

ПАРХАЕВ ЕГОР СЕРГЕЕВИЧ

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ
АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КРЫЛЬЕВ БЕСПИЛОТНЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность: 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2020

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» «МАИ»

Научный руководитель:

Семенчиков Николай Витальевич

кандидат технических наук, доцент, профессор
кафедры «Аэродинамика летательных
аппаратов» МАИ

Официальные оппоненты:

Шевяков Владимир Иванович

доктор технических наук, начальник
департамента аэродинамических характеристик
Филиала ПАО «Корпорация «Иркут» —
«Региональные самолёты»

Корнушенко Александр Вячеславич

кандидат технических наук, начальник отдела
НИО-2, Федерального государственного
унитарного предприятия
«Центральный аэрогидродинамический
институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

Ведущая организация: АО «Российская самолетостроительная корпорация «МиГ»

Защита состоится «10» декабря 2020 года в 14:30 часов на заседании Диссертационного совета Д212.141.22 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, корпус СМ, ауд.407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и на сайте www.bmstu.ru

Автореферат разослан «___» _____ 2020. г.

Ваши отзывы в 2-х экземплярах, заверенные гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5 стр.1. МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.22

Ученый секретарь
диссертационного совета Д212.141.22,
Кандидат технических наук, доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. В настоящее время во многих странах мира создаются и успешно эксплуатируются беспилотные летательные аппараты (БПЛА) самолетной схемы, используемые как в военных, так и в гражданских целях. Размерность таких летательных аппаратов определяется массой целевой нагрузки и продолжительностью полета (минимально БПЛА должен находиться в полете несколько часов). Повышение аэродинамической эффективности БПЛА в значительной степени сказывается на его летно-технических характеристиках и способности выполнения той или иной задачи в целом. Создание оптимального облика БПЛА является одной из нерешенных проблем авиационной науки.

Аэродинамика и динамика полета указанных аппаратов имеют существенные отличия от аэродинамики и динамики полета пилотируемых летательных аппаратов. Прежде всего, это связано с тем, что полет БПЛА осуществляется при малых дозвуковых скоростях (часто в несколько десятков метров в секунду), которым соответствуют малые числа Рейнольдса $Re = 10^4 \dots 5 \cdot 10^5$. При таких числах Рейнольдса профили и крылья обладают новыми свойствами по сравнению с теми, какие они имеют при больших числах Рейнольдса. В частности, у них скачкообразно изменяется величина аэродинамического качества при переходе с докритического обтекания к закритическому, несущие свойства профилей при малых (стремящихся к нулю) углах атаки оказываются нелинейными, имеется и ряд других новых свойств. Большая продолжительность полета обуславливает необходимость использования в компоновках БПЛА крыльев, имеющих не только малоскоростные, но и высоконесущие профили. Из-за малых моментов инерции БПЛА и того, что моменты демпфирования таких ЛА соизмеримы с их статическими моментами тангажа, крена и рыскания, БПЛА могут резко изменять направление и величину скорости полета. По-существу, их полет часто является неустановившимся. При этом, может наблюдаться быстрая смена режима обтекания элементов БПЛА – переход из области докритического (ламинарного) обтекания к закритическому (турбулентному) обтеканию и наоборот. Все это влияет на изменение аэродинамических характеристик всего БПЛА и приводит к изменению динамики движения таких аппаратов.

Несмотря на то, что по рассматриваемой тематике имеется значительный теоретический и практический задел, до сих пор существует ряд нерешенных проблем. Продолжаются экспериментальные исследования по структуре ламинарно турбулентного перехода на аэродинамических поверхностях БПЛА. Одной из нерешенных до сих пор проблем является сложность и ресурсоемкость существующих вычислительных методов, которые требуют большого количества вычислительных мощностей для решения даже не самых сложных прикладных задач аэродинамического проектирования и оптимизации. Другой проблемой можно считать ограниченное количество математических и аэродинамических моделей проектирования такого рода аппаратов, с учетом специфики их режимов полета.

Из сказанного выше следует, что изучение аэродинамики элементов БПЛА при малых числах Рейнольдса и оптимизация формы элементов БПЛА является **актуальной задачей** при выборе проектных параметров таких аппаратов,

обеспечения их устойчивости и управляемости, выборе параметров их систем управления.

Целью данной работы является разработка научно-методического обеспечения (методик, алгоритмов, моделей) решения задач формирования обводов крыльев БПЛА (аэродинамического облика беспилотного летательного аппарата).

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе необходимо было решить **следующие задачи**:

1. Проанализировать достигнутый уровень аэродинамических характеристик БПЛА самолетного типа и существующих методов оптимизации и аэродинамического проектирования БПЛА.
2. Проанализировать известные результаты работ по тематике, связанной с разработкой облика БПЛА, выявить характерные особенности и проблемы разработки математических моделей и алгоритмов;
3. Разработать новые и уточнить существующие математические модели: модель оптимизации; модель параметризации крыла; аэродинамическую модель.
4. Разработать методику формирования обводов крыльев (аэродинамического облика БПЛА самолетного типа) под заданные характеристики.
5. Оценить достижимые характеристики БПЛА при существующем уровне развития технических средств реализации подобных ЛА.

Объектами исследования в данной работе являются профили и крылья БПЛА, режимы полета которых соответствуют малым числам Рейнольдса, изменяющимся в пределах 10^5 - 10^6 .

Предмет исследования в работе - современные аэродинамические и математические модели, позволяющие определять аэродинамические характеристики БПЛА с учетом специфики обтекания их элементов при малых числах Рейнольдса.

Методами исследования являются численное моделирование, - сравнительный анализ, построение математических моделей с верификацией их по характеристикам существующих беспилотных ЛА и продувкам в аэродинамических трубах (АДТ) с малой интенсивностью (степенью) турбулентности.

Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, гарантируется последовательным использованием при построении математических моделей обтекания профилей и крыльев БПЛА основных уравнений механики сплошных сред, корректностью выбора исходных ограничений и допущений при постановке задач; согласованием отдельных результатов работы с данными экспериментов в аэродинамических трубах и натурных экспериментов.

Научная новизна результатов диссертационной работы состоит в следующем:

1. Разработаны методики однокритериальной и многокритериальной оптимизации профилей крыльев БПЛА
2. Предложено введение дополнительного ограничения в виде параметра локальных неровностей, позволяющего управлять качеством получаемых в результате оптимизации контуров.
3. Разработана методика оптимизации профилей БПЛА с слаборазвитой (безщелевой) механизацией, специфичной для данного класса аппаратов
4. Предложен ряд алгоритмов и подходов, позволяющих в значительной степени сократить вычислительные затраты при удовлетворительной для практики точности

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность работы, формулируются ее тема, цель, задачи и методы исследования, отмечаются научная новизна, практическая значимость работы и основные положения, выносимые на защиту, кратко излагается содержание работы по главам. Рассмотрены предпосылки исследования аэродинамики беспилотных летательных аппаратов. Рассматриваются области применения подобных ЛА.

Глава 1 содержит обзор и анализ текущего состояния исследований по выбранной тематике применительно как к малоразмерным беспилотным летательным аппаратам, так и к пилотируемым аппаратам. Акцентировано внимание на современных разработках и на уровне достигнутых ими технических результатов. Рассмотрены перспективные методы аэродинамического проектирования профилей и крыльев, разрабатываемые в различных странах мира. Проведен анализ существующих работ по проблемам аэродинамики указанного типа аппаратов.

В главе 2 формулируется постановка задачи оптимизации профилей крыльев БПЛА с учетом различных критериев. Рассматриваются основные подходы, методики и техники, используемые при решении данной задачи. Представлены примеры численных решений задач оптимизации профилей в однокритериальной постановке. Изложены основные проблемы однокритериальной оптимизационной задачи, предложены пути увеличения эффективности процесса оптимизации.

В работе построен прямой метод численной оптимизации профиля. Его обобщенная структурная схема приведена на Рис. 1.

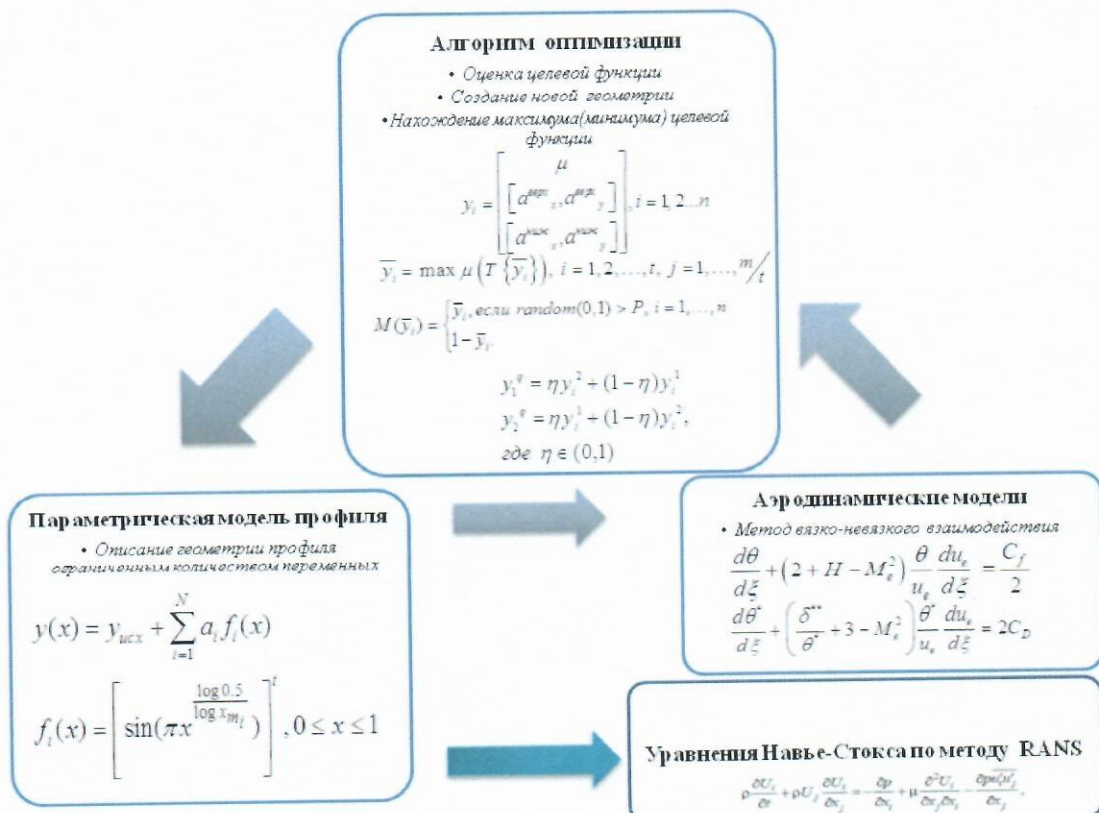


Рис. 1. Блок-схема прямого метода численной оптимизации

При таком подходе необходимо проводить расчет параметров обтекания и аэродинамических характеристик целого массива профилей, поэтому при выборе аэродинамической модели в работе было отдано предпочтение эффективному и экономичному методу и алгоритмам, в которых учитываются все особенности обтекания профиля крыла при малых числах Рейнольдса (эффекты ламинарно-турбулентного перехода и отрывные явления). Расчет параметров пограничного слоя осуществлялся по средствам метода вязко-невязкого взаимодействия, а параметры ламинарно-турбулентного перехода рассчитывались исходя из модели теории устойчивости, по которой усиление волн Толмиена-Шлихтинга происходит пропорционально экспоненте в заданной степени. Данная методология хорошо подходит для вычислений аэродинамических характеристик профиля крыла в контексте задачи оптимизации, так как не требует большого количества вычислительных ресурсов.

Также был рассмотрен целый ряд различных техник параметризации контуров и сформулированы критерии выбора той или иной параметризации.

При выборе параметрической кривой для решения задачи оптимизации профиля крыла:

- необходимо использовать как можно меньшее количество переменных проектирования, при котором возможно совпадение распределений давления исходного и интерполируемого контуров;
- параметрическая кривая должна обеспечивать возможность получения практически реализуемых профилей (во многом это осуществляется за счет наложения дополнительных ограничений, например, условие отсутствия самопересечения дуг или ограничение толщины задней кромки)
- необходимо обеспечить гладкость кривой контура профиля;
- кривая должна обеспечивать аппроксимацию широкого класса профилей (вогнутых, выпуклых, S-образных).

В частности, в качестве параметрической функции, удовлетворяющей приведенным выше требованиям, была использована следующая функция:

$$y(x) = y_{\text{исх}} + \sum_{i=1}^N a_i f_i(x), \quad f_i(x) = \left[\sin(\pi x^{\beta_i}) \right]^t, \quad 0 \leq x \leq 1, \quad \beta_i = \frac{\ln(0.5)}{\ln(x_{m_i})}$$

где a_i - переменная, амплитуда параметрической функции, $y(x)$ -набор точек, образующих профиль с соответствующими координатами $[x, y]$, $0 < x_m < 1$ - положение максимума функции $f(x)$, t -переменная фазы параметрической функции.

Геометрия профиля изменяется с помощью восьми параметрических функций, из которых четыре применяются для верхней и четыре для нижней дужки контура профиля ($N=4$), каждая из которых обладает тремя степенями свободы (a, t, x_m). Таким образом, суммарно параметризация профиля представляет собой пространство из 24 переменных.

Для подтверждения работоспособности выбранной параметрической модели профиля был проведен ряд численных экспериментов. Было показано, что выбранное количество переменных является достаточным для точного воспроизведения геометрии профиля. Распределение отклонения ординат профиля

$\delta = \sum [\overline{y_{исх}} - \overline{y_{аппрокс}}]$, где $\overline{y_{исх}}$ - относительная ордината исходного профиля, $\overline{y_{аппрокс}}$ - относительная ордината параметрического профиля крыла показано на Рис. 2:

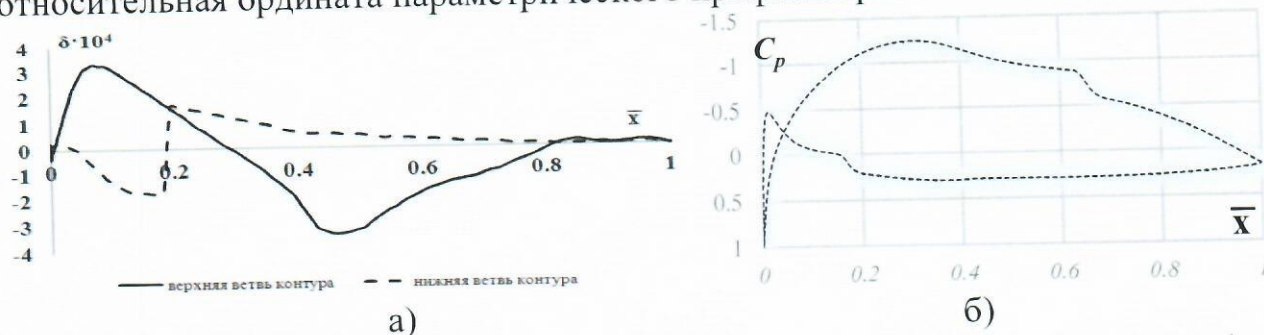


Рис. 2. Оценка точности аппроксимации параметрического контура: а) оценка отклонения ординат исходного контура от аппроксимированного; б) сравнение распределений давления исходного аппроксимируемого контуров

При точности аппроксимации $\delta < |\pm 5 \cdot 10^{-4}|$ контура влияния на распределение давления по профилю крыла отмечено не было, и как следствие и на величины аэродинамических коэффициентов профиля.

В одном из примеров (Рис.3) в качестве критерия оптимизации был выбран коэффициент подъемной силы:

$$\min F(X) \equiv \left(\frac{1}{C_{ya}} \right)_{\alpha=12^\circ} \Big|_{Re=2 \cdot 10^5}$$

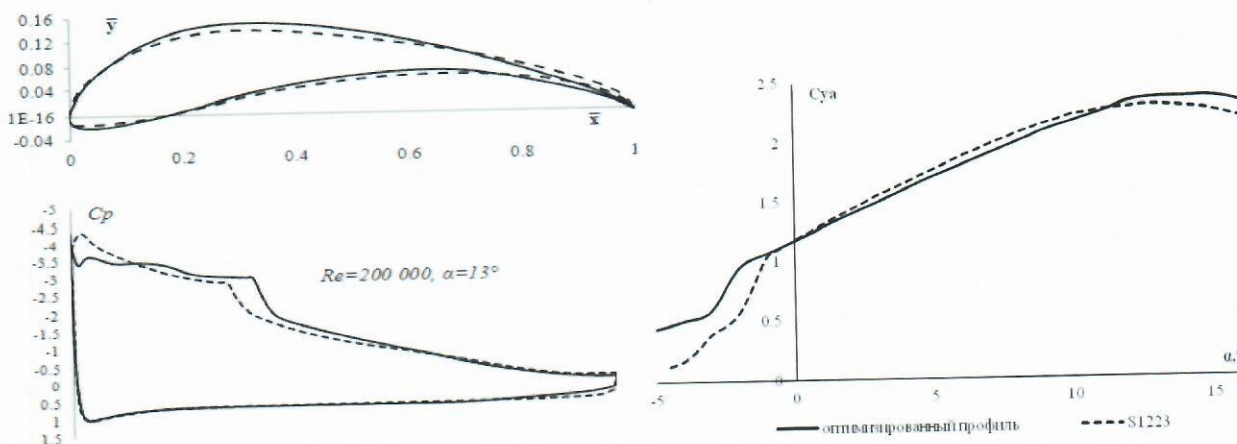


Рис. 3 Сравнение контуров и аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного профилей по критерию увеличения коэффициента подъемной силы

На Рис. 3 представлены сравнения контуров исходного и оптимизированного профилей, а также приведены сопоставления распределений коэффициентов давления $C_p = f(\bar{x})$ и $C_{ya} = f(\alpha)$. Видно, что основные изменения контура профиля имеют место при $\bar{x} > 0.28$, а коэффициент подъемной силы оптимизированного профиля на 5% больше аналогичного коэффициента исходного профиля в диапазоне изменения углов атаки $\alpha > 11^\circ$. Сопоставление величин коэффициентов давления оптимизированного и исходного профилей позволяет сказать, что прирост коэффициента подъемной силы вызван, в основном, таким изменением верхней ветви контура профиля, при котором увеличивается ламинарный участок пограничного слоя от $\bar{x} = 0.28$ до $\bar{x} = 0.32$ и в тоже время за счет чуть большей

кривизны профиля растет перепад давления между нижней и верхней ветвями контура профиля.

В результате проведенных исследований были сделаны следующие выводы по однокритериальной оптимизации:

1. Оптимизация профиля по тому или иному аэродинамическому критерию (независимо от его вида) происходит во многом за счет полного или частичного устранения области местного отрыва около верхней дужки профиля, тем самым приближая распределение давления по ней к распределению при безотрывном обтекании профиля идеальным (невязким) потоком.
2. Устранить местный отрыв удастся только в очень узком диапазоне углов атаки.
3. Полученные профили становятся “ламинированными”, то есть со смещенной назад по потоку точкой перехода. Геометрически это достигается за счет малой кривизны верхней дужки профиля. У получающихся в результате такой оптимизации профилей, незначительное изменение угла атаки может приводить к резкому ухудшению аэродинамических характеристик профиля.

Вышеизложенные выводы были подтверждены результатами визуализации с использованием RANS-модели, представленными на Рис.5 и Рис.6, также результатами сравнения распределения коэффициента трения по верхней дужке профиля на Рис. 4.

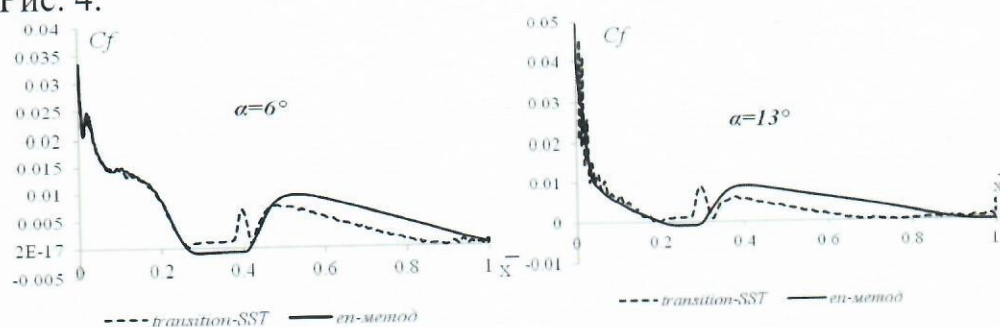


Рис. 4 Сравнение распределений коэффициента трения по верхней дужке

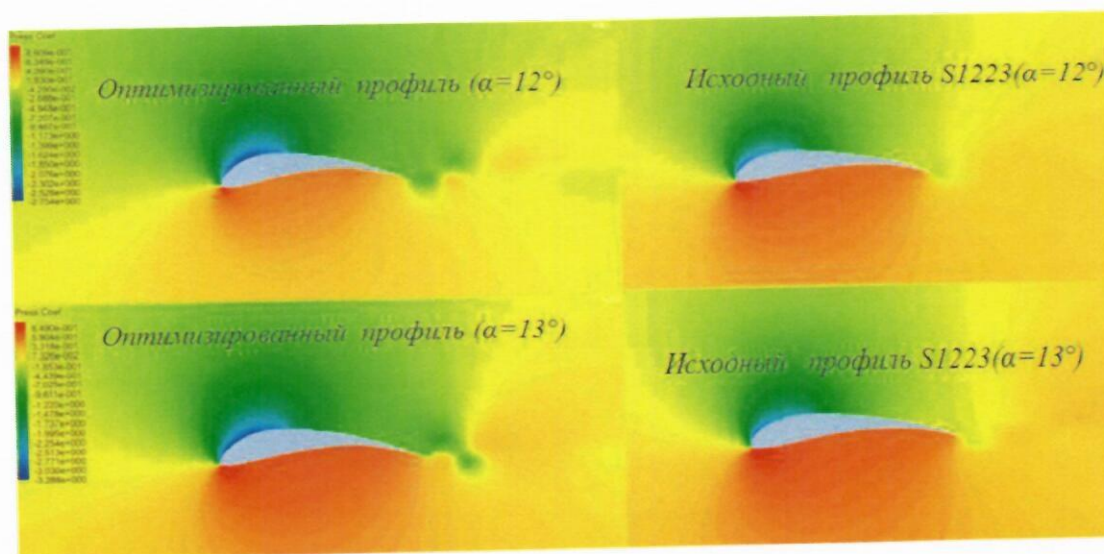


Рис. 5 Визуализация коэффициента давления исходного и оптимизированного профилей

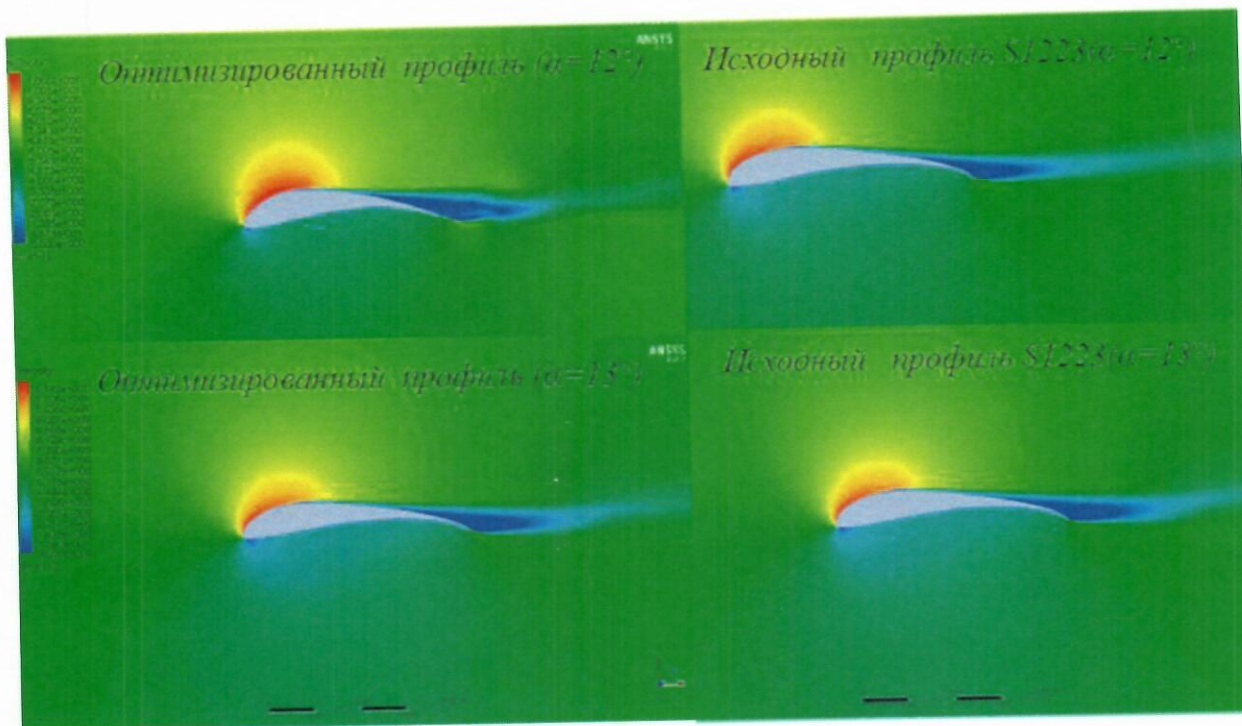


Рис. 6 Визуализация поля скоростей вокруг исходного и оптимизированного профилей

В главе 3 приведены решения оптимизационной задачи в многокритериальной постановке. Было показано, что проблемы, возникшие при однокритериальной оптимизации, отчасти сохранились - аэродинамические характеристики оптимизированного профиля все еще имеют очень локальную эффективность. Отмечено, что сама постановка задачи многокритериальной оптимизации приводит к тому, что параметрическая модель стремится к локальному удовлетворению каждого из множества заданных критериев.

С целью устранения локальных неровностей было предложено ввести ограничение $K = K(x, y)$ - локальное изменение кривизны, функция

сглаживания кривой, где $K = \frac{1}{R_x}$, а R_x - это местный радиус кривизны на

профиле. Примеры решения задачи оптимизации профиля крыла с учетом предложенного ограничения даны на Рис. 7 и Рис. 8. Оптимизация проходила для целевой функции вида:

$$\min F(X) \equiv \frac{1}{6} \left\{ \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}_{\alpha=0^\circ}} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}_{\alpha=2^\circ}} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}_{\alpha=4^\circ}} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}_{\alpha=6^\circ}} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}_{\alpha=8^\circ}} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}_{\alpha=10^\circ}} \right\} \Big|_{Re=2 \cdot 10^5}$$

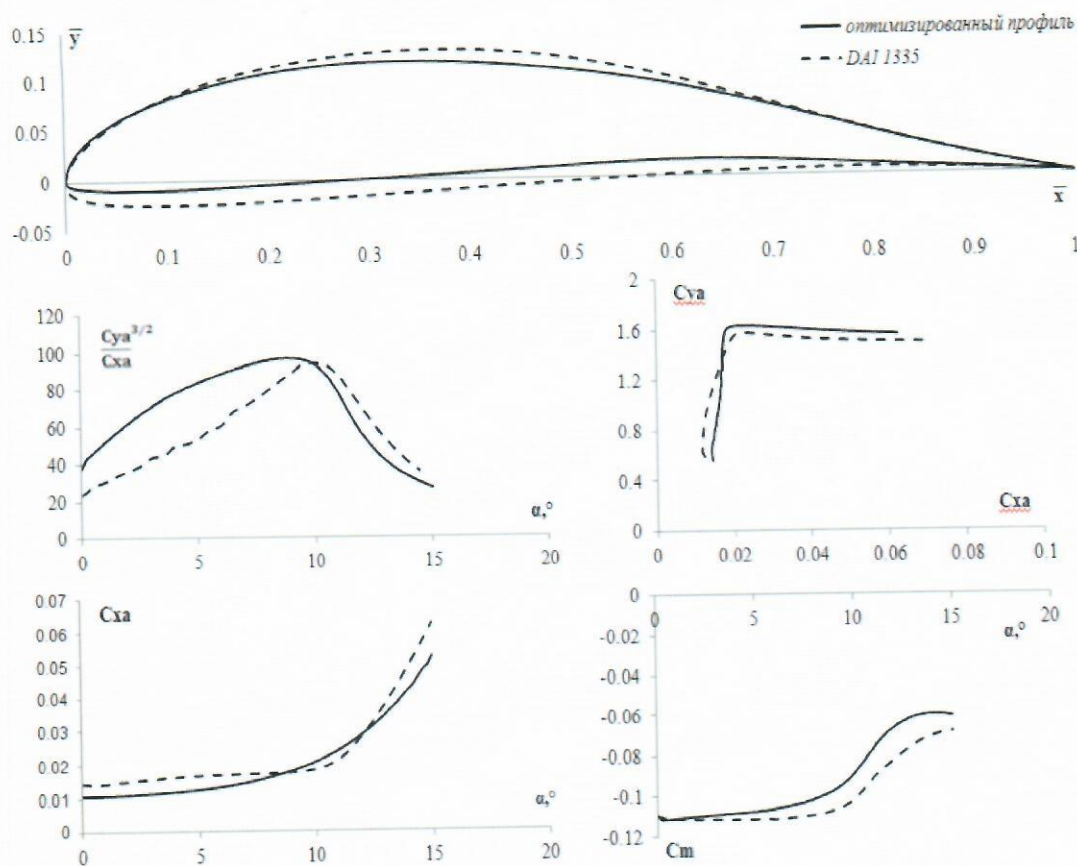


Рис. 7. Сравнение аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного профилей

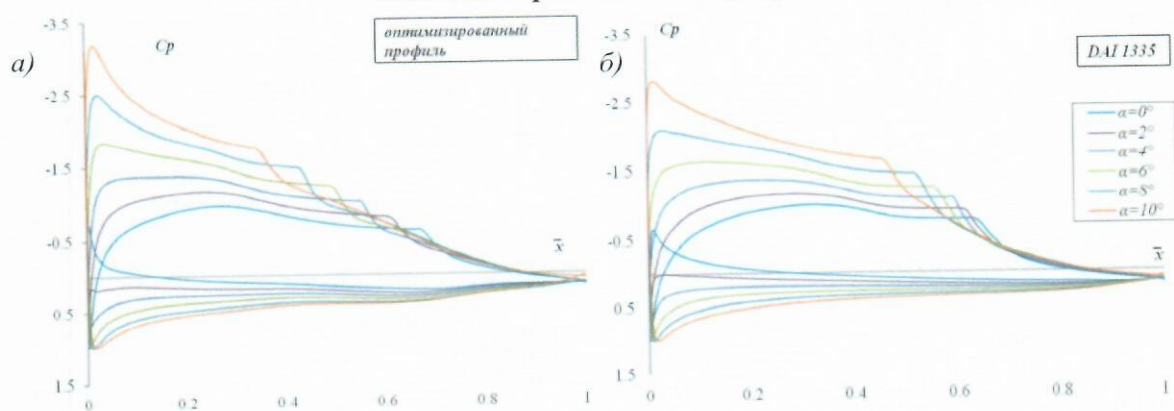


Рис. 8. Сравнение распределений давлений исходного(б) и оптимизированного(а) профилей при различных углах атаки

Сравнивая в представленные в примере распределения давления по контурам исходного и оптимизированного профилей, можно сделать вывод о том, что при каждом угле атаки в том и другом случаях верхняя дужка профилей обтекается с отрывом потока и образованием «отрывного пузыря». Однако в случае оптимизированного профиля его размер в направлении потока меньше, чем у исходного профиля. Соответственно меньше и связанное с отрывом сопротивление давления, что и приводит к увеличению коэффициента мощности в диапазоне углов атаки $\alpha = 0...10^\circ$ (Рис. 7). Видно, что профиль, полученный в результате многокритериальной оптимизации, обладает улучшенными в широком диапазоне

углов атаки характеристики, в отличие от исходного профиля и оптимального профиля, найденного в результате однокритериальной оптимизации.

Таким образом многокритериальный подход позволяет в той или иной степени получить более работоспособные на практике профили.

С целью верификации полученных результатов оптимизации с аэродинамической моделью данной работы было проведено сравнение аэродинамических характеристик найденного профиля с характеристиками этого профиля, полученными численным методом с использованием модели турбулентности transition-SST(модель Лантри-Ментера). Была получена хорошая качественная и удовлетворительная количественная сходимость (Рис.9).

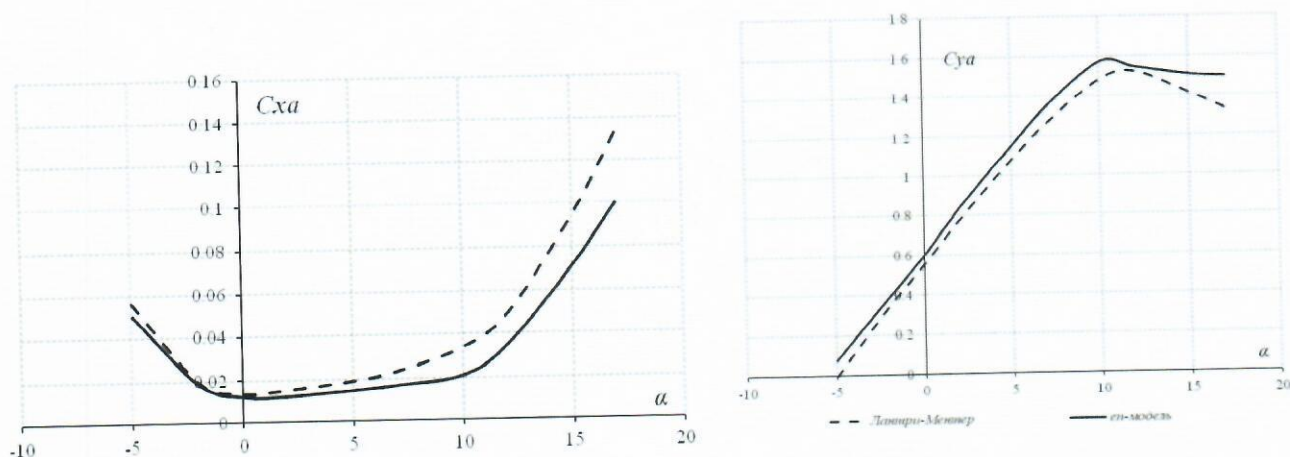


Рис. 9. Сравнение аэродинамических характеристик профиля крыла при использовании различных аэродинамических моделей

Также были приведены результаты оптимизации профилей крыльев БПЛА оснащенных механизацией (флапероном). При сравнении механизированного профиля и профиля без механизации было показано, что при равных значениях коэффициента подъемной силы механизированный профиль имеет меньшее аэродинамическое сопротивление за счет меньших относительных величин толщины и вогнутости профиля. Результаты, демонстрирующие данный вывод показаны на Рис. 10.

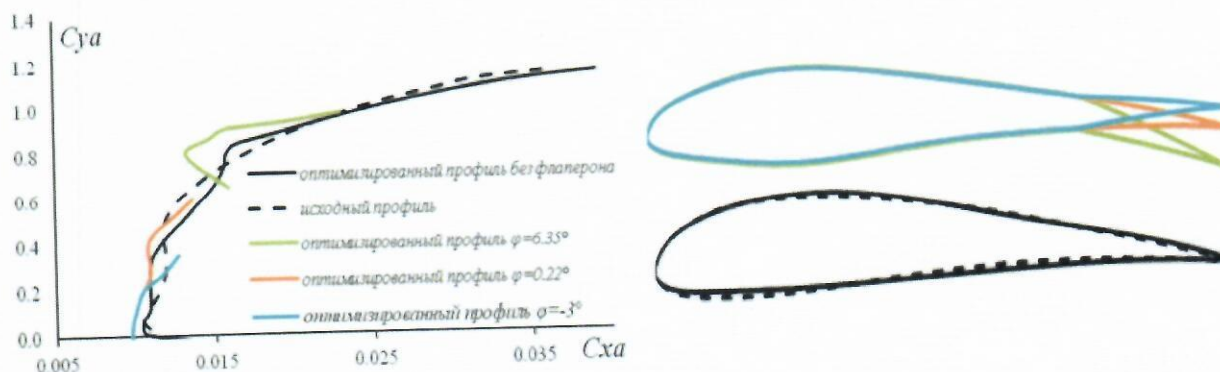


Рис. 10 Сравнение результатов оптимизации профилей крыла

Результаты показывают, насколько выгодным может быть использование флаперона, если целью является увеличение аэродинамической эффективности крыла в широком диапазоне режимов полета.

Большинство современных постановок задач оптимизации не подразумевает учет влияния изменения полетного диапазона чисел Re . Поэтому целью данного раздела явилась адаптация и модификация разработанных ранее методов аэродинамической оптимизации с учетом специфики режимов полета БПЛА. На Рис. 11 продемонстрированы результаты оптимизации при постановки задачи с учетом влияния полетного числа Re .

$$\min F(X) \equiv \frac{1}{4} \left\{ \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}_{Re=192733} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}_{Re=122648} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}_{Re=87606} + \frac{C_{xa}}{C_{ya}^{3/2}}_{Re=52563} \right\} \Big|_{Re\sqrt{C_{ya}}=58 \cdot 10^3}$$

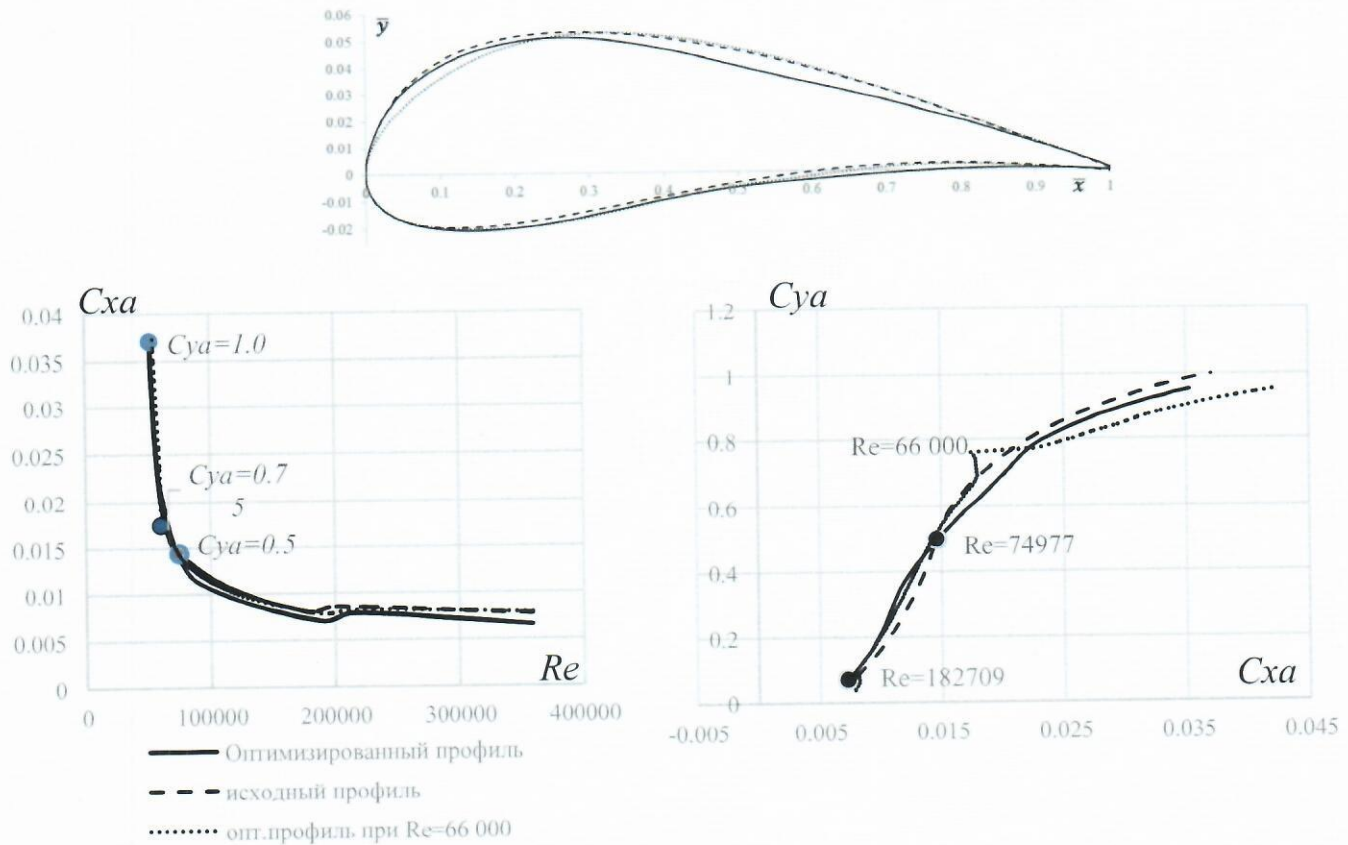


Рис. 11 Сравнение аэродинамических характеристик исходного и оптимизированного профилей

С использованием нового ограничения был произведен переход к многокритериальной задаче, что позволило качественно улучшить результат, а также предложенное ограничение позволило перейти к трехмерной постановке задачи, при этом впервые оптимизация была произведена не просто в широком диапазоне коэффициентов подъемной силы, но и в широком диапазоне чисел Рейнольдса. Использование критерия оптимизации в виде $Re\sqrt{C_{ya}}$ позволило неявно учесть нагрузку на крыло выбранного аппарата и оптимизировать профиль крыла с ее учетом.

В главе 4 изложен алгоритм аэродинамической оптимизации несущих поверхностей беспилотных летательных аппаратов, режимы полета которых находятся в области критических чисел Рейнольдса. В основе алгоритма лежит численная оптимизация формы сечений крыла, для которой исходными данными

являются результаты аэродинамического расчета трёхмерной модели, а именно распределений коэффициента подъемной силы по размаху крыла. Трёхмерная аэродинамическая модель была реализована по средствам панельного метода. Оптимизация профилей крыла проводилась с помощью метода, рассмотренного в главе 3 и дополненного рядом геометрических ограничений. Алгоритм заключается в следующем:

1. В качестве исходных данных для решения задачи оптимизации задается форма крыла конечного размаха в виде сверху и функции распределения по размаху толщины $c = c(z)$ и крутки $\varphi = \varphi(z)$, и также соответствующая полетному режиму скорость полета V_∞ .
2. Затем производится аэродинамический расчет крыла, в котором индуктивное сопротивление вычисляется с помощью панельного метода, а профильное сопротивление в каждом сечении крыла вычисляется с помощью метода двумерного вязко-невязкого взаимодействия, изложенного в главе 2. Коэффициент профильного сопротивления всего крыла в таком случае определяется соотношением $C_{xap} = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{l/2} C_{xap_{сеч}} b_l dz$, где $C_{xap_{сеч}}$ – коэффициент сопротивления сечения крыла. Расчет проводится в безотрывной области обтекания крыла, то есть в диапазоне углов атаки $\alpha = -5^\circ \dots 10^\circ$. Результатом расчета является набор распределений циркуляции $\Gamma = \Gamma(z)$ при разных углах атаки. С помощью уравнения связи $\Gamma(z) = C_{ya} V_\infty b(z) / 2$ определяются коэффициенты $C_{ya} = C_{ya}(z)$.
3. После этого задается полетный коэффициент подъемной силы крыла $C_{ya_{пол}}$, при котором необходимо оптимизировать аэродинамические характеристики крыла по выбранному критерию оптимизации, например, по критерию максимального качества. Считаем, что исходное и оптимизированное крыло создают одинаковую подъемную силу, то есть $C_{ya_{опт}} = C_{ya_{исх}}$. Ввиду того, что распределение коэффициентов подъемной силы $C_{ya}(z)$ по размаху крыла представляет собой кривую, по форме близкую к эллипсу, то контрольные сечения $z \dots z_i$ по размаху крыла необходимо выбирать таким образом, чтобы большая часть сечений была сконцентрирована на концевой части крыла от 50 до 100 % его размаха. Из опыта вычислений следует, что таких сечений должно быть не менее пяти.
4. Далее для выбранных сечений и соответствующим им набору профилей с координатами $y_i = y(x)$, расположенных в различных сечениях с координатами $z \dots z_i$, решается задача оптимизации при соответствующих им значениях локального коэффициента подъемной силы крыла $C_{ya}(z_i)$. Находится минимум целевой функции $\min F(X) \equiv \min C$ при заданных ограничениях. Таким путем минимизируется коэффициент сопротивления крыла в каждом его сечении. Результатом будет являться набор оптимизированных контуров, из которых формируется новое, оптимизированное крыло.

5. Далее осуществляется переход к шагу № 2 и продолжается новый цикл до выполнения критерия остановки процесса оптимизации. Критерием является значение градиента целевой функции.

В работе приведены примеры оптимизации как с ограничением по коэффициенту момента тангажа $Mza_{ont} \geq Mza_{исх}$, так и без него $Mza_{ont} > -\infty$.

Был рассмотрен простейший случай оптимизации крыла с удлинением $\lambda=5$ прямоугольной формы в плане и с симметричными профилями NACA0008 в корневой части крыла и NACA 0005 в концевой. В качестве ограничений было задано линейное распределение толщины в корневой части крыла $\bar{c}_{0.25} = 0.08$ и в концевой $\bar{c}_{0.25} = 0.05$, а также ограничение по задней кромке всего крыла $\bar{c}_{зк} = 0.02$. Ввиду прямоугольной формы в плане крыла число $Re=200000$ по размаху крыла не изменяется. Ограничение по коэффициенту момента тангажа не применялись, то есть $Mza_{ont} > -\infty$. Оптимизация профилей крыла проводилась в шести его сечениях, расположенных по размаху, как показано на Рис. 13. Необходимо было найти минимум целевой функции по критерию минимального коэффициента сопротивления крыла: $minF(X) \equiv min Cxa$, при $Cya_{пол} = 0.35$. Результаты оптимизации и изменения аэродинамических коэффициентов крыла показаны на рис. 12.

Рассмотрено применение предлагаемой методики для решения практических задач - оптимизация БПЛА, скомпонованного по схеме летающее крыло. Оптимизация проводилась по критерию максимального аэродинамического качества.

Была также проведена оптимизация по критерию минимального коэффициента сопротивления $minF(X) \equiv min Cxa$, при $Cya_{пол} = 0.35$.

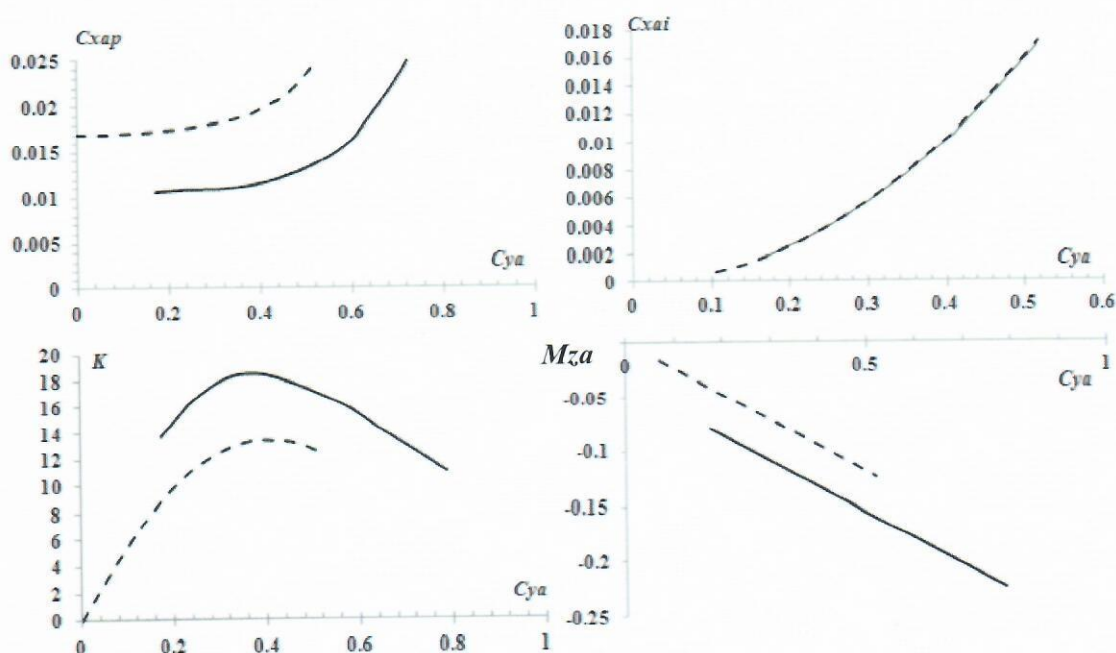


Рис. 12 Сравнение аэродинамических коэффициентов исходного (пунктирная линия) и оптимизированного (сплошная линия) крыльев

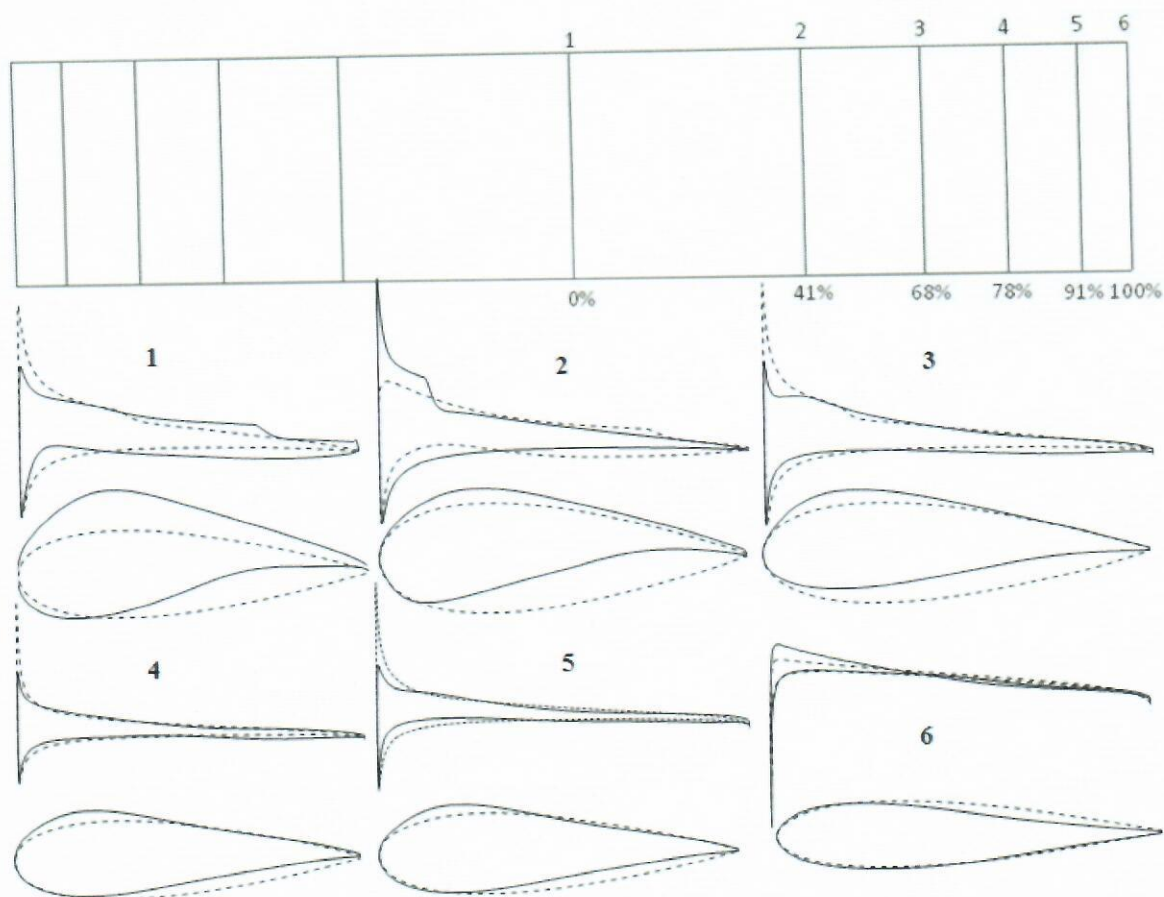


Рис. 13. Сравнение распределений давления по сечениям исходного (пунктирная линия) и оптимизированного (сплошная линия) крыльев

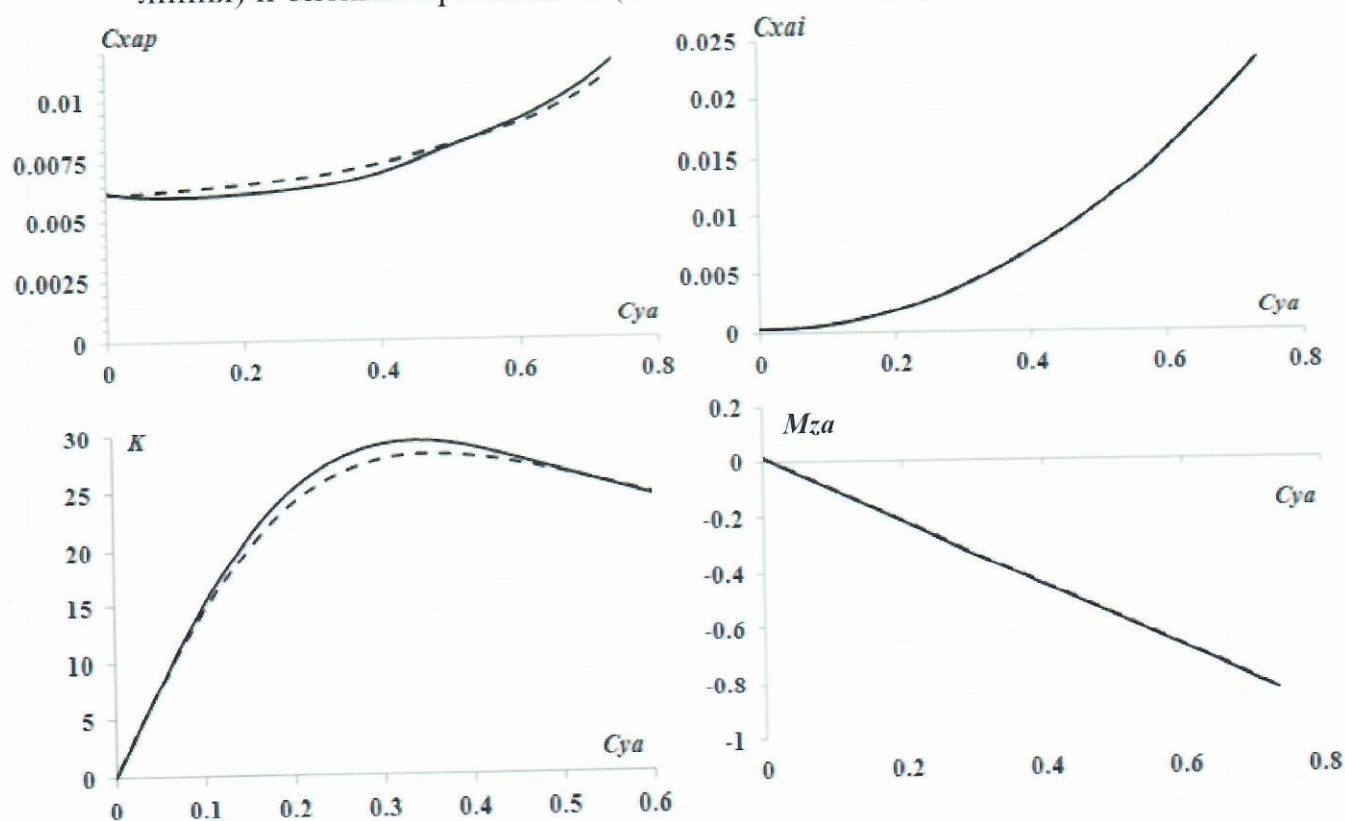


Рис. 14. Сравнение аэродинамических характеристик исходного (пунктирная линия) и оптимизированного (сплошная линия) крыльев

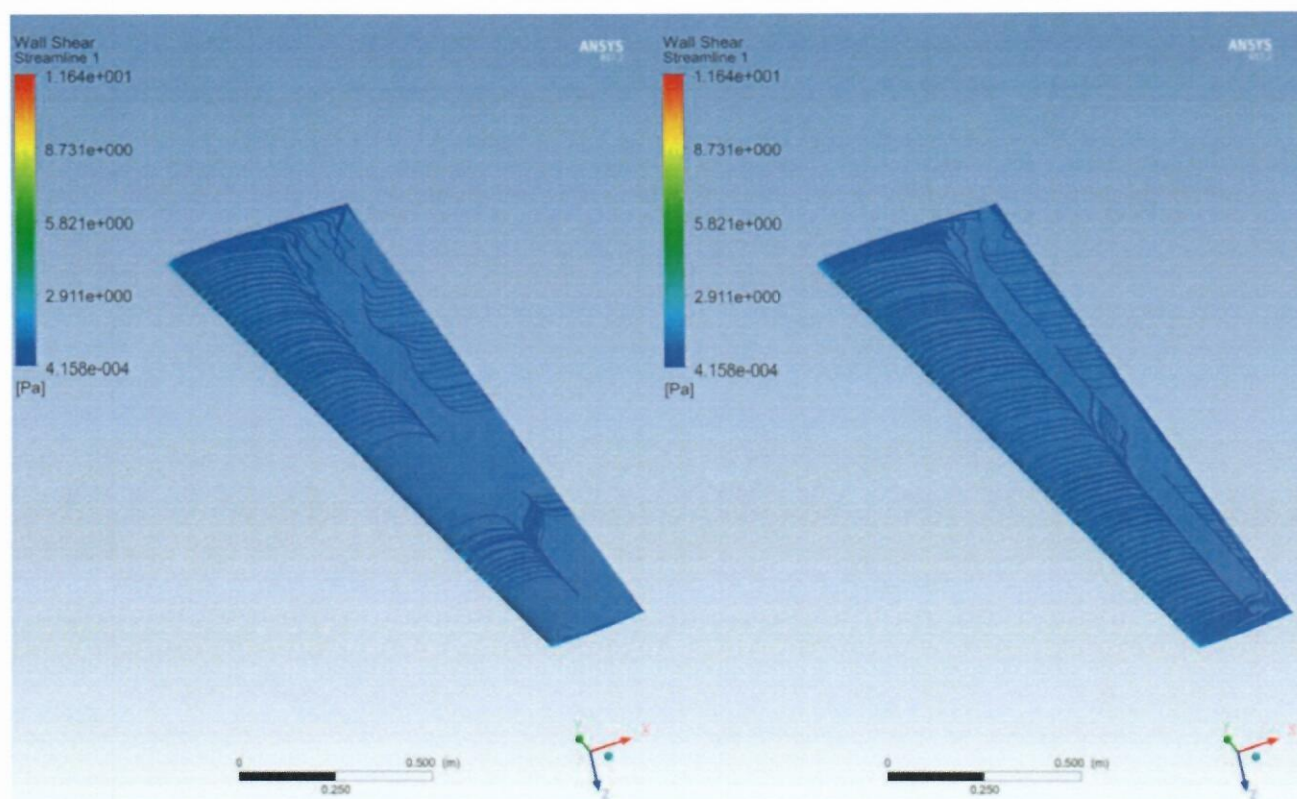


Рис. 15 Сравнение картин обтекания исходного(слева) и оптимизируемого(справа) крыльев.

Показано, что при ограничении по коэффициенту момента и геометрическим параметрам исходного крыла в процессе оптимизации удастся снизить профильное сопротивление крыла, за счет минимизации профильного сопротивления, связанного с образованием ламинарно-турбулентного перехода с образованием отрыва, тем самым повышая аэродинамическую эффективность крыла. Причем выигрыш в аэродинамическом качестве крыла составляет 5-10%.

Показано, что при оптимизации в отсутствии ограничения по коэффициенту момента удастся получить больший выигрыш (больше 10%) в аэродинамическом качестве. Увеличение качества происходит за счет изменения срединной поверхности крыла, и как следствие изменения коэффициента момента. В таком случае распределение коэффициента подъемной силы $C_{ya}(z)$ отклоняется от исходного.

Также была проведена оценка вычислительной эффективности и сравнительный анализ различных методик оптимизации. Было показано, что для случая оптимизации крыла беспилотника прямоугольной формы в плане с использованием метода RANS, при достаточно грубой сетке (0.5 миллиона ячеек и $y^+ = 31$) было задействовано 32 процессорных ядрах (Intel Xeon E5-2680 v3 с тактовой частотой 2,5 ГГц), при этом было просчитано всего лишь 79 вариаций геометрии, что заняло 30 часов расчетного времени. С использованием же предложенного подхода в рамках модели вязко-невязкого взаимодействия достаточно 2х ядер подобного процессора и не более 6 часов расчетного времени.

Основные результаты работы.

1. Предложен алгоритм оптимизации профилей крыла БПЛА. Метод реализован в однокритериальной и многокритериальной постановках. Предложено новое ограничение по радиусу кривизны ветвей аэродинамического контура профиля. Предложено решение задачи оптимизации профиля крыла с малоразвитой механизацией. В рамках предложенного алгоритма внедрена корректировка постановки задачи оптимизации с учетом изменения числа Рейнольдса в зависимости от скорости полета.

2. Проведена верификация всех полученных профилей с использованием RANS-подхода. Результаты сравнения показали хорошую качественное совпадение и удовлетворительное количественное в пределах 5 %.

3. Разработана серия новых крыльевых профилей, оптимизированных по различным аэродинамическим критериям.

4. Разработана методика оптимизации крыла БПЛА. Показано, что при ограничении по коэффициенту момента и геометрическим параметрам исходного крыла в процессе оптимизации удастся снизить профильное сопротивление крыла, за счет минимизации профильного сопротивления, связанного с образованием ламинарно-турбулентного перехода с образованием отрыва, тем самым повышая аэродинамическую эффективность крыла.

5. С помощью разработанных методик оптимизации получены серии новых крыльевых профилей и крыльев БПЛА, оптимизированных по различным аэродинамическим критериям.

6. Было показано, что предложенный алгоритм требует примерно в 10 раз меньшее количество вычислительных ресурсов (2 ядра процессора с тактовой частотой 2.5 ГГц) при сравнении с методами оптимизации основанными на RANS-подходах.

Список публикаций по теме диссертационной работы

1. Пархаев Е.С., «Оптимизация формы профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата,» в *Инновации в авиации и космонавтике*, Москва, 2014. С.55-56 (0,12 п.л./0,0625 п.л.)
2. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В., «Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата,» *Электронный журнал "Труды МАИ"*, № 80, URL:<http://trudymai.ru/published.php?ID=56884>, 2015. (0,5 п.л./0,25 п.л.)
3. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В., «Методика Аэродинамической оптимизации крыльев малоразмерных беспилотных летательных аппаратов,» *Вестник Московского Авиационного Института*, Т.25, № 3, 2018. С.7-16. (1,0 п.л./0,5 п.л.)
4. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В., «Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата //13-я международная конференция «Авиация и Космонавтика-2014». Москва. Тезисы.-СПб. Мастерская печати С.68-69. (0,12 п.л./0,06 п.л.)
5. Пархаев Е.С. «Аэродинамическое проектирование профиля крыла беспилотного летательного аппарата малой размерности// Тезис доклада на

- конференции « Научные чтения памяти К.Э. Циолковского-2015», Калуга, Издательство «Эйдос», 2015 С.202-203. (0,06 п.л.)
6. Пархаев Е.С. «Проектирование и оптимизация крыла с механизацией в приложении для беспилотного летательного аппарата. //15-я международная конференция «Авиация и Космонавтика-2016». Москва, 2016. Тезисы.- Типография «Люксор». С.61-62(0,06 п.л.)
 7. Пархаев Е.С. «Методика оптимизации крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата//16-я международная конференция «Авиация и Космонавтика-2017». Москва. Тезисы.- Типография «Люксор» С.52-53. (0,06 п.л.)
 8. Пархаев Е.С. «Оптимизация крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата»//XLII международная конференция «Гагаринские чтения-2016». Москва. Сборник тезисов докладов том 3.- Издательство «Каллиграф» С.335. (0,06 п.л.)
 9. Пархаев Е.С. «К аэродинамическому проектированию и оптимизации крыла беспилотных летательных аппаратов //XLIII международная молодежная научная конференция “Гагаринские чтения-2017”. Москва, 2017. Сборник тезисов докладов.- Издательство «Каллиграф». С.18. (0,06 п.л.)
 10. Сергеева Н.И., Пархаев Е.С. «Исследование аэродинамических характеристик крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата с использованием RANS-метода, дополненного различными моделями турбулентности //XLV международная молодежная научная конференция “Гагаринские чтения-2019”. Москва, 2019. Сборник тезисов докладов.- Издательство «Каллиграф». С.11. (0,06 п.л.)
 11. Сергеева Н.И., Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В «Оптимизация формы аэродинамических профилей при малых числах Рейнольдса с помощью пакета прикладных программ Ansys//18-я международная конференция «Авиация и Космонавтика-2019». Москва. Тезисы.- Типография «Люксор» С.31. (0,06 п.л.)
 12. Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В., «Методика оптимизации профилей крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата». XLIV Академические чтения по космонавтике.: Тез. докл. Всерос. конф. Москва. 2020. С. 773-774. (0,06 п.л.)