

DOI: 10.15593/2224-9982/2019.57.09

УДК 519.6: 629.7

Т.Е. Мельникова, Ю.А. Казаринова

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ КРЕПЕЖНОГО ЭЛЕМЕНТА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА БОРТУ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Одним из перспективных направлений развития авиационной отрасли авиации является разработка беспилотных летательных аппаратов. Создание надежных и экономичных беспилотных летательных аппаратов – это актуальная задача современного авиастроения, которая тесно связана с оптимизацией габаритов и технических характеристик летательных аппаратов.

В рамках данной тематики исследована проблема обеспечения надежности крепления технического оборудования на беспилотном летательном аппарате. Конструкция крепежного элемента (кронштейна) при установке оборудования должна гарантировать безаварийную работу беспилотного летательного аппарата при заданных условиях эксплуатации, а также с учетом условия неизменности веса аппарата в целом.

Задача поставлена в рамках проведения испытаний на устойчивость и прочность системы, состоящей из электронного оборудования, закрепленного кронштейнами на вибростенде, к воздействию случайной вибрации. Решение проблемы, связанной с обеспечением надежности крепления оборудования на беспилотном летательном аппарате, численно реализовано в программном пакете Solid Edge Simulation Express. Рассмотрена трехмерная конечно-элементная модель кронштейна, применяемого для крепления электронного оборудования. Дан анализ напряженно-деформированного состояния кронштейна в условиях эксплуатационных нагрузок, возникающих при полете беспилотного летательного аппарата. Исследованы опасные с точки зрения разрушения сечения кронштейна, оценено влияние силовых факторов на прочность конструкции. Выполнена верификация результатов численного анализа на основании экспериментальных исследований на прочность крепления оборудования. Разработана усовершенствованная конструкция кронштейна для крепления электронного оборудования на беспилотном летательном аппарате, обеспечивающая прочность и надежность крепления при эксплуатации. Анализ напряженно-деформированного состояния нагруженного кронштейна позволил разработать рекомендации, на основании которых в конструкцию введено дополнительное ребро жесткости.

Решение проблемы обеспечения надежности и прочности кронштейна не повлияло существенным образом на изменение веса конструкции летательного аппарата в целом. Таким образом, соблюдены жесткие конструктивные требования к весовой характеристике летательного аппарата. Разработанная конструкция кронштейна рекомендована к использованию для крепления оборудования на борту беспилотного летательного аппарата «Орион».

Ключевые слова: кронштейн, прочность, математическое моделирование, разрушение, надежность, беспилотный летательный аппарат, конструирование, напряжения, деформации, численный анализ, совершенствование конструкции, крепежный элемент.

T.E. Melnikova, Yu.A. Kazarinova

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

PERFECTING OF THE DESIGN OF THE FASTENING ELEMENT OF THE TECHNICAL EQUIPMENT ON BOARD OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE

One of the perspective directions of development of aviation industry is development of unmanned aerial vehicles. Creation of reliable and economic unmanned aerial vehicles is a relevant problem of the modern aircraft industry which is intimately bound to optimization of dimensions and principal specifications of aircraft.

Within this subject the problem of ensuring reliability of fastening of the technical equipment on the unmanned aerial vehicle is investigated. The design of the fastener (bracket) at equipment installation has to guarantee trouble-free operation of the unmanned aerial vehicle at the given service conditions and also taking into account a condition of the invariance of weight of the device in general.

The task is set within carrying out tests for stability and durability of the system consisting of the electronic instrumentation fixed by brackets at the vibrostand to impact of accidental vibration. The solution of the problem, the bound to ensuring

reliability of fastening of equipment on the unmanned aerial vehicle, numerically is realized in the Solid Edge Simulation Express software package. The three-dimensional limited-element model of the bracket, which applied to fastening of electronic equipment, is considered. The analysis of a stress-strained state of a bracket in the conditions of operational loadings which arise at flying of the unmanned aerial vehicle is given. Bracket sections dangerous in terms of destruction are investigated, influence of power factors on strength of structure is estimated. Verification of the results of numerical analysis based of the experimental tests on the strength of the fastening of the equipment made. Improved bracket construction for mounting electronic equipment on unmanned aerial vehicle was developed, that provides durability and reliability in operation. The analysis of an intense strained state of the loaded bracket was allowed to develop recommendations on the basis of which the additional stiffening rib is injected into a design.

The solution to the problem of ensuring the reliability and strength of bracket was not affected significantly the change in weight of the aircraft as a whole, thus, rigid structural requirements for the weight of the aircraft observed. The developed design of a bracket is recommended for use for fastening of an inventory on board the unmanned aerial vehicle "Orion".

Keywords: bracket, strength, mathematical modeling, fracture, reliability, unmanned aerial vehicle, construction, stresses, strain, numerical analysis, improving the design, the fastening element.

Введение

Современное развитие технологий авиастроения позволяет создавать конструкции беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), обладающие экономичными и надежными эксплуатационными характеристиками. Известно, что БПЛА – это аппарат, способный перемещаться в воздухе самостоятельно целенаправленно для выполнения различных функций в автономном режиме (с помощью собственной управляющей программы) или посредством дистанционного управления, осуществляемого человеком-оператором со стационарного или мобильного пульта управления [1–4]. Преимуществами БПЛА являются: незначительная масса и габариты летательного аппарата, связанные с отсутствием бортовых систем жизнеобеспечения, необходимых при наличии пилота; повышенный диапазон допустимых перегрузок и значительный фактор безопасности за счет исключения человеческих потерь. Круг использования БПЛА постоянно расширяется, с учетом целесообразности применения совершенствуются сами конструкции БПЛА, проектируется и устанавливается необходимая для работы техническая аппаратура. При этом важным является обеспечение прочности составляющих конструктивных и крепежных элементов, обеспечивающих надежность при эксплуатации БПЛА [3, 5, 6].

В настоящее время в России применяются БПЛА самолетного и вертолетного типов. Каждый из них решает свой круг задач. Беспилотные летательные аппараты самолетного типа применяются преимущественно для создания фотопланов территорий, цифровых моделей местности, мониторинга протяженных объектов. Основные преимущества: высокая крейсерская скорость, значительная дальность полета и автономность. Существует большое разнообразие подтипов БПЛА самолетного типа, различающихся по форме крыла и фюзеляжа [5]. Беспилотные летательные аппараты вертолетного типа (например, quadro- и гексакоптеры) применяются в основном для перспективной съемки, мониторинга небольших территорий или обследования сложных конструкций (например, опор моста, в том числе и под дорожным полотном), а также для лазерного сканирования объектов. Основные преимущества таких аппаратов: малые размеры, взлет и запуск с любых площадок, возможность зависания над объектом обследования, увеличенная полезная грузоподъемность [4].

БПЛА характеризуется комплексом технических, тактических и эксплуатационных свойств, которые определяются назначением аппарата. От сочетания этих свойств зависит эффективность летательного аппарата, которую можно определить как степень его соответствия решаемым задачам. К БПЛА предъявляются следующие основные требования: минимальный вес, высокая технологичность, удобство эксплуатации и высокая надежность. Важными являются требования наименьшего веса и достаточной прочности, поскольку повышение прочности обычно связано с утяжелением конструкции, а облегчение конструкции – с понижением прочности. Надежность зависит от сложности конструкции, качества изготовления и условий эксплуатации. Высокая надежность конструкции достигается строгим учетом реальных условий и возможных отклонений различных параметров при производстве и эксплуатации конструкции летательного аппарата [1, 2, 5, 6].

Один из первых отечественных беспилотных летательных аппаратов носит название «Орион» (рис. 1) [7]. Проект «Орион» имеет большое значение в развитии отечественного авиастроения. Этот проект был доведен до строительства и испытаний опытной техники, решается вопрос о серийном производстве БПЛА «Орион».



Рис. 1. Беспилотный летательный аппарат «Орион»

БПЛА «Орион» – это летательный аппарат средних размеров современной аэродинамической компоновки с прямым крылом и V-образным хвостовым оперением. Детали планера изготовлены из композиционных материалов на основе углеродного волокна, что снижает массу конструкции при достаточных показателях прочности. В состав беспилотного летательного аппарата «Орион» входит система автоматического управления, а именно электронный регулятор двигателя, установленный на борту БПЛА с помощью крепления кронштейнами, которые исходя из своего служебного назначения должны представлять собой изделие высокой надежности (рис. 2).

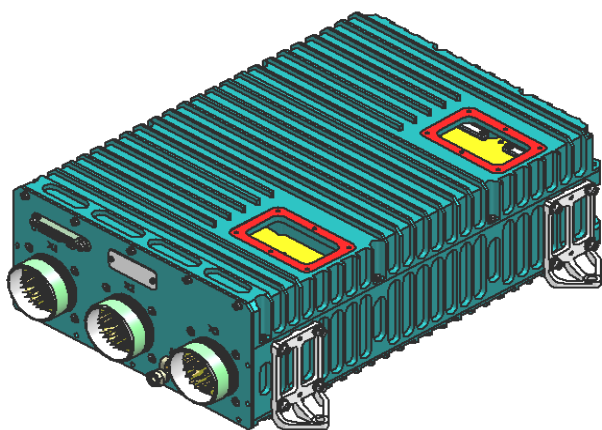


Рис. 2. Электронный регулятор двигателя с кронштейнами

Задача конструирования модели кронштейна, обеспечивающего надежность крепления электронного регулятора двигателя в БПЛА «Орион», решалась в рамках исследований, проводимых совместно с предприятием АО «ОДК-СТАР» (г. Пермь), и с учетом соответствия требованиям технических условий эксплуатации. С целью оценки надежности эксплуатации БПЛА «Орион» на предприятии АО «ОДК-СТАР» проведены экспериментальные исследования влияния силовых факторов на прочность и устойчивость агрегата, состоящего из электронного регулятора двигателя БПЛА, закрепленного кронштейнами. С целью выбора конструкции БПЛА, соответствующей техническим требо-

ваниям и условиям дальнейшего внедрения в серийное производство, проведен комплекс испытаний согласно техническим условиям, например испытания на вибрацию и удар механического однократного действия к узлам крепления.

Оценка надежности и прочности крепежных элементов, используемых в БПЛА при установке технического (электронного) оборудования, является актуальной. Конструкция кронштейна для крепления электронного оборудования должна гарантировать безаварийную работу БПЛА при заданных условиях эксплуатации аппарата, а также с учетом неизменности веса аппарата в целом.

Постановка задачи

Решение поставленной задачи, связанной с обеспечением надежности крепления оборудования на БПЛА, численно реализовано в программном пакете Solid Edge Simulation Express на базе метода конечных элементов [8–10]. При этом рассмотрены следующие этапы: 1) импортирование разработанной конструкции модели кронштейна; 2) построение конечно-элементной сетки расчетной области модели; 3) учет силовых и геометрических параметров, соответствующих граничным и силовым условиям задачи; 4) расчет напряженно-деформированного состояния и оценка прочности модели; 5) разработка необходимых рекомендаций к усовершенствованию конструкции кронштейна. Численные результаты сравнивались с результатами экспериментальных испытаний на прочность рассматриваемой системы.

Исследуемая модель кронштейна, который является одним из четырех крепежных элементов агрегата, представлена на рис. 3 [11]. Масса кронштейна – 0,04 кг, объем – 5202,135 мм³. Кронштейн состоит из основания и трех ребер жесткости, выполнен из материала сталь марки 14X17H2Л (ЭИ268Л). Свойства материала представлены ниже [12]. На рис. 3 указаны поверхности крепления кронштейна к оборудованию (позиции красного цвета) и схема приложения действующей внешней нагрузки f .

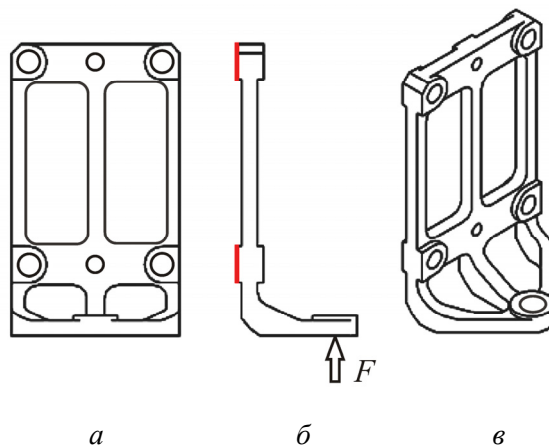


Рис. 3. Исходный вид кронштейна (красным цветом указаны поверхности закрепления, F – нагрузка): a – вид спереди; b – вид сбоку; c – вид под углом 45°

Свойства материала сталь марки 14X17H2Л (ЭИ268Л)

Характеристика	Значение
Массовая плотность	7750 кг/м ³
Модуль Юнга	197 ГПа
Коэффициент Пуассона	0,250
Предел текучести	710 МПа
Предел прочности	880 МПа

На рис. 4, *а* представлена расчетная схема кронштейна, на которой отмечены неподвижные поверхности, на перемещение которых налагаются ограничения ввиду соединения с техническим оборудованием.

Внешняя нагрузка распределена по контуру нижнего отверстия кронштейна, схема приложения внешней нагрузки F представлена на рис. 4, *б*.

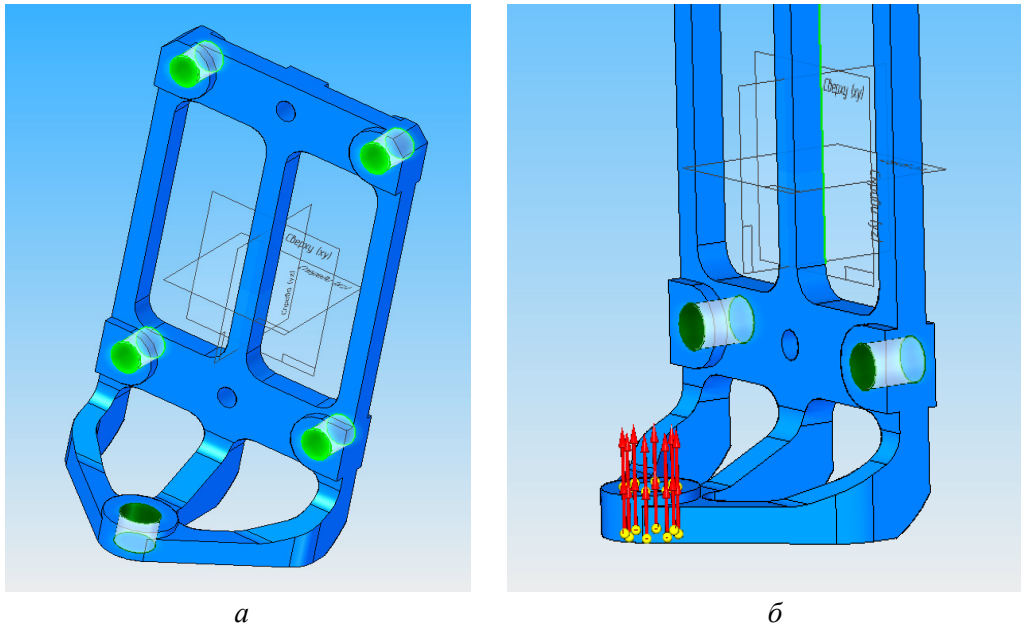


Рис. 4. Расчетная схема кронштейна: *а* – поверхности кронштейна (выделены зеленым цветом), ограниченные в перемещении; *б* – схема приложения внешней нагрузки

При расчете напряженно-деформированного состояния кронштейна учтена уравновешенная система сил, действующая на беспилотный аппарат, аналогичная нагрузке на самолет в полете [13]: тяга двигателя, аэродинамические силы – подъемная сила и лобовое сопротивление, сила тяжести, силы инерции.

Для агрегата, расположенного внутри самолета, поверхностными силами, которые уравновешивают массовые силы, будут являться силы реакций, возникающие в узлах его крепления. Таким образом, нагрузка, соответствующая условиям эксплуатации, рассчитана по формуле

$$F = ma,$$

где m – общая масса всех подвижных частей агрегата; a – ускорение, равное $10g$ в соответствии с техническими условиями.

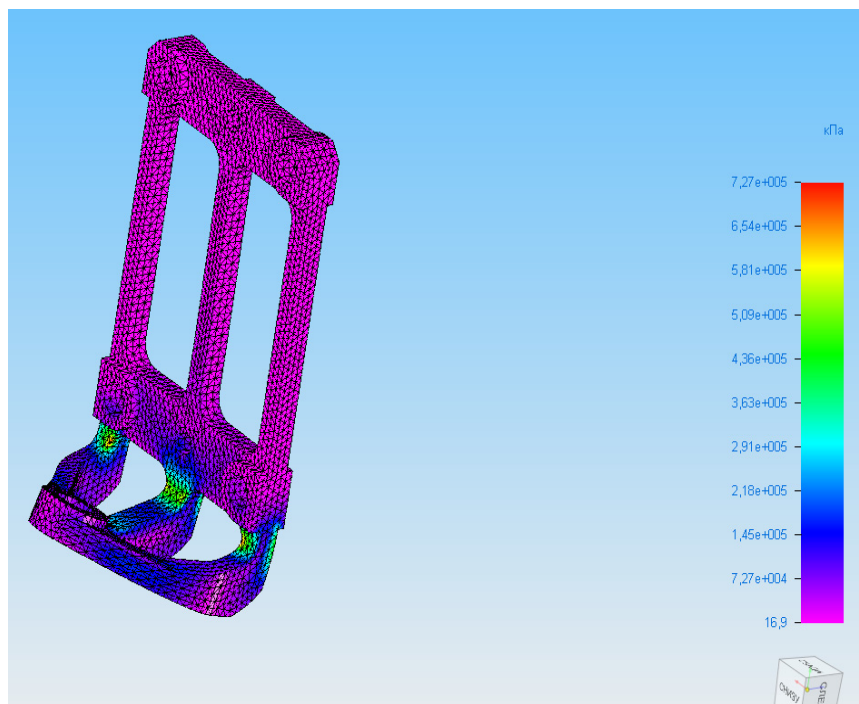
С учетом приведенных условий в перемещениях и напряжениях и физико-механических характеристик материала решена объемная квазистатическая задача расчета напряженно-деформированного состояния крепежного элемента – кронштейна в условиях эксплуатационного нагружения.

Результаты исследований

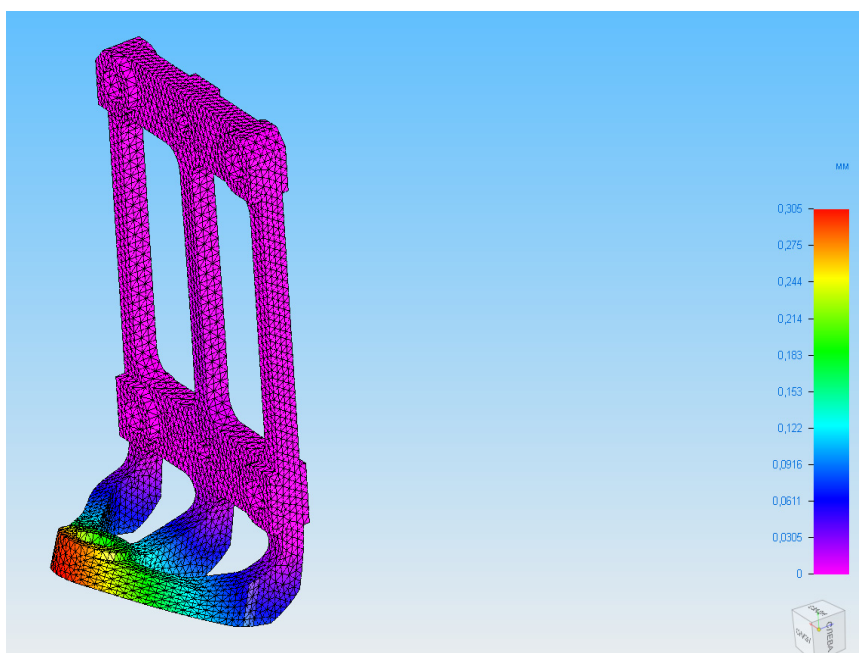
Численное решение поставленной задачи проведено в математическом пакете Solid Edge Simulation Express, который является средством численного моделирования. В основе данного пакета лежит проверенная на практике технология моделирования, реализованная в среде Femap и в ставшем промышленным стандартом решателе NX Nastran [9, 10]. В пакете Solid Edge Simulation Express при создании в формате 3D расчетной конечно-элементной модели кронштейна использован объемный (трехмерный) конечный элемент в виде тетраэдра, каждый

узел которого имеет три степени свободы. Для решения задач о напряженно-деформированном состоянии тел решатель NX Nastran применяет постановку задачи в перемещениях с использованием вариационного метода Лагранжа и метода конечных элементов.

Анализ напряженного состояния кронштейна под действием внешней нагрузки, результаты численного моделирования которого представлены на рис. 5, показал, что наиболее нагруженными являются области основания ребер жесткости кронштейна.



а



б

Рис. 5. Результаты численного анализа напряженно-деформированного состояния нагруженного кронштейна: *а* – распределение эквивалентных напряжений; *б* – распределение перемещений узлов элементов

В этих областях максимальные расчетные напряжения, рассчитанные по критерию Мизеса, достигают величины, равной 727 МПа, и превышают допустимые значения с точки зрения оценки прочности (см. рис. 5, *а*); максимальные перемещения узлов конечных элементов – 0,305 мм (см. рис. 5, *б*). Таким образом, результаты численного анализа напряженно-деформированного состояния кронштейна в условиях эксплуатации выявили места расположения опасных сечений ребер жесткости кронштейна, в которых возможно разрушение конструкции.

С целью верификации численных результатов проведены экспериментальные исследования на виброустойчивость агрегата, представленного на рис. 2. Испытания проводились на вибрационном динамическом стенде согласно стандартной программе и методике испытаний подобной авиационной техники [14–16] и техническим условиям, принятым на предприятии АО «ОДК-СТАР».

По результатам испытаний на устойчивость и прочность к воздействию широкополосной вибрации было зафиксировано нарушение целостности кронштейнов, а именно:

- механические повреждения с разрушением кронштейнов, причем разрушение произошло по всем трем ребрам жесткости (рис. 6, *а, б*);
- трещины на ребрах жесткости кронштейнов (рис. 6, *в*).

Как видно из рис. 6, разрушение кронштейнов произошло в местах, где максимальные напряжения превышают предельные значения; результаты проведенного эксперимента подтвердили выводы численного анализа. Таким образом, показано, что данная конструкция кронштейна не обеспечивает надежности и прочности крепления оборудования на борту БПЛА «Орион» при заданных условиях эксплуатации, и, следовательно, необходимо совершенствование конструкции крепежного элемента с учетом повышения его жесткости.

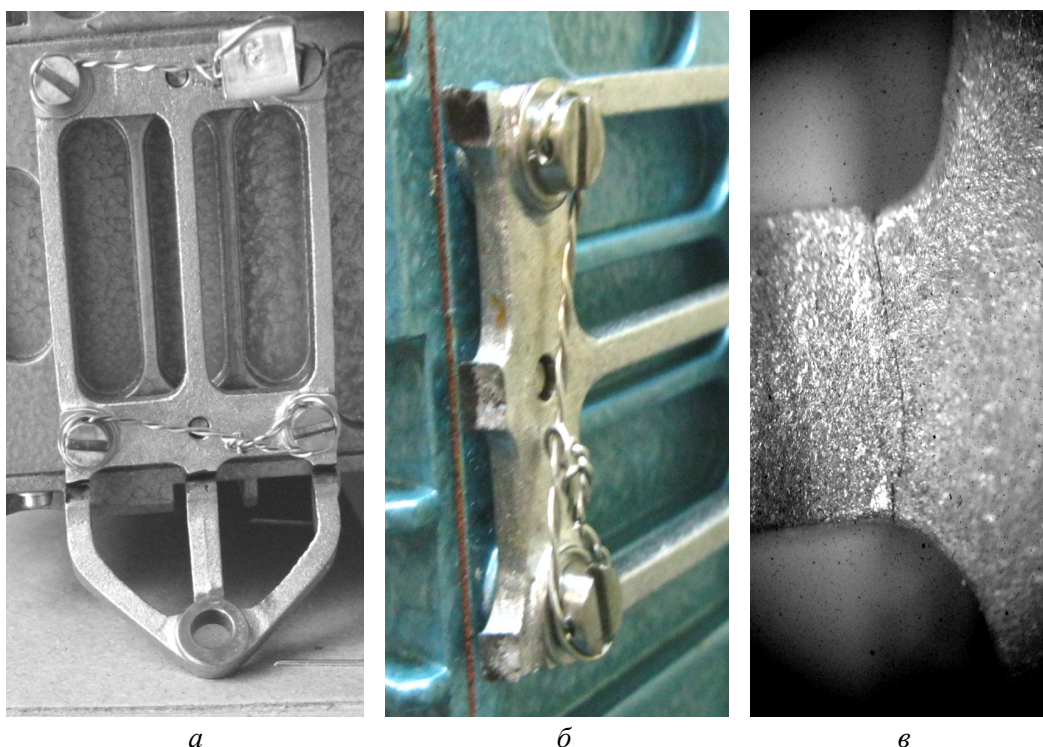
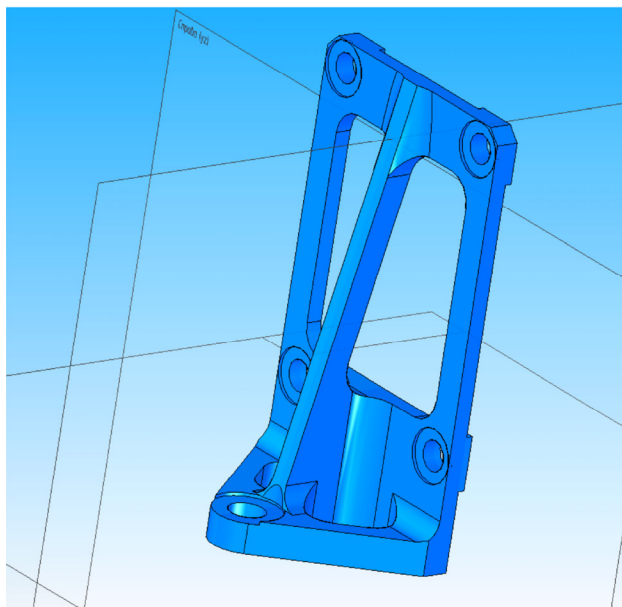


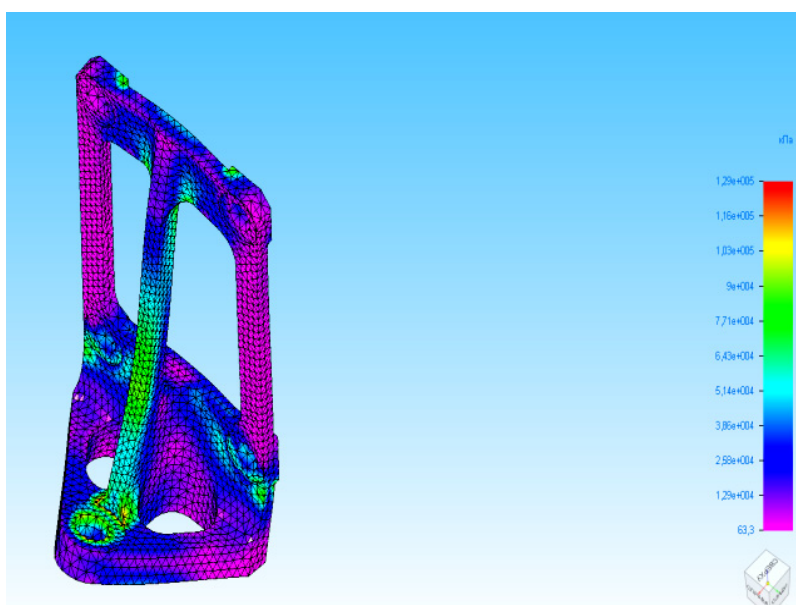
Рис. 6. Результаты экспериментальных исследований: *а* – механические повреждения ребер кронштейна; *б* – разрушение ребер кронштейна; *в* – трещина на среднем ребре жесткости кронштейна

С целью повышения конструкционной жесткости кронштейна разработана новая модель крепежного элемента. На основании рекомендаций представленного анализа напряженно-деформированного состояния кронштейна в конструкцию введено дополнительное ребро жест-

кости. Исходный вид и схема нагружения усовершенствованной модели кронштейна представлены на рис. 7, а.



а



б

Рис. 7. Усовершенствованная модель кронштейна: а – кронштейн с дополнительным средним ребром жесткости; б – распределение напряжений при численном моделировании модели

В программном пакете Solid Edge Simulation Express проведены вычислительные эксперименты с учетом описанных ранее условий. Картина распределения напряжений по объему усовершенствованной конструкции, рассчитанная по критерию Мизеса, представлена на рис. 7, б. Получены следующие результаты: максимальное напряжение в опасном сечении равно 162 МПа, максимальные перемещения узлов конечных элементов – на уровне 0,055 мм.

Анализ напряженно-деформированного состояния показал, что усиление конструкции кронштейна дополнительным ребром жесткости привело к снижению уровня напряжений в опасных сечениях ребер в 4,5 раза; наблюдается перераспределение напряжений по объему мо-

дели (см. рис. 7, б). Таким образом, основную нагрузку принимает на себя дополнительное ребро жесткости кронштейна.

Верификация численных результатов на основании экспериментальных исследований усовершенствованной модели кронштейна подтвердила тот факт, что усовершенствованная конструкция кронштейна обеспечивает прочность и надежность крепления электронного оборудования на борту БПЛА «Орион». Необходимо отметить, что увеличение веса кронштейна при этом составило менее 6 %, следовательно, использование усовершенствованной конструкции кронштейна незначительно влияет на изменение веса конструкции БПЛА в целом.

Выводы

Математическое моделирование анализа напряженно-деформированного состояния крепежного элемента – кронштейна, предназначенного для крепления на борту БПЛА технического оборудования, с учетом действия эксплуатационных нагрузок реализовано при помощи программного пакета Solid Edge Simulation Express. Для исследуемой конструкции кронштейна, применяемой на борту БПЛА, проведены вычислительные эксперименты, которые с учетом анализа напряженно-деформированного состояния кронштейна позволили выявить опасные с точки зрения разрушения сечения ребер. Численные исследования легли в основу рекомендаций по усовершенствованию конструкции кронштейна с введением дополнительного ребра жесткости. Проведена верификация результатов численного анализа на основании экспериментальных исследований на прочность крепления оборудования. Таким образом, разработана усовершенствованная конструкция кронштейна для крепления электронного оборудования на БПЛА, обеспечивающая прочность и надежность крепления при эксплуатации. При этом соблюдены жесткие конструктивные требования к весовой характеристике летательного аппарата, т.е. решение проблемы обеспечения надежности и прочности кронштейна не повлияло существенно образом на изменение веса конструкции летательного аппарата в целом. Разработанная модель кронштейна рекомендована к использованию на БПЛА «Орион», который проходит предварительные летные испытания. Реализация проекта «Орион» позволит начать замену импортной техники отечественными образцами.

Таким образом, разработанная усовершенствованная конструкция кронштейна для крепления электронного оборудования позволит гарантировать безаварийную работу БПЛА «Орион» с необходимым оборудованием на борту при заданных условиях эксплуатации.

Библиографический список

1. Биард У., Маклэйн У. Малые беспилотные летательные аппараты. – М.: Техносфера, 2018. – 311 с.
2. Беспилотные летательные аппараты: справ. пособие / ИПЦ «Научная книга». – Воронеж, 2015. – 616 с.
3. Беспилотная авиация / под ред. В.С. Фетисова. – Уфа: Фотон, 2014. – 217 с.
4. Рэндал У. Биард, Тимоти У. Маклэйн. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. – М.: Техносфера, 2015. – 312 с.
5. Шаталов Н.В. Особенности классификации БПЛА самолетного типа // Перспективы развития информационных технологий. – 2016. – № 29. – С. 34–39.
6. Чепурных И.В. Прочность конструкции летательных аппаратов: учеб. пособие / КнАГТУ. – Комсомольск-на-Амуре, 2013. – 197 с.
7. Кобылин О.В. Беспилотный летательный аппарат «Орион» // Авиация России: прошлое, настоящее, будущее: сб. тр. II науч.-практ. конф., посвященной 100-летию создания ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский, 21–23 ноября 2018 г. / МАИ. – М., 2018. – С. 107–112.
8. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. – М.: Мир, 1979. – 392 с.
9. Рудаков К.Н. UGS Femap 9.3. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций / КПИ. – Киев, 2011. – 317 с.

10. Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. – М.: ДМК Пресс, 2012. – 784 с.
11. Скрипкин С.П., Курилов С.В. Детали машин и основы конструирования. Примеры расчетов: учеб.-метод. пособие для студентов / КГСХА. – Кострома, 2010. – 134 с.
12. Марочник сталей и сплавов: справ. / под общ. ред. Ю.Г. Драгунова и А.С. Зубченко. – М.: Машиностроение, 2014. – 1216 с.
13. Зайцев В.Н., Рудаков В.Л. Конструкция и прочность самолетов. – Киев: Вища школа. Головное изд-во, 1978. – 488 с.
14. Ричард Бейкер. Введение в вибрацию. – М.: LDS, 1994. – 44 с.
15. Фирсов В.Г., Застрогин Ю.Ф., Кулебякин А.З. Автоматизированные приборы диагностики и испытаний. – М.: Машиностроение, 1995. – 288 с.
16. Экспертиза летной годности беспилотных авиационных систем на испытательные и демонстрационные полеты / В.Л. Суханов, В.И. Шибяев, В.И. Городченко, Д.И. Ремизов // Проблемы безопасности полетов. – 2016. – № 2. – С. 49–57.

References

1. Biard W., Maklain W. Malye bespilotnye letatelnye apparaty [small unmanned aerial vehicles]. Moscow: Technosfera, 2018, 311 p.
2. Bepilotnye letatelnye apparaty. [Unmanned aerial vehicles]. Voronezh: Nauchnaya kniga, 2015, 616 p.
3. V.S. Fetisov. Bepilotnaia aviatsiia [Unmanned aviation]. Ufa: Foton, 2014, 217 p.
4. Rendal W. Biard, Timoty W. Maclain. Malye bespilotnye letatelnye apparaty: teoriia i praktika [Small unmanned aerial vehicles: theory and practice]. Moscow: Tekhnosfera, 2015, 312 p.
5. Shatalov N.V. Osobennosti klassifikatsii BPLA samoletnogo tipa [Features of classification of BLA airplane type]. *Perspektivy razvitiya informatsionnykh tekhnologiy*, 2016, no. 29, pp. 34-39.
6. Chepurnych I.V. Prochnost konstrukcii letatelnykh apparatov [Durability of construction of aircrafts]. Komsomolsk-na-amure: Komsomolsk-na-amure state university, 2013, 197 p.
7. Kobylin O.V. Bepilotnyi letatelnyi apparat "Orion" [Unmanned aerial vehicle "Orion"]. *Aviatsiya Rossii: proshloye, nastoyashcheye, budushcheye: sb. trudov II nauchno-prakticheskoy konferentsii, posvyashchennoy 100-letiyu sozdaniya FGUP «TSAGI», Zhukovskiy, 21-23 november 2018* [Proc. of The II Scientific-practical conf., sanctified to the 100-year of creation CAGI]. Moscow: MAI, 2018, pp. 107–112.
8. Segerlind I. Primenenie metoda konechnykh elementov [Applied Finite Element Analysis]. Moscow: Mir, 1979, 392 p.
9. Rudakov K.N. UGS Femap 9.3. Geometricheskoe i konechno-elementnoe modelirovanie konstruktsii [UGS Femap 9.3. Geometrical and limited-elemental design of constructions]. Kiev: Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute, 2011, 317 p.
10. Rychkov S.P. Modelirovanie konstruktsiy v srede femap with NX Nastran [Design of constructions in Femap with NX Nastran]. Moscow: DМК Press, 2012, 784 p.
11. Skripkin S.P., Kurilov S.V. Detaly machin i osnovy konstruirovaniya. Primery raschetov [Details of machines and basis of constructing. Examples of calculations]. Kostroma: Kostromskaya gosudarstvennaya selskokhozyaystvennaya akademiya, 2010, 134 p.
12. Marochnik staley i splavov [Brands of steels and alloys]. Moscow: Mashinostroenie, 2014, 1216 p.
13. Zaitsev V.N., Rudakov V.L. konstruktsiia i prochnost samoletov [Construction and durability of airplanes]. Kiev: Vysshaya shkola, 1978, 488 p.
14. Richard Baker. Vvedenie v vibratsiiu [Introduction in vibration]. Moscow: LDS, 1994, 44 p.
15. Firsov V.G., Zastrogin Yu.F., Kulebiakin A.Z. Avtomatizirovannye pribory diagnostiki i ispytaniy [Automated devices of diagnostics and tests]. Moscow: Mashinostroenie, 1995, 288 p.
16. Sukhanov V.L., Shibaev V.I., Gorodchenko V.I., Remizov D.I. Ekspertiza letnoi godnosti bespilotnykh aviatsionnykh sistem na ispytatelnye i demonstratsionnye polety [Examination of flightworthiness of the pilotless aviation systems on test and demonstration flights]. *Problemy bezopasnosti poletov*, 2016, no. 2, pp. 49-57.

Об авторах

Мельникова Татьяна Евгеньевна (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и прочность машин» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: taevmel@gmail.com).

Казаринова Юлия Александровна (Пермь, Россия) – магистр кафедры «Динамика и прочность машин» ФГБОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: monic17@mail.ru).

About the authors

Tatyana E. Melnikova (Perm, Russian Federation) – CsC in Technical Sciences, Associate Professor of Dynamics and Strength of Machines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: taevmel@gmail.com).

Yuliya A. Kazarinova (Perm, Russian Federation) – Master of Dynamics and Strength of Machines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: monic17@mail.ru).

Получено 13.05.19