и за повишаване на диапазона на експлоатационните центровки.

Голямо предимство на тази схема е възможността да се управлява непосредствено подемната сила. Ако има хоризонтално кормило и на предното крило (или се използват клапите) при комбинирано действие на кормилата на предното и задното крила ще се изменя подемната сила без да се променя ъгъла на атака.

За останалите схеми е характерно наличието на т.н. балансировъчно съпротивление. При разглежданата схема такова съпротивление практически отсъства, защото и предното и задното крило създават положителна подемна сила при всички режими на полета, без да се генерира допълнително съпротивление за осигуряване на устойчивостта.

3. Резултати и дискусия

Разглежданата схема осигурява редица предимства пред останалите от гледна точка на надлъжната устойчивост и управляемост:

При проектирането на самолета позволява да дава много повече възможности за решаване на проблемите свързани с балансировката, като може да се варира в по-големи диапазони с много повече параметри.

При летателната експлоатация позволява непосредствено управление на подемната сила и да се използва много по-голям диапазон на центровки.

Може да се приеме, че практически липсва балансировъчно съпротивление при всички режими на полета.

При тази схема може да се очаква, че могат да възникнат проблеми с осигуряване на бързо затихване на колебанията при надлъжното движение на летателния апарат, поради относително малкото разстояние между центъра на масата и фокуса на задното крило.

4. Заключение

Балансировъчната схема “съчленено крило” осигурява значителни предимства на летателния апарат при надлъжното му движение и трябва да се разглежда като вариант при проектирането на самолети.

5. Литература

1. Wolkovitch, J., **The joined wing - An overview.** AIAA-1985-274 American Institute of Aeronautics and Astronautics, Aerospace Sciences Meeting, 23rd, Reno, NV, Jan 14-17, 1985. 27 p.
2. Егер С. М., **Проектирование самолетов.** Машиностроение, Москва, 1983.
3. Гешев, Д., **Аеродинамика на летателните апарати.** Кинг-2001, София, 2002.