

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика
С. П. Королева

А. Ф. Бочкарев, В. М. Турапин

Расчет характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета

Утверждено редакционным советом института
в качестве учебного пособия
по курсовому проектированию

Бочкарев А. Ф., Туранви В. М. *Расчет характеристик боковой устойчивости и управляемости самолета.* — Куйбышев: КуАИ, 1982. — 20 с.

Пособие предназначено для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 0535 и выполняющих вторую часть курсового проекта по расчету боковой устойчивости и управляемости самолета.

В пособии излагается сжато, но достаточно полно методика проведения расчета: боковых сил и моментов, действующих на самолет; балансировочных диаграмм; характеристик статической устойчивости и управляемости, а также показателей устойчивости и управляемости самолета в быстром боковом возмущенном движении.

Ил. 6, библиогр. — 6 назв.

Рецензенты: проф. докт. техн. наук *Г. В. Филиппов*,
доц. канд. техн. наук *В. В. Андриевский*

1. ПОПЕРЕЧНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА И БОКОВЫЕ СТАТИЧЕСКИЕ МОМЕНТЫ САМОЛЕТА

Поперечная аэродинамическая сила $Z = c_z Sq$ и боковые моменты крена $M_x = m_x Sq l$ и рысканья $M_y = m_y Sq l$ возникают в установившемся прямолинейном полете в результате скольжения самолета, отклонения органов управления (δ_a и δ_n) и наличия геометрической асимметрии самолета относительно плоскости XOY . (Так как силы и моменты, вызванные геометрической асимметрией, по сравнению с другими малы, то они в дальнейшем не учитываются).

1.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ПОПЕРЕЧНАЯ СИЛА

Ввиду малости поперечной силы, создаваемой крылом, принято полагать, что суммарная сила создается фюзеляжем и вертикальным оперением $Z = Z_{\text{ф}} + Z_{\text{в.о.}} = c_z Sq$.

При малых углах скольжения (β) и углах отклонения руля направления (δ_n) коэффициент поперечной силы самолета

$$c_z = c_z^{\beta} \beta + c_z^{\delta_n} \delta_n; \quad c_z^{\beta} = c_{z\text{ф}}^{\beta} + \Delta c_{z\text{в.о.}}^{\beta}, \quad (1.1)$$

$$\text{здесь } c_{z\text{ф}}^{\beta} = -0,23 \frac{L_{\text{ф}} h_{\text{ф}}}{S}, \quad \Delta c_{z\text{в.о.}}^{\beta} = 0,93 c_{z\text{в.о.}}^{\beta} \frac{S_{\text{в.о.}}}{S}, \quad (1.2)$$

где $h_{\text{ф}}$ — высота фюзеляжа.

Производная $c_{z\text{в.о.}}^{\beta}$ для малых чисел M (0,2 ... 0,3) подсчитывается по выражению $c_{z\text{в.о.}}^{\beta} = -1,26 (1 + 0,5 \lambda_{\text{в.о.}}) \sqrt{\cos \chi_{\text{в.о.}}}$, здесь $\lambda_{\text{в.о.}}$ — удлинение вертикального оперения, отношение его высоты к средней хорде.

Влияние чисел M на c_z^{β} можно принять таким же, как и для c_y^{α} профиля вертикального оперения (в.о.).

Производная $c_z^{\delta_{II}}$ подсчитывается как $c_z^{\delta_{II}} = \Delta c_{z_{в о}}^{\beta} n_{II}$, (1.3)
 где относительный коэффициент эффективности руля направления

$$n_{II} = \begin{cases} \sqrt{\frac{S_{II}}{S_{в о}}} \cos \chi_{II} (M < 1), \\ \frac{S_{II}}{S_{в о}} \cos \chi_{II} (M > 1). \end{cases}$$

Примечание. Здесь и далее все углы берутся в радианах, производные c_y^{δ} , c_z^{β} и т. д. в 1/рад.

1.2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МОМЕНТ КРЕНА

Момент крена $M_x = m_x S q l$ считается положительным, если он стремится накренить самолет на правое полукрыло.

В установившемся прямолинейном полете коэффициент момента крена самолета можно представить как алгебраическую сумму коэффициентов моментов крена крыла, вертикального оперения, элеронов, руля направления и интерференции

$$m_x = m_{x_{кр}} + m_{x_{во}} + m_{x_{э}} + m_{x_{II}} + m_{x_{инт}}$$

$$m_x = m_{x_{кр}}^{\beta} \beta + m_{x_{во}}^{\beta} \beta + m_{x_{э}}^{\delta_{э}} \delta_{э} + m_{x_{II}}^{\delta_{II}} \delta_{II} + m_{x_{инт}}^{\beta} \beta. \quad (1.4)$$

Производная коэффициента момента крена крыла по углу скольжения $m_{x_{кр}}^{\beta}$ главным образом зависит от углов поперечной V -образности ψ и продольной стреловидности χ $m_{x_{кр}}^{\beta} = m_{x_{\psi}}^{\beta} + m_{x_{\chi}}^{\beta}$ или

$$m_{x_{кр}}^{\beta} (M, c_y) \approx -0,5 \bar{Z}_{ст} (c_y^2 \cos^2 \chi \cdot \psi + \sin \chi \cdot c_{y\alpha}),$$

где $\bar{Z}_{ст}$ — расстояние от плоскости симметрии до центра тяжести площади полукрыла, отнесенное к полуразмаху; для трапециевидных крыльев

$$\bar{Z}_{ст} = \frac{1}{3} \frac{\eta + 2}{\eta + 1}.$$

Производная коэффициента момента крена вертикального оперения

$$m_{x_{во}}^{\beta} = 0,93 c_{z_{во}}^{\beta} \frac{S_{во} y_{во}}{S l}.$$

За плечо $y_{во}$ можно принять расстояние от оси Ox до середины высоты вертикального оперения.

Производную коэффициента момента крена от интерференции

ции крыла и фюзеляжа $m_{x \text{ внт}}^{\delta}$ можно определить по формуле, полученной на основании обработки экспериментальных данных

$$m_{x \text{ внт}}^{\delta} = K_{\text{внт}} \frac{h_{\text{ф}}^2 b_0}{S l},$$

где b_0 — центральная хорда крыла

$$K_{\text{внт}} \begin{cases} + 1,2 & \text{для низкоплана,} \\ - 0,12 & \text{для среднеплана,} \\ - 1,3 & \text{для высокоплана.} \end{cases}$$

Производные коэффициента момента крена по углам отклонения элеронов ($m_{x^{\delta \epsilon}}^{\delta}$) и руля направления ($m_{x^{\delta \text{н}}}^{\delta}$) для различных чисел M можно представить как

$$m_{x^{\delta \epsilon}}^{\delta} = \frac{1}{2} c_y^{\alpha} k_{\epsilon} n_{\epsilon} \frac{S_1}{S} \bar{Z}_{\epsilon} \cos \chi_{\epsilon},$$

$$m_{x^{\delta \text{н}}}^{\delta} = (c_z^{\delta \text{н}})_M \frac{y_{\text{н}}}{l},$$

где $k_{\epsilon} \approx 0,6 + 0,066 (\eta - 1)$ — коэффициент, учитывающий изменение c_y^{α} по размаху крыла;

S_1 — площадь крыла, обслуживаемая элеронами (рис. 1.1);

Z_{ϵ} — плечо элерона, за которое приближенно можно принять расстояние от оси OX до

середины размаха элерона (см. рис. 1.1).

$\bar{Z}_{\epsilon} = \frac{2Z_{\epsilon}}{l}$ — безразмерная величина плеча элерона;

χ_{ϵ} — угол стреловидности элерона;

$$n_{\epsilon} = \begin{cases} \sqrt{\frac{b_{\epsilon}}{b}} \cos \chi_{\epsilon}, & \text{при } M < 1 \\ \frac{b_{\epsilon}}{b} \cos \chi_{\epsilon}, & \text{при } M > 1 \end{cases} \quad \text{— относительный коэффициент элерона;}$$

b_{ϵ} — средняя геометрическая хорда элерона;

b — средняя геометрическая хорда крыла на участке, обслуживаемом элеронами;

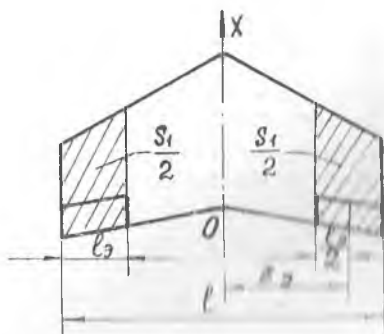


Рис. 1.1

$(c_z^{\delta \eta})_M$ — имеет прежнее значение (1.3);

l_{η} — плечо поперечной силы, действующей на руль направления при его отклонении, принимаем равным расстоянию от оси OX до центра тяжести площади руля.

Выражение (1.4), представленное в виде

$$m_x = m_x^{\beta} \beta + m_x^{\delta \delta} \delta_{\delta} + m_x^{\delta \eta} \delta_{\eta}, \quad (1.5)$$

где

$$m_x^{\beta} = m_x^{\beta}_{кр} + m_x^{\beta}_{во} + m_x^{\beta}_{шт} = f(c_{ya}, M), \quad (1.6)$$

называется *степенью поперечной статической устойчивости самолета*.

Производная $m_x^{\delta \delta}$ характеризует эффективность элеронов и называется *коэффициентом эффективности органа управления креном*.

1.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МОМЕНТ РЫСКАНИЯ

Момент рысканья $M_y = m_y S q l$ считается положительным, если он стремится развернуть самолет влево. В установившемся прямолинейном полете коэффициент момента рысканья m_y зависит от геометрических параметров самолета, взаимного влияния частей самолета, углов β , δ_{η} и числа M полета. В основном же момент рысканья создается поперечными силами, действующими на фюзеляж и вертикальное оперение. Коэффициент момента рысканья самолета можно представить как

$$m_y = m_y^{\beta} \beta + m_y^{\delta \eta} \delta_{\eta}, \quad (1.7)$$

$$\text{где } m_y^{\beta} = m_y^{\beta}_{кр} + m_y^{\beta}_{ф} + m_y^{\beta}_{во} + m_y^{\beta}_{шт} = f(c_{ya}, M). \quad (1.8)$$

Производная m_y^{β} называется *степенью флюгерной (путевой) устойчивости самолета*. Производная $m_y^{\delta \eta}$ характеризует эффективность руля направления и называется *коэффициентом эффективности руля направления*.

Расчет степени флюгерной устойчивости

Момент рысканья, создаваемый крылом, сравнительно мал, поэтому величину $m_{yкр}^{\beta}$ с достаточной точностью можно найти, используя выражение

$$m_{yкр}^{\beta} = -0,06 c_{ya}^2 \cdot \lg \chi - m_{xкр}^{\beta} \frac{c_{y\eta}}{c_y^2} = f(c_{ya}, M).$$

Для фюзеляжей, близких по форме к осесимметричным телам вращения с параболическими носовой и кормовой частями,

имеющих удлинение $\lambda_\Phi = 6 \div 12$, $m_{y\Phi}^\beta$ можно определить по эмпирической формуле

$$m_{y\Phi}^\beta = k_\beta \frac{h_\Phi L_\Phi^2}{Sl}.$$

Здесь L_Φ — длина фюзеляжа,

k_β — коэффициент, зависящий от координаты центра масс самолета относительно носа фюзеляжа и отношения длины фюзеляжа к его высоте:

$$\bar{x}_\Phi = \frac{x_\Phi}{L_\Phi}; \quad \lambda_\Phi = \frac{L_\Phi}{h_\Phi};$$

$$k_\beta = 0,32 (\bar{x}_\Phi - 0,25) + \frac{1,5}{\lambda_\Phi^{1,5}}.$$

Величину $m_{y_{во}}^\beta (M)$ для любого числа M можно определить по формуле

$$m_{y_{во}}^\beta = 0,93 c_{z_{во}}^\beta \cdot A_{во}; \quad A_{во} = \frac{S_{во} L_{во}}{Sl},$$

$L_{во}$ — расстояние от центра масс самолета до 1/4 САХ вертикального оперения.

Производную коэффициента момента рысканья, вызванного интерференцией $m_{y_{инт}}^\beta$ приближенно можно принять

$$m_{y_{инт}}^\beta = \begin{cases} -0,010 & \text{для высокоплана,} \\ -0,025 & \text{для низкоплана.} \end{cases}$$

Величина коэффициента эффективности руля направления для любого числа M определяется по формуле

$$m_{y^{\delta H}}^\beta = c_{z^{\delta H}}^\beta \frac{L_{во}}{l}. \quad (1.9)$$

Примечание. Для «модельного» самолета производные, рассчитанные при фиксированном числе M , имеют вид:

$$m_x^\beta = -0,0085 - 0,151 c_{ya};$$

$$m_y^\beta = -0,129 - 0,008 c_{ya} - 0,013 c_{ya}^2;$$

$$c_z^\beta = -0,385;$$

$$m_x^{\delta H} = -0,0715; \quad m_x^{\delta H} = -0,016; \quad m_y^{\delta H} = -0,10.$$

1.4. ВРАЩАТЕЛЬНЫЕ ПРОИЗВОДНЫЕ

Боковые моменты M_x и M_y , вызванные вращением самолета, создаются, в основном, крылом и вертикальным оперением.

Коэффициенты этих моментов вычисляются по структурным формулам типа $m_x = m_x^{\bar{\omega}} \cdot \bar{\omega}$, где безразмерные угловые скорости $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{2V}$; $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{2V}$.

Соответствующие производные вычисляются по приближенным формулам:

Крыло

$$\text{момент демпфирования крена } m_{x \text{ кр}}^{\bar{\omega}_x} \cong -\frac{\xi^2}{2} k_i c_{y'}^{\alpha};$$

$$\text{спиральный момент крена } m_{x \text{ кр}}^{\bar{\omega}_y} = -\frac{\xi^2}{2} (2 - k_i) c_{ya};$$

$$\text{спиральный момент рысканья } m_{y \text{ кр}}^{\bar{\omega}_x} \cong -\xi^2 c_{ya} k_i \left(\frac{c_{y'}^{\alpha}}{\pi \lambda} - 1 \right);$$

$$\text{момент демпфирования рысканья мал: } m_{y \text{ кр}}^{\bar{\omega}_y} \approx 0.$$

В этих выражениях

ξ^2 — безразмерный квадрат радиуса инерции полуплощади крыла относительно плоскости симметрии, отнесенного к полуразмаху крыла,

$$\xi^2 = \frac{\eta + 3}{6(\eta + 1)};$$

k_i — поправочный коэффициент, учитывающий неравномерность распределения подъемной силы по размаху

$$k_i = 0,45 + 0,03 \lambda.$$

Вертикальное оперение

$$m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_x} = 1,86 c_{z \text{ во}}^3 \cdot A_{\text{во}} \left(\frac{y_{\text{во}}}{l} \right);$$

$$m_{x \text{ во}}^{\bar{\omega}_x} = m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_x} \left(\frac{y_{\text{во}}}{L_{\text{во}}} \right);$$

$$m_{x \text{ во}}^{\bar{\omega}_y} = m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_x};$$

$$m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_y} = m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_x} \left(\frac{L_{\text{во}}}{y_{\text{во}}} \right).$$

С учетом влияния фюзеляжа $m_{y(\text{во}+\text{ф})}^{\bar{\omega}_y} = 1,2 m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_y}$.

Полные вращательные производные самолета можно получить суммированием производных крыла и вертикального оперения:

$$m_{x'}^{\bar{\omega}_x} = m_{x \text{ кр}}^{\bar{\omega}_x} + m_{x \text{ во}}^{\bar{\omega}_x}, \quad (1.10)$$

$$m_{x'}^{\bar{\omega}_y} = m_{x \text{ кр}}^{\bar{\omega}_y} + m_{x \text{ во}}^{\bar{\omega}_y}, \quad (1.11)$$

$$m_{y \text{ с}}^{\bar{\omega}_x} = m_{y \text{ кр}}^{\bar{\omega}_x} + m_{y \text{ во}}^{\bar{\omega}_x}, \quad (1.12)$$

$$m_{y \text{ с}}^{\bar{\omega}_y} = m_{y \text{ кр}}^{\bar{\omega}_y} + m_{y(\text{во}+\text{ф})}^{\bar{\omega}_y}, \quad (1.13)$$

2. БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА И УСИЛИЯ НА РЫЧАГАХ УПРАВЛЕНИЯ КРЕНОМ И РЫСКАНЬЕМ

2.1. БОКОВАЯ БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

В практике летной эксплуатации самолетов, например при посадке самолета с боковым ветром, при полете с несимметричной тягой, при необходимости совершать прямолинейный полет со скольжением на заданной высоте с постоянной скоростью возникает необходимость выполнения прямолинейного установившегося полета со скольжением.

Для выполнения таких полетов боковые моменты самолета M_x и M_y , а также поперечная сила $F_z = Z + G_z$ должны быть сбалансированы (уравновешены)

$$M_x = 0, \quad M_y = 0, \quad F_z = 0. \quad (2.1)$$

Балансировка боковых моментов обеспечивается соответствующим отклонением элеронов и руля направления. Для балансировки поперечной силы Z требуется создание угла крена.

Если пренебречь составляющей тяги двигателя $P_z = P \sin \beta$ и моментом рысканья, создаваемым элеронами при их отклонении, а также m_{x0} , то условия равновесия сил и моментов (2.1) запишутся следующей системой уравнений [1]

$$\left. \begin{aligned} c_z^\beta \beta + c_z^{\delta_H} \delta_H + c_{ya} \operatorname{tg} \gamma &= 0; \\ m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_H} \delta_H + m_x^{\delta_3} \delta_3 &= 0; \\ m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_H} \delta_H &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.2)$$

Отсюда можно определить необходимые для балансировки углы δ_H , δ_3 и γ для заданного режима полета

$$\left. \begin{aligned} \delta_H &= -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_H}} \beta; \\ \delta_3 &= -\frac{1}{m_x^{\delta_3}} \left(m_x^\beta - \frac{m_x^{\delta_H}}{m_y^{\delta_H}} m_y^\beta \right) \beta; \\ \gamma \approx \operatorname{tg} \gamma &= -\frac{1}{c_{ya}} \left(c_z^\beta - \frac{c_z^{\delta_H}}{m_y^{\delta_H}} m_y^\beta \right) \beta. \end{aligned} \right\} \quad (2.3)$$

Рекомендуемая величина максимальных отклонений руля направления и элеронов [2] $\delta_{н \max} = \pm 20^\circ \div 25^\circ$; $\delta_{э \max} = 25^\circ \div 30^\circ$.

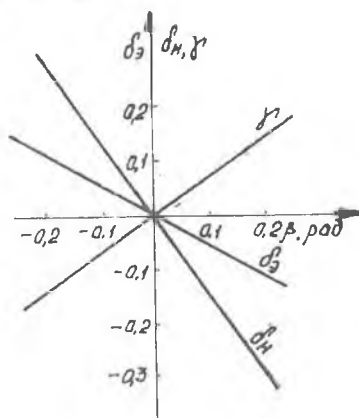


Рис. 2.1

Задаваясь углами скольжения β в пределах $\beta = \pm 0,2$ рад и используя формулы (2.3), для заданного режима полета можно рассчитать и построить балансировочные диаграммы $\delta_{н} = f(\beta)$, $\delta_{э} = \varphi(\beta)$ и $\gamma = F(\beta)$, примерный вид которых представлен на рис. 2.1.

Приближенный расчет балансировочных диаграмм в установившемся прямолинейном полете при несимметричной тяге проводится аналогичным образом. Для расчета можно воспользоваться выражениями (12.16), приведенными в [1] с. 281.

2.2. УСИЛИЯ НА РЫЧАГАХ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ И РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ В УСТАНОВИВШЕМСЯ ПРЯМОЛИНЕЙНОМ ПОЛЕТЕ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

За положительное усилие $P_{э} > 0$ принимается такое, при котором ручка (штурвал) отклоняется влево, при этом $\delta_{э} > 0$, а $P_{н} > 0$, когда правая педаль отклоняется вперед, при этом $\delta_{н} > 0$.

Усилия, которые должен приложить летчик к ручке (штурвалу) $P_{э}$ и педалям $P_{н}$ для балансировки боковых моментов, можно определить по следующим формулам:

$$P_{э} = -k_{шэ} S_{э} b_{э} \frac{G}{S} \frac{m_{шэ}^{\delta_{э}}}{c_{ша}} \left(\delta_{э} + \frac{m_{шэ}^{\alpha}}{m_{шэ}^{\delta_{э}}} \alpha \beta \operatorname{tg} \chi \right)^*, \quad (2.4)$$

$$P_{н} = -k_{шн} S_{н} b_{н} k_{во} \frac{G}{S} \frac{m_{шн}^{\delta_{н}}}{c_{на}} \left(\delta_{н} + \frac{m_{шн}^{\beta}}{m_{шн}^{\delta_{н}}} \beta \right), \quad (2.5)$$

где $S_{э}$ — площадь обоих элеронов;

$S_{н}$ — площадь руля направления;

$b_{э}$, $b_{н}$ — САХ элерона и руля направления;

* Формула дана для расчета усилий, необходимых для отклонения (удержания) в балансировочном положении обычных (недифференциальных) элеронов.

$k_{во}$ — коэффициент торможения потока в области вертикального оперения;

$k_{шв} \approx (1,5 \div 2,5), м^{-1}$ — коэффициент передачи усилий от элеронов к ручке. При управлении штурвалом $k_{шв}$ может быть более низким ($< 1, 0$);

$k_{шн} \approx (1,5 \div 3,5), м^{-1}$ — коэффициент передачи усилий от руля направления к педалям;

δ_a, δ_n — потребные для балансировки углы отклонения элеронов и руля направления, берутся из балансировочных диаграмм $\delta_a(\beta)$ и $\delta_n(\beta)$ для заданного режима полета;

$m_{ш}^a, m_{ш}^\beta, m_{ш}^{\delta_a}$ и $m_{ш}^{\delta_n}$ — частные производные коэффициентов шарнирных моментов по углам атаки крыла α , скольжения β , отклонения элеронов δ_a и руля направления δ_n . Определяются по формулам

$$m_{ш}^a = -0,12 \frac{S_{ш}}{S_1} \left(1 - 3,6 \frac{S_{ок}}{S_2} \right) c_y^a \cos \chi_a;$$

$$m_{ш}^{\delta_a} \approx -0,14 \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{ок}}{S_2} \right)^{3/2} \right] c_y^a \cos^2 \chi_a;$$

$$m_{ш}^\beta \approx -0,12 \frac{S_{ш}}{S_{во}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{ок}}{S_{ш}} \right) c_{y_{во}}^a \cos \chi_n;$$

$$m_{ш}^{\delta_n} \approx -0,14 \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{ок}}{S_{ш}} \right)^{3/2} \right] c_{y_{во}}^a \cos^2 \chi_n;$$

где

$S_{ок}$ — площадь осевого компенсатора, χ — угол стреловидности по передней кромке руля (элерона).

Задаваясь в том же диапазоне углами скольжения β для данного режима полета по формулам (2.4) и (2.5) можно рассчитать и построить балансировочные диаграммы по усилиям $P_a = f(\beta)$, $P_n = \varphi(\beta)$. Примерный вид таких диаграмм представлен на рис. 2.2. После построения балансировочных диаграмм $\delta_n(\beta)$, $\delta_a(\beta)$, $\gamma(\beta)$ (см. рис. 2.1) и $P_a(\beta)$, $P_n(\beta)$ необходимо провести их анализ, т.е. определить знак производных δ_a^β , δ_n^β , P_a^β и P_n^β и сделать заключение о приемлемости балансировочных диаграмм для нормального управления. Если ока-

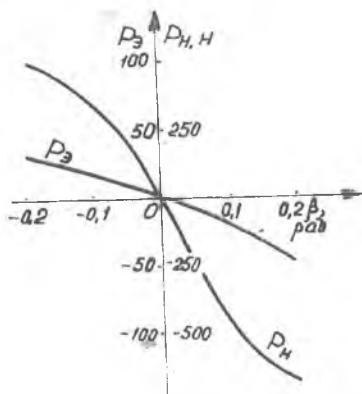


Рис. 2.2

жется, что во всем диапазоне возможных углов скольжения потребные для балансировки самолета углы δ_z и δ_n больше допустимых $\delta_{z \text{ доп}} = \delta_{z \text{ max}} - (3^\circ \div 5^\circ)$; $\delta_{n \text{ доп}} = \delta_{n \text{ max}} - (3^\circ \div 5^\circ)$, а также $P_y > P_{y \text{ max}} \leq 196 \text{ Н}$; $P_n > P_{n \text{ max}} \leq 700 \text{ Н}$, то указать, какие мероприятия надо выполнить для удовлетворения поставленных требований [1, 2, 3]. При заданной скорости полета и углах $\delta_{z \text{ доп}}$ и $\delta_{n \text{ доп}}$ определить максимально допустимую скорость бокового ветра $W = \beta V$.

Примечание. Если в систему управления включены необратимые усилители, то по формулам (2.4) (2.5) можно определить усилия, которые должны создавать рулевые машины для отклонения органов управления в балансировочное положение или удержания их в этом положении.

3. ДИНАМИКА БОКОВОГО ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

3.1. СОБСТВЕННОЕ БЫСТРОЕ БОКОВОЕ ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Если за невозмущенное движение принять установившийся прямолинейный полет без крена и скольжения, то собственные свойства самолета в быстром боковом возмущенном движении, когда элероны и руль направления зафиксированы ($\Delta\delta_z = \Delta\delta_n = 0$), можно описать системой упрощенных уравнений

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\beta} + 2h\dot{\beta} + \omega_0^2\beta &= 0; \\ \omega_y' &= \dot{\beta} - \frac{c_z^\beta}{\tau} \beta; \\ \omega_x - \frac{2m_x^{\bar{\omega}}}{\tau i_x} \omega_x &= \frac{4 V_0 m_x^\beta}{\tau i_x l} \beta; \\ \dot{\gamma} &= \omega_x, \end{aligned} \right\} \quad (3.1)$$

где $h = -\frac{1}{\tau} \left(\frac{m_y^{\bar{\omega}}}{i_y} + \frac{c_z^\beta}{2} \right)$, c^{-1} — коэффициент демпфирования;

$\omega_0^2 \approx -\frac{4 V_0 \sigma_\beta}{i_y \tau l}$, c^{-1} — круговая частота недемпфированных колебаний (опорная частота);

V_0 , м/с — скорость самолета в невозмущенном движении;

$\tau = \frac{2m}{S \rho V_0}$, c — масштаб времени;

$i_x = \frac{I_x}{m(l/2)^2} \approx 0,1 \cdot l + 0,003 \left(\frac{l}{2}\right)^2$ — безразмерный момент инерции самолета относительно оси OX ,

$i_y = \frac{I_y}{m(l/2)^2} \approx 1,2 \frac{L_{\text{ш}}}{l}$ — безразмерный момент инерции самолета относительно оси OY ;

$\sigma_y = m_y^2 - \frac{c_y^2 m_y^2}{2 \mu_y^2}$ — коэффициент (запас) устойчивости по углу скольжения;

$\mu_y = \frac{2m}{S \rho l}$ — относительная плотность самолета при боковом движении.

Первое уравнение системы (3.1), описывающее изменение угла скольжения $\beta(t)$, можно решать независимо от остальных. После определения $\beta(t)$ из остальных уравнений системы можно найти $\omega_y(t)$, $\omega_x(t)$ и $\gamma(t)$.

Характеристическое уравнение для определения β имеет вид

$$\lambda^2 + 2h\lambda + \omega_0^2 = 0. \quad (3.2)$$

Корни характеристического уравнения при условии $\omega_0^2 > h$ (или когда относительный коэффициент демпфирования $\xi = \frac{h}{\omega_0} < 1$, а $\omega_0^2 > 0$) будут комплексными сопряженными и соответствовать колебательному возмущенному движению

$$\lambda_{1,2} = -h \pm i\omega,$$

где $\omega = \sqrt{\omega_0^2 - h^2}$, c^{-1} — круговая частота свободных колебаний. Невозмущенное движение будет устойчивым, если выполняются условия

$$h > 0 \text{ и } \omega_0^2 > 0. \quad (3.3)$$

Примечания.

1. Если $h \geq \omega_0$ или $\xi \geq 1$, то возмущенное движение будет аperiodическим. Поскольку этот случай на практике почти не встречается, в данном пособии он не рассматривается.

2. Если условия (3.3) не выполняются, то прежде чем продолжать расчет, необходимо обеспечить их выполнение соответствующими изменениями в конструкции самолета или в системе управления.

Уравнение (3.2) в случае комплексных сопряженных корней будет решаться следующим образом:

$$\beta = Ae^{-ht} \sin(\omega t + \varphi), \quad (3.4)$$

где Ae^{-ht} — амплитуда колебаний;

ω — круговая частота свободных колебаний;

φ — сдвиг свободных колебаний по фазе.

Величины A и φ находятся из начальных условий $\beta(0) = \beta_0$, $\dot{\beta} = 0$, $\omega_{x0} = \omega_{y0} = \gamma_0 = 0$:

$$A = \frac{\beta_0}{\omega} \sqrt{h^2 + \omega^2}, \quad \operatorname{tg} \varphi = \frac{\omega}{h}.$$

Подставляя во второе уравнение системы (3.1) найденное значение для β (5.4) и ее первую производную по времени

$$\dot{\beta} = Ae^{-ht} [\omega \cos(\omega t + \varphi) - h \sin(\omega t + \varphi)],$$

получим

$$\omega_y = \sqrt{\omega^2 + \left(-\frac{c\beta_0}{z} - h\right)^2} Ae^{-ht} \sin(\omega t + \varphi + \varepsilon), \quad (3.5)$$

где ε — сдвиг колебаний по фазе угловой скорости рысканья ω_y относительно угла скольжения β ;

$$\operatorname{tg} \varepsilon = -\frac{\omega}{\frac{c\beta_0}{z} + h}.$$

Быстрогу затухания амплитуды колебаний параметров $\beta(t)$ и $\omega_y(t)$ можно оценить:

временем t_2 , за которое амплитуда колебаний уменьшается вдвое, $t_2 = \frac{0,693}{h}$, с;

временем $t_{\text{зат}}$, в течение которого происходит практически полное затухание колебаний $t_{\text{зат}} = 3/h$, с;

числом колебаний $n_{\text{зат}}$ до практически полного затухания $n_{\text{зат}} \approx 0,478 \cdot \frac{\omega}{h}$.

Определить для заданного режима полета постоянные величины A , h , ω , φ , ε и $\frac{c\beta_0}{z}$ и, используя выражения (3.4) и (3.5), получим зависимости $\beta(t)$ и $\omega_y(t)$ в собственном быстром боковом возмущенном движении.

По данным расчета строятся графики $\frac{\beta}{\beta_0} = f(t)$ и $\frac{\omega_y}{\beta_0} = f(t)$, на которых отмечаются точки t_2 и $t_{\text{зат}}$.

Примечание. Из двух последних уравнений системы (3.1) можно найти $\omega_x(t)$ и $\gamma(t)$ (см., например, [1]).

3.2. РЕАКЦИЯ САМОЛЕТА НА СТУПЕНЧАТОЕ ОТКЛОНЕНИЕ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ В БЫСТРОМ ДВИЖЕНИИ

Предположим, что при отклонении руля направления движение крена парируется или летчиком, или системой стабилизации. Таким образом выполняется плоский разворот и прямолинейный полет с включенным автопилотом. В этом случае

реакцию (отклик) самолета на отклонение руля направления можно определить с помощью передаточных функций по углу скольжения $W_\beta = \frac{\beta(p)}{\delta_n(p)}$ и угловой скорости рысканья $W_y = \frac{\omega_y(p)}{\delta_n(p)}$. Здесь $\beta(p)$, $\omega_y(p)$ и $\delta_n(p)$ — изображения по Лапласу величин $\beta(t)$, $\omega_y(t)$ и $\delta_n(t)$.

Эти передаточные функции включают в себя два последовательно соединенных звена: колебательное и форсирующее. Однако, как показывают расчеты, в изолированном движении рысканья переходный процесс при отклонении руля направления определяется главным образом параметрами колебательных звеньев, передаточные функции которых можно представить в виде

$$W_\beta = \frac{\beta(p)}{\delta_n(p)} = \frac{k_\beta}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}; \quad (3.6)$$

$$W_y = \frac{\omega_y(p)}{\delta_n(p)} = \frac{k_y}{T^2 p^2 + 2\xi T p + 1}, \quad (3.7)$$

где

$T = \frac{1}{\omega_\Phi}$, c — постоянная времени;

$$k_\beta = \left(\frac{\beta}{\delta_n} \right)_{уст} \approx - \frac{m_y^{\delta_n} - c_z^{\delta_n} m_y^{\omega_y}}{2\mu_\beta} \quad \text{— коэффициент передачи по углу скольжения;}$$

$$k_y = \left(\frac{\omega_y}{\delta_n} \right)_{уст} \approx - \frac{c_z^{\delta_n} m_y^{\beta} - c_z^{\beta} m_y^{\delta_n}}{\tau \sigma_\beta} \quad \text{— коэффициент передачи по угловой скорости рысканья.}$$

Все остальные параметры, входящие в (3.6) и (3.7), имеют прежние значения.

Принимая за типовое управляющее воздействие единичную ступенчатую функцию $\delta_n = 1(t)$, изображение которой $\delta_n(p) = \frac{1}{p}$, и используя выражения (3.6), (3.7), получим

$$\beta(p) = \frac{k_\beta}{p(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)}, \quad \omega_y(p) = \frac{k_y}{p(T^2 p^2 + 2\xi T p + 1)}. \quad (3.8)$$

Переходя от изображений (3.8) к оригиналам, получим переходные функции, характеризующие изменение β и ω_y с течением времени при единичном отклонении руля направления $\delta_n = 1(t)$:

$$\beta(t) = \beta_{уст} \left[1 - \frac{\omega_0}{\omega} e^{-ht} \sin(\omega t + \varphi) \right], \quad (3.9)$$

$$\omega_y(t) = \omega_{y,уст} \left[1 - \frac{\omega_0}{\omega} e^{-ht} \sin(\omega t + \varphi) \right], \quad (3.10)$$

где

$$\beta_{уст} = k_\beta; \quad \omega_{y,уст} = k_y.$$

Значения ω_0 , ω , h и φ берутся по данным расчета собственного движения (см. п. 3.1). Расчет переходных функций (процессов) (3.9) и (3.10) можно производить на ЭЦВМ. По данным расчета строятся графики переходных процессов $\beta(t)$ и $\omega_y(t)$.

Качество переходного процесса оценивается:

временем переходного процесса и числом колебаний до практически полного затухания (5%)

$$t_n \approx \frac{3}{h}, \text{ с;}$$

$$n_{\text{заг}} \approx 0,478 \frac{\omega}{h};$$

временем срабатывания

$$t_{\text{ср}} \approx \frac{\pi}{2\omega}, \text{ с;}$$

максимальным относительным забросом

$$\sigma = \frac{x_{\text{max}} - x_{\text{уст}}}{x_{\text{уст}}} = e^{-\pi \frac{h}{\omega}}, \text{ соответствующим времени } t_1 = \frac{\pi}{\omega}. \text{ Здесь}$$

под $x(t)$ понимается любой из параметров $\beta(t)$ и $\omega_y(t)$. На графиках переходных процессов отмечаются основные характеристики их качества (рис. 3.1).

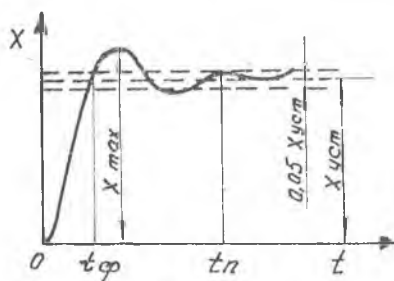


Рис. 3.1

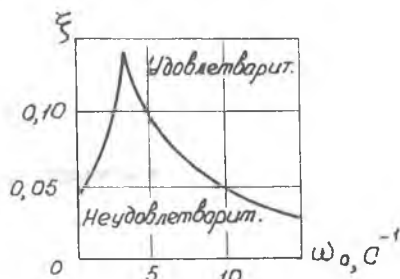


Рис. 3.2

Из изложенного ранее (см. п. 3.1.—3.2) видно, что параметры $\xi = \frac{h}{\omega_0}$ и ω_0 характеризуют как динамику собственного движения, так и качество переходного процесса, а следовательно и боковую управляемость самолета в плоском движении рысканья.

На рис. 3.2, заимствованном из книги*, показаны области значений ξ и ω_0 , при которых боковая управляемость оценивается удовлетворительно и неудовлетворительно.

* Михалев И. А. и др. Системы автоматического управления самолетом. Методы анализа и расчета. — М.: Машиностроение, 1971.

Если в результате расчета окажется, что на заданном режиме полета параметры ξ и ω_0 не обеспечивают удовлетворительной боковой управляемости, то надо указать мероприятия, обеспечивающие требуемые значения ξ и ω_0 .

3.3. РЕАКЦИЯ САМОЛЕТА НА СТУПЕНЧАТОЕ ОТКЛОНЕНИЕ ЭЛЕРОНОВ

Определяя реакцию самолета на отклонение элеронов, будем считать, что угол скольжения равен нулю. К этому стремится летчик при выполнении правильного виража. Создавая крен отклонением элеронов, летчик одновременно отклоняет руль направления, парируя скольжение. Эту же задачу может выполнять автомат путевой устойчивости или автопилот.

При этом передаточная функция по угловой скорости крена имеет вид [1]

$$W_x = \frac{\Delta \omega_x(p)}{\Delta \delta_y(p)} = T_\varepsilon \frac{k_\varepsilon}{p+1}, \quad (3.11)$$

где передаточный коэффициент по угловой скорости крена

$$k_\varepsilon = \left(\frac{\Delta \omega_x}{\Delta \delta_y} \right)_{уст} = - \frac{2 m_x^{\delta_y} V_0}{m_x^{\omega_x} l};$$

$$T_\varepsilon = - \frac{\tau i_x}{2 m_x^{\omega_x}}, \quad c — \text{постоянная времени.}$$

Передаточная функция (3.11), характеризующая реакцию самолета по ω_x на отклонение элеронов, представляет собой устойчивое апериодическое звено первого порядка. Следовательно, переходный процесс после отклонения элеронов имеет апериодический характер.

При единичном ступенчатом отклонении элеронов $\Delta \delta_y = 1(t)$ из формулы (3.11) получим

$$\Delta \omega_x(p) = \frac{k_\varepsilon}{p(T_\varepsilon p + 1)},$$

переходя от изображения к оригиналу,

$$\Delta \omega_x(t) = \Delta \omega_{xуст} (1 - e^{-t/T_\varepsilon}), \quad (3.12)$$

где $\Delta \omega_{xуст} = k_\varepsilon$.

Качество переходного процесса определяется одним параметром — постоянной времени T_ε .

Время переходного процесса до практически полного затухания ($\Delta \omega_x = 0,95 \Delta \omega_{xуст}$) $t_n = 3 T_\varepsilon$, с.

Строится график переходного процесса $\Delta \omega_x(t)$ (рис. 3.3).

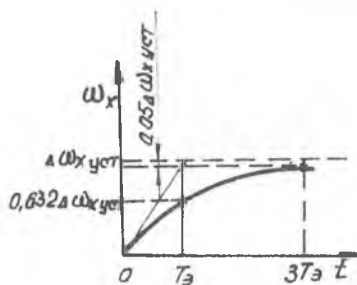


Рис. 3.3

3.4. ОДНОВРЕМЕННОЕ ПРОЯВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЙ РЫСКАНЬЯ И КРЕНА

Ранее были рассмотрены изолированные движения рысканья и крена. В случае, когда поперечная статическая устойчивость (m_x^β) велика, а флюгерная (m_y^β) мала, движение крена влияет на движение рысканья, причем тем сильнее, чем больше поперечная и меньше флюгерная устойчивость.

Важным параметром, характеризующим одновременное проявление движений рысканья и крена в быстром боковом возмущенном движении, является показатель κ : он показывает отношение максимальной угловой скорости крена к максимальной угловой скорости рысканья —

$$\kappa = \frac{|\omega_x|_{\max}}{|\omega_y|_{\max}} \approx \frac{i_y m_x^\beta}{i_x m_y^\beta} \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{1}{i_y^2} \left(\frac{m_x^\omega}{i_x} \right)^2 \frac{i_y}{m_y^2}}}$$

Показатель κ позволяет в первом приближении произвести проверку правильности выбора размеров и расположения вертикального оперения и угла поперечного V крыла. От величины показателя κ зависит боковая управляемость самолета — чем меньше κ , тем лучше будет управляемость; в частности для тяжелых самолетов желательно $\kappa \ll 1$, а для маневренных $\kappa < 3$ [3].

На режимах взлета и посадки, а также при полете самолета вблизи потолка на предельной скорости или предельном числе M обязательно производят проверку величины κ . В курсовом проекте надо определить κ на заданном режиме полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аэромеханика самолета/Под ред. *А. Ф. Бочкарева*. — М.: Машиностроение, 1977.
2. *Бадягин А. А.* и др. Проектирование самолетов. — М.: Машиностроение, 1972.
3. *Горощенко Б. Т.* и др. Эскизное проектирование самолета. — М.: Машиностроение, 1970.
4. Динамика полета/Под ред. *А. М. Мхитаряна*. — М.: Машиностроение, 1978.
5. *Лебедев А. А., Чернобровкин Л. С.* Динамика полета. — М.: Машиностроение, 1973.
6. *Остославский И. В.* Аэродинамика самолета. — М.: Оборонгиз, 1957.

Св. план 1983, поз. 30

Составители:

Александр Филиппович Бочкарев,

Вячеслав Михайлович Турапин

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК БОКОВОЙ УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА

Учебное пособие по курсовому проектированию

Редактор Е. Д. Антонова

Техн. редактор Н. М. Каленюк

Корректор Н. С. Куприянова

Сдано в набор 13.03.83 г. Подписано в печать 26.05.83 г.

ЕО00185 Формат 60×84 1/16.

Бумага оберточная белая. Печать высокая.

Литературная гарнитура. Усл. п. л. 1,16. Уч.-изд. л. 1,06.

Т. 300 экз. Заказ 261. Цена 5 к.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт имени академика С. П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Тип. УЭЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18.