

УДК 629.7.023

П.М. Гагауз, канд. техн. наук,
Ф.М. Гагауз, канд. техн. наук,
Я.С. Карпов, д-р техн. наук,
В.И. Плотников, канд. техн. наук,
Р.В. Плотников

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МАЛОГАБАРИТНЫХ КРЫЛЬЕВ ИЗ КОМПОЗИТОВ

Расширение областей применения ракетной техники и ее возможностей обуславливает необходимость использования композитов в конструкциях летательных аппаратов (ЛА) с целью снижения массы. Особенно актуальным является изготовление крыльев из композиционных материалов (КМ), поскольку современные компоновочные схемы требуют применения тонких профилей (5...10%). Аналогичные металлические крылья характеризуются избыточными инерционными силами, приводящими к усложнению систем управления и раскрытия из транспортного положения. В связи с этим разработка методов проектирования малогабаритных крыльев из КМ, для которых из-за малого и сверхмалого удлинения неприменимы «самолетные» теория и опыт, является актуальной.

На этапе эскизного проектирования эффективность конструктивно-силовой схемы (КСС) чаще всего оценивают путем сравнения массы для различных вариантов разрабатываемого изделия путем определения потребных площадей поперечных сечений конструктивных элементов, обеспечивающих регламентируемую несущую способность. Анализ литературных источников и имеющегося опыта позволяет констатировать, что для проектирования несущих поверхностей малогабаритных ЛА из полимерных КМ применяются следующие методы (подходы), в рамках которых КСС считается заданной (известной):

а) дифференциальный, заключающийся в том, что для восприятия каждого вида обобщенных усилий предусматривается специальный конструктивный элемент. Ярким примером реализации такого подхода является однолонжеронное крыло с неработающей на изгиб обшивкой, которая совместно со стенкой лонжерона воспринимает перерезывающую силу и крутящий момент. Другим примером служит проектирование структуры слоистого КМ, в которой для восприятия нормальных усилий служат слои 0° и 90° , а для восприятия сдвиговых устанавливается система слоев $\pm 45^\circ$;

б) интегральный, который состоит в том, что каждый элемент конструкции, будучи интегрированным в целостную систему, воспринимает все виды усилий приходящихся на него в силу проявления условий совместности деформаций. К конструкциям, спроектированным по этому методу, можно отнести монолитные и монококовые крылья, а также структуру КМ типа $[\pm\phi]$ или $[\pm\phi_1/\pm\phi_2]$, в которых углы армирования выби-

раются из условия минимальной массы слоев, необходимых для обеспечения прочности пакета в целом;

в) аналоговый подход, основанный на том, что конструкция малогабаритного крыла проектируется по методикам для обычных поверхностей, например на основе теории тонкостенного стержня. Такой подход заключается в распределении внешних силовых факторов между элементами конструкции в соответствии с принципами строительной механики, а после этого каждый элемент проектируется полностью изолированно. Так поступают при расчете параметров самолетных крыльев или оперения, когда после определения усилий в обшивке ее панели проектируют отдельно и в результате определяют параметры подкрепления. Аналогично проектируют и лонжероны при их наличии;

г) конечно-элементный подход, основанный на том, что проектирование агрегата проводится с помощью программных комплексов, содержащих алгоритмы и процедуры оптимизации конструктивных параметров элементов для заданной КСС;

д) комбинационный подход, который основан на использовании конечно-элементного и одного из дифференциального, интегрального или аналогового подходов и предполагает предварительное определение параметров на базе проектировочных методов, запуск процедуры (блока) формирования специализированной конечно-элементной модели и последующий итерационный процесс «расчет на прочность – изменение (коррекция) параметров – расчет на прочность». Таким образом, проектирование типовых элементов конструкции реализуется на основе хорошо отработанных методик, учитывающих особенности их изготовления и сборки из КМ и взаимодействие с другими частями, а расчет на прочность – на базе МКЭ, дающего наиболее достоверные результаты.

Принимая во внимание повсеместное использование МКЭ и доверие к нему как со стороны заказчиков, так и исполнителей, а также наглядность и отработанность методик проектирования типовых конструктивных элементов – стержней, балок, панелей, соединений и т.п. [1], можно предложить в качестве базового комбинационный подход. В его пользу свидетельствует и то, что большинство КСС включают в себя указанные выше элементы, но с разной компоновкой и с отличающимся характером их взаимодействия.

В данной работе описана методология предварительного проектирования конструктивных элементов лонжеронного крыла в рамках предлагаемого комбинационного подхода, на основе которой разработано методическое и математическое обеспечение программного комплекса по проектированию несущих поверхностей ЛА из КМ.

Основными нагрузками, действующими на крыло ЛА, являются аэродинамические, массовые и инерционные. Принимается, что погонная аэродинамическая нагрузка q по размаху крыла распределяется пропорционально хордам [2, 3]:

$$q = \frac{Y}{S} b(z), \quad (1)$$

где Y – подъемная сила одной консоли крыла; S – площадь консоли крыла в плане; $b(z)$ – текущая хорда (рис. 1).

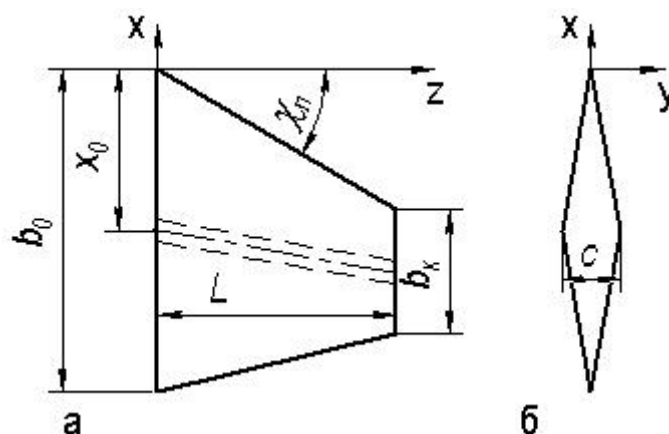


Рисунок 1 – Форма крыла в плане (а) и профиль крыла (б)

Перерезывающую силу Q_y , изгибающий M_x и крутящий моменты M_z вычисляют по известным формулам [2, 3]:

$$Q_y = \int_z^L q dz = \frac{Y}{S} \cdot \frac{L-z}{2L} \cdot [b_k(L+z) + b_0(L-z)];$$

$$M_x = \int_z^L Q_y dz = \frac{Y}{S} \cdot \frac{(L-z)^2}{6L} \cdot [b_k(2L+z) + b_0(L-z)]; \quad (2)$$

$$M_z = \int_z^L q \cdot x_{цд} dz,$$

где $x_{цд}(z)$ – положение центра давления в сечении с координатой z ;

b_0 , b_k , L – бортовая, концевая хорды и длина консоли (см. рис. 1).

В рамках комбинационного подхода на этапе предварительного проектирования лонжеронного крыла наиболее эффективным является применение дифференциального подхода, поскольку лонжеронная КСС отличается достаточной детерминированностью функций, выполняемых различными элементами конструкции:

– полки лонжеронов воспринимают весь изгибающий момент M_x , обеспечивая не только изгибную прочность, но и жесткость крыла;

– вся перерезывающая сила передается стенками лонжеронов. Это упрощение вполне оправдано, поскольку обшивка тонких крыльев воспринимает не более 5...10% перерезывающей силы;

– крутящий момент воспринимается замкнутыми контурами, которые образуют обшивка и стенки лонжеронов (рис. 2), и распределяется между контурами пропорционально их крутильной жесткости. Причем стенки лонжеронов крыла нагружаются разностью потоков касательных усилий, действующих в смежных контурах, откуда следует, что общее кручение крыла незначительно скажется на величине сдвиговых напряжений в стенках от перерезывающей силы.

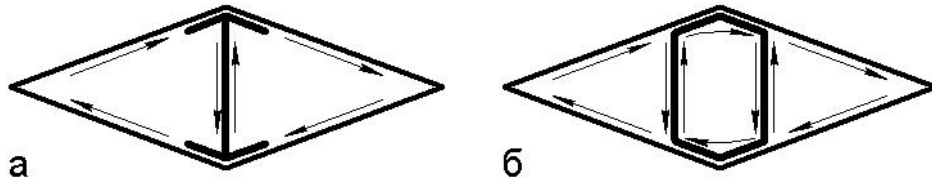


Рисунок 2 – Распределение потоков касательных усилий от кручения крыла

Учитывая сформулированные выше допущения, критерий проектирования лонжеронного крыла малого удлинения можно сформулировать следующим образом:

$$m_{кр} = m_o + m_{л} + m_з \rightarrow \min, \quad (3)$$

где $m_{кр}$, m_o , $m_{л}$, $m_з$ – масса крыла, обшивки, лонжерона и заполнителя (если он используется).

В рамках принятых допущений геометрические параметры силовых элементов (толщины полок, стенки и обшивки) определяются отдельно.

Задачу проектирования обшивки (рис. 3) можно сформулировать следующим образом:

$$m_o = \int_0^L \left[2(a_1 + a_2) \delta_o \rho_o + \frac{1}{2} b c \rho_з \right] dz \rightarrow \min, \quad (4)$$

где ρ_o , $\rho_з$ – плотность КМ и заполнителя соответственно;

$$2a_1 = \sqrt{c^2 + 4b^2 \bar{x}_c^2}; \quad 2a_2 = \sqrt{c^2 + 4b^2 (1 - \bar{x}_c)^2}; \quad \bar{x}_c = x_c / b. \quad (5)$$

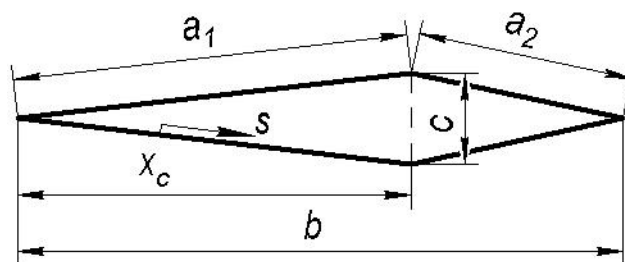


Рисунок 3 – К постановке задачи проектирования обшивки

Форма и размеры крыла в плане, тип и толщина профиля являются исходными данными. Если далее предположить, что компоненты КМ и

материал заполнителя выбраны изначально, а толщина обшивки в поперечном сечении крыла постоянная, то задача (4) сводится, по сути, к проблеме поиска оптимальной структуры КМ обшивки.

Ограничения на проектные параметры зависят от конкретной КСС и характеризуют:

- прочность крыла при кручении;
- прочность обшивки при местном изгибе (рис. 4);
- допуск на волнистость обшивки;
- устойчивость обшивки, опертой на лонжероны и нервюры;
- конструктивно-технологические ограничения (на структуру КМ, углы укладки, толщину обшивки и т.п.).

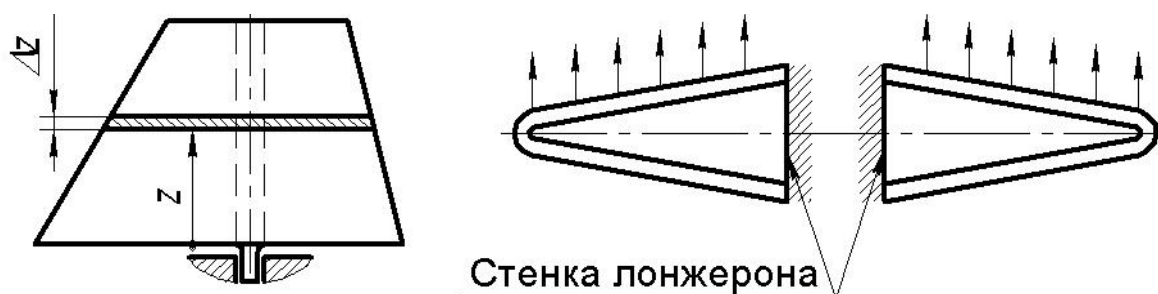


Рисунок 4 – Схема расчета обшивки на изгиб

На практике при изготовлении различных панелей и оболочек из КМ предпочтение отдают ортотропным и симметричным по толщине пакетам слоев. Поэтому далее будем считать, что обшивка крыла представляет собой ортотропный композит в заданных осях с симметричным по толщине строением пакета, что значительно упрощает расчетные зависимости. Здесь следует отметить, что характер анизотропии слоистого КМ зависит от выбора системы координат, в которой определяются его механические свойства и напряженное состояние. В частности, возможные конструктивно-технологические решения (КТР) лонжеронного крыла малого удлинения из КМ можно условно разделить на две группы по способу изготовления и стыковки элементов обшивки, отличающиеся наличием тех или иных ограничений на схему армирования и определяющие, тем самым, степень анизотропии свойств композита. Если верхние и нижние панели обшивки выкладываются отдельно и затем приформовываются друг к другу по передней и задней кромкам, то никаких принципиальных ограничений на схему укладки нет, т.е. можно добиться ортотропии свойств КМ в любой изначально выбранной системе координат, в том числе и в глобальной, с осями x , z (рис. 5, а).

В тех вариантах КТР, когда носовая и хвостовая части обшивки изготавливаются отдельно и склеиваются (приформовываются) по лонжерону (или когда обшивка крыла формируется намоткой), структура КМ не может быть произвольной. В этом случае направления армирования увязаны относительно передней или задней кромки, и, соответственно,

пакет слоев может быть ортотропным только в определенной, локальной системе координат x', z' (рис. 5, б).

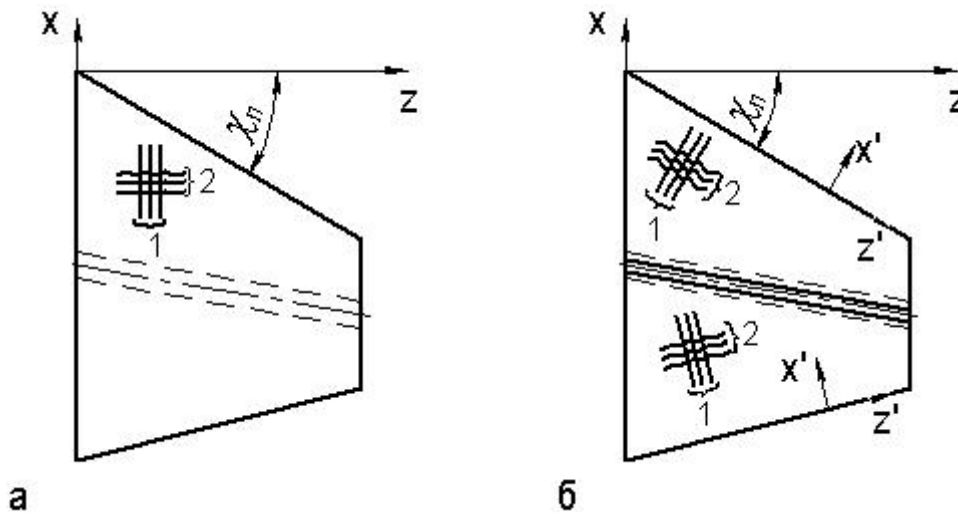


Рисунок 5 – К оценке главных направлений материала обшивки

Основным модельным представлением обшивки крыла традиционно является пластина. Классическая теория тонких слоистых пластин построена на гипотезах Кирхгофа и в случае симметричной по толщине структуры композита позволяет разделить задачу определения НДС на две отдельные: плоское напряженное состояние и изгиб. Усилия, действующие в плоскости пластины, возникают от общего изгиба крыла и согласно принятым допущениям далее не анализируются. Изгиб пластины вызван местной аэродинамической нагрузкой, которая затем передается на лонжерон (см. рис. 4).

Как отмечалось выше, для крыльев малого удлинения возможно использование двух различных вариантов КТР: крыло с наполнителем и крыло без наполнителя. Рассмотрим их подробнее.

Учитывая тонкостенность конструкции, в крыле без наполнителя обшивку на участке длиной ΔZ (см. рис. 4) можно условно заменить стержневой системой, показанной на рис. 6. Как следует из условий равновесия, внешняя нагрузка (давление на верхней и нижней панелях) сводится в зоне соединения обшивки с лонжероном к реакциям R .

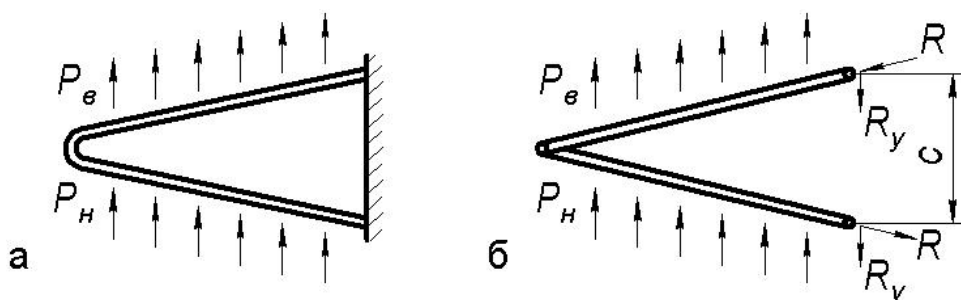


Рисунок 6 – Схема передачи аэродинамической нагрузки на лонжерон

Величина $2R_y$ (вертикальная составляющая реакций R) представляет собой часть поперечной силы, передаваемой обшивкой на стенку лонжерона, которую приближенно можно вычислить как

$$2R_y = \Delta Q_y \bar{a} = q \Delta z \bar{a}, \quad (6)$$

где $\bar{a} = \bar{x}_c$, если рассматривается носовая часть профиля, и $\bar{a} = 1 - \bar{x}_c$, если анализируется хвостовая часть (здесь с целью упрощения расчетных зависимостей предполагается, что воздушная нагрузка распределяется по хорде равномерно, т.е. $\partial q / \partial x = 0$).

Тогда условие прочности обшивки на местный изгиб можно записать через усилие R следующим образом:

$$\sigma_s = \frac{R}{\Delta z \delta_o} = \frac{q}{\delta_o} \frac{\bar{a}^2}{\bar{c}} \leq F_s, \quad (7)$$

где $\bar{c} = c/b$ – относительная толщина профиля в сечении; F_s – предел прочности обшивки при растяжении или сжатии (выбирается минимальный) вдоль контура, т.е. по координате s (см. рис. 3).

Недостаточная местная жесткость гладкой обшивки может привести к появлению волн на внешней поверхности крыла и, следовательно, к заметному увеличению лобового сопротивления. В качестве первого приближения при оценке жесткости обшивки можно воспользоваться решением [1, 4] для прогиба шарнирно-опертой пластины длиной L :

$$w_{max} = \frac{ph^2L^2}{\sqrt{D_1D_2}} K_w, \quad (8)$$

где $p \approx Y/S$ – удельная нагрузка на крыло;

$h = \bar{a}b_0$ – ширина пластины (для консервативной оценки и обеспечения запаса по жесткости выбран максимальный размер);

$$K_w \approx 0,0166 \frac{\xi_1}{1 + 2\xi_1\xi_2 + \xi_1^2}; \quad \xi_1 = \left(\frac{L}{h}\right)^2 \cdot \sqrt{\frac{D_2}{D_1}}; \quad \xi_2 = \frac{D_3}{\sqrt{D_1D_2}};$$

D_1, D_2, D_3 – жесткости обшивки, которые на этапе предэскизного проектирования можно вычислять как для перекрестно-армированного пакета КМ (без учета последовательности укладки слоев):

$$D_1 = \frac{E_z}{1 - \mu_{zs}\mu_{sz}} \frac{\delta_o^3}{12}; \quad D_2 = \frac{E_s}{1 - \mu_{zs}\mu_{sz}} \frac{\delta_o^3}{12}; \quad (9)$$

$$D_3 = D_1\mu_{sz} + 2G_{zs} \frac{\delta_o^3}{12}.$$

Здесь $E_z, E_s, G_{zs}, \mu_{zs}, \mu_{sz}$ – упругие свойства композитной обшивки.

Учитывая (8) и (9), сформулируем условие жесткости обшивки:

$$0,2 \frac{\rho \bar{a}^2 b_0 l^2}{\delta_0^3 \sqrt{E_z E_s}} \cdot \frac{\xi_1}{1 + 2\xi_1 \xi_2 + \xi_1^2} \leq |\bar{w}|, \quad (10)$$

где $|\bar{w}|$ – допустимый относительный прогиб: $|\bar{w}| = 0,002 \dots 0,01$.

Гладкая тонкая обшивка может потерять несущую способность и вследствие потери устойчивости. Критические усилия пластины можно приблизительно оценить по формулам [4, 5]:

– при сжатии:

$$N_{s0} = \frac{\pi^2 \delta_0^3}{12L^2} \cdot \sqrt{E_z E_s} \frac{1 + 2\xi_1 \xi_2 + \xi_1^2}{\xi_1}; \quad (11)$$

– при сдвиге:

если $\xi_2 < 1$, $q_{zs0} = \frac{\delta_0^3}{3h^2} \cdot \sqrt[4]{E_z E_s^3} (8,125 + 5,045\xi_2);$

если $\xi_2 \geq 1$, $q_{zs0} = \frac{\delta_0^3}{3h^2} \cdot \sqrt{E_s (E_z \mu_{sz} + 2G_{zs})} \left(11,7 + \frac{1,46}{\xi_2^2} \right).$ (12)

Критерий устойчивости при сжатии и сдвиге имеет вид

$$-\frac{N_s}{N_{s0}} + \left(\frac{q_{zs}}{q_{zs0}} \right)^2 \leq 1, \quad (13)$$

где N_s , q_{zs} – осевые и сдвиговые нагрузки на элемент обшивки.

Согласно схеме, показанной на рис. 6,

$$N_s \approx \frac{R}{\Delta z} = q \frac{\bar{a}^2}{c}. \quad (14)$$

Расчет q_{zs} как потока касательных сил будет приведен ниже.

Крыло с наполнителем моделируется несколько иначе: наполнитель выполняет функции стенки и обеспечивает совместную работу верхней и нижней обшивок на изгиб (рис. 7).

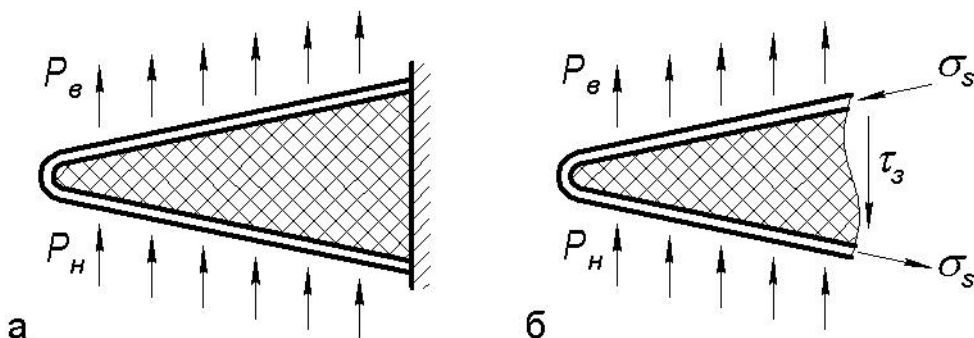


Рисунок 7 – Передача нагрузки на лонжерон в крыле с наполнителем

Такую конструкцию необходимо рассматривать уже как балку с переменной жесткостью, воспринимающую изгибающий момент M и поперечную силу Q . Внешняя нагрузка вызывает нормальные напряжения в поясах (обшивке) и касательные в стенке (заполнителе), причем последние в зоне соединения с лонжероном должны сводиться к приращению поперечной силы ΔQ_y на участке длиной Δz .

Если пренебречь касательными напряжениями в обшивке, вызванными поперечным сдвигом (что справедливо для тонких профилей), и жесткостью заполнителя при изгибе ($E_s \gg E_3$), то при равномерном распределении воздушной нагрузки по хорде условие прочности обшивок можно представить в виде неравенства

$$\sigma_s = \frac{M c}{I 2} = \frac{1}{2} \frac{q}{\delta_o} \frac{\bar{a}^2}{\bar{c}} \leq F_s, \quad (15)$$

где F_s – предел прочности обшивки при растяжении или сжатии (минимальный по абсолютному значению).

В данной работе прочность заполнителя не рассматривается ввиду большой номенклатуры как сотовых, так и сплошных заполнителей, которая позволяет выбрать необходимый.

Заполнитель обеспечивает достаточную жесткость обшивки в трансверсальном направлении, поэтому нет необходимости анализировать условия местной жесткости (8). В случае сплошного заполнителя можно также отбросить условия устойчивости (13).

Выше отмечалось, что крутящий момент в сечении крыла M_K распределяется между замкнутыми контурами пропорционально их жесткости на кручение и воспринимается только обшивкой (см. рис. 2). Полагая, что толщина обшивки δ_o постоянна по хорде, запишем условие прочности крыла при кручении

$$\tau_{zs} = \frac{q_{zs}}{\delta_o} = \frac{M_K}{\Omega \delta_o} \leq F_{zs}, \quad (16)$$

где $\Omega = bc$ – удвоенная площадь фигуры, ограниченной профилем крыла; F_{zs} – предел прочности обшивки на сдвиг.

Фигурирующие в условиях (7), (10) – (13), (15), (16) характеристики жесткости и прочности слоистого КМ являются функциями структурных параметров пакета: углов укладки и относительного содержания слоев. Следовательно, потребная толщина обшивки δ_o связана с этими параметрами указанными соотношениями.

Обозначим вектор проектных переменных \bar{U} :

$$\bar{U} = \{ \varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_n, \bar{\delta}_1, \bar{\delta}_2, \dots, \bar{\delta}_{n-1} \}, \quad (17)$$

где n – количество слоев в пакете с различающимися углами укладки, т.е. $|\varphi_1| \neq |\varphi_2| \neq \dots \neq |\varphi_n|$;

$\bar{\delta}_k = \delta_k / \delta_o$ – относительная толщина (или доля) слоев с армированием $\pm\varphi_k$ ($k = 1, \dots, n$).

Организуя вычисления в виде

$$\delta_o(\bar{U}) = \max_j \{ \delta_{oj}(\bar{U}) \}, \quad j = 1, \dots, m, \quad (18)$$

можно определить точку оптимума (оптимальную структуру) \bar{U}_{opt} и минимальную толщину обшивки δ_o^{min} .

В формуле (18) через $\delta_{oj}(\bar{U})$ обозначена толщина обшивки, следующая из j -го ограничения. В частности, при проектировании гладкой обшивки для КТР крыла без заполнителя рассматривают условия (7), (10), (13) и (16) (т.е. $m=4$), а при расчете обшивки в крыле с заполнителем – условия (15), (16) и, при необходимости, (13) ($m=2$ для пенопласта и $m=3$ для сотового заполнителя).

Найденное значение δ_o^{min} необходимо округлить до толщины, соответствующей целому количеству монослоев и проверить на возможность построения ортотропной симметричной схемы армирования.

В работах [6 – 8] путем аналитического решения задач проектирования слоистых КМ по условиям прочности, устойчивости и жесткости было показано, что оптимальной структурой при ограничениях на прочность является в общем случае пакет $[0/90/\pm\varphi]$, на устойчивость и жесткость – перекрестно-армированный КМ $[\pm\varphi]$.

Учитывая характер нагрузки в рассматриваемой задаче, оптимум целесообразно искать в классе $[90/\pm\varphi]$. Во-первых, жесткость крыла в направлении оси Z и при изгибе определяется лонжероном, т.е. наличие продольных слоев в обшивке не обязательно; во-вторых, поперечные слои с укладкой 90° обеспечивают передачу усилий с обшивки на лонжерон.

Можно предложить следующий алгоритм поиска оптимальной структуры КМ. Толщину пакета $[90/\pm\varphi]$ записывают в виде функции $\delta_o(\varphi, \bar{\delta})$, где $\bar{\delta}$ – доля слоев с укладкой 90° . Находят ее экстремум, учитывая свойство выпуклости кривой $\delta_o(\bar{\delta})$ при известном φ (т.е. допускается использование градиентных методов оптимизации). Величину δ_o затем округляют в большую сторону до значения, соответствующего целому количеству монослоев. Практика расчетов показывает, что такой алгоритм сходится очень быстро.

Для определения параметров лонжерона крыла разработаны достаточно эффективные методики и алгоритмы проектирования, учиты-

вающие действие различных случаев нагружения и конструктивно-технологические ограничения [1]. Поэтому, не вдаваясь в подробное изложение функциональных зависимостей, отражающих связь проектных параметров с ограничениями задачи проектирования лонжерона, приведем здесь только методику определения толщины полок и стенки, обеспечивающих изгибную прочность и жесткость крыла в целом.

С целью упрощения расчетов сечение лонжерона с ломаными полками (см. рис. 2) можно условно представить в виде коробчатого сечения эквивалентной жесткости (рис. 8).

Формулы для определения толщины полок и стенок могут быть использованы в том случае, когда известно значение эффективной высоты балки $H_{эф}$ и ширины полок B [1]. Этим обосновывается целесообразность организации итерационного процесса проектирования, суть которого заключается в следующем:

а) задается значение эффективной высоты первого приближения

$$H_{эф} = 0,85...0,95H;$$

б) из условия прочности соединения полок с заплечиками определяется минимально потребное значение ширины полок

$$B \geq \frac{Q_y}{H_{эф} F_{сп}}, \quad (19)$$

где $F_{сп}$ – предельная несущая способность соединения, в качестве которой рассматривается либо межслойная прочность КМ полки и стенки, либо сдвиговая прочность клеевой прослойки между ними (в расчетах принимается меньшее из двух значений);

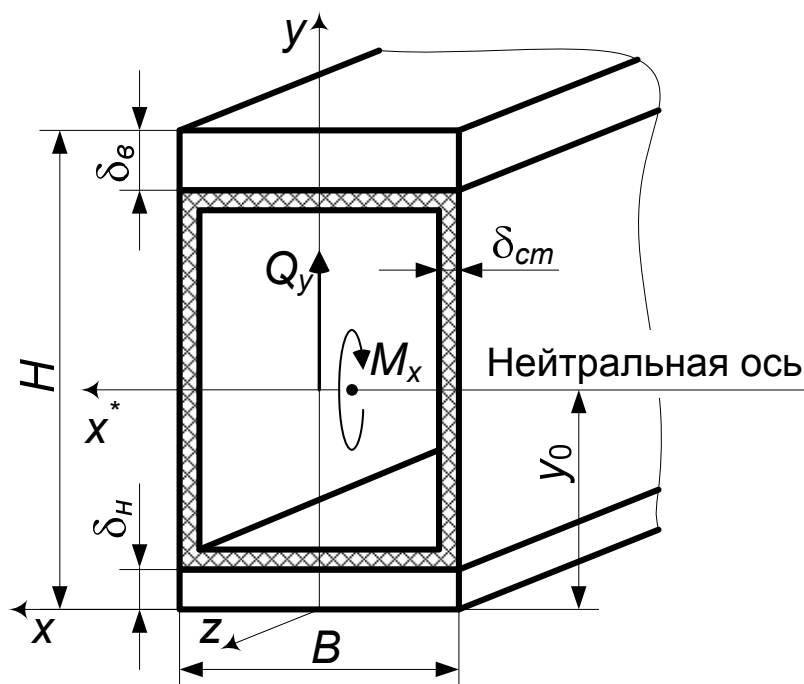


Рисунок 8 – К задаче проектирования лонжерона

в) из условий прочности вычисляется толщина полков и корректируется в большую сторону с учетом целого числа монослоев:

$$\delta_{\epsilon} = -2 \frac{M_x H_{\text{эф}}}{2F_{\epsilon} H_{\text{эф}}^2 B + M_x (1 + \psi)}; \delta_H = 2 \frac{M_x H_{\text{эф}} \psi}{2F_H H_{\text{эф}}^2 B \psi - M_x (1 + \psi)}, \quad (20)$$

где F_{ϵ}, F_H – предельно допустимые нормальные напряжения в полках, которые принимают значения пределов прочности на растяжение F_{1p} или сжатие F_{1c} в зависимости от знака изгибающего момента;

ψ – параметр, учитывающий разнотолщинность полков:

$$\psi = \frac{\delta_{\epsilon}}{\delta_H}. \quad (21)$$

Поскольку полки лонжерона воспринимают, как правило, только усилия от изгибающего момента, а толщины при этом обратно пропорциональны пределам прочности КМ на растяжение и сжатие, то параметр ψ вполне оправданно можно принять равным

$$\psi = \frac{F_{1p}}{F_{1c}}, \text{ если } M_x > 0, \text{ и } \psi = \frac{F_{1c}}{F_{1p}}, \text{ если } M_x < 0. \quad (22)$$

В том случае, если проектируется лонжерон с одинаковыми по площади полками, параметр ψ принимается равным единице и расчет проводится по меньшему из пределов прочности – на растяжение или сжатие;

г) вычисляется текущее значение эффективной высоты лонжерона $H_{\text{эф}} = H - \delta_{\epsilon}/2 - \delta_H/2$, и расчеты по пунктам б), в) проводятся до сходимости результатов по $H_{\text{эф}}$;

д) из условия прочности стенки для заданного угла армирования определяется необходимая толщина стенки и корректируется с учетом четного числа монослоев:

$$\delta_{cm} \geq \frac{\text{abs}(Q_y)}{2H_{\text{эф}} F_{cm}}, \quad (23)$$

где F_{cm} – предел прочности КМ стенки с заданной структурой;

е) по формуле

$$m_{\text{л}} = \rho_{\text{л}} B (\delta_{\epsilon} + \delta_H) + 2\rho_{cm} \delta_{cm} (H + B - \delta_{\epsilon} - \delta_H - 2\delta_{cm}) \quad (24)$$

вычисляется погонная масса лонжерона;

ж) увеличивается ширина полков на установленную величину $B = B + \Delta B$ и все расчеты проводятся сначала;

з) сравниваются значения погонной массы с результатами предыдущей итерации и, если она уменьшается, то проектирование по пунктам а) – ж) проводится до тех пор, пока масса лонжерона уменьшается;

и) проверяется выполнение ограничений по регламентированному прогибу [1]. Если прогиб лонжерона не удовлетворяет поставленному ограничению, то толщина полка увеличивается.

Описанные методики реализованы в программном комплексе по проектированию крыльев малогабаритных ЛА из КМ, описание которого авторы планируют привести в следующих публикациях.

Список использованных источников

1. Карпов, Я.С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов [Текст]: учебник / Я.С. Карпов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768 с.
2. Авдонин, А.С. Расчет на прочность летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие для вузов / А.С. Авдонин, В.И. Фигуровский. – М.: Машиностроение, 1985. – 440 с.
3. Андриенко, А.И. Конструкция и проектирование крыльев летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / А.И. Андриенко, В.В. Кириченко. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1985. – 109 с.
4. Васильев, В.В. Механика конструкций из композиционных материалов [Текст] / В.В. Васильев. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.
5. Kollár, L.P. Mechanics of composite structures / L.P. Kollár, G.S. Springer. – New York: Cambridge University Press, 2003. – 480 p.
6. Карпов, Я.С. Оптимизация структуры композиционного материала панелей летательных аппаратов при ограничениях по прочности, устойчивости, прогибу [Текст] / Я.С. Карпов // Проблемы прочности. – 2004. – № 6. – С. 33 – 47.
7. Карпов, Я.С. Оптимальное проектирование структуры композиционного материала панелей обшивки крыла летательного аппарата [Текст] / Я.С. Карпов, П.М. Гагауз, Ф.М. Гагауз // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – Вып. 16. – С. 40 – 44.
8. Карпов, Я.С. Теория оптимизации структуры пакета слоев композиционного материала [Текст] / Я.С. Карпов // Технологические системы. – 2002. – Вып. 4. – С.42 – 46.

Поступила в редакцию 10.05.2012.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.Е. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.*