

УДК 539.4:629.7

В.А.Павлов, В.Г.Гайнутдинов

О ЧИСЛЕННОМ ИССЛЕДОВАНИИ ФЛАТТЕРА НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Предлагается алгоритм численного исследования динамической неустойчивости составной несущей поверхности. Приводится сравнение расчетов с экспериментом.

При расчете критической скорости изгибно-рулевого флаттера обычно не принимается во внимание энергия лобового изгиба руля. Это связано с тем, что расчетная схема оперения сложилась еще в 30-е годы /1/, когда лобовая жесткость рулей практически не отличалась от нормальной, так как конструктивно рули выполнялись в виде лонжерона с нанизанными на него нервюрами, обшивка представляла из себя ткань, пропитанную лаком. В современных конструкциях используются моноблочные рули, у которых жесткость в плоскости хорд достигла больших величин. Критическая скорость изгибно-рулевого флаттера оперения, определенная с учетом изгиба руля в плоскости хорд, отличается от той, которую дает классическая теория. Для исследования флаттерных характеристик оперения с отклоненным рулем использовалась весьма упрощенная расчетная схема /2/. При расчетах крыла современного самолета необходимо использовать более точные расчетные схемы.

Матричное уравнение свободных колебаний крыла в потоке воздуха имеет вид:

$$G\ddot{q} + C\dot{q} + v^2 Bq + v D\dot{q} = 0, \quad (I)$$

где G - общая матрица жесткости конструкции; C - матрица инерционных коэффициентов; $v^2 B$ - матрица аэродинамической жесткости; $v D$ - матрица аэродинамического демпфирования; $q = [u, v, w, \dots]^T$ - вектор обобщенных параметров, определяющих деформирование конструкции.

Алгоритм численного построения матрицы жесткости отдельного звена приведен в работе /3/. Матрицы жесткости отдельных поверхностей многозвенного крыла вычисляются независимо друг от друга. Шарнирные реакции в узлах навески управляющих поверхностей обозначим $R_{x_i}, R_{y_i}, R_{z_i}$, реактивные моменты в сечениях качалок управления обозначим через $M_{k,y}$. В соответствии с этим запишем следующий функционал:

$$U = \sum_1^K \iiint_{\Omega^{(K)}} W_K d\Omega_K + \sum_{i=1}^{n_1} [R_{xi} (q_{ix}^{(1)} - q_{ix}^{(2)}) + R_{yi} (q_{iy}^{(1)} - q_{iy}^{(2)}) + R_{zi} (q_{iz}^{(1)} - q_{iz}^{(2)})] + \sum_{i=1}^{n_2} M_{k.y.i} (\varphi_i^{(1)} - \varphi_i^{(2)}), \quad K = 1, 2; \quad (2)$$

$$q_{ix}^{(K)} = v_i^{(K)} (\cos \alpha_{(K)} - \sin \alpha_{(K)} \varphi_i^{(K)}) - w_i^{(K)} (\sin \alpha_{(K)} - \cos \alpha_{(K)} \varphi_i^{(K)});$$

$$q_{iy}^{(K)} = w_i^{(K)} (\cos \alpha_{(K)} - \sin \alpha_{(K)} \varphi_i^{(K)}) + v_i^{(K)} (\sin \alpha_{(K)} - \cos \alpha_{(K)} \varphi_i^{(K)}),$$

где W_K - удельная потенциальная энергия деформирования K -того звена конструкции; n_1 - число шарниров навески управляющей поверхности; n_2 - число качалок управления; α_K - угол установки K -того звена в поточных осях; φ_i^K - угол закручивания i -того сечения K -того звена.

Общая матрица жесткости составной конструкции включает в себя матрицы жесткости отдельных звеньев, условия сопряжения и строится на основе функционала (2). Исходя из принципа возможных перемещений, формируются остальные матрицы однородного матричного уравнения (I), решение которого ищем в виде: $q = q_0 e^{i\omega t}$, $\omega = \alpha + i\beta$. Критическую скорость определяет $\beta = 0$. Для нахождения α , β используется P-Q алгоритм Ланцоша /4/:

$$\beta = e_1 \pm \sqrt{\frac{|e_2| + e_2}{2}}; \quad \alpha = \pm \sqrt{\frac{|e_2| - e_2}{2}};$$

$$e_1 = \frac{c_0 c_3 - c_1 c_2}{2(c_0 c_2 - c_1^2)}; \quad e_2 = e_1^2 - \frac{c_1 c_3 - c_2^2}{c_0 c_2 - c_1^2};$$

$$c_0 = a_0^T \hat{a}_0 + b_0^T \hat{b}_0;$$

$$c_1 = a_1^T \hat{a}_0 + b_1^T \hat{b}_0; \quad (3)$$

$$c_2 = a_1^T \hat{a}_1 + b_1^T \hat{b}_1;$$

$$c_3 = a_2^T \hat{a}_1 + b_2^T \hat{b}_1;$$

где $a_0, b_0, \hat{a}_0, \hat{b}_0$ - некоторые определенные начальные векторы. Векторы-столбцы $a_j, \hat{a}_j, b_j, \hat{b}_j$ определяются следующими рекуррентными соотношениями:

$$\begin{aligned} b_j &= -a_{j-1} \\ a_j &= (G + v^2 B)^{-1} (C b_{j-1} + v D a_{j-1}) \\ \hat{a}_j &= -\hat{b}_{j-1} + v D^T (G^T + v^2 B^T)^{-1} \hat{a}_{j-1} \\ \hat{b}_j &= C (G^T + v^2 B^T)^{-1} \hat{a}_{j-1} \end{aligned} \quad (4)$$

В соотношениях (4) соответствующие векторы получаются решением системы линейных уравнений с матрицей $(G + v^2 B)^{-1}$ методом Гаусса.

На рис. I показано изменение критической скорости флаттера экспериментальной модели оперения в зависимости от отношения максимальной изгибной жесткости рулевой поверхности к ее минимальной изгибной жесткости.

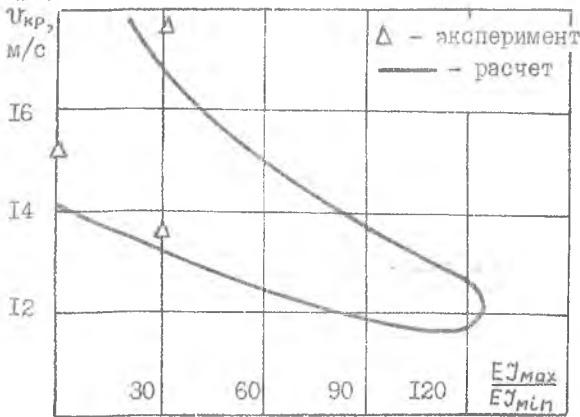


Рис. I

Предложенная расчетная схема многозвенного крыла реализована в виде пакета прикладных программ для расчета флаттерных характеристик реальных крыльев. Аэродинамические характеристики составного крыла определяются по вихревой схеме С.М.Белоцерковского.

Л и т е р а т у р а

Г. Гроссман Е.П., Келдыш М.В., Пархомовский Я.М. Вибрации крыла с элероном. - М.: Тр. ЦАГИ, вып. 337, 1937. - С. 3-67.

2. Павлов В.А., Черников С.К. О критической скорости флаттера оперения с рулем. - Изв.вузов, Авиационная техника, 1982, № 4. - С. 61-64.

3. Гайнутдинов В.Г. О расчетной схеме тонкостенных крыльев малого удлинения // Прочность конструкций летательных аппаратов: Сб.научн.трудов. - Казань: КАИ, с. 84-88.

4. Ланцош К. Практические методы прикладного анализа. - М.: ГИФМЛ, 1961. - 524 с.

УДК 629.7.02:539.4

В.А.Павлов, С.А.Михайлов

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ КАЧКИ КОРАБЛЯ
НА АМПЛИТУДНО-МАХОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ
НЕСУЩЕГО ВИНТА ПРИ РАСКРУТКЕ ЕГО НА ПАЛУБЕ

При базировании вертолета на палубе корабля одним из расчетных случаев является нестационарный стояночный режим работы несущего винта при его раскрутке либо останове. Эксплуатация вертолета на палубе корабля предъявляет особые требования к выполнению этих режимов. Это связано с наличием нестационарного воздушного потока над палубой, обусловленного архитектурой палубных надстроек, ходом корабля и морским волнением.

Для вертолетов соосной схемы влияние этих дополнительных факторов может привести к соударению лопастей верхнего и нижнего винтов на начальной стадии раскрутки при малых угловых скоростях вращения.

В настоящей работе проведено исследование амплитудно-маховых характеристик лопастей несущего винта при раскрутке его на взлетно-посадочной площадке (ВПП) корабля при наличии набегающего воздушного потока и регулярной бортовой и килевой качки.

Современная гидродинамическая теория качки корабля рассматривает регулярную и нерегулярную качку, первая из которых определяется гармонической функцией и имеет резонанс при совпадении собственных частот колебаний корабля на тихой воде с частотой воздействия волн морского волнения. Вторая описывается вероятностными характеристиками случайного процесса. Общее решение дифференциального уравнения качки можно записать в виде:

$$\theta = e^{-\gamma_{\theta} t} (c_1 \cos \omega_{\theta} t + c_2 \sin \omega_{\theta} t) + \theta_m \sin(\omega_k t - \delta_{\theta}), \quad (I)$$