

УДК 629. 7.02, 539.3, 620.17
Код ГРНТИ 55.47.05

doi 10.54708/19926502_2025_29310924

Математическое моделирование прочностных характеристик материалов для шпангоутов маневренного самолета с помощью метода конечных элементов

С.В. Пигин, Е.С. Алтухов*, М.М. Вербицкий, И.В. Галеев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация. Развитие авиационной промышленности неизменно связано с поиском новых материалов, способных обеспечить повышение эффективности и безопасности летательных аппаратов. Применение новых материалов для силового каркаса самолета является одной из наиболее приоритетных задач внедрения композитных материалов, так как за счет этого можно снизить массу аппарата, увеличить внутренний объем фюзеляжа, кроме того, силовой каркас защищен от агрессивных внешних условий, что упрощает внедрение композитных материалов в эту часть конструкции самолета. Данная работа представляет собой обзор современных композитных и металлических материалов, используемых в авиационной промышленности, и анализ их влияния на массово-габаритные характеристики самолета. Были рассмотрены различные типы композитов (углепластики, органопластики, металло-матричные пластики) и металлических сплавов (алюминиевые, титановые, стальные), анализируются их механические свойства и технологии производства. Особое внимание уделяется влиянию выбора материала на массу, жесткость, аэродинамическое сопротивление, подъемную силу и управляемость летательного аппарата. На основе сравнительного анализа выявляются преимущества и недостатки применения композитных и металлических материалов в авиастроении, а также перспективы развития материалов для повышения аэродинамической эффективности самолетов.

Ключевые слова: композитные материалы, авиастроение, самолет, шпангоут.

*zhenya.altukhov@gmail.com

Введение

Прогресс авиационной отрасли тесно связан с исследованием новых материалов, которые могут повысить эффективность и безопасность летательных средств. Тактико-технические характеристики самолета, такие как подъемная сила, лобовое сопротивление и управляемость, имеют большое значение для его летных качеств. Выбор материалов для конструкции самолета напрямую влияет на эти характеристики, определяя массу, жесткость и геометрию летательного аппарата.

В настоящее время в авиастроении широко применяются как традиционные металлические материалы (алюминиевые, титановые, стальные сплавы), так и современные композитные материалы (углепластики, армированные полимеры). Каждый из этих типов материалов обладает своими преимуществами и недостатками. Металлы характеризуются высокой прочностью и хорошо изученными свойствами, однако они обладают значительной массой. Композиты, напротив, обеспечивают высокое соотношение прочности к массе, позволяя создавать более легкие и совершенные конструкции, но их производство сложнее и дороже.

Выбор материалов для конструкции самолета существенно влияет на его тактико-технические характеристики. Наибольшее влияние оказывают массовые характеристики: более легкий самолет требует меньшей подъемной силы для поддержания полета. Это приводит к снижению расхода топлива и увеличению крейсерской скорости при той же мощности двигателя, а также сокращается длина разбега и пробега самолета при взлете и посадке.

Не менее важным качеством является жесткость силовой схемы самолета. Высокая жесткость силовой схемы самолета способствует уменьшению его деформации под воздействием аэродинамических нагрузок, такая конструкция способствует повышению устойчивости и

управляемости самолета в полете. Композитные материалы, благодаря высокой жесткости, могут обеспечить более стабильную аэродинамическую форму самолета. Кроме того, композитные материалы позволяют создавать детали сложной формы, что открывает возможности для оптимизации аэродинамики, например для создания крыльев с изменяемой геометрией или более сложных обводов фюзеляжа.

Композитные материалы в авиастроении

Композитные материалы играют важную роль в авиастроении, позволяя создавать легкие прочные конструкции. В композитах два основных элемента – матрица и наполнитель. Они прочнее, чем простые вещества, более износостойкие, менее подвержены механическим повреждениям, при этом имеют меньший вес. Добавление наполнителя в несколько раз снижает стоимость готового продукта. Широко используются в современных самолетах, таких как MC-21 (Рис. 1), Boeing 787 Dreamliner, Airbus A350. Рассмотрим основные типы композитов, используемых в авиации:

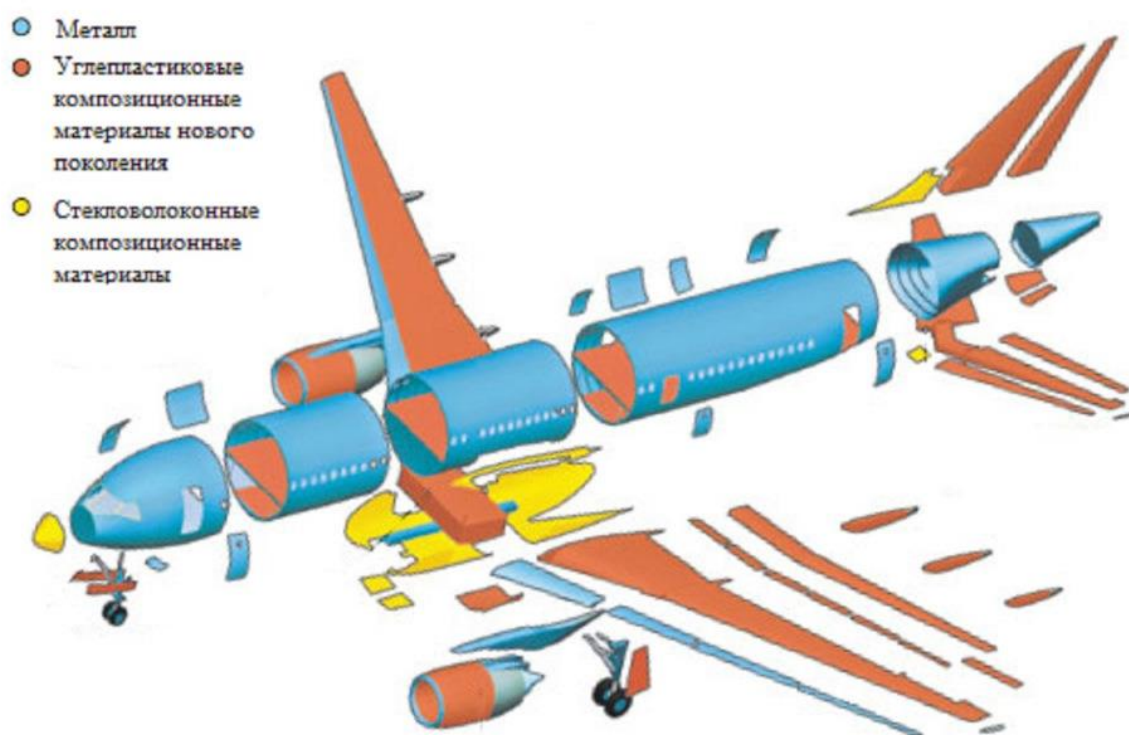


Рисунок 1. Применение композитов в самолете MC-21.

Рассмотрим углепластики. Этот вид содержит натуральные или искусственные углеродные волокна. Углеродные волокна (высокая прочность, жесткость, низкая плотность) в матрице из полимерной смолы (эпоксидная, полиамидная и др., обеспечивающие связывание волокон и защиту от окружающей среды). Непрозрачный, прочный, не меняет размеров при перепадах температур. Высокая прочность на растяжение и сжатие, высокая жесткость, низкая плотность, хорошая усталостная прочность, высокая удельная прочность. Применяется при изготовлении конструктивных элементов фюзеляжа, крыльев, оперения, элементов шасси и двигателей.

Композитные материалы обеспечивают значительное снижение массы самолета, повышение его прочности и жесткости, но в то же время существенно увеличивают сложность и стоимость производства самолета, кроме того, углепластики чувствительны к повреждениям и коррозии, поэтому требуют соблюдения определенных требований по влажности и имеют ограниченный диапазон температур, в котором сохраняются прочностные свойства материалов. Основные характеристики углепластиков представлены в таблице 1 [1].

Таблица 1. Характеристики углепластиков.

Свойство	Ось X	Ось Y	Ось Z
Модуль Юнга, ГПа	100–700	20–200	20–200
Прочность на растяжение, МПа	500–4000	100–3000	100–3000
Прочность на сжатие, МПа	500–2000	150–1000	150–1000
Прочность на сдвиг, МПа	50–150	100–300	100–300
Плотность, кг/м ³	1700–2000	–	–

Близкими по характеристикам и составу являются армированные полимерные композиты. В качестве армирующих элементов используют высокопрочные волокна, длина которых превышает критическую. Это позволяет им воспринимать основные напряжения при механических нагрузках. Армирующие волокна должны удовлетворять комплексу эксплуатационных и технологических требований. Такие полимерные композиты имеют низкую себестоимость по сравнению с углепластиковыми и достаточную прочность, вместе с тем они уступают в прочностных характеристиках углепластику и имеют более высокую плотность. Прочностные характеристики таких материалов зависят от состава композита и угла укладки волокон.

Еще существуют металломатричные композиты, они состоят из металла с волокнистыми включениями. Чаще всего для матрицы используется алюминий, никель, магний, а наполнителем могут быть волокна бора, углерода, карбида. Высокопрочные тугоплавкие волокна равномерно распределяются в металле, но не растворяются в нем. При этом дисперсные частицы смешиваются воедино с основным материалом. Наиболее популярные металлические композиты – углеалюминий, бороалюминий. На данный момент широкое распространение получили в высоконагруженных деталях двигателей, тормозных системах, элементах шасси. Данный вид материалов имеет высокую прочность при высоких температурах и устойчив к износу, но он, так же как и углепластик, является сложным и очень дорогим в производстве и не очень устойчивым к коррозии. В таблице 2 приведены прочностные характеристики углеалюминия.

Таблица 2. Характеристики углеалюминия.

Свойство	Ось X	Ось Y	Ось Z (в толщину)
Модуль Юнга	50–200 ГПа	50–80 ГПа	50–80 ГПа
Прочность на растяжение	300–1000 МПа	100–300 МПа	100–300 МПа
Прочность на сжатие	200–700 МПа	100–300 МПа	100–300 МПа
Прочность на сдвиг	50–200 МПа	30–100 МПа	20–80 МПа

Выбор конкретного типа композитного материала и технологии его производства зависит от требований к прочности, жесткости, весу, стоимости и другим характеристикам детали. Использование композитов позволяет создавать более легкие, прочные и аэродинамически совершенные самолеты, повышая их эффективность и снижая расход топлива. Однако необходимо учитывать сложность производства и необходимость специальных методов контроля качества.

Металлические материалы в авиастроении

Металлические материалы, несмотря на растущую конкуренцию со стороны композитов, по-прежнему играют значительную роль в авиастроении, особенно в высоконагруженных элементах конструкции. Выбор конкретного сплава определяется необходимыми свойствами, такими как прочность, пластичность, коррозионная стойкость, жаропрочность и технологичность. Рассмотрим основные типы металлических материалов [2]:

Алюминиевые сплавы:

– Свойства: низкая плотность, высокая коррозионная стойкость (при использовании защитных покрытий), достаточная прочность, хорошая технологичность (легко обрабатываются) [2].

– Применение: конструктивные элементы фюзеляжа, крыльев, оперения, элементы шасси. Широко используются в самолетостроении, благодаря легкости и хорошей коррозионной стойкости.

– Типы: различные серии сплавов отличаются содержанием легирующих элементов и, следовательно, свойствами. Сплавы серии 7xxx, например, отличаются высокой прочностью, но меньшей коррозионной стойкостью по сравнению со сплавами серии bxxx.

– Недостатки: ограниченная прочность при высоких температурах, чувствительность к усталостным напряжениям.

Титановые сплавы:

– Свойства: высокая прочность, низкая плотность (выше, чем у алюминия, но значительно ниже, чем у стали), высокая коррозионная стойкость, высокая жаропрочность [3].

– Применение: высоконагруженные детали, двигатели (диски турбин, лопатки), шасси, элементы фюзеляжа и крыла.

– Преимущества: высокая прочность и жаропрочность, позволяют снизить массу в высоконагруженных зонах.

– Недостатки: высокая стоимость, сложность обработки (сложно сваривать и обрабатывать механически).

Стальные сплавы:

– Свойства: высокая прочность, высокая жесткость, хорошая обрабатываемость (зависит от типа стали).

– Применение: высоконагруженные элементы (шасси, узлы крепления), в некоторых случаях – части фюзеляжа и крыла, специальные инструменты. Используются реже, чем алюминий и титан из-за большей массы.

– Типы: различные легированные стали с различными характеристиками. Высокопрочные стали обладают большей прочностью, но меньшей пластичностью.

– Недостатки: высокая плотность, склонность к коррозии (требуют защитных покрытий).

Никелевые сплавы:

– Свойства: высокая жаропрочность, высокая прочность при высоких температурах, высокая коррозионная стойкость [2].

– Применение: лопатки турбин, камеры сгорания в высокотемпературных частях двигателей.

– Преимущества: работа при экстремально высоких температурах.

– Недостатки: очень высокая стоимость, сложность обработки.

Несмотря на появление композитных материалов, металлические сплавы остаются важными компонентами авиационных конструкций, особенно в высоконагруженных элементах, требующих высокой прочности и жаростойкости. Постоянные исследования направлены на создание новых сплавов с улучшенными свойствами и технологичностью.

Моделирование шпангоута для выполнения прочностных расчетов

Экспериментальная модель – силовой шпангоут, выполненный со следующей изометрической проекцией (Рис. 2). Расчетная модель сделана с габаритными размерами представлена на Рис. 3. Конструктивно модель имеет сечение А – А вида «I» на Рис. 4.

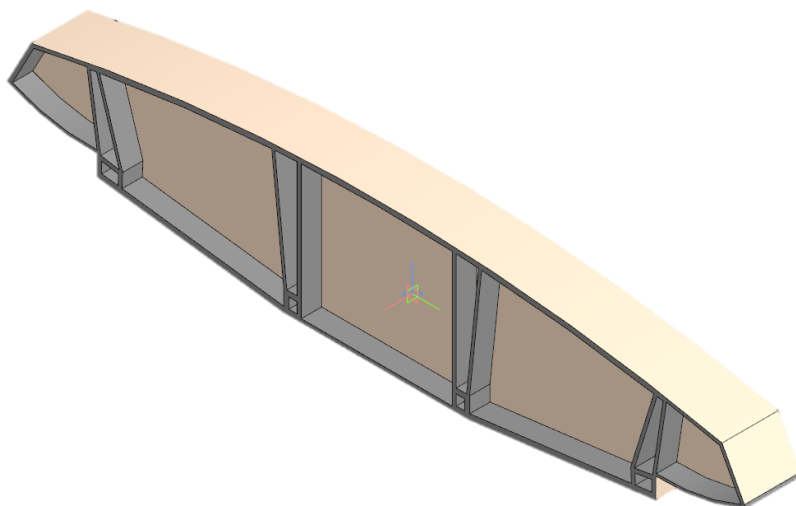


Рисунок 2. Изометрия изделия.

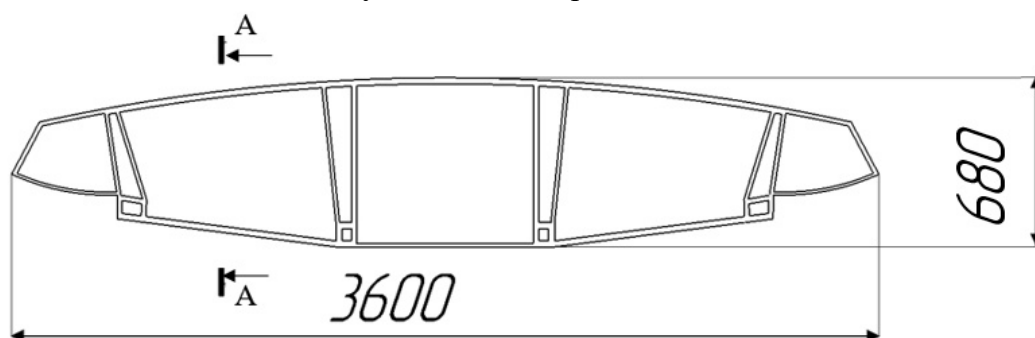


Рисунок 3. Габаритные размеры шпангоута.

A-A

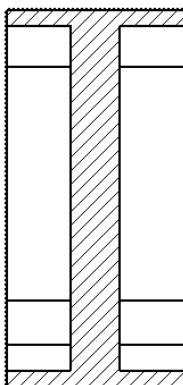


Рисунок 4. Сечение шпангоута.

Модель сделана в программе Компас 3D, все расчеты проводились в программном обеспечении Ansys в модуле Static Structural. Расчетная модель упрощена: убраны ребра жесткости для оптимизации процесса. Заданы граничные условия типа заделка, установленные по обоим концам шпангоута.

Задана конечно-элементная модель с сеткой размером 25 мм (Рис. 5), а также граничные условия (Рис. 6). Наибольшее измерение модели – 3600 мм. Это позволяет добиться точности 99% при заданном шаге сетки.

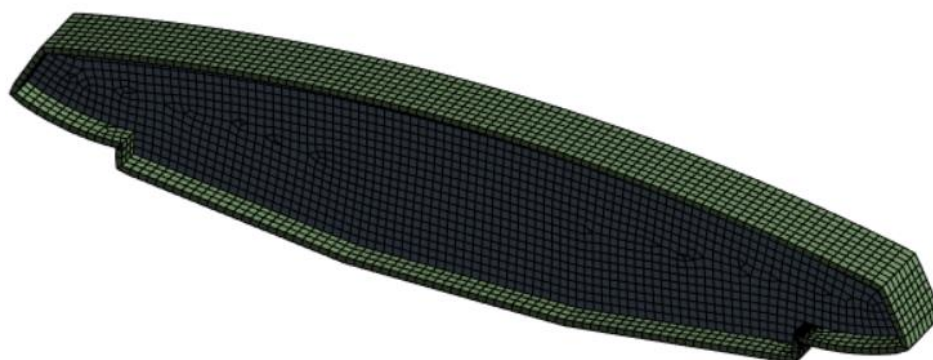


Рисунок 5. Конечно-элементная модель.

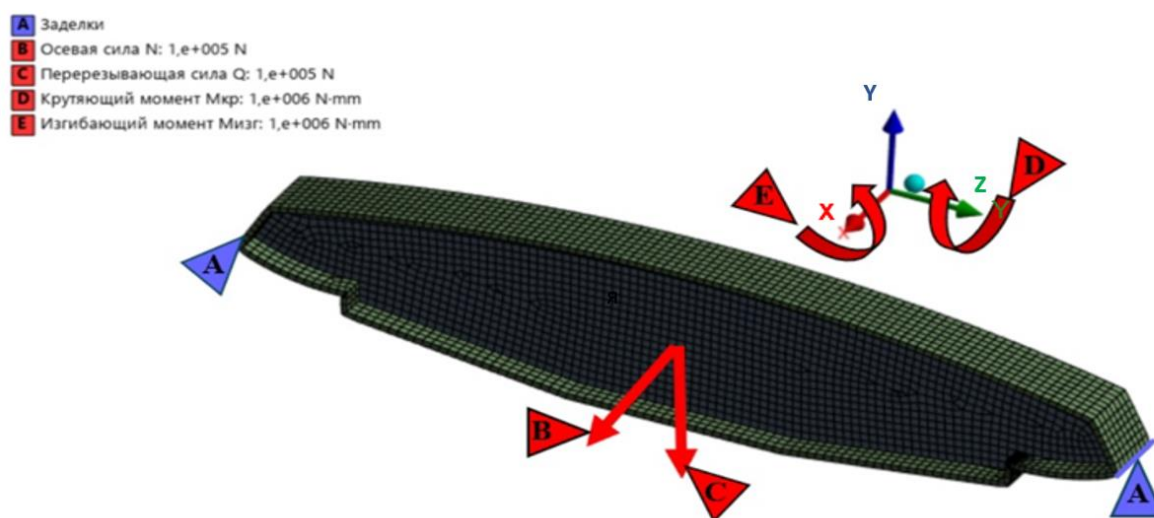


Рисунок 6. Граничные условия.

В данной работе рассматриваются маневренные самолеты. Предварительно заданы нагрузки, которые могут действовать на силовой элемент. Рассматриваемый шпангоут входит в состав силовой части несущего фюзеляжа, сочлененного через узлы крепления через зону сильно развитого наплыва с крылом маневренного самолета, где находятся узлы крепления крыла, а также топливные баки с топливом, отсеки для агрегатов, коммуникаций, и прочие.

Так как рассматриваемые в работе шпангоуты являются продолжением лонжеронов консолей крыла, то нагрузки, действующие на шпангоут, будут связаны не только с действием поверхностных нагрузок (аэродинамических сил, тяги двигателей и т.д.) и массовых нагрузок (сил тяжести и инерции) на самом фюзеляже, но и на крыле самолета, они связаны в основном с аэродинамическими и массовыми нагрузками (главным образом от вооружения на подкрыльевых подвесках), действующими на крыло и вызывающими сжатие-растяжение, кручение (возникает при изменении угла тангажа), изгиб (возникает при крене и рыскании). Рассмотрен образец, на который проецируются эти нагрузки от крыла и фюзеляжа.

Таким образом, можно задать крепление типа «заделка» по обеим сторонам. Силы действуют по поверхностям (погонная нагрузка) по всему шпангоуту, а моменты – результирующая составляющая по одной из осей. Их величины подобраны таким образом, чтобы основные материалы (алюминий и сталь), используемые при проектировании силового шпангоута, имели достаточный запас прочности, приемлемый для эксплуатации, с учетом инерционных сил и моментов [1, 2]. Численные характеристики нагрузок приведены в таблице 3.

Таблица 3. Приведенные нагрузки на силовой элемент.

Наименование	Величина нагрузки
Крутящий момент $M_{кр}$	$10^6 \text{ Н} \times \text{мм}^2$
Изгибающий момент $M_{изг}$	$10^6 \text{ Н} \times \text{мм}^2$
Осевая сила N	10^5 Н
Перерезывающая сила Q	10^5 Н

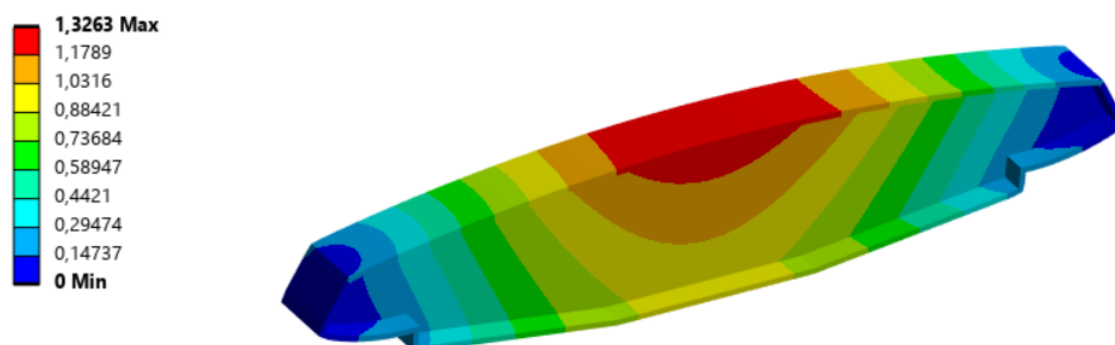
В Табл. 4 приведены характеристики материалов с изотропными свойствами, используемые в экспериментах [3].

Таблица 4. Характеристики изотропных материалов.

Материал	Модуль упругости, ГПа	Коэффициент Пуассона	Масса шпангоута, кг
Углеродистая сталь	212	0,29	1500
Алюминиевый сплав Д19	71	0,33	527
Титановый сплав BT20	111	0,36	880

В каждой модели введена прямая (ось OZ), по которой рассмотрены деформации перемещений для наглядного представления.

Пример моделирования на деформации (в данном случае – для стали) приведен на Рис. 7. Последующие экспериментальные данные для различных материалов представлены в Табл. 5. На Рис. 7 места наименьшего напряжения обозначены темно-синим цветом, а наибольшего – красным, умеренная нагрузка представлена остальными цветами.

**Рисунок 7.** Расчет деформации при данном варианте нагружения.**Таблица 5.** Результаты расчетов конечно-элементной модели.

Материал	Запас прочности	Максимальная деформация, мм	Максимальное напряжение, МПа
Углеродистая сталь	2,5784	1,3263	34,592
Алюминиевый сплав Д19	2,341	4,0067	34,659
Титановый сплав BT20	7,9201	2,9786	34,697

Таким образом, среди рассмотренных материалов наиболее предпочтительным остается алюминиевый сплав, имеющий достаточный запас прочности и наименьший вес. Титановый сплав имеет избыточную прочность и при этом высокую стоимость, а сталь – наибольший вес.

Последующие расчеты выполнены для композитных материалов, чьи свойства не изотропны, как для предыдущих расчетов, а изменяются в зависимости от направления прило-

жения нагрузки. Расчетная модель аналогична предыдущей. Шпангоут выложен слой за слоем (с направлением волокон 45, -45, 90, 0, -45, 45), толщина каждого из соответствующих волокон – 0,1 мм, в сумме – 0,6 мм, а их количество: по контуру – 125, по срединной поверхности – 40. Это позволило добиться такой же толщины, как и у расчетной модели шпангоута из изотропных материалов.

Использовался эпоксидный препрег из углеродного волокна UD. Его свойства указаны в Табл. 6 [6]. Масса шпангоута составила 284 кг. Для расчета на прочность в Ansys использовался критерий Цай–Ву.

Таблица 6. Свойства углеволокна с эпоксидной смолой.

Свойство	Ось X	Ось Y	Ось Z
Модуль Юнга, ГПа	121	8,6	8,6
Прочность на растяжение, МПа	2231	29	29
Прочность на сжатие, МПа	-1082	-100	-100
Прочность на сдвиг, МПа	60	–	–
Плотность, г/см ³	1,49	–	–

В результате тестирования с изначальными граничными условиями и нагрузками получена следующая картина деформаций (Рис. 8):

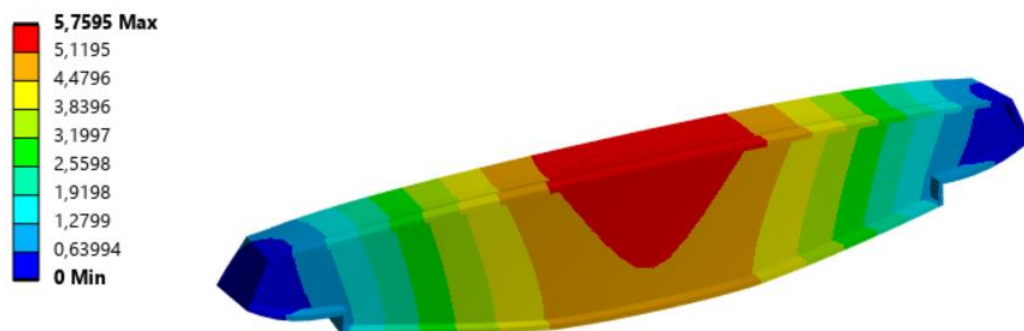


Рисунок 8. Поле деформаций шпангоута из композита с масштабом 32:1.

При данном типе нагружения достигнута максимальная деформация – 5,7595 мм, напряжение – 31,265 МПа, а запас прочности составил 1,74. Таким образом, из полученного расчета и сравнительного анализа характеристик (см. Табл. 4) можно сделать вывод, что шпангоут из углеволокна получился по массе как минимум в 4 раза меньше, что является существенным конструкционным преимуществом, имея при этом достаточную прочность.

Однако рассматриваемый углепластик не самый прочный и надежный, потому рассмотрим более дорогой, но перспективный в испытаниях. В таблице 7 указаны его характеристики [6]. В ходе расчета была вычислена масса шпангоута – 287 кг.

Таблица 7. Характеристики углепластика с углеволокном (препрег).

Свойство	Ось X	Ось Y	Ось Z
Модуль Юнга, ГПа	209	9,45	9,45
Прочность на растяжение, МПа	1979	29	29
Прочность на сжатие, МПа	-893	-139	-139
Прочность на сдвиг, МПа	50–100	–	–
Плотность, г/см ³	1,54	–	–

Картина деформации и разрушения органопласта получилась аналогичной (рисунок годаря такой компоновке получился шпангоут, имеющий существенно меньшую массу и оп-

тимальную надежность. Поскольку обычно силовые элементы изготавливаются из алюминиевого сплава, то выбор оптимального материала очевиден.

Далее рассмотрим органопластик Кевлар-149 со следующими характеристиками [5]:

- Предел прочности – 2400 МПа;
- Модуль Юнга – 160 ГПа;
- Плотность – 1,47 г/см³.

Для него подобрано эпоксидная матрица:

- Модуль Юнга – 4,2 ГПа;
- Коэффициент Пуассона – 0,35;
- Прочность – 95 МПа;
- Плотность – 1,2 г/см³.

Для повышения прочности выполнена следующая модель укладки по порядку: связующее – 1, 3, 5, толщиной 0,1 мм, волокна органопласта – 2, 3, 5, 6, 8, 9, толщиной 0,05 мм. Углы выкладки соответственно: 0, –45, 45, 0, 90, –90, 0, 45, –45 градусов. Получилась модель массой 229 кг.

В ходе расчета получена максимальная деформация – 15,635 мм. На прочность композит не прошел проверку – запас прочности около 0,52, что характерно для разрушения. Соответственно, органопласт, даже с подобранной матрицей, повышающей сдвиговую прочность, не может пройти условия испытания. Разрушение, которое происходит посередине, обозначено на чертеже светло-бежевым цветом (Рис. 9).

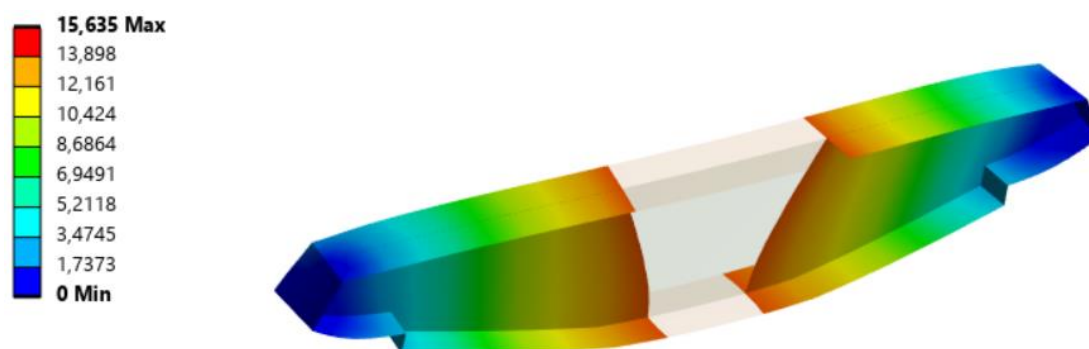


Рисунок 9. Картина деформации и разрушения органопласта.

К числу композиционных материалов относятся композитные материалы на металлической основе. Они состоят из металла с волокнистыми включениями. Чаще всего для матрицы используется алюминий, никель, магний, а наполнителем могут быть волокна бора, углерода. Это существенно уменьшает вес и оптимизирует конструкцию изделия.

Наиболее популярный металлический композит – углеалюминий, у которого матрица – алюминий, а волокна – углеродистые. Различные его свойства представлены в Табл. 7.

Таблица 7. Свойства алюминия 88%.

Свойство	Значение
Модуль Юнга, ГПа	245,9
Коэффициент Пуассона	0,23
Плотность, г/см ³	3,475

Расчет производился со среднепрочным волокном (290 ГПа). Укладка сделана с соответствующими углами: матрица – 90 градусов, а позиция – 3, волокна ориентированы по 45, –45, 0, 45 (Рис. 10). Масса шпангоута получилась 344 кг.

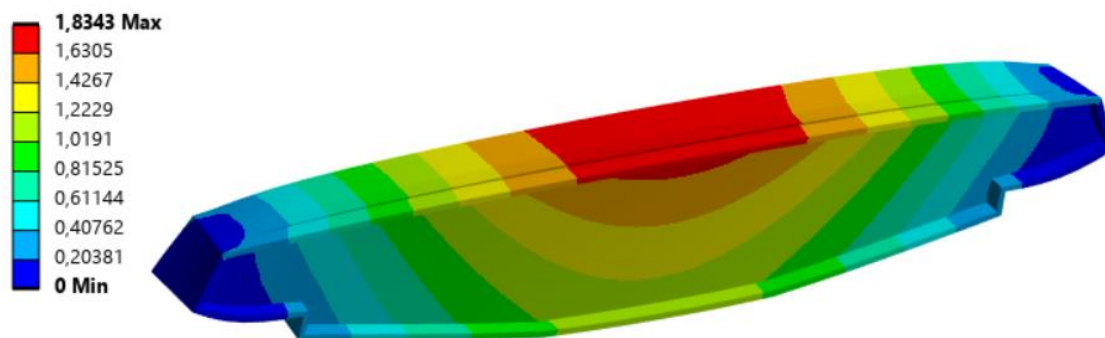


Рисунок 10. Картина деформации металлического композита.

В данной расчетной схеме максимальная деформация составила 1,8343 мм, а запас прочности – 2,8392, что значительно выше, чем у алюминиевого сплава.

Таким образом, можно составить график деформации и гистограмму материалов с их запасами прочности и массой получившихся шпангоутов (Рис. 11, 12, 13). По этим графикам видно, что наибольший запас прочности получился у титанового сплава, наибольшая масса у стали. Оптимальное соотношение прочности и массы обеспечивают препреги углепластика и углеалюминия.

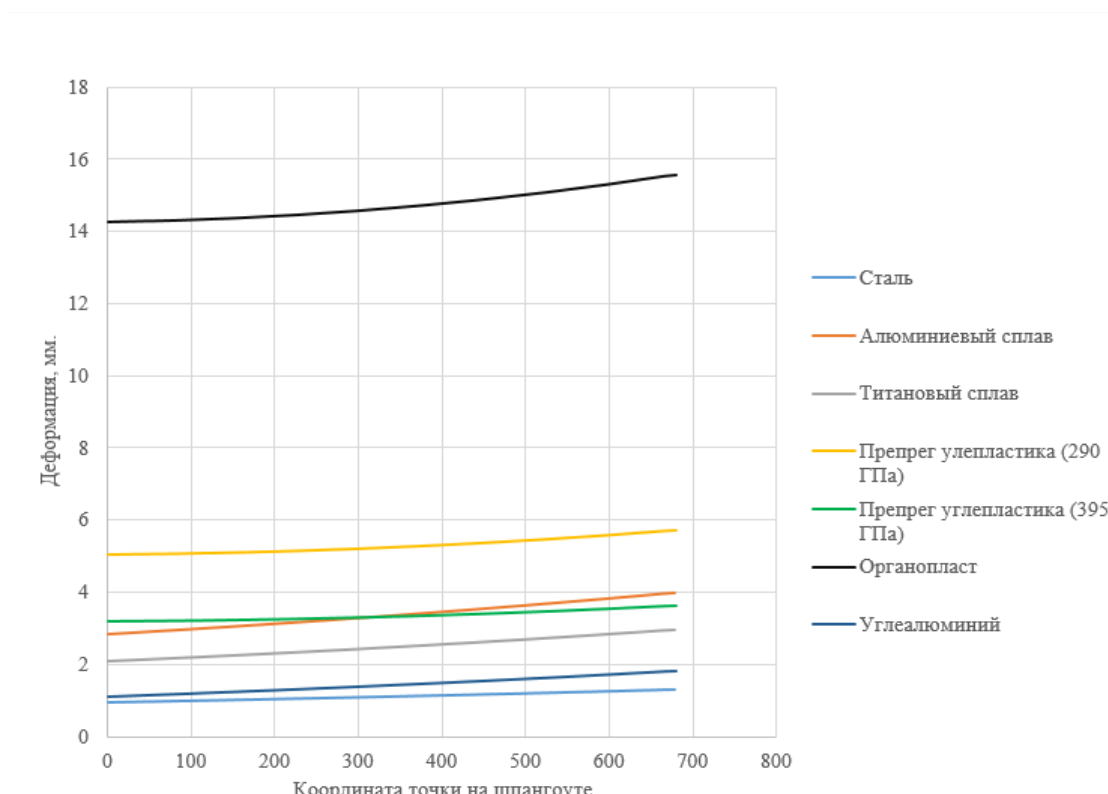


Рисунок 11. График деформации формы по оси Oz.

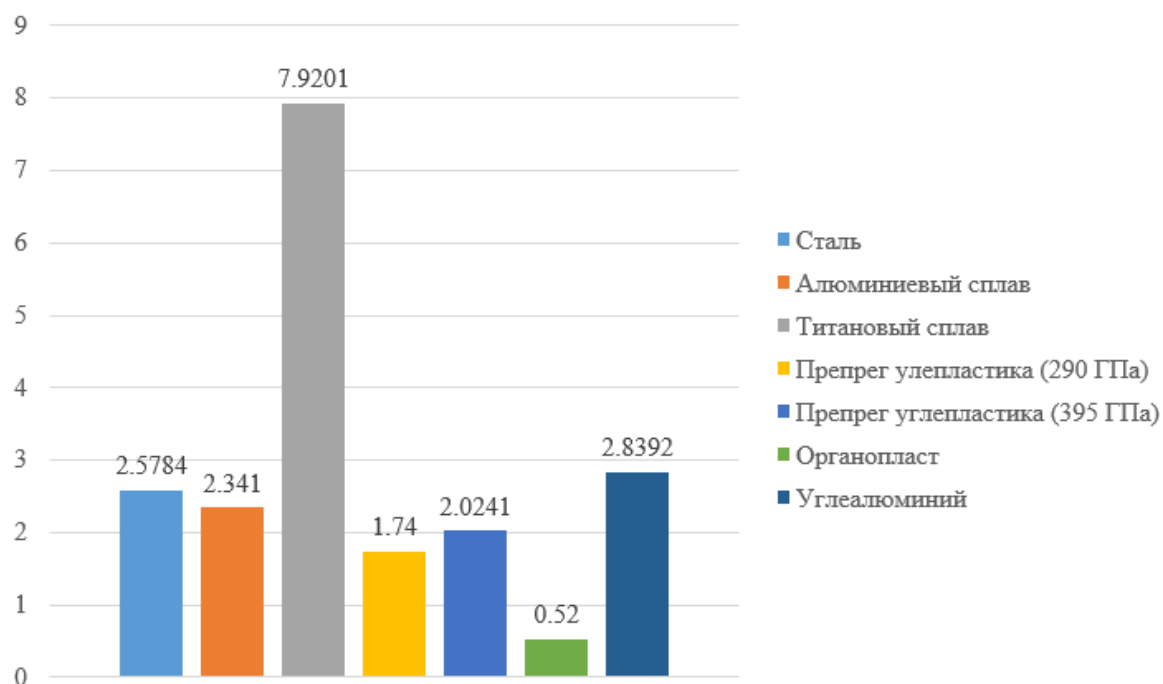


Рисунок 12. Гистограмма запасов прочности различных материалов.

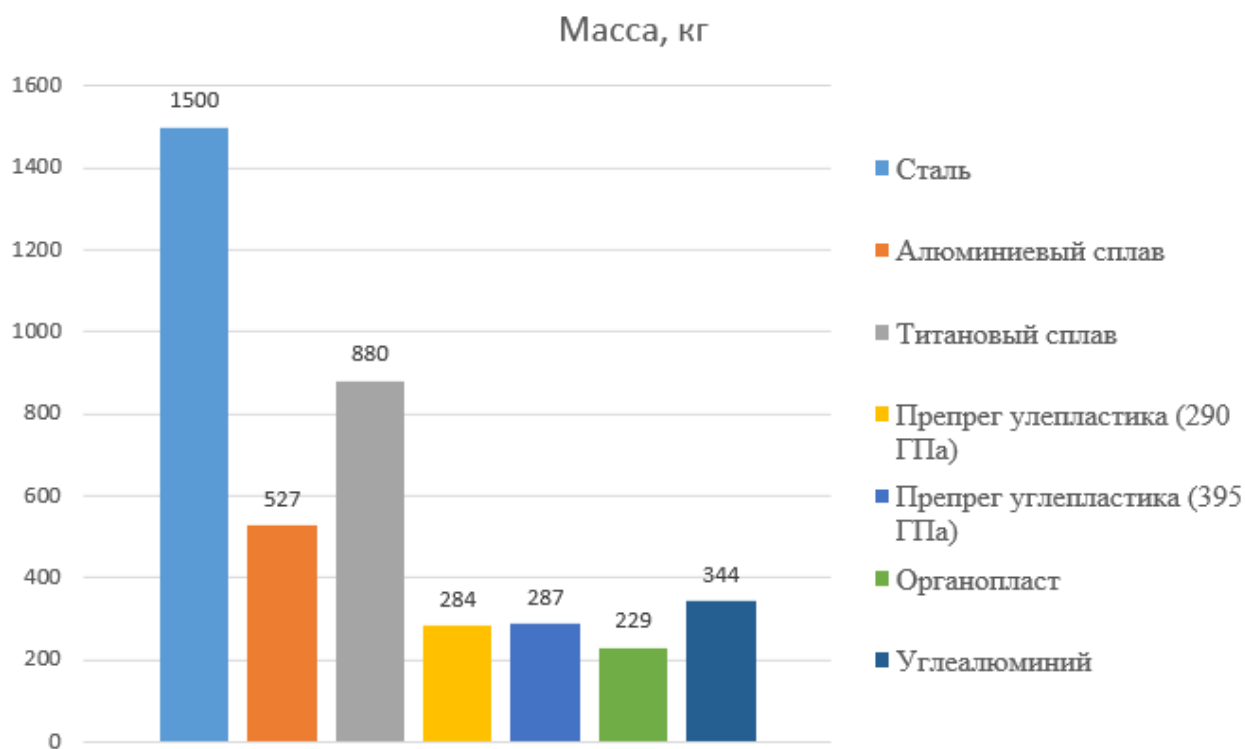


Рисунок 13. Гистограмма масс шпангоутов.

В результате исследования влияния различных материалов на массу, запас прочности, деформацию в силовом шпангоуте самолета путем расчетов методом конечных элементов были получены график деформации (изменение формы под нагрузкой), гистограммы прочностей и масс конструкции различных изотропных и анизотропных материалов. С помощью этих данных можно подобрать шпангоут с нужными физическими свойствами.

По проведенным расчетам видно, что металлы имеют достаточно высокую прочность, малое изменение формы, но им соответствует большая масса. Их свойства не зависят от направления нагрузки, как в полимерных композитных материалах. Рассмотрев углепластики с различной прочностью волокон, можно сделать вывод, что они имеют наименьшую массу

при достаточном запасе прочности. Органопласты остаются нерекомендуемыми для использования в силовых конструкциях, имея разрушение в расчетной модели испытаний, которые прошли все остальные материалы. Однако если проанализировать расчеты рассмотренного металломатричного композита, то он имеет значительно больший запас прочности по сравнению со всеми материалами, рассмотренными в работе, не самую большую массу. Это позволяет конструктору облегчить изделие и добиться оптимальных массово-габаритных размеров силовой схемы самолета.

Таким образом, наиболее перспективным являются полимеры с металлической матрицей и углепластики. В зависимости от экономической стоимости, могут быть эффективны и те, и другие, поскольку они обладают достаточной прочностью при статических нагрузках и наиболее эффективной массой при заданных габаритах шпангоута.

Заключение

Композитные материалы играют важную роль в современном авиастроении, особенно в силовых схемах маневренных самолетов. Их уникальные свойства, такие как высокая прочность при низком весе, коррозионная стойкость и хорошая устойчивость к термическим воздействиям, делают их идеальными для использования в авиационной промышленности.

Сравнительно низкая себестоимость композитных материалов, в особенности армированных полимерных и металло-матричных композитов, дополняется возможностью их применения в различных конструктивных решениях. Благодаря этому инженеры могут создавать более легкие и эффективные конструкции, что непосредственно влияет на эксплуатационные характеристики самолетов.

В будущем мы можем ожидать дальнейшего улучшения технологий производства и применения композитных материалов, что откроет новые горизонты для разработки инновационных решений в сфере авиации. Это, в свою очередь, приведет к снижению массы, повышению эффективности и улучшению тактико-технических характеристик маневренных самолетов, что станет важным шагом в модернизации отрасли.

Литература:

1. Погосян М.А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д.Ю. Проектирование самолетов. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 863 с. [Pogosyan M.A., Liseitsev N.K., Strelets D.Yu. Aircraft design. Moscow: Innovatsionnoe Mashinostroenie, 2018. 863 p. (in Russian)].
2. Егер С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. Проектирование самолетов. Москва: Машиностроение, 1983. 616 с. [Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. Aircraft design. Moscow: Mashinostroenie, 1983. 616 p. (in Russian)].
3. Новиков Г.В. Оценка межслоевой трещиностойкости армированных слоистых ПКМ экспериментальными и численными методами: дис. ... канд. тех. наук. М., 2020. 123 с. [Novikov G.V. Evaluation of interlayer crack resistance of reinforced polymer composite laminates by experimental and numerical methods: Diss ... of candidate of technical sciences. Moscow, 2020. 123 p. (in Russian)].
4. Камат Р.Г., Чакрабарти Д.Дж., Моханти Р.Р., Кулкарни Р.В., Бендзински Д.Е., Тимм Й. Высокопрочные алюминиевые сплавы 7xxx и способы их получения. Свидетельство о регистрации № 2717434 РФ, МПК C22C 21/10. № 2018119275; заявл. 28.10.2016; опублик. 23.03.2020, бюл. № 9. URL: https://patents.s3.yandex.net/RU2717434C2_20200323.pdf (дата обращения: 20.02.2025) [Kamat R.G., Chakrabarti D.Dzh., Mokhanti R.R., Kulkarni R.V., Bendzinski D.E., Timm J. High-strength aluminium alloys 7xxx and methods of production thereof. Patent registration No. 2717434 Russian Federation. C22C 21/10. No. 2018119275; applied 28.10.2016; published 23.03.2020, bull. No. 9 (in Russian). URL: https://patents.s3.yandex.net/RU2717434C2_20200323.pdf (accessed: 20.02.2025)].
5. Аккуратов И.Л., Алямовский А.И., Виноградов А.С. и др. Результаты исследований свойств углепластиков на основе различных полимерных связующих, перспективы для изготовления конструкций космической техники // Космическая техника и технологии. 2018.

№ 1(20). С. 54–66. [Akkuratov I.L., Alyamoskiy A.I., Vinogradov A.S., et al. Results of studies into the properties of carbon fiber-reinforced plastics based on various polymer binders, viewed as candidates for manufacturing structures for space hardware // Space Engineering and Technology. 2018. No. 1(20). P. 54–66 (in Russian)].

6. Гуляев И.Н., Павловский К.А. Высокомодульные углепластики для изделий гражданской авиационной техники // Труды ВИАМ. 2023. № 3. С. 95–106. [Gulyaev I.N., Pavlovskiy K.A. High modulus carbon plastics for civil aviation equipment (review) // Proceedings of VIAM. 2023. No. 3. P. 95–106 (in Russian)].

Об авторах:

ПИГИН Сергей Васильевич, кандидат педагогических наук, доцент кафедры 101 «Проектирование и сертификация авиационной техники», института 1 «Авиационная техника», Московский авиационный институт (научно-исследовательский университет), PSV_1961@mail.ru.

АЛТУХОВ Евгений Сергеевич, студент кафедры 604, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), zhenya.altukhov@gmail.com.

ВЕРБИЦКИЙ Матвей Михайлович, студент кафедры 610, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), verbitsky.mat@yandex.ru

ГАЛЕЕВ Ильяс Васильевич, студент кафедры 610, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), werusteswhy47@mail.ru.

Metadata:

Title: Mathematical modeling of the strength characteristics of materials for maneuverable aircraft frames using the finite element method

Author 1: Sergey Vasilievich Pigin, Candidate of Pedagogical Sciences, Associate Professor of Department 101 “Aircraft Design”, Institute 1 “Aircraft Manufacturing”, Moscow Aviation Institute (National Research University), PSV_1961@mail.ru.

Author 2: Evgeniy Sergeevich Altukhov, student of Department 604, Moscow Aviation Institute (National Research University), zhenya.altukhov@gmail.com.

Author 3: Matvey Mikhailovich Verbitskiy, student of Department 610, Moscow Aviation Institute (National Research University), verbitsky.mat@yandex.ru.

Author 4: Ilyas Vasilievich Galeev, student of Department 610, Moscow Aviation Institute (National Research University), werusteswhy47@mail.ru.

Abstract: The development of the aviation industry is invariably linked to the search for new materials capable of improving the efficiency and safety of aircraft. The use of new materials for the structural frame of an aircraft is one of the most prioritized tasks for implementing composite materials, as this can reduce the aircraft’s weight, increase the internal volume of the fuselage, and simplify the integration of composites into this part of the structure due to protection from aggressive external conditions. This work provides a review of modern composite and metallic materials used in the aviation industry and analyzes their impact on the mass-dimensional characteristics of aircraft. Various types of composites (carbon fiber reinforced plastics, organic fiber reinforced plastics, metal matrix composites) and metallic alloys (aluminum, titanium, steel) are examined, with an analysis of their mechanical properties and production technologies. Special attention is given to the influence of material selection on weight, stiffness, aerodynamic drag, lift, and controllability of the aircraft. Based on a comparative analysis, the advantages and disadvantages of composite and metallic materials in aviation are identified, along with prospects for material development to enhance aerodynamic efficiency.

Keywords: composite materials, aircraft manufacturing, aircraft, structural frame.