



Научная статья

УДК 004.02

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=188285>

EDN: <https://www.elibrary.ru/FBIUQA>

МОДЕРНИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ HIGH-PERFORMANCE COMPUTING РЕШЕНИЙ

К.С. Самсонов , В.С. Медведь , П.В. Кулик

Акционерное общество «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение»,
Московская обл., г. Королёв, Россия

kulikpv@mail.ru

Цитирование: Самсонов К.С., Медведь В.С., Кулик П.В. Модернизация конструкции перспективного летательного аппарата с использованием high-performance computing решений // Труды МАИ. 2026. № 148. URL: <https://trudymai.ru/published.p-hp?ID=188285>

Аннотация. Современные высокотехнологичные планирующие летательные аппараты предъявляют высокие требования к тактико-техническим, весовым и эксплуатационным характеристикам, а также к показателям надёжности, качества и ремонтпригодности. Повышение весовой эффективности конструкций достигается прежде всего за счёт применения новых материалов с высокими удельными физико-механическими характеристиками. Использование полимерных композиционных материалов, преимущественно углепластиков, позволяет снизить массу конструкции летательного аппарата до 40–50 %, а также формировать элементы с заданными прочностными и жёсткостными характеристиками.

Одним из перспективных направлений снижения массы несущих поверхностей большого размаха является создание цельнокомпозиционных конструкций с высоким коэффициентом армирования. Целью работы является разработка и расчётно-экспериментальное исследование конструкции цельнокомпазитной консоли крыла перспективного летательного аппарата, изготовленной из отечественных материалов.

В работе проведён анализ аэродинамических нагрузок, действующих на несущую поверхность, и выполнено численное моделирование конструкции в программном комплексе ANSYS. Разработанная конечно-элементная модель позволила определить напряжённо-деформированное состояние конструкции при действии эксплуатационных нагрузок. Максимальные расчётные перемещения составили 156,33 мм. Экспериментальные исследования, выполненные на полноразмерном образце консоли крыла, показали максимальные перемещения 161,17 мм. Сравнение результатов расчётов и испытаний показало их высокую сходимость: относительная погрешность составила около 3 %

Ключевые слова: High-Performance Computing решения; летательный аппарат; композиционный материал; расчётно-экспериментальные исследования; НРС.

MODERNIZATION OF THE AIRFRAME DESIGN OF AN ADVANCED AERIAL VEHICLE UTILIZING HIGH-PERFORMANCE COMPUTING SOLUTIONS

K.S. Samsonov , V.S. Medved , P.V. Kulik  

Joint stock company “Tactical Missile Corporation”, Moscow Region, Korolev, Russia

 kulikpv@mail.ru

Citation: Samsonov K.S., Medved V.S., Kulik P.V. Modernization of the airframe design of an advanced aerial vehicle utilizing high-performance computing solutions // Trudy MAI. 2026. No. 148. (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=188285>

Abstract. Modern high-tech gliders place high demands on tactical, technical, weight, and operational characteristics, as well as on reliability, quality, and maintainability. Improvements in the weight-to-strength ratio of structures are achieved primarily through the use of new materials with high specific physical and mechanical properties. The use of polymer composite materials, primarily carbon fiber composites, allows for a reduction in the aircraft’s structural mass by up to 40–50%, as well as the fabrication of components with specified strength and stiffness characteristics.

One of the promising approaches to reducing the mass of large-span lifting surfaces is the creation of all-composite structures with a high reinforcement ratio. The

objective of this work is to develop and conduct a computational and experimental study of the design of an all-composite wing cantilever for a promising aircraft, manufactured from domestic materials.

The study analyzes the aerodynamic loads acting on the airfoil and performs numerical simulation of the structure using the ANSYS software package. The developed finite element model allowed determining the stress-strain state of the structure under operational loads. The maximum calculated displacements amounted to 156.33 mm.

Keywords: High-Performance Computing solutions; aircraft; composite materials, computational and experimental studies, HPC.

Введение

Современные высокотехнологичные планирующие летательные аппараты имеют высокие требования к тактико-техническим, весовым и экономическим характеристикам [1-3], показателям надёжности, качества, ремонтпригодности и безотказности, что требует от разработчиков и изготовителей искать новые пути совершенствования и модернизации конструкций. Повышение весовой эффективности в первую очередь достигается путём применения новых материалов с высокими удельными физико-механическими характеристиками. Внедрение и применение композиционных материалов, преимущественно углепластика, в конструкцию летательных аппаратов имеет потенциал снижения массы до 40 ÷ 50%. Кроме того, за счёт применения индивидуальной технологии укладки появляется возможность создания конструкций с уникальными прочностными и жесткостными характеристиками [5-7].

На данный момент в несущих поверхностях большого размаха доля композиционных материалов не достигла того же уровня применения, как например в корпусах конструкций. Это в первую очередь связано с высокой сложностью аэродинамических форм несущих поверхностей и повышенным требованиям по предъявляемым механическим характеристикам. Результаты экспертного анализа показали, что наибольшим потенциалом снижения массы несущей поверхности является изготовление цельнокомпозиционной конструкции с высоким коэффициентом заполнения армирующим материалом.

Целью настоящей работы является разработка и расчётно-экспериментальные исследования конструкции цельнокомпозиционной консоли крыла перспективного

летательного аппарата, изготовленной из отечественных материалов с обеспечением высоких требований по прочности и жёсткости. **Задачи исследования:**

1. Анализ аэродинамических нагрузок, действующих на несущую поверхность летательного аппарата и выбор технологии изготовления;
2. Проведение расчётных исследований с использованием НРС-решений и высокоточных компьютерных моделей конструкции. Расчёт значений нормальных напряжений по осям и перемещений;
3. Проведение экспериментальных исследований статической прочности конструкции и замера реальных значений перемещений при действии аэродинамических нагрузок;
4. Сравнение результатов расчётов и экспериментальных данных с определением степени их соответствия, оценка относительной погрешности.

Анализ аэродинамических нагрузок и выбор технологии

Оценка возможности модернизации перспективного летательного аппарата (ЛА) проведена в рамках оперативных работ по созданию цельнокомпозитной консоли крыла летательного аппарата в АО «Корпорация «Тактическое ракетное вооружение».

Материалы, применяемые при изготовлении и конструктивных элементов должны: не вызывать коррозию алюминиевых, титановых сплавов и сталей; длительно работать в интервале температур от минус 50 °С до 50 °С; работать в интервале температур минус 60 °С до 60 °С в течение 6 часов; сохранять свои свойства в условиях повышенной влажности (относительная влажность 98 %) при температуре 35 °С; быть российского производства; иметь сертификаты, подтверждающие их соответствие государственным стандартам (ГОСТ) или техническим условиям; обеспечивать работоспособность в заданных условиях эксплуатации в течение всего срока службы; обеспечивать точные аэродинамические обводы конструкции; обеспечивать возможность их переработки с применением перспективных технологий и перерабатываться современными технологическими методами.

Проведены исследования траекторий эксплуатации объекта модернизации, распределения параметров скорости и высоты по времени, что обеспечило

максимальное приближение граничных условий к внешним аэродинамическим нагрузкам, действующим в эксплуатации. Анализ аэродинамических нагрузок на консоль крыла перспективного ЛА показал, что достичь необходимых прочностных и жесткостных характеристик конструкции возможно только применив в качестве армирующего наполнителя полимерных композиционных материалов – материалы на основе углеродных волокон.

На данный момент на российском рынке армирующих материалов для полимерных композиционных материалов (ПКМ) наиболее оптимальным по соотношению упругих и прочностных характеристик является углеродное волокно UMT 49S-12R-EP. ПКМ на основе данного углеродного волокна уже используется в серийном изготовлении, высоконагруженных ЛА, таких как, консоль крыла пассажирского самолёта [8-11]. Стоит отметить, что промышленностью выпускаются и имеют широкое распространение высокомодульные углеродные волокна марок UMT290, UMT400, UMT430 и UMT530, но их стоимость превышает стоимость волокна UMT49S примерно в 2 раза, что делает выбор в их пользу экономически нецелесообразным.

В таблице 1 приведены механические характеристики UMT 49S-12R-EP на эпоксидном связующем при объёмном коэффициенте наполнения $\nu = 0,53$.

Таблица 1

Механические характеристики UMT 49S-12R-EP

Параметр	Величина
Модуль упругости при растяжении E_1^+ , [ГПа]	127
Модуль упругости при растяжении E_2^+, E_3^+ , [ГПа]	7,78
Коэффициент Пуассона ν_{12}, ν_{13}	0,3
Коэффициент Пуассона ν_{23}	0,4
Модуль сдвига G_{12}, G_{13} , [ГПа]	5
Модуль сдвига G_{23} , [ГПа]	3,846
Предел прочности при растяжении σ_1^+ , [МПа]	1560
Предел прочности при растяжении σ_2^+, σ_3^+ , [МПа]	80
Предел прочности при сжатии σ_1^- , [МПа]	650
Предел прочности при сжатии σ_2^-, σ_3^- , [МПа]	90
Предел прочности при сдвиге τ_{12}, τ_{13} , [МПа]	69
Предел прочности при сдвиге τ_{23} , [МПа]	50

В таблице приведены обобщенные данные по волокну, вместе с тем в консоли крыла необходимо обеспечить повышение межслоевой прочности консоли крыла. Исходя из этого, при выборе технологии изготовления необходимо обеспечить минимальную пористость материала изделия. Изготовление конструкций из ПКМ с высокими механическими характеристиками и качеством аэродинамических поверхностей возможно с применением следующих технологий:

1. Автоклавное формование в жёсткой двухсторонней оснастке;
2. Resin Transfer Molding (RTM) – литьё с пропиткой под давлением.
3. Прессовое формование.

Высокие требования к точности аэродинамических обводов делает невозможным использования односторонней оснастки. Наиболее предпочтительно – использование жёсткой двухсторонней оснастки, внутрь которой помещаются армирующий материал – преформа и впоследствии пропитывается связующим под избыточным давлением. Важным фактором является выбор расположения точек инъекции связующего компонента и скорости подачи. Правильный выбор расположения точек инъекции связующего компонента и скорости подачи существенно влияет на сохранение структуры материала. Неправильно рассчитанное давление приводит к смещению армирующих нитей и участков тканей от своего номинального положения.

Процесс пропитки проходит с нагревом связующего компонента перед инъекцией и одновременным нагревом оснастки. Неправильный расчёт температурных режимов и нарушение технологии может привести к снижению жидкотекучести связующего компонента или вскипанию. Аэродинамический профиль сечения консоли является сложным для прогнозирования течения связующего компонента при пропитке. Нарушения равномерности гидравлического сопротивления преформы приведёт к тому, что связующий компонент выберет пути наименьшего сопротивления и устремится к выходу, оставляя непропитанные или пористые участки конструкции.

Для изготовления консоли крыла методом компрессионного формования препрега выбран материал на основе ленты из волокна UMT 49S, пропитанной эпоксидным связующим марки C200UD ACM-102.

Выбор подхода к изготовлению, материалов армирующего наполнителя и связующего компонента обусловлено физико-механическими характеристиками, позволяющими реализовать требуемые прочностные и жесткостные характеристики консоли крыла перспективного ЛА с сохранением геометрии аэродинамического обвода, а также экономической целесообразность.

Расчётные исследования с использованием НРС-решений

В качестве программного обеспечения для проведения расчётных исследований с использованием НРС-решений выбран специализированный программный комплекс (СПК) ANSYS, позволяющий учесть все требуемые характеристики и выполнить расчёт. Использование НРС-решений позволяет решать сложные вычислительные задачи путём одновременного использования множества вычислительных ресурсов, в отличие от традиционных компьютерных систем, где задачи обрабатываются последовательно, НРС-системы распределяют нагрузку между сотнями или тысячами процессоров, работающих параллельно. Подготовка расчётных конечно-элементных моделей выполнялась на вычислительных кластерах.

При моделировании композита учитывались углы укладки и количество слоёв. Для оценки жесткостных и прочностных свойств конструкции и проведения расчётов использован метод конечных элементов [12-24]. Проведён анализ сеточной сходимости. Разработанная конечно-элементная модель (КЭМ) состоит из 101964 узлов и 504744 элементов. Для численного моделирования задачи с помощью СПК ANSYS построена тетраэдральная КЭМ конструкции крыла перспективного ЛА, представленная на рисунке 1. В области сопряжения детали консоли с деталями втулки и комлей выполнено уменьшения размера элемента. Размеры элементов варьируются от 2 мм до 8 мм.

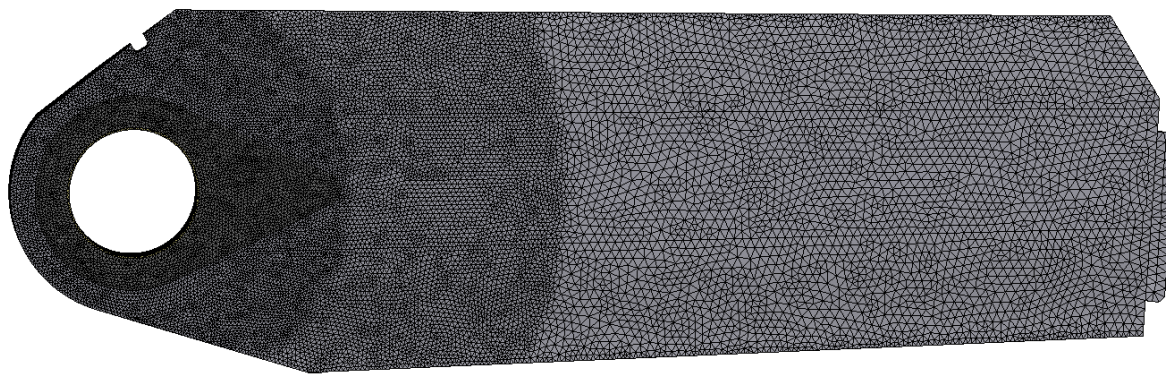


Рисунок 1 – КЭМ конструкции крыла перспективного летательного аппарата, построенная в ANSYS

Построенная КЭМ состоит из 101964 узлов, 504744 элементов.

Качество элементов расчётной КЭМ конструкции крыла перспективного летательного аппарата, полученной в ANSYS, представлено на рисунке 2.

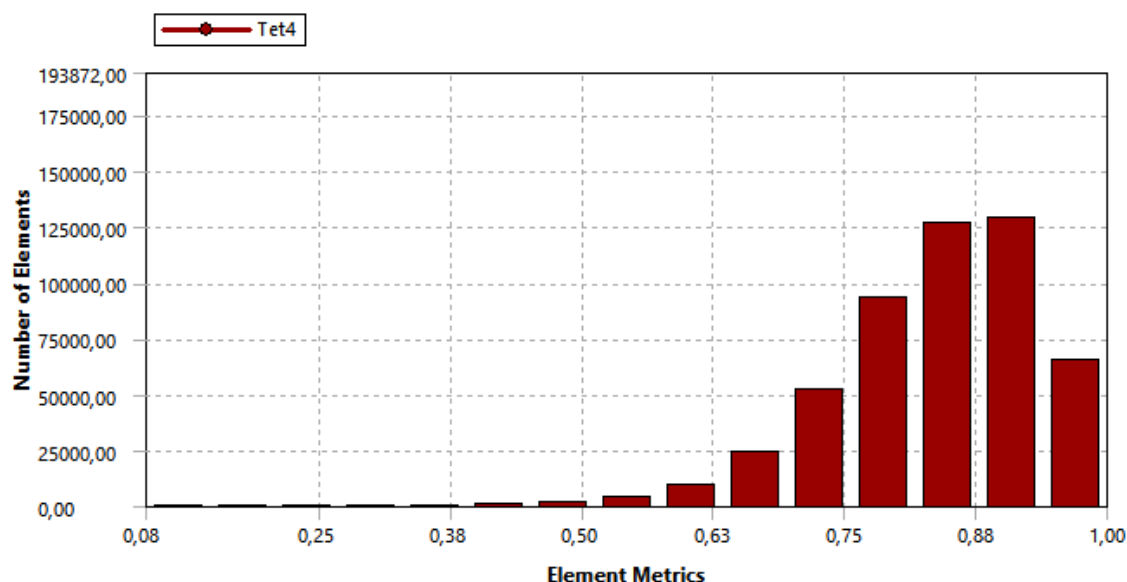


Рисунок 2 – Гистограмма качества элементов расчётных КЭМ

Значение качества конечного элемента вычисляется по формуле:

$$Q = C \left(\frac{V}{\sqrt{|\sum (L_{\text{кромки}})^2|^3}} \right),$$

где: Q – качество элемента (0 – элемент с нулевым или отрицательным объемом, 1 – куб или правильная пирамида); C – табличное значение для каждого типа элемента; V – объем конечного элемента; $l_{\text{кромки}}$ – длина кромки конечного элемента. Для расчетной КЭМ полученное минимальное значение

качества элементов больше 0,05, что говорит о возможности использования КЭМ для дальнейших расчетов.

Нагрузка на конструкцию крыла перспективного летательного аппарата приложена в виде распределённых сил в соответствии с программой и методикой лабораторных испытаний. Ограничение движение задано на внутренней поверхности втулки по шести степеням свободы. Граничные условия приведены на рисунке 3.

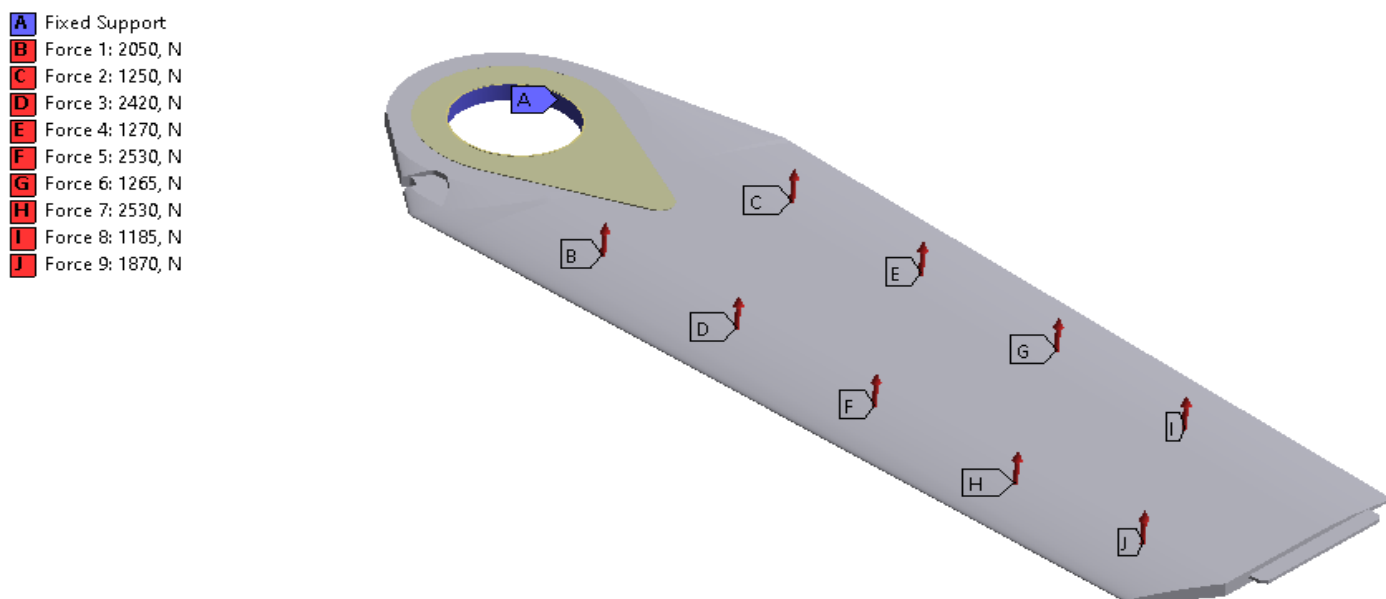


Рисунок 3 – Граничные условия расчётной КЭМ конструкции крыла

Статическая нагрузка на консоль приложена в виде распределённых сил в соответствии с реальными эксплуатационными внешним аэродинамическим воздействием. В результате расчёта конструкции консоли крыла перспективного ЛА получены значения перемещений и нормальных напряжений по осям X (продольная ось ЛА), Y (вертикальная ось ЛА), Z (поперечная ось ЛА). По результатам расчёта сформированы эпюры перемещений и нормальных напряжений, получены числовые значения максимальных и минимальных перемещений и напряжений по соответствующим осям. Наибольший интерес представляет распределение значений нормальных напряжений по оси Y в ГПа, представлено на рисунке 4.

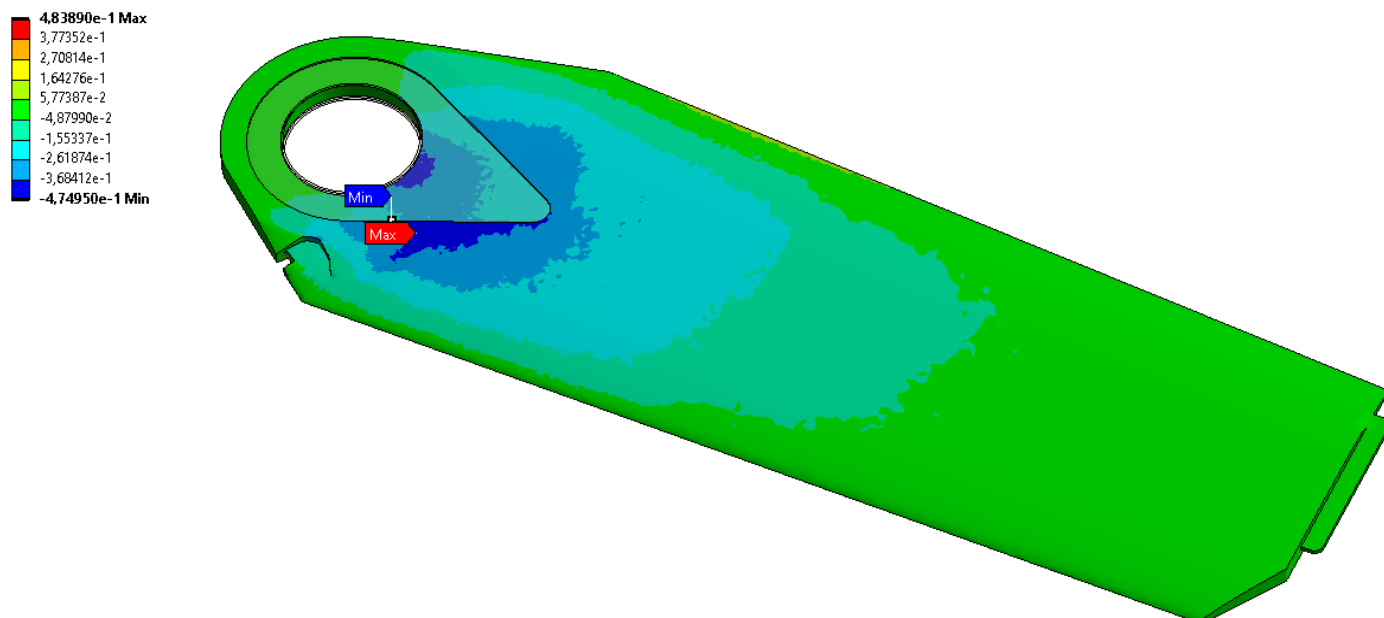


Рисунок 4 – Распределение значений нормальных напряжений по оси Y, ГПа

При действии статических эксплуатационных нагрузок значения максимальных перемещений объекта исследований составило – 156,33 мм. Результаты расчёта максимальных перемещений цельнокомпозитной консоли при действии нагрузки в ANSYS представлены на рисунке 5.

Type: Total Deformation
 Unit: mm
 Time: 1 s

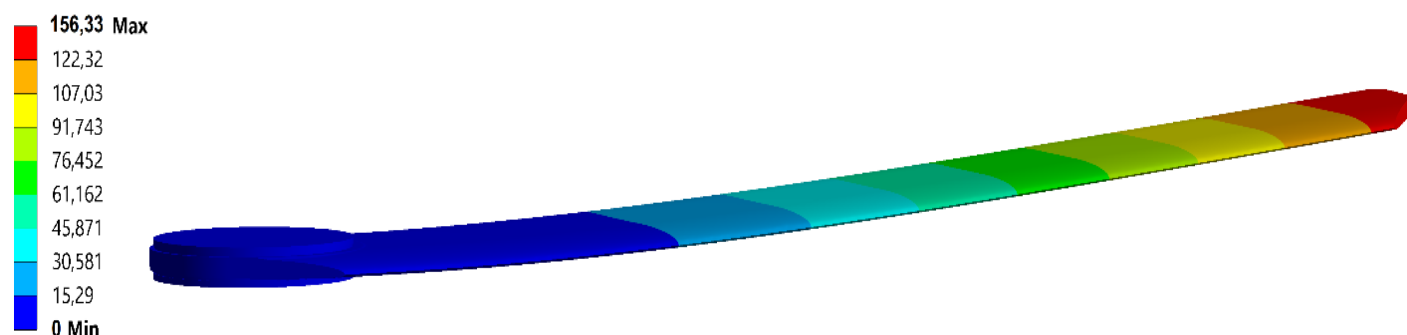


Рисунок 5 – Значения максимальных перемещений конструкции крыла при действии нагрузки в ANSYS

Результаты расчёта конструкции консоли крыла перспективного ЛА показали положительные результаты по жесткостным и прочностным характеристикам предлагаемых консолей из полимерных композиционных материалов на основе препрега C200UD ACM-102.

Экспериментальные исследования статической прочности конструкции и замер реальных значений перемещений

На основе анализа аэродинамических нагрузок, действующих на несущую поверхность летательного аппарата и проведённых расчётных исследований с использованием НРС-решений определена схема прочностных испытаний и разработана программа и методика. Консоль крыла закреплялась на испытательном стенде от продольных перемещений по центральному отверстию оси вращения, от вертикальных перемещений по поверхности скольжения, выполненных на стальных накладках. Приложение нагрузки на консоль крыла в эксперименте производился с помощью тяг, установленных в отверстия, выполненных в теле консоли.

Безусловно, выполненные отверстия для крепления тяг существенно снижают прочностные свойства конструкции крыла из ПКМ. Для повышения достоверности и точности экспериментальных исследований необходимо использовать жёсткие хомуты, повторяющие геометрию аэродинамической поверхности фиксирующиеся на консоль, но это повышает стоимостные и временные затраты на выполнение модернизации и требует изготовления специализированной оснастки. Используемые в эксперименте тяги являются более универсальной и типовой оснасткой для проведения статических испытаний и были в наличии на испытательной базе. Распределение тяг и система коромысел позволяет обеспечить приложение нагрузок в линии центров давления. Схема экспериментальной работы представлена на рисунке 6.

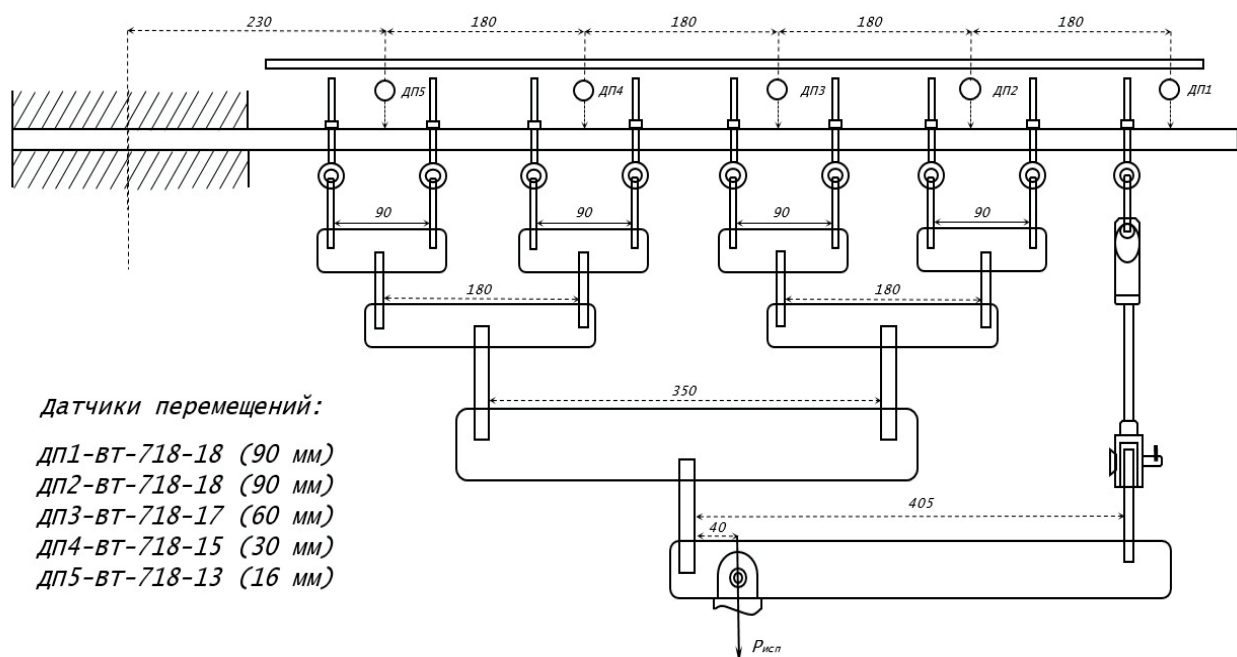


Рисунок 6 – Схема проведения испытаний на прочность

Оценка прочности конструкции крыла из ПКМ проводилась в два шага. На первом шаге производилось нагружение до эксплуатационной нагрузки с измерением линейных перемещений конструкции консоли в нескольких точках и углов крутки аэродинамического профиля консоли от номинального положения. После достижения эксплуатационной нагрузки производилась выдержка в течение 30 с, и нагрузка снималась. Производился внешний осмотр конструкции крыла из ПКМ. На втором шаге производилось нагружение до расчётной нагрузки с измерением линейных перемещений конструкции консоли в нескольких точках и углов крутки аэродинамического профиля консоли от номинального положения. После достижения расчётной нагрузки производилась выдержка в течение 5 с, и нагрузка снималась. Производился внешний осмотр конструкции крыла из ПКМ и проведён анализ результатов. Значения максимальных перемещений цельнокомпозитной консоли при действии нагрузки при статических испытаниях составили – 161.17 мм.

Сравнение результатов расчётов и экспериментальных данных

Результаты проведённых исследований обобщены и проанализированы, статическая прочность консоли крыла из ПКМ обеспечивается. Сравнительный анализ максимальных перемещений конструкции крыла из ПКМ в расчётных и экспериментальных исследованиях сведены в Таблицу 2.

Таблица 2

Сравнительный анализ максимальных перемещений

	Расчётные исследования	Экспериментальные исследования	Относительная погрешность, %
Максимальные перемещения конструкции крыла из ПКМ, мм	156,33	161,17	3,0

Относительная погрешность результатов расчётов и лабораторных испытаний составила 3% и связана с тем, что в статических испытаниях аэродинамическая нагрузка реализована в виде сосредоточенных сил, эквивалентных распределённой нагрузке по поверхности; лазерные дальномёры имеют свою погрешность измерений; в расчётных исследованиях

использовались характеристики образца-свидетеля, которые не в полной мере могут соответствовать характеристикам цельного объекта испытания. Несмотря на это, можно сделать выводы что расчётные исследования на высокоточных компьютерных моделях с использованием НРС-решений подтверждают свою эффективность для решения задач модернизации конструкций перспективных ЛА.

Ранее было отмечено, что одно из основных преимуществ применения ПКМ является потенциал снижения массы. Проведён анализ массовых характеристик конструкции крыла перспективного ЛА из классического материала и модернизированной из ПКМ, результаты сведены в Таблицу 3.

Таблица 3

Сравнительный анализ массы конструкции

	Классическая конструкция	Модернизированная конструкция	Снижение массы, %
Масса конструкции крыла, кг	15,4	7,92	48,6

Результаты анализа показывают, что выполненные расчётно-экспериментальные исследования конструкции цельнокомпозиционной консоли крыла перспективного летательного аппарата, изготовленной из отечественных материалов, не только обеспечивают высоких требований по прочности и жёсткости, но и обладают существенными преимуществами, а именно возможности снижения по массы на 48,6%.

Заключение

Выполненные работы подтвердили эффективность использования НРС-решений для модернизации конструкций летательных аппаратов. Применение высокоточных компьютерных расчётных моделей, разработанных с использованием метода конечных элементов, позволяет прогнозировать поведение конструкции и значения перемещений с относительной погрешностью до 3 %. На основании проведённых расчётных и экспериментальных исследований разработана модернизированная цельнокомпозитная конструкция консоли крыла перспективного летательного

аппарата из отечественных материалов с обеспечением высоких требований по прочности и жёсткости. Модернизированная конструкция крыла из ПКМ имеет массу на 48,6 % меньше по сравнению с классической конструкцией. Результаты работы могут быть использованы в машиностроении, ракетной, ракетно-космической и авиационной промышленности при проведении расчётных исследований и модернизации конструкций.

Конфликт интересов

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Conflict of interest

The authors declare no conflict of interest.

Список источников

1. Анализ возможности расширения областей применения композиционных материалов в ракетно-космической технике / А.В. Севрюкова, К.С. Самсонов, К.О. Богомолов, Е.О. Папшева // Материалы XII Международной конференции по Прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли (NPNJ'2018), 24–31 мая 2018 г., Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2018. С. 708–709.
2. Обносов Б.В. Стратегия развития информационных технологий ОАО "Корпорация "Тактическое ракетное вооружение" // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2007. № 7. С. 24–27.
3. Самсонов К.С., Севрюкова А.В., Кузнецова Т.И. Повышение эффективности системы контроля над созданием инновационных материалов // Гуманитарный вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана: электрон. Журнал. 2016. № 10 (48). URL: <http://hmbul.ru/issues/48.html> (дата обращения 15.06.2024).
4. Тенденции развития вычислительной механики для прочностного проектирования конструкции ЛА / С.Л. Чернышев, М.Ч. Зиченков, Ф.З. Ишмуратов, В.В. Чедрик // Чебышевский сборник. 2017. № 3 (63). С. 482–499.
5. Попов Ю.И., Кравченко Г.Н., Казанцев В.В. Оценка несущей способности составной конструкции самолёта из металла и композита // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2020. № 4. С. 43–51.

6. Слоистые металлополимерные материалы в элементах конструкции воздушных судов / Н.Ю. Подживотов, Е.Н. Каблов, В.В. Антипов, В.С. Ерасов, Н.Ю. Серебренникова, М.Р. Абдуллин, М.В. Лимонин // Перспективные материалы. 2016. № 10. С. 5–19.
7. Зинченков М.Ч., Кондаков И.И., Шаныгин А.Н. Новый подход к созданию лёгких и надежных силовых композитных авиаконструкций // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 6. С. 127–136.
8. Митрофанов О.В. К вопросу об оптимальном армировании подкреплённых панелей тонкостенных конструкций из композитных материалов // Актуальные проблемы современной науки. 2017. № 5(96). С. 49–53.
9. Михайловский К.В., Барановский С.В. Методика проектирования крыла из полимерных материалов на основе параметрического моделирования. Ч. 2. Проектирование силовой конструкции. // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 12 (681). С. 106–116.
10. Шаныгин А.Н. Особенности проектирования про-композитных конструкций ЛА // Труды ЦАГИ. 2011. Вып. 2698. С. 63–69.
11. Васильев В.В. Композиционные материалы в аэрокосмической технике // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012. С. 54–61.
12. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. М.: Физматлит, 2013. С. 34–67.
13. Касумов Е.В. Методика поиска рациональных конструктивных параметров с применением метода конечных элементов // Учёные записки ЦАГИ. 2015. Т. 46, № 2. С. 63–79.
14. Беляева И.А., Глущенко В.А. Последовательность компьютерного моделирования комбинированных статико-динамических технологий машиностроения // Известия Самарского научного центра РАН. 2016. № 18 (4-1). С. 76–81.
15. Проектирование и расчёт крупногабаритных раскрывающихся конструкций с помощью программных комплексов MSC.Software / С.С. Щесняк,

И.В. Хитров, С.А. Сергиевский, А.В. Романов, С.В. Девятков, А.Ф. Георгиев // CADmaster, 2009. № 2-3. С. 28–36.

16. Чуйко Д.С., Самсонов К.С., Торопов Н.П. Разработка специализированного программного комплекса многокритериальной оптимизации конструкции летательных аппаратов на раннем этапе проектирования // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики. Сборник аннотаций конкурсных работ XIV Всероссийской межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов. М.: Перо, 2022. С. 169–170.

17. Tsvetkov O.I., Reznik S.V., Samsonov K.S. Thermocontrol for a space tourism vehicle model // AIP Conference Proceedings: 44, Moscow (28–31 January 2020), Moscow. 2021. DOI 10.1063/5.50039585.

18. Титов В.А. Особенности анализа нагружения ракетно-космических конструкций по результатам обработки телеметрической информации // Труды МАИ: электрон. журнал. 2017. № 93. 25 с. URL: <https://trudymi.ru/published.php?ID=8275&mobile=Y>.

19. Разработка методики проведения цифровых прочностных испытаний конструкции летательного аппарата при многофакторном нагружении / Н.А. Смоленцев, К.С. Самсонов, П.А. Блинов, В.С. Медведь // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15, № 1. С. 31–38.

20. Калашник В.С. Яшин Д.С., Затылкин А.В. Вибрационные воздействия как причина отказов изделий авиационной техники // Труды Международного симпозиума «Надёжность и качество». 2015. Т. 1. С. 313–315.

21. Развитие методов анализа и исследования прочности авиационных конструкций / М.Ч. Зиченков, А.С. Дзюба, С.В. Дубинский, М.В. Лимонин, С.Э. Парышев, А.В. Панков // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 11. С. 87–105.

22. Медеяев И.А., Макаров Д.В., Трибунский А.И. Информационная модель объекта испытаний для оценки параметров технического состояния его силовой конструкции при динамическом нагружении // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Эксперименты, исследования и материалы. 2024. С. 152–155.

23. Самсонов К.С., Блинов П.А. Экономическая эффективность применения имитационного моделирования в практике испытаний летательных аппаратов // Тезисы докладов XXIII научно-технической конференции Молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва. 2024. С. 618–620.

24. Лин Аунг, Татарников О.В., Вэй Аунг. Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата // Известия вузов. Машиностроение. 2021. № 11 (740). С. 91–97.

References

1. Sevryukova, A. V., Samsonov, K. S., Bogomolov, K. O., Papsheva, E. O. Analysis of the Potential for Expanding the Applications of Composite Materials in Rocket and Space Technology. *Proceedings of the XII International Conference on Applied Mathematics and Mechanics in the Aerospace Industry (NPNJ'2018), May 24–31, 2018, Alushta, Moscow, MAI Izd-vo MAI, 2018, pp. 708–709.*

2. Obnosov B.V. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2007, no. 7, pp. 24–27.

3. Samsonov K.S., Sevryukova A.V., Kuznetsova T.I. *Gumanitarnyi vestnik MGTU im. N.E. Baumana: elektron. zhurnal*, 2016, no. 10 (48). Available at: <http://hmbul.ru/issues/48.html> (accessed 15.06.2024).

4. Chernyshev S.L., Zichenkov M.Ch., Ishmuratov F.Z., Chedrik V.V. *Chebyshevskii sbornik*, 2017, no. 3(63), pp. 482–499.

5. Popov, Yu.I., Kravchenko, G.N., Kazantsev, V.V. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2020, no. 4. pp. 43–51.

6. Podzivotov N.Yu., Kablov E.N., Antipov V.V., Erasov V.S., Serebrennikova N.Yu., Abdullin M.R., Limonin M.V. *Perspektivnye materialy*, 2016, no. 10, pp. 5–19.

7. Zinchenkov, M.Ch., Kondakov, I.I., Shanygin, A.N. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2016, no. 6, pp. 127–136.

8. Mitrofanov, O.V. *Aktual'nye problemy sovremennoi nauki*, 2017, no. 5 (96), pp. 49–53.

9. Mikhailovsky, K.V., Baranovski S.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie*, 2016, no. 12(681), pp. 106–116.

10. Shanigin A.N. *Trudy TSAGI*, 2011, iss. 2698. pp. 63–69.
11. Vasilyev V.V. Composite materials in aerospace engineering. *Vse materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik* [All materials. Encyclopedic reference book], Moscow, 2012, pp. 54–61.
12. Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudarkov Yu.I. *Prochnost' i ustoichivost' elementov i soedinenii aviatsionnykh konstruktsii iz kompozitov* [Strength and Stability of Elements and Joints in Composite Aircraft Structures], Moscow, Fizmatlit, 2013. pp. 34–67.
13. Kasumov E.V. *Uchenye zapiski TSAGI*, 2015, vol. 46, no. 2. pp. 63–79;
14. Belyaeva I.A., Glushchenkov V.A. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*, 2016, no. 18 (4-1), pp. 76–81.
15. Shchesnyak S.S., Khitrov I.V., Sergievsky S.A., Romanov A.V., Devyatov S.V., Georgiev A.F. *CADmaster*, 2009, no. 2-3, pp. 28–36.
16. Chuiko D.S., Samsonov K.S., Toropov N.P. *Molodezh' i budushchee aviatsii i kosmonavтики. Sbornik annotatsii konkursnykh rabot XIV Vserossiiskoi mezhotraslevoi molodezhnyi konkurs nauchno-tekhnicheskikh rabot i proektov* [Youth and the Future of Aviation and Astronautics. Collection of abstracts of competition entries for the XIV All-Russian Interdisciplinary Youth Competition of Scientific and Technical Works and Projects]. Moscow, Pero, 2022, pp. 169–170.
17. Tsvetkov O.I., Reznik S.V., Samsonov K.S. Thermocontrol for a space tourism vehicle model. *AIP Conference Proceedings: 44, Moscow (January 28–31, 2020), Moscow. 2021*. DOI 10.1063/5.50039585.
18. Titov V.A. *Trudy MAI: elektron. zhurn.*, 2017, no. 93, 25 p. Available at: <https://trudymi.ru/published.php?ID=8275&mobile=Y>.
19. Smolentsev N.A., Samsonov K.S., Blinov P.A., Medved V.S. *Teplovyte protsessy v tekhnike*, 2023, vol. 15, no. 1, pp. 31–38.
20. Kalashnik, V.S., Yashin, D.S., Zatykin, A.V. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost' i kachestvo»*, 2015. vol. 1, pp. 313–315.
21. Zichenkov M.Ch., Dzyuba A.S., Dubinsky S.V., Limonin M.V., Paryshev S.E., Pankov A.V. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2018, no. 11, pp. 87–105.

22. Medelyaev I.A., Makarov D.V., Tribunsky A.I. *Izvestiya Rossiiskoi akademii raketnykh i artilleriiskikh nauk. Eksperimenty, issledovaniya i materialy*, 2024. pp. 152–155.

23. Samsonov K.S., Blinov P.A. *Tezisy докладов XXIII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii Molodykh uchenykh i spetsialistov PAO «RKK “Energiya” im. S.P. Koroleva* [Abstracts of the XXIII Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists of PJSC “RSC “Energia” named after S.P. Korolev], 2024. pp. 618–620.

24. Lin Aung, Tatarnikov O.V., Wei Aung. *Izvestiya vuzov. Mashinostroenie*, 2021, no. 11 (740), pp. 91–97.

Информация об авторах

Кирилл Сергеевич Самсонов, к.т.н, заместитель начальника расчётно-экспериментального отдела – начальник бригады динамических нагрузок и ресурса конструкции, АО «Корпорация Тактическое Ракетное Вооружение», Московская область, г. Королёв, Россия; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5228-8419>; e-mail: sams1@bk.ru

Виктория Сергеевна Медведь, ведущий инженер-конструктор, АО «Корпорация Тактическое Ракетное Вооружение», Московская область, г. Королёв, Россия; ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-3980-2496>; e-mail: vsmedved@list.ru

Полина Владимировна Кулик, техник - конструктор 1 категории АО «Корпорация Тактическое Ракетное Вооружение», Московская область, г. Королёв, Россия; ORCID: <https://orcid.org/0009-0005-1549-0131>; e-mail: kulikpv@mail.ru

Information about the authors

Kirill S. Samsonov, Candidate of Technical Sciences, Deputy Head of the Design and Testing Department – Head of the Dynamic Loads and Structural Life Team, JSC Tactical Missile Corporation, Moscow Region, Korolev, Russia; ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-5228-8419>; e-mail: sams1@bk.ru

Victoria S. Medved, Lead Design Engineer, JSC Tactical Missile Corporation, Moscow Region, Korolev, Russia; ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-3980-2496>; e-mail: vsmedved@list.ru

Polina V. Kulik, construction technician of the 1st category, JSC Tactical Missile Corporation, Moscow Region, Korolev, Russia; ORCID: <https://orcid.org/0009-0005-1549-0131>; e-mail: kulikpv@mail.ru

Получено 01 апреля 2026 ● Принято к публикации 13 мая 2026 ● Опубликовано 25 июня 2026
Received 01 April 2026 ● Accepted 13 May 2026 ● Published 25 June 2026
