<https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-54-61>

УДК 533.6.04

Численное исследование прочностных характеристик V-образного оперения беспилотного летательного аппарата на основе композиционных материалов

А. Е. Лазорин, А. А. Дегтярев, А. А. Поликарпов

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация

В работе представлены результаты исследования жесткости конструкции хвостового оперения V-образной схемы беспилотного летательного аппарата из полимерных композиционных материалов на основе эпоксидной матрицы с наполнением из стекловолокна и углеволокна. Исследование проведено методом численного моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции в программно-вычислительном комплексе *Ansys Mechanical* с использованием модуля *Composite Prep-Post* для задания модели слоистых структур полимерных композиционных материалов. Определены значения напряжений и деформаций в условиях статического нагружения. Произведена верификация расчета путем сравнения результатов со значениями, полученными в ходе проведения натурного эксперимента.

Показано, что числовые значения, полученные численными методами расчета, на 10–15 % отличаются от результатов натурного эксперимента. Высказано предположение, что это явление обусловлено макроструктурными неоднородностями полимерных композиционных материалов, возникшими в результате безавтоклавного метода формования, которые не учитываются в ходе численного моделирования, базирующегося на рассмотрении идеализированных микромоделей. Для решения задачи повышения точности численного моделирования в первом приближении предлагается ввести поправочный коэффициент при расчете величины деформации в задачах на жесткость конструкции.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, стеклопластик, углепластик, напряженно-деформированное состояние

Для цитирования: Лазорин А. Е., Дегтярев А. А., Поликарпов А. А. Численное исследование прочностных характеристик V-образного оперения беспилотного летательного аппарата на основе композиционных материалов // Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей». 2020. № 3. С. 54–61. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-54-61>

For citation: Lazorin A. E., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A. Numerical study of the strength characteristics of the V-shaped tail of an unmanned aerial vehicle based on composite materials // Vestnik Koncerna VKO "Almaz – Antey". 2020. No. 3. P. 54–61. <https://doi.org/10.38013/2542-0542-2020-3-54-61>

Поступила 22.07.2020 Отрецензирована 13.08.2020 Одобрена 30.09.2020 Опубликована 14.10.2020

Введение

Известно, что при увеличении удлинения эффективность хвостового оперения возрастает [1], однако при этом увеличивается влияние упругих деформаций конструкции, величина которых зависит от аэродинамических нагрузок. У современных самолетов и беспилотных

летательных аппаратов (БЛА), летающих с высокими скоростями, это влияние может быть весьма значительным, особенно с тонкими стреловидными несущими поверхностями. Если у прямого оперения при его деформации угол атаки изменяется только в результате кручения, то у стреловидного он меняется еще и в результате изгиба [2]. Таким образом, изгиб оперения в процессе полета ведет к повышению устойчивости БЛА, что, в свою очередь,

© Лазорин А. Е., Дегтярев А. А., Поликарпов А. А., 2020

приводит к увеличению расходов рулей высоты на балансировку и, как следствие, к уменьшению скорости и дальности полета аппарата.

Для сохранения заданных летно-технических характеристик БЛА необходимо уменьшить величину деформации оперения в процессе полета, сохранив при этом его массу на прежнем уровне. Также необходимо выработать подход к рациональному проектированию силовых элементов конструкции БЛА на примере оперения из полимерных композиционных материалов (ПКМ) с учетом обеспечения минимальной массы и достаточной жесткости в условиях сохранения высоких аэродинамических характеристик.

В авиации наибольшее распространение получили волокнистые композиционные материалы, состоящие из полимерной эпоксидной или полиэфирной матрицы и высокомодульных волокон на основе органических, углеродных или борных элементарных нитей. Главными достоинствами полимерных композиционных материалов, по сравнению с металлами, являются более высокие характеристики прочности и жесткости при меньшей массе, а также возможности управления свойствами материала по различным направлениям, в зависимости от типа создаваемой конструкции. Слоистые ПКМ, как правило, наилучшим образом применимы в тонкостен-

ных оболочках, где напряжения в слоях волокна значительно превышают межслойные напряжения. Возможность сочетания различных схем укладки слоев и чередования направлений армирования позволяет получать материалы, наилучшим образом соответствующие области применения.

Постановка задачи

Исследовались характеристики прочности и изгибной жесткости стреловидного оперения V-образной схемы, симметричного профиля малой относительной толщины в условиях статического нагружения [3].

Объектом исследования является V-образное хвостовое оперение БЛА, общий вид которого представлен на рисунке 1.

Одной из основных задач при проектировании БЛА является снижение массы и повышение жесткости конструкции. Сложность решения этой задачи обусловлена высокими аэродинамическими нагрузками на планер БЛА в процессе полета, а также обеспечение низкой себестоимости его изготовления.

Для обеспечения восприятия полетных нагрузок, полученных в результате выполнения аэродинамических расчетов, в ходе конструкторской проработки хвостового оперения была выбрана конструктивно-силовая схема (КСС), состоящая из двух лонжеронов с частично несущей обшивкой. Общий вид КСС консоли оперения представлен на рисунке 2, верхняя панель обшивки для наглядности не показана.

Передний лонжерон прямоугольного сечения служит для восприятия нагрузок, возникающих под действием аэродинамических сил в процессе полета. Конструктивно он состоит из двух полок из стеклянного ровинга и двух стенок из стеклоткани с сердцевинной из пенопласта Rohacell® 110 WF. Конструктивно он замыкает носок профиля оперения, создавая замкнутый кессон, хорошо сопротивляющийся изгибным деформациям и значительно увеличивающий общую жесткость конструкции. Задний лонжерон по конструкции аналогичен переднему, предназначен для восприятия нагрузок, возникающих под действием аэродинамических сил в результате отклонения рулей высоты, и служит для них монтажной базой.

Рис. 1. Общий вид V-образного оперения БЛА

Рис. 2. Общий вид КСС консоли оперения

Рис. 3. Общий вид структуры сэндвич-панели обшивки

Оба лонжерона также служат для размещения стыковочных штырей и передачи посредством них нагрузок от оперения на фюзеляж БЛА. Для связи верхней и нижней обшивок оперения по торцам размещены тонкие алюминиевые нервюры.

Обшивка представляет собой трехслойную сэндвич-панель, состоящую из двух слоев стеклоткани и промежуточного слоя наполнителя, в качестве которого выступает пенопласт Airex® C70.75 или нетканый полиэфирный материал Soric® LRC 2. В местах крепления лонжеронов, а также в месте нахлеста верхней и нижней обшивок в районе передней кромки оперения для предотвращения разрыва панели по наполнителю в результате действия полетных нагрузок слой наполнителя отсутствует. Общий вид структуры сэндвич-панели обшивки представлен на рисунке 3.

Описание решения

Для уточнения прочностных характеристик консоли оперения выполнен прочностной расчет методом конечных элементов (КЭ) в среде программного комплекса *Ansys Mechanical* с применением модуля расчета статической прочности *Static Structural* и специализирован-

ного модуля расчета композитных конструкций *Composite Prep-Post*.

Общий вид КЭ-модели оперения для совмещенного прочностного расчета (для деталей из ПКМ и из изотропных материалов) с построенной сеткой представлен на рисунке 4 (верхняя обшивка для наглядности не показана), укрупненный вид части модели представлен на рисунке 5, общее количество узлов расчетной сетки 1 953 601. Большое количество узлов сетки обусловлено необходимостью создания качественной трехмерной модели деталей из ПКМ в модуле *Composite Prep-Post*, необходимой для успешной реализации контактных взаимодействий. Динамические эффекты при статическом нагружении не учитывались, все материалы приняты линейно-упругими, анизотропия механических свойств деталей из ПКМ учитывалась путем задания по трем осям координат соответствующих значений физико-механических свойств, полученных в испытательной лаборатории.

Схема нагружения представлена на рисунке 6. Фиксация выполнена аналогично креплению в БЛА – крепежные штыри зафиксированы поддержкой *fixed support*, а на торец корневой нервюры наложено ограничение

Рис. 4. Общий вид модели для прочностного расчета

Рис. 5. Укрупненный вид части модели для прочностного расчета

Рис. 6. Общий вид схемы нагружения, где А – compression only support, В – распределенная нагрузка из CFX, С – fixed support

на перемещение «внутри фюзеляжа» на сжатие compression only support. Консоль нагружена расчетной нагрузкой, полученной в результате численного моделирования в *Ansys CFX* для данного режима полета, численно составляющей 444,3 Н.

В результате расчета получена деформированная модель, которая наглядно демонстрирует поля распределения напряжений по обшивке оперения (рис. 7) и лонжеронам (рис. 8), а также деформацию конструкции оперения под нагрузкой (рис. 9).

В результате выполнения численного моделирования определены значения максимального напряжения и максимальной деформации оперения, составляющие 186,03 МПа и 35,6 мм соответственно. Полученное значение напряжений для данной конструкции не является критичным, поскольку коэффициент запаса по нагрузке составил 1,78. Желтые и красные цвета на представленном распределении напряжений отчетливо не видны и обусловлены особенностями формирования КЭ-модели.

Рис. 7. Распределение напряжений по обшивке оперения

Рис. 8. Распределение напряжений по лонжеронам оперения

Рис. 9. Деформация конструкции оперения под нагрузкой

В ходе проведенных натурных испытаний по верификации прочностного расчета была воссоздана расчетная схема нагружения. Консоль жестко закреплялась за крепежные штыри с упором в корневую нервюру и нагружалась в пяти точках грузами массами М1–М5, полученными в результате численного моделирования заданного режима полета в *Ansys CFX*

в виде коэффициентов давления C_p для каждого заданного сечения. Величина деформации под нагрузкой измерялась в точке конечного сечения, соответствующей точке наибольшего перемещения, полученного в результате выполнения численного моделирования. Схема нагружения, созданная в ходе натурных испытаний, представлена на рисунке 10.

Рис. 10. Схема нагружения

Рис. 11. Общий вид деформированной модели оперения

Рис. 12. Схема изменений в конструкции оперения

Общий вид деформированной модели оперения, демонстрирующей характер его изгиба под нагрузкой в сравнении с исходной моделью, представлен на рисунке 11.

В результате эксперимента определено значение деформации, равное 42 мм, что на 17,9 % больше расчетного значения. Причиной столь значительного различия между значениями деформации, полученными численным моделированием и натурным экспериментом, предположительно является недостаточная стабильность механических свойств ПКМ, получаемых в процессе изготовления оперения. В численном расчете использованы значения модулей упругости при растяжении и изгибе, полученные на основе исследований образцов ПКМ в испытательной лаборатории. Однако, как показал проведенный эксперимент, механические свойства ПКМ в деталях, изготавливаемых серийно, могут отличаться от определенных на основе испытательных образцов.

Для решения задачи увеличения жесткости оперения при условии сохранения его массы на прежнем уровне, в процессе проработки конструкции были внесены следующие изменения: уменьшено сечение полок лонжеронов в концевой части, увеличена толщина стенки на всем размахе, наполнитель ПКМ полок и стенок лонжеронов из стекловолокна заменен углеволокном, рисунок 12.

В ходе выполнения повторного численного моделирования получено расчетное значение величины деформации 20,9 мм (рис. 13), что на 40 % меньше первоначального. В рамках поставленной задачи в результате численного моделирования заданного режима полета в *Ansys CFX* данная величина деформации признана допустимой.

Повторный натурный эксперимент по схеме нагружения, аналогичный первоначальному, но с новым оперением, показал, что максимальное значение деформации составило 23 мм, что всего на 9 % больше

Рис. 13. Деформация конструкции оперения под нагрузкой

расчетного значения. Данную величину отклонения можно объяснить несовершенством схемы нагружения, точностью измерения значений при проведении эксперимента.

Выводы и рекомендации

В результате выполненных расчетов в *Ansys Mechanical* и замены материала при сохранении массы конструкции удалось повысить жесткость оперения, величина деформации под нагрузкой снижена на 45 % по отношению к исходному варианту. Проведенный в ходе испытательных полетов летный эксперимент подтвердил снижение балансировочного угла в канале тангажа с 4 до 2 градусов на крейсерском режиме полета. Летно-технические характеристики БЛА с новым оперением удовлетворяют требованиям по величине расходов рулей высоты на балансировку, что, в свою очередь, позволит достичь заданных значений максимальной скорости и дальности полета.

Сравнение результатов численного моделирования в *Ansys Mechanical* со значениями деформации, полученными экспериментальным путем, показывает, что в ходе анализа учтены не все значимые факторы. Численные значения механических характеристик, рассматриваемых ПКМ для расчетной и физической модели оперения, могут отличаться. Предположительно, это связано со стабильностью получения одинаковых и однородных по свойствам структур в процессе изготовления деталей из ПКМ методом ручной пропитки волокна и безавтоклавного формования в матрице под действием вакуума. Соотношение

матрицы и наполнителя в этом случае может меняться в некоторых пределах в зависимости от равномерности распределения связующего в каждом слое формируемого в процессе изготовления ПКМ пакета.

При выполнении проектировочных расчетов на жесткость конструкции изделий из ПКМ, изготавливаемых вышеуказанным способом, предлагается вводить поправочный коэффициент для величины расчетной деформации на уровне 1,1–1,15 для компенсации неоднородности механических свойств, получаемых слоистых ПКМ на макроуровне.

Список литературы

1. Аронин Г. С. *Практическая аэродинамика*. М.: Воениздат, 1962. 384 с.
2. *Практическая аэродинамика маневренных самолетов* / Под общ. ред. Н. М. Лысенко. М.: Воениздат, 1977. 439 с.
3. Лазорин А. Е. *ТС Замыкание контура проектирования на примере оперения макета БЛА*. ФГУП «ЦНИИХМ», 2019. 16 с.
4. Белостоцкий А. М., Дубинский С. И., Аул А. А. *Верификационный отчет по программному комплексу ANSYS Mechanical*. Том 1. ЗАО НИЦ СтаДиО, 2009. 638 с.
5. Скворцов Ю. В., Глушков С. В. *Использование МКЭ-пакета ANSYS для решения задач механики деформируемого твердого тела*. ФГОУ «СГАУ», 2011. 427 с.
6. Муйземнек А. Ю., Карташова Е. Д. *Механика деформирования и разрушения полимерных слоистых композиционных материалов*. ПГУ, 2017. 44 с.

Об авторах

Лазорин Александр Евгеньевич – ведущий инженер-конструктор конструкторского отдела Специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: разработка конструкции ЛА на основе композиционных материалов, САЕ.

Дегтярев Александр Александрович – канд. физ.-мат. наук, начальник Специального конструкторского бюро – заместитель генерального директора Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: динамика сложных технических систем.

Поликарпов Алексей Андреевич – ведущий инженер-конструктор – руководитель проектов отдела главного конструктора Специального конструкторского бюро Федерального государственного унитарного предприятия «Центральный научно-исследовательский институт химии и механики им. Д. И. Менделеева», Москва, Российская Федерация.

Область научных интересов: аэродинамика, автоматическое управление полетом, системное проектирование ЛА.

Numerical study of the strength characteristics of the V-shaped tail of an unmanned aerial vehicle based on composite materials

Lazorin A. E., Degtyarev A. A., Polikarpov A. A.

Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation

In this research, we investigate the strength characteristics of the V-shaped tail of an unmanned aerial vehicle made of polymer composite materials based on an epoxy matrix filled with fiberglass and carbon fibre. The study was carried out by numerical modelling of the stress-strain state of the system in the *Ansys Mechanical* software and the *Composite Prep-Post* module allowing a model of layered structures of polymer composite materials to be set up. The values of stresses and strains under static loading conditions were determined. The numerical calculation was verified by comparing its results with the values obtained during a full-scale experiment. It is shown that the values obtained by numerical calculation differ from those obtained in the full-scale experiment by 10–15 %. An assumption is made that this discrepancy can be associated with macro-structural inhomogeneities of polymer composite materials appearing as a result of using the autoclave-free moulding method, which are not considered by numerical modelling based on idealized micro-models. In order to increase the accuracy of numerical modelling in the first approximation, it is proposed to introduce a correction factor when calculating the amount of deformation in problems on the rigidity of design structures.

Keywords: polymer composite materials, fiberglass, carbon fibre, stress-strain state

Information about the authors

Lazorin Alexander Evgenievich – Leading Design Engineer, Design Department of the Special Design Bureau, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation. Research interests: design of aircrafts based on composite materials, CAE.

Degtyarev Alexander Alexandrovich – Cand. Sci. (Phys.-Math.), Head of the Special Design Bureau, Deputy General Director, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation.

Research interests: dynamics of complex technical systems.

Polikarpov Alexey Andreevich – Leading Design Engineer, Design Department of the Special Design Bureau, Central Scientific Research Institute of Chemistry and Mechanics named after Mendeleev (TsNIIKhM), Moscow, Russian Federation. Research interests: aerodynamics, automatic flight control, aircraft system design.