

УДК 539.3:534.1

Выбор оптимальной по весу формы поперечного сечения отсека фюзеляжа

Дудченко А.А., Канчая Рохас Р.А.

Аннотация

Излагается методика выбора оптимальной формы поперечного сечения отсека фюзеляжа, выполненного из композиционного материала, обеспечивающая минимум массы оболочки. Определяется полезный объем отсека в зависимости от коммерческой нагрузки, рассматриваются варианты поперечных сечений и, в зависимости от их восприятия внешних нагрузок, анализируется НДС конструкции из композиционных материалов, для нахождения максимальной зоны нагружения. Определяется необходимая толщина оболочки, используя условия равнопрочности.

Ключевые слова: форма поперечного сечения; отсек фюзеляжа; весовая эффективность; композиционный материал; определение структуры; толщина оболочки; плотность компоновки.

Введение

Весовая эффективность конструкции фюзеляжа находится в значительной зависимости от степени использования объемов, что влияет и на размеры фюзеляжа, следовательно, и на вес пассажирского самолета.

Фюзеляж круглой формы не может удовлетворить требований увеличения грузовой и пассажирской вместимости современных самолетов, так как неэффективно используется площадь с боков и снизу, что ведет к увеличению миделя и поверхности фюзеляжа.

Поэтому в данной работе рассматриваются конструкции фюзеляжа других форм поперечного сечения одинакового уровня комфорта (полезного объема), которые могут оказаться легче за счет большей плотности компоновки и меньших размеров.

При отличии сечения от формы правильного круга толщина оболочки фюзеляжа будет увеличиваться, так как панели этих форм подвергаются изгибу от избыточного давления.

Задача заключается в нахождении оптимальных параметров структуры оболочки при различной форме поперечного сечения. Основными условиями выбора формы фюзеляжа являются: объемная эффективность, нахождение потребного сечения с наименьшим периметром, влияние внутреннего давления в гермокабине и т.д.

Полезный объем конструкции отсека фюзеляжа

При определении оптимальных конструкций принято, что оптимизация проводится при наложении ряда ограничений, при этом в качестве критерия учитывается минимум массы конструкции.

Размеры фюзеляжа пассажирского самолета определяются заданным числом пассажиров при стандартном размещении кресел и потребным объемом грузовых помещений. Условия, связанные с первым требованием, включают: ширину кресел и шаг их установки, ширину и высоту проходов, при заданной степени комфорта.

На размер самолета, его весовое и экономическое совершенство оказывает влияние не только плотность компоновки, но и объемная эффективность, представляющая собой отношение полезного объема к площади омываемой поверхности.

Чтобы найти минимальный требуемый объем фюзеляжа с $d_{\phi} \leq 5m$, нужно определить коммерческую нагрузку $m_{ком}$ по предлагаемой формуле:

$$m_{ком} = n_{нас} \gamma (m_{баг} + m_{нас}), \quad (1)$$

где $n_{нас}$ — число пассажиров; $m_{баг}$ — масса багажа пассажира; $m_{нас}$ — средняя масса пассажира; γ — плотность багажных помещений.

Требуемый объем фюзеляжа [1]:

$$V_{\phi} = \frac{n_{нас} a_f}{52} \left(\frac{\gamma (m_{баг} + m_{нас}) (\vartheta_n + 1) - 125 n_{кре}}{\vartheta_n} \right), \quad (2)$$

где a_f — коэффициент формы сечения (рис.1); ϑ_n — коэффициент плотности груза; $n_{кре}$ — число кресел в сечении.

Форма сечения				
	Круглое	Овальное Высота > Ширина	Овальное Ширина > Высота	Прямоугольное
Коэффициент формы	1	1,1	1,1	1,15

Рис. 1 Коэффициент формы сечения

При максимальной коммерческой нагрузке $\gamma = 1$, $\vartheta_n = 225$, $m_{\text{баг}} = 25$, $n_{\text{кре}} = 4$, и $m_{\text{нас}} = 85$, тогда:

$$V_{\phi} = 2,08n_{\text{нас}}a_f. \quad (3)$$

Коэффициенты использования объема и плотности компоновки определяются уравнениями:

$$k_{\text{исп}} = \frac{V_{\text{пс}} + V_{\text{баг}} + V_{\text{вп}}}{V_{\phi}}, \quad (4)$$

$$k_{\text{пл}} = \frac{V_{\text{баг}} + V_{\text{вп}}}{n_{\text{нас}}}, \quad (5)$$

где $V_{\text{пс}}$ – объем пассажирского салона; $V_{\text{баг}}$ – объем багажных помещений; $V_{\text{вп}}$ – объем вспомогательных помещений.

Внешние формы фюзеляжа определяются назначением самолета, его схемой, скоростью полета, количеством пассажиров, габаритами перевозимых грузов и т. д.

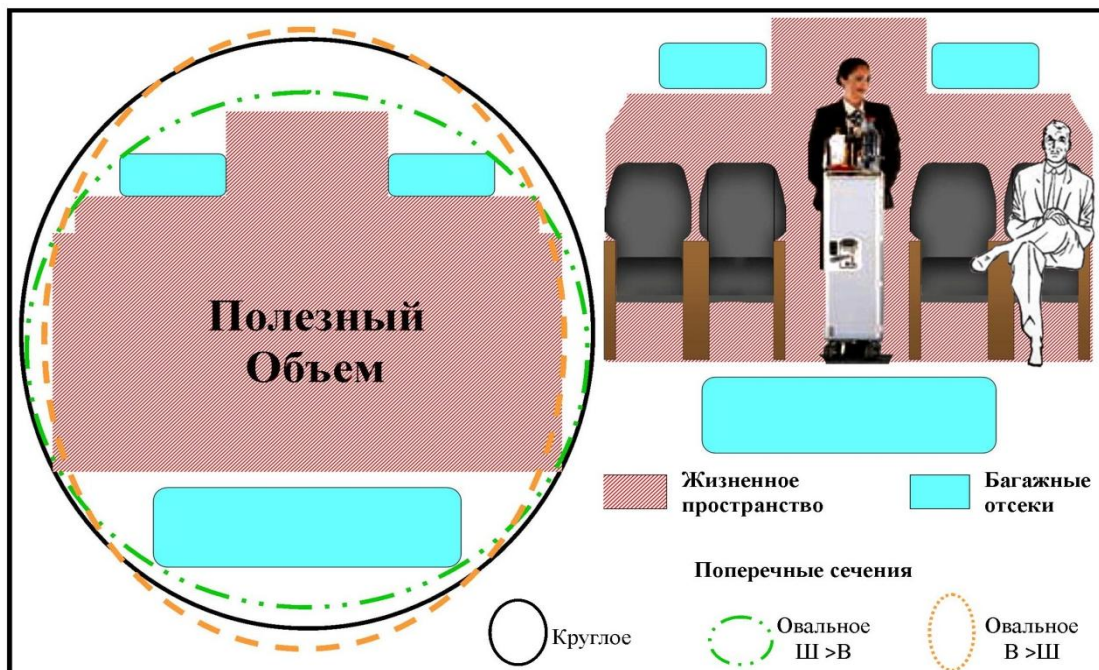


Рис. 2 Минимальный полезный объем

В аэродинамическом отношении лучшим является фюзеляж, имеющий наименьшую поверхность. В этом случае круглое сечение может оказаться не оптимальным вариантом с точки зрения аэродинамики, так как овальное сечение одинакового полезного объема обеспечит минимальную при заданных габаритах площадь поверхности (рис.2).

По компоновочным и эксплуатационным требованиям также могут оказаться более целесообразными другие формы сечения, чем круглое. Региональные и средние самолеты имеют большую целевую нагрузку и овальное поперечное сечение, у которого высота больше, чем ширина. При этом нижняя часть сечения используется для размещения багажных отсеков для контейнеров, а верхняя часть - для ручного багажа над креслами. Административные и легкие самолеты имеют меньшую целевую нагрузку и также овальное сечение, но ширина его больше, чем высота, поэтому багажные отсеки находятся только над креслами без специального багажного отсека. Но овалный фюзеляж неудобен в производстве и его панели подвергаются изгибу при наличии избыточного давления в герметическом отсеке, поэтому может оказаться оптимальным сечение, образованное двумя пересекающимися окружностями.

Анализ напряженно-деформированного состояния

Считаем оболочку безмоментной. Для решения задачи по определению напряженного состояния в оболочке с учетом деформации сечения представим продольные погонные усилия оболочки N_α в виде ряда произведений функций $X_i(\alpha)$ и $\varphi_i(\beta)$:

$$N_\alpha = N_x + X_4 \bar{\varphi}_4 + X_5 \bar{\varphi}_5 \quad (6)$$

где $N_x = (X_1 + X_2 y + X_3 z) \cdot h$ - балочные составляющие упругих усилий;

h — суммарная толщина обшивки оболочки, выделенная в виде множителя для получения геометрических параметров сечения;

функции деформации $\bar{\varphi}_4$ и $\bar{\varphi}_5$, учитывающие кручение и изгиб, имеют вид:

$$\bar{\varphi}_4 = zy, \quad \bar{\varphi}_5 = z^2 y; \quad (7)$$

X_4 и X_5 — искомые функции деформации сечения при кручении и изгибе;

X_1 , X_2 и X_3 — определяются из решения задачи по балочной теории и соответствуют усилиям от нормальной силы P_x и действий двух изгибающих моментов M_y и M_z .

Проведем ортогонализацию функций φ_4 и φ_5 между собой и с выражением N_z для того, чтобы эти функции были самоуравновешенными в сечении оболочки и только влияли на перераспределение усилий с учетом стеснения деформации контура в районе заделки. Новые функции можно записать в виде

$$\varphi_4 = zy + C_1 \cdot k \cdot \frac{M_z}{J_{oz}} \cdot y, \quad \varphi_5 = z^2 y + C_2 \cdot k \cdot \frac{M_z}{J_{oz}} \cdot y + C_3 \cdot (zy + C_1 \cdot k \cdot \frac{M_z}{J_{oz}} \cdot y) \quad (8)$$

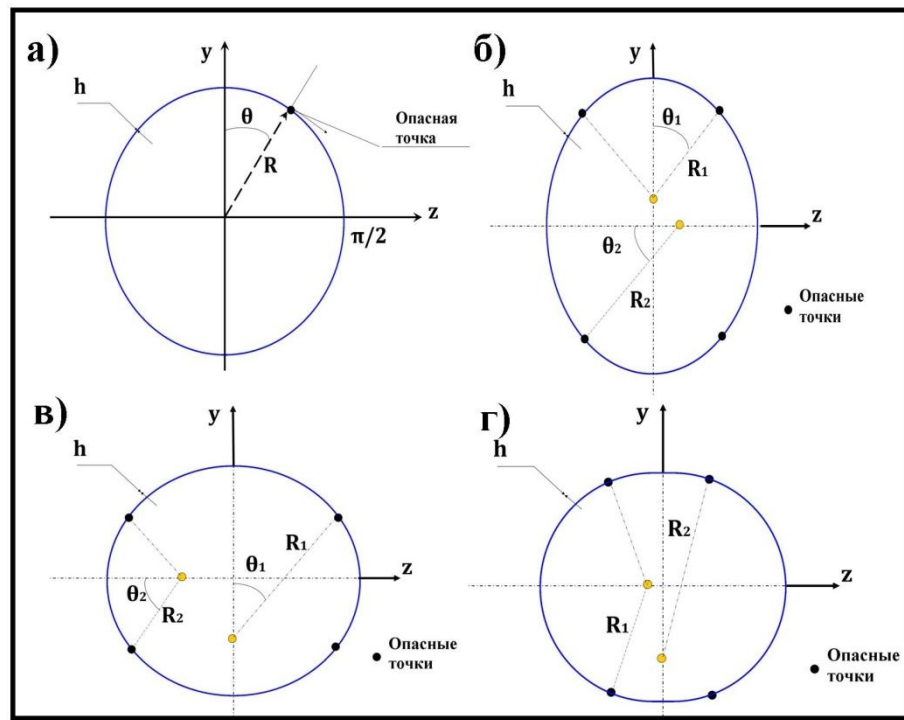


Рис. 3 Координаты круглого и овальных поперечных сечений отсека фюзеляжа

Неизвестные функции X_4 и X_5 находим с использованием вариационного принципа наименьшей работы. В этом случае потенциальная энергия запишется в форме:

$$U = \frac{1}{2} \iint [C_{11} N_\alpha^2 + C_{33} N_{\alpha\beta}^2] \partial\alpha\partial\beta \quad (9)$$

где C_{ij} - средние характеристики многослойного пакета [2]; $C_{11} = \frac{1}{h \cdot E_\alpha}$; $C_{33} = \frac{1}{h \cdot G_{\alpha\beta}}$

При расчете сечений фюзеляжа, расположенных в пределах герметических отсеков, должно быть учтено нагружение оболочки и шпангоутов этих отсеков внутренним давлением. Учет работы шпангоута от внутреннего давления можно представить как добавку к работе обшивки в виде $\frac{E_{ш} F_{ш}}{E_\beta h L_{ш}}$. Произведя необходимые выкладки и принимая, что

деформации ε_β одинаковые в оболочке и шпангоуте, потенциальная энергия запишется в виде:

$$U = \frac{1}{2} \int_0^l \left\{ \left[N_\alpha \varepsilon_\alpha + N_\beta \left(1 + \frac{E_w F_w}{E_\beta h L_w} \right) \varepsilon_\beta + N_{\alpha\beta} \varepsilon_{\alpha\beta} \right] \partial\beta + \sigma^{\text{ср}} f \varepsilon_\alpha \right\} d\alpha \quad (10)$$

После подстановки в выражение потенциальной энергии усилий в виде (6) и (7), интегрированием по контуру получаем энергетический функционал и после минимизации функционала получим систему разрешающих уравнений совместности деформаций для определения неизвестных X_4 и X_5 :

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2}{\partial \alpha^2} \int_k (C_{12} N_\alpha + C_{22} N_\beta) c_4(\beta) \partial\beta \\ & - \frac{\partial}{\partial \alpha} \int_k [(C_{33} N_{\alpha\beta}) b_4(\beta)] \partial\beta + \int_k [(C_{11} N_\alpha + C_{12} N_\beta) a_4(\beta)] \partial\beta = 0 \\ & \frac{\partial^2}{\partial \alpha^2} \int_k (C_{12} N_\alpha + C_{22} N_\beta) c_5(\beta) \partial\beta \\ & - \frac{\partial}{\partial \alpha} \int_k [(C_{33} N_{\alpha\beta}) b_5(\beta)] \partial\beta + \int_k [(C_{11} N_\alpha + C_{12} N_\beta) a_5(\beta)] \partial\beta = 0 \end{aligned} \quad (11)$$

где: $b_r(\beta) = - \int a_r \partial\beta + \int (\int a_r \partial\beta) \rho \partial\beta \frac{S}{\omega}$; $c_r(\beta) = - \int \int a_r \partial\beta^2 + \int (\int a_r \partial\beta) \rho \partial\beta \frac{S}{\omega} l$;

Решение системы определяет все неизвестные функции. Константы, входящие в функции X_r , можно найти, используя систему естественных граничных условий.

Результаты расчетов получаются в виде эпюр распределения усилия N_α по контуру и по длине оболочки. В зависимости от конкретного материала находим напряжения, следовательно, и деформации, достаточные чтобы прогнозировать работу гладкой оболочки под заданными нагрузками.

Определение структуры гладкой оболочки отсека фюзеляжа

Для конструкции сечения отсека фюзеляжа с обшивкой, подкрепленной продольным и поперечным силовым набором, вначале определяется приведенная толщина и структура композитного пакета гладкой оболочки.

На первом этапе проектирования целевой функцией будет масса сечения:

$$m_\phi = \rho \int_0^{l_\phi} h_r l_r dx \quad (12)$$

где ρ - плотность материала, $h_r = h_1 + h_2 + h_3 + h_4$ - приведенная толщина r -ой панели, h_i - толщина по направлению угла укладки φ_i , l_r - длина r -ой панели по периметру.

Из приведенной формулы видно, что масса зависит только от толщины материала панели. В этом случае, гладкая оболочка должна удовлетворить ограничениям по прочности и жесткости.

При проектировании ограничение по прочности лучше и проще всего записывать через прочность вдоль волокна без учета связующего. В этом случае ограничение по прочности вдоль волокон запишется:

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_{\sigma 1}} - 1 = 0 \quad (12)$$

где σ_1 —напряжение в слое; $\sigma_{\sigma 1}$ —предел прочности материала вдоль направления волокон.

После определения толщин в первом приближении необходимо проверить на прочность с учетом работы связующего. Все имеющиеся условия прочности с учетом работы связующего существенно завышают параметры толщины, при этом необходимо увеличить толщину всех слоев пропорционально одному и тому же коэффициенту.

Как показала практика, в отличие от металлических конструкций, для композитных конструкций найденные толщины чаще всего удовлетворяют требуемым изгибным и крутильным жесткостям.

Для определения толщины по слоям мы находим максимально нагруженные точки в каждой панели: $N_{\alpha,r} = N_{\alpha,r}^{max}$ и $N_{\alpha\beta,r} = N_{\alpha\beta,r}^{max}$.

Проектирование ведется без учета связующего и для четырехслойного ортотропного пакета слоев с укладкой волокон под углами $\varphi_1 = 0$, $\varphi_2 = -\varphi_3 = \frac{\pi}{4}$ и $\varphi_4 = \frac{\pi}{2}$ толщина находится из соотношений, которые удовлетворяют уравнениям совместности деформаций:

$$h_i^{(k+1)} = \frac{1}{\sigma_{B1}} \left(E_{1i} h_i \left[\frac{(\cos^2 \varphi_i - \mu_{\alpha\beta} \sin^2 \varphi_i)}{E_\alpha h} N_\alpha + \frac{\sin \varphi_i \cos \varphi_i}{G_{\alpha\beta} h} N_{\alpha\beta} \right] + \frac{(\sin^2 \varphi_i - \mu_{\beta\alpha} \cos^2 \varphi_i)}{E_\beta h} N_\beta \right)^k \quad (14)$$

где k - номер приближения; h - суммарная толщина обшивки, E_α, E_β - модули упругости, $G_{\alpha\beta}$ - модуль сдвига, $\mu_{\alpha\beta}, \mu_{\beta\alpha}$ - коэффициенты Пуассона для структуры, определенной на k -ом шаге приближения расчета.

Для ортотропной структуры для слоев с углами укладки $\varphi_2 = -\varphi_3 = \frac{\pi}{4}$ необходимо, чтобы $h_2 = h_3$, но так как h_2 и h_3 получаются неодинаковыми, принимается что $h_2 = h_3 = h_{max}$ (из этих двух величин выбираем максимальное значение). Толщина h_4 назначается в пределах (0,15-0,25) h для обеспечения жесткости контура отсека фюзеляжа.

Процесс расчета продолжается до тех пор, пока два последних приближения вычисления толщин не будут отличаться друг от друга на заданную величину. После этого толщины округляются с учетом толщины технологического элементарного слоя, значит, находим не толщину, а количество слоев. Затем находим в каждом слое напряжения σ_{1i} , σ_{2i} и τ_{12i} , и сравниваем их с предельными значениями. Если во всех слоях выполняются условия: $\sigma_{1i} \leq \sigma_{в1}$, $\sigma_{2i} \leq \sigma_{в2}$ и $\tau_{12i} \leq \bar{\tau}_{12}$ то на этом считаем, что ограничения выполнены.

В качестве примера определения оптимальной формы поперечного сечения, задаемся полезный объем (уровень комфорта), и на основе этого объема предлагаем различные формы поперечного сечения.

Затем определяем НДС и максимальную нагруженную точку для каждого сечения, и после этого определим структуру каждой гладкой оболочки, с учетом силовых наборов, но без их конкретного распределения, поскольку проектирование силовых элементов проводится с учетом конкретной компоновочной схемы отсека фюзеляжа и конструктивно-технологических ограничений.

Сравнительный анализ проводится по весу, определяем наиболее выгодную форму.

Пример

Региональный самолет на 50 пассажиров, 4 кресла в ряду, Известны Q_y , M_z , M_y и $M_{кр}$; самолет летает на больших высотах и нужно учитывать внутреннего давления.

Рассматриваются 6 форм:

- 1) круглое сечение, 2) овальное высокое сечение, 3) овальное широкое сечение, 4) сечение из двух окружностей, 5) сечение минимального требуемого

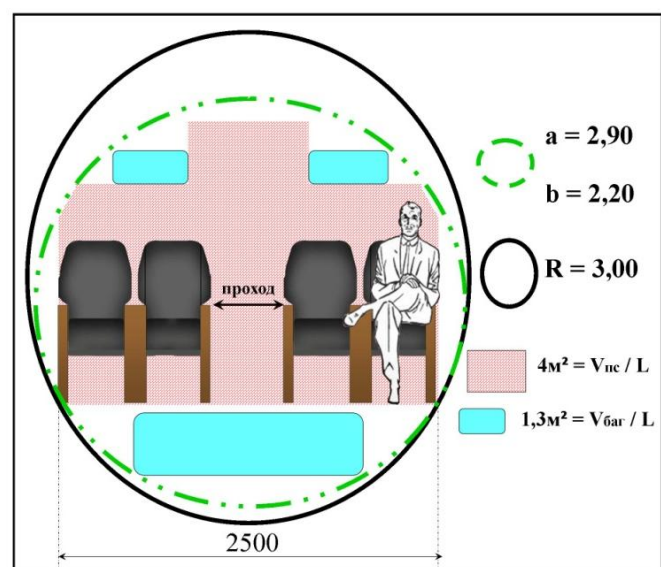


Рис. 4 Преимущество овального сечения

объема и б) прямоугольное сечение.

Определяем минимальный требуемый объем фюзеляжа для самолета с данными параметрами и задаваемого уровня комфорта с помощью (3) для каждой формы сечения, на рис.3 и представлены сечения 1, 2, 3 и 4.

Для анализа НДС, берем отсек регулярного поперечного сечения, например, длиной отсека: 5000мм. Представим каждое сечение в зависимости от координат по контуру оболочки рис.3, например, для круглого сечения: $R = 1500\text{мм}$, $\bar{\varphi}_4 = \sin \theta \cos \theta$ и $\bar{\varphi}_5 = \sin^2 \theta \cos \theta$, и с формулами (6) и (7) имеем:

$$N_\alpha = N_z + X_4 \sin \theta \cos \theta + X_5 \sin^2 \theta \cos \theta$$

После ортогонализации (8) и минимизации энергии (11) получаем систему дифференциальных уравнений, решение этой системы позволит найти X_4 и X_5 в зависимости от 4-х констант:

$$X_4 = \frac{125390284}{329} + 4,3C_1 \cos(0,13\alpha) + 0,3C_2 e^{-3,2\alpha} + 0,3C_3 e^{3,2\alpha} + 4,3C_4 \sin(0,13\alpha)$$

$$X_5 = \frac{16807755}{94} + C_1 \cos(0,13\alpha) + C_2 e^{-3,2\alpha} + C_3 e^{3,2\alpha} + C_4 \sin(0,13\alpha)$$

Эти значения вводим в усилие N_α и составим систему естественных граничных условий (13) чтобы найти константы C_1, C_2, C_3 и C_4 . Таким образом, находим X_4 и X_5 в зависимости от α (координата по длине) и от θ (координата по контуру)

При $\alpha = l$, усилие N_α примет вид:

$$N_\alpha = 79577 \cos \theta - 6,76 \cdot 10^4 \sin \theta \cos \theta + 6,62 \cdot 10^5 \sin^2 \theta \cos \theta$$

После построения эпюры находим опасную точку (максимальное усилие N_α)

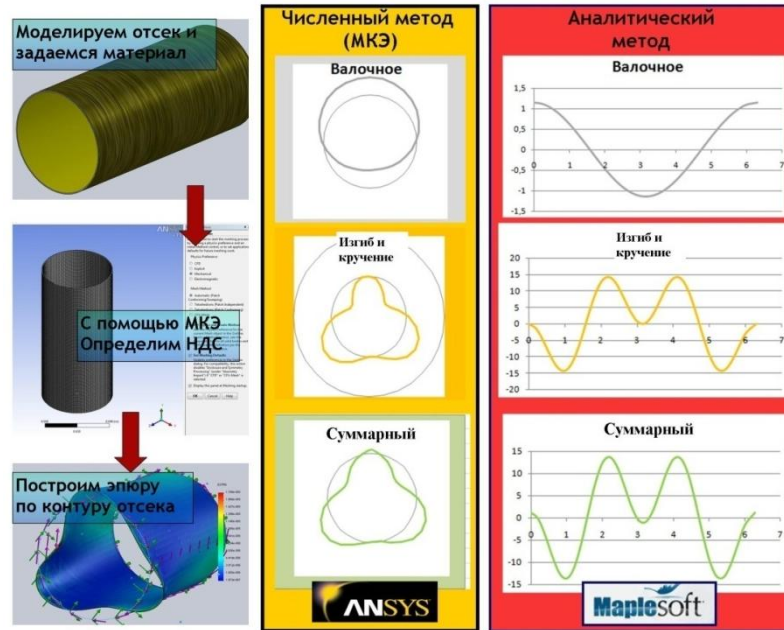


Рис. 5 Анализ НДС круглого сечения с проверкой с МКЭ

Известны прочностные характеристики монослойгладкой оболочки: $E_1 = 150 \text{ ГПа}$, $E_2 = 8500 \text{ МПа}$, $G_{12} = 4500 \text{ МПа}$, $\mu_{12} = 0,28$, $\sigma_{e1} = 1800 \text{ МПа}$, $\tau_{12} = 8 \text{ МПа}$ и углы укладки 0° , $\pm 45^\circ$ и 90° . С помощью (14) находим толщины нулевого приближения, потом после Зей итераций (15) находим все толщины в наиболее нагруженной точке панели:

$$h_1^{(3)} = \frac{1}{\sigma_{B1}} \left(E_1 h_1 \left[\begin{array}{c} \frac{1}{E_\alpha h} N_\alpha \\ + \frac{-\mu_{\beta\alpha}}{E_\beta h} N_\beta \end{array} \right] \right)^{(2)} = 0,65 \text{ мм} \quad h_2^{(3)} = \frac{1}{\sigma_{B1}} \left(E_1 h_2 \left[\begin{array}{c} \frac{1-\mu_{\alpha\beta}}{2E_\alpha h} N_\alpha + \frac{1}{4G_{\alpha\beta} h} N_{\alpha\beta} \\ + \frac{1-\mu_{\beta\alpha}}{2E_\beta h} N_\beta \end{array} \right] \right)^{(2)} = 0,13 \text{ мм}$$

$$h_3^{(3)} = \frac{1}{\sigma_{B1}} \left(E_1 h_3 \left[\begin{array}{c} \frac{1-\mu_{\alpha\beta}}{2E_\alpha h} N_\alpha - \frac{1}{4G_{\alpha\beta} h} N_{\alpha\beta} \\ + \frac{1-\mu_{\beta\alpha}}{2E_\beta h} N_\beta \end{array} \right] \right)^{(2)} = 0,11 \text{ мм} \quad h_4^{(3)} = \frac{1}{\sigma_{B1}} \left(E_1 h_4 \left[\begin{array}{c} \frac{-\mu_{\alpha\beta}}{E_\alpha h} N_\alpha \\ + \frac{1-\mu_{\beta\alpha}}{E_\beta h} N_\beta \end{array} \right] \right)^{(2)} = 0,19 \text{ мм}$$

1. Круглое сечение $h_1^{bc} = 0,65$; $h_2^{bc} = 0,13$; $h_3^{bc} = 0,11$; $h_4^{bc} = 0,19$

$h_1 = 1,63$; $h_2 = 0,33$; $h_3 = 0,28$; $h_4 = 0,48$

Так как предел поперечной деформации волокон связующего 2,5 – 3 раза меньше чем предел деформации вдоль волокон эти толщины могут увеличиваться в 2,5-3 раза, из них мы распределим нужный однонаправленный материал на продольный набор (стрингеры) и на поперечный набор (шпангоуты), остаток сложим в ткани для обшивки. Затем находим в каждом слое напряжения σ_{1i} , σ_{2i} и τ_{12i} , и сравниваем их с предельными значениями, чтобы удовлетворять (13).

Таким же образом находим оценочные толщины для всех сечений в мм, без учета технологических ограничений.

2. Овальное сечение $h_1^{bc} = 0,7$; $h_2^{bc} = 0,12$; $h_3^{bc} = 0,11$; $h_4^{bc} = 0,23$

$h_1 = 1,75$; $h_2 = 0,33$; $h_3 = 0,29$; $h_4 = 0,59$

3. Овальное сечение $h_1^{bc} = 0,68$; $h_2^{bc} = 0,12$; $h_3^{bc} = 0,11$; $h_4^{bc} = 0,22$

$h_1 = 1,7$; $h_2 = 0,35$; $h_3 = 0,28$; $h_4 = 0,57$

4. Сечение из двух окружностей $h_1^{bc} = 0,77$; $h_2^{bc} = 0,14$; $h_3^{bc} = 0,12$; $h_4^{bc} = 0,26$

$h_1 = 1,93$; $h_2 = 0,34$; $h_3 = 0,31$; $h_4 = 0,64$







5. Сечение минимальной площади $h_1^{bc} = 0,8$; $h_2^{bc} = 0,14$; $h_3^{bc} = 0,13$; $h_4^{bc} = 0,27$

$h_1 = 2,02$; $h_2 = 0,34$; $h_3 = 0,33$; $h_4 = 0,67$

6. Прямоугольное сечение $h_1^{bc} = 0,9$; $h_2^{bc} = 0,15$; $h_3^{bc} = 0,14$; $h_4^{bc} = 0,3$

$h_1 = 2,22$; $h_2 = 0,37$; $h_3 = 0,36$; $h_4 = 0,75$

Таблица 1 Сравнительный весовой анализ различных форм сечений

Полезный Объем								
	Площадь сечения	Длина	Объем	Полезный Объем	Толщина гладкой оболочки	Масса	Коэффициент	Координаты
Сечение 1								
круглое 	7073296,63 мм ²	5000 мм	35,366 м ³	26,50 м ³	2,71 мм	212,27 кг	1 Базовая	R = 1500 мм
Сечение 2								
овальное в > ш 	6394198,12 мм ²	5000 мм	31,971 м ³	26,50 м ³	2,92 мм	199,17 кг	0,938	R1 = R2 = 1870 мм R3 = R4 = 1100 мм координаты центра радиусов разные
Сечение 3								
овальное ш > в 	6121054,38 мм ²	5000 мм	30,605 м ³	26,50 м ³	2,84 мм	195,22 кг	0,92	R1 = R2 = 1750 мм R3 = R4 = 1080 мм координаты центра радиусов разные
Сечение 4								
Две окружности 	5743972,58 мм ²	5000 мм	28,720 м ³	26,50 м ³	3,22 мм	234,82 кг	1,106	R1 = 1810 R2 = 1780 координаты центра радиусов разные
Сечение 5								
Минимум Объем 	5387554,82 мм ²	5000 мм	26,938 м ³	26,50 м ³	3,35 мм	243,19 кг	1,146	R1 = 900 R4 = 650 R3 = 1950 R5 = 1700 координаты центра радиусов разные
Сечение 6								
Прямо- угольник 	5280017,22 мм ²	5000 мм	26,400 м ³	26,50 м ³	3,7 мм	273,76 кг	1,29	A = 2200 B = 2300 Скругление = 400

Выводы

Из проведенного анализа видно, что вес каждой гладкой оболочки различных форм поперечного сечения с учетом силовых наборов, но без их конкретного распределения материала, зависит от толщины оболочки и от длины контура поперечного сечения. Из

полученных результатов можно сделать вывод о том, что при одинаковом уровне комфорта овальное сечение выгоднее, даже при некотором увеличении толщины оболочки, за счет большей плотности компоновки и меньшей площади поверхности оболочки, что дает выигрыш в массе.

Библиографический список

1. Шейнин В. М., Козловский В. И. Проблемы проектирования пассажирских самолетов. М.: Изд-во Машиностроение 1972.
2. Дудченко А.А., Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов: Учебное пособие. -М.: Изд-во МАИ, 2002. -84с: ил.

Сведение об авторах

Дудченко Александр Александрович, профессор, Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н., e-mail: a_dudchenko@mail.ru

Канчая Рохас Рауль Анхель, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета), e-mail: raul_angel@mail.ru