

А. М. ГАРАЕВ

**АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЁТА
НА ПРОЧНОСТЬ КРЫЛА САМОЛЁТА
И ПОВЕРОЧНОГО РАСЧЁТА
В ПРОГРАММЕ NX**

*КАЗАНСКИЙ НАЦИОНАЛЬНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМ. А. Н. ТУПОЛЕВА
Г. КАЗАНЬ*

Аннотация: В статье представлен расчёт крылана прочность. Определены минимальные размеры компонентов крыла выбранной схемы, а также проведена сверка полученных результатов путём поверочного расчёта в программе NX.

Ключевые слова: крыло, прочность системы, программный комплекс NX.

ВВЕДЕНИЕ

Решение задачи расчёта крыла на прочность предусматривает следующие исходные данные. На крыло в полёте действуют аэродинамические силы. Величина и распределение нагрузки определяются по результатам продувок в аэродинамической трубе. С точки зрения строительной механики крыло представляет собой балку с заделкой в плоскости, перпендикулярной хорде, с учётом действия силы от руля направления. Эпюра крутящих моментов строится относительно оси жёсткости. Во всех случаях нагружения, распределение нагрузок по размаху принимается пропорциональным хордам, а нагрузки, параллельные хордам, из-за малой их величины не учитываются.

НАГРУЗКИ ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КРЫЛО

На крыло действует распределение аэродинамические силы и распределенные массовые силы от массы конструкции крыла и сосредоточенные массовые силы от различных грузов. Исходной величиной для определения всех сил действующих на крыло является расчётная перегрузка. Определяем для нашего расчётного случая выход из планирования по нормам лётной годности. $n_{\text{умax}}^3 = 6$.

Значение аэродинамической силы определяется следующим образом:

$$Y^P = n_{\text{умax}}^3 \cdot m \cdot g \cdot f = 6 \cdot 385 \cdot 9,8 \cdot 2 = 45322,2 \text{ Н}$$

При этом массовые силы будут составлять:

$$P^m = n_{\text{умax}}^3 \cdot m_{\text{кр}} \cdot g \cdot f = 6 \cdot 35 \cdot 9,8 \cdot 2 = 4120 \text{ Н}$$

$$P_{\text{зр}}^m = n_{\text{умax}}^3 \cdot m_{\text{зр}} \cdot g \cdot f = 6 \cdot 40 \cdot 9,81 \cdot 2 = 4708 \text{ Н}$$

Аэродинамическую силу и массовую силу от веса крыла необходимо распределить по размаху крыла. Элементарная подъёмная сила в сечениях крыла

будет пропорциональна циркуляции крыла. Распределение следует проводить пропорционально циркуляции крыла (формула 6).

$$q_{yi}^a = \frac{Y^P * \Gamma}{l}; q_{yi}^m = \frac{P^m * \Gamma}{l} \quad (6)$$

Далее воспользуемся упрощённым способом распределения по размаху крыла сил, это распределение пропорционально хорде (формулы 7, 8 и 9).

$$q_{yi}^a = \frac{Y^P \cdot b_i}{S}; q_{yi}^m = \frac{P^m \cdot b_i}{S} \quad (7)$$

$$m_{zi} = q_{mi} \cdot (x_t + x_z) - q_{ai} \cdot (x_d - x_z) \quad (8)$$

$$M_{zm} = P_m \cdot (X_{Tm} + X_z) \quad (9)$$

Крыло представляет собой двухлонжеронную конструкцию (Рисунок 6), которая состоит из переднего лонжерона, заднего лонжерона, нервюры и обшивки. Нервюры стенками лонжеронов делятся на три части. Концевые нервюры сплошные, к ним крепятся законцовки крыла. На носках консолей крыла установлен резиновый протектор противообледенительной системы. Крыло крепится к фюзеляжу, крепление осуществляется при помощи болтового соединения.

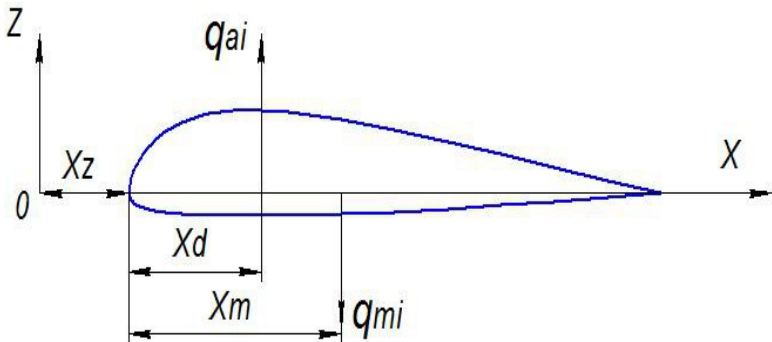


Рисунок 6 - Схема действия сил на крыло

Крыло представляет собой консольную балку. Основными конструктивно-силовыми элементами являются лонжероны, количество лонжеронов — два.

В целях упрощения технологии и для экономии средств сечение поясов лонжеронов по размаху оставляем постоянным. Пояса лонжеронов воспринимают изгибающий момент, а стенки перерезывающую силу. Нервюры работают на изгиб в своей плоскости. Обшивка воспринимает крутящий момент.

Расчёт проведён с помощью программы. Ниже приведены эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил. Крыло, прикрепленный к фюзеляжу, представляют консольные балки. Крыло, установленный на фюзеляже, как единое целое, представляет собой двухопорную балку с консолями.

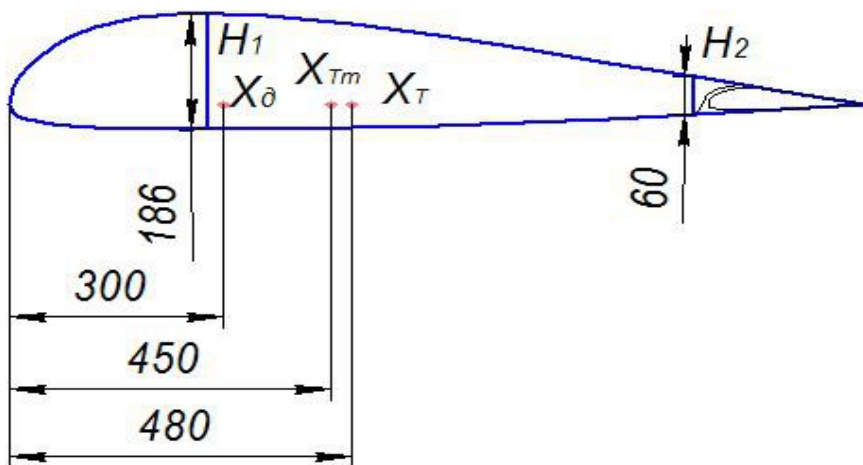


Рисунок 7 - места действия силы

Расчётная схема консольной части крыла представляет собой балку на двух опорах (рисунок 7), нагруженную распределенной аэродинамической силой, действующей в плоскости, перпендикулярной хордам, и реакциями от баков с топливом, приложенными в узлах его навески. В проектировочном расчёте делаем допущение, что перерезывающая сила воспринимается стенками лонжеронов, распределяясь между ними пропорционально квадратам их высот, а крутящий момент воспринимается замкнутым контуром, образованным обшивкой и стенкой заднего лонжерона.

Далее необходимо построить эпюры изгибающих (рисунок 8).

Крыло считается как опорная балка с двумя опорами в узлах стыковки с фюзеляжем и реакциями от баков с топливом приложенными в нервюрах. Необходимо определить опорные реакции и величины перерезывающей силы в сечении, интегрируя эпюру с распределенной нагрузкой и сосредоточенными силами по формуле (10).

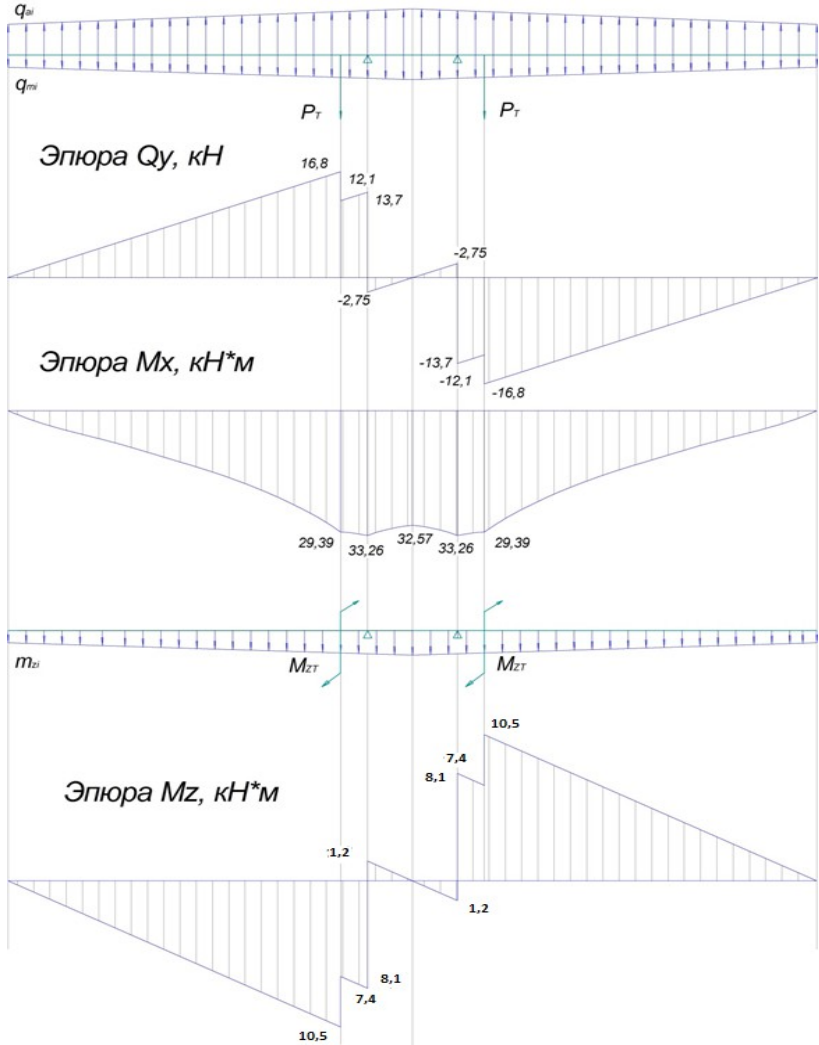


Рисунок 8 — Эпюра нагрузок

$$Q_y = \int_0^l q_a(x) dx - \int_0^l q_m(x) dx + \sum_i^n P_T \quad (10)$$

Далее возможно перейти к расчёту изгибающего момента M_x в сечениях крыла. Значения изгибающего момента t определяются интегрированием эпюру перерезывающих сил (формула 11).

$$M_x = \int_0^l Q_y(x) dx \quad (11)$$

Далее определяем крутящий момент в сечениях крыла, интегрируя погонный момент m_z (формула 12).

$$M_z = \int_0^l m_z(x) dx + \sum_i^n M_{zT} \quad (12)$$

Для того, чтобы построить эпюру момента кручения, необходимо знать положение центра жёсткости. При принятом законе распределения перерезывающая сила лонжерона определяется следующими выражениями (формула 13):

$$Q_1 = \frac{Q * H_1^2}{H_1^2 + H_2^2}; Q_2 = \frac{Q * H_2^2}{H_1^2 + H_2^2}, \quad (13)$$

где Q_1 и Q_2 — перерезывающая сила переднего и заднего лонжеронов; Q — перерезывающая сила в сечении; H_1 и H_2 — строительные высоты переднего и заднего лонжеронов.

Проводим вычисления и определяем значения сил.

$$Q = 16800 \text{ Н}; H_1 = 186.5 \text{ мм}; H_2 = 60 \text{ мм};$$

$$Q_1 = \frac{Q * H_1^2}{H_1^2 + H_2^2} = \frac{16800 * 186.5^2}{186.5^2 + 60^2} = 15,2 \text{ кН};$$

$$Q_2 = \frac{Q * H_2^2}{H_1^2 + H_2^2} = \frac{16800 * 60^2}{186.5^2 + 60^2} = 1,5 \text{ кН};$$

Тогда положение центра жёсткости определяется следующим образом (формула 14):

$$X_{цж} = \frac{H_1^2 * x_1 + H_2^2 * x_2}{H_1^2 + H_2^2} \quad (14)$$

где X_1 и X_2 — положения переднего и заднего лонжеронов.

$$x_1 = 300 \text{ мм}; x_2 = 480 \text{ мм};$$

$$X_{цж} = \frac{186.5^2 * 300 + 60^2 * 480}{186.5^2 + 60^2} = 342.45 \text{ мм};$$

Погонный крутящий момент подсчитывается по формуле (15):

$$m_{zi} = q_{mi} * (x_t + x_z) - q_{ai} * (x_d - x_z) \quad (15)$$

где X_i — расстояние между осью вращения и центром жёсткости.

Площадь поясов лонжеронов определяется по величине их изгибающих моментов. В проектировочном расчёте изгибающий момент распределяем между лонжеронами, как и перерезывающую силу пропорционально квадратам их высот (формула 16). Сразу проведём расчёты:

$$M_{x1} = M_x * \frac{H_1^2}{H_1^2 + H_2^2}; M_2 = M_x * \frac{H_2^2}{H_1^2 + H_2^2}; \quad (16)$$

$$M_x = 33,2 \text{ кН} * \text{м}; H_1 = 186,5 \text{ мм}; H_2 = 60 \text{ мм};$$

$$M_{x1} = 1383,4 * \frac{186,5^2}{186,5^2 + 60^2} = 30,1 \text{ кН} * \text{м};$$

$$M_{x2} = 1383,4 * \frac{60^2}{186,5^2 + 60^2} = 3,1 \text{ кН} * \text{м}.$$

Площадь сечения поясов лонжеронов и толщину стенки переднего лонжерона находим следующим выражением (формула 17):

$$F_n = \frac{M}{H_p * \sigma_{разр}} = \frac{S}{\sigma_{разр}}, \quad (17)$$

где M —изгибающий момент; S —усилие; H_p - расстояние между центрами тяжести сечений поясов; $\sigma_{разр}$ —разрушающее напряжение.

H_p можно определить по следующему выражению (формула 18), соответственно сразу приведём расчёт.

$$H_p = k * H, \quad (18)$$

где k —коэффициент использования строительной высоты лонжерона, $k = 0,8...0,9$.

$$H_{p1} = 0,9 * 186,5 = 167,9 \text{ мм}; \quad H_{p2} = 0,9 * 60 = 54 \text{ мм};$$

Так как нагрузка на крыло может быть направлена и снизу вверх, и сверху вниз, то площадь сечения поясов следует определять по деформации сжатия. В этом случае за разрушающее напряжение следует взять критическое напряжение.

$$\sigma_{разр} = 450 \text{ МПа};$$

Тогда:

$$F_{1н} = \frac{30,1 \text{ кН} \cdot \text{м}}{167,9 \cdot 450} = 399 \text{ мм}^2; \text{ принимаем } F_{1н} = 400 \text{ мм}^2$$

$$F_{2н} = \frac{3,1 \text{ кН} \cdot \text{м}}{54 \cdot 450} = 128 \text{ мм}^2; \quad F_{2н} = 130 \text{ мм}^2$$

Толщина стенки первого лонжерона определяется будет определяться следующим образом (формула 19):

$$\delta_{см1} = \frac{Q_1}{H_1 * \tau_{разр}} = \frac{q_{см1}}{\tau_{разр}}; \quad (19)$$

где Q_1 —перерезывающая сила на первом лонжероне; H_1 —высота первого лонжерона;

$\tau_{разр}$ —разрушающее касательное напряжение.

$$\tau_{\text{разр}} = 40 \text{ МПа}; Q_1 = 15,2 \text{ кН}; H_1 = 186,5 \text{ мм};$$
$$\delta_{\text{ст1}} = \frac{15,2}{186,5 * 40} = 2,7 \text{ мм}; \text{принимаем } \delta_{\text{ст1}} = 3 \text{ мм};$$

В проектировочном расчёте считаем, что крутящий момент воспринимается обшивкой и стенкой. Тогда погонное сдвигающее усилие от кручения будет равно (формула 20):

$$\delta_{\text{обш}} = \frac{M_{\text{кр}}}{2 * \omega * \tau_{\text{разр}}}, \quad (20)$$

где $M_{\text{кр}}$ — крутящий момент;

ω — площадь, ограниченная контуром обшивки.

$$M_{\text{кр}} = 10,5 \text{ кН} * \text{м}, \omega = 281160 \text{ мм}^2;$$
$$\delta_{\text{обш}} = \frac{10500}{2 * 42329 * 27} = 0,8 \text{ мм}; \text{принимаем } \delta_{\text{обш}} = 2 \text{ мм};$$

Толщину задней стенки определяем по алгебраической сумме (с учётом знаков) сдвигающих усилий от перерезывающей силы и кручения. Расчёты приводятся ниже.

$$q_2 = \frac{Q_2}{H_2} + \frac{M_{\text{кр}}}{2 * \omega}; Q_2 = 1,5 \text{ кН}; H_2 = 60 \text{ мм};$$
$$q_2 = \frac{1500}{60} + \frac{10500}{2 * 92404} = 47 \frac{\text{Н}}{\text{мм}};$$
$$\delta_{\text{ст2}} = \frac{q_2}{\tau_{\text{разр}}} = \frac{47}{27} = 1,75 \text{ мм}; \text{принимаем } \delta_{\text{ст2}} = 2 \text{ мм};$$

Далее произведём расчёты в программе NX. Результаты моделирования приведены на рисунках 9-10.

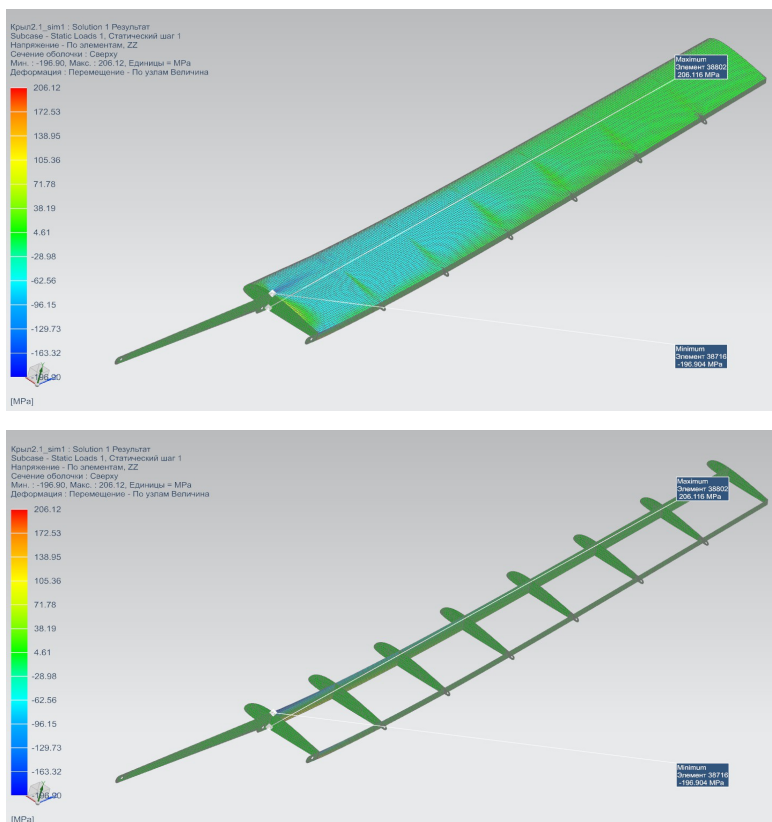


Рисунок 9 - Результаты моделирования нормальных напряжений

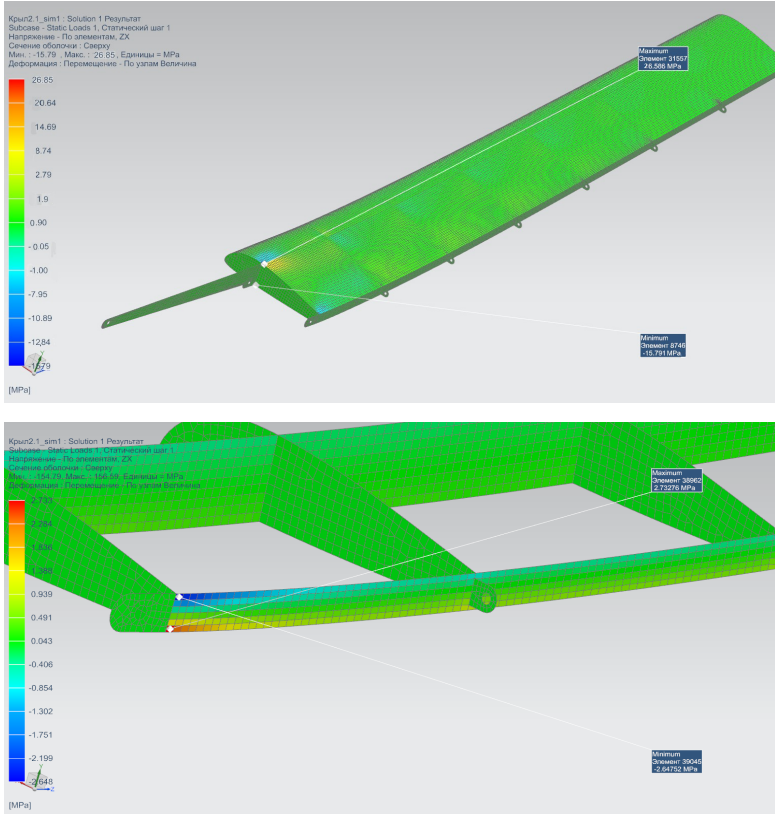


Рисунок 10 - Результаты моделирования нормальных напряжений

В ходе проделанного расчёта на прочность приходим к следующим выводам. Нормальное напряжение, $\sigma_{max}=206,12$ МПа (рисунок 9). Касательное напряжение, $\tau_{max}=156,59$ МПа (рисунок 10). Максимальное нормальное напряжение возникло на стыке лонжерона с узлом стыковки (рисунок 9), в данной точке сечение задано в виде тавра и изготовлено из стали 30ХГСА, $[\sigma]=360$ Мпа. Произведём расчёты.

$$\eta = \frac{[\sigma] - \sigma_{max}}{[\sigma]} = \frac{450 - 206,12}{450} * 100\% = 63\%$$

Максимальное касательное напряжение возникло на обшивке возле стыка лонжерона со стыковым узлом (рисунок 10), в данной точке обшивка толщиной $b_1=1$ мм изготовлена из Д16АТ, $[\tau]=260$ Мпа. Произведём расчёты.

$$\eta = \frac{[\sigma] - \sigma_{max}}{[\sigma]} = \frac{40 - 26,59}{40} * 100 \% = 39 \%$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Деформация крыла особо не повлияет на работу конструкции т. к. возникшие напряжения и деформации находятся в пределах нормы прочности, и это влияние численно будет мало, чем можно будет пренебречь.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гиммельфарб А.Д. Основы конструирования в самолётостроении. М.: Машиностроение, 1980.
2. Гребешков О.А., Гоголин В.П., Осокин А.И. и др. Конструкция самолётов. Казань: издательство КГТУ, 1999.