

УДК 678.86

DOI: 10.22213/2413-1172-2022-1-44-52

Анализ массовых характеристик материалов конструкции фюзеляжа летательного аппарата*

А. Д. Припадчев, доктор технических наук, профессор, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

Е. В. Осипов, кандидат технических наук, доцент, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

А. Г. Магдин, кандидат технических наук, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

А. А. Горбунов, кандидат технических наук, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

Р. А. Нестеренко, студент, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

Д. В. Кудрявцев, студент, Оренбургский государственный университет, Оренбург, Россия

Проанализированы теоретические формулы расчета массы фюзеляжа летательного аппарата, определены параметры, влияющие на итоговую массу конструкции: геометрические и физические характеристики силового набора, зависящие от прочности, плотности и жесткости материала элементов силового набора. Рассмотрены преимущества весовых и прочностных характеристик композиционных материалов и новейших конструкционных сплавов над характеристиками традиционных материалов, которые применяются в авиа- и ракетостроении при проектировании летательных аппаратов. Проведено сравнение и анализ нескольких типов композиционных материалов, а также алюминиевых сплавов третьего поколения с химическим составом, улучшенным за счет легирования более легким литием, по критериям плотности, прочности, текучести и жесткости. Рассмотрено и проанализировано влияние применения различных современных конструкционных материалов с уменьшенной плотностью и увеличенной прочностью на массу конструкции фюзеляжа летательного аппарата. Приведены результаты аналитических расчетов ряда авторов научных публикаций, в которых показывается существенное уменьшение массы конструкции фюзеляжа при использовании композиционных материалов вместо традиционных металлических конструкционных сплавов, таких как Д16-Т и АА2124. Рассмотрена эффективность способа дополнительного снижения массы конструкции из композиционных материалов путем оптимизации топологии силовых элементов конструкции – метода оптимизации распределения конструкционного материала для создания несущей конструкции. Метод заключается в подборе геометрических размеров и форм силовых элементов, при которых расход материала, следовательно, и итоговая масса конструкции оказываются наименьшими при сохранении прочностных характеристик конструкции.

По итогам анализа результатов проведенного исследования сделан вывод о преимуществе механических и весовых свойств полимерных композиционных материалов, армированных углеродным или органическими волокнистыми наполнителями над облегченными алюминиевыми сплавами третьего поколения и слоистыми металлополимерными материалами. Результаты проанализированных исследований также подтверждают сделанные выводы: возможно снижение веса конструкции фюзеляжа на 29,9 %, а предложенная в качестве дополнительной меры по снижению массы оптимизация топологии силовых элементов теоретически позволит снизить материалоемкость конструкции из композитов, уменьшив тем самым ее массу еще примерно на 18 %.

Ключевые слова: алюминий-литиевые сплавы, слоистые металлополимерные материалы, композиционные материалы, органопластики, углепластики, оптимизация топологии.

Введение

Добиться снижения массы летательного аппарата (ЛА) – одна из важнейших целей проектировщика, разрабатывающего конструкцию ракеты или самолета. Снизив массу конструкции летательного аппарата, можно добиться увеличения массы полезной нагрузки и снижения расхода топлива, то есть обеспечить наибольшую возможную рейсовую производительность.

Существует несколько подходов к решению этой задачи. Можно уменьшить массу конструкции ЛА, применяя при изготовлении более легкие современные конструкционные материалы, например композиты. Значительная часть массы конструкции летательного аппарата приходится на его фюзеляж. Например, фюзеляж самолета составляет порядка 40 % от массы его каркаса, а фюзеляж вертолета является самым тяжелым его агрегатом в целом [1]. Также фю-

зеляж объединяет между собой остальные агрегаты летательного аппарата, служит для размещения коммерческой нагрузки. Таким образом, снижение массы такого материалоемкого агрегата позволит существенно увеличить весовую эффективность летательного аппарата в целом.

Цель исследования – сравнение и анализ ряда известных способов снижения массы фюзеляжа летательного аппарата и установление среди них наиболее эффективного, позволяющего максимально снизить вес фюзеляжа без потерь прочностных характеристик.

В статье проводится обзор методов улучшения массовых характеристик фюзеляжа летательного аппарата.

Материалы и методы исследования

В ходе выполнения исследовательской работы были проанализированы различные научные публикации в области исследования механических и физических свойств новейших конструкционных материалов, таких как композиты, современные облегченные авиационные сплавы и слоистые металлополимерные материалы, разрабатываемые рядом зарубежных и отечественных компаний. В том числе подверглись анализу отчеты о характеристиках конструкционных материалов, которые были представлены на конгрессе Международного совета по авиационным наукам (ICAS) и Международной конференции ILA (International Leadership Association). В качестве примененных методов исследования можно выделить сравнение и анализ результатов экспериментов и измерений прочностных и массовых характеристик исследуемых материалов, проведенных авторами различных научных публикаций, а также научными лабораториями по заказу организаций, осуществляющих разработку и производство современных конструкционных материалов. В основу исследований об уменьшении массы летательного аппарата за счет применения композитов, изменения конструктивно-силовой схемы и оптимизации ее топологии легли собранные статистические данные, статистические и аналитические формулы расчета массы фюзеляжа летательного аппарата, а также применение композитов, изменения конструктивно-силовой схемы и оптимизации ее топологии.

Функционально-корреляционные методы расчета массы фюзеляжа и параметры, влияющие на итоговый результат

Для создания летательного аппарата с высокой весовой эффективностью необходимо учесть множество факторов уже на ранних стадиях проектирования и путем прогнозирования

весовых данных создать основу для весового планирования конструкции летательного аппарата. В начале XX века определение массы будущего летательного аппарата основывалось на сборе и обработке статистических данных и весовых соотношениях в уже существующих летательных аппаратах. В современном авиационном и ракетостроении для приближенного расчета массы летательного аппарата и его агрегатов используются функционально-корреляционные (теоретические) формулы, которые при расчете позволяют учесть не только статистические данные о летательном аппарате, но и особенности технологии производства, конструктивно-силовых схем и других факторов, влияющих на итоговый вес конструкции. По формуле Арефьева, масса фюзеляжа складывается из масс силовых элементов, составляющих его; тогда масса продольного силового набора, кг, и шпангоутов, т, вычисляются, соответственно, по следующим по формулам:

$$m_{п.н} = 0,285k_{п.н}k_cF_{сmax}H_{\phi}\lambda_{пр}; \quad (1)$$

$$m_{шп} = (k_cH_{\phi})^2 \cdot 10^{-3} \cdot \left(1,33k_{шп}k_{\phi.ш}k_cH_{\phi}\lambda_{пр} \frac{\delta_{об}}{\delta_{пр}} + 0,785 \cdot (6,52k_cH_{\phi} + 1,5) \right), \quad (2)$$

где $k_{п.н}$ – статистический коэффициент, учитывающий распределение F_c по длине фюзеляжа, избыток прочности, усиление вырезов; k_c – коэффициент формы поперечного сечения фюзеляжа; $F_{сmax}$ – максимальная площадь стрингеров и обшивки сечения фюзеляжа, см²; H_{ϕ} – высота фюзеляжа, м; $\lambda_{пр}$ – приведенное удлинение фюзеляжа; $k_{пр}$ – статистический коэффициент; $k_{\phi.ш}$ – коэффициент, учитывающий форму шпангоута; $\delta_{об}$ – наибольшая толщина обшивки, см; $\delta_{пр}$ – приведенная толщина обшивки [2].

Погрешность расчетов, проводимых по функционально-корреляционным формулам, составляет от 3 до 8 %; такой результат является достаточно точным, особенно для начальных этапов проектирования. Минимальная масса фюзеляжа обуславливается рациональной конфигурацией, прогрессивной технологией и минимально допустимыми запасами прочности при тщательно вычисленных значениях действующих нагрузок. Как видно из анализа формул (1) и (2), нестатистическими параметрами, от которых зависит масса фюзеляжа, являются: площадь сечения силовых элементов, толщина обшивки, высота фюзеляжа и его удлинение, то есть геометрические параметры. Так как гео-

метрические параметры силового набора фюзеляжа получают путем расчетов конструкции на прочность, то наиболее оптимальным путем уменьшения массы силового набора будет выбор материала с более высокими удельными прочностными характеристиками. Такой выбор позволит уменьшить геометрические размеры силового набора, сделать обшивку более тонкой, снизить материалоемкость конструкции и существенно облегчить ее.

Материалы для уменьшения массы фюзеляжа летательного аппарата

В современном авиа- и ракетостроении новый конструкционный материал, который применяется при производстве летательных аппаратов, должен соответствовать требованиям прочности и жесткости.

Алюминиево-литиевые сплавы

Сплав последнего поколения 2099-T83 производства компании Alcoa был квалифицирован компанией Airbus как пригодный к применению в качестве материала для производства продольного силового набора фюзеляжа летательного аппарата. Этот сплав может заменить собой алюминиевые сплавы следующих марок: 2xxx – дюралюминиевые сплавы; 6xxx – сплавы, легированные магнием и кремнием; 7xxx – сплавы термоупрочняемые, легированные цинком и магнием (по международной маркировке алюминиевых сплавов, разработанной Американской алюминиевой ассоциацией). Сплав 2099-T83 обладает коррозионной стойкостью более высокой, чем у сплавов, применяемых на данный момент, что позволит не производить плакировку деталей из этого сплава, снизив тем самым стоимость производства деталей и их массу. Алюминиево-литиевый сплав 2198-T8 производства компании Constellium был разработан специально с целью снижения плотности материала при одновременном обеспечении высокой статической прочности: плотность материала снизилась на 5,1 %, а предел текучести при растяжении возрос на 14 % в продольном направлении и на 23 % – в поперечном по сравнению с традиционно используемым сплавом 2524-T351. Снижение плотности алюминиево-литиевых сплавов при сохранении прочностных характеристик достигается за счет добавления лития в алюминиевую матрицу; по расчетам, увеличение массы лития в сплаве на 1 % приводит к уменьшению итоговой плотности сплава на 3 % и к увеличению модуля упругости примерно на 6 % [3]. Таким образом, современные алюминиево-литиевые сплавы марок 2099-T83, 2198-T8, 2098-T851, 2099-T8E67 и другие мож-

но использовать для изготовления обшивки, стрингеров, лонжеронов, бимсов пола, перемычек и шпангоутов, входящих в силовой набор фюзеляжа [4]. Физические и механические характеристики сплавов 2198T8 и 2099T83 представлены в таблице далее по тексту.

Композиционные материалы

Одно из важнейших преимуществ композитов над традиционными конструкционными материалами, например металлическими, заключается в анизотропности свойств композитов в продольном и поперечном направлениях. В частности, это играет важную роль при производстве обшивки фюзеляжа, выполненной в виде цилиндрической оболочки, которая при эксплуатации испытывает воздействие внутреннего давления, в связи с чем напряжения, возникающие в оболочке, различаются по величине в зависимости от направления. Так как напряжение вдоль оболочки и по направлению радиуса может отличаться в два раза, то оптимальным будет изготовить оболочку из композиционного материала, в котором большая часть армирующих волокон будет расположена по радиусу оболочки, чтобы предотвратить возможность возникновения трещин. Такое решение позволит произвести прочную конструкцию и уменьшить ее массу [5]. Анализ композитов, состоящих из нескольких однонаправленных слоев с разной ориентацией армирующих волокон, показывает, что изначально повреждение матрицы возникает в слоях, испытывающих поперечную нагрузку [6]; в этом случае для экономии материала можно расположить композит так, чтобы возникающие поперечные нагрузки были гораздо меньше радиальных. Кроме того, свойства композитов определяются не только материалом матрицы и армирующего вещества, но и его структурой, изменяя которую, можно добиться оптимизации свойств материала, например, используя волокна различного химического состава, применяя разные технологические процессы для формообразования изделий, армируя материал в соответствии с распределением напряжений в конструкции [7]. Применение композитов при изготовлении летательных аппаратов также помогает значительно увеличить срок эксплуатации примерно в 1,5...2 раза [8]. Хорошо известны и некоторые недостатки композиционных материалов, например, высокая стоимость и более высокая токсичность по сравнению с металлическими сплавами. И если над снижением стоимости композитов работают уже давно, то на увеличение экологичности композиционных материалов обратили внима-

ние относительно недавно. Одно из направлений, в котором сейчас ведутся исследования, заключается в замене матрицы из обычных эпоксидных смол на высокоэффективные смолы на основе биосырья с сохранением характеристик прочности [9, 10]. По предварительным расчетам компании Boeing, внедрение программы АСТ (Advanced Composites Technology) должно было снизить вес конструкции фюзеляжа на 30...50 %, а стоимость – на 20...25 % [11].

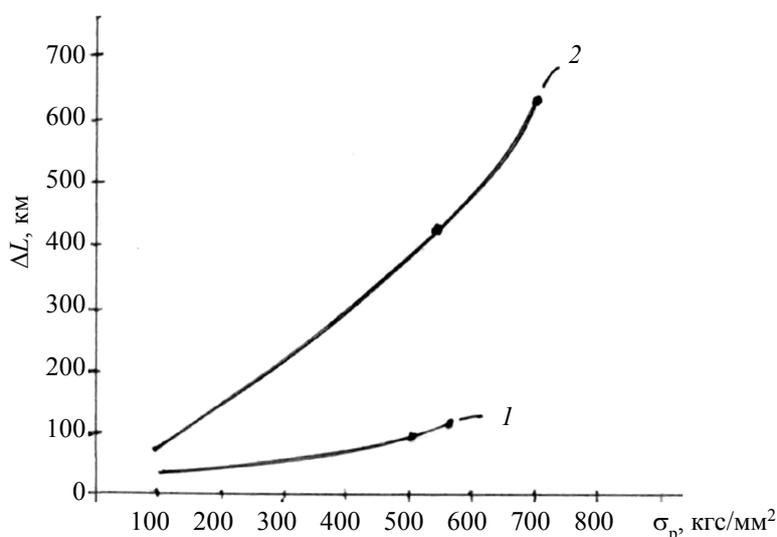
Слоистые металлополимерные материалы

Относятся к семейству гибридных материалов, структурно состоящих из слоев алюминиевой фольги, скрепленных адгезионными слоями. Материал GLARE (Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy) формируется из слоев алюминия 2024Т3 (а также магния или титана, если это необходимо для достижения определенных свойств) и стеклянного препрега FM94-S2, благодаря чему обладает пониженной плотностью (от –9 до –11 % по сравнению с алюминием марки 2524) и высокими показателями усталостной прочности и устойчивости к повреждениям, образованиям трещин и коррозии, влиянию усталости. Возможность изменять последовательность укладки слоев, ориентацию армирующих волокон или химический состав препрега позволяет легко модифицировать свойства материала, добиваясь необходимых характеристик [12, 13]. Из-за более низкого модуля Юнга материал GLARE оказывается менее жестким и не может быть применен в силовом наборе, работающем на смятие, но может быть успешно применен при изготовлении верхней части обшивки фюзеляжа (Airbus A380) и в ка-

честве пола грузового отсека (Boeing 777) [14, 15]. Недостаточная жесткость и, как следствие, смятие под воздействием нагрузки является частой для такого типа материала проблемой, которую необходимо учитывать при проектировании тонкостенных элементов конструкции фюзеляжа [16, 17]. В модернизированном материале HSS-GLARE, который изготавливается из фольги 7475Т761 и препрегов FM906, были улучшены характеристики прочности и жесткости, благодаря чему может быть обеспечено снижение веса гибридных обшивок. Это позволит закрепить преимущество обшивки фюзеляжа из GLARE или российского СИАЛ над обшивками из алюминиевых сплавов [18–20]. Этот материал не является финальным этапом развития технологии; в разработке находится новое семейство многослойных металловолоконных структур из препрегов DLS1611 и алюминиево-литиевой фольги. В новом материале планируется добиться снижения плотности и увеличения усталостного сопротивления. Характеристики материала представлены в таблице [21, 22].

Органо- и углепластики

Применение органопластиков и перспективных углепластиков в качестве материала для изготовления оболочек корпусов ракет, межступенчатых отсеков и маршевых ступеней в соответствии с расчетами, проведенными кандидатом технических наук Зориным В. А. (Опыт применения композиционных материалов в изделиях авиационной и ракетно-космической техники, 2011), значительно повышают дальность действия ракеты за счет снижения ее массы (рисунок).



Влияние α на прирост дальности действия ракеты: 1 – органопластик; 2 – углепластик
 Influence of α on the increase in the range of the rocket: 1 - organoplastic; 2 - carbon fiber

Также органо- и углепластики значительно превосходят традиционные металлические сплавы по параметрам удельной прочности и жесткости (таблица) [23].

Механические свойства углепластиков зависят от свойств исходных волокон и температуры их теплообработки. Высокая удельная прочность углепластиков и их способность поглощать большое количество кинетической энергии позволяет использовать их в качестве альтернативы металлу во многих областях применения, в частности в авиа- и ракетостроении [24]. Наиболее прочные углепластики получают из полиакрилонитрильных волокон

ПАН-В. В докладе на Международной конференции Merging the Efforts: Russian European Research Program on Aeronautics авторы приводят результаты аналитической оценки снижения веса фюзеляжа из углепластика в сравнении с аналогичным алюминиевым фюзеляжем самолета А320. По итогам расчетов, предполагаемое снижение массы за счет использования современных углепластиковых композиционных материалов составило порядка 29,9 %. Использование органопластиков на основе клеевых препрегов также позволяет сократить трудоемкость изготовления обшивки фюзеляжа в 1,5...2 раза [25].

Физико-механические параметры некоторых сплавов

Physical and mechanical parameters of some alloys

Марка сплава	Предел прочности при растяжении σ_B , МПа	Предел текучести σ_T , МПа	Модуль Юнга E , ГПа	Плотность ρ , г/см ³	Удельный вес γ , кН/м ³	Удельная прочность, кН · м/кг
2099-T83	560...595	505...525	78	2,63	25,8	212,9...226,2
2099-T8E67	510...530	430...485	78	2,63	25,8	193,9...201,5
2198-T8	462...476	407...427	76,5	2,7	26,5	171,1...176,3
GLARE	599...610,7	284	58,1	2,38	23,3	251,7...256,6
СИАЛ-1-1Р	600...820	335	70	2,38...2,59	23,3...25,4	240...328
ВКО-19Л	750	–	32	1,3...1,35	12,8...13,2	555,6...576,9
Органит 11ТЛ	670	–	30	1,3...1,35	12,8...13,2	496,3...515,4
Углепластики	780	–	120...220	1,3...1,9	12,8...18,6	410,5...600
Д16-Т	410...470	265...345	71	2,8	27,5	146,4...167,9
AA2124	490	440	70	2,8	27,5	175

Уточнение результатов использования новых конструкционных материалов

Замена традиционных конструкционных материалов на современные композиты или алюминиево-литиевые сплавы показала свою эффективность в целях снижения массы конструкции фюзеляжа летательного аппарата, однако с помощью комплекса мер по оптимизации топологии силовых элементов конструкции возможно дополнительно снизить вес корпуса летательного аппарата. Суть метода оптимизации топологии заключается в просчете программным комплексом Ansys наиболее выгодного способа размещения заданного количества материала, нагруженного известным набором сил, в ограниченном пространстве таким образом, чтобы обеспечивалась наименьшая масса конструкции при достаточной прочности и жесткости. Результаты работы, опубликованные в статье [26], показывают эффективность данного метода и снижение массы конструкции на 18,36 %.

Комбинирование различных методов снижения массы конструкции приведет к максимально возможным результатам, что позволит компенсировать некоторые недостатки композици-

онных материалов, связанных с трудоемкостью их производства и большой стоимостью. Например, авторами статьи [27] разработан метод оценки эффективности применения композитов при проектировании отсека фюзеляжа; данный метод позволяет определить оптимальный по критерию массы вариант конструктивно-силовой схемы фюзеляжа с композитными несущими элементами. Результат расчета показывает, что изменение геометрии и расположения несущих элементов из композитов дает гораздо больший эффект, чем простая замена металлических материалов на композиционные (снижение массы в 3,4 раза при использовании сетчатого варианта структурной схемы фюзеляжа по сравнению со схемой, каркас в которой идентичен традиционному металлическому фюзеляжу, а обшивка изготовлена из композиционного материала).

Выводы

Результаты аналитических исследований показывают, что наиболее эффективным способом уменьшения массы конструкции фюзеляжа является использование композиционных материалов с высокой удельной прочностью.

- Оптимальным выбором для изготовления высоконагруженного силового элемента фюзеляжа станут органопластики (например, отечественные «Органит 11ТЛ», «ВКО-19Л») и углепластики. Удельная прочность этих материалов, находящаяся в пределах 400...600 кН · м/кг, более чем в 1,5...2 раза превосходит удельную прочность ближайших аналогов.

- По удельной прочности органопластики в целом не уступают углепластикам, но гораздо более низкое значение модуля Юнга характеризует этот материал как менее жесткий, обеспечивающий меньшее сопротивление деформациям и, соответственно, менее подходящий для изготовления силовых элементов и несущей обшивки.

- Дополнительным способом снижения массы фюзеляжа является метод оптимизации топологии силовых элементов, позволяющий дополнительно снизить массу конструкции на 18 %.

Библиографические ссылки

1. Schwinn D.B., Weiland P., Buchwald M. Rotorcraft fuselage mass assessment in early design stages. *CEAS Aeronaut J.*, 2021, no. 12, pp. 307-329. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00492-z>
2. Шейнин В. М., Козловский В. И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. Т. 1. Весовой расчет самолета и весовое планирование. М. : Машиностроение, 1977. 344 с.
3. Abd El-Aty A., Xu Y., Guo X., Zhang S.-H., Ma Y., Chen D. Strengthening mechanisms, deformation behavior, and anisotropic mechanical properties of Al-Li alloys: A review. *J. of Advanced Research*, 2018, no. 10, pp. 49-67. <https://doi.org/10.1016/j.jare.2017.12.004>
4. Dorin Thomas, Vahid Alireza, Lamb Justin. Aluminium lithium alloys. *Fundamentals of aluminium metallurgy: recent advances*. Duxford, Wood head Publ., 2018, pp. 387-438. DOI:10.1016/B978-0-08-102063-0.00011-4.
5. Моделирование напряженного состояния в осесимметричной оболочке с учетом анизотропных свойств композиционного материала / Ю. В. Васильевич, Е. Ю. Неумержицкая, Л. Н. Беляцкая [и др.] // Теоретическая и прикладная механика. 2020. № 35. С. 30–36.
6. Lüders C. Nonlinear-Elastic Orthotropic Material Modeling of an Epoxy-Based Polymer for Predicting the Material Behavior of Transversely Loaded Fiber-Reinforced Composites. *J. Compos. Sci.*, 2020, 4, 46.
7. Попов Д. Ю., Махортов Д. С., Ротарь Г. А. Армирование композитов, созданных с учетом закона сродства структур // *Фундаментальные основы строительного материаловедения : сборник докладов Международного онлайн-конгресса (Белгород, 06–11 октября 2017 г.)*. Белгород : Белгородский государственный технологический университет имени В. Г. Шухова, 2017. С. 702–708.
8. Смотров А. В., Смотров А. В., Симонов-Емельянов И. Д. Полимерные композиционные материалы на основе высокопрочных и высокомодульных волокон для высоконагруженных конструкций летательных аппаратов // *Конструкции из композиционных материалов*. 2016. № 1 (141). С. 41–50.
9. Soutis C., Yi X., Bachmann J. How green composite materials could benefit aircraft construction. *Sci. China Technol. Sci.*, 2019, 62, 1478-1480. <https://doi.org/10.1007/s11431-018-9489-1>
10. Bachmann J., Yi X., Tserpes K., Sguazzo C., Barbu L.G., Tse B., Soutis C., Ramón E., Linuesa H., Bechtel S. Towards a Circular Economy in the Aviation Sector Using Eco-Composites for Interior and Secondary Structures, Results and Recommendations from the EU, China Project ECO-COMPASS. *Aerospace*, 2021, no. 8, p. 131. <https://doi.org/10.3390/aerospace8050131>
11. Hiken A. The Evolution of the Composite Fuselage: A Manufacturing Perspective. *Aerospace Engineering*, 2019. doi:10.5772/intechopen.82353
12. Alshamma, Fathi & Kadhim, Mustafa. Optimization of delamination resistance of vacuum infused glass laminate aluminum reinforced epoxy (GLARE) using various surface preparation techniques. *Periodicals of Engineering and Natural Sciences (PEN)*, 2022. <http://dx.doi.org/10.21533/pen.v10i1.2621>
13. Chen Y., Wang Y. and Wang Hui. Research progress on interlaminar failure behavior of fiber metal laminates. *Advances in Polymer Technology*, 2020, pp. 1-20. <https://doi.org/10.1155/2020/3097839>
14. Wanhill R.J.H. GLARE®: A Versatile Fibre Metal Laminate (FML) Concept. In: *Aerospace Materials and Material Technologies*. Indian Institute of Metals Series. Singapore, Springer, 2017. https://doi.org/10.1007/978-981-10-2134-3_13
15. Ucan H., Scheller J., Nguyen C., Nieberl D., Beumler T., Haschenburger A., Meister S., Kappel E., Prussak R., Deden D., Mayer M., Zapp P., Pantelelis N., Hauschild B., Menke N. Automated, Quality Assured and High Volume Oriented Production of Fiber Metal Laminates (FML) for the Next Generation of Passenger Aircraft Fuselage Shells. *Science and Engineering of Composite Materials*, 2019, no. 26, pp. 502-508. <https://doi.org/10.1515/secm-2019-0031>
16. Kalfountzos C.D., Bikakis G.S.E., Theotokoglou E.E. Buckling of simply supported GLARE cylindrical panels subjected to uniform compression, in *Proceedings of the 6th International Virtual Conference of Engineering Against Failure, ICEAF VI*, 23-25, June 2021. <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134901004>
17. Kalfountzos C.D., Bikakis G.S.E., Theotokoglou E.E. Impact of structural uncertainties on the buckling strength of cylindrical GLARE panels subjected to uniform compression. *Proc. of the 6th International Virtual Conference of Engineering Against Failure, ICEAF VI*, 23-25, June 2021. <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134901003>
18. Слоистые металлополимерные материалы в элементах конструкции воздушных судов / Н. Ю. Подживотов, Е. Н. Каблов, В. В. Антипов

[и др.] // Перспективные материалы. 2016. № 10. С. 5–19.

19. Слоистые гибридные материалы на основе листов из алюминиево-литиевых сплавов / В. В. Антипов, Н. Ю. Серебренникова, В. В. Шестов, В. В. Сидельников // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. № S. С. 212–224. DOI:10.18577/2071-9140-2017-0-S-212-224

20. Возможности применения алюмокомпозитов в обшивках фюзеляжа самолета / В. В. Антипов, В. В. Сидельников, С. В. Самохвалов [и др.] // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2016. Т. 18, № 1. С. 77–82.

21. *Abouhamzeh M., Nardi D., Leonard R., Sinke J.* Effect of prepreg gaps and overlaps on mechanical properties of fibre metal laminates. *Composites, Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, vol. 114, pp. 258-268. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.08.028>

22. Высокопрочный слоистый материал на основе листов из алюминийлитиевого сплава / В. В. Шестов, В. В. Антипов, Н. Ю. Серебренникова, Ю. Н. Нефедова // *Технология легких сплавов*. 2016. № 1. С. 119–123.

23. *Железина Г. Ф., Гуляев И. Н., Соловьева Н. А.* Арамидные органопластики нового поколения для авиационных конструкций // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. № S. С. 368–378. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-368-378

24. Hassan, Shukur J.S., Binoj Goh, Kheng-Lim Mansingh, Brailson K.C., Varaprasad Yahya, Mohd Othman, Faten Ahmed, Usaid Nurhadiyanto, Didik Mujiyono, Mujiyono Wulandari, A.P. Effect of fiber stacking sequence and orientation on quasi - static indentation properties of sustainable hybrid carbon/ramie fiber epoxy composites. *Current Research in Green and Sustainable Chemistry*, 2022, vol. 5. <https://doi.org/10.1016/j.crgsc.2022.100284>

25. Клеевые препреги – перспективные материалы для деталей и агрегатов из ПКМ / К. Е. Куцевич, Л. А. Дементьева, Н. Ф. Лукина, Т. Ю. Тюменева // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. № 8. С. 379–387.

26. *Lin Htet Tun.* Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2020. DOI:10.1088/1757-899X/709/4/044113

27. *Boldyrev A.V., Kozlov D.M., Pavelchuk M.V.* Evaluation of Anisogrid Composite Lattice Structures Weight Effectiveness Using the Load-Carrying Factor. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 153-159.

References

1. Schwinn D.B., Weiland P., Buchwald M. Rotorcraft fuselage mass assessment in early design stages. *CEAS Aeronaut J.*, 2021, no. 12, pp. 307-329. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00492-z>

2. Sheinin V.M., Kozlovskii V.I. *Vesovoi raschet samoleta i vesovoe planirovanie*. [Weight Calculation of

Aircraft and Weight Planning]. Moscow, Mashinostroyeniye Publ., 1977, 344 p. (in Russ.).

3. Abd El-Aty A., Xu Y., Guo X., Zhang S.-H., Ma Y., Chen D. Strengthening mechanisms, deformation behavior, and anisotropic mechanical properties of Al-Li alloys: A review. *J. of Advanced Research*, 2018, no. 10, pp. 49-67. <https://doi.org/10.1016/j.jare.2017.12.004>

4. Dorin Thomas, Vahid Alireza, Lamb Justin. Aluminium lithium alloys. *Fundamentals of aluminium metallurgy: recent advances*. Duxford, Wood head Publ., 2018, pp. 387-438. DOI:10.1016/B978-0-08-102063-0.00011-4.

5. Vasilevich Yu.V., Neumerzhitskaya E.Yu., Belyatskaya L.N., Skvortsov K.G., Fedotov D.A. [Stress state modeling in an axisymmetric shell taking into account the anisotropic properties of the composite material]. *Teoreticheskaya i prikladnaya mekhanika*, 2020, no. 35, pp. 30-36 (in Russ.).

6. Lüders C. Nonlinear-Elastic Orthotropic Material Modeling of an Epoxy-Based Polymer for Predicting the Material Behavior of Transversely Loaded Fiber-Reinforced Composites. *J. Compos. Sci.*, 2020, 4, 46.

7. Popov D.Yu., Makhortov D.S., Rotar' G.A. *Armirovaniye kompozitov, sozdannykh s uchetom zakona srodstva struktur* [Reinforcement of composites created with regard to the law of structure affinity]. *Fundamental'nye osnovy stroitel'nogo materialovedeniya: Sbornik dokladov Mezhdunarodnogo onlain-kongressa* [Proc. Fundamental Bases of Construction Materials Science: Proc. of the International Online Congress]. Belgorod, 2017, pp. 702-708 (in Russ.).

8. Smotrova S.A., Smotrov A.V., Simonov-Emel'yanov I.D. [The reinforced polymeric composite materials for load-bearing designs of air vehicles]. *Konstruktivnyye kompozitsionnykh materialov*, 2016, vol. 1, no. 141, pp. 41-50 (in Russ.).

9. Soutis C., Yi X., Bachmann J. How green composite materials could benefit aircraft construction. *Sci. China Technol. Sci.*, 2019, 62, 1478-1480. <https://doi.org/10.1007/s11431-018-9489-1>

10. Bachmann J. Yi. X., Tserpes K., Sguazzo C., Barbu L.G., Tse B., Soutis C., Ramón E., Linuesa H., Bechtel S. Towards a Circular Economy in the Aviation Sector Using Eco-Composites for Interior and Secondary Structures, Results and Recommendations from the EU, China Project ECO-COMPASS. *Aerospace*, 2021, no. 8, p. 131. <https://doi.org/10.3390/aerospace8050131>

11. Hiken A. The Evolution of the Composite Fuselage: A Manufacturing Perspective. *Aerospace Engineering*, 2019. doi:10.5772/intechopen.82353

12. Alshamma, Fathi & Kadhim, Mustafa. Optimization of delamination resistance of vacuum infused glass laminate aluminum reinforced epoxy (GLARE) using various surface preparation techniques. *Periodicals of Engineering and Natural Sciences (PEN)*, 2022. <http://dx.doi.org/10.21533/pen.v10i1.2621>

13. Chen Y., Wang Y. and Wang Hui. Research progress on interlaminar failure behavior of fiber metal laminates. *Advances in Polymer Technology*, 2020, pp. 1-20. <https://doi.org/10.1155/2020/3097839>

14. Wanhill R.J.H. GLARE®: A Versatile Fibre Metal Laminate (FML) Concept. In: Aerospace Materials and Material Technologies. Indian Institute of Metals Series. Singapore, Springer, 2017. https://doi.org/10.1007/978-981-10-2134-3_13
15. Ucan H., Scheller J., Nguyen C., Nieberl D., Beumler T., Haschenburger A., Meister S., Kappel E., Prussak R., Deden D., Mayer M., Zapp P., Pantelelis N., Hauschild B., Menke N. Automated, Quality Assured and High Volume Oriented Production of Fiber Metal Laminates (FML) for the Next Generation of Passenger Aircraft Fuselage Shells. *Science and Engineering of Composite Materials*, 2019, no. 26, pp. 502-508. <https://doi.org/10.1515/secm-2019-0031>
16. Kalfountzos C.D., Bikakis G.S.E., Theotokoglou E.E. Buckling of simply supported GLARE cylindrical panels subjected to uniform compression, in Proceedings of the 6th International Virtual Conference of Engineering Against Failure, ICEAF VI, 23-25, June 2021. <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134901004>
17. Kalfountzos C.D., Bikakis G.S.E., Theotokoglou E.E. Impact of structural uncertainties on the buckling strength of cylindrical GLARE panels subjected to uniform compression. Proc. of the 6th International Virtual Conference of Engineering Against Failure, ICEAF VI, 23-25, June 2021. <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134901003>
18. Podzhivotov N.Ju., Kablov E.N., Antipov V.V., Erasov V.S., Serebrennikova N.Ju., Abdullin M.R., Limonin M.V. [Laminated metal-polymer materials in elements structures of aircrafts]. *Perspektivnye materialy*, 2016, no. 10, pp. 5-19 (in Russ.).
19. Antipov V.V., Serebrennikova N.Ju., Shestov V.V., Sidel'nikov V.V. [Laminated hybrid materials on basis of Al-Li alloy sheets]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2017, no. 5, pp. 212-224 (in Russ.). DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-212-224.
20. Antipov V.V., Sidel'nikov V.V., Samohvalov S.V., Shestov V.V., Nefedova Ju.N. [The possibility of application fibre metal laminates for the elements of fuselage skin]. *Izvestija Samarskogo nauchnogo centra Rossijskoj akademii nauk*, 2016, vol. 18, no. 1, pp. 77-82 (in Russ.).
21. Abouhamzeh M., Nardi D., Leonard R., Sinke J. Effect of prepreg gaps and overlaps on mechanical properties of fibre metal laminates. *Composites, Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2018, vol. 114, pp. 258-268. <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.08.028>
22. Shestov V.V., Antipov V.V., Serebrennikova N.Ju., Nefedova Ju.N. [A High-Strength Aluminium-Lithium Alloy Sheet-Based Laminate]. *Technology of light alloys*, 2016, no. 1, pp. 119-123 (in Russ.).
23. Zhelezina G.F., Guljaev I.N., Solov'eva N.A. [Aramid organic plastics of new generation for aviation designs]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2017, no. 5, pp. 368-378 (in Russ.). DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-368-378
24. Hassan, Shukur J S, Binoj Goh, Kheng-Lim Mansingh, Brailson K.C, Varaprasad Yahya, Mohd Othman, Faten Ahmed, Usaid Nurhadiyanto, Didik Mujiyono, Mujiyono Wulandari, A.P. Effect of fiber stacking sequence and orientation on quasi - static indentation properties of sustainable hybrid carbon/ramie fiber epoxy composites. *Current Research in Green and Sustainable Chemistry*, 2022, vol. 5. <https://doi.org/10.1016/j.crgsc.2022.100284>
25. Kutsevich K.E., Dement'eva L.A., Lukina N.F., Tyumeneva T.Yu. [Adhesive prepregs as promising materials for parts and assemblies from polymeric composite materials]. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii*, 2017, no. 8, pp. 379-387 (in Russ.).
26. Lin Htet Tun. Structural analysis and topology design optimization of load bearing elements of aircraft fuselage structure. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020. DOI:10.1088/1757-899X/709/4/044113
27. Boldyrev A.V., Kozlov D.M., Pavelchuk M.V. Evaluation of Anisogrid Composite Lattice Structures Weight Effectiveness Using the Load-Carrying Factor. *Procedia Engineering*, 2017, vol. 185, pp. 153-159.

Analysis of Mass Characteristics of Aircraft Fuselage Construction Materials

A.D. Pripadchev, DSc in Engineering, Professor, Orenburg State University, Orenburg, Russia
 E.V. Osipov, PhD in Engineering, Associate Professor, Orenburg State University, Orenburg, Russia
 A.G. Magdin, PhD in Engineering, Orenburg State University, Orenburg, Russia
 A.A. Gorbunov, PhD in Engineering, Associate Professor, Orenburg State University, Orenburg, Russia
 R.A. Nesterenko, Student, Orenburg State University, Orenburg, Russia
 D.V. Kudryavtsev, Student, Orenburg State University, Orenburg, Russia

Theoretical formulas for calculating the mass of an airplane fuselage are analyzed, and the parameters affecting the final mass of the structure are determined: geometric and physical characteristics of the power set, that depend on the strength, density, and stiffness of the material of the power set elements. The advantages of weight and strength characteristics of composite materials and the latest structural alloys over the characteristics of traditional materials that are used in aircraft and rocket engineering in the design of aircraft are considered. Comparison and analysis of several types of composite materials, as well as third-generation aluminum alloys with a chemical composition improved by alloying with lithium, by the criteria of density, strength, yield, and stiffness are carried out. The effect of applying different modern structural materials with reduced density and increased strength on the fuselage structure mass of the aircraft is considered and analyzed. The results of several analytical calculations by a number of authors of scientific publications, which show a significant reduction in the weight of the fuselage structure when using composite materials instead of traditional structural metal alloys such as D16-T and AA2124, are presented. An efficiency

of a method of additionally aircraft structure weight reduction made of composite materials by optimizing the topology of the power elements of the structure - a method of optimizing the structural material distribution to create a load-bearing structure, which consists of selecting such geometric dimensions and shapes of the power elements, at which the material consumption, and therefore the final structure mass is the lowest with preserved strength characteristics of the structure, is considered. A conclusion about the obvious superiority of mechanical and weight properties of polymer composites reinforced with carbon or organic fiber fillers over lightweight third-generation aluminum alloys and laminated metal-polymer materials has been made based on the analysis of the results of the conducted research. The results of the analyzed studies also confirm the conclusions drawn, showing a 29.9 % decrease in the weight of the fuselage structure, and the optimization of the power element topology proposed as an additional weight reduction will theoretically make it possible to reduce the material intensity of the composite structure, thereby reducing its weight by about 18 %.

Keywords: lithium-aluminum alloys, fiber metal laminates, composite materials, organic plastics, carbon plastics, topology optimization.

Получено 17.12.2021

Образец цитирования

Анализ массовых характеристик материалов конструкции фюзеляжа летательного аппарата / А. Д. Припадчев, Е. В. Осипов, А. Г. Магдин, А. А. Горбунов, Р. А. Нестеренко, Д. В. Кудрявцев // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2022. Т. 25, № 1. С. 44–52. DOI: 10.22213/2413-1172-2022-1-44-52.

For Citation

Pripadchev A.D., Osipov E.V., Magdin A.G., Gorbunov A.A., Nesterenko R.A., Kudryavtsev D.V. [Analysis of Mass Characteristics of Aircraft Fuselage Construction Materials]. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*, 2022, vol. 25, no. 1, pp. 44-52 (in Russ.). DOI: 10.22213/2413-1172-2022-1-44-52.