

Уточнение расчета нагрузок на крыло согласно Авиационным Правилам для самолетов транспортной категории

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»

Проведен анализ нагружения крыла самолета согласно Авиационным Правилам АП-25 в различных системах координат, определены нагрузки в связанной системе координат крыла.

Ключевые слова: нагрузки, системы координат, крыло.

Одной из основных проблем при обеспечении прочности является определение нагрузок, действующих на самолет и его агрегаты. Согласно Авиационным Правилам (АП) перегрузки и нагрузки на самолет задаются в связанной системе координат самолета x_c, y_c, z_c (рис. 1). В Нормах летной годности гражданских самолетов и Нормах Прочности нагрузки задавались в скоростной (аэродинамической) системе координат x_a, y_a, z_a [1 ... 4]. Следует иметь в виду, что расчет на прочность и, следовательно, расчет нагрузок проводятся в связанной системе координат каждого агрегата в отдельности – фюзеляжа, крыла, оперения и т. д. Связанная система координат самолета совпадает только со связанной системой фюзеляжа. При этом аэродинамические нагрузки определяются в скоростной системе координат [1].

Рассматривается нагружение одного из основных агрегатов самолета – крыла. При расчете на прочность крыла ось x_k связанной системы крыла проходит вперед по хорде крыла, ось y_k – вверх перпендикулярно к ней в плоскости симметрии самолета, ось z_k – по размаху крыла. Часто применяется геометрическая и аэродинамическая крутка крыла. При геометрической крутке необходимо брать локальную связанную систему координат для каждого расчетного сечения.

АП требует или точного определения нагрузок, или консервативной оценки, в которой допускается возможность погрешности только в сторону завышения нагрузок [2]. В АП перегрузка n_y задается в связанной системе координат самолета (фюзеляжа). Нагрузки на крыло вычисляются в связанной системе координат крыла по перегрузке n_y , заданной в АП в связанной системе координат самолета с учетом аэродинамических нагрузок, которые рассчитываются в скоростной системе координат с учетом инерционных нагрузок. Согласно АП инерционные нагрузки должны уравновешивать аэродинамические нагрузки и тягу двигателей. Это соответствует принципу Даламбера, согласно которому тело находится в равновесии при действии внешних сил и инерционных нагрузок [3]. Для этого инерционные нагрузки должны быть равны по величине внешним силам и направлены в противоположную сторону в целом по самолету. Из этого следует, что инерционные нагрузки по крылу направлены в противоположную сторону полным аэродинамическим нагрузкам, то есть параллельны им. Тяга двигателей в расчетных случаях полагается постоянной. В скоростной системе координат равнодействующая аэродинамическая сила R имеет две составляющие: подъемную

силу Y и силу сопротивления Q . Эти силы дают проекции на оси x_K и y_K , и, следовательно, их необходимо учитывать при расчете крыла, как и угол установки крыла α_a .

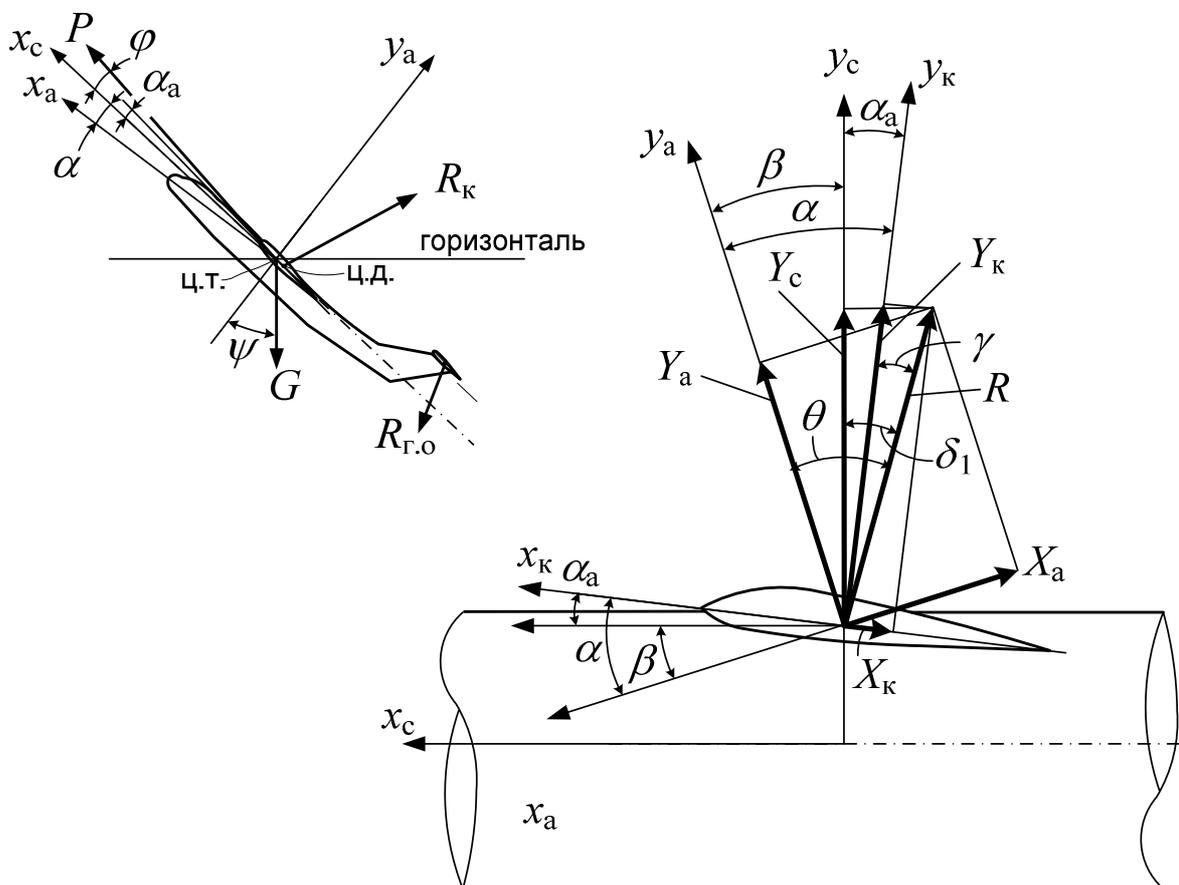


Рис. 1. Распределение аэродинамической нагрузки по осям

Из уравнения равновесия самолета на ось y_c при эксплуатационной перегрузке n^3 согласно АП следует, что:

$$Y_c = n^3 \cdot M \cdot g = C_{y.к.с} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S_K, \quad (1)$$

где n^3 – эксплуатационная перегрузка; M – масса самолета; g – ускорение свободного падения; V – скорость самолета; S_K – площадь крыла; ρ – плотность воздуха; $C_{y.к.с}$ – коэффициент подъемной силы крыла в связанной самолетной системе координат.

При этом необходимо помнить, что подъемная сила самолета Y_c без учета подъемной силы фюзеляжа (что идет в запас прочности)

$$Y_c = Y_k + Y_{Г.О}, \quad (2)$$

где Y_k – подъемная сила крыла; $Y_{Г.О}$ – подъемная сила горизонтального оперения (обе в связанной самолетной системе координат).

У транспортного самолета нормальной схемы с задним горизонтальным оперением подъемная сила горизонтального оперения направлена вниз, поэтому она увеличивает подъемную силу крыла:

$$Y_k = Y_c + Y_{Г.О}. \quad (3)$$

Из условия минимума массы конструкции самолета рекомендуется обеспечивать $Y_{Г.О} \approx 0,05 \cdot Y_c$. Тогда можно записать так:

$$Y_k = Y_c + 0,05 \cdot Y_c = 1,05 \cdot Y_c = \kappa_y Y_c, \quad (4)$$

где коэффициент κ_y берется по статистике равным 1,05 или по аэродинамическому расчету самолета.

На основании этого и выражения (1) можно записать более точно уравнение для подъемной силы крыла:

$$Y_k = \kappa_y \cdot Y_c = \kappa_y \cdot n^3 \cdot M \cdot g = \kappa_y \cdot C_{y.к.с} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S_k. \quad (5)$$

Отсюда

$$C_{y.к.с} = \frac{2 \cdot n^3 \cdot M \cdot g}{\rho \cdot V^2 \cdot S_k} \kappa_y. \quad (6)$$

При упрощенных расчетах можно с некоторой погрешностью считать, что подъемная сила крыла в связанной самолетной системе координат Y_c равна подъемной силе крыла в связанной системе координат крыла Y_a . Коэффициент подъемной силы крыла в связанной самолетной системе координат приближенно равен коэффициенту подъемной силы крыла в скоростной системе координат:

$$C_{y.к.с} \approx C_{y.к.а}. \quad (7)$$

В действительности при точном расчете необходимо по Y_c и $C_{y.к.с}$ найти угол атаки в первом приближении α_1 , по нему $C_{x.к.с,1} \approx C_{x.к.а,1}$ – коэффициент сопротивления крыла в первом приближении. Далее угол θ_1 между подъемной силой $Y_{a,1} = Y_c$ в первом приближении и равнодействующей аэродинамической нагрузки R_1 в первом приближении будет

$$\theta_1 = \arctg \frac{C_{x.к.с,1}}{C_{y.к.с,1}}. \quad (8)$$

По этим данным находится угол $\delta_1 = \theta_1 - \alpha_1 + \alpha_a$ (см. рис.1) между равнодействующей аэродинамической нагрузки R_1 и подъемной силой в первом приближении. По этому углу находится величина R_1 в первом приближении:

$$R_1 = \frac{Y_c}{\cos \delta_1} = \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_1 - \alpha_1 + \alpha_a)} k_y. \quad (9)$$

Далее по величинам R_1 и θ_1 находится $Y_{a,2}$ – подъемная сила крыла в скоростной системе координат во втором приближении:

$$Y_{a,2} = R_1 \cdot \cos(\theta_1 - \alpha_1) = \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_1 - \alpha_1 + \alpha_a)} \cos(\theta_1 - \alpha_1) k_y. \quad (10)$$

По величине $Y_{a,2}$ находится $C_{y.к.а,2}$:

$$C_{y.к.а,2} = \frac{2 \cdot Y_{a,2}}{\rho \cdot V^2 \cdot S_k} = \frac{2 \cdot n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_1 - \alpha_1 + \alpha_a) \rho \cdot V^2 \cdot S_k} \cos(\theta_1 - \alpha_1) k_y. \quad (11)$$

Как видно из сравнения выражений (6) и (11) величины коэффициента подъемной силы крыла C_y существенно отличаются. Проведенные расчеты показывают различие на 5...20%, которое необходимо учитывать.

Далее, как и выше, по величине $C_{y.к.а,2}$ находится угол атаки α_2 во втором приближении, коэффициент сопротивления крыла во втором приближении $C_{x.к.а,2}$, θ_2 , $\delta_2 = \theta_2 - \alpha_2 + \alpha_a$, где δ_2 – угол δ во втором приближении.

Как показывают проведенные расчеты, с учетом точности аэродинамических данных можно ограничиться вторым приближением.

Равнодействующая аэродинамической нагрузки во втором приближении согласно (9)

$$R_2 = \frac{Y_c}{\cos \delta_2} = \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_2 - \alpha_2 + \alpha_a)} \kappa_y. \quad (12)$$

Эту величину с учетом качества продувок в аэродинамических трубах можно считать точной, то есть в пределах точности данных аэродинамики [4].

Отсюда результирующие аэродинамические нагрузки на крыло в связанной системе крыла (см. рис. 1) равны:

$$\begin{aligned} F_{yк} &= R_2 \cos \gamma = \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_2 - \alpha_2 + \alpha_a)} \kappa_y \cdot \cos(\theta_2 - \alpha_2); \\ F_{xк} &= R_2 \sin \gamma = \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_2 - \alpha_2 + \alpha_a)} \kappa_y \cdot \sin(\theta_2 - \alpha_2), \end{aligned} \quad (13)$$

где $F_{yк}$ – аэродинамическая нагрузка в связанной системе координат крыла по оси $y_к$; $F_{xк}$ – аэродинамическая нагрузка в связанной системе координат крыла по оси $x_к$; γ – угол между равнодействующей аэродинамической нагрузки и подъемной силой в связанной системе координат крыла.

При угле установки крыла, равном нулю ($\alpha_a = 0$), выражение (13) существенно упрощается. В этом случае нагрузки на крыло в связанной системе крыла равны нагрузкам в связанной системе координат самолета:

$$\begin{aligned} F_{yк} &= \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_2 - \alpha_2)} \kappa_y \cdot \cos(\theta_2 - \alpha_2) = n^3 \cdot M \cdot g \cdot \kappa_y; \\ F_{xк} &= \frac{n^3 \cdot M \cdot g}{\cos(\theta_2 - \alpha_2)} \kappa_y \cdot \sin(\theta_2 - \alpha_2) = n^3 \cdot M \cdot g \cdot \kappa_y \cdot \operatorname{tg}(\theta_2 - \alpha_2). \end{aligned} \quad (14)$$

Более удобная для вычислений форма выражения (13) с использованием коэффициентов K_Γ и K_B такова:

$$\begin{aligned}
 F_y &= n^3 \cdot M \cdot g \cdot \kappa_y \cdot \kappa_B; \\
 F_x &= n^3 \cdot M \cdot g \cdot \kappa_y \cdot \kappa_\Gamma,
 \end{aligned}
 \tag{15}$$

где

$$\begin{aligned}
 \kappa_B &= \frac{\cos(\theta_2 - \alpha_2)}{\cos(\theta_2 - \alpha_2 + \alpha_a)}, \\
 \kappa_\Gamma &= \frac{\sin(\theta_2 - \alpha_2)}{\cos(\theta_2 - \alpha_2 + \alpha_a)}.
 \end{aligned}
 \tag{16}$$

С учетом проведенного анализа расчетная распределенная аэродинамическая нагрузка в связанной системе крыла в каждом сечении крыла аналогично результирующей нагрузке будет

$$q_{yк}(z) = \frac{M \cdot n^3 \cdot f \cdot g \cdot \kappa_y \cdot \kappa_B}{L_к} \Gamma(z),
 \tag{17}$$

где f – коэффициент безопасности; $\Gamma(z)$ – относительная циркуляция аэродинамической нагрузки; $L_к$ – размах крыла.

По этой распределенной аэродинамической нагрузке вычисляются поперечная сила $Q_{yк}$ по оси $y_к$ и изгибающий момент $M_{из.х}$ относительно оси $x_к$. Поперечная сила от аэродинамической нагрузки в связанной системе крыла может быть найдена по $Q_{yк}$ (см. рис. 1):

$$Q_{хк} = Q_{yк} \cdot \operatorname{tg} \gamma = Q_{yк} \cdot \operatorname{tg}(\theta_2 - \alpha_2).
 \tag{18}$$

Изгибающий момент относительно вертикальной оси в связанной системе координат крыла

$$M_{из.у.к} = M_{из.х.к} \cdot \operatorname{tg} \gamma = M_{из.х.к} \cdot \operatorname{tg}(\theta_2 - \alpha_2).
 \tag{19}$$

Таким образом, найдены основные силовые факторы, действующие в крыле вследствие аэродинамической нагрузки в связанной системе крыла.

Проведенные расчеты показали, что учет указанных факторов для различных расчетных случаев дает поправку 5 ... 12% в сторону увеличения нагрузок за счет уточнения направления результирующей аэродинамической силы.

Список литературы

1. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25). – М. : МАК, 1994. – 322 с.
2. Одинокоев, Ю. Г. Расчет самолета на прочность [Текст] / Ю. Г. Одинокоев. – М. : Машиностроение, 1973. – 392 с.
3. Зайцев, В. Н. Конструкция и прочность самолетов [Текст] / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – К. : Вища шк., 1978. – 486 с.
4. Кан, С. Н. Расчет самолета на прочность [Текст] / С. Н. Кан, И. А. Свердлов. – М. : Машиностроение. 1966. – 519 с.

Поступила в редакцию 23.03.2016

Розрахунок навантажень на крило відповідно до Авіаційних Правил

Проведено аналіз навантаження літака відповідно до Авіаційних Правил у різних системах координат і визначено навантаження у зв'язаній системі координат крила.

Ключові слова: навантаження, системи координат, крило.

The load calculation on the wing according to Aviation Regulation

Spend airplane load analysis according to Aviation Regulation in various frame reference and defined loads in the wing body frame refence.

Key words: loads, frame reference, wing.