

МЕТОД РАСЧЕТА ИНТЕГРАЛЬНЫХ СИЛОВЫХ ФАКТОРОВ ВДОЛЬ РАЗМАХА КРЫЛА БОЛЬШОГО УДЛИНЕНИЯ НА РЕЖИМАХ ПОЛЕТА САМОЛЕТА

В процессе эксплуатации конструкция планера летательного аппарата подвергается сложному комплексу повторяющихся воздействий. Действующие нагрузки различаются величиной, асимметрией, направлением, последовательностью и повторяемостью действия. Правильный учет влияния основных параметров и последовательности периодического нагружения является необходимым условием получения достоверных результатов расчетного и экспериментального определения усталостной долговечности, проведения эффективных мероприятий по обеспечению и уточнению ресурса авиационных конструкций [1 – 3].

С 30-х годов прошлого столетия при анализе напряженного состояния и прочности конструкций широкое применение находит расчетная схема тонкостенного стержня [4 – 9], согласно которой всю совокупность аэродинамических и инерционных нагрузок, действующих на конструкцию планера самолета, принято приводить к интегральным силовым факторам. Для крыла неманевренного самолета таковыми являются распределения поперечных сил Q_y , Q_x , изгибающих M_x , M_y и крутящих M_z моментов. На протяжении даже отдельно взятого полета перечисленные силовые факторы изменяются непропорционально. Причиной являются турбулентность атмосферы, неровности взлетно-посадочной полосы, реакции от тяги двигателей, шасси, отклонение механизации крыла и оперения (техники пилотирования) при различном весе самолета, вследствие выработки топлива и возможного сброса грузов. Основными параметрами, характеризующими интегральные силовые факторы крыла, являются коэффициент перегрузки, скорость и высота полета, вес самолета, топлива и размещенных грузов [10 – 12]. Эти параметры определяют на основе профилей типовых полетов, в соответствии с которыми предполагается эксплуатация летательного аппарата.

На каждом режиме типового полета с учетом действующих перегрузки n_y , скоростного напора q , веса самолета G_c , топлива G_T и грузов, положения механизации определяют распределенные нагрузки вдоль хорды и размаха крыла от аэродинамических и массовых нагрузок.

Величина аэродинамической нагрузки на крыло определяется разностью давлений между верхней и нижней поверхностями крыла.

Распределение давлений, а следовательно, и распределение нагрузки по хорде и размаху зависят от угла атаки, формы профиля, геометрических параметров крыла и величины скоростного напора. Отклонение механизации крыла также может существенно изменять распределение нагрузки вдоль хорды и размаха крыла. Распределение воздушной нагрузки по размаху характеризует относительная циркуляция

$$\Gamma(z) = \frac{C_y(z) \cdot b(z)}{C_{y_{кр}} \cdot b_{сгх}}, \quad (1)$$

где $C_y(z)$, $C_{y_{кр}}$ – коэффициенты подъемной силы сечения и крыла в целом;

$b(z)$, $b_{сгх}$ – текущая и средняя геометрические хорды крыла.

В общем случае относительная циркуляция зависит от стреловидности, упругости конструкции, аэродинамической и геометрической крутки крыла, положения мотогондол, фюзеляжа и пр. Распределение относительной циркуляции связано с воздушной нагрузкой зависимостью

$$q_{\text{в}}(z) = \frac{Y_{кр}}{L} \Gamma(z), \quad (2)$$

где $Y_{кр}$, L – подъемная сила и размах крыла.

В работе [13] предложено определять подъемную силу крыла с учетом параметров, характеризующих режимы профиля типового полета:

$$Y_{кр} = n_y \cdot G_c - A \cdot q - B \cdot n_y \cdot G_c - C \cdot G_c \cdot (n_y - 1), \quad (3)$$

где A , B , C – параметры, зависящие от геометрических и аэродинамических характеристик крыла и самолета.

Распределенную нагрузку по размаху от веса крыла обычно задают пропорционально хордам

$$q_{кр}(z) = \frac{n_y \cdot G_{кр}}{S_{кр}} b(z), \quad (4)$$

а нагрузку от веса топлива в крыльевых баках – пропорционально площадям поперечных сечений баков с учетом регламентированной для рассматриваемого самолета последовательности выработки топлива

$$q_T(z) = \frac{n_y \cdot G_T}{V_{\text{б}}} S_{\text{б}}(z), \quad (5)$$

где $G_{кр}$, $S_{кр}$ – вес и площадь крыла;

$V_{\text{б}}$, $S_{\text{б}}(z)$ – объем и площадь поперечного сечения топливных баков.

Суммарная распределенная нагрузка вдоль размаха крыла составит

$$q_{\Sigma}(z) = q_{\delta}(z) - q_T(z) - q_{кр}(z). \quad (6)$$

Далее по размаху консоли крыла строят эпюры поперечной силы, изгибающего и крутящего моментов, учитывая воздействие сосредоточенных грузов.

Определение поперечной силы вдоль размаха крыла

Распределение поперечной силы $Q(z)$ по размаху крыла получают путем численного интегрирования эпюры суммарной распределенной нагрузки

$$Q(z) = \int_0^z q_{\Sigma}(z) dz - \sum_i n_y \cdot G_{агрj}. \quad (7)$$

При выполнении интегрирования также учитывают сосредоточенные силы от грузов и агрегатов $G_{агрj}$, размещенных в крыле.

С учетом формул (2 – 6) зависимость (7) примет вид

$$Q(z) = \frac{Y_{кр}}{L} \int_0^z \Gamma(z) dz - \frac{n_y \cdot G_T}{V_{\delta}} \int_0^z S_{\delta}(z) dz - \frac{n_y \cdot G_{кр}}{S_{кр}} \int_0^z b(z) dz - \sum_i n_y \cdot G_{агрj}. \quad (8)$$

Представим выражение (8) в виде

$$Q(z) = Y_{кр} \cdot a_Q(z) - n_y \cdot G_T \cdot b_Q(z) - n_y \cdot c_Q(z); \quad (9)$$

$$a_Q(z) = \frac{1}{L} \int_0^z \Gamma(z) dz;$$

$$b_Q(z) = \frac{1}{V_{\delta}} \int_0^z S_{\delta}(z) dz;$$

$$c_Q(z) = \frac{G_{кр}}{S_{кр}} \int_0^z b(z) dz - \sum_i G_{агрj},$$

где $a_Q(z)$, $b_Q(z)$, $c_Q(z)$ – функции поперечной силы при действии единичной подъемной силы, единичного веса топлива и веса конструкции крыла с учетом сосредоточенных грузов.

Определение изгибающего момента по размаху крыла

Эпюру изгибающих моментов по сечениям крыла получают путем интегрирования эпюры поперечных сил

$$M_x(z) = \int_0^z Q(z) dz.$$

Аналогично (9) запишем

$$M_x(z) = Y_{кр} \cdot a_M(z) - n_y \cdot G_T \cdot b_M(z) - n_y \cdot c_M(z); \quad (10)$$

$$a_M(z) = \int_0^z a_Q(z) dz;$$

$$b_M(z) = \int_0^z b_Q(z) dz;$$

$$c_M(z) = \int_0^z c_Q(z) dz,$$

где $a_M(z)$, $b_M(z)$, $c_M(z)$ – функции изгибающих моментов от действия единичной подъемной силы, единичного веса топлива и веса конструкции крыла с учетом сосредоточенных грузов.

Определение крутящего момента вдоль размаха крыла

Для нахождения точек приложения равнодействующих поперечных сил в сечениях крыла необходимо получить эпюру приведенных моментов. Эпюру распределенных приведенных моментов от воздушной нагрузки, веса крыла и топлива строят относительно произвольно выбранной оси приведения

$$m_z(z) = q_\theta(z) \cdot x_\theta(z) - q_T(z) \cdot x_T(z) - q_{кр}(z) \cdot x_{кр}(z), \quad (11)$$

где $x_\theta(z)$, $x_T(z)$, $x_{кр}(z)$ – расстояния от оси приведения до точек приложения воздушной нагрузки, нагрузок от веса топлива и крыла по сечениям крыла.

В зависимости от режима типового полета расстояние от оси приведения до точки приложения воздушной нагрузки $x_\theta(z)$ является переменной величиной. Величина $x_\theta(z)$ равна сумме расстояния от оси приведения до передней кромки крыла $x_{НОС}(z)$ и расстояния от передней кромки крыла до центра давления в сечении $x_\delta(z)$:

$$x_\theta(z) = x_{НОС}(z) + x_\delta(z). \quad (12)$$

Величина $x_{НОС}(z)$ может быть найдена с учетом геометрических параметров конструкции крыла и выбранного положения оси приведения.

Положение центра давления в сечении зависит от профиля крыла, положения механизации и т.д. Относительную координату центра давления сечения $\bar{x}_\delta(z)$ можно найти по зависимости [14]:

$$\overline{x_{\partial}}(z) = -\frac{C_{m0} + \Delta C_{m3}}{C_y(z)} - C_m^{C_y}, \quad (13)$$

где $C_y(z)$ – коэффициент подъемной силы сечения, который может быть определен по величине относительной циркуляции (1):

$$C_y(z) = \frac{C_{y_{кр}} \cdot b_{сгх}}{b(z)} \Gamma(z); \quad (14)$$

C_{m0} – коэффициент момента относительно передней кромки сечения крыла;

$C_m^{C_y}$ – производная коэффициента момента по коэффициенту подъемной силы;

ΔC_{m3} – приращение коэффициента момента на участках крыла, где расположены закрылки и предкрылки.

С учетом (13) и $x_{\partial}(z) = \overline{x_{\partial}}(z) \cdot b(z)$ зависимость (12) примет вид

$$x_{\partial}(z) = x_{нос}(z) - b(z) \cdot \left[\frac{C_{m0} + \Delta C_{m3}}{C_y(z)} + C_m^{C_y} \right]. \quad (15)$$

На участках крыла, где закрылки и предкрылки отсутствуют, $\Delta C_{m3} = 0$.

Эпюру приведенных моментов получают путем интегрирования (11) с учетом сосредоточенных грузов, размещенных на крыле:

$$M_{пр}(z) = \int_0^z m_z(z) dz \pm \sum_i n_y \cdot G_{агр_i} \cdot x_{агр_i}, \quad (16)$$

где $x_{агр_i}$ – расстояние от оси приведения до центра тяжести i -го сосредоточенного груза или агрегата.

В результате подстановки (11 – 15) в (16) получим

$$M_{пр}(z) = \int_0^z q_{\partial}(z) \cdot x_{нос}(z) dz - \int_0^z q_{\partial}(z) \cdot b(z) \left[\frac{C_{m0} + \Delta C_{m3}}{C_y(z)} + C_m^{C_y} \right] dz - \\ - \int_0^z q_T(z) \cdot x_T(z) dz - \int_0^z q_{кр}(z) \cdot x_{кр}(z) dz \pm \sum_i n_y \cdot G_{агр_i} \cdot x_{агр_i}.$$

После преобразования с учетом (2 – 6) зависимость примет вид

$$M_{пр}(z) = Y_{кр} \cdot a_K(z) - n_y \cdot G_T \cdot b_K(z) - n_y \cdot c_K(z) - q \cdot d_K(z), \quad (17)$$

$$a_K(z) = \frac{1}{L} \cdot \left(\int_0^z \Gamma(z) \cdot x_{нос}(z) dz - C_m^{C_y} \int_0^z \Gamma(z) \cdot b(z) dz \right);$$

$$b_K(z) = \frac{1}{V_6} \int_0^z S_6(z) \cdot x_T(z) dz;$$

$$c_K(z) = \frac{G_{кр}}{S_{кр}} \int_0^z b(z) \cdot x_{кр}(z) dz + n_y \cdot \sum_i G_{aep_i} \cdot x_{aep_i};$$

$$d_K(z) = \int_0^z b^2(z) \cdot (C_{m0} + \Delta C_{m3}) dz.$$

где $a_K(z)$, $b_K(z)$, $c_K(z)$, $d_K(z)$ – функции приведенных моментов от действия единичной подъемной силы, единичного веса топлива, веса конструкции крыла с учетом сосредоточенных грузов и единичного скоростного напора.

Функция приведенного момента $d_K(z)$ учитывает влияние высоты и скорости полета самолета и зависит от углов отклонения механизации крыла.

Положение равнодействующей поперечной силы в сечениях крыла относительно оси приведения

$$h(z) = \frac{M_{пр}(z)}{Q(z)}.$$

Обозначим расстояние от оси приведения до оси жесткости крыла $x_{цж}(z)$. Плечо равнодействующей поперечной силы до оси жесткости

$$r(z) = h(z) - x_{цж}(z).$$

Искомый крутящий момент

$$M_{кр}(z) = Q(z) \cdot r(z).$$

Если ось приведения совпадает с осью жесткости крыла, то расстояние $x_{цж}(z) = 0$, следовательно, крутящий момент равен приведенному $M_{кр}(z) = M_{пр}(z)$.

Тогда

$$M_{кр}(z) = Y_{кр} \cdot a_K(z) - n_y \cdot G_T \cdot b_K(z) - n_y \cdot c_K(z) - q \cdot d_K(z). \quad (18)$$

Следует отметить, что функции интегральных силовых факторов от действия единичного веса топлива $b_Q(z)$, $b_M(z)$, $b_K(z)$ также учитывают программу расхода топлива.

Графики функций интегральных силовых факторов на примере стреловидного крыла среднемагистрального самолета

Полученные зависимости (9), (10) и (18) позволяют существенно упростить вычисление интегральных силовых факторов вдоль размаха крыла на различных режимах полета. Особенно это актуально для летательных аппаратов со сложными профилями типовых полетов,

когда для каждого режима необходимо выполнять множество расчетов нагрузок.

Для расчетов распределений поперечной силы, изгибающих и крутящих моментов в полете необходимо определить функции интегральных силовых факторов и знать величины текущего веса самолета, топлива, перегрузку, скоростной напор, параметры A , B , C .

На рис. 1 – 3 приведены графики функций интегральных силовых факторов на примере среднемагистрального самолета.

Скачки на эпюрах соответствуют месту размещения основной стойки шасси и излома оси жесткости крыла при переходе от стреловидной консольной части к прямому центроплану.

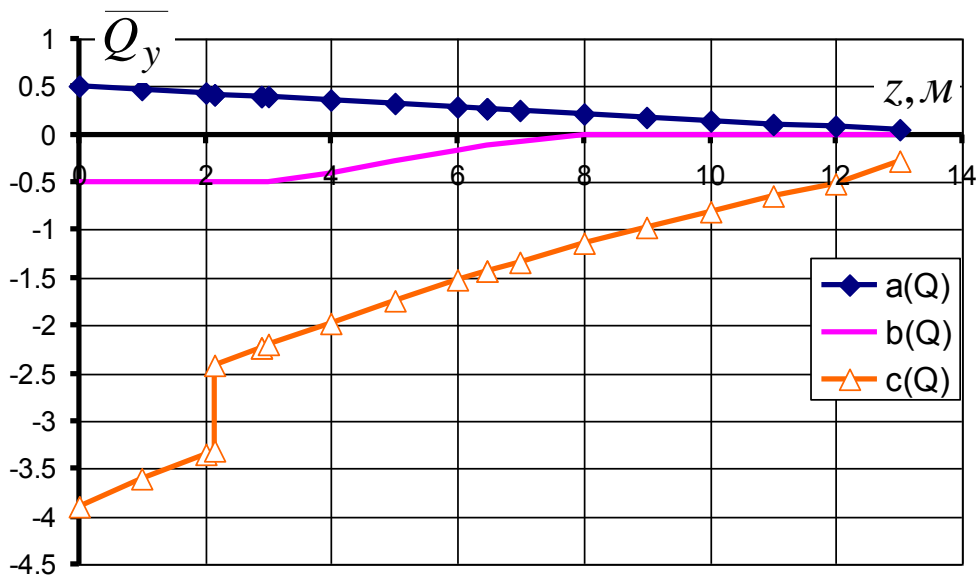


Рисунок 1 – Функции поперечной силы $a_Q(z)$, $b_Q(z)$, $c_Q(z)$

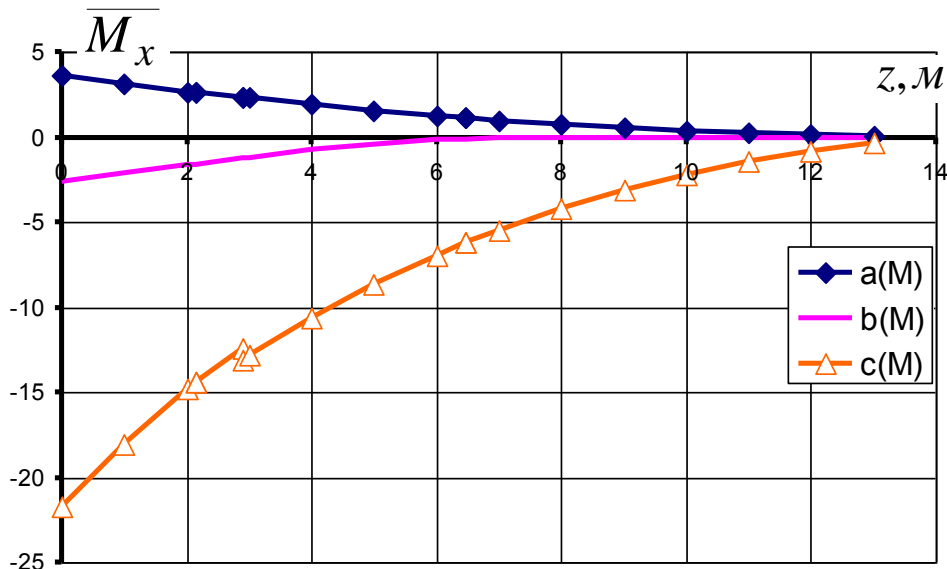


Рисунок 2 – Функции изгибающего момента $a_M(z)$, $b_M(z)$, $c_M(z)$

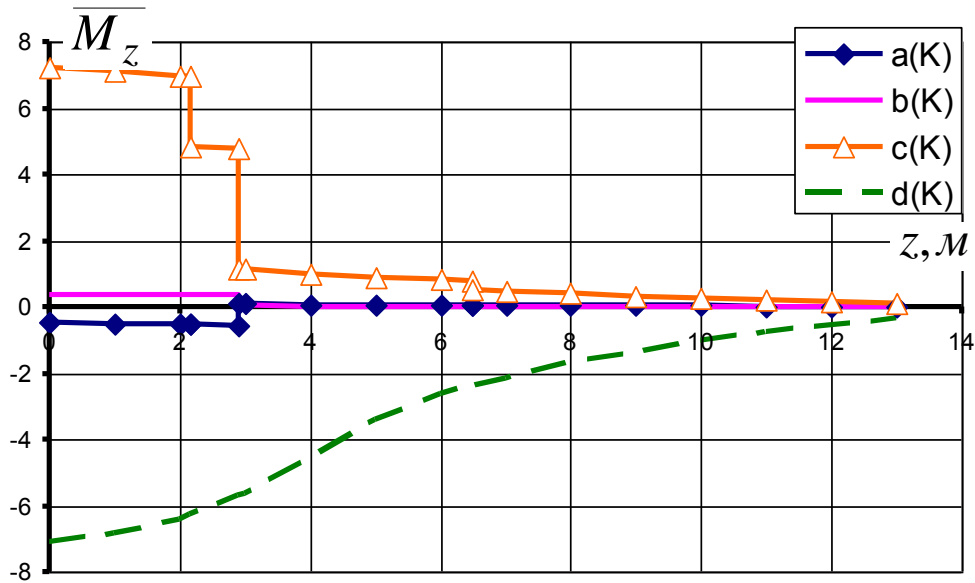


Рисунок 3 – Функции крутящего момента $a_K(z)$, $b_K(z)$, $c_K(z)$, $d_K(z)$ вдоль размаха крыла

Выводы

Сформирован метод расчета интегральных силовых факторов в виде поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов в зависимости от веса самолета и топлива, перегрузки и скоростного напора на режимах полета.

Предложенный метод расчета позволяет ускорить определение интегральных силовых факторов вдоль размаха крыла большого удлинения на различных режимах типовых полетов, по которым предполагается эксплуатация летательного аппарата.

Список использованных источников

1. Соппротивление усталости элементов конструкций [Текст] / А. З. Воробьев, Б. И. Олькин, В. Н. Стебнев, Т. С. Родченко. – М. : Машиностроение, 1990. – 240 с.
2. Кун, П. Инженерное решение вопросов усталостной прочности в самолетостроении [Текст] / П. Кун // Усталость самолетных конструкций : пер. с англ. / под ред. И.И. Эскина. – М. : Оборонгиз, 1961. – С. 284–308.
3. Тейлор, Дж. Нагрузки, действующие на самолет [Текст] / Дж. Тейлор. – М. : Машиностроение, 1971. – 372 с.
4. Справочная книга по расчету самолета на прочность [Текст] / М. Ф. Астахов, А. В. Караваев, С. Я. Макаров и Я. Я. Суздальцев. – М. : Оборонгиз, 1954. – 702 с.

5. Киселев, В. Ф. Методы расчетов на прочность лонжеронных и кессонных крыльев [Текст] / В. Ф. Киселев // Труды ЦАГИ. – 1959. – Вып. 738. – 202 с.

6. Стригунов, В. М. Расчет металлических фюзеляжей на прочность [Текст] / В. М. Стригунов // Труды ЦАГИ. – 1939. – Вып. 435. – 96 с.

7. Феофанов, А. Ф. Строительная механика тонкостенных конструкций [Текст] / А. Ф. Феофанов. – М. : Оборонгиз, 1958. – 330 с.

8. Уманский, А. А. Кручение и изгиб тонкостенных авиаконструкций [Текст] / А. А. Уманский. – М. : Оборонгиз, 1939. – 112 с.

9. Фомичев, П. А. Исследование общего напряженного состояния крыла с помощью метода конечных элементов и балочной расчетной схемы [Текст] / П. А. Фомичев, С. Ф. Мандзюк // Проблеми створення та забезпечення життєвого циклу авіаційної техніки : тези доп. Міжнар. наук.-техн. конф., Харків, 18–19 квіт. 2012 р. – Х., 2012. – С. 21.

10. Прочность самолета : методы нормирования расчетных условий прочности самолета [Текст] / под. ред. акад. А. И. Макаревского. – М. : Машиностроение, 1975. – 280 с.

11. Гудков, А. И. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов [Текст] / А. И. Гудков, П. С. Лешаков. – Изд. 2-е, перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1968. – 470 с.

12. Макаревский, А. И. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов [Текст] / А. И. Макаревский, В. М. Чижов. – М. : Машиностроение, 1982. – 238 с.

13. Фомичев, П. А. Уточнение изгибающих моментов по крылу самолета с учетом данных летных измерений [Текст] / П. А. Фомичев, С. Ф. Мандзюк, В. И. Клепцов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 4 (76). – Х., 2013. – С. 7–14.

14. Остославский, И. В. Аэродинамика самолета : учебник для авиац. вузов [Текст] / И. В. Остославский. – М. : Оборонгиз, 1957. – 560 с.

Поступила в редакцию 15.08.2016.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.Г. Гребеников,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*