

УДК 629.735.33.015.4 : 533.69.048.5

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ И МАССЫ КРЫЛА САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ АТМОСФЕРНОЙ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

В. М. Литвинов, В. В. Политов

Разработаны аналитические методы расчета перегрузки, изгибающего и крутящего моментов, перерезывающей силы консоли крыла от воздействия непрерывной случайной атмосферной турбулентности.

На основании предложенных методов дан способ оценки массы силовых элементов крыла по условиям прочности от воздействия атмосферной турбулентности. Проведен сравнительный анализ результатов расчета передаточных функций динамических нагрузок и массы крыла самолета по предложенному и численному методам.

Одной из основных характеристик, существенно влияющих на летно-технические и экономические показатели летательных аппаратов (ЛА), является масса конструкции. Определяющее влияние на ее величину оказывают внешние динамические нагрузки, действующие на ЛА. Поэтому важно уже на начальных этапах проектирования уметь достаточно надежно определять эти нагрузки с целью прогнозирования массы силовых элементов, обеспечивающей необходимую прочность и жесткость конструкции.

Существующие методы определения динамических нагрузок [1] достаточно громоздки и требуют задания большого количества исходной информации, что приводит практически к невозможности их применения на стадии предварительного проектирования. Задача создания способа определения динамических нагрузок при наличии ограниченного количества исходных данных может быть решена путем разработки упрощенного алгоритма оценки динамического нагружения с помощью методов математической статистики и выделения характерных сечений. Такой подход был использован при решении задачи учета некоторых требований статической и динамической аэроупругости на весовые характеристики авиаконструкций [2, 3].

Предлагаемый аналитический способ расчета динамических нагрузок получен путем сведения системы дифференциальных уравнений, используемых в численных методах с учетом n тонов упругих колебаний, к упрощенной системе уравнений колебательных звеньев с учетом первых низших тонов изгиба и кручения консоли крыла.

1. Общая структура динамического нагружения. Для определения динамического нагружения упругой несущей консоли от воздействия непрерывной случайной атмосферной турбулентности используется статистический подход. Упругая несущая консоль рассматривается как стационарная линейная система, на вход которой действует случайная стационарная функция —

вертикальный порыв воздуха — с известной спектральной плотностью $S_W(\omega)$, которая определяется согласно модели турбулентности Кармана.

Среднеквадратичное значение выходной величины (нагрузки) в линейной системе находится по соотношению

$$\sigma_n(\omega) = \left(\int_0^\infty S_W(\omega) |T_n(i\omega)|^2 d\omega \right)^{1/2}, \quad (1)$$

где $T_n(i, \omega)$ — частотная характеристика нагрузки (амплитуда и фаза) при действии периодической возмущающей силы; ω — угловая частота.

В качестве периодической возмущающей силы рассматривается воздействие на упругую несущую консоль вертикального синусоидального порыва с частотой ω и единичной амплитудой $W(t) = e^{i\omega t}$.

По найденному значению σ_n согласно [4, 5] можно определить эксплуатационное значение рассматриваемого вида нагрузки P_n^p . В качестве P_n^p понимается перегрузка Δn_y^p , изгибающий $\Delta M_{изг}^p$ и крутящий $\Delta M_{кр}^p$ моменты, перерезывающая сила ΔQ^p в каждом сечении крыла от воздействия непрерывной атмосферной турбулентности. Для определения массы конструкции необходимо знать расчетное значение P_n^p соответствующих динамических нагрузок, которое определяется следующим образом:

$$P_n^p = f P_n^s, \quad (2)$$

где f — коэффициент безопасности, принимаемый согласно требованиям [4].

Следовательно, рассматриваемая задача сводится к разработке алгоритма определения частотных характеристик нагрузок $T_n(i\omega)$.

2. Алгоритм численного метода. Крыло ЛА схематизируется консольно-закрепленной упругой балкой (рис. 1), которая под действием аэродинамических сил от воздействия вертикального синусоидального порыва может совершать изгибные и крутильные упругие колебания. Принимается допущение, что порыв охватывает всю консоль одновременно.

Уравнение движения упругой системы в потоке воздуха запишем в обобщенных координатах с использованием метода Бубнова — Галеркина в следующем виде:

$$c_{ii} \ddot{q}_i + k_{ii} q_i = \sum_{j=1}^n (b_{ij} q_j + d_{ij} \dot{q}_j) + Q_i W(t), \quad (3)$$

где $q_i(t)$ — обобщенные координаты по времени; n — число тонов упругих колебаний, принятое в расчете.

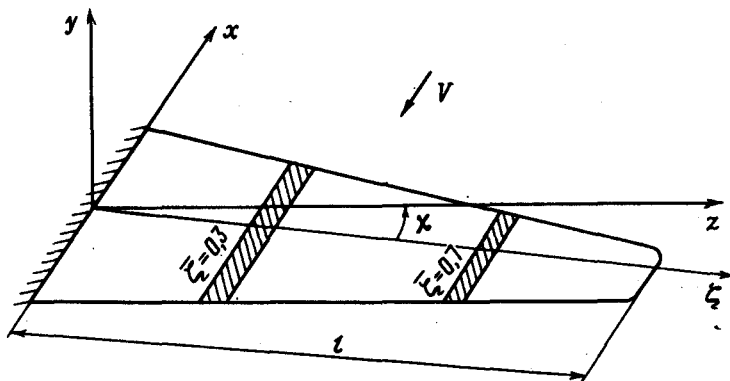


Рис. 1

Коэффициенты этого уравнения зависят от распределенных упругомассовых характеристик несущей консоли и аэродинамических сил, определяемых здесь по линейной теории скользящего крыла, основанной на гипотезе квазистационарности.

Угол атаки от действия порыва беспокойного воздуха определяем как

$$\alpha_w = W(t)/V.$$

Граничные условия для консольно-закрепленной балки

$$\begin{aligned} f_i = f'_i = \varphi_i = 0 \text{ при } \varsigma = 0; \\ f''_i = f'_i = 0 \text{ при } \varsigma = l. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь f_i и φ_i — формы i -го тона собственных колебаний консоли.

Каждое уравнение (3) описывает совместные изгибно-крутильные колебания упругой консоли по одному тону.

3. Алгоритм упрощенного расчета. Из опыта расчетов по различным самолетам известно, что основная доля в динамическое нагружение упругих консолей вносятся первыми низшими тонами собственных колебаний. Поэтому для получения упрощенного алгоритма ограничимся рассмотрением двух-трех первых изгибных и крутильных тонов. Более высокие тона могут в ряде случаев вносить заметный вклад в нагружение отдельных частей консоли (различных пилонов и узлов крепления подвешиваемых объектов). Однако при проведении оценочных расчетов весовых характеристик консолей этими тонами можно пренебречь из-за малого их влияния на общую массу консоли. Кроме того, на начальном этапе проектирования определить формы собственных колебаний высоких тонов практически невозможно. Любой тон колебаний (пусть это будет, к примеру, первый тон) включает в себя как изгибные $y = f_1(\varphi) q_1(t)$, так и крутильные $\vartheta = \varphi_1(\varphi) q_1(t)$ колебания.

Представляет интерес установившийся процесс колебаний от воздействия единичного порыва $W(t) = e^{i\omega t}$, решение которого можно записать следующим образом:

$$q_1(t) = (u_1 + iv_1) e^{i\omega t}, \quad (5)$$

где u_1, v_1 — амплитудные значения и фазовый сдвиг по отношению к воздействию порыву $W(t)$ изгибных и крутильных колебаний по рассматриваемому (здесь первому) тону.

Таким образом, задача нахождения $|T_n(i\omega)|$ сводится к определению u_i и v_i по каждому рассматриваемому тону.

Подставляя (5) в уравнения (3), можно получить выражения для нахождения u_i и v_i . При этом необходимо упростить выражения для коэффициентов уравнений (3) исходя из допущения, что уравнения (3) будут описывать изгибно-крутильные колебания только по одному тону, т. е. каждый тон рассматривается как совокупность изгибного (индекс i) и крутильного (индекс j) тонов колебаний по удовлетворяющим (4) заданным формам. Тогда решения уравнений (3) будем искать в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} q_i &= u_i e^{i\rho t}, \\ q_j &= v_j e^{i\rho t}. \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Используя теорему о среднем, предварительно выделив характерные сечения на консоли и пренебрегая отдельными членами, мало влияющими на конечный результат, выражения для коэффициентов уравнений (3) запишем в следующем виде:

$$\begin{aligned}
c_{ii} &= m_{0,7} k_{cp2}; \quad c_{ij} = c_{ji} = -m_{0,7} \bar{\sigma} b_{0,7} k_{cp3}; \\
c_{jj} &= m_{0,7} (\bar{\sigma}^2 + \kappa^2)_{0,7} b_{0,7}^2 k_{cp4}; \\
k_{jj} &= \left(\frac{\pi}{2l} \right)^2 G I_{0,3} k_{cp6}; \quad k_{ii} = \left(\frac{1,875}{l} \right)^4 E I_{0,3} k_{cp5}; \\
b_{ii} &= -c_{y_k}^\alpha \rho b_{0,7} \sin \chi k_{cp7}; \quad b_{ij} = c_{y_k}^\alpha \rho b_{0,7}^2 \cos \chi k_{cp8}; \\
b_{ji} &= -c_{y_k}^\alpha \rho (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7} b_{0,7}^2 \sin \chi k_{cp9}; \\
b_{jj} &= c_{y_k}^\alpha \rho (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7} b_{0,7}^2 \cos \chi k_{cp9}; \\
d_{ii} &= -c_{y_k}^\alpha \rho b_{0,7} c_{cp11}; \quad d_{ij} = s_{y_k}^\alpha \rho b_{0,7}^2 \left(\frac{3}{4} - \bar{x}_o \right)_{0,7} k_{cp12}; \\
d_{ji} &= -c_{y_k}^\alpha \rho b_{0,7}^2 (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7} k_{cp13}; \\
d_{jj} &= c_{y_k}^\alpha \rho (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7} b_{0,7}^3 \left(\frac{3}{4} - \bar{x}_o - \frac{\pi \cos \chi}{16 c_{y_k}^\alpha (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7}} \right) k_{cp14}; \\
Q_i &= c_{y_k}^\alpha \frac{\rho V}{2l} S k_{cp15}; \\
Q_j &= c_{y_k}^\alpha \frac{\rho V}{2l} b_{0,7} S (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7} k_{cp16}; \\
\frac{d_{ij} + d_{ji}}{d_{ii} + d_{jj}} &= -\bar{b}_{0,7} \left(\frac{3}{4} - \bar{x}_o - \frac{\pi \cos \chi}{16 c_{y_k}^\alpha (\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7}} \right) k_{cp1},
\end{aligned} \quad (7)$$

где $b_{0,7} = b_{0,7}/l$ — относительная хорда консоли в сечении $\bar{\zeta} = 0,7$ (или среднее значение для сечений $\bar{\zeta} = 0,6; 0,7; 0,8$); $\bar{x}_o, \bar{x}_d$ — относительное положение оси жесткости и центра давления консоли в сечении $\bar{\zeta} = 0,7$ (или среднее значение для сечений $\bar{\zeta} = 0,6; 0,7; 0,8$); $E I_{0,3} G I_{0,3}$ — жесткость консоли на изгиб и кручение в сечении $\bar{\zeta} = 0,3$ (или среднее значение для сечений $\bar{\zeta} = 0,2; 0,3; 0,4$); $m_{0,7}$ — значение погонной массы консоли в сечении $\bar{\zeta} = 0,7$ (или среднее значение для сечений $\bar{\zeta} = 0,6; 0,7; 0,8$); $\bar{\sigma}, \kappa$ — относительное положение центра тяжести и относительный радиус инерции профиля консоли в сечении $\bar{\zeta} = 0,7$ (или среднее значение для сечений $\bar{\zeta} = 0,6; 0,7; 0,8$); $k_{cp i}$ — статистические поправочные коэффициенты.

Значения поправочных коэффициентов $k_{cp i}$ зависят от характера распределения аэродинамической нагрузки по размаху консоли (циркуляции $\Gamma(\zeta)$), форм собственных колебаний $f_i(\zeta)$ и $\varphi_i(\zeta)$ и влияния осреднения массово-жесткостных и геометрических параметров по размаху. Величины $k_{cp i}$ для предварительных оценок можно принять равными 1,0. При наличии прототипа консоли величины $k_{cp i}$ можно уточнить на основе данных эксперимента, расчетов по численным методам.

Подставляя (6) и (7) в (3), предварительно сделав упрощающие преобразования со сложными функциями согласно работам [2, 3], получим аналитические зависимости для искомых величин u_i и v_j в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned}
u_i &= \frac{A E b_{0,7} k_1}{B k_2 - F k_5} \left(1 - \frac{1}{1 - \frac{5(B k_2 - F D k_5)}{C k_6 - R k_3 - 0,3 V A k_4}} \right); \\
v_j &= \frac{0,5 A b_{0,7} \left(1 - \frac{1}{1 + 10(\bar{x}_o - \bar{x}_d)_{0,7}^2} \right) k_1}{16(B k_2 - R k_3 - 0,3 V A k_4)},
\end{aligned} \right\} \quad (8)$$

где

$$A = 0,5 c_{y_k}^a \rho V (\cos \chi - \sin \chi); \quad B = \frac{10 E I_{0,3}}{l^4};$$

$$C = \frac{0,5 G I_{\rho 0,3}}{b_{0,7}^2 l^2}; \quad D = \frac{3}{4} \bar{x}_0 - \frac{\pi \cos \chi}{16 c_{y_k}^a (\bar{x}_0 - \bar{x}_n)_{0,7}};$$

$$E = \frac{1}{\eta + 1} + 5(\bar{x}_0 - \bar{x}_n)_{0,7}^2; \quad F = 40 m_{0,7} (1 - \bar{\sigma}) p^2;$$

$$R = 40 \frac{5 I_{m_{0,7}}}{b_{0,7}^2} p^2;$$

η — сужение консоли; $I_{m_{0,7}}$ — значение погонного момента инерции консоли относительно оси жесткости в сечении $\bar{\xi} = 0,7$ (или среднее значение для сечений $\bar{\xi} = 0,6; 0,7; 0,8$); k_i — поправочные коэффициенты, учитывающие влияние возможного отличия реальных циркуляции и форм собственных колебаний от принятых их аппроксимаций; p — частота в герцах.

В зависимости от рассматриваемых тонов и заданных форм колебаний выражения для u_i и v_i могут быть уточнены с помощью поправочных коэффициентов k_i .

На основании опыта расчетно-экспериментальных исследований частотных характеристик нагружения консолей можно рассматривать взаимодействие следующих тонов:

1. Первый тон изгиба плюс первый тон кручения (u_1 и v_1):

$$u_1 = \frac{A E b_{0,7}}{B - 1,33 F} \left(1 - \frac{1}{1 - \frac{5(B - 1,33 F D)}{C - R - 0,3 V A (\bar{x}_0 - \bar{x}_n)}} \right), \quad (9)$$

$$v_1 = \frac{0,5 A b_{0,7} \left(1 - \frac{1}{1 + 10(\bar{x}_0 - \bar{x}_n)^2} \right)}{16(B - R - 0,3 V A)}.$$

2. Второй тон изгиба плюс первый тон кручения (u_2 и v_1):

$$u_2 = \frac{A E b_{0,7}}{11,273 B - 1,08 F} \left(1 - \frac{1}{1 - \frac{5(0,835 B - 0,08 F D)}{C - R - 0,3 V A (\bar{x}_0 - \bar{x}_n)}} \right). \quad (10)$$

3. Третий тон изгиба плюс второй тон кручения (u_3 и v_2):

$$u_3 = \frac{0,5 A E b_{0,7}}{23,05 B - 0,875 p} \left(1 - \frac{1}{1 - \frac{5(23,05 B - 0,875 F D)}{C - R - 0,3 V A (\bar{x}_0 - \bar{x}_n)}} \right); \quad (11)$$

$$v_2 = \frac{0,5 A b_{0,7} \left(1 - \frac{1}{1 + 10(\bar{x}_0 - \bar{x}_n)^2} \right)}{2(B - 1,5 R - 0,6 V A)}.$$

В соотношениях (9) — (11) обозначения те же, что и в (8).

Соотношения (9) — (11) эквивалентны моделированию каждого тона колебаний консоли идеальным колебательным звеном. При этом на резонансной частоте $p_{\text{рез}}$ получается разрыв в графике амплитудно-частотной характеристики нагрузки. Для определения уровня амплитудно-частотной характеристики

нагрузки на резонансной частоте $T(p_{\text{рез}})$ можно использовать следующие зависимости:

$$T_{\Delta M, \Delta Q}(p_{\text{рез}}) = T_{\Delta M, \Delta Q}(p_i) \left(\left[(1 - j_i^2)^2 + \frac{j_i^2}{Q_{\Delta M, \Delta Q}} \right]^{1/2} + 1 \right);$$

$$T_{\Delta \ddot{y}}(p_{\text{рез}}) = T_{\Delta \ddot{y}}(p_i) \frac{[j_i^2 + (j_i^2 - 1)^2 Q_{\Delta \ddot{y}}^2]^{1/2}}{j_i^2};$$

где

$$Q_{\Delta M, \Delta Q} = \left| \frac{j_{i+1}^2 - j_i^2}{(1 - j_i^2)^2 - (1 - j_{i+1}^2)} \right|^{1/2};$$

$$Q_{\Delta \ddot{y}} = \frac{j_i j_{i+1}}{(2j_i^2 j_{i+1}^2 - j_i^2 - j_{i+1}^2)^{1/2}}.$$

Здесь

$$j_i = p_i / p_{\text{рез}}, \quad j_{i+1} = p_{i+1} / p_{\text{рез}};$$

$T_{\Delta M, \Delta Q}(p_i)$, $T_{\Delta \ddot{y}}(p_i)$ — значения амплитудно-частотной характеристики нагрузок на частоте p_i в районе резонансной частоты ($j_i, j_{i+1} \approx 0,95 \div 1,05$); p_{i+1} — частота, определяемая из условия $T(p_i) = T(p_{i+1})$.

С помощью (9) — (11) можно определить частотные характеристики нагрузок (перегрузок, изгибающих и крутящих моментов, перерезывающих сил) в различных сечениях консоли.

Амплитудно-частотную характеристику перегрузки в сечении ς консоли в зависимости от частоты p действующего единичного синусоидального порыва можно определить по формуле

$$|T_{\Delta n_y}(\varsigma)| = \left| \frac{\ddot{y}(\varsigma)}{g} \right| = \frac{p^2}{g} \left(\left| \sum_{i=1}^n f_i u_i + \sigma \sum_{j=1}^m \Phi_j v_j \right| \right), \quad (12)$$

где g — ускорение свободного падения; σ — расстояние по перпендикуляру от оси жесткости до заданной точки в сечении ς консоли (знак «+» по направлению к задней кромке); n, m — число учитываемых тонов упругих колебаний (здесь $n, m \leq 3$ согласно (9) — (11)).

Амплитудно-частотную характеристику изгибающего момента в сечении ς консоли можно определить так:

$$|T_{\Delta M_{\text{изг}}}(\varsigma)| = EI(\varsigma) \sum_{i=1}^n |f_i'' u_i|. \quad (13)$$

Амплитудно-частотную характеристику перерезывающей силы в сечении ς консоли можно найти с помощью следующей зависимости:

$$|T_{\Delta Q}(\varsigma)| = \frac{d\Delta M_{\text{изг}}(\varsigma)}{d\varsigma}. \quad (14)$$

Используя статистические данные о законе изменения жесткости изгиба крыла вдоль его размаха $EI(\bar{\varsigma}) \approx EI(\bar{\varsigma} = 0) (1 - \bar{\varsigma})^{2.5}$ [2], зависимость (14) можно записать в виде

$$|T_{\Delta Q}(\varsigma)| = EI(\bar{\varsigma}) \sum_{i=1}^n |f_i'' u_i| - \frac{5EI(\bar{\varsigma} = 0)}{2l} (1 - \bar{\varsigma})^{1.5} \sum_{i=1}^n |f_i'' u_i|. \quad (15)$$

Амплитудно-частотную характеристику крутящего момента в сечении z консоли можно определить следующим образом:

$$|T_{\Delta M_{кр}}(\varsigma)| = G I_p(\varsigma) \sum_{j=1}^m |\dot{\varphi}_j v_j|. \quad (16)$$

Расчетные значения динамических приращений нагрузок в различных сечениях конструкции консоли находим согласно выражениям (1), (2) при принятых по [4] значениях интенсивности турбулентности $W_{н.т}$ и коэффициента безопасности f для рассматриваемого режима полета, используя результаты расчета $|T_n(i\omega)|$ в соответствии с (12) — (16).

4. Алгоритм расчета добавочной массы конструкции крыла. Потребную массу крыла самолета m_d , обеспечивающую прочность конструкции при действии динамических нагрузок от воздействия непрерывной случайной атмосферной турбулентности, определим как сумму

$$m_d = m_{г.п} + \Delta m,$$

где $m_{г.п}$ — масса крыла, определенная с учетом требований статической прочности для исходного согласно [4] режима установившегося горизонтального полета; Δm — добавочная масса крыла, обеспечивающая прочность конструкции от действия динамических нагрузок при полете в неспокойном воздухе.

На начальном этапе проектирования добавочную массу крыла можно определить по следующей формуле:

$$\Delta m = 2\gamma \left(\int_0^l \frac{\Delta M_{кр}^p(\varsigma)}{\alpha h(\varsigma) \sigma_{дон}} d\varsigma + \int_0^l \frac{\Delta Q^p(\varsigma)}{\tau_{дон}} d\varsigma \right),$$

где α — коэффициент, учитывающий кривизну профиля крыла (коэффициент использования высоты кессона) [2]; γ — плотность материала; $h(\varsigma)$ — толщина профиля консоли в сечении ς ; $\sigma_{дон}$, $\tau_{дон}$ — допускаемые нормальные и касательные напряжения соответственно.

С целью дальнейшего уточнения потребной величины Δm можно воспользоваться зависимостью, полученной на основе гипотезы Мора:

$$\Delta m = 2\gamma \int_0^l \frac{\Delta M_{кр}^p(\varsigma)}{\alpha h(\varsigma)} \left[\frac{1}{2\tau_{дон}} + \left(\frac{1}{\sigma_{дон}} - \frac{1}{2\tau_{дон}} \right) \kappa^{-\frac{1}{2}} \right] d\varsigma,$$

где $\kappa = 1 + \frac{\sigma_{дон}}{2\tau_{дон}} \frac{(1 + \bar{c}(\varsigma)) \Delta M_{кр}^p(\varsigma) + 0,8 \alpha h(\varsigma) \bar{\delta} \Delta Q^p}{1,6 \bar{\delta} \Delta M_{кр}^p(\varsigma)}$; $\bar{c}(\varsigma)$ — относительная толщина

крыла в сечении ς ; $\bar{\delta}$ — коэффициент, учитывающий отношение толщины обшивки к средней толщине продольного набора крыла [2].

Таким образом найденная для рассмотренного согласно [4] расчетного случая потребная масса m_d должна быть сопоставлена с потребной массой m_n для квазистатического нагружения при нормированной перегрузке и при весовом анализе использована большая из них, т. е. $m = \max(\Delta m_d, \Delta m_n)$.

5. Пример расчета. В качестве объекта исследования взята консоль крыла большого удлинения. Рассмотрен режим: $H = 0$, $V = 12,5$ м/с. Исходные данные, необходимые для проведения численных расчетов, использовались и для расчетов по предлагаемому приближенному алгоритму, но уже в ограниченном объеме. На рис. 2 и 3 приведены графики спектральных плотностей и среднеквадратичных вертикальных ускорений в сечениях консоли $\xi = 0,5$ и $0,75$. Сопоставление с результатами численного расчета показало, что предлагаемый алгоритм позволяет надежно оценить значения среднеквадратичных перегрузок (погрешность не превышала 15%).

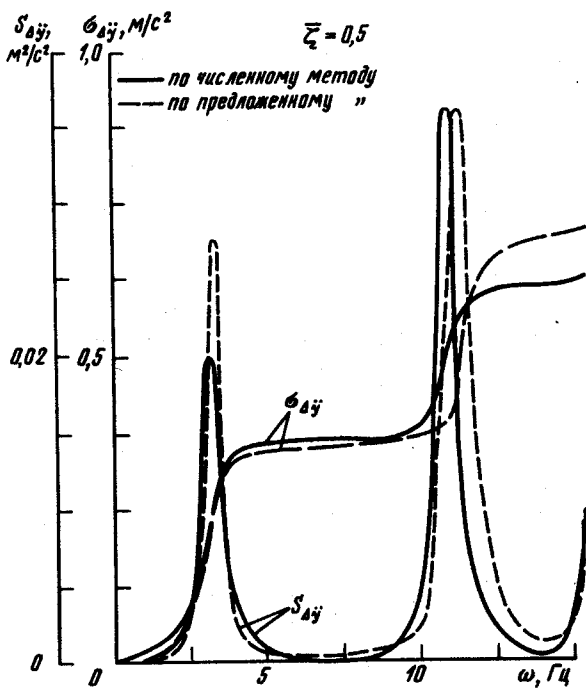


Рис. 2

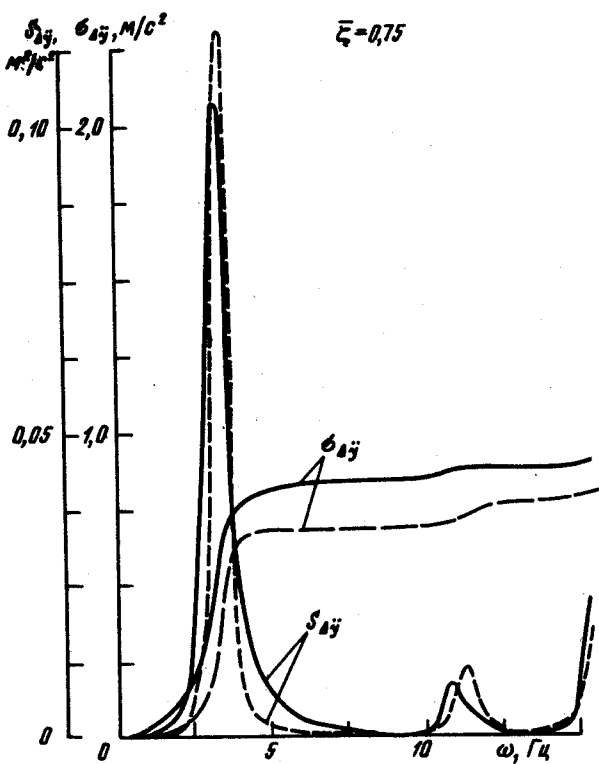


Рис. 3

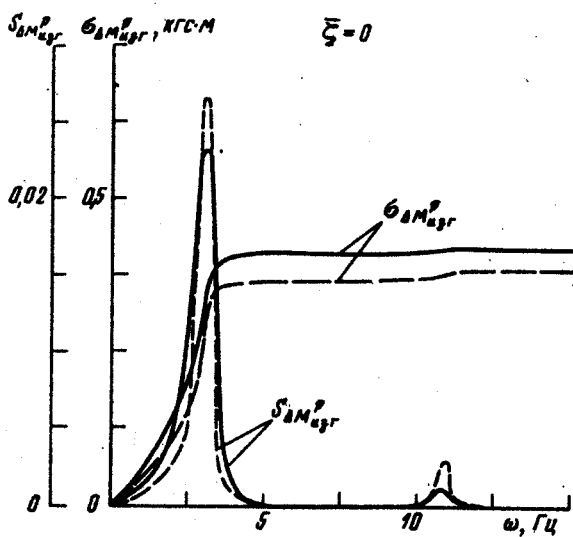


Рис. 4

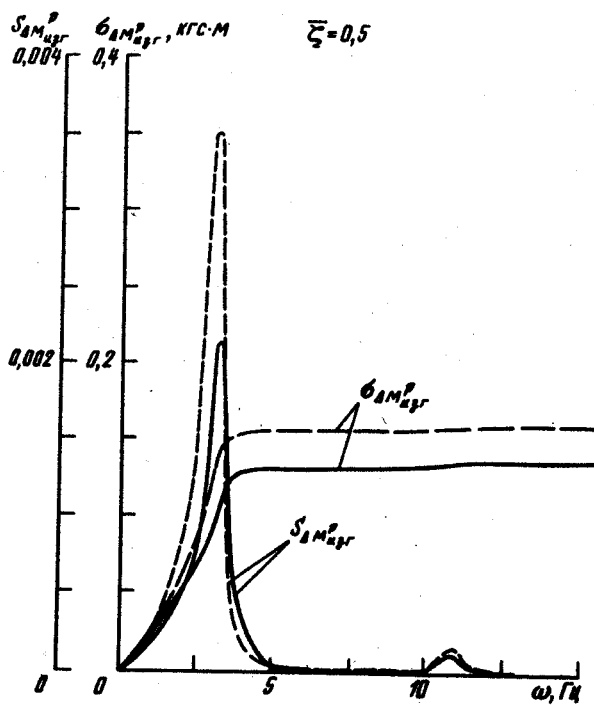


Рис. 5

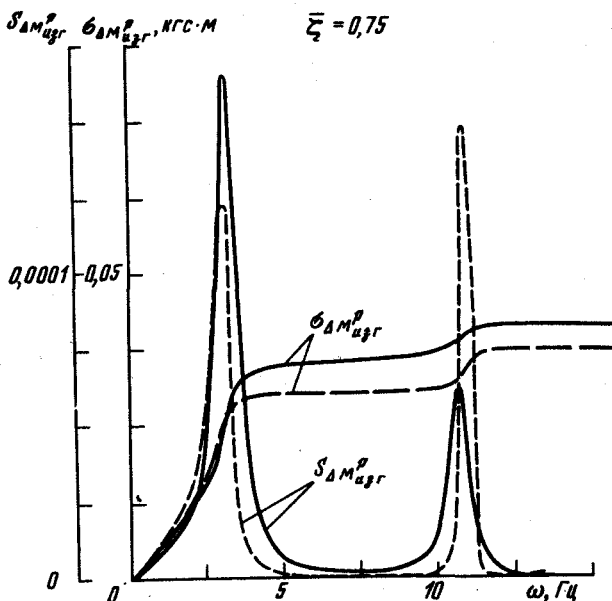


Рис. 6

Графики спектральных плотностей и среднеквадратичных изгибающих моментов для сечений $\bar{\zeta} = 0$; 0,5; и 0,75 приведены на рис. 4—6. Полученное отличие $\sigma_{\Delta M_{изг}}$, вычисленных по приближенному алгоритму и по результатам численных расчетов, не превышало 15%.

Предлагаемый алгоритм разработан для учета влияния упругости конструкции, динамического нагружения на весовые характеристики консоли. Поэтому при расчете передаточных функций и среднеквадратичных нагрузок (изгибающих и крутящих моментов, перерезывающих сил) следует ограничиваться рассмотрением диапазона частот упругих колебаний.

Результаты расчетных исследований показывают, что предложенный алгоритм может быть использован на начальных этапах проектирования для определения добавочной массы продольного набора крыла, необходимой для обеспечения прочности от действия динамических нагрузок в условиях воздействия непрерывной атмосферной турбулентности. Погрешность определения указанной добавочной массы консоли крыла большого удлинения находится в пределах $\pm 5\%$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов О. А., Политов В. В. Определение нагрузок на упругий самолет с системой автоматического управления при полете в неспокойном воздухе // Труды ЦАГИ. — 1982. Вып. 2135.
2. Литвинов В. М. Распределение массы материала в крыле большого удлинения с учетом требований к его прочности и жесткости // Труды ЦАГИ. — 1984. Вып. 2234.
3. Литвинов В. М. Методика расчета массы воздушного винта самолета // Труды ЦАГИ. — 1984. Вып. 2234.
4. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР / Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР. — Изд. 3-е. 1984.
5. Тейлор Дж. Нагрузки, действующие на самолет. — М.: Машиностроение, 1971.