

**ҚАЗАҚСТАН РЕСПУБЛИКАСЫ ҒЫЛЫМ ЖӘНЕ ЖОҒАРЫ БІЛІМ МИНИСТРЛІГІ**

**«Л.Н. ГУМИЛЕВ АТЫНДАҒЫ ЕУРАЗИЯ ҰЛТТЫҚ УНИВЕРСИТЕТІ» КЕАҚ**

**Студенттер мен жас ғалымдардың  
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»  
XIX Халықаралық ғылыми конференциясының  
БАЯНДАМАЛАР ЖИНАҒЫ**

**СБОРНИК МАТЕРИАЛОВ  
XIX Международной научной конференции  
студентов и молодых ученых  
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»**

**PROCEEDINGS  
of the XIX International Scientific Conference  
for students and young scholars  
«GYLYM JÁNE BILIM - 2024»**

**2024  
Астана**

**УДК 001**

**ББК 72**

**G99**

**«ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024» студенттер мен жас ғалымдардың XIX Халықаралық ғылыми конференциясы = XIX Международная научная конференция студентов и молодых ученых «ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024» = The XIX International Scientific Conference for students and young scholars «ǴYLYM JÁNE BILIM – 2024». – Астана: – 7478 б. - қазақша, орысша, ағылшынша.**

**ISBN 978-601-7697-07-5**

Жинаққа студенттердің, магистранттардың, докторанттардың және жас ғалымдардың жаратылыстану-техникалық және гуманитарлық ғылымдардың өзекті мәселелері бойынша баяндамалары енгізілген.

The proceedings are the papers of students, undergraduates, doctoral students and young researchers on topical issues of natural and technical sciences and humanities.

В сборник вошли доклады студентов, магистрантов, докторантов и молодых ученых по актуальным вопросам естественно-технических и гуманитарных наук.

**УДК 001**

**ББК 72**

**G99**

**ISBN 978-601-7697-07-5**

**©Л.Н. Гумилев атындағы Еуразия  
ұлттық университеті, 2024**

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ганжиев Камил Муслимович

[kama.gang@mail.ru](mailto:kama.gang@mail.ru)

Студент Евразийского национального университета им. Л.Н.Гумилёва

Научный руководитель: Шалабаева Б.С.

Ключевые слова: Профиль крыла, Подъемная сила, Аэродинамическое сопротивление, Метод конечных элементов, Метод генетических алгоритмов, Методы топологической оптимизации.

Целью данной работы является оптимизация профиля крыла для повышения аэродинамической эффективности летательных аппаратов. Для достижения этой цели были поставлены следующие задачи:

1. Провести обзор литературы по основным принципам аэродинамики крыльев и существующим методам оптимизации профиля крыла.

2. Исследовать математические модели и программные средства для численного моделирования и оптимизации профиля крыла.

Обзор литературы

Труд Андерсона. Джон Д. “Современный сжимаемый поток с исторической перспективой” - это третье издание книги, опубликованной Джоном Д. Андерсоном в 1997 году. Она представляет собой обзор истории и принципов аэродинамики, включая основные законы, экспериментальные методы и технологии.

В книге автор обсуждает основные законы аэродинамики, такие как законы Бернулли и сохранения массы, которые применяются для моделирования аэродинамических процессов. Он также приводит примеры и задачи для лучшего понимания материала.

Андерсон описывает различные экспериментальные методы, используемые в аэродинамических исследованиях, включая методы измерения скорости и давления в потоке, а также методы визуализации потоков. Он также обсуждает применение этих методов для исследования аэродинамических характеристик различных объектов, таких как крылья самолетов и лопасти ветрогенераторов.

Автор также рассматривает современные технологии в области аэродинамики, такие как вычислительная гидродинамика и моделирование турбулентности. Он обсуждает различные численные методы решения уравнений аэродинамики, а также модели турбулентности, используемые для предсказания характеристик потока.

Кроме того, книга содержит информацию о различных типах аэродинамических профилей, их характеристиках и способах оптимизации. Автор обсуждает методы оптимизации профилей крыльев для достижения максимальной аэродинамической эффективности и минимального сопротивления [1].

*Основные принципы аэродинамики крыльев*

Профиль крыла: Одним из основных элементов, определяющих аэродинамические характеристики крыла, является его профиль. Профиль крыла представляет собой форму поперечного сечения крыла и определяет распределение давления и потока воздуха вокруг крыла. Различные профили крыла имеют различные аэродинамические характеристики, такие как подъемная сила, аэродинамическое сопротивление и устойчивость.

Подъемная сила: Основной целью крыла является создание подъемной силы, необходимой для поддержания летательного аппарата в воздухе. Подъемная сила возникает за счет разности давлений на верхней и нижней поверхностях крыла. Воздух, протекающий по верхней поверхности крыла, имеет большую скорость и создает зону низкого давления, что приводит к подъемной силе.

Аэродинамическое сопротивление: Кроме подъемной силы, крыло также создает аэродинамическое сопротивление, которое препятствует движению летательного аппарата вперед. Уменьшение аэродинамического сопротивления достигается за счет минимизации турбулентности потока вокруг профиля крыла и оптимизации формы крыльев [2].

*Существующие методы оптимизации профиля крыла*

Существует несколько методов оптимизации профиля крыла, которые позволяют улучшить аэродинамические характеристики и эффективность летательных аппаратов. Некоторые из основных методов оптимизации профиля крыла включают: метод конечных элементов, метод генетических алгоритмов, методы топологической оптимизации.

Метод конечных элементов (МКЭ) – это численный метод решения дифференциальных уравнений, используемый для анализа и проектирования различных конструкций, в том числе крыла самолета. Он позволяет определить распределение нагрузок, деформаций и напряжений в конструкции, а также оценить ее прочность и устойчивость.

Основы метода конечных элементов

МКЭ основан на разделении сложной геометрии исследуемой конструкции на множество простых элементов, которые имеют известную форму и свойства. Эти элементы соединены между собой в узлах, которые имеют общие координаты. Таким образом, сложная конструкция представляется как набор простых элементов, соединенных между собой.

Расчет профиля крыла методом конечных элементов включает в себя следующие этапы:

Разделение профиля крыла на конечные элементы. Выбор типа конечных элементов, наиболее подходящих для данной задачи. Задание граничных условий и нагрузок. Решение системы уравнений МКЭ для определения перемещений, напряжений и деформаций в каждом элементе. Оценка полученных результатов и их анализ.

Расчетные формулы:

Для проведения расчётов методом конечных элементов используются следующие основные формулы:

Формулы Коши:

$$a_1 = \operatorname{tg} \alpha_1 = \left( w + \left( \frac{lw}{dx} \right) - \left( w \times \frac{lx}{dx} \right) + u + \left( \frac{lu}{dx} \right) - \left( u \times \frac{lw}{dx} \right) \right)$$

$$a_2 = \operatorname{tg} \alpha_2 = u + \left( \frac{lu}{dz} \right) - \left( u \times \frac{lz}{dz} \right) + w + \left( \frac{lw}{dz} \right) - \left( w \times \frac{lu}{dz} \right).$$

Формулы для угловых деформаций:

$$g_{xy} = \left( \frac{lu}{ly} \right) + \left( \frac{lv}{lx} \right)$$

$$g_{yz} = \left( \frac{lv}{ly} \right) + \left( \frac{lw}{lx} \right);$$

$$g_{zx} = \left( \frac{lw}{lx} \right) + \left( \frac{lu}{lz} \right)$$

Примеры успешных разработок в данной области

Существует ряд успешных разработок в области оптимизации профиля крыла, которые привели к значительному улучшению аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Рассмотрим такой проект "MorphingWingTechnology" :

Проект "MorphingWingTechnology" компании NASA- это исследовательский проект, направленный на разработку технологии морфируемых крыльев для улучшения аэродинамических характеристик и эффективности летательных аппаратов. Эта технология позволяет изменять форму крыла в реальном времени в зависимости от условий полета, что может значительно повысить его производительность.

Основные цели проекта "Morphing Wing Technology" включают:

Увеличение подъемной силы: Морфируемые крылья могут изменять свою форму таким образом, чтобы увеличить подъемную силу при низких скоростях или в условиях сложной атмосферы.

Снижение аэродинамического сопротивления: Изменение формы крыла позволяет минимизировать аэродинамическое сопротивление и улучшить аэродинамическую эффективность летательного аппарата.

Улучшение маневренности: Морфируемые крылья могут быть настроены для улучшения маневренности и стабильности самолета во время полета.

Модели аэродинамики: Для анализа воздействия изменения формы крыла на аэродинамические характеристики самолета могут применяться математические модели потока воздуха, учитывающие изменение геометрии крыла. Программы для численного моделирования аэродинамики, такие как ANSYS Fluent, STAR-CCM+ и другие, могут использоваться для оценки эффективности адаптивных крыльев.

Расчётные уравнения и формулы «морфируемых крыльев»:

1. Уравнение подъемной силы:

$$L = 0,5 \times \rho \times V^2 \times S \times CL,$$

где  $L$  - подъемная сила (Н);  $\rho$  - плотность воздуха ( $\text{кг/м}^3$ );  $V$  - скорость воздушного потока (м/с);  $S$  - площадь крыла ( $\text{м}^2$ );  $CL$  - коэффициент подъемной силы.

2. Уравнение силы сопротивления:

$$D = 0,5 \times \rho \times V^2 \times S \times CD,$$

где  $D$  - сила сопротивления (Н);  $CD$  - коэффициент лобового сопротивления.

3. Формула для аспектного отношения крыла:

$$AR = \frac{b^2}{S},$$

где  $AR$  - аспектное отношение крыла;  $b$  - размах крыла (м);  $S$  - площадь крыла.

4. Формула для нагрузки на крыло:

$$\frac{W}{S} = \frac{W}{S},$$

где  $\frac{W}{S}$  - нагрузка на крыло ( $\text{Н/м}^2$ );  $W$  - взлетная масса;  $S$  - площадь крыльев.

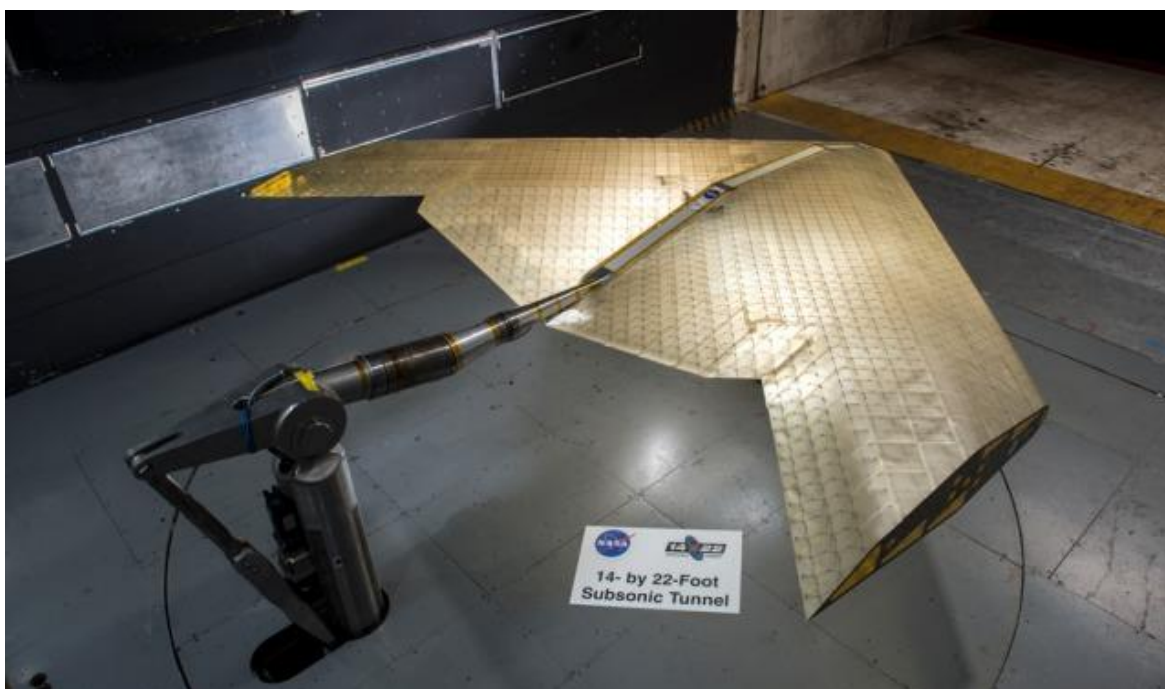


Рисунок 1: Морфируемые крылья проекта Nasa

#### Список использованных источников

- 1.Андерсон, Д. Д. (1983). [Обзор современного потока сжатия: с исторической перспективой]. *Американский ученый*, 71(1), 91–92. <http://www.jstor.org/stable/27851875>
- 2.«Основы аэродинамики» Дж. Д. Андерсона, 4-е издание, глава 2: Теория профиля крыла, стр. 51-82.
- 3.Клячко М.Д. Летные прочностные испытаний самолетов. Динамические нагрузки: Справочник / М.Д. Клячко, Е.В. Арнаутов. – М.: Машиностроение, 1984. – 120 с
- 4.Клячко М.Д. Летные прочностные испытаний самолетов. Статические нагрузки: Справочник / М.Д. Клячко, Е.В. Арнаутов. – М.: Машиностроение, 1985. – 128 с. 7.
- 5.Гудков А.И. Методы и техника летных испытаний самолетов на прочность. / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. – М.: Машиностроение, 1972. – 248 с

УДК 532.529

## УРАВНЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ С ГРАНИЧНЫМИ УСЛОВИЯМИ ДИРИХЛЕ В ТРЕХМЕРНОМ СЛУЧАЕ

Джандигулов Батырбек Нургалиевич

[easybatyr007@gmail.com](mailto:easybatyr007@gmail.com)

Научный руководитель – к.ф.-м.н., доцент Шалабаева Б.С.

Уравнение теплопроводности с граничными условиями Дирихле в трехмерном случае является классической задачей математической физики, описывающей распределение температуры в теле под воздействием теплового потока. В трехмерном случае уравнение имеет вид:

$$\frac{\partial u}{\partial t} = a^2 \nabla^2 u = a^2 \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right)$$

Где:  $u=u(x,y,z,t)$  – функция температуры в точках  $(x,y,z)$  в момент времени  $t$ .

$a^2$  – коэффициент теплопроводности материала.

Граничные условия Дирихле задают значение функции на границе области. Если область задана как  $u$  то на границе этой области  $S$  условия имеют вид:

$$u|_S = f(x, y, z, t)$$

где  $f(x, y, z)$  – заданная функция, определяющая температуру на границе области.

Так же для решения уравнения теплопроводности обычно задают начальное условие, определяющее распределение температуры в начальный момент времени:

$$u(x, y, z, 0) = u_0(x, y, z)$$

Решение такой задачи требует применения методов математической физики, таких как метод разделения переменных, метод Фурье, численные методы и др. Решение дает распределение температуры во всей области ( $u$ ) и во всем диапазоне времени, начиная с  $t = 0$ .

**Практическая польза.** Проектирование систем ОВКВ для управления температурой в автомобильной промышленности: изображение автомобильного двигателя в разрезе, показывающее температурные градиенты и такие компоненты, как радиатор и каналы подачи охлаждающей жидкости.

Теплообменник для производства энергии: Теплообменник на электростанции, демонстрирующий, как тепло передается между жидкостями с температурными градиентами.

Проектирование систем ОВКВ в инженерном деле играет огромную роль обеспечивая оптимальные условия комфорта и эффективности для зданий любого типа.

Эти изображения наглядно демонстрируют, как принципы теплопроводности применяются в практических инженерных целях для повышения эффективности и производительности в различных отраслях.