

УДК 629.86

Выбор геометрического облика крыла легкого самолета при различных случаях полета

Кхайн Пхью Зо^(*)

khaingphyo.1995.kp@gmail.com

Барановский Сергей Владиславович

serg1750@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Работа посвящена первому этапу проектирования крыла из полимерных композиционных материалов легкого самолета и заключается в формировании геометрического облика. Выбраны основные параметры для аэродинамической схемы крыла — профиль крыла, угол стреловидности, угол поперечного V. На основе проведенной серии расчетов для различных режимов полета с разными углами атаки и скоростями определены нагрузки на конструкцию и проанализировано обтекание. Результаты работы будут использованы при дальнейшей разработке перспективной сливой конструкции крыла легкого самолета.

Ключевые слова: легкий самолет, аэродинамические нагрузки, крыло, профиль, оптимизация

Введение. В настоящее время самолеты широко используются в различных областях, в том числе легкой авиации для обучения пилотов или частных перелетов. При этом разработка такого изделия представляет собой сложную комплексную задачу. Для обеспечения весовой эффективности изделия применяют полимерные композитные материалы (ПКМ) [1]. Ключевой особенностью начальных этапов разработки крыла самолета, изготовленного из ПКМ, является необходимость определения аэродинамического облика и нагрузок от набегающего потока [2]. Особенно высокие нагрузки ожидаются на передник «острые» кромки воздухозаборников, крыльев и органов управления. При последующем проектировании крыла из ПКМ в зависимости от нагрузки на него, необходимо создавать слои, ориентируя материал таким образом, чтобы коэффициент запаса прочности в 1,5 раза превышал нагрузку [3]. Таким образом, определение аэродинамического облика и нагрузок на самолет при различных режимах полета является актуальной задачей.

Методы и материалы; результаты. Объектом исследования является учебно-тренировочный самолет, разработанный на основе самолета «Альфа», который выполняет полеты, за исключением режима С [4]. Рассматривались три типовых аэродинамических профиля: Naca 2415, Naca 4415, Naca 0018. Также рассматривалось три варианта угла поперечного V — 0, 1 и 2 градуса. Ключевым этапом при моделировании аэродинамического обтекания является правильное задание граничных условий и выбор метода моделирования турбулентных течений. Расчетные случаи полета и условия, необходимые для моделирования, приведены в таблице.

Характеристики воздуха и скорости полета

Случай	Угол атаки (градус)	Скорость (м/с)	Высота (м)	Температура (К)	Плотность (кг/м ³)	Давление (Па)
A	15	55	1000	282,00	1,1098	89890,8
B	1,5	40	4500	259,25	0,7759	57778,9
D	-12	30	2000	275,50	1,0050	79524,5
A'	5	45	3000	269,00	0,9079	70148,2
D'	-2	35	1000	282,00	1,1098	89890,8

Расчеты аэродинамического давления на самолет проводились в системе Ansys Fluid flow fluent 2024 R1. Общее количество проведенных расчетов составило 45.

Заключение. Проведено определение аэродинамического облика крыла легкого самолета. Выбран аэродинамический профиль Наса 4415, угол поперечного $V = 0$. Установлен наиболее критичный режим полета — угол атаки 15, скорость 55 м/с, высота 1000 м и определены аэродинамические нагрузки. Полученные результаты будут использоваться при дальнейшем проектировании крыла.

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] Михайловский К.В., Барановский С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учётом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2018, № 5, с. 15–28. <https://doi.org/10.18698/0236-3942-2018-5-15-28>
- [3] Митрофанов О.В., Митрофанов П.О. Алгоритм определения параметров подкреплённых панелей кессона крыла большого удлинения при ограничениях по прочности и устойчивости с учетом переменного шага нервюр. *Естественные и технические науки*, 2025, № 6 (205), с. 299–302.
- [4] *Technical Data Pipistrel Alpha Trainer*. URL: <https://www.pipistrel-aircraft.com/products/alpha-trainer/#> (accessed 11.04.2024).

