

Расчет и применение в аэрокосмических аппаратах крыла интегральной конструкции из полимерных композиционных материалов

© Е.А. Башаров

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Российская Федерация

Представлены разработка с апробацией упрощенной методики расчета с оптимизацией и с использованием критерия равнопрочности в слоях, а также анализ перспектив применения в аэрокосмических аппаратах крыла интегральной конструкции из полимерных композиционных материалов. Рассмотрены основные расчетные случаи нагружения кессона крыла интегральной конструкции на этапе первоначального проектирования, а также даны расчетные выражения, используемые в ограничениях проектируемых конструкций. Показаны результаты апробации методики на примере расчета кессона крыла интегральной конструкции из углепластика типа КМУ-7Л-300. Отмечено, что полученные результаты показали хорошую точность определения жесткости и прочности композитного кессона крыла с учетом связующего, достаточную для инженерных расчетов.

Ключевые слова: крыло интегральной конструкции, кессон, критерий прочности, расчет на прочность, сотовая панель, препрег

Введение. В современных аэрокосмических аппаратах многозвонных космических систем решающим для обеспечения безопасности является применение крыла интегральной конструкции повышенной прочности и жесткости. Такие характеристики позволяют получить полимерные композиционные материалы на основе высокопрочных и высокомодульных угольных (карбоновых) волокон и полимерных терморезистивных связующих [1]. Внедрение композитов в конструкцию крыла не только повышает показатель массового совершенства аэрокосмического аппарата, но и улучшает его летно-технические характеристики. В кессонных крыльях основной силовой элемент — кессон, который воспринимает все нагрузки. В настоящее время на аэрокосмических аппаратах чаще применяют кессонные крылья малого удлинения (рис. 1).

В интегральной конструкции крыла кессон представляет собой замкнутую пространственную конструкцию, нагруженную распределенной аэродинамической нагрузкой, изгибающим и крутящим моментами. Конструктивно кессон композитного крыла образован нижней и верхней композитными сотовыми панелями, стенками лонжеронов и нервюрами. Задняя хвостовая часть крыла практически не нагружается изгибающими и крутящими моментами, и обшивка воспринимает только небольшие аэродинамические усилия. Характерной особенностью

интегрального кессона из полимерных композиционных материалов (ПКМ) является формование всей конструкции за один технологический цикл, что позволяет значительно снизить массу агрегата и трудоемкость его изготовления, однако при этом для его механической обработки требуется наличие более сложных и дорогих оснастки и оборудования. В связи с технологическими ограничениями на изготовление элементов подкрепления обшивок и поперечных элементов каркаса на практике интегральный кессон выполняется в виде многостеночной конструкции. Использование принципа частично интегрального кессона, т. е. интегральной под сборки с одной съемной обшивкой, позволяет упростить оснастку для его изготовления, получить конструкцию с поперечными элементами подкрепления и обеспечить проведение контроля крыла в процессе эксплуатации аэрокосмического аппарата.



Рис. 1. Кессонное крыло малого удлинения российского многоразового аэрокосмического аппарата «Клипер» РКК «Энергия»

Тип конструкции обшивок кессона определяется уровнем и характером действующих на крыло нагрузок, силовой схемой крыла и геометрическими параметрами кессона. Конструктивно панели кессона могут быть выполнены в виде оребренных панелей [2] или трехслойных сотовых панелей [3] из ПКМ. При небольших погонных нагрузках (до 1 МН/м) наиболее эффективно использовать подкрепление обшивок кессона сотовым наполнителем, что позволяет получить легкие конструкции при обеспечении высокого качества внешней поверхности крыла. Вид и форма сотовых панелей определяются

условиями общей и местной потерей устойчивости, относительной толщиной кессона, конструктивными особенностями, технологией изготовления и сборки крыла.

Преимущества применения крыла интегральной конструкции из ПКМ в аэрокосмических аппаратах:

- существенное снижение массы конструкции;
- высокие прочностные и жесткостные характеристики крыла интегральной конструкции;
- повышение качества поверхности крыла интегральной конструкции и, как следствие, меньшее аэродинамическое сопротивление;
- улучшение аэроупругих характеристик крыла за счет уменьшения его крутки, увеличения критических скоростей флаттера и дивергенции;
- повышение технологичности и снижение трудоемкости изготовления каркасной конструкции за счет уменьшения количества деталей крыла интегральной конструкции;
- высокое сопротивление усталостному нагружению панели крыла и хорошее демпфирование высокочастотных колебаний.

Недостатки применения крыла интегральной конструкции из ПКМ в аэрокосмических аппаратах:

- проектирование конструкции композитного крыла представляет собой более сложный и многофакторный процесс, чем для крыла из металлов;
- высокая стоимость изготовления;
- эффективность создаваемой конструкции композитного крыла существенно зависит от степени соответствия формы, назначения и условий эксплуатации изделия возможностям ПКМ, а также технологическим возможностям реализации оптимального проекта;
- более жесткие требования соблюдать правила сертификации и отсутствие необходимой статистики эксплуатации таких конструкций, что препятствуют их широкому использованию в авиастроении и космических аппаратах.

Однако несмотря на отмеченные недостатки, создание интегральных цельнокомпозитных структур и крупногабаритных каркасных агрегатов типа интегрального крыла является перспективным направлением.

Элемент конструкции крыла интегральной конструкции из углепластика с сотопанелями показан на рис. 2.

Одно из препятствий широкого внедрения интегральных конструкций крыльев в аэрокосмических конструкциях — сложность их проекторочного расчета и оценки прочности в разных случаях нагружения при эксплуатации [4]. Решением этой проблемы стала разработка обеспечивающего достаточную точность упрощенного аналитического расчета, который можно было бы использовать при первоначальном проектировании.



Рис. 2. Элемент крыла интегральной конструкции из углепластика с сотовыми панелями

Цель работы — создание и апробация методики расчета кессона крыла интегральной конструкции с использованием отношений механики композиционных материалов, оптимизационных методов и с помощью критерия равнопрочности в слоях ПКМ [5].

Конструктивные формы элементов композитного крыла. Обшивки из *трехслойных сотовых панелей* чаще всего имеют псевдоизотропную схему армирования $[0/+45^\circ/-45^\circ/90^\circ]$, при этом их структура (т. е. соотношение слоев разных направлений) определяется величиной и характером действующих на обшивки нагрузок. Толщина панели определяется толщиной сотового пласта.

Лонжероны чаще всего выполняют в виде продольных балок, состоящих из стенок и поясов. Использование лент и тканей позволяет получать армированный материал в стенке лонжерона, оптимальный для восприятия усилий сдвига. Наиболее применимыми схемами армирования материала являются $[+45^\circ/-45^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$ и $[+45^\circ/-45^\circ/90^\circ/-45^\circ/+45^\circ]$. Выбираемые наполнители для слоев с укладкой 45° должны иметь повышенные значения предела прочности и модуля упругости при сдвиге в плоскости армирования. Для слоев с укладкой 90° желательно применять наполнитель с повышенным модулем упругости при изгибе [6]. С целью увеличения критических напряжений потери устойчивости при сдвиге стенки лонжеронов могут выполняться трехслойными с легким сотовым наполнителем из полимерной бумаги, стеклоткани или алюминиевой фольги, с вертикальными ребрами или утолщениями, с локальными зигами, в виде сплошного вертикального гофра синусоидальной или трапециевидной формы.

Нервюры делают в виде балок, содержащих полку и стенку, которая для повышения устойчивости при работе на сдвиг подкрепляется вертикальными гофрами, зигами или ребрами жесткости. Ребра чаще всего выполняют в виде Т-образных и П-образных профилей. Шаг их расположения определяется из условия общей потери устойчивости слоистой стенки. Чаще всего для изготовления нервюр используются композиты на основе тканых наполнителей, которые укладываются слоями под углом 45° к продольной оси стенки [7, 8].

Конструктивные параметры элементов композитного крыла.

Такое крыло представляет собой интегральную конструкцию, состоящую из несущего кессона одно- или многоконтурного типа, в виде продольных лонжеронов и стенок-панелей, нервюр, расположенных с определенным шагом, обшивки и узлов крепления (рис. 3). Основные конструктивные параметры кессонного крыла из ПКМ интегральной конструкции показаны на рис. 4.



Рис. 3. Конструкция консоли кессонного крыла из ПКМ (верхняя обшивка не показана)

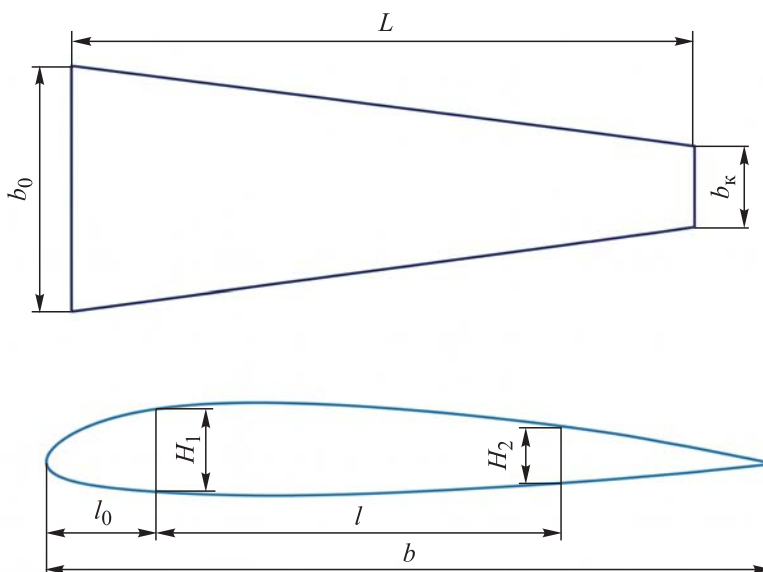


Рис. 4. Конструктивные параметры кессонного крыла из ПКМ:

L — длина консоли крыла; b — хорда расчетного сечения профиля крыла; b_0 — корневая хорда; b_k — концевая хорда; H_1, H_2 — высота профиля переднего и заднего лонжерона; l_0 — ширина предкрылка; l — ширина кессона

Выбор материала элементов композитного крыла. Выбор типа заготовки армирующего компонента зависит от технологии производства изделия, будет ли это послойная укладка препрегов, намотка, пропитка под давлением, инфузия или другие различные виды формования,

вакуумное или автоклавное формование, пресс-камеры, термокомпрессионный способ и пултрузия [9].

Выбор материала при проектировании кессона крыла аэрокосмического аппарата основывается на анализе нагружения крыла определенными внешними нагрузками, которые включают поперечный изгиб, сдвиг и кручение. Кроме того, при изготовлении учитываются требования технологичности [10–12].

Препрег в виде ленты позволяет использовать автоматическое оборудование намотки при изготовлении кессона. Лента состоит из множества однонаправленных волокон, и ее можно применять для намотки и для послойной укладки. По сравнению с тканями она обладает лучшими сопротивляемостью однонаправленным нагрузкам и аэродинамическими свойствами поверхности, у нее меньшая пористость, большие жесткость и прочность, и более низкая стоимость сырья, но более высокая стоимость производства. Ленту рекомендуется использовать в тех случаях, когда ее преимущества преобладают над повышенной стоимостью производства и когда ее позволяет применять профиль изделия.

Углеткани отличаются более высокой стойкостью к растрескиванию, чем углелента. Ткани из высокомодульных органических волокон сохраняют до 90 % своей прочности вследствие малой чувствительности этих волокон к повреждениям, а у обычной стеклоткани в процессе текстильной обработки значительно снижается предел прочности (табл. 1).

Таблица 1

Физико-механические свойства ПКМ на основе лент и тканей

Марка материала монослоя (толщина, мм)	Механические характеристики					
	Предел прочности		Модуль упругости		Модуль сдвига монослоя G_{12} , ГПа	Предел прочности при сдвиге монослоя $[\tau_{12}]$, МПа
	вдоль волокон $[\sigma_1^+]$, МПа	вдоль волокон $[\sigma_1^-]$, МПа	вдоль волокон E_1 , ГПа	поперек волокон E_2 , ГПа		
Т-39 (0,28)	1800	640	62	6,3	2,5	52
КМУ-7Л-300 (0,14)	3000	1650	215	6,4	8,5	78
КМКУ-2М (0,14)	900	1025	120	6,7	9,4	92
Органит-10Т (0,12)	740	230	34	34	1,2	100
УТ-900-2,5 (0,22)	1500	1200	150	82	5,1	73,5
Примечание: (+) — при растяжении, (–) — при сжатии.						

Схемы нагружения крыла и узлов его крепления. В полете крыло аэрокосмического аппарата нагружается изгибом, перерезывающими силами и кручением от аэродинамических сил, весом от различного оборудования и собственного веса (рис. 5). В зависимости от назначения крыла изменяются величина и характер нагрузки на его силовые элементы. Конструктивно-силовая схема крыла определяется характером нагружения сосредоточенными силами и моментами, а также местом их приложения.

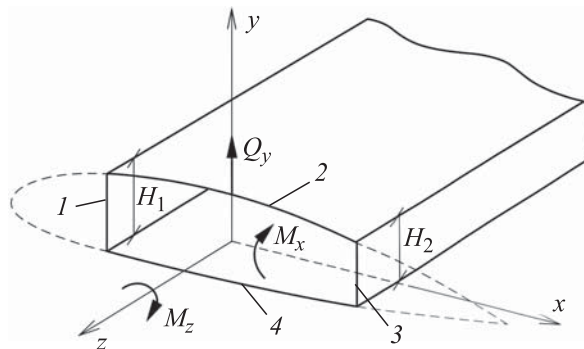


Рис. 5. Схема нагружения тонкостенного кессона крыла из ПКМ:

1, 3 — стенки переднего и заднего лонжеронов; 2, 4 — стенки верхней и нижней панелей;
 Q_y , M_x , M_z — нагрузки; H_1 , H_2 — высота профиля переднего и заднего лонжерона

В интегральном крыле на изгиб от момента M_x работают лонжероны — двухпоясные продольные балки, пояса которых работают на растяжение и сжатие от изгиба, стенки — на сдвиг от поперечной силы и крутящего момента, а также сотовые панели, работающие на растяжение, сжатие и сдвиг от перерезывающей силы Q_y и крутящего момента M_z . В результате нагрузки приходят на узлы крепления крыла и воспринимаются центральной частью конструкции аэрокосмического аппарата.

Выбор параметров и расчет на прочность композитного кессонного крыла интегральной конструкции. Рассмотрим упрощенный порядок проектирования крыла кессонной конструкции из ПКМ, нагруженного изгибающим и крутящим моментами, сжимающими и сдвиговыми усилиями, так как расчетные формулы для всех других случаев можно получить из него как частные случаи.

Проектирование многоконтурного кессона крыла интегральной конструкции ведется на основе методики, разработанной д-ром техн. наук А.А. Дудченко [8] при использовании условия равнопрочности, и проходит по сечениям, в каждом из которых известны нагрузки и геометрия, изменяющиеся по длине крыла. После образования полков и стенок лонжеронов необходимо проверить стенки на устойчивость, так как они работают на сдвиг. Будет принято, что длина стенки

значительно больше ее высоты. Сечение стенки сотового лонжерона с указанием толщин несущих слоев $h/2$ и высоты сотового заполнителя H показано на рис. 6.

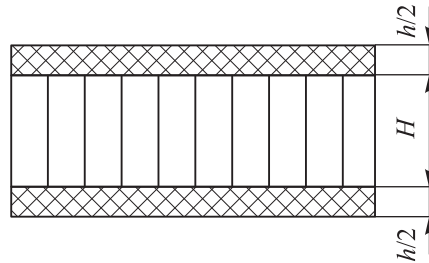


Рис. 6. Сечение стенки сотового лонжерона

Если найденная толщина стенки h не обеспечивает ее устойчивость при действии расчетной нагрузки, то можно увеличить величину критической нагрузки, повысив изгибную жесткость стенки путем разнеса несущих слоев с помощью сот на необходимую величину H (см. рис. 6).

Для того чтобы определить изгибную жесткость трехслойной панели, в соответствии с обозначениями из [8] можно представить общую формулу цилиндрической жесткости ортотропной панели D_{pq} ($p = 1 \dots 3, q = 1 \dots 3$) в виде:

$$D_{pq} = 2\bar{B}_{pq} \left[\frac{(h/2)^3}{12} + (H/2 + h/4)^2 h/2 \right],$$

или с учетом того, что $\bar{B}_{pq}h = B_{pq}$, справедливо записать

$$D_{pq} = B_{pq} \left[\frac{h^2}{48} + \frac{1}{4} \left(H + \frac{h}{2} \right)^2 \right], \quad (1)$$

где B_{pq} — коэффициенты матрицы жесткости ($p = 1 \dots 3, q = 1 \dots 3$).

Если обозначить выражение $\Omega = \frac{h^2}{48} + \frac{1}{4} \left(H + \frac{h}{2} \right)^2$ через Ω , то цилиндрическая жесткость будет представлена в виде $D_{pq} = B_{pq}\Omega$. Таким образом, расчетной величиной станет Ω , откуда затем можно находить величину H . Для стенок лонжеронов и нервюр, работающих на сдвиг, величина параметра Ω вычисляется с помощью формулы, определяющей критическую нагрузку [8]:

$$N_{zs}^{кр} = \frac{\kappa \pi^2}{b^2} \Omega \sqrt{B_3 B_{22}} \left(4 + \frac{3 \sqrt{B_{11} B_{22}}}{B_3} + \frac{B_3}{\sqrt{B_{11} B_{22}}} \right), \quad (2)$$

где κ — коэффициент, учитывающий закрепление панели, $\kappa = 2,67$ при шарнирном опирании продольных сторон и $\kappa = 3,45$ при заделанных продольных сторонах; b — высота стенки; $B_3 = B_{12} + 2B_{33}$.

При расчете величины разнота будет принято, что величина $N_{zs}^{кр}$ равна максимальному значению сдвигового усилия в рассматриваемой стенке. Для стенок лонжеронов продольные края можно считать защемленными ($\kappa = 3,45$).

В некоторых случаях при изгибе крыла необходимо учитывать обжатие стенок, которое можно найти по приближенной формуле

$$N_z = \left(\frac{M_x}{J_x} \right)^2 \frac{h_{пр} l_n}{E} y_p, \quad (3)$$

где M_x — средний изгибающий момент между нервюрами; J_x — средний момент инерции сечения между нервюрами; $h_{пр}$ — приведенная средняя толщина обшивки, $h_{пр} = h_{обш} + \frac{nF_{стр} + mF_{п}}{S_{кр}}$ ($h_{обш}$ —

толщина обшивки, n — количество стрингеров, m — количество лонжеронов, $F_{стр}$, $F_{п}$ — площади стрингеров и поясов лонжеронов, $S_{кр}$ — периметр сечения крыла); l_n — расстояние между нервюрами; y_p — координата точек обшивки от нейтральной линии.

В этом случае при расчете стенки на устойчивость можно применить приближенную формулу, которая одновременно учитывает действие сжимающих N_z и сдвигающих N_{zs} усилий:

$$\frac{N_z}{N_z^{кр}} + \left(\frac{N_{zs}}{N_{zs}^{кр}} \right)^2 \leq 1. \quad (4)$$

Здесь в числителе стоят действующие нагрузки, а в знаменателе — выражение для вычисления критических нагрузок при чистом сжатии и чистом сдвиге. Теперь с помощью формулы (4) можно найти величину разнота несущих слоев после определения параметра Ω . Формула для вычисления критического усилия N_{zs} приведена в выражении (2). Для сжимающих нагрузок можно использовать следующие формулы:

— при шарнирном опирании

$$N_z^{кр} = \frac{2\pi^2 \Omega \sqrt{B_{11} B_{22}}}{b^2} \left(1 + \frac{B_3}{\sqrt{B_{11} B_{22}}} \right); \quad (5)$$

– при заделанных продольных краях

$$N_z^{\text{кр}} = 2,67 \frac{\pi^2 \Omega \sqrt{B_{11} B_{22}}}{b^2} \left(1,73 + \frac{B_3}{\sqrt{B_{11} B_{22}}} \right). \quad (6)$$

Как показывает опыт, разнос несущих слоев стенок лонжеронов и нервюр — небольшая величина, которая меняется в диапазоне от 0,5 мм до 5 мм. В этом случае для обеспечения разноса используют соты, как правило, из полимерсотопласта, пленки из пластика или алюминиевой фольги. Минимальная технологическая толщина сот определяется возможностью разрезать их без повреждения кромок. Чем больше толщина сот, тем больше паразитная масса панели. Поэтому практические расчеты [8–10] показывают, что при толщине разноса слоев панели $H > 16$ мм соты использовать нерационально.

Выполнение проектировочного расчета. В первом приближении для определения проектировочных параметров несущих слоев стенок кессона крыла расчет проводится без учета связующего.

Расчет кессона крыла выполняется по следующему алгоритму.

1. *Рассчитываются необходимые толщины слоев несущей обшивки верхней и нижней стенок-панелей кессона из условий удовлетворения требований жесткости и прочности без учета связующего (см. рис. 5).*

Погонные нормальные усилия в верхней и нижней стенках кессона при действии изгибающего момента M_x вычисляются по формуле

$$N_z = \frac{M_x}{BH_{\text{ср}}}, \quad (7)$$

где B — ширина кессона крыла; $H_{\text{ср}} = \frac{H_1 + H_2}{2}$.

Погонные касательные усилия в стенках при действии крутящего момента M_z определяются выражением

$$q = \frac{M_z}{2BH_{\text{ср}}}. \quad (8)$$

Расчет необходимых толщин композитных слоев в стенках кессона (по нитяной модели) проводится следующим образом. При проектировании стенок кессона интегральной схемы расчет осуществляется в несколько итераций (приближений). Приняв, что каждый слой в первом приближении работает независимо, можно найти их толщины в каждой стенке без учета связующего, полагая, что каждый слой воспринимает только соответствующую нагрузку. Расчет проводится

для сжатой зоны максимально нагруженной панели. Причем принимаются полученные проектировочные размеры и для верхней, и для нижней стенки-панели в зоне растяжения.

В первом приближении задаются толщины слоев ориентации ПКМ:

$$h_1^{(1)}(\varphi = 0), \quad h_{2,3}^{(1)}(\varphi = \pm 45^\circ), \quad h_4^{(1)}(\varphi = 90^\circ) = 0,15 \cdot (h_1^{(1)} + h_2^{(1)} + h_3^{(1)}) \cdot 10^{-3}.$$

Затем вычисляется параметр A по формуле

$$A = \sum_{n=1}^4 \frac{1}{E_1 h_n^{(k)}}, \quad (9)$$

где E_1 — модуль упругости материала слоя вдоль армирующих волокон; k — количество приближений расчета, $n = 1, 2, 3, 4$.

Далее, согласно методике [8], вычисляются четыре функции:

$$F_1 = \frac{1}{A} \left[N_z \left(A - \frac{1}{E_1 h_1^{(1)}} \right) + q \left(\frac{1}{E_1 h_2^{(1)}} - \frac{1}{E_1 h_3^{(1)}} \right) \right],$$

$$F_2 = \frac{1}{A} \left[\frac{N_z}{E_1 h_1^{(1)}} + q \left(A - \frac{1}{E_1 h_2^{(1)}} + \frac{1}{E_1 h_3^{(1)}} \right) \right],$$

$$F_3 = \frac{1}{A} \left[\frac{N_z}{E_1 h_1^{(1)}} - q \left(A + \frac{1}{E_1 h_2^{(1)}} - \frac{1}{E_1 h_3^{(1)}} \right) \right],$$

$$F_4 = \frac{1}{A} \left[-\frac{N_z}{E_1 h_1^{(1)}} + q \left(\frac{1}{E_1 h_2^{(1)}} - \frac{1}{E_1 h_3^{(1)}} \right) \right].$$

Если $F_n > 0$, то в слое действуют усилия растяжения, если $F_n < 0$, то — усилия сжатия.

Далее вычисляются толщины слоев во втором приближении:

$$h_n^{(k)} = \frac{F_1}{[\sigma_1] \text{sign } F_n}. \quad (10)$$

Примечание: $\text{sign}(F_n) = 1$, если $F_n > 0$ или $\text{sign}(F_n) = 0$, если $F_n = 0$ или $\text{sign}(F_n) = -1$, если $F_n < 0$, при $F_n < 0$ выбираются допускаемые напряжения при сжатии $[\sigma^{-1}]$. Теперь сравниваются вычисленные толщины слоев $h_n^{(k)}$ с полученными на предыдущем шаге. Процесс расчета продолжается далее до тех пор, пока два последних

приближения вычисления толщин не будут отличаться друг от друга на величину 0,05.

Суммарная толщина слоев h проектируемой стенки-панели будет представлена выражением

$$h = \sum_{n=1}^4 h_n^{(k)}. \quad (11)$$

2. *Определяются необходимые толщины слоев боковых стенок кессона* из условий удовлетворения требований жесткости и прочности без учета связующего. Расчет касательных усилий в боковых стенках при действии перерезывающей силы Q_y и крутящего момента M_z проводится при условии, что в боковых стенках кессона не возникают нормальные усилия, а действуют только касательные q_Q от перерезывающей силы Q_y и q от крутящего момента M_z . При расчете толщины боковых стенок кессона принимается, что перерезывающая сила Q_y распределяется между стенками пропорционально жесткости кессона на изгиб. Тогда, если принять, что моменты инерции боковых стенок кессона равны квадрату их высот, легко построить простые соотношения:

$$Q_1 = \frac{Q_y H_1^2}{H_1^2 + H_2^2}, \quad q_{Q1} = \frac{Q_1}{H_1}; \quad (12)$$

$$Q_4 = \frac{Q_y H_2^2}{H_1^2 + H_2^2}, \quad q_{Q4} = \frac{Q_4}{H_2}. \quad (13)$$

Поскольку центр жесткости (ц.ж.) сечения крыла расположен за центром давления (ц.д.), можно записать

$$q_1 = q_{Q1} + q,$$

$$q_4 = q_{Q4} - q.$$

В качестве расчетной выбирается наибольшая нагрузка q .

Далее нужно определить необходимые толщины слоев h_2 ($\varphi = +45^\circ$), h_3 ($\varphi = -45^\circ$), которые оптимально воспринимают касательные нагрузки при условии, что h_1 ($\varphi = 0$), h_4 ($\varphi = 90^\circ$) = 0. В первом приближении задаются толщины слоев $h_{2,3}^{(1)}$ ($\varphi = \pm 45^\circ$). Параметр A рассчитывается по формуле (9). Затем вычисляются функции F_2 и F_3 :

$$F_2 = \frac{1}{A} \left[q \left(A - \frac{1}{E_1 h_2^{(1)}} + \frac{1}{E_1 h_3^{(1)}} \right) \right],$$

$$F_3 = \frac{1}{A} \left[-q \left(A + \frac{1}{E_1 h_2^{(1)}} - \frac{1}{E_1 h_3^{(1)}} \right) \right].$$

Теперь надо рассчитать толщины слоев во втором приближении согласно выражению (10) и продолжить итерационный расчет, пока два последних приближения вычисления толщин не будут различаться на 0,05. Затем необходимо вычислить суммарную толщину боковой стенки согласно (11).

3. Выполняется проверка несущей обшивки стенок-панелей кессона на устойчивость при сжатии, сдвиге и необходимости разнесения несущих слоев сотовым заполнителем, определив критические погонные нагрузки в несущих обшивках стенок-панелей в сжатой зоне:

$$N_z^{\text{кр}} = \frac{2,67\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{B^2} \left(1,73 + \frac{D_3}{\sqrt{D_1 D_2}} \right), \quad \eta = \frac{N_z^{\text{кр}}}{N_z}; \quad (14)$$

$$q_{\text{кр}} = \frac{3,45\pi^2 \sqrt{D_1 D_3}}{B^2} \sqrt{4 - \frac{3\sqrt{D_1 D_2}}{D_3} + \frac{D_3}{\sqrt{D_1 D_2}}}, \quad \eta = \frac{q_{\text{кр}}}{q}. \quad (15)$$

Здесь B — ширина кессона (панели); η — запас по потере устойчивости; D_1, D_2, D_3 — коэффициенты изгибной жесткости,

$$D_1 = \Omega \cdot B_{11}, \quad D_2 = \Omega \cdot B_{22}, \quad D_3 = \Omega \left(2B_{33} + \frac{B_{11}}{B_{22}} B_{12} \right) = \Omega \cdot B_3,$$

$$\Omega = \frac{h^2}{24} + \left(\frac{2H+h}{4} \right)^2,$$

где H — величина потребного разнесения несущих обшивок сотовым заполнителем; $B_{11}, B_{12}, B_{21}, B_{22}, B_{33}$ — коэффициенты жесткости с учетом связующего [4]:

$$B_{11} = \sum_{i=1}^k h_i \left(\bar{E}_1^i \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \sin^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i \right),$$

$$B_{12} = B_{21} = \sum_{i=1}^k h_i \left[\left(\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i \right) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_1^i \mu_{12}^i \left(\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i \right) - G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i \right],$$

$$B_{22} = \sum_{i=1}^k h_i \left(\bar{E}_1^i \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2^i \cos^4 \varphi_i + G_{12}^i \sin^2 2\varphi_i \right),$$

$$B_{33} = \sum_{i=1}^k h_i \left[\left(\bar{E}_1^i + \bar{E}_2^i \right) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i - 2\bar{E}_1^i \mu_{12}^i \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + G_{12}^i \cos^2 2\varphi_i \right],$$

где φ — угол армирования композитного слоя (i — количество слоев);

$$\bar{E}_{1,2}^i = \frac{E_{1,2}^i}{1 - \mu_{12}^i \mu_{21}^i}, \quad \mu_{21} = \frac{E_2}{E_1} \mu_{12}.$$

Далее можно представить $N_z^{\text{кр}}$, $q_{\text{кр}}$ в несколько ином виде:

$$N_z^{\text{кр}} = \left[\frac{2,67\pi^2 \sqrt{B_{11}B_{22}}}{B^2} \left(1,73 + \frac{B_3}{\sqrt{B_{11}B_{22}}} \right) \right] \cdot \Omega = R \cdot \Omega, \quad (16)$$

$$q_{\text{кр}} = \left[\frac{3,45\pi^2 \sqrt{B_{22}B_3}}{B^2} \sqrt{4 - \frac{3\sqrt{B_{11}B_{22}}}{B_3} + \frac{B_3}{\sqrt{B_{11}B_{22}}}} \right] \cdot \Omega = V \cdot \Omega. \quad (17)$$

Тогда из условия, при котором стенка-панель не теряет устойчивость,

$$-\frac{N_z}{N_z^{\text{кр}}} + \frac{q}{q_{\text{кр}}} \leq 1, \quad (18)$$

можно получить условие необходимости разнота несущих слоев со-
товым заполнителем

$$H = 0,5 \sqrt{8 \frac{\sqrt{N_z^2 V^2 + 4q^2 R^2} - N_z V}{RV} - \frac{2h^2}{3}} - h,$$

где R см. (16) и V см. (17).

Если $H \leq 0$, то стенка-панель не теряет устойчивость и без разнота несущих слоев.

4. Осуществляется проверка устойчивости боковых стенок кессона на сдвиг и необходимости уточнения величин H_1 и H_2 (см. рис. 5). Из условия, что боковая стенка кессона не теряет устойчивость,

$$\frac{q}{q_{\text{кр}}} \leq 1, \quad (19)$$

$$q_{\text{кр}} = \frac{3,45\pi^2 \sqrt{D_1 D_3}}{H_{\text{ср}}^2} \sqrt{4 - \frac{3\sqrt{D_1 D_2}}{D_3} + \frac{D_3}{\sqrt{D_1 D_2}}}, \quad \eta = \frac{q_{\text{кр}}}{q}, \quad (20)$$

где $H_{\text{ср}} = \frac{H_1 + H_2}{2}$, отсюда можно получить условие необходимости разнота несущих слоев сотовым заполнителем:

$$H = 0,5 \sqrt{8 \frac{\sqrt{4q^2 \cdot R^2}}{R \cdot V} - \frac{2h^2}{3}} - h.$$

Если это условие не выполняется, увеличиваются значения H_1 и H_2 или толщины h боковой стенки.

5. Выполняется поверочный расчет кессона крыла с учетом связующего. Соотношения между усилиями в стенках-панелях 2 и 4 кессона (см. рис. 5) и деформациями с учетом связующего можно записать в виде системы линейных уравнений:

$$\begin{cases} B_{11}\varepsilon_\alpha + B_{12}\varepsilon_\beta + B_{13}\varepsilon_{\alpha\beta} = N_z, \\ B_{21}\varepsilon_\alpha + B_{22}\varepsilon_\beta + B_{23}\varepsilon_{\alpha\beta} = 0, \\ B_{31}\varepsilon_\alpha + B_{32}\varepsilon_\beta + B_{33}\varepsilon_{\alpha\beta} = q, \end{cases}$$

где $B_{13} = B_{31} = B_{23} = B_{32} = 0$ (при симметричной схеме укладки пакета ПКМ).

Решить систему можно с помощью **метода Крамера**. Сначала

нужно определить неизвестные $\begin{pmatrix} \varepsilon_\alpha \\ \varepsilon_\beta \\ \varepsilon_{\alpha\beta} \end{pmatrix}$, а для этого записать столбец

из свободных членов $\begin{pmatrix} N_z \\ 0 \\ q \end{pmatrix}$ и составить матрицу $\begin{pmatrix} B_{11} & B_{12} & 0 \\ B_{21} & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & B_{33} \end{pmatrix}$.

Далее следует рассчитать главный определитель матрицы

$\Delta = \begin{vmatrix} B_{11} & B_{12} & 0 \\ B_{21} & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & B_{33} \end{vmatrix}$ и записать дополнительные определители:

$$\Delta_1 = \begin{vmatrix} N_z & B_{12} & 0 \\ 0 & B_{22} & 0 \\ q & 0 & B_{33} \end{vmatrix} = N_z \cdot B_{22} \cdot B_{33},$$

$$\Delta_2 = \begin{vmatrix} B_{11} & N_z & 0 \\ B_{21} & 0 & 0 \\ 0 & q & B_{33} \end{vmatrix} = -N_z \cdot B_{21} \cdot B_{33},$$

$$\Delta_3 = \begin{vmatrix} B_{11} & B_{12} & N_z \\ B_{21} & B_{22} & 0 \\ 0 & 0 & q \end{vmatrix} = B_{11} \cdot B_{22} \cdot q - B_{12} \cdot B_{21} \cdot q.$$

Отсюда можно представить выражения для деформаций в стенках-панелях:

$$\varepsilon_\alpha = \frac{\Delta_1}{\Delta}, \quad \varepsilon_\beta = \frac{\Delta_2}{\Delta}, \quad \varepsilon_{\alpha\beta} = \frac{\Delta_3}{\Delta}.$$

Далее определяются деформации слоев в направлении укладки слоев:

$$\varepsilon_1^i = \varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_\beta \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_{\alpha\beta} \sin \varphi_i \cos \varphi_i,$$

$$\varepsilon_2^i = \varepsilon_\alpha \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_\beta \cos^2 \varphi_i - \varepsilon_{\alpha\beta} \sin \varphi_i \cos \varphi_i,$$

$$\varepsilon_{12}^i = (\varepsilon_\beta - \varepsilon_\alpha) \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_{\alpha\beta} \cos 2\varphi_i.$$

Теперь вычисляются напряжения в каждом слое:

$$\sigma_1^i = \bar{E}_1^i (\varepsilon_1^i + \mu_{12}^i \varepsilon_2^i), \quad \sigma_2^i = \bar{E}_2^i (\varepsilon_2^i + \mu_{21}^i \varepsilon_1^i), \quad \tau_{12}^i = G_{12}^i \varepsilon_{12}^i.$$

После этого следует окончательно проверить критерий прочности слоев для плоского напряженного состояния в случае однонаправленного ПКМ с учетом связующего, где $[\sigma_1], [\sigma_2], [\tau_{12}]$ — пределы прочности монослоя ПКМ (см. табл. 1):

$$\left(\frac{\sigma_1^i}{[\sigma_1]} \right)^2 < 1, \quad \left(\frac{\sigma_2^i}{[\sigma_2]} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^i}{[\tau_{12}]} \right)^2 < 1.$$

Условием предельного состояния слоев является невыполнение критерия, когда выражения в скобках становятся больше 1.

Результаты апробации методики на примере расчета кессона крыла интегральной конструкции из ПКМ. Конструкция кессона крыла из ПКМ (см. рис. 5) нагружалась перерезывающей силой $Q_y = 400$ кН и изгибающим моментом $M_x = 6 \cdot 10^4$ Н·м и крутящим моментом $M_z = 4,2 \cdot 10^3$ Н·м. В результате проведенного расчета подбились оптимальные значения толщин несущих слоев со структурой для верхней 2 и нижней 3 стенок кессона с углами укладки $[\varphi = 0/\pm 45^\circ/90^\circ]$, а для боковых стенок — $[\varphi = \pm 45^\circ]$, а также определялось

напряженное состояние слоев и запас прочности. В качестве материала стенок кессона использовался углепластик КМУ-7Л-300 в виде ленты. Геометрические и жесткостные параметры материалов (см. табл. 1):

– характеристики однонаправленного КМУ-7Л-300: $E_1 = 180$ ГПа; $E_2 = 6,2$ МПа; $G_{12} = 5$ ГПа; $\mu_{12} = 0,36$; $[\sigma_1^+] = 3000$ МПа; $[\sigma_2^+] = 37$ МПа; $[\sigma_1^-] = 1650$ МПа; $[\sigma_2^-] = 32$ МПа; $[\tau_{12}] = 78$ МПа; толщина монослоя $\delta = 0,14$ мм; плотность $\rho = 1,7$ г/см³;

– сотовый наполнитель — полисотопласт ПСП-1 с шестигранной формой ячейки: $E_1 = 0,170$ ГПа, $G_{12} = 0,115$ ГПа, $[\sigma_1^-] = 5$ МПа, $[\tau_{12}] = 2,74$ МПа, параметры ячейки сот: толщина $\delta_{\text{ф}} = 0,05$ мм, ширина $r_{\text{яч}} = 3,5$ мм, плотность $\rho = 0,8$ г/см³;

– геометрические размеры крыла (см. рис. 4): хорда крыла в расчетном сечении $b = 0,8$ м при профиле крыла NACA 23021: $H_1 = 120$ мм, $H_2 = 90$ мм, длина кессона $l = 2,6$ м; ширина кессона $B = 0,5$ м.

Результаты расчетов в виде значений толщин стенок кессона представлены в табл. 2–5.

Таблица 2

Толщины стенок кессона при расчете в первом приближении

Номер стенки	N_z , Н/м	q , Н/м	A , Па м ⁻¹	h_1 , мм	h_2 , мм	h_3 , мм	h_4 , мм	h , мм
1	–	2 173 333	4,17711E-09	0	2,66	2,66	0	5,32
2	1 142 857	40 000	6,94E-08	0,98	0,28	0,28	0,231	1,771
3	–	2 173 333	4,17711E-09	0	2,66	2,66	0	5,32
4	1 142 857	40 000	6,94E-08	0,98	0,28	0,28	0,231	1,771

Таблица 3

Толщины стенок кессона при расчете в последнем приближении

Номер стенки	N_z , Н/м	q , Н/м	A , ГПа м ⁻¹	h_1 , мм	h_2 , мм	h_3 , мм	h_4 , мм	h , мм
1	–	2 173 333	4,3456E-09	0	2,058	3,287	0	5,345
2	1 142 857	40 000	1,62E-07	1,098	0,128	0,08	0,196	1,5
3	–	2 173 333	4,3456E-09	0	2,058	3,287	0	5,345
4	1 142 857	40 000	1,62E-07	1,098	0,128	0,08	0,196	1,5

С учетом полученных значений толщин стенок была определена линейная плотность кессона крыла из ПКМ:

$$m = \sum m_{\text{ст}} = 4,136 \text{ г/см}^2;$$

$$m_{\text{ст1}} = m_{\text{ст3}} = \sum_{i=1}^4 \rho_i h_i = \rho_{\text{км}} h = 1,7 \cdot 0,672 = 1,1424 \text{ г/см}^2,$$

$$m_{\text{ст2}} = m_{\text{ст4}} = \sum_{i=1}^4 \rho_i h_i = \rho_{\text{км}} h + \rho_{\text{с}} H = 1,7 \cdot 0,168 + 0,8 \cdot 0,8 = 0,9256 \text{ г/см}^2,$$

где $\rho_{\text{км}}$ — плотность препрега композиционного материала; $\rho_{\text{с}}$ — плотность полимерных сот (см. табл. 1).

Таблица 4

Обобщенные коэффициенты жесткости

Номер стенки	B_{11} , ГПа м	$B_{12} = B_{21}$, ГПа м	B_{22} , ГПа м	B_{33} , ГПа м	B_3 , ГПа м
1	0,4509	0,4105	0,4502	0,0759	0,5631
2	0,2172	0,0992	0,0597	0,0094	0,3795
3	0,4509	0,4105	0,4502	0,0759	0,5631
4	0,2172	0,0992	0,0597	0,0094	0,3795

Таблица 5

Толщины стенок кессона с учетом технологичности слоя

Номер стенки	h_1 , мм	h_2 , мм	h_3 , мм	h_4 , мм	h , мм
1	0	3,36 (24 слоя)	3,36 (24 слоя)	0	6,72
2	1,12 (8 слоев)	0,14 (2 слоя)	0,14 (1 слой)	0,28 (2 слоя)	1,68
3	0	3,36 (24 слоя)	3,36 (24 слоя)	0	6,72
4	1,12 (8 слоев)	0,14 (2 слоя)	0,14	0,28 (2 слоя)	1,68

Закключение. Приведенная методика выбора рациональных параметров и расчета на прочность стенок кессона крыла интегральной конструкции из ПКМ позволяет создавать надежные и прочные каркасные конструкции. Анализ показывает, что применение таких конструкций имеет большие перспективы в аэрокосмической технике. Были рассмотрены принципы и допущения, а также даны рекомендации при проектировании композитного крыла интегральной конструкции с учетом особенностей свойств композитов и специфики их работы. Приведены результаты апробации методики в виде расчета кессона крыла из ПКМ. Полученные результаты расчетов хорошо согласуются с результатами расчетов в программах конечно-элементного анализа типа ANSYS [3]. Можно сделать вывод, что разработанную методику расчета на прочность интегрального крыла из ПКМ целесообразно применять на этапе первоначального проектирования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Башаров Е.А., Ерков А.П. Метод расчета многослойного пакета из полимерного композиционного материала с учетом выбора критерия прочности. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2018, № 6, с. 39–53. URL: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1618_web.pdf (дата обращения: 10.04.2026).
- [2] Башаров Е.А. Расчет и применение в аэрокосмических конструкциях плоских оребренных панелей из полимерных композиционных материалов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 5 (137). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-5-2272. URL: <http://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2272.pdf> (дата обращения: 10.04.2026).
- [3] Башаров Е.А. Расчет оптимальных конструктивных параметров и применение в аэрокосмических конструкциях трехслойных сотовых панелей из полимерных композиционных материалов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 10 (154). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-10-2391. URL: <http://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2391.pdf> (дата обращения: 10.04.2026).
- [4] Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1988, 272 с.
- [5] Васильев В.В., Добряков А.А., Дудченко А.А. и др. *Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МАИ, 1985, 218 с.
- [6] Дудченко А.А., Хворостинский А.И. Расчет кессонных конструкций по балочной теории в случае общей анизотропии свойств материала. *Тематический сборник научных трудов «Численные методы исследования прочности летательных аппаратов»*. Москва, Изд-во МАИ, 1988, с. 14–18.
- [7] Дудченко А.А. *Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МАИ, 2002, 84 с.
- [8] Дудченко А.А. *Прочность и проектирование элементов авиационных конструкций из ПКМ*. Москва, Изд-во МАИ, 2007, 200 с.
- [9] Кузьмин М.А., Лебедев Д.Л., Попов Б.Г. *Строительная механика и расчеты композитных конструкций на прочность*. Москва, ИКЦ «Академкнига», 2008, 191 с.
- [10] Панин В.Ф. *Конструкции с сотовым заполнителем*. Москва, Машиностроение, 1982, с. 22–25.
- [11] Халиулин В.И., Константинов Д.Ю., Данилов Я.С. Исследование процесса изготовления композитных конструкций интегрального типа с помощью трансформируемой оснастки. *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*, 2012, № 4 вып. 2, с. 115–132. URL: https://old.kai.ru/vestnik/4-2_12.shtml (дата обращения: 10.04.2026).
- [12] Халиулин В.И., Константинов Д.Ю., Батраков В.В. Исследование возможностей формования композитных панелей с интегральным каркасом. *Материалы докладов Международного симпозиума «Самолётостроение России. Проблемы и перспективы», 2–5 июля 2012 г., г. Самара*. Самара, Изд-во Самарского государственного аэрокосмического ун-та, 2012, с. 227–229.

Статья поступила в редакцию 18.02.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Башаров Е.А. Расчет и применение в аэрокосмических аппаратах крыла интегральной конструкции из полимерных композиционных материалов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 6. EDN MRCOTJ

Башаров Евгений Анатольевич — канд. техн. наук, доцент кафедры 102 «Проектирование вертолетов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Основные научные интересы — в области проектирования конструкций вертолетов из полимерных композиционных материалов (ПКМ); автор более 20 научных работ и статей. e-mail: e.basharov@yandex.ru

Calculation and Application of an Integrated Wing Structure Made of Polymer Composite Materials in Aerospace Vehicles

© E.A. Basharov

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russian Federation

The development and testing of a simplified calculation method with optimization using the criterion of equal strength in layers, as well as an analysis of the prospects for the use of integrated wing structures made of polymer composite materials (PCM) in aerospace vehicles are presented. The main computational cases of loading of the wing caisson of an integral structure at the initial design stage are considered, as well as the calculated expressions used in the constraints of the projected structures are given. The result approximation of the technique is shown using the example of calculating the wing caisson of an integral carbon fiber structure of the KMU-7L-300 type. It is noted that the results obtained showed good accuracy in determining the stiffness and strength of the composite wing box, taking into account the binder, sufficient for engineering calculations.

Keywords: *integral structure wing, caisson, strength criterion, strength calculation, honeycomb panel, prepreg*

REFERENCES

- [1] Basharov E.A., Erkov A.P. Metod rascheta mnogosloynnogo paketa iz polimernogo kompozitsionnogo materiala s uchetom vybora kriteriya prochnosti [Method for calculating a multilayer package made of polymer composite material with consideration of strength criterion selection]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polet" — All-Russian Scientific and Technical Journal "Polyot" (Flygt)*, 2018, no. 6, pp. 39–53. Available at: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1618_web.pdf (accessed April 10, 2026).
- [2] Basharov E.A. Raschet i primeneniye v aerokosmicheskikh konstruktivnykh ploskikh orebrennykh paneley iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Calculation and application of flat stiffened panels made of polymer composite materials in aerospace structures]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2023, iss. 5 (137). DOI: 10.18698/2308-6033-2023-5-2272. Available at: <http://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2272.pdf> (accessed April 10, 2026).
- [3] Basharov E.A. Raschet optimalnykh konstruktivnykh parametrov i primeneniye v aerokosmicheskikh konstruktivnykh trekhslonnykh sotovykh paneley iz polimernykh kompozitsionnykh materialov [Calculation of optimal structural parameters and application of three-layer honeycomb panels made of polymer composite materials in aerospace structures]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2024, iss. 10 (154). DOI: 10.18698/2308-6033-2024-10-2391. Available at: <http://engjournal.bmstu.ru/catalog/arise/dcpa/2391.pdf> (accessed April 10, 2026).
- [4] Vasiliev V.V. *Mekhanika konstruktivnykh iz kompozitsionnykh materialov* [Mechanics of Structures Made of Composite Materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 272 p.

- [5] Vasiliev V.V., Dobryakov A.A., Dudchenko A.A. et al. *Osnovy proektirovaniya i izgotovleniya konstruktsiy letatel'nykh apparatov iz kompozitsionnykh materialov* [Fundamentals of Design and Manufacturing of Aircraft Structures Made of Composite Materials]. Moscow, MAI Publ., 1985, 218 p.
- [6] Dudchenko A.A., Khvorostinskiy A.I. Raschet kessonnykh konstruktsiy po balochnoy teorii v sluchae obschey anizotropii svoystv materiala [Calculation of caisson structures using beam theory in the case of general anisotropy of material properties]. In: *Tematicheskii sbornik nauchnykh trudov "Chislennyye metody issledovaniya prochnosti letatel'nykh apparatov"* [Proceedings of the Topical Collection "Numerical Methods for Studying the Strength of Aircraft"]. Moscow, MAI Publ., 1988, pp. 14–18.
- [7] Dudchenko A.A. *Optimalnoe proektirovanie elementov aviatsionnykh konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov* [Optimal design of aircraft structural elements made of composite materials]. Moscow, MAI Publ., 2002, 84 p.
- [8] Dudchenko A.A. *Prochnost i proektirovanie elementov aviatsionnykh konstruktsiy iz PKM* [Strength and design of aircraft structural elements made of PCM]. Moscow, MAI Publ., 2007, 200 p.
- [9] Kuzmin M.A., Lebedev D.L., Popov B.G. *Stroitel'naya mekhanika i raschety kompozitnykh konstruktsiy na prochnost* [Structural Mechanics and Strength Analysis of Composite Structures]. Moscow, Akademkniga Publ., 2008, 191 p.
- [10] Panin V.F. *Konstruktsii s sotovym zapolnitelem* [Structures with Honeycomb Filler]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, pp. 22–25.
- [11] Khaliulin V.I., Konstantinov D.Yu., Danilov Ya.S. Issledovanie protsessa izgotovleniya kompozitnykh konstruktsiy integralnogo tipa s pomoshchyu transformiruemykh osnastki [Study of the manufacturing process of integrated-type composite structures using transformable tooling]. *Vestnik KGTU im. A.N. Tupoleva*, 2012, no. 4, iss. 2, pp. 115–132. Available at: https://old.kai.ru/vestnik/4-2_12.shtml (accessed April 10, 2026).
- [12] Khaliulin V.I., Konstantinov D.Yu., Batrakov V.V. Issledovanie vozmozhnostey formovaniya kompozitnykh paneley s integral'nym karkasom [Investigation of the possibilities of forming composite panels with an integral frame]. In: *Materialy dokladov Mezhdunarodnogo simpoziuma "Samolyetostroenie Rossii. Problemy i perspektivy"* [Proceedings of the International Symposium "Aircraft Construction in Russia. Problems and Prospects"]. Samara, SSAU Publ., 2012, pp. 227–229.

Basharov E.A., Associate Professor of 102 "Helicopter Design" Chair of the Moscow Aviation Institute (National Research University), Cand. Sc. (Engineering). The main area of expertise is helicopter structural design from polymeric composite materials (PCM); the author of more than 20 scientific papers and articles.
e-mail: e.basharov@yandex.ru