

УДК 629.7.0154

В.А.Вьюжанин, Е.И.Давыдов

ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАТЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ РУЛЕВЫХ
ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА С СЕРВОКОМПЕНСАТОРАМИ

На некоторых типах самолетов в процессе полетов на эксплуатационных режимах наблюдалось явление тряски рулевых поверхностей с сервокомпенсаторами. Тряска фиксировалась контрольно-записывающей аппаратурой и представляла собой низкочастотные порядка 2-6 Гц, автоколебания самолета.

В работе [1] изложена методика получения уравнений колебаний фюзеляжа и руля направления самолета с сервокомпенсатором в плоскости рыскания с учетом люфтов в проводке управления. Эти уравнения имеют следующий вид:

уравнения колебаний фюзеляжа ($j = -1, 0, 1, 2, \dots$)

$$\begin{aligned} C_{q_j} \ddot{q}_j(t) + C_{\delta_j} \ddot{\delta}(t) + C_{\tau_j} \ddot{\tau}(t) + C_{q_j} \dot{q}_j \dot{q}_j(t) + \sum_{n \neq j} C_{q_j q_n} \dot{q}_n(t) + \\ + C_{q_j \delta} \dot{\delta}(t) + C_{q_j \tau} \dot{\tau}(t) + C_{q_j} q_j \dot{q}_j(t) + \sum_n C_{q_j q_n} q_n(t) + \\ + C_{q_j \sigma} \sigma(t) + C_{q_j \tau} \tau(t) + C_{q_j \rho_\sigma} \rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{q_j \rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) - C_{y_j} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0; \end{aligned} \quad (1)$$

уравнение колебаний руля направления (Фн) -

$$\begin{aligned} \sum_n C_{\delta q_n} \ddot{q}_n(t) + C_{\delta \delta} \ddot{\delta}(t) + C_{\delta \tau} \ddot{\tau}(t) + \sum_n C_{\delta q_n} \dot{q}_n(t) + C_{\delta \delta} \dot{\delta}(t) + \\ + \sum_n C_{\delta q_n} q_n(t) + C_{\delta \sigma} \sigma(t) + C_{\delta \tau} \tau(t) + C_{\delta \rho_\sigma} \rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{\delta \rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0; \end{aligned} \quad (2)$$

уравнение колебаний сервокомпенсатора (СК) -

$$\begin{aligned} \sum_n C_{\tau q_n} \ddot{q}_n(t) + C_{\tau \delta} \ddot{\delta}(t) + C_{\tau \tau} \ddot{\tau}(t) + \sum_n C_{\tau q_n} \dot{q}_n(t) + \\ + C_{\tau \delta} \dot{\delta}(t) + C_{\tau \tau} \dot{\tau}(t) + \sum_n C_{\tau q_n} q_n(t) + C_{\tau \sigma} \sigma(t) + C_{\tau \tau} \tau(t) + \\ + C_{\tau \rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0; \end{aligned} \quad (3)$$

уравнение колебаний педали РН -

$$C_{x_n} \ddot{x}_n + C_{x_n \ddot{x}_r} \ddot{x}_r(t) + C_{x_n \dot{e}_r} \dot{e}_r(t) + C_{x_n \Delta l_r} \Delta l_r(t) + P_r(t) = N(t) \quad (4)$$

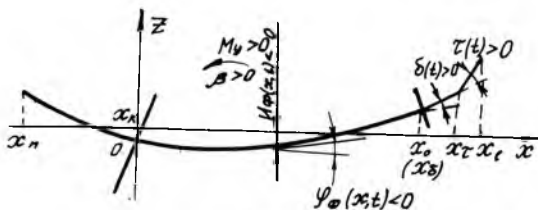
уравнение колебаний тяги РН $X_r(t) = X_{r0}(t) -$

$$C_{x_r \ddot{x}_n} \ddot{x}_n(t) + C_{x_r \ddot{x}_r} \ddot{x}_r(t) + C_{x_r \dot{e}_r} \dot{e}_r(t) + C_{x_r \Delta l_r} \Delta l_r(t) + C_{x_r p_r} p_r(\varepsilon_r) = 0; \quad (5)$$

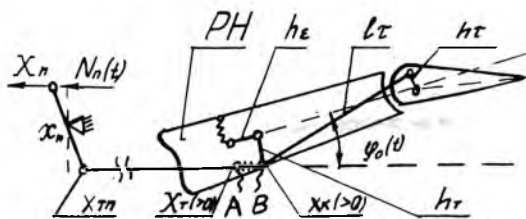
уравнение колебаний качалки РН -

$$C_{x_k \ddot{x}_k} \ddot{x}_k(t) + C_{x_k p_\sigma} p_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{x_k p_\tau} p_\tau(\varepsilon_\tau) + C_{x_k p_r} p_r(\varepsilon_r) = 0. \quad (6)$$

В этих уравнениях приняты следующие обозначения (рис. I и 2):



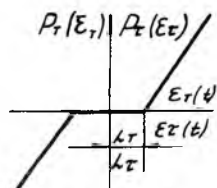
Р и с . I



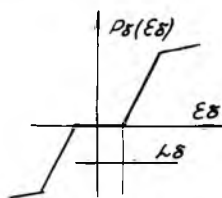
Р и с . 2

- ψ_j - обобщенная координата j - го тона изгибных колебаний самолета;
- $j = -1$ - смещение центра масс самолета;
 - $j = 0$ - поворот самолета относительно центра масс;
 - $j = 1, 2, \dots$ - соответствует 1, 2 и т.д. тонам изгибных колебаний самолета в плоскости рыскания;

- $\delta(t)$ - угол поворота РН;
 $\tau(t)$ - угол поворота СК
 $X_n(t)$ - перемещение педали пилота;
 $X_T(t)$ - перемещение конца тяги РН (точка А);
 $X_K(t)$ - перемещение качалки РН (точка В);
 C_{nm} - постоянные коэффициенты, зависящие от конструктивных и аэродинамических параметров системы;
 $P_r(\varepsilon_r)$ - усилие в фиктивной безмассовой пружине на конце тяги РН (на участке АВ);
 $P_z(\varepsilon_z)$ - усилие в тяге СК;
 $P_\sigma(\varepsilon_\sigma)$ - усилие в пружине сервокомпенсатора РН.
 Усилия в пружинах $P_\sigma(\varepsilon_\sigma)$, $P_r(\varepsilon_r)$ и тяге СК $P_z(\varepsilon_z)$ имеют вид, представленный на рис. 3 и 4:



Р и с . 3



Р и с . 4

h_r, h_T, L_σ - полулюфты в тяге СК соответственно проводке управления РН и пружине СК РН;

$\varepsilon_r, \varepsilon_T, \varepsilon_\sigma$ - деформации фиктивной пружины, тяги СК и пружины СК с учетом люфтов:

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_r(t) &= X_T(t) - X_K(t); \\
 \varepsilon_\sigma(t) &= K_\sigma \delta(t) - K_T X_K(t); \\
 \varepsilon_z(t) &= h_T \tau(t) - K_\varepsilon h_z \varepsilon_\sigma(t),
 \end{aligned}
 \quad (7)$$

где $h_T, K_\varepsilon, K_\sigma, K_T$ - постоянные коэффициенты, определяемые из геометрических соотношений.

Получение точного аналитического решения для уравнений (1) - (6) представляет значительные трудности вследствие высокого порядка и существенных нелинейностей обусловленных люфтами. Проведенные исследования на аналоговых и цифровых вычислительных машинах показывают, что определяющими параметрами, способствующими возникновению автоколебаний руля направления и СК при фиксированной скорости полета, являются люфт в проводке

не управления СК (L_T) и аэродинамические коэффициенты сервокомпенсатора C_{TT} и $C_{T\sigma}$. Аэродинамические коэффициенты $C_{T\tau}$ и $C_{T\sigma}$ получаются, как правило, расчетным путем и потому весьма неточные. При этом расчетные значения $C_{T\tau}$ и $C_{T\sigma}$ могут отличаться от действительных значений на порядок, вплоть до смены знака. Для исследования влияния отдельных параметров системы, и в первую очередь коэффициентов C_{TT} , $C_{T\sigma}$ и люфта L_T в проводке СК, на режим автоколебаний воспользуемся методом гармонической линеаризации. Этот метод дает непосредственные аналитические зависимости между основными характеристиками колебательных процессов (амплитуда и частота автоколебаний) и параметрами системы. С этой точки зрения численное решение во временной области исходных нелинейных дифференциальных уравнений не имеет достаточной информативности.

Определим амплитуду и частоту автоколебаний системы. Для этого упростим систему уравнений (1)-(6). Пренебрегаем изгибом, боковым сносом и поворотом фюзеляжа как твердого тела на режим автоколебаний, а также массами тяги и качалки, деформацией тяги и люфтом в пружине СК. Тогда упрощенная система уравнений примет вид:

уравнение колебаний РН -

$$C_{\sigma\sigma} \ddot{\sigma}(t) + C_{\sigma\dot{\sigma}} \dot{\sigma}(t) + C_{\sigma\sigma} \sigma(t) + C_{\sigma\tau} \tau(t) + C_{\sigma\rho_\sigma} \rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{\sigma\rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0. \quad (8)$$

[в уравнении (8) пренебрегли коэффициентами при переменных $\dot{\tau}$ и $\ddot{\tau}$, вследствие их малости];

уравнение колебаний СК -

$$C_{\tau\tau} \ddot{\tau}(t) + C_{\tau\dot{\tau}} \dot{\tau}(t) + C_{\tau\tau} \tau(t) + C_{\tau\sigma} \dot{\sigma}(t) + C_{\tau\tau} \tau(t) + C_{\tau\rho_\sigma} \rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{\tau\rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0, \quad (9)$$

уравнение равновесия сил на качалке -

$$C_{\rho_\sigma\rho_\sigma} \rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{\rho_\sigma\rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0 \quad \text{или}$$

$$\rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) = - \frac{C_{\rho_\sigma\rho_\tau}}{C_{\rho_\sigma\rho_\sigma}} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = K_\varepsilon h_\tau \rho_\tau(\varepsilon_\tau). \quad (10)$$

В уравнении колебаний РН (8) с учетом (10) два последних слагаемых равны

$$C_{\sigma\rho_\sigma} \rho_\sigma(\varepsilon_\sigma) + C_{\sigma\rho_\tau} \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = K_\sigma K_\varepsilon h_\tau \rho_\tau(\varepsilon_\tau) - K_\sigma K_\varepsilon h_\tau \rho_\tau(\varepsilon_\tau) = 0.$$

Усилие в пружине P_{σ} считаем линейно зависимым от ε_{σ} , так как при автоколебаниях, как правило, имеют место небольшие деформации ε_{σ} . Таким образом,

$$P_{\sigma}(\varepsilon_{\sigma}) = C_{\sigma} \varepsilon_{\sigma}, \quad (II)$$

где C_{σ} — жесткость пружины СК.

В соответствии с методом гармонической линеаризации нелинейное звено (см. рис. 3) заменяется линейным с коэффициентом усиления, принимающим разные значения для разных амплитуд деформаций тяги

$$K_{н.э} = C_{\tau} - \frac{2C_{\tau}}{\pi} \left(\arcsin \frac{L_{\tau}}{A_{\varepsilon}} + \frac{L_{\tau}}{A_{\varepsilon}} \sqrt{1 - \frac{L_{\tau}^2}{A_{\varepsilon}^2}} \right), \quad (I2)$$

где A_{ε} — амплитуда деформаций тяги СК при автоколебаниях;

ω — частота автоколебаний;

$K_{н.э}$ — коэффициент усиления нелинейного элемента.

Усилие в тяге СК примет вид

$$P_{\tau}(\varepsilon_{\tau}) = K_{н.э} \varepsilon_{\tau}. \quad (I3)$$

Подставляя выражение (I3) в (I0) и учитывая (II), получим

$$\varepsilon_{\sigma} = \frac{K_{\varepsilon} h_{\varepsilon} K_{н.э}}{C_{\sigma}} \varepsilon_{\tau}. \quad (I4)$$

Из выражения (7) с учетом (I4) будем иметь

$$\varepsilon_{\sigma} = h_{\tau} \tau - \frac{K_{\varepsilon}^2 h_{\varepsilon}^2 K_{н.э}}{C_{\sigma}} \varepsilon_{\tau}.$$

Отсюда

$$\varepsilon_{\tau} = \frac{h_{\tau} \tau}{1 + \frac{K_{\varepsilon}^2 h_{\varepsilon}^2 K_{н.э}}{C_{\sigma}}} \quad (I5)$$

и

$$P_{\tau}(\varepsilon_{\tau}) = \frac{C_{\sigma} K_{н.э} h_{\tau} \tau}{C_{\sigma} + K_{\varepsilon}^2 h_{\varepsilon}^2 K_{н.э}}. \quad (I6)$$

С учетом уравнения (I6) и соотношения $C_{\tau} P_{\tau} = h_{\tau}$ коэффициент в уравнении (9) при переменной τ определится как

$$C_{\tau\tau}^* = C_{\tau\tau} + \frac{C_{\sigma} h_{\tau}^2 K_{н.э}}{C_{\sigma} + K_{\varepsilon}^2 h_{\varepsilon}^2 K_{н.э}} = C_{\tau\tau} + B, \quad (I7)$$

где $B = \frac{C_{\sigma} h_{\tau}^2 K_{н.э}}{C_{\sigma} + K_{\varepsilon}^2 h_{\varepsilon}^2 K_{н.э}}$.

В окончательном виде преобразованная система (7)-(8) с учетом линеаризации в оперативной форме примет вид

$$\left. \begin{aligned} \sigma(t)(C_{\delta\delta} \rho^2 + C_{\delta\delta'} \rho + C_{\delta\delta\sigma}) + \tau(t) C_{\delta\sigma\tau} &= 0; \\ \sigma(t)(C_{\tau\delta} \rho^2 + C_{\tau\delta'} \rho + C_{\tau\delta\sigma}) + \tau(t)(C_{\tau\tau} \rho^2 + C_{\tau\tau'} \rho + C_{\tau\tau\sigma}^*) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

где $\rho = \frac{d}{dt}$ — оператор дифференцирования.

Для того, чтобы автоколебания имели место [т.е. существовало нетривиальное решение уравнений (18)], необходимо и достаточно, чтобы был равен нулю характеристический определитель системы (18):

$$\Delta = \begin{vmatrix} (C_{\delta\delta} \rho^2 + C_{\delta\delta'} \rho + C_{\delta\delta\sigma}); & C_{\delta\sigma\tau} \\ (C_{\tau\delta} \rho^2 + C_{\tau\delta'} \rho + C_{\tau\delta\sigma}); & (C_{\tau\tau} \rho^2 + C_{\tau\tau'} \rho + C_{\tau\tau\sigma}^*) \end{vmatrix} = 0.$$

Раскрывая определитель, получим характеристическое уравнение в виде

$$C_4 \rho^4 + C_3 \rho^3 + C_2 \rho^2 + C_1 \rho + C_0 = 0, \quad (19)$$

где

$$C_0 = C_{\delta\delta} C_{\tau\tau}^* - C_{\delta\sigma\tau} C_{\tau\delta};$$

$$C_1 = C_{\delta\delta'} C_{\tau\tau}^* + C_{\tau\tau'} C_{\delta\delta\sigma} - C_{\tau\delta'} C_{\delta\sigma\tau};$$

$$C_2 = C_{\tau\tau} C_{\delta\delta\sigma} + C_{\tau\tau'} C_{\delta\delta'} + C_{\delta\delta'} C_{\tau\tau}^* - C_{\tau\delta'} C_{\delta\sigma\tau};$$

$$C_3 = C_{\delta\delta'} C_{\tau\tau'} + C_{\tau\tau'} C_{\delta\delta'};$$

$$C_4 = C_{\delta\delta'} C_{\tau\tau'}.$$

Производим подстановку $\rho = j\omega$ в (19) так как решение ищется на границе устойчивости. Получим

$$C_4 \omega^4 - j C_3 \omega^3 - C_2 \omega^2 + j C_1 \omega + C_0 = 0$$

или

$$C_4 \omega^4 - C_2 \omega^2 + C_0 = 0; \quad (21)$$

$$j\omega (C_1 - C_3 \omega^2) = 0.$$

Из второго уравнения системы (21) определим

$$\omega = \pm \sqrt{\frac{C_1}{C_3}}. \quad (22)$$

Подставляя в первое уравнение (21) получим

$$\frac{C_4 C_1^2}{C_3^2} - \frac{C_2 C_1}{C_3} + C_0 = 0. \quad (23)$$

Продифференцировав уравнение (23), получим

$$C_{\tau\tau}^* A_2 + C_{\tau\tau}^* A_1 + A_0 - C_{\sigma\tau} C_{\sigma\tau} = 0, \quad (24)$$

где
$$A_2 = \frac{C_4 C_{\sigma\sigma}^2}{C_3^2} - \frac{C_{\sigma\sigma} C_{\sigma\sigma}^2}{C_3};$$

$$A_1 = \frac{1}{C_3} \left[\frac{2C_4 C_{\sigma\sigma}^2}{C_3} (C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} - C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau}) + C_{\sigma\sigma} (-C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} - C_{\tau\sigma} C_{\sigma\sigma} + C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau}) + C_{\sigma\sigma} (-C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} + C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau}) \right] + C_{\sigma\sigma}^2;$$

$$A_0 = \frac{1}{C_3} \left[\frac{1}{C_3} (C_4 C_{\tau\tau}^2 C_{\sigma\sigma}^2 - 2C_4 C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau} + C_4 C_{\tau\sigma}^2 C_{\sigma\tau}^2) + C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} (-C_{\tau\sigma} C_{\sigma\sigma} - C_{\tau\sigma} C_{\sigma\sigma} + C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau}) + C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau} (C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} + C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} - C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau}) \right].$$

Из выражения (17) с учетом (24) определяется гармонический коэффициент усиления

$$K_{н.з} = \frac{-(2A_2 C_{\tau\tau} + A_1) \pm \sqrt{A_1^2 - 4A_0 A_2 + 4C_{\sigma\tau} C_{\sigma\tau} A_2}}{2A_2 h_{\tau}^2 - \frac{K_{\tau}^2 h_{\tau}^2}{C_{\sigma}} \left[-(2A_2 C_{\tau\tau} + A_1) \pm \sqrt{A_1^2 - 4A_0 A_2 + 4C_{\sigma\tau} C_{\sigma\tau} A_2} \right]}, \quad (25)$$

при котором возможны автоколебания.

Раскрывая уравнение (22) и учитывая (24), в окончательном виде получим частоту автоколебаний

$$\omega = \sqrt{\frac{1}{2A_2 C_3} \left(-C_{\sigma\sigma} A_1 \pm C_{\sigma\sigma} \sqrt{A_1^2 - 4A_0 A_2 + 4C_{\sigma\tau} C_{\sigma\tau} A_2} + 2A_2 C_{\tau\tau} C_{\sigma\sigma} - 2A_2 C_{\tau\sigma} C_{\sigma\tau} \right)}. \quad (26)$$

Автоколебания в системе возможны, когда $K_{н.з}$ и ω положительные числа, в противном случае автоколебания не возникнут.

Амплитуду деформации тяги СК (A_{τ}) при автоколебаниях можно получить, решая трансцендентное уравнение (12). Амплитуда автоколебаний СК определится из выражения (15).

Полагая $E_{\tau} = A_{\tau}$, вычисляется амплитуда колебаний СК в радианах:

$$A_{\tau} = \frac{A_{\tau} (C_{\sigma} + K_{\tau}^2 h_{\tau}^2 K_{н.з})}{h_{\tau} C_{\sigma}}. \quad (27)$$

Определим амплитуду автоколебаний РН. Выражение (18) представим в виде передаточной функции РН:

$$W_{0\tau}(p) = \frac{C_{0\tau}}{C_{0\sigma} p^2 + C_{0\sigma} p + C_{0\sigma}} = \frac{\sigma(p)}{\tau(p)}$$

Переходя к комплексной частотной функции, получим

$$W_{0\tau}(j\omega) = \frac{C_{0\tau}}{(C_{0\sigma} - C_{0\sigma} \omega^2) + j C_{0\sigma} \omega} = \frac{A_{\sigma}^*(j\omega)}{A_{\tau}^*(j\omega)}$$

где $W_{0\tau}(j\omega)$ — комплексная частотная функция РН;
 $A_{\sigma}^*(j\omega)$ и $A_{\tau}^*(j\omega)$ — соответственно комплексные амплитуды автоколебаний РН и СК.

Тогда амплитуда автоколебаний РН определится:

$$A_{\sigma} = |A_{\sigma}^*(j\omega)| = |W_{0\tau}(j\omega)| |A_{\tau}^*(j\omega)|$$

или

$$A_{\sigma} = \frac{A_{\tau} C_{0\tau}}{\sqrt{(C_{0\sigma} - C_{0\sigma} \omega^2)^2 + C_{0\sigma}^2 \omega^2}} \quad (28)$$

Для одного из типов самолетов был проведен расчет по определению параметров автоколебаний РН и СК при наличии люфта в тяге СК. Коэффициенты уравнения (18) имели следующие значения:

$$C_{0\sigma} = 1,31; C_{0\sigma} = 10,5; C_{0\sigma} = 453; C_{0\tau} = 637; C_{\tau\sigma} = 2,67 \cdot 10^{-3};$$

$$C_{\tau\sigma} = 8,17 \cdot 10^{-3}; C_{\tau\sigma} = 5,93; C_{\tau\tau} = 2,53 \cdot 10^{-3}; C_{\tau\tau} = 7,3 \cdot 10^{-3};$$

$$C_{\tau\tau} = 11,8; C_{\tau\tau}^* = 11,8 + \frac{4,36 \cdot 10^{-3} K_{н.э}}{1 + 1,14 \cdot 10^{-3} K_{н.э}}$$

Коэффициенты характеристического уравнения (19) при этом равны

$$C_4 = 3,32 \cdot 10^{-3}; C_3 = 0,0362; C_2 = 1,31 C_{\tau\tau}^* - 0,453;$$

$$C_1 = 10,5 C_{\tau\tau}^* - 1,9; C_0 = 453 C_{\tau\tau}^* - 3780.$$

Гармонический коэффициент усиления в соответствии с (25) определяется как

$$K_{н.э} = \frac{9,04 \pm 5j}{-0,00426 \pm 5,7 \cdot 10^{-5} j}$$

Частота колебаний равна

$$\omega = \sqrt{748 \mp 1600j}$$

Значения $K_{н.з}$ и ω — комплексные числа, следовательно, колебания в системе не возникнут при любых значениях люфта в СК.

Рассмотрим случай, когда $C_{\tau\tau} = C_{\sigma\sigma} = 0$. В этом случае гармонический коэффициент усиления и частота будут равны

$$K_{н.з1} = 1280; \quad K_{н.з2} = 4;$$

$$\omega_1 = 39,2; \quad \omega_2 = 7,2$$

или частота колебаний

$$\lambda_1 = \frac{39,2}{2} \approx 6,2 \text{ Гц}.$$

Вторая частота соответствует комплексному числу, что говорит о невозможности автоколебаний в системе с этой частотой.

Решая трансцендентное уравнение (12) относительно $\frac{L_{\tau}}{A_{\varepsilon}}$, получим

$$\frac{L_{\tau}}{A_{\varepsilon}} = 0,99 \quad \text{или} \quad A_{\varepsilon} \approx 1,01 L_{\tau}.$$

Исследуем на устойчивость этот автоколебательный режим. Периодическое решение будет устойчиво, если, задавшись значением $A_{\varepsilon}' > A_{\varepsilon}$, амплитуда колебаний в переходном режиме будет уменьшаться, а при $A_{\varepsilon}' < A_{\varepsilon}$ — увеличиваться. При $A_{\varepsilon}' > A_{\varepsilon}$ характеристическое уравнение должно удовлетворять критерию Гурвица на устойчивость, а при $A_{\varepsilon}' < A_{\varepsilon}$ — не удовлетворять. Условие устойчивости по Гурвицу для $n = 4$ сводится к положительности коэффициентов характеристического уравнения (20) и условию

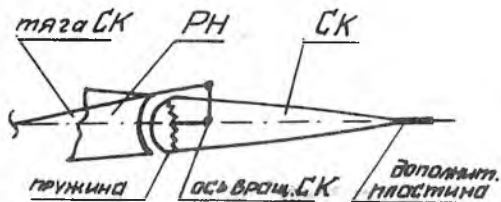
$$C_1 (C_3 C_2 - C_4 C_1) - C_3^2 C_0 > 0. \quad (29)$$

При значении $K_{н.з} = 1280$ выражение (24) равно нулю. При $K_{н.з} > 1280$ неравенство (29) выполняется, а при $K_{н.з} < 1280$ — не выполняется. При увеличении или уменьшении $K_{н.з}$ увеличивается или уменьшается соответственно амплитуда колебаний. Отсюда вытекает, что в системе возникают устойчивые периодические колебания с частотой $\lambda = 6,2$ Гц и амплитудой деформации тяги СК $A_{\varepsilon} = 1,01 L_{\tau}$. Определим максимальные значения коэффициентов $C_{\tau\tau}$ и $C_{\sigma\sigma}$, при которых возможны автоколебания. На основании выражений (25) и

(26) максимальные значения $C_{\tau\tau}$ и $C_{\tau\sigma}$, при которых $\lambda_{н.з}$ и ω - действительные числа (т.е. возможны автоколебания), равны $C_{\tau\tau} = 2,4$ и $C_{\tau\sigma} = 1,2$. При этом частота колебаний $\lambda_1 = 4,4$ Гц и амплитуда колебаний уменьшится.

Проведенные исследования на электронной вычислительной машине по полной системе уравнений (I)-(6) показали, что максимальные значения $C_{\tau\tau}$ и $C_{\tau\sigma}$, при которых возможны автоколебания, такие же, как по методу гармонической линеаризации. Однако частота автоколебаний при этом в 1,5 раза ниже. Это объясняется тем, что при использовании метода гармонической линеаризации не были учтены массы, качалки и инерционные характеристики фюзеляжа.

С целью устранения автоколебаний рулевых поверхностей самолета с сервокомпенсаторами при люфтах в проводке управления (которые всегда имеют место в процессе эксплуатации) необходимо обеспечить гарантированные минимальные величины $C_{\tau\tau}$ и $C_{\tau\sigma}$, определяемые шарнирными моментами сервокомпенсатора. Необходимого эффекта можно достичь путем установки дополнительной пластины на заднюю кромку СК (рис.5). Другим мероприятием, обеспечивающим устойчивость системы даже при $C_{\tau\sigma} = 0$, может быть постановка внутрь сервокомпенсатора специальной пружины (см. рис.5), жесткость такой



Р и с. 5

пружины на кручение определяется значением

$$C_{кр} = C_{\tau\tau}^{м.п.}, \quad (30)$$

где $C_{кр}$ - жесткость пружины на кручение.

Л и т е р а т у р а

И. В ъ ю ж а н и н В.А., Д а в ы д о в Е.И. Уравнения нелинейных колебаний фюзеляжа и органов управления самолета в плоскости рыскания. Тезисы доклада на 2-й Республиканской конференции. - Научно-технический прогресс в самолетостроении. Киев, 1976.