

УДК 629.7

Выбор рациональной конструктивно-силовой схемы крыла легкого спортивного самолета из углепластика с использованием параметрического моделирования

Вай Ян У^(*)

waiyanoo6977@gmail.com

SPIN-код: 3542-6554

Михайловский Константин Валерьевич

kosmiv@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрены вопросы разработки рациональной конструктивно-силовой схемы крыла легкого самолета на основе параметрического моделирования. Первоначально проводится анализ нагрузок, действующих на крыло, и оценивается его напряженно-деформированное состояние. На втором этапе осуществляется выбор количества лонжеронов и нервюр, а также их расположения для обеспечения минимальной массы крыла при максимальном допустимом прогибе. На третьем этапе производится подбор толщины силовых элементов крыла для различных вариантов конструктивно-силовых схем из углепластика с последующей оптимизацией. На четвертом этапе определяется оптимальный угол укладки монослоев углепластика. Далее выполняются проверочные расчеты на прочность крыла из углепластика по критерию Цай-Ву и расчет его устойчивости при действии аэродинамических нагрузок. Полученные результаты входят в разрабатываемую методику выбора параметров крыла из углепластика для повышения весового совершенства легкого спортивного самолета.

Ключевые слова: крыло, аэродинамические нагрузки, рациональные параметры, конструктивно-силовая схема, углепластик

Введение. Полимерные композиционные материалы, обладающие высокой прочностью при низкой плотности, широко применяются в авиации для повышения весовой эффективности конструкций. Обеспечение прочности и минимального веса конструкции является ключевой задачей в авиации, где особенно актуально применение композиционных материалов для снижения массы и повышения надежности летательных аппаратов [1]. Оптимизация конструкции крыла является ключевым фактором повышения массового совершенства летательного аппарата [2].

Методы и материалы; результаты. Для апробации расчетных алгоритмов выбрано крыло самолета Piper 28. Расчет нагрузки, возникающей в полете, проводился с использованием программного комплекса ANSYS Fluent для параметров полета (скорость, угол атаки) на высоте 2000 м. Для выбора расположения элементов в конструктивно-силовой схеме крыла рассмотрено 45 вариантов [3]. В результате параметрической оптимизации определена двухлонжеронная схема, где передний и задний лонжероны расположены на 15–25 % и 60–70 % от хорды, расстояние между нервюрами составило от 350 до 550 мм при толщине обшивки, нервюр и лонжеронов 4 мм. Расчет опти-

мальных толщин силовых элементов проводился с помощью модуля OPTISLANG в программном комплексе ANSYS. Проверочный расчет каждого слоя конструктивно-силовой схемы крыла проводился с использованием критерия Цай-Бу в среде ANSYS ACP (Post), а также выполнялся расчет устойчивости конструкции крыла [4, 5].

Заключение. Определены аэродинамические нагрузки, действующие на самолет. В результате выбора оптимальной толщины крыла масса конструкции снизилась почти на 27 % по сравнению с базовой моделью (с 133 до 97 кг). Выявлена оптимальная двухлонжеронная схема крыла, достигаемая при расположении лонжеронов на 25 и 60 % хорды и расстоянии между нервюрами 550 мм, что обеспечивает минимальную массу при заданном максимальном прогибе. Геометрические параметры крыла определены в соответствии с критериями минимальной массы и прогиба. Определена рациональная конструкция крыла легкого спортивного самолета и выполнены поверочные расчеты прочности, устойчивости.

Список источников

- [1] Reznik S.V., Esetbatyrovich A.S. Composite air vehicle tail fins thermal and stress-strain state modeling. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. no. 020012. <https://doi.org/10.1063/5.0036561>
- [2] Шульженко М.Н. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 1971, 416 с.
- [3] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005, 406 с.
- [4] Михайловский К.В., Барановский С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2016, № 12, с. 106–116. <http://doi.org/10.18698/0536-1044-2016-11-86-98>
- [5] Михайловский К.В., Барановский С.В. Методика проектирования геометрического облика крыла из полимерных композиционных материалов. *Механика и математическое моделирование в технике. Всерос. науч.-техн. конф.: сб. тез. докл.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016, с. 319–322.