УДК 629.784

НОВЫЙ ПОДХОД К СОЗДАНИЮ ЛЕГКИХ И НАДЕЖНЫХ СИЛОВЫХ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

М.Ч. ЗИЧЕНКОВ[1], И.О. КОНДАКОВ[1], А.Н. ШАНЫГИН[1]
[1]Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, Россия

Опыт разработки силовых конструкций планера из полимерных композиционных материалов показал, что в рамках традиционных конструктивно-силовых схем на основе подкрепленной слоистой обшивки практически невозможно обеспечить снижение веса для композитных конструкций агрегатов планера по сравнению с металлическими аналогами. Основной причиной является низкий уровень прочностных и деформационных характеристик современных связующих (смол), который не позволяет реализовать высокие прочностные свойства углеродных волокон в слоистых композитных пакетах, используемых для силовых обшивок панелей.

Для создания легких и надежных силовых композитных авиаконструкций необходима разработка принципиально новых типов конструктивно-силовых схем, позволяющих в максимальной степени реализовать потенциал современных композиционных материалов. Разработка таких конструктивно-силовых схем требует формирования нового подхода к проектированию композитных авиаконструкций, поскольку традиционный поэтапный подход основан на ряде существенных допущений, большинство из которых справедливо лишь для конструкций из авиационных металлических сплавов, но не корректны применительно к конструкциям из композиционных материалов. Невозможность применения поэтапного подхода, позволяющего решить задачу проектирования по частям, а также возросшее (по сравнению с металлическими конструкциями) число проектных параметров, приводит к радикальному увеличению трудоемкости проектирования композитных конструкций.

В данной работе предложен новый подход к проектированию композитных авиаконструкций, позволяющий существенно снизить непомерно возросшую трудоемкость задачи проектирования. Новый подход предполагает одновременное решение основных проектировочных задач на различных уровнях детализации композитной конструкции в рамках единого глобального этапа. Применение данного подхода позволило получить ряд принципиально новых и эффективных по весу решений для конструкции цилиндрического отсека фюзеляжа гражданского самолета, а также для конструкции самолета в схеме «летающее крыло».

Ключевые слова: проектирование авиаконструкций, композитные авиаконструкции, композиционные материалы, гибридные авиаконструкции.

ВВЕДЕНИЕ

Процесс внедрения композиционных материалов в силовые конструкции планера с традиционными конструктивно-силовыми схемами (КСС) на основе тонкостенных обшивочных панелей выявил ряд фундаментальных проблем обеспечения их прочности, которые не имеют положительного решения для данного типа конструкций при современном уровне физических характеристик композиционных материалов. Одной из основных причин невысоких прочностных характеристик такого типа конструкций является низкий уровень прочностных и деформационных характеристик современных связующих (смол), который не позволяет реализовать высокие прочностные свойства углеродных волокон в слоистых композитных пакетах, используемых для силовых обшивок панелей [1]. Кроме того, хрупкость связующего делает такие конструкции крайне уязвимыми к ударным и климатическим воздействиям.

Это обстоятельство не позволяет эффективно применять подкрепленную композитную обшивку в качестве универсального конструктивного элемента, в отличие от подкрепленной металлической обшивки, которая воспринимает все основные механические нагрузки, включая ударные нагрузки, наддув и воздействие окружающей среды.

Учитывая тот факт, что в среднесрочной перспективе не ожидается существенного улучшения свойств связующих, возникает необходимость поиска альтернативных силовых конструктивных элементов и КСС на основе этих элементов, позволяющих в большей степени реализовать высокие удельные прочностные свойства углеродных волокон.

Одним из успешных примеров реализации альтернативных КСС являются композитные конструкции на основе сетчатых каркасов, которые в настоящее время широко применяются в отечественной ракетной технике. Наиболее ярким образцом таких конструкций являются сетчатые конструкции переходных отсеков ракет-носителей, разработанные и серийно изготавливаемые ЦНИИСМ (г. Хотьково). Снижение веса для таких сетчатых конструкций по сравнению с металлическими аналогами составляет от 20 до 50 % и более [2] в зависимости от типа отсека. Подобные результаты получены также ведущими европейскими научными центрами в области аэронавтики [3, 4]. Для прототипа композитной конструкции ракетного отсека, имеющей сетчатую конструктивно-силовую схему, специалистами CIRA (Италия) было получено реальное снижение веса около 40 % [5].

Успешное применение сетчатых композитных конструкций в ракетной технике стало основой для начала цикла исследований по оценке эффективности применения таких КСС для конструкций гражданских самолетов. В рамках этих исследований ЦАГИ совместно с российскими и европейскими партнерами (ЦНИИСМ, ВИАМ, МФТИ, РХТУ им. Менделеева, НИАТ, Аэрокомпозит, Airbus, DLR, EADS-IW, TU Delft, Queen Mary University of London) был успешно выполнен ряд российских и международных проектов [6–8], подтвердивших эффективность использования альтернативных композитных КСС в авиационных конструкциях гражданских самолетов.

В результате проведенных исследований был сформирован новый подход к проектированию подобных конструкций, на основе которого был решен ряд фундаментальных проблем прочности для силовых композитных конструкций. На основе данного подхода были сформированы основные принципы создания легких и надежных силовых авиаконструкций из композиционных материалов.

ОСОБЕННОСТИ ТРАДИЦИОННОГО ПОДХОДА К ПРОЕКТИРОВАНИЮ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Современные авиационные конструкции представляют собой сложные системы, описываемые большим количеством проектных параметров. В общем случае учет всех параметров и их взаимного влияния при создании таких конструкций делает задачу проектирования практически нереализуемой по трудоемкости. Чтобы ее решить, разработчики стараются найти частные особенности отдельных типов конструкций, что позволяет иногда значительно упростить расчетную модель. Как правило, подобные упрощения позволяют разделить проектные параметры по группам, не оказывающим друг на друга взаимного влияния, и решить общую задачу проектирования по частям.

В результате длительного опыта разработки, создания и эксплуатации металлических авиаконструкций, сложилось несколько базовых упрощений, реализованных в традиционных методах проектирования. Большая часть этих упрощений связана с особенностями физических свойств конструкционных материалов (авиационных металлических сплавов). Одной из ключевых особенностей таких сплавов является сочетание высокой прочности и высокой эластичности. Благодаря высокой вязкости современных авиационных сплавов, в конструкции происходит быстрая релаксация потока усилий при возникновении всевозможных возмущений. По этой причине напряженное состояние в конкретной зоне зависит, в первую очередь, от жесткостных характеристик данной зоны и в значительно меньшей степени от жесткостных характеристик соседних зон. Именно эта особенность легла в основу таких базовых методов, как метод проектирования по условиям равнопрочности (известный как «сигма к сигме»). Благодаря хорошей технологической реализуемости изделий из металлических сплавов, появилась возможность не учитывать технологические ограничения на начальных этапах проектирования, что дало возможность обособить еще одну группу проектных параметров. Следствием перечисленных выше особенностей стала возможность осуществить процесс проектирования металлических конструкций по частям, в виде нескольких отдельных этапов.

В процессе развития методики проектирования и технологии изготовления металлических конструкций было сформировано четыре последовательных этапа проектирования, получивших названия: «этап технических предложений», «этап эскизного проекта», «этап рабочего проектирования», «этап подготовки к серийному производству», а сам подход был назван «поэтапным» (рис. 1). Суть поэтапного подхода заключается в том, что его использование позволяет радикально снизить трудоемкость проектирования за счет разделения одного большого итерационного процесса многодисциплинарной оптимизации (МДО) на четыре отдельных итерационных процесса.

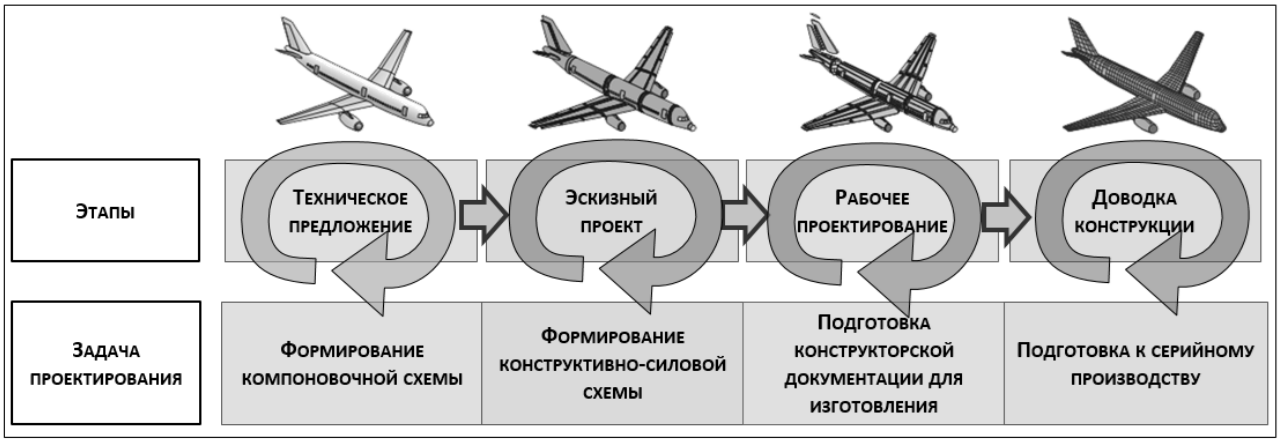


Рис. 1. Традиционный поэтапный подход к проектированию конструкций летательных аппаратов
Fig. 1. A traditional phased approach to the design of aircraft structures

К сожалению, используемые в настоящее время методики проектирования композитных авиаконструкций, как правило, представляют собой адаптированные варианты традиционных методик проектирования металлических конструкций, включая методы анализа прочности.

Одной из ключевых и наиболее распространенных ошибок, допускаемых при разработке авиаконструкций из композиционных материалов, является применение базовых упрощений, принятых ранее для металлических сплавов. Однако современные композиционные материалы не обладают особенностями, свойственными металлам, в частности, сочетанием высокой прочности и высокой эластичности. Кроме того, для них существует целый ряд значительных технологических ограничений, что делает фактически невозможным осуществить процесс проектирования без учета технологических требований на самом раннем этапе проектирования.

Кроме того, проблема проектирования силовых композитных авиаконструкций усугубляется практически полным отсутствием реальных прототипов таких конструкций, что приводит к необходимости поиска оптимальных конструктивных решений на больших областях проектных параметров. Такой поиск требует анализа прочности огромного количества вариантов конструкции с учетом жестких временных ограничений, характерных для предварительного этапа проектирования. По этой причине к методикам анализа прочности композитных авиаконструкций предъявляются крайне жесткие требования по быстродействию (оперативности).

НОВЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

Как уже было сказано выше, современные композиционные материалы не обладают перечисленными выше специфическими особенностями, присущими металлическим сплавам, что делает использование поэтапного подхода для проектирования композитных конструкций не-

корректным. Более того, традиционные слоистые композитные конструкции, изготовленные на их основе, обладают рядом критических свойств, существенно усложняющих для них процедуры анализа прочности и выбора рациональных конструктивных параметров. К таким свойствам можно отнести:

– наличие топологических особенностей, приводящих к появлению множественных концентраций напряжений в связующем на микроуровне с характерным размером 10^{-5} м (размер углеродного волокна);

– волокнистая структура материала, предопределяющая сложный характер распределения потока усилий и высокую чувствительность потока к изменению граничных условий и другим возмущениям на больших расстояниях от объекта возмущения;

– низкая ударостойкость;

– высокая чувствительность технологической реализуемости от значений проектных параметров, низкая ремонто- и контролепригодность.

В настоящее время для слоистых композитных конструкций до сих пор не выявлено устойчивых закономерностей или особенностей, которые позволили бы значительно упростить для них задачи анализа прочности и выбора рациональных проектных параметров, и тем самым, снизить непомерно возросшую трудоемкость задачи проектирования композитных конструкций. Увеличение трудоемкости проектирования композитных конструкций по сравнению с металлическими обусловлено увеличением количества проектных параметров и расширения спектра их возможных значений.

Для снижения трудоемкости проектирования композитных конструкций в ЦАГИ был разработан ряд методик на основе многоуровневого подхода (рис. 2) [9], предполагающих одновременное решение основных проектировочных задач на различных уровнях детализации композитной конструкции в рамках единого глобального этапа. Исследования, проведенные в ЦАГИ совместно с российскими и иностранными партнерами [6–8], показали, что все прочностные задачи в рамках проектирования композитной конструкции планера могут быть разделены на 4 группы и решены одновременно на 4-х уровнях детализации конструкции (то есть на 4-х расчетных прочностных моделях различной размерности). На каждом уровне детализации рассматриваются прочностные задачи, соответствующие данному уровню. Результаты расчетов, полученные на каждом из уровней, передаются в единую специализированную базу данных, которая также имеет многоуровневую структуру. После выполнения процедур анализа прочности и анализа других проектных критериев на всех уровнях производится изменение проектных параметров конструкции одновременно на всех уровнях детализации. Таким образом, алгоритм проектирования композитной конструкции представляет собой итерационную процедуру одновременного поиска оптимальных конструктивных параметров всей конструкции ЛА. Для снижения трудоемкости вычислительных процедур был разработан и валидирован ряд мероприятий, таких как:

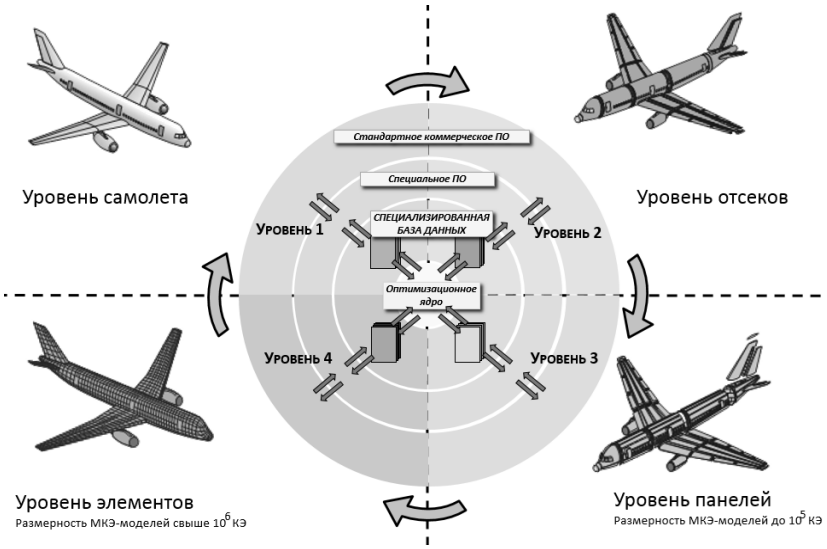


Рис. 2. Многоуровневый подход к проектированию авиационных конструкций

Fig. 2. A layered approach to the design of aircraft structures

– создание единой четырехуровневой параметрической модели конструкции планера;

– алгоритм формирования типовых схем моделей метода конечных элементов (МКЭ-моделей) для каждого из уровней детализации;

– полная автоматизация процесса подготовки исходных данных, проведения расчетов и анализа результатов;

– выбор рациональной размерности конечно-элементной и структурной расчетных моделей конструкции планера;

– выполнение параллельных расчетов на аналитических и МКЭ-моделях в рамках каждого уровня детализации.

В результате удалось значительно снизить трудоемкость вычислительного процесса и обеспечить надежность проектных решений в плане их технологической реализуемости.

В рамках нового подхода был решен ряд задач по поиску рациональных КСС силовых композитных авиаконструкций для нового поколения гражданских самолетов. Применение подхода для решения многодисциплинарной задачи проектирования оптимальной конструкции планера позволило специалистам ЦАГИ выйти за рамки традиционных компоновочных и конструктивно-силовых схем и получить новые, эффективные по весу решения как для конструкции планера в целом, так и для его отдельных агрегатов. В частности, были получены новые решения для гибридных (металло-композитных) КСС применительно к конструкции цилиндрического фюзеляжа и гермокабины в схеме самолета «летающее крыло». Эти решения позволили значительно (до 20 %) снизить вес конструкции при обеспечении требований длительной прочности, включая требования по ударным и климатическим воздействиям. Проектировочные исследования [10–12], проведенные в рамках нового подхода, показали, что проблема длительной прочности не может быть эффективно (без значительных весовых затрат) решена для композитных КСС с жесткой силовой обшивкой, однако положительное решение может быть найдено за счет создания гибридной сетчатой КСС на основе жесткого сетчатого каркаса и системы гибких обшивок.

ЭФФЕКТИВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ КОМПОЗИТНЫХ АВИАКОНСТРУКЦИЙ

В результате исследований [10–12] была получена рациональная КСС (рис. 3) для цилиндрического носового регулярного (без вырезов под двери и грузолюки) отсека фюзеляжа на основе силового композитного каркаса в виде сетчатой структуры из композитных ребер с однонаправленной укладкой волокна.

Гермообшивка в рамках гибридной КСС представляет собой тонкую гибкую мембрану, расположенную внутри по отношению к цилиндрическому сетчатому каркасу. Основная роль этой обшивки – восприятие нагрузок от наддува и передача этих нагрузок на сетчатый каркас. Таким образом, гермообшивка воспринимает только растягивающие нагрузки. Предложенная КСС также содержит внешнюю (по отношению к каркасу) гибкую обшивку для обеспечения аэродинамической формы. Конструкция также включает ряд защитных слоев для обеспечения защиты силового каркаса от ударных и климатических воздействий.

В отличие от традиционных обшивочных конструкций, где жесткая подкрепленная обшивка является универсальным силовым элементом, воспринимающим весь спектр внешних и внутренних нагрузок, для гибридной КСС перечисленные выше конструктивные элементы ответственны за восприятие конкретных видов нагружения. При этом конструктивные элементы изготавливаются из различных конструкционных материалов, что позволяет подобрать оптимальный материал для каждого из элементов в зависимости от выполняемых им функций, что позволяет в большей степени реализовать потенциал современных композиционных материалов.

На рис. 4 представлены альтернативные варианты силовых каркасов для отсека фюзеляжа с рациональными значениями проектных параметров, обеспечивающими высокую весовую эффективность.

Рис. 3. Рациональная конструктивно-силовая схема цилиндрического отсека фюзеляжа на основе композитного каркаса
Fig. 3. Rational design-power scheme of the cylindrical fuselage compartment based on a composite frame

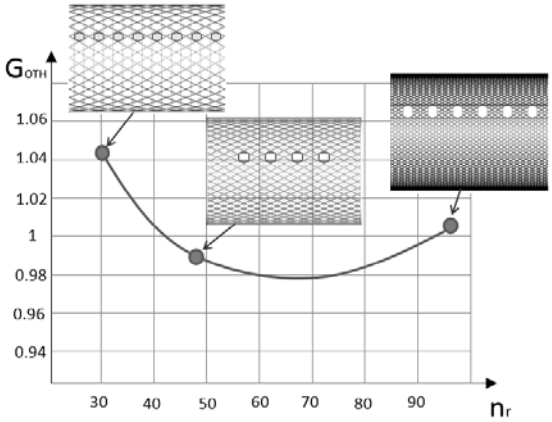


Рис. 4. Вес альтернативных вариантов сетчатого каркаса
Fig. 4. Weights of alternative screen frames

Для оценки эффективности применения гибридной сетчатой КСС для конструкции цилиндрического фюзеляжа была проведена сравнительная весовая оценка трех альтернативных вариантов: композитного отсека сетчатой гибридной КСС, композитного отсека традиционной КСС (black metal) и металлического отсека традиционной КСС. Для этой цели был рассмотрен перспективный среднемагистральный самолет [6] с удлиненным регулярным носовым отсеком фюзеляжа. Для данного отсека ЦАГИ совместно с Airbus были сформированы основные требования к конструкции планера, включающие требования по безопасности и комфорту, а также сформированы расчетные случаи нагружения. В соответствии с данными требованиями было проведено предварительное проектирование конструкций отсеков в трех перечисленных выше вариантах. Для проектирования сетчатого варианта отсека, в соответствии с описанным выше подходом, был разработан автоматизированный алгоритм комплексного анализа прочности сетчатых композитных конструкций отсеков фюзеляжа (рис. 5). В рамках алгоритма все расчетные модели на всех уровнях детализации строились по принципу вложенности, а их построение осуществлялось в автоматизированном режиме на основе единой базы данных конструкции, что позволило избежать ошибок при переносе данных между различными прочностными моделями, соответствующими каждому из уровней.

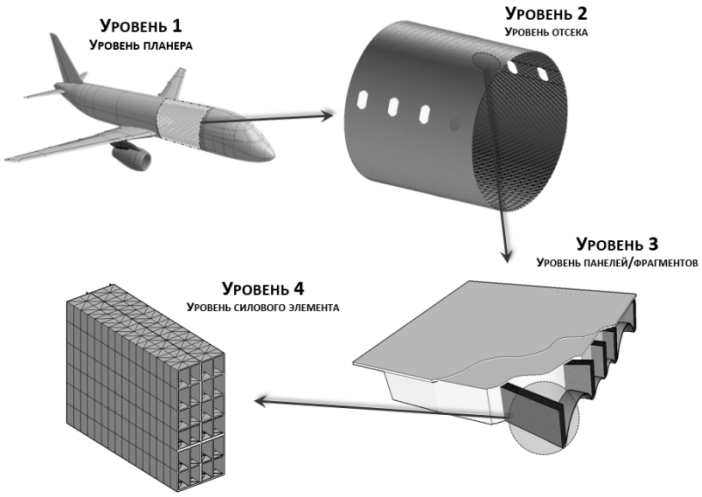
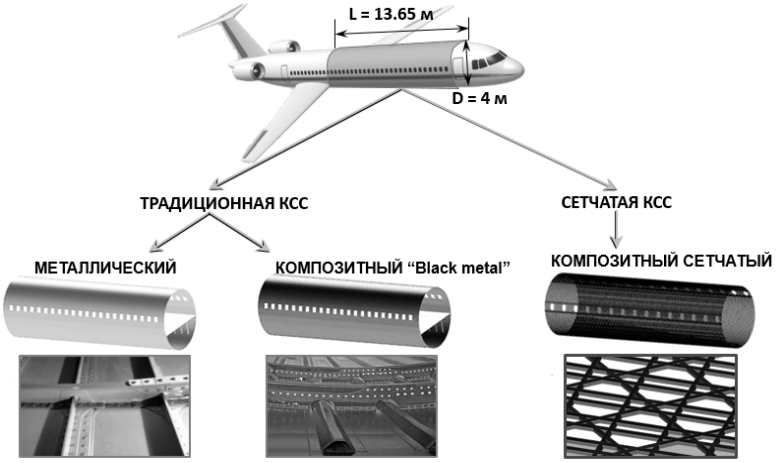


Рис. 5. Схема детализации в рамках алгоритма анализа прочности сетчатых композитных конструкций отсека фюзеляжа.
Fig. 5. Scheme of detailing within the analysis algorithm of screen composite structures fuselage compartment strength

Принцип вложенности заключается в том, что КЭ-модель каждого более высокого (более детального) уровня является вложенной по отношению к модели более низкого уровня, т.е. узлы КЭ-моделей более низкого уровня входят в модель следующего уровня и используются как базовые узлы для построения моделей более высокой размерности. Это позволяет быстро и корректно передавать граничные условия для моделей более высокого уровня от моделей более низкого уровня.



Весовые параметры отсеков, % (% от веса металлического отсека)

	Обшивка	Стрингеры	Шпангоуты	Крепления	Всего
Металлический	60.4	21.6	16.5	1.5	100
Композитный Black Metal	48.8	28.5	16.7	1.5	95.5

	Обшивки и защитный слой	Ребра	спиральные	кольцевые	продольные	
Композитный сетчатый	23.0	57.7	36.5	9.1	12.1	80.7

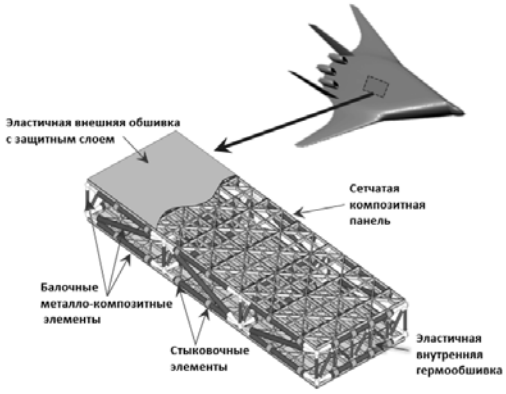
Рис. 6. Результаты сравнительного весового анализа альтернативных вариантов отсека фюзеляжа
Fig. 6. The results of the comparative analysis of weighing alternatives fuselage compartment

Результаты сравнительного весового анализа представлены в таблице на рис. 6 [13]. Как видно из таблицы, вес сетчатого композитного отсека фюзеляжа примерно на 18 % меньше веса аналогичного металлического отсека и примерно на 15 % меньше веса композитного отсека в схеме "black metal". Таким образом, применение нового подхода позволило получить новое решение для регулярного носового отсека цилиндрического фюзеляжа, демонстрирующее возможность снижения веса отсека на 15 % и более по сравнению с традиционными аналогами.

Применение нового подхода к проектированию композитных авиаконструкций позволило не только получить частные решения для улучшения весовых характеристик отдельных агрегатов самолетов традиционных компоновочных схем, но и найти принципиально новые решения, которые не могли быть получены в рамках традиционных подходов.

Примером такого решения является конструкция двухслойной сетчато-рамной панели для гермокабины самолета перспективной компоновочной схемы «летающее крыло» (рис. 7) [13].

Одной из основных проблем конструкции самолета данной компоновки является проблема изменения формы поперечного сечения гермокабины, происходящего под действием внутреннего избыточного давления и оказывающего существенное негативное влияние на аэродинамические характеристики самолета. В рамках традиционных конструктивно-силовых схем на основе подкрепленной обшивки эта проблема не имеет эффективного по весу решения, поскольку для препятствования формоизменению требуется обеспечить значительное увеличение толщины обшивки, а также строитель-



Компонент	Вес конструкции,%		
	металлическая	композитная black metal	композитная гибридная сетчатая
Фюзеляж	67.1	63.9	58.5
В том числе:			
Панели верхней и нижней поверхностей гермокабины	24.6	24.4	18.6
Оперение	1.3	1.2	1.2
Крыло	31.6	30.3	28.5
В том числе:			
Панели силового кессона	9.3	9.6	7.6
Стенки и полки лонжеронов	2.5	2.5	2.6
Силовые нервюры кессона	1.2	1.3	1.5
Типовые нервюры кессона	1.7	1.5	-
Носок крыла	3.8	3.0	3.0
Задняя кромка с механизацией	8.1	7.3	7.3
Прочее	5.0	5.0	6.5
Итого	100.0	95.4	88.2

Рис. 7. Конструкция двухслойной сетчато-рамной панели для гермофюзеляжа самолета в схеме «Летающее крыло» и результаты сравнительного весового анализа с аналогами (вес приведен в % от веса металлического варианта)
Fig. 7. The design of the two-layer screen-frame panel for pressurized aircraft fuselage in a "flying wing" scheme and the comparative weight analysis results with analogues (weight is in % of metal version weight)

ной высоты и толщин стенок подкрепляющего набора, что приводит к значительному увеличению веса конструкции.

Техническое решение, полученное с использованием нового подхода, позволяет решить проблему формоизменения и значительно снизить вес конструкции. Предлагаемая конструкция двухслойной панели (рис. 7) состоит из верхней и нижней сетчатых композитных панелей, соединенных между собой металло-композитными стержнями. Такая конфигурация позволяет обеспечить большую строительную высоту панели и большую жесткость панели на изгиб, необходимую для препятствия формоизменению. Кроме того, в представленной конструкции панели герметичность обеспечивается эластичной внутренней гермообшивкой, тогда как внешняя обшивка служит лишь для формирования аэродинамической поверхности и не подвержена воздействию внутреннего давления. В таблице на рис. 7 показаны результаты сравнительного весового анализа. Как видно из таблицы, применение новой КСС позволяет снизить вес всей конструкции планера на 10–12 % по сравнению с традиционными металлическим и композитным аналогами.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе предложен новый подход к созданию композитных авиационных конструкций, позволяющий учитывать основные особенности современных композиционных материалов и реализовать их потенциал в снижении веса конструкции. Использование данного подхода позволило получить ряд новых технических решений, обеспечивающих возможность снижения веса отдельных агрегатов планера самолета традиционной компоновочной схемы до 15 % и более. Применение подхода позволило также обосновать возможность получения принципиально новых и эффективных по весу решений для самолетов перспективных компоновочных схем, которые не могли быть получены в рамках традиционных подходов к проектированию.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шаныгин А.Н. Основные особенности проектирования прокомпозитных конструкций ЛА // Труды ЦАГИ. 2011. Вып. 2698. С. 63–69.

2. Vasiliev V.V., Razin A.F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. Composite Structures, Vol. 76, Issues 1–2, pp. 182–189, October 2006.

3. Buragohain M., Velmurugan R. Buckling analysis of composite hexagonal lattice cylindrical shell using smeared stiffener model. Defence Science Journal, Vol. 59, No. 3, May 2009, pp. 230–238.

4. Morozov E.V., Lopatin A.V., Nesterov V.A. Buckling analysis of anisogrid composite lattice conical shells, Composite Structures, Vol. 93, Issue 12, November 2011, pp. 3150–3162.

5. Totaro G., Gürdal Z. Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications. Aerospace Science and Technology, Vol. 13, Issues 4–5, pp. 157–164, 2009.

6. FP7 ALaSCA project [Электронный ресурс]. URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/149775_en.html (Дата обращения 14.10.2016).

7. FP7 PoLaRBEAR project [Электронный ресурс]. URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/175990_en.html (Дата обращения 14.10.2016).

8. FP7 NACRE project [Электронный ресурс]. URL: http://cordis.europa.eu/result/rcn/53021_en.html (Дата обращения 14.10.2016).

9. Shanygin A., Fomin V., Zamula G. Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures, Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010, Vol. 3, pp. 1970–1978.

10. Shanygin A. Investigation of Lightweight Composite and Hybrid Primary Aircraft Structures. In B.H.V. Topping, (Editor). Proceedings of the Eleventh International Conference on

"Computational Structures Technology". Civil-Comp Press, Stirlingshire, UK, Paper 56, 2012. doi:10.4203/ccp.99.56

11. Shanygin A., Fomin V., Kondakov I. Designing pro-composite aircraft concepts and layouts to maximize potential benefits of high specific strength of CFRP. Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012, Vol. 1, pp. 381–388.

12. Zichenkov M., Dubovikov E., Fomin V., Kondakov I., Shanygin A. Investigation Of Pro-Composite Load-Bearing Structures For Aggregates Of Aircraft, Proceedings of the GreenerAviation-2014 Conference, Brussels, Belgium, 2014, (CD-ROM).

13. Shanygin A., Zichenkov M., Kondakov I. Main Benefits of Pro-Composite Layouts For Wing And Fuselage Primary Structure Units, Proceedings of the 29th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS-2014), Saint-Petersburg, Russia, 2014, (CD-ROM).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Зиченков Михаил Чеславович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора ЦАГИ, начальник комплекса прочности ЛА, zichenkov@tsagi.ru.

Кондаков Иван Олегович, начальник сектора ЦАГИ, ivan.kondakov@tsagi.ru.

Шаныгин Александр Николаевич, кандидат технических наук, начальник лаборатории ЦАГИ, alexander.shanygin@tsagi.ru.

NOVEL APPROACH TO DESIGN OF LIGHTWEIGHT AND RELIABLE COMPOSITE PRIMARY AIRCRAFT STRUCTURES

Michael Ch. Zichenkov[1], Ivan O. Kondakov[1], Alexandr N. Shanygin[1],
[1]Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

ABSTRACT

The experience of construction of composite primary aircraft structures has approved that the weight decrease for composite aggregates of aircraft in comparison with metallic analogues cannot be obtained within the frames of conventional structures based on stiffened laminated composite skin. One of the main reasons is the low level of stress-strain characteristics of current polymer resins, which does not allow to realize high strength characteristics of carbon fibers in laminated composite packages. This consequence does not allow to use stiffened composite skin as a universal structure element, unlike metallic stiffened skin that sustains all main mechanical loads, including impact, loads from pressurizing and also sustains environmental factors. Hence, creation of lightweight and reliable composite primary structure elements of airframe, the novel types of structure layouts, allowing to realize high potential of current composite materials to the maximal extent, should be developed. In order to provide the development of such layots the novel approach is required, as the conventional stage-by-stage approach is based on a number of sufficient assumptions, most of which are correct only for the structures made of metallic alloys, but not correct as applied to the structures made of composite materials. The impossibility of the application of a stage-by-stage approach together with a significant increase of number of design parameters (in comparison with metallic structures), leads to the radical increase of labor input of the design task of composite structures.

The novel approach to design of composite airframes, allowing to significantly decrease the extremely high labor input of the design process for composite structures is presented in this study. The approach presumes simultaneous solutions of design tasks on different levels of detailing of composite aircraft structure within the frames of the one integral design stage. The application of the novel approach allowed to obtain a number of lightweight solutions for the structure of cylindrical fuselage section of civil aircraft and for the hermetic cabin of the "Flying wing" aircraft.

Keywords: aircraft design, composite aircraft structures, composite materials, hybrid aircraft structures.

REFERENCES

1. Shanygin A.N. *Osnovnye osobennosti proektirovaniya procompozitnyh konstrukciy LA* [Main features of design of pro-composite structures of aircraft], Trudy TsAGI, 2011, Issue 2698. pp. 63–69. (in Russian)

2. Vasiliev V.V., Razin A.F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. Composite Structures, Vol. 76, Issues 1–2, pp. 182–189, October 2006.

3. Buragohain M., Velmurugan R. Buckling analysis of composite hexagonal lattice cylindrical shell using smeared stiffener model. Defence Science Journal, Vol. 59, No. 3, May 2009, pp. 230–238.

4. Morozov E.V., Lopatin A.V., Nesterov V.A. Buckling analysis of anisogrid composite lattice conical shells, Composite Structures, Vol. 93, Issue 12, November 2011, pp. 3150–3162.

5. Totaro G., Gürdal Z. Optimal design of composite lattice shell structures for aerospace applications. Aerospace Science and Technology, Vol. 13, Issues 4–5, pp. 157–164, 2009.

6. FP7 ALaSCA project. Available at: http://cordis.europa.eu/result/rcn/149775_en.html (accessed 14.10.2016).

7. FP7 PoLaRBEAR project. Available at: http://cordis.europa.eu/result/rcn/175990_en.html (accessed 14.10.2016).

8. FP7 NACRE project. Available at: http://cordis.europa.eu/result/rcn/53021_en.html (accessed 14.10.2016).

9. Shanygin A., Fomin V., Zamula G. Multilevel approach for strength and weight analyses of composite airframe structures, Proceedings of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS 2010, Vol. 3, pp. 1970–1978.

10. Shanygin A. Investigation of Lightweight Composite and Hybrid Primary Aircraft Structures. In B.H.V. Topping, (Editor). Proceedings of the Eleventh International Conference on "Computational Structures Technology". Civil-Comp Press, Stirlingshire, UK, Paper 56, 2012. doi:10.4203/ccp.99.56

11. Shanygin A., Fomin V., Kondakov I. Designing pro-composite aircraft concepts and layouts to maximize potential benefits of high specific strength of CFRP. Proceedings of the 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012, Vol. 1, pp. 381–388.

12. Zichenkov M., Dubovikov E., Fomin V., Kondakov I., Shanygin A. Investigation Of Pro-Composite Load-Bearing Structures For Aggregates Of Aircraft, Proceedings of the GreenerAviation-2014 Conference, Brussels, Belgium, 2014, (CD-ROM).

13. Shanygin A., Zichenkov M., Kondakov I. Main Benefits of Pro-Composite Layouts For Wing And Fuselage Primary Structure Units, Proceedings of the 29th Congress of the International Council of Aeronautical Sciences (ICAS-2014), Saint-Petersburg, Russia, 2014, (CD-ROM).

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Zichenkov Mikhael Cheslavovich, PhD, Deputy Director General of Central Aerohydrodynamic Institute, Head of Strength Complex, zichenkov@tsagi.ru.

Kondakov Ivan Olegovich, Head of Subdivision of Central Aerohydrodynamic Institute, ivan.kondakov@tsagi.ru.

Shanygin Alexandr Nikolaevih, PhD, Head of Laboratory of Central Aerohydrodynamic Institute, alexander.shanygin@tsagi.ru.