

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Аннотация

В статье рассматриваются аэродинамические характеристики крыла беспилотного летательного аппарата малого размера. Проведен анализ основных параметров крыла, влияющих на подъемную силу и аэродинамическое качество летательного аппарата. Рассмотрены особенности течения воздуха при малых числах Рейнольдса. Приведены результаты численного моделирования распределения давления на поверхности крыла. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании и оптимизации конструкций беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова

Беспилотный летательный аппарат, аэродинамика, крыло БПЛА, подъемная сила, коэффициент подъемной силы, численное моделирование, CFD.

Bavbel E.I.
Postgraduate of BSUIR,
Minsk, Belarus

ANALYSIS OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE WING

Annotation

The article considers the aerodynamic characteristics of a small unmanned aerial vehicle wing. The main parameters affecting lift force and aerodynamic efficiency are analyzed. The features of airflow at low Reynolds numbers are discussed. The results of numerical simulation of pressure distribution on the wing surface are presented. The obtained results can be used in the design and optimization of unmanned aerial vehicles.

Keywords

Unmanned aerial vehicle, aerodynamics, UAV wing, lift force, aerodynamic coefficient, numerical simulation, CFD.

Введение

В последние годы наблюдается стремительное развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которые находят широкое применение в различных областях, включая мониторинг территорий, аэрофотосъемку, сельское хозяйство, транспорт и военную сферу. Одним из ключевых элементов конструкции БПЛА является крыло, от аэродинамических характеристик которого напрямую зависят устойчивость полета, маневренность и энергоэффективность летательного аппарата [1 - 13].

Особенностью малоразмерных беспилотных летательных аппаратов является работа в условиях **малых чисел Рейнольдса**, что существенно влияет на характер течения воздуха вокруг аэродинамических поверхностей. В этих условиях увеличивается вероятность раннего отрыва потока, снижается эффективность аэродинамического профиля и изменяются характеристики подъемной силы.

Аэродинамические характеристики крыла зависят от формы аэродинамического профиля, удлинение крыла, угла атаки, площади крыла и геометрических особенностей конструкции. Правильный выбор указанных параметров позволяет повысить аэродинамические характеристики БПЛА и обеспечить стабильность полета.

Применение вычислительной гидродинамики (CFD), позволяет проводить численное моделирование потоков воздуха, анализировать распределение давления и скорости вокруг аэродинамических поверхностей, что является важным при проектировании крыла БПЛА.

Целью данной работы является **анализ аэродинамических характеристик крыла беспилотного летательного аппарата и исследование распределения давления на его поверхности при различных условиях обтекания.**

Основные аэродинамические характеристики крыла БПЛА

Крыло является основным элементом летательного аппарата, обеспечивающим возникновение подъемной силы. Подъемная сила возникает в результате разности давлений между верхней и нижней поверхностями крыла при его обтекании воздушным потоком [4].

Подъемная сила может быть определена по следующей формуле:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L, \quad (1)$$

где: ρ – плотность воздуха;

V – скорость полета;

S – площадь крыла;

C_L – коэффициент подъемной силы.

Коэффициент подъемной силы зависит от геометрии крыла и угла атаки. При увеличении угла атаки подъемная сила возрастает до определенного значения, после чего происходит отрыв потока и резкое снижение аэродинамической эффективности [5].

Другой важной характеристикой является **коэффициент лобового сопротивления C_D** , который определяет величину аэродинамического сопротивления. Отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту сопротивления определяет **аэродинамическое качество крыла.**

Высокое аэродинамическое качество позволяет увеличить дальность полета и снизить энергопотребление беспилотного летательного аппарата [6].

Особенности аэродинамики при малых числах Рейнольдса

Для малоразмерных беспилотных летательных аппаратов характерны относительно небольшие размеры крыла и низкие скорости полета. В результате этого число Рейнольдса может находиться в диапазоне:

$$Re = 10^4 - 10^6 \quad (2)$$

В данных условиях существенно изменяются характеристики пограничного слоя и возрастает вероятность перехода ламинарного течения в турбулентное. Это приводит к увеличению аэродинамического сопротивления и снижению подъемной силы.

Одной из характерных особенностей течения при малых числах Рейнольдса является образование **ламинарного отрыва потока**, который может существенно ухудшать аэродинамические характеристики крыла [7].

Поэтому при проектировании крыльев БПЛА особое внимание уделяется выбору аэродинамических профилей, оптимизированных для работы при малых числах Рейнольдса.

Методика анализа аэродинамических характеристик крыла

Для исследования аэродинамических характеристик крыла беспилотного летательного аппарата применяются методы вычислительной аэродинамики (CFD). Использование численного моделирования позволяет определить распределение давления, скорости воздушного потока и оценить основные аэродинамические коэффициенты без проведения дорогостоящих экспериментальных исследований [8].

Процесс анализа аэродинамических характеристик крыла включает несколько основных этапов. На первом этапе формируется геометрическая модель крыла. При создании модели учитываются основные геометрические параметры, такие как размах крыла, хорда, угол стреловидности и форма аэродинамического профиля. Геометрическая модель должна отражать реальные конструктивные особенности крыла беспилотного летательного аппарата.

На следующем этапе выполняется формирование расчетной области, в которой моделируется поток воздуха. Расчетная область должна иметь достаточные размеры, чтобы исключить влияние границ на результаты моделирования. Как правило, границы расчетной области располагаются на расстоянии нескольких длин хорды крыла [9].

После построения расчетной области осуществляется генерация расчетной сетки. Качество расчетной сетки оказывает существенное влияние на точность получаемых результатов. Для повышения точности расчетов сетка уплотняется в области поверхности крыла и в зоне пограничного слоя.

Далее задаются граничные условия моделирования. В качестве входного параметра задается скорость набегающего потока воздуха, соответствующая режиму полета беспилотного летательного аппарата. На поверхности крыла задается условие прилипания потока, которое отражает взаимодействие воздушного потока с поверхностью конструкции [10].

На заключительном этапе выполняется численное решение уравнений движения жидкости и газа, описывающих поведение воздушного потока вокруг крыла. В результате моделирования определяется распределение давления и скорости воздушного потока на поверхности крыла.

Анализ распределения давления на поверхности крыла

Распределение давления на поверхности крыла является одним из основных факторов, определяющих аэродинамические характеристики летательного аппарата. В процессе обтекания крыла воздушным потоком формируется область пониженного давления на верхней поверхности и повышенного давления на нижней поверхности крыла [11].

Разность давлений между верхней и нижней поверхностями крыла приводит к возникновению подъемной силы. Чем больше разность давлений, тем выше значение подъемной силы, создаваемой крылом.

Наибольшее изменение давления наблюдается вблизи передней кромки крыла. В этой области происходит ускорение воздушного потока, что приводит к значительному снижению давления на верхней поверхности крыла. По мере удаления от передней кромки давление постепенно выравнивается [12].

Анализ распределения давления позволяет определить наиболее нагруженные участки конструкции крыла, а также выявить зоны возможного отрыва потока. Наличие областей с резким изменением давления может свидетельствовать о возникновении неблагоприятных аэродинамических эффектов, снижающих эффективность крыла [13].

Результаты численного моделирования распределения давления могут быть представлены в виде цветowych карт, отображающих изменение давления по поверхности крыла.

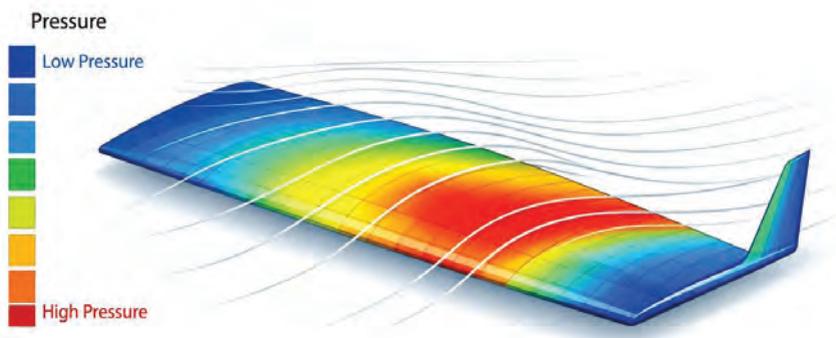


Рис. 1. Распределение давления на поверхности крыла беспилотного летательного аппарата
Источник: разработано автором

Анализ полученных результатов показывает, что наибольшая разность давлений формируется в передней части крыла, что обеспечивает формирование подъемной силы. В задней части крыла давление постепенно выравнивается, что соответствует характеру обтекания аэродинамических поверхностей.

Заключение

В ходе работы выполнен анализ аэродинамических характеристик крыла беспилотного летательного аппарата. Рассмотрены основные геометрические и режимные параметры, определяющие подъемную силу и аэродинамическое качество.

Показано, что картина обтекания и распределение давления по поверхности крыла напрямую зависят от его формы и условий набегающего потока. Основной вклад в подъемную силу вносит перепад давлений между верхней и нижней поверхностями. Наибольший градиент давления традиционно приходится на область передней кромки так как поток разгоняется, формируя зону разрежения.

Полученные данные о распределении давлений позволяют локализовать наиболее нагруженные участки крыла и оценить характер его взаимодействия с воздушной

средой. Полученные результаты могут быть использованы для уточнения прочностных расчетов и дальнейшей оптимизации профиля, что подтверждает правильность применения методов численного моделирования для исследования аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов.

Результаты исследования могут быть использованы при проектировании и оптимизации крыльев беспилотных летательных аппаратов с целью повышения их аэродинамической эффективности, устойчивости полета и энергетической эффективности.

Список использованной литературы

[1] Бавбель, Е. И. Современные материалы для создания легких и устойчивых БПЛА / Е. И. Бавбель // Научные исследования 2024»: сборник статей XIII Международной научно - практической конференции / МЦНС «Наука и просвещение». – Пенза, 2024. – С. 36–39.

[3] Бавбель, Е. И. Подходы к проектированию БПЛА с повышенной выносливостью и грузоподъемностью / Е. И. Бавбель, А. А. Бородич, Е. В. Коляда // Новые информационные технологии в научных исследованиях «НИТ - 2023»: материалы XXVIII Всероссийской научно - технической конференции студентов, молодых ученых и специалистов, Рязань, 22–24 ноября, 2023 г.: в 2 т. Т 2 / Рязанский государственный радиотехнический университет имени В. Ф. Уткина. – Рязань, 2023. – С. 60–62.

[4] Андерсон, Дж. Основы аэродинамики / Дж. Андерсон; перевод с английского. – Москва: Мир, 2003. – 768 с.

[5] Абрамович, Г. Н. Прикладная газовая динамика / Г. Н. Абрамович. – Москва: Наука, 1991. – 600 с.

[6] Андерсон, Дж. Введение в аэродинамику / Дж. Андерсон; перевод с английского. – Москва: Техносфера, 2010. – 432 с.

[7] Лойцянский, Л. Г. Механика жидкости и газа / Л. Г. Лойцянский. – Москва: Дрофа, 2003. – 840 с.

[8] Гуржий, А. Н. Основы аэродинамики летательных аппаратов / А. Н. Гуржий, В. В. Кузнецов. – Москва: Машиностроение, 2015. – 320 с.

[9] Anderson, J. D. Fundamentals of Aerodynamics / J. D. Anderson. – New York: McGraw - Hill, 2017. – 1152 p.

[10] Bertin, J. Aerodynamics for Engineers / J. Bertin, R. Cummings. – Boston: Pearson, 2014. – 640 p.

[11] Сазонов, А. А. Аэродинамика беспилотных летательных аппаратов / А. А. Сазонов. – Текст: непосредственный // Вестник авиационной техники. – 2018. – № 4. – С. 15–20.

[12] Антонов, В. А. Применение методов CFD при исследовании аэродинамики летательных аппаратов / В. А. Антонов, С. Н. Киселев. – Текст: непосредственный // Авиационная техника. – 2020. – № 2. – С. 34–39.

[14] Drela, M. Flight Vehicle Aerodynamics / M. Drela. – Cambridge: MIT Press, 2014. – 320 p.