

УДК 531.011

UDC 531.011

**УСЛОВИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ
ФЛАТТЕРА КРЫЛА САМОЛЁТА
ТУ-154****OCCURRENCE CONDITIONS OF WING
FLUTTER OF THE AIRCRAFT
TU-154***А. А. Матросов, О. В. Родионов**Matrosov A.A., Rodionov O.V.*

Донской государственный технический университет, Ростов-на-Дону, Российская Федерация

amatrosov@donstu.ru

Don State Technical University, Rostov-on-Don, Russian Federation

amatrosov@donstu.ru

Определена критическая скорость полета самолета ТУ-154, при которой возникает флаттер крыла, с помощью модели крыла, совершающего изгибно-крутильные колебания в вертикальной плоскости.

The article determines critical flight speed of the airplane TU-154 at which wing flutter occurs, using the model of the wing performing flexural-torsional vibrations.

Ключевые слова: флаттер, критическая скорость, автоколебания, критерий Гурвица.

Keywords: flutter, critical flight speed, self-oscillations, Hurwitz criterion

Введение. Флаттер — опасное явление, возникающее при определённых скоростях. Основной причиной флаттера является встречный поток воздуха, приводящий к неустойчивым автоколебаниям крыльев, элеронов и других упругих элементов фюзеляжа самолета, что, в конечном счете, может привести к разрушению самолёта. Чтобы не допускать этих автоколебаний, рассчитывается критическая скорость полета.

Рассмотрим механизм возникновения автоколебаний крыльев самолета, двигающегося горизонтально с постоянной скоростью.

При флаттере крыло совершает сложные гармонические колебания. В качестве первого приближения примем модель жесткого крыла с упругими связями (рисунок 1), имеющие две степени свободы [1].



Рис. 1. Жесткое крыло с упругими связями

В качестве обобщенных координат примем: $q_1 = y$ — линейную координату отклонения центра жесткости, $Q_2 = \varphi$ — угловое отклонение при закручивании, где x_0 — расстояние от

передней кромки крыла до центра жесткости K ; C — центр масс, L — длина хорды крыла; c_1, c_2 — коэффициенты жесткости крыла (рисунок 2) [2].

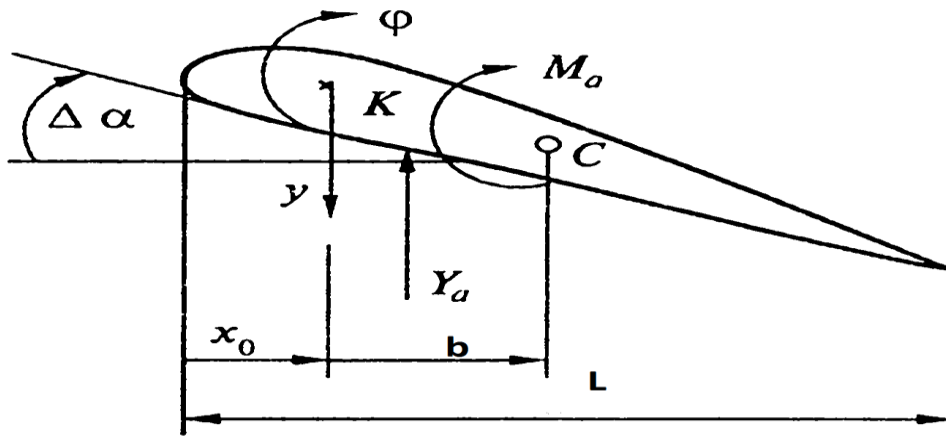


Рис. 2. Обобщенные координаты и силы, действующие на крыло.

Составим уравнение Лагранжа второго рода малых колебаниях крыла:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left(\frac{\partial T}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial \Pi}{\partial q_i} \right) = Q_i, \quad i = 1, 2 \quad (1)$$

Кинетическая энергии крыла определяется по теореме Кенига.

$$T = \frac{1}{2} m \dot{y}_c^2 + \frac{1}{2} J_c \dot{\varphi}^2 = \frac{1}{2} m (\dot{y} + b \dot{\varphi})^2 + \frac{1}{2} J_c \dot{\varphi}^2 \quad (2)$$

где m, J_c — масса и момент инерции крыла относительно центра масс; b — расстояние между центром жесткости и центром масс крыла.

Потенциальная энергия пружин с учётом положения центра тяжести $c_1 x_0 = c_2 (L - x_0)$, равна

$$\Pi = \frac{1}{2} c_1 (y - x_0 \varphi)^2 + \frac{1}{2} c_2 [y + (L - x_0) \varphi]^2 \quad (3)$$

Обобщенными силами будут аэродинамические силы, причем сила Y_a направлена против направления отсчета координаты y , а момент M_a — по направлению отсчета угла φ . Аэродинамические силы непотенциальны и пропорциональны скоростному напору воздуха $\rho v^2 / 2$, где ρ — плотность набегающего потока; v — его скорость. В первом приближении они пропорциональны приращению угла атаки:

$$Q_y = -Y_a, \quad Q_\varphi = M_a, \quad (4)$$

Причем

$$Y_a = \frac{\rho v^2}{2} S c_y^\alpha \left(\varphi + \frac{\dot{y}}{v} \right)$$

$$M_a = \frac{\rho v^2}{2} S c_m^\alpha \left(\varphi + \frac{\dot{y}}{v} \right) \quad (5)$$

Здесь S — площадь крыла; c_y^α , c_m^α — коэффициенты подъемной силы и аэродинамического момента.

Подставив выражения (4), (5) в уравнения Лагранжа, получим линеаризованные уравнения:

$$\begin{aligned} m\ddot{y} + mb\ddot{\varphi} + (c_1 + c_2)y &= -Y_a \\ mb\ddot{y} + J\ddot{\varphi} + c\varphi &= M_a, \end{aligned} \quad (6)$$

где $J = J_c + mb^2$ — момент инерции крыла относительно оси жесткости, $c = c_1x_0^2 + c_2(L - x_0)^2$ — жесткость крыла на кручение.

Представим уравнения (6) в следующем виде:

$$\begin{aligned} \ddot{y} + b_{11}\dot{y} + c_{11}y + a_{12}\ddot{\varphi} + c_{12}\varphi &= 0 \\ \ddot{y} + b_{21}\dot{y} + a_{22}\ddot{\varphi} + c_{22}\varphi &= 0, \end{aligned} \quad (7)$$

где

$$\begin{aligned} b_{11} &= \frac{1}{m} \frac{\rho v^2}{2} S c_y^\alpha \frac{1}{v}, & c_{11} &= \frac{1}{m} (c_1 + c_2), & a_{12} &= b, \\ c_{12} &= \frac{1}{m} \frac{\rho v^2}{2} S c_y^\alpha, & b_{21} &= -\frac{1}{mb} \frac{\rho v^2}{2} S c_m^\alpha \frac{1}{v}, & a_{22} &= \frac{J}{mb}, \\ c_{22} &= -\frac{1}{mb} \left(c - \frac{\rho v^2}{2} S c_m^\alpha \right) \end{aligned}$$

Проведем теперь исследование решения уравнений (7). Разыскивая решение однородной системы уравнений в виде:

$$y = Ae^{\lambda t}, \quad \varphi = Be^{\lambda t} \quad (8)$$

получим характеристическое уравнение:

$$a_0\lambda^4 + a_1\lambda^3 + a_2\lambda^2 + a_3\lambda + a_4 = 0, \quad (9)$$

где

$$\begin{aligned} a_0 &= a_{22} - a_{12}, & a_1 &= b_{11}a_{22} - b_{21}a_{12}, & a_2 &= c_{22} + c_{11}a_{22} - c_{12} \\ a_3 &= b_{11}c_{22} - b_{21}c_{12}, & a_4 &= c_{11}c_{22} \end{aligned}$$

Заключение об устойчивости или неустойчивости движения можно сделать, применив критерий Гурвица. Согласно этому критерию движение будет устойчивым, если все коэффициенты характеристического уравнения (9) будут положительными и определитель $\Delta_3 > 0$:

$$a_0 > 0, \quad a_1 > 0, \quad a_2 > 0, \quad a_3 > 0, \quad a_4 > 0 \quad (11)$$

$$\Delta_3 = a_1a_2a_3 - a_0a_3^2 - a_1^2a_4 > 0 \quad (12)$$

При $v > v_{кр}$ будет происходить самовозбуждение и возникнут нарастающие колебания.

Численные расчеты показывают что (11) выполняются автоматически и критическая скорость определяется из численного решения не равенства (12).

**Библиографический список.**

1. Алфутов, Н. А. Устойчивость движения и равновесия / Н. А. Алфутов, К. С. Колесников — Т. 3. — Москва : Изд-во МГТУ, 2003. — 256 с.
2. Бехтир, В. П. Практическая аэродинамика самолета ТУ-154М. / В. П. Бехтир, В. М. Ржевский, В. Г. Ципенко — Москва : Воздушный транспорт, 1997. — 288 с.