Федеральное государственное автономное образовательное учреждение

## высшего образования

«Национальный исследовательский Томский государственный университет»

На правах рукописи

Conela

Степанов Кирилл Александрович

# ОПТИМИЗАЦИЯ ФОРМЫ КРЫЛЬЕВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ УРАВНЕНИЙ НАВЬЕ–СТОКСА

01.02.05 – Механика жидкости, газа и плазмы

Диссертация на соискание учёной степени кандидата физико-математических наук

Научный руководитель

доктор физико-математических наук,

старший научный сотрудник

Тимченко Сергей Викторович

## Оглавление

ВВЕДЕНИЕ	4
Глава 1 Краткий обзор работ по исследованию беспилотных летательных	
аппаратов	11
Глава 2 Математическая постановка задачи	25
2.1 Параметризация поверхности крыла	27
2.2 Математическая модель обтекания летательного аппарата	30
2.3 Численный метод решения уравнений Навье-Стокса	31
2.4 Метод оптимального поиска	33
2.5 Выводы по главе 2	38
Глава 3 Верификация метода оптимизации на примере крыльев	
конкретных трансзвуковых самолетов	39
3.1 Оптимизация крыла самолета Dornie–728	39
3.2 Оптимизация крыла самолета Boeing-737	44
3.3 Оптимизация крыла самолета G-50	48
3.4 Проведение систематического сравнительного анализа исходных	
и оптимальных крыльев	51
3.4.1 Сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев	
самолета Dornie–728	51
3.4.2 Сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев	
самолета Boeing-737	54
3.4.3 Сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев	
самолета G-150	56
3.4.4 Исследование влияния аэродинамических параметров на	
оптимальную форму крыла и его аэродинамические	
характеристики	58
3.5 Выводы по главе 3	62

Глава 4 Оптимизация трехмерного крыла беспилотного летательного	64
аппарата	
4.1 Расчет аэродинамических характеристик изолированного	
трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата начальной	
формы	64
4.2 Оптимизация изолированного трехмерного крыла беспилотного	
летательного аппарата	77
4.3 Исследование устойчивости оптимального изолированного	
трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата к его	
начальной форме	88
4.4 Расчет аэродинамических характеристик полной трехмерной	
компоновки крыло-фюзеляж беспилотного летательного аппарата	
начальной формы	100
4.5 Оптимизация крыла беспилотного летательного аппарата в	
полной трехмерной компоновке крыло-фюзеляж с учетом	
конструктивных параметров и конструктивных	
ограничений	121
4.6 Выводы по главе 4	133
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	135
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	137

### введение

#### Актуальность темы

Актуальность темы исследования определяется необходимостью разработки новых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которые в настоящее время находят все более широкое гражданское и военное применение. Цель работы разработке состоит В технологии автоматического оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов основе на высокоточного математического моделирования на суперкомпьютерных вычислительных кластерах в широком диапазоне изменений условий полета и оптимизируемых конфигураций геометрической сложности с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений. При этом задачей аэродинамического проектирования является достижение оптимальной аэродинамической формы, доставляющей минимум полного сопротивления летательного аппарата с учётом многочисленных ограничений на форму его поверхности и на его аэродинамические характеристики.

Тема исследования отвечает потребностям, обусловленным требованиями к научным исследованиям в области разработки новых БПЛА, и учитывает возможности современного уровня математических методов и вычислительных технологий.

Данная технология позволит осуществить переход с традиционного подхода "проб и ошибок" на новые технологии на основе точных и вычислительно– эффективных современных алгоритмов аэродинамического анализа и глобальных методов автоматического оптимального поиска с использованием многоуровневой параллелизации вычислительного потока на суперкомпьютерных вычислительных кластерах.

Степень разработанности темы исследования. В настоящее время разработка методов оптимального аэродинамического проектирования ведется рядом исследовательских коллективов. Среди них можно указать исследователей из Станфордского университета в США [1], [2],• французских ученых проф. В.

Mohammadi и проф. О. Pironneau со своими учениками [3-4], специалистов из DLR (German Aerospace Center) в Германии [5-6])

Отметим, что основной подход этих коллективов основан на использовании различных вариантов градиентного метода. Основным слабым местом этого подхода является локальный характер поиска оптимальной геометрии и трудности с удовлетворением большого количества ограничений на оптимальное решение, которые являются решающими для применения этих методов для решения реальных задач промышленного аэродинамического проектирования.

В России можно отметить ученых из ЦАГИ А.Л. Болсуновского, Н.П. Бузоверю и др. При этом необходимо отметить, что работ посвященных трехмерному

Цель диссертационной работы заключается в разработке и апробировании методологии оптимизации формы крыльев БПЛА при помощи генетических алгоритмов на основе численного решения полных уравнений Навье-Стокса в широком диапазоне изменений условий полета и геометрической сложности конфигураций с учетом конструктивных оптимизируемых параметров И ограничений. конструктивных При этом задачей оптимизации является достижение оптимальной аэродинамической формы, доставляющей минимум полного сопротивления летательного аппарата с учётом многочисленных ограничений на форму поверхности его И на его аэродинамические характеристики.

Объектом исследования является обтекание дозвуковых и трансзвуковых летательных аппаратов потоком вязкого газа.

Методы исследования. В диссертационной работе использовались методы математического моделирования, методы интегрального и дифференциального исчисления, эвристические методы оптимизации, численные методы решения уравнений в частных производных.

Для достижения поставленной цели были сформулированы следующие задачи:

5

 Обзор современного состояния в области исследований по теме диссертации.

 Разработка эвристического метода глобальной оптимизации обеспечивающего получение оптимальной формы крыльев БПЛА при многочисленных геометрических и аэродинамических ограничениях.

 Сравнение результатов расчетов с известными экспериментальными и численными данными других авторов, проверка метода решения задачи на сеточную сходимость.

 Получение оптимальных форм крыльев беспилотных летательных аппаратов, при наличии большого количества аэродинамических и геометрических ограничений на решение.

– Численное исследование полученных оптимальных форм.

### Основные положения, выносимые на защиту

1. Новый вариант генетического алгоритма с вещественным кодированием пространства поиска, обеспечивающего большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

2. Метод многокритериальной оптимизации формы крыльев беспилотных летательных аппаратов, позволяющий учитывать большое количество аэродинамических и геометрических ограничений на решение.

3. Результаты верификации разработанного метода на примере оптимизации крыльев летательных аппаратов для трансзвуковых режимов течения;

4. Результаты оптимизации формы уединенных крыльев беспилотных летательных аппаратов и крыльев, учитывающих наличие фюзеляжа, на основе численного решения полных уравнений Навье–Стокса.

**Научная новизна.** Научной новизной обладают следующие результаты исследования:

1. Предложен новый эвристический алгоритм оптимизации (вариант генетического алгоритма), обеспечивающий большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

2. Разработан метод оптимизации формы беспилотных летательных аппаратов, позволяющий учитывать большое количество ограничений.

3. Впервые получены и проанализированы оптимальные формы крыльев беспилотных летательных аппаратов на основе численного решения полных уравнений Навье–Стокса при низких числах Маха и больших значениях коэффициента подъемной силы.

4. Показано, что начальное приближение практически не влияет на форму оптимальных крыльев.

**Теоретическая и практическая значимость.** Полученные результаты дополняют теоретические представления об аэродинамике БПЛА и форме их оптимальных крыльев при низких числах Маха. Разработанные программные модули включены в пакет OPTIMENGA\_AERO компании «Оптименга – 777», который позволяет определять оптимальные аэродинамические характеристики дозвуковых и трансзвуковых летательных аппаратов, а также проводить их аэродинамический анализ.

Результаты диссертационного исследования получены, в том числе, при участии соискателя в выполнении Томским государственным университетом ФЦП «Кадры», соглашение №14.В37.21.0733 "Аэродинамическое проектирование трехмерных крыльев на основе высокоточных моделей обтекания и оптимального поиска", 2012-2013 гг., (руководитель профессор Пейгин С.В.).

Также работа выполнена в рамках Соглашения 14.576.21.0094 от 26.09.2017 с Минобрнаук РФ «Разработка технологии оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов на основе высокоточного матматического проектирования на суперкомпьютерных вычислительных кластерах», 2017-2018 гг., (руководитель профессор Пейгин С.В.).

Достоверность и обоснованность научных положений И выводов, диссертационной работе, обеспечивается физической слеланных в И математической корректностью постановок задач И использованием соответствующего математического аппарата; исследованиями на сеточную

7

сходимость; сравнением с точными решениями, численными и экспериментальными результатами других авторов.

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано 6 работ, в том числе 3 статьи в журналах, включенных в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук (из них 1 статья в российском научном журнале, переводная версия которого индексируется Scopus), 3 публикации в сборниках материалов международных и всероссийских научных конференций.

Личный вклад автора в получении результатов, изложенных в диссертации.

Личный вклад соискателя заключается в участии в формулировках математических постановок задач, в разработке математического аппарата минимизации функционала, в разработке вычислительных алгоритмов, программ и численных методик, в анализе результатов расчетов, разработке рекомендаций по результатам конкретных исследований. Постановка задач сделана научным руководителем при активном участии соискателя.

Апробация работы. Результаты, представленные в данной работе, были апробированы на следующих конференциях:

II Всероссийская молодежная научная конференция «Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики», 50-летию физико-технического факультета Томского посвященная государственного университета. Томск, 11–13 апреля 2012 Г., доклад "Преимущества генетических алгоритмов оптимизации траектории ДЛЯ вхождения в атмосферу";

 XVI международная научно–практическая конференция «Природные и интеллектуальные ресурсы Сибири», СИБРЕСУРС 2016,. Кемерово, 23–24 ноября 2016 г, доклад "Анализ эффективности методов скрещивания в генетических алгоритмах";  VI Международная молодежная научная конференция "Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики –2017", посвященная 55-тилетию физико-технического факультета Томского государственного университета г. Томск, 27–29 ноября 2017 г., доклады "Оптимальное профилирование трансзвуковых аэродинамических профилей на основе решения полных уравнений Навье-Стокса", "Новый генетический алгоритм для решения задач условной оптимизации".

 30th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics.
 Indianapolis, USA, 14–17 May 2018, доклад "Aerodynamic design of UAV based on highly parallelized optimization software".

Объем и структура диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения и списка использованной литературы из 56 наименований, содержит 128 рисунков, 4 таблицы. Общий объем работы – 143 страницы.

### Основное содержание работы

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, сформулированы цель и задачи исследования, отражены научная новизна и практическая значимость, перечислены выносимые на защиту положения, изложено краткое содержание работы.

**В первой главе** дан краткий обзор литературных источников по вопросам аэродинамики и проектирования беспилотных летательных аппаратов.

Вторая глава посвяшена математической постановке задачи. Рассматривается параметризация оптимизируемой поверхности на основе ее геометрического представления (аппроксимации) с использованием конечного дизайн параметров. В качестве математической числа модели течения используются уравнения Навье-Стокса, описывающие с необходимой для практических приложений точностью обтекание летательного аппарата потоком сжимаемого газа с учетом эффектов молекулярного переноса и турбулентностью. Кратко описывается численный метод решения исходных уравнений, который OPTIMENGA AERO. программном реализован В используемом пакете

Описывается метод оптимального глобального поиска в пространстве большой задачи нелинейных размерности при решении минимизации c учетом Предлагается ограничений на оптимальное решение различного типа. модификация генетического алгоритма, обеспечивающего большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

**Третья глава** посвящена верификации метода оптимизации на примере крыльев конкретных трансзвуковых самолетов.

Четвертая глава посвящена оптимизации трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата. Приводится расчет аэродинамических характеристик изолированного трехмерного крыла БПЛА начальной формы и последующая оптимизация изолированного трехмерного крыла. Исследуется устойчивость результатов оптимизации изолированного трехмерного крыла БПЛА к его начальной форме. После расчета аэродинамических характеристик полной трехмерной компоновки крыло–фюзеляж БПЛА начальной формы проводится оптимизация крыла БПЛА в полной трехмерной компоновке крыло–фюзеляж с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений.

**Благодарности.** Автор выражает большую благодарность научному руководителю, д.ф.–м.н. С.В. Тимченко, определившим тематику настоящего исследования. Также автор выражает искреннюю признательность коллективу кафедры математической физики ТГУ.

## Глава 1 Краткий обзор работ по исследованию беспилотных летательных аппаратов

Начавшийся во второй половине XX века процесс автоматизации, связанный широким распространением с появлением И разного рода вычислительных систем, активно продолжается и в XXI веке. Прогресс в микроэлектронике позволил кардинально снизить размеры и потребляемую мощность компьютеров, обеспечив им повсеместное распространение во всех технических областях, включая авиацию. Идея управлять летательным аппаратом дистанционно сулила ряд преимуществ, особенно для решения военных задач. Первые БПЛА, или дроны, представляли из себя радиоуправляемый снаряд или ракету и применялись уже в Первой Мировой войне [8]. В те же годы появлялись первые попытки использовать снаряженный взрывчаткой аэроплан без пилота в качестве воздушной торпеды. Другим популярным предназначением БПЛА в те годы была роль летающей мишени для подготовки зенитчиков.

Во время Второй Мировой войны развитие ударных беспилотных ЛА продолжилось, среди ярких примеров можно привести немецкие ракеты ФАУ–1 [9]. Впоследствии, дистанционно управляемые ракеты заняли отдельную нишу авиационной техники. Начиная с 1950–х годов, благодаря научно–техническому прогрессу, развитие беспилотной авиации получило новый импульс. В СССР в КБ А. Н. Туполева создаются первые реактивные разведывательные и ударные БПЛА Ту–121 и Ту–130ДП [10], предназначенные, в том числе, для нанесения ядерных ударов на территории противника. Дальнейшим развитием было создание первого сверхзвукового разведчика Ту–123 «Ястреб». Следующим этапом развития стало создание массовых тактических и оперативно–тактических разведывательных БПЛА Ту–141 «Стриж» и Ту–143 «Рейс», за время эксплуатации доказавших свою надежность и эффективность. В 1980–х годах эти машины получили варианты глубокой модернизации (Ту–243, Ту–300). Также в конце 1980–х проводились разработки нового класса высотных БПЛА большой продолжительности полета

[11–13], но развал Советского Союза отнял перспективы их реализации и на длительное время затормозил развитие отечественных разработок.

На протяжении всей второй половины XX века США развивают свои разведывательные и ударные платформы. Среди наиболее успешных беспилотных платформ можно выделить БПЛА MQ–1 Predator фирмы General Atomics, принятый на вооружение в 1995 году и применявшийся в ряде локальных конфликтов на Балканах и Ближнем Востоке. Аппарат получился настолько удачным, что его развитием стал сначала RQ–9 Reaper (Predator B), а потом Avenger (Predator C).

Отдельно следует отметить успехи израильтян (рисунок 1) в создании беспилотных платформ различного класса [14].



Рисунок 1 – Израильские БПЛА

На протяжении последних десятилетий наблюдается устойчивый рост интереса не только военных, но и гражданских ведомств к беспилотным летательным комплексам. Перечень задач, выполняемых современными дронами, довольно широк: длительное наблюдение за объектом, мониторинг состояния границ, трубопроводов, лесных пожаров, поиск пропавших, радиотехническая разведка, ложная мишень для вскрытия систем ПВО противника и т.д.

Широкий и быстро возрастающий интерес в мире к беспилотным летательным аппаратам подтверждает ассоциация производителей беспилотной авиационной техники (www.uavs.org/), которая сообщает, что число таких компаний превышает 150, а мировой рынок БПЛА превышает 15 млрд. долларов США.

Среди лидирующих компаний конструирующих И производящих беспилотные AAI Corporation летательные аппараты можно отметить: (http://www.aaicorp.com/), Advanced Technologies and Engineering (ATE) (http://www.ate-group.com/), Aeronautics Defense Systems (http://www.aeronautics-AeroVironment (http://www.avinc.com/), Aerovision sys.com/), (http://www.aerovision-uav.com/), TPAH3AC АВИАЦИЯ (http://avia.transas.com/products/bpla/), КБ ЛУЧ (http://kb-lutch.ru/), Aurora Flight Sciences (http://www.aurora.aero/), Blue Bird Aero Systems (http://www.bluebirduav.com/), Denel Aerospace Systems (http://www.deneldynamics.co.za/), Innocon (http://www.innoconltd.com/), Singapore Technologies Aerospace (ST Aerospace) (http://www.staero.aero/), Swiss UAV (http://www.swiss-uav.com/), Urban Aeronautics (www.urbanaero.com/), Zala Aero (http://zala.aero/en/UAVs/).

Остановимся теперь более подробно на обзоре современных БПЛА среднего класса (в зарубежной терминологии класса MALE – Medium Altitude Long Endurance).

Одним из главных достоинств современных БПЛА является высокая продолжительность полёта (от одних до нескольких суток), что является отличной платформой для решения задач наблюдения. При этом в зависимости от высоты барражирования принято выделять классы High Altitude Long Endurance

(HALE UAV), Medium Altitude Long Endurance (MALE UAV) и micro/miniUAV [15].

К первому классу относят высотные (~15–20 км) аппараты (Altus, RQ–3 DarkStar, Global Hawk), к аппаратам класса MALE относят линейку Predator (США), Heron (Израиль), "Орион" (Россия). В целом, удачных проектов высотных аппаратов не так много, средневысотных уже существенно больше, а мини или микро БПЛА за последние пару десятилетий создано несколько сотен моделей.

Остановимся более подробно на аппаратах класса MALE.

1. RQ-1 Predator A [16] (рисунок 2). Комплекс создавался с середины 1980х годов в интересах Центрального Разведывательного Управления США и был принят на вооружение в 1995 году.



Рисунок 2 – MQ–1 Predator A, CША

БПЛА выполнен по схеме, ставшей классической для беспилотников этого класса: моноплан с крылом большого удлинения (λ=19), с толкающим винтом, хвостовое оперение – обратное V, в передней части фюзеляжа имеется

характерный каплевидный наплыв обтекателя спутниковой системы связи. Оснащен поршневым двигателем Rotax 914F мощностью 86 кВт, обеспечивающим крейсерскую скорость 130–160 км/ч на высоте 7600 м и продолжительность полета около 14 часов. Основная миссия – наблюдение, но имеется возможность выполнять также ударные операции.

БПЛА получился очень удачным и широко применялся во всех конфликтах с участием США. После выпуска первой модели, в 2007 году принята на вооружение улучшенная и более крупная машина RQ–9 Reaper [17], другое название– Predator B (рисунок 3).



Рисунок 3 – MQ–9 Predator B, CША

Аппарат получил крыло большей площади и удлинения и турбовинтовой двигатель, взамен поршневого, видоизменено хвостовое оперение. Описанные изменения позволили увеличить продолжительность полёта до суток и более. Также были расширены ударные возможности, количество точек подвески вооружения возросло с 2 до 6, добавлена номенклатура возможных средств поражения. Масса пустого аппарата 2223 кг, масса полезной нагрузки до 1700 кг. В General Atomics анонсировали продолжение развития семейства «Хищников», представив Predator C (рисунок 4).

Аппарат еще больше «вырос» в размерах, получил уже реактивный двигатель и обновленное бортовое оборудование. Проведена обширная работа по снижению радиолокационной заметности.



Рисунок 4 – Predator C, CША

Успех всей линейки Predator вызывает у некоторых специалистов беспокойство, что эти БПЛА со временем вытеснят даже многоцелевые истребители F-35.

2. Super Heron (рисунок 5), Israel Aerospace Industry. Первоначальный проект Heron был реализован Израилем совместно с американской фирмой TRW Inc. в 1990-х годах.

В дальнейшем постоянно совершенствовался, последняя на сегодняшний день модель Super Heron имеет продолжительность полета порядка 46 часов, размах крыла 16.6 м, крейсерскую скорость 110–150 км/ч и высоту полёта ~10км.

Аппарат выполнен по классической аэродинамической схеме с двумя хвостовыми балками и толкающим винтом.

3. Орион (рисунок 6), Россия. Проект первого российского БПЛА данного класса реализуется фирмой «Кронштадт» (до 2015г. именовалась «Транзас») по заказу Министерства Обороны России.



Рисунок 5 – Super Heron, Израиль



Рисунок 6 – БПЛА "Орион", Россия

Аппарат выполнен по классической аэродинамической схеме с толкающим винтом. Впервые широкой публике комплекс был представлен на авиасалоне МАКС–2017 в г. Жуковском. Заявленные характеристики: масса полезной нагрузки 200 кг, высота полёта до 7500 м, продолжительность полёта не менее 24 часов. Основная задача — воздушная разведка, целеуказание, корректировка огня, топографическая съемка местности.

Все описанные выше примеры выполнены по одной аэродинамической схеме, имеют прямое или почти прямое крыло большого удлинения. Характерное расположение двигателя в задней части фюзеляжа диктуется необходимостью размещения в носу различных датчиков, антенн и иной полезной нагрузки.

Рассмотрим теперь особенности аэродинамического проектирования БПЛА большой продолжительности полета.

Основным требованием, определяющим эффективность БПЛА такого класса, является большая продолжительность полёта. Типовое полётное задание состоит из подготовки к полёту, взлет/набор высоты, крейсерский полёт, снижение, посадка, причем практически всё полетное время занимает именно крейсерский режим. При установившемся горизонтальном полете сила тяжести уравновешена подъемной силой *Y*, сопротивление *X* – тягой двигателя, при этом потребная мощность определяется как произведение сопротивления на скорость полета.

$$Y = C_Y \frac{\rho V^2}{2} S$$
$$X = C_X \frac{\rho V^2}{2} S$$

Выражая из этих соотношений скорость полета, получаем, что потребная для полёта мощность обратно пропорциональна величине  $C_Y^{3/2}/C_X$ , так называемому планерному качеству.

Соответственно, для достижения максимальной продолжительности полета требуется увеличение данного параметра. Собственное профильное сопротивление крыла имеет порядок 0.01, индуктивное сопротивление (λ=21) при

Cy=1.2 имеет величину порядка 0.0225, а сопротивление надстроек может составлять несколько сотых. В этих условиях целесообразно компоновать крыло из высоконесущих профилей, которые могут увеличить Су полета (определяемый как  $C_v^{\text{max}}$ , уменьшенный на коэффициент безопасности ~1.4), и дать тем самым выигрыш в планерном качестве реальной компоновки с большим вредным сопротивлением, несмотря на возможное ухудшение профильного сопротивления И собственного качества аппарата без надстроек. Для проектирования высоконесущих профилей применяются обратные и оптимизационные методы [18-25].

Профили крыла (имеющие большую относительную толщину ЛЛЯ облегчения конструкции и обеспечения внутренних объемов под топливо) наряду с высоким значением С<sub>v</sub><sup>max</sup> должны иметь мягкий срыв [24-25], для того чтобы система управления успевала реагировать на развитие крена в условиях порыва ветра. К сожалению, мягкость срыва приводит формально к уменьшению C<sub>v</sub><sup>max</sup> (рисунок 7), увеличению пикирующего момента, а также к более раннему развитию отрыва и постепенному падению эффективности органов управления на задней кромке. Но зато при мягком срыве можно уменьшить применяемые запасы по сваливанию. Элероны крыла должны иметь повышенную эффективность для обеспечения управления в условиях умеренного срыва на верхней поверхности. Кроме того, элевоны можно применять для улучшения обтекания нижней поверхности сильновогнутых профилей на режимах полета при малых C<sub>v</sub>.



Рисунок 7 – Профили с мягким и резким срывом

Начало срыва потока желательно иметь в корневых сечениях для предотвращения возникновения сильного кренящего момента при несимметричном обтекании. У израильских БПЛА для защиты от концевых срывов крыло имеет небольшое сужение, что, однако, уменьшает строительные высоты и внутренний объем крыла.

Другим способом защиты концевых сечений от срыва является отрицательная крутка и положительный угол заклинения бортового профиля, а также применение профилей разного типа по размаху: профили в корне имеют небольшое значение  $\alpha_{kp}$ , а профили концевой части крыла характеризуются затянутым срывом.

Таким образом, крыло должно проектироваться исходя из следующих требований:

– обеспечения высокого  $C_{y}^{\max}$  при всех возможных числах Re;

- обеспечивать высокое аэродинамическое и планерное качество;

 – обеспечение больших строительных высот и объемов в крыле для размещения топлива за счет большой относительной толщины;  обеспечение отличных характеристик сваливания путем установки в концевых сечениях профилей с плавным падением несущих свойств на закритических углах атаки;

 обеспечение умеренных значений пикирующего момента для уменьшения потерь на балансировку при малом плече ГО

- обеспечение умеренных шарнирных моментов элеронов

Вышеуказанным требованиям может удовлетворить крыло, скомпонованное из высоконесущих ламинарных профилей планерного типа с протяженными участками ламинарного обтекания на обеих поверхностях. Недостатком этих профилей является значительное ухудшение не только сопротивления, но и несущих свойств при преждевременной турбулизации потока вследствие обледенения, налипания грязи, остатков насекомых и т.д., поэтому вопросам обеспечения надлежащего качества поверхности необходимо уделить первостепенное внимание [26]. Для защиты поверхности элерона от налипания льда в работе [27] даже предлагается установка дополнительной панели на нижней поверхности основного элемента.

Как правило, для высоконесущих профилей характерен достаточно сильный гистерезис [28] аэродинамических характеристик (рисунок 8), что нежелательно для системы управления. Данная особенность также должна быть принята во внимание при проектировании крыла.



Рисунок 8 – Гистерезис аэродинамических характеристик

В некоторых работах [27] одним из потенциальных способов увеличения параметра  $C_Y^{3/2}/C_X$  является применение т.н. подвесного закрылка (рисунок 9). Даже несмотря на практическую реализацию на израильском БПЛА Hermes–900 этой идеи, среди инженеров нет единого однозначного мнения насчет его высокой эффективности, требуется проведение дополнительных исследований.



Рисунок 9 – Подвесной закрылок

Остановимся теперь на анализе работ, использующих методы математического моделирования для решения задачи проектирования БПЛА.

В работе [29] формулируется задача оптимизации профиля крыла и формы крыла в плане БПЛА в терминах разработанного авторами многоцелевого подхода. позволяющего естественным образом учесть процессе В аэродинамического проектирования многообразие режимов полета БПЛА и критериев оценки его эффективности. Полученные результаты оптимизации ΜЦ аэродинамическом показывают, что использование подхода при проектировании дозвуковых и околозвуковых БПЛА (выборе профиля крыла и формы крыла в плане) позволяет улучшить аэродинамическую эффективность.

В работах [30-31] отмечается, что из-за их малых относительных плотностей и моментов инерции для МБПЛА характерными являются как неустановившиеся режимы полета с нестационарными аэродинамическими характеристиками. В работах подробно рассмотрены основные проблемы аэромеханики полета МБПЛА и намечены пути их исследования. На основе проведенных экспериментальных исследований проанализированы особенности скоростей аэродинамики малых полета И факторы, влияющие на аэродинамические характеристики (число Re, турбулентность, форма крыла и др.). Особое внимание уделено результатам экспериментальных исследований влияния динамики изменения угла атаки, положения мгновенного центра вращения и числа Re на аэродинамические характеристики МБПЛА. На этой основе проведены исследования динамики невозмущенного и возмущенного движения.

В [32–33] экспериментальных образом исследуются особенности динамики полета и аэродинамики беспилотных летательных аппаратов сверхмалой размерности и связанные с ними проблемы исследования их динамических и аэродинамических характеристик.

В [34] представлены задачи идентификации аэродинамической модели беспилотных летательных аппаратов по результатам аэродинамических продувок, оценки полноты аэродинамической модели БПЛА, а также статистического анализа экспериментальной аэродинамической модели БПЛА с целью информационно–статистического синтеза модели БПЛА по экспериментальным данным. На основе полученных экспериментальных данных выполнен расчет аэродинамических коэффициентов БПЛА.

Одной работ, посвященных БПЛА. ИЗ первых значительных в отечественной литературе является монография [35]. В книге рассматривается динамики полета и аэродинамики БПЛА в атмосфере. В ней приводятся уравнения движения летательных аппаратов, изложены приближенные методы аэродинамических характеристик аппаратов расчета различных аэродинамических схем и компоновок. "Эти методы учитывают нелинейность аэродинамических характеристик, что позволяет производить расчеты при больших значениях углов атаки, скольжения и отклонения органов управления в широком диапазоне чисел М. В книге рассмотрены траекторные задачи динамики полета и динамические свойства летательного аппарата как объекта управления. Дан анализ широкого круга аэродинамических схем и рассмотрен ряд дополнительных вопросов, например, вопрос о влиянии упругости конструкции на динамические свойства летательного аппарата".

В работе [36] представлена методика, алгоритм и математический аппарат для решения задачи определения и оптимизации технического облика БПЛА типа

"конвертоплан". Представлена методика расчёта аэродинамических параметров, параметров винтомоторной группы, а также алгоритм оптимизации оборудования БПЛА, указаны используемые методы проектирования и оптимизации для решения технически сложных системных задач.

В [37] на основе молекулярно-кинетической теории предложена аэродинамическая модель замкнутого овального крыла эллипсоидальной формы. Изучены положительные и отрицательные качества БПЛА с овальным крылом и проведено сравнение экспериментальных и теоретических результатов.

Работа [38] посвящена поиску оптимального профиля крыла, являющемуся очень важной частью процесса аэродинамического проектирования малоскоростных высотных (стратосферных) БПЛА С учетом особенностей БПЛА, рассматриваемого класса В статье рассматриваются результаты теоретических выполненных авторами теоретических И исследований аэродинамики профилей крыльев высотных БПЛА, обладающих малыми скоростями полета.

В заключении данного раздела отметим, что исходя из анализа литературы можно сделать вывод, что одним из важнейших критериев эффективности современного БПЛА является высокая продолжительность полёта, которая пропорциональна планерному качеству  $C_y^{3/2}/C_x$ , что подтверждает правильность предлагаемого в работе нового подхода к технологии аэродинамического проектирования, в основе которого лежит задача минимизации полного сопротивления при фиксированном коэффициенте подъемной силы.. Крыло должно иметь большое удлинение и должно формироваться из высоконесущих профилей, обладающих большой толщиной. Для обеспечения управляемости на закритических углах атаки срыв потока должен начинаться в корне крыла, безотрывное обтекание в концевых сохраняя сечениях для сохранения благоприятных условий работы элеронов. Целесообразно применение профилей пусть даже с незначительно меньшим  $C_{\gamma}^{max}$ , но с более затянутым по углу атаки срывом.

24

### Глава 2. Математическая постановка задачи

Как отмечалось ранее в Главе 1, математическая формулировка задачи оптимального аэродинамического проектирования сводится к решению задачи минимизации целевой функции (коэффициента полного аэродинамического сопротивления  $C_x$  летательного аппарата) при заданном значении коэффициента подъемной силы  $C_y$  с учетом многочисленных (на практике исчисляемых многими десятками) линейных и нелинейных аэродинамических и геометрических ограничений различного типа.

Таким образом, для корректной математической постановки задачи аэродинамического анализа и аэродинамического проектирования требуется выбрать:

- параметризацию оптимизируемой поверхности на основе ее геометрического представления (аппроксимации) с использованием конечного числа дизайн параметров;
- математическую модель течения, описывающую с необходимой для практических приложений точностью обтекание летательного аппарата потоком сжимаемого газа с учетом эффектов молекулярного переноса и турбулентности;
- численный метод решения исходных уравнений, гарантирующий необходимую точность расчета целевой функции C<sub>x</sub>, других интегральных аэродинамических характеристик летательного аппарата (коэффициента подъемной силы C<sub>y</sub>, моментов тангажа, крена и рыскания), а также локальных характеристик течения (распределения коэффициента давления C<sub>p</sub> на поверхности самолета, поведение линий тока вблизи поверхности и т.д.);
- вычислительно—эффективный метод оптимального глобального поиска в пространстве большой размерности при решении задачи минимизации с учетом нелинейных ограничений на оптимальное решение различного типа;

программную реализацию всех алгоритмов, гарантирующую получение решения задачи проектирования с использованием многопроцессорных вычислительных кластеров в предельно сжатые сроки

Таким образом видно, что задача оптимального аэродинамического проектирования является комплексной и она требует сочетания решения целого ряда подзадач в ряде направлений прикладной математики, механики жидкости и газа и информационных технологий.

Прежде чем перейти к детальному описанию постановки и предлагаемых решений по каждому из вышеперечисленных 5 направлений, сформулируем задачу оптимизации. Начнём с однокритериальной задачи, которая заключается в поиске формы многосекционного трехмерного крыла, которая обладает минимумом коэффициента полного сопротивления  $C_X$  с учетом следующих ограничений на геометрию крыла и его аэродинамические характеристики:

- геометрические ограничения накладываются на следующие геометрические параметры задаваемые для каждой секции оптимизируемого крыла;
- локальные толщины секции крыла  $(y/t)_{ii}$ ;
- угол схода потока с задней кромки крыла  $(q_T)_i$
- радиус скругления передней кромки крыла  $(R_L)_i$ ;
- относительная толщина секции крыла $(t/c)_i$ ;
- аэродинамические ограничения: максимально допустимый момент тангажа

 $M_Z$  и заданный постоянный коэффициент подъёмной силы  $C_Y$ .

Здесь *i* номер секций вдоль размаха крыла,  $i = 1,...,N_{ws}$ , j – номер ограничения на локальную толщину в *i*-ой секции,  $j=1,...,N_{bs}(i)$ .

Задача многокритериальной оптимизации заключается в поиске минимума взвешенной комбинации коэффициентов сопротивления в нескольких точках оптимизации. При этом ограничения на геометрию не зависят от точки оптимизации, а ограничения на аэродинамические параметры задаются для каждой точки оптимизации по отдельности. Еще раз подчеркнем – решение такой задачи для реальных конфигураций является весьма нетривиальным и требующим прорывных решений в ряде фундаментальных проблем, поскольку:

- точный расчет аэродинамического сопротивления вычислительно сложен для реальных геометрий;
- проблема глобального геометрического представления аэродинамических формы чрезвычайно сложна;
- оптимальное решение ищется в пространстве ,большой размерности;
- требуется учет значительного количества ограничений, в большинстве случаев нелинейных;
- Для решения задачи необходим чрезвычайно большой объем вычислений.

### 2.1 Параметризация поверхности крыла

Как известно, крыло самолета является основным конструктивным элементом, которое с одной стороны генерирует подъемную силу летательного аппарата, а с другой является основным источником его сопротивления. Именно поэтому целью оптимизации и является поверхность крыла.

При параметризации поверхности крыла, предполагается зпт что при форме поверхность линейной заданной крыла В плане, его является интерполяцией в направлении Z по размаху крыла между его соседними Количество двумерными сечениями. базовых сечений определяется конструктором, зависит от формы крыла в плане и является одним из входных параметров задачи.

Основная проблема при параметризации поверхности состоит в необходимости найти разумный компромисс между количеством параметров, описывающих поверхность и уровнем точности (детализации) ее аппроксимации. В принципе задача состоит в нахождении минимального числа параметров, позволяющих описать поверхность с заданной точностью.

В предлагаемой технологии аэродинамического проектирования для каждой базовой секции крыла безразмерная форма аэродинамического профиля (масштабированная соответствующей хордой) определяется в локальной декартовой системе координат (*x*, *y*) следующим образом:

- Координаты передней и задней кромки профиля задаю в точках (0,0) и (1,0), соответственно.
- Для аппроксимации верхней и нижней поверхности аэродинамического профиля используется кривая Безье (одномерное представление Безье).

Кривая Безье порядка N определяется полиномами Бернштейна  $B_{N,i}$  ( $C_N^i$  – биномиальные коэффициенты)

$$\vec{G}^{k}(t) = \sum_{i=0}^{N} B_{N,i} \vec{P}_{i}^{k}, B_{N,i} = C_{N}^{i} t^{i} (1-t)^{N-i}, C_{N}^{i} = \frac{N!}{i!(N-i)!}$$
(1)

где *t* обозначает параметр кривой, принимающий значения в отрезке [0,1],  $P_i^k$  – контрольные точки и верхний индекс *k*=up, low соответствует верхней и нижней поверхностям профиля.

Итак, как видно из (1), кривая Безье полностью определяется декартовыми координатами контрольных точек  $P_i^k$ . Дополнительными дизайн–параметрами являются углы крутки крыла { $\alpha_i^{tw}$ } и значения поперечного V крыла { $\gamma_i^{dh}$ }.

При описании нелинейной части конфигурации – области состыковки крыла и фюзеляжа – используется комбинация представления поверхностей Безье (двухпараметрические семейства сплайнов Безье) и локального распределения кручения (однопараметрический сплайн Безье). Для этого вводится локальная декартова система координат (*x*, *y*, *z*) следующим образом.

$$\bar{x} = \frac{x^{new} - x_{lE}^{new}}{C(z)}, \ \bar{y} = \frac{y^{new} - y_{TE}^{new}}{C(z)}, \ \bar{z} = \frac{z - z_{IB}}{z_{OB} - z_{IB}}$$

$$x^{new} = x_{TE} + (x - x_{TE}) \cos\alpha(z) - (y - y_{TE}) \sin\alpha(z)$$

$$y^{new} = y_{TE} + (y - y_{TE}) \cos\alpha(z) + (x - x_{TE}) \sin\alpha(z), \ \sin\alpha = \frac{y_{IE} - y_{TE}}{C(z)}$$
(2)

где индексы *LE* и *TE* соответствуют точкам, расположенным на переднем крае и заднем фронте обтекателя, индексы *IB* и *OB* соответствуют точкам, которые относятся к внутренним и наружным участкам состыковки, тогда как C(z) и  $\alpha(z)$  значение хорды и угол крутки секции при текущем значении координаты *z*, отсчитываемой по размаху крыла.

Заметим, что в локальной декартовой системе координат, описанной выше, получаем

$$\overline{x}(x_{IE}, y_{IE}, z_{IE}) = 0, \overline{x}(x_{TE}, y_{TE}, z_{TE}) = 1, \overline{y}(x_{IE}, y_{IE}, z_{IE}) = 0,$$
  

$$\overline{y}(x_{TE}, y_{TE}, z_{TE}) = 0, \overline{z}(x_{IB}, y_{IB}, z_{IB}) = 0, \overline{z}(x_{OB}, y_{OB}, z_{OB}) = 1$$
(3)

В этой системе координат с фиксированным внутренним и наружным участками обтекателя нестандартная форма обтекателя и локального распределения крутки а определяется следующим образом.

$$\vec{G}^{k}(t,s) = \sum_{i=0}^{N} \sum_{j=0}^{M} \vec{P}_{ij}^{k} B_{N,i}(t) B_{M,j}(s), \alpha(s) = \sum_{j=0}^{M} \alpha_{j} B_{M,j}(s)$$

$$B_{N,i}(t) = C_{N}^{i} t^{i} (1-t)^{N-i}, B_{M,j}(s) = C_{M}^{j} s^{j} (1-s)^{N-j},$$

$$C_{N}^{i} = \frac{N!}{i!(N-i)!}, C_{M}^{j} = \frac{M!}{j!(M-j)!}$$
(4)

где t и s обозначают параметры поверхности, принимающие значения в [0,1],  $\vec{P}_{ij}^k$  и  $\alpha_j$  – контрольные точки и верхний индекс k = up, low соответствует верхней и нижней поверхностям области стыковки. Заметим, что поверхности Безье (4) представляют собой саму геометрию (в отличие от возможности представить значение деформации от исходной конфигурации).

Для рассматриваемой задачи оптимизации координата  $\bar{y}$  контрольных точек  $\vec{P}_{0j}^k$  и  $\vec{P}_{Nj}^k$  (k = up, low, j = 0, ..., M) равна нулю, только фиксируя положение переднего и заднего краев. Мы также фиксируем все координаты  $\bar{x}_{ij}^k$  и  $\bar{z}_{ij}^k$ контрольных точек  $\vec{P}_{ij}^k$ . Положим  $\bar{x}_{ij}^k = 0$  для того, чтобы верхняя и нижняя поверхности касалась оси  $\bar{y}$  на передней кромке. Кроме того, предполагая непрерывность кривизны на передней кромке, получаем следующие соотношения:  $\bar{y}_{1j}^{u} = -\bar{y}_{1j}^{l}$ . Наконец, мы не меняем ни одной из координат контрольных точек  $\vec{P}_{i0}^{k}$ ,  $\vec{P}_{iM}^{k}$ ,  $\alpha_{0}$  и  $\alpha_{M}$ , чтобы зафиксировать положение внутренних и наружных секций.

Таким образом, форма области состыковки крыло–фюзеляж полностью определяется суммарными параметрами (2N-2)(M-1) и размерность поискового пространства  $N_D$  равна:

$$N_{D=}(2N-2)(M-1)$$

## 2.2 Математическая модель обтекания летательного аппарата

Выбор адекватной математической модели, описывающей течение около летательного аппарата, также является компромиссом между необходимой точностью описания и сложностью решения соответствующей начально-краевой задачи. В нашем случае, поскольку для расчета целевой функции C<sub>x</sub> необходимо учитывать эффекты вязко-невязкого взаимодействия, было принято решение использовать в качестве базовых уравнений уравнения Навье-Стокса, которые для вязкой сжимаемой жидкости можно представить в следующем виде:

$$\mathbf{q}_t + div \,\mathbf{C} = div \,\mathbf{V},\tag{5}$$

здесь  $\mathbf{C} = (\mathbf{f}, \mathbf{g}, \mathbf{h})$  содержит конвективные члены,  $\mathbf{V} = (\mathbf{r}, \mathbf{s}, \mathbf{t})$  содержит вязкие члены,  $\mathbf{q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E)^T$ ,  $\rho - плотность газа, (u, v, w) - вектор скорости, <math>E$ энергия, t – время,  $\mathbf{f}, \mathbf{g}, \mathbf{h}$  – конвективные (невязкие) потоки, и  $\mathbf{r}, \mathbf{s}, \mathbf{t}$  – вязкие потоки.

Компоненты невязких потоков имеют вид:

$$\mathbf{f}(\mathbf{q}) = u\mathbf{q} + p(0, 1, 0, 0, u)^T$$
$$\mathbf{g}(\mathbf{q}) = v\mathbf{q} + p(0, 0, 1, 0, v)^T$$
$$\mathbf{h}(\mathbf{q}) = w\mathbf{q} + p(0, 0, 0, 1, w)^T$$

Компоненты вязких потоков имеют вид:

 $\mathbf{r}(\mathbf{q}) = \mu(0, \tau_{11}, \tau_{21}, \tau_{31}, \sigma_1)^T$ 

$$\mathbf{s}(\mathbf{q}) = \mu(0, \tau_{12}, \tau_{22}, \tau_{32}, \sigma_2)^T$$
  

$$\mathbf{t}(\mathbf{q}) = \mu(0, \tau_{13}, \tau_{23}, \tau_{33}, \sigma_3)^T,$$
  
где составляющие тензора вязких напряжений задаются следующим образом:  

$$\tau_{11} = (4/3)u_x - (2/3)v_y - (2/3)w_z$$
  

$$\tau_{21} = \tau_{12} = u_y + v_x$$
  

$$\tau_{21} = \tau_{13} = u_z + w_x$$
  

$$\tau_{22} = (4/3)v_y - (2/3)u_x - (2/3)w_z$$
  

$$\tau_{32} = \tau_{23} = u_z + w_y$$
  

$$\tau_{33} = (4/3)w_z - (2/3)u_x - (2/3)v_y$$
  

$$\sigma_1 = u \tau_{11} + v \tau_{12} + w \tau_{13} + (c^2)_x / ((\gamma - 1)\mathbf{Pr})$$
  

$$\sigma_2 = u \tau_{21} + v \tau_{22} + w \tau_{23} + (c^2)_y / ((\gamma - 1)\mathbf{Pr})$$

В этих формулах μ – коэффициент вязкости, γ – показатель адиабаты, *Pr* – число Прандтля,

$$p = (\gamma - 1)[E - 0.5\rho(u^{2} + v^{2} + w^{2}]]$$
$$c^{2} = \gamma p/\rho$$

 $H = (E + p) / \rho$ 

При вычислении коэффициента турбулентной вязкости используется алгебраическая модель Болдуина-Ломакса.

Для уравнений Навье-Стокса ставятся обычные граничные условия – на теле условия прилипания и не протекания для скорости и постоянная температура, на бесконечности – задаются скорость, температура и плотность.

### 2.3 Численный метод решения уравнений Навье-Стокса

При решении задач оптимизации чрезвычайно важна точность вычисления целевой функции (в данном случае полное аэродинамическое сопротивление). Как уже отмечалось, точный расчет сопротивления реальных конфигураций до сих пор является непростой задачей. Причина этого довольно тривиальна. В отличие от остальных интегральных аэродинамических характеристик, (таких как коэффициент подъемной силы, момент тангажа и т.д.) имеющих величину порядка O(1), коэффициент полного аэродинамического сопротивления имеет величину на 2 порядка меньше (в районе 0.02). Поэтому, если не предпринимать специальных и весьма нетривиальных мер, численный метод, обеспечивающий точность 2 знака после запятой, не в состоянии обеспечить расчет сопротивления с необходимой для практики точностью  $10^{-4}$ – $10^{-5}$ .

Поэтому правильный выбор численного метода решения осредненных по числу Рейнольдса полных уравнений Навье–Стокса вязкой сжимаемой жидкости в турбулентном режиме является одним из ключевых факторов успешного решения всей задачи оптимизации. В данной работе используется схема высокого порядка точности ENO в сочетании с многосеточным подходом с использованием многоблочных структурированных вычислительных сеток.

Расчётная сетка является объединением блоков, каждый из которых представляет трёхмерную структуру типа *i*, *j*, *k*. Блоки состоят из контрольных объёмов (ячеек), которые геометрически являются криволинейными гексаэдрами, так что узлы сетки располагаются в вершинах гексаэдра, сеточные линии идут вдоль его ребер, а значения искомых величин приписываются геометрическому центру ячейки.

Грани ячеек – это их внешние двумерные границы (грани соответствующих гексаэдров), а шесть граней блока состоят из соответствующих граней ячеек, составляющих внешнюю двумерную границу блока. Каждая грань блока характеризуется единым типом. Используются следующие типы граней блока: "surface" (для граней, лежащих на поверхности обтекаемого тела), "far–field" (для граней, лежащих на границе вычислительной области), "symmetry" (для граней, лежащих в плоскости симметрии, в случае расчёта половины симметричной конфигурации) и "merge" (для граней, граничащих с другим(и) блоком (блоками) сетки). Типы граней блока опознаются автоматически.

Численный алгоритм использует многоуровневую сеточную структуру, автоматически генерируемую кодом. Этот алгоритм данного встроен в схему так называемого Full Multi–Grid (Полного Многосеточного Подхода). Расчётные сетки различной разрешимости содержатся в иерархических уровнях, так что низший уровень содержит наименее разрешённую сетку, и каждый последующий уровень содержится в предыдущем геометрически и является его уточнением. Также применяется метод вложенных итераций, в котором интерполяция решения, полученного многосеточным расчётом на более грубом уровне, используется в качестве начального приближения при переходе на последующий уровень.

### 2.4 Метод оптимального поиска

В качестве поисковой машины оптимизация использует генетический алгоритм. Генетические Алгоритмы (ГА), основанные на комбинации детерминистических и вероятностных подходов, имитируют эволюционный процесс в природе. В качестве базового варианта используется ГА с плавающей точкой и следующие генетические операторы:

- турнирная селекция
- оператор размножения
- неравномерная мутация
- принцип элитизма.

Для эффективного решения задачи многоточечной оптимизации, был разработан алгоритм динамического генетического поиска – то есть поиска, в котором значения "генетических операторов" – воспроизведения, скрещивания и мутации – устанавливаются в зависимости от "времени" (номера поколения) и от сходимости процесса поиска.

Подверглись изменению следующие генетические операторы:

Отбор (selection)

Генетическое население *pop\_size* каждого поколения делится на две части. Первая часть состоит из *r* решений с высоким уровнем годности. Вторая часть состоит из *pop\_size* – *r* всех остальных решений, выбранных случайным образом *из всех pop\_size* решений, входящих в данное поколение. r решений с высоким уровнем годности переходят без изменений в следующее поколение, а *pop\_size* – r решений участвуют в процессе воспроизведения. Таким образом, решения с высоким уровнем годности не только автоматически сохраняются в населении, но и активно участвуют в воспроизведении (reproduction).

Размер "Элиты" *г* является динамическим параметром, который определяется следующим образом. В первых поколениях, значение этого параметра остаётся относительно низким, с тем, чтобы обеспечить большее разнообразие решений и не дать более "сильным" решениям уподобить себе всё население. По мере сходимости поиска, значение *г* возрастает. В случае замедления сходимости, значение *г* резко снижается.

• Воспроизведение (reproduction).

В генетическом поиске происходит перекрёстный обмен информацией (crossover). Чаще всего в таких алгоритмах используется так называемое арифметическое скрещивание. При этом два решения (две точки в пространстве поиска)

$$A = (y_1, \dots, y_n)$$
 и  $A' = (y'_1, \dots, y'_n).$ 

в результате арифметического скрещивания заменяются потомками вида:

$$A = (\alpha y_1 + (1 - \alpha) y'_1, ..., \alpha y_n + (1 - \alpha) y'_n)$$

И

$$A' = (\alpha y'_{1} + (1 - \alpha) y_{1}, \dots, \alpha y'_{n} + (1 - \alpha) y_{n})$$

при некотором случайном значении α из диапазона [-0,5, 1,5]

• Мутация (mutation).

Мутация производится следующим образом. Если элемент *v<sub>k</sub>* решения *v* был выбран для мутации, то результатом мутации является:

 $v_k$ (mutated) =  $v_k + \Delta(t, U_k - v_k)$ , если случайным образом выбранный бит равняется 0

 $v_k$ (mutated) =  $v_k + \Delta(t, v_k - L_k)$ ,если случайным образом выбранный бит равняется 1.

Функция  $\Delta(t, y)$  возвращает случайную величину в диапазоне [0,y] таким образом, что вероятность того, что значение  $\Delta(t, y)$  близко к нулю возрастает по мере возрастания времени *t* (номера поколения).

Специфически мы используем функцию  $\Delta(t, y)$ :

 $\Delta(t, y) = y \cdot r \cdot (1 - t/T)^b$ 

где *г*- случайное число из отрезка [0, 1], *t* - номер поколения, *T* - максимальный номер поколения и *b* - параметр.

В данной работе традиционное арифметическое скрещивание предлагается заменить на модифицированное арифметическое скрещивание, при котором *К* предков

 $A^{k} = (y_{1}^{k}, ..., y_{n}^{k}), k = 1, ..., K$ 

заменяются на L потомков

$$B^{l} = (z_{1}^{l}, ..., z_{n}^{l}), \ l = 1, ..., L, \ z_{i}^{l} = \sum_{m=1}^{K} \alpha_{m} y_{m}^{l}, \ \sum_{m=1}^{K} \alpha_{m} = 1.$$

Генетический алгоритм, использующий модифицированное арифметическое скрещивание, будем далее называть модифицированным ГА (МГА).

Прежде, чем перейти к задаче аэродинамического профилирования был рассмотрен известный тестовый пример для апробации методов глобальной оптимизации – нахождение минимума функции Растригина

$$F = An + \sum (x_i - A\cos(2\pi x_i)).$$

TT 🗲 1	Π	
	I INOTIATITY VITATITY TRACKOR	
-1 a O m m a - 1 - 1	тпопсят улачных пусков	ПЛЯ ЛОСТИЖСНИЯ ЗАЛАННОЙ ТОЧНОСТИ
I would with	ipodeni jau mont njekoz	

Точность	$\Gamma A, n = 24$	M $\Gamma$ A, $n = 24$	ΓA, <i>n</i> = 96	MΓA, <i>n</i> = 96
решения				
0,01	52%	100%	0%	99%
0,001	40%	100%	0%	98%
0,0001	31%	98%	0%	94%

Из таблицы 1 видно, что использование МГА резко увеличивает надежность нахождения глобального минимума.

В задаче аэродинамического профилирования очень важен учет ограничений на решение. Это связано с тем, оптимальное решение не является локальным минимумом, находится на границе допустимой области.

Рассмотрим, например, задачу минимизации сопротивления аэродинамического крыла. Из аэродинамических соображений ясно, что, при отсутствии ограничений на толщину крыла, оптимальное крыло будет обладать инфинитезимальной толщиной. В случае наложения ограничения на толщину, аэродинамические соображения указывают на то, что оптимальное решение должно иметь минимально дозволенную толщину. Это означает, что оптимальная точка лежит в точности на соответствующей гиперповерхности в пространстве поиска.

В случае аэродинамических ограничений, таких как ограничение на момент тангажа, ситуация становится ещё более сложной. Подобно предыдущему примеру, оптимальная точка лежит в точности на границе соответствующего ограничения, однако, в противоположность случаю геометрических ограничений, определение этой границы является значительно более тяжёлой задачей с вычислительной точки зрения. В случае геометрических ограничений, тесты на удовлетворение условий ограничения тривиальны, в то время как соответствующий тест для проверки аэродинамических ограничений требует вычислительно тяжёлого запуска кода вычислительной аэродинамики.

Используемый в пакете OPTIMENGA\_AERO подход к учёту нелинейных ограничений можно описать следующим образом ([43]–[45]):

 В отличии от обычного подхода, в котором поиск осуществляется только в допустимой области, состоящей из удовлетворяющих ограничениям точек, область поиска расширяется, включением в нее также недопустимых точек. Оказывается, что использование информация из "недопустимых" (то есть не
удовлетворяющих ограничениям) областей может оказаться очень полезной для сокращения пути к оптимальной точке.

В недопустимых точках расширение целевой функции рассчитывается, как алгебраическим формулам, правило, ПО которые В достаточно произвольной форме фиксируют насколько сильно не выполняются те или иные ограничения. Это возможно в силу того, что в отличии от ΓА градиентных методов оптимизации, может применяться ДЛЯ оптимизации негладких и разрывных функций.

Стандартные ГА обладают достаточно низкой вычислительной эффективностью в тех случаях, когда для расчёта целевой функции требуются значительные вычислительные ресурсы (как это имеет место в нашем случае при решении уравнений Навье–Стокса).

Для эффективного использования ГА необходимо значительно повысить вычислительную эффективность. При традиционном использовании ГА потребовалось бы по меньшей мере 20000 решений полных уравнений Навье– Стокса), что в нашей ситуации практически невозможно. Поэтому число точных расчетов уравнений Навье–Стокса должно быть очень ограничено и тем не менее алгоритм должен обеспечить быстрый и достаточно точный расчет целевой функции при генетическом поиске.

Чтобы преодолеть это, мы используется Метода Локальных Аппроксимаций, в котором функционалы на решении (такие как сопротивление и подъёмная сила) аппроксимируются на основе локальной базы данных. База данных строится посредством решения полных уравнений Навье–Стокса в дискретной окрестности текущей базовой точки в пространстве поиска.

Для обеспечения точности решения задачи оптимизации сочетается использование приближённых и "точных" (полученных на основе полных уравнений Навье–Стокса) решений с помощью следующего двух–стадийного подхода. На первом этапе одновременно производится ГА–поиск на последовательности вложенных областей. Поиск на каждой такой области порождает (суб)оптимальную точку, и на второй стадии весь набор таких точек

проверяется посредством решения полных уравнений Навье–Стокса, тем самым определяя финальную оптимальную точку.

С целью преодоления локальной природы описанной выше аппроксимации и обеспечения глобальности поиска производятся внешние итерации, так что в каждой итерации финальный оптимум служит отправной точкой для следующей итерации.

Таким образом, используется композиционный ГА, сочетающий внешние итерации с традиционным ГА–поиском в ограниченных областях пространства поиска. Количество внешних итераций, необходимых для сходимости всего процесса, обычно не превышает 8–10. Более подробное описание дано в статьях [43]–[45]. Верификация метода решения уравнений Навье-Стокса была проведена в [47] и показала хорошее совпадение с экспериментальными данными и расчетами других авторов.

### 2.5 Выводы по главе 2

1. В главе представлена математическая постановка задачи.

2. Предложена модификация ГА, лежащая в основе метода оптимизации.

3. На примере функции Растригина показано, что новый вариант генетического алгоритма с вещественным кодированием пространства поиска, обеспечивает большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

## Глава 3 Верификация метода оптимизации на примере крыльев конкретных трансзвуковых самолетов

#### 3.1 Оптимизация крыла самолета Dornie–728

В этом разделе мы приводим результаты одноточечной и многоточечной оптимизации крыла самолета Dornier–728. Главная точка оптимизации была выбрана при  $C_Y = 0,5$  и M = 0,78. Дополнительные точки оптимизации были выбраны при M = 0,8 ( $C_Y = 0,5$ ), а при M = 0,2 ( $C_Y = 1,19$ ). Геометрические ограничения были наложены на толщину крыла, радиус кривизны передней кромки секции крыла и угол задней кромки секции крыла. Дополнительное (аэродинамическое) ограничения приведены в таблице 2.

В общей сложности были выполнены три оптимизации: две одноточечные оптимизации и одна трехточечная. Число секций крыла было равно трем – корневая, средняя и концевая секция. Одноточечные оптимизации отличаются величиной  $C^*_{M}$ . В первой из оптимизаций момент подъемной силы был свободным, в то время как вторая оптимизация (и также многоточечная) сохраняли момент подъемной силы на уровне оригинального крыла. В дальнейшем эти три варианта будут обозначаться соответственно D728–1, D728–2 и D728–3.

Название варианта	$C_L^*$	Μ	Wi	$C^*_M$	$(t/c)_1$	$(t/c)_2$	$(t/c)_3$
D728–1	0,500	0,78	1,0	-0,130	0,142	0,119	0,104
D728–2	0,500	0,78	1,0	-0,072	0,142	0,119	0,104
	0,500	0,78	0,75	-0,072	0,142	0,119	0,104
D728–3	0,500	0,80	0,23	-0,082	0,142	0,119	0,104
	1,190	0,20	0,02	-0,012	0,142	0,119	0,104

Таблица 2 – Крыло Dornie–728, ограничения и условия оптимизации

Главная точка дизайна лежит в высоком трансзвуковом диапазоне, где в потоке около оригинального крыла развивается сильный скачек. Одноточечная оптимизации устраняет этот скачек. Соответствующие продольные распределения давления приведены на рисунках 10 и 11 соответственно.

В этих условиях проектирования, было достигнуто снижение на 32,6 каунта от начальных 213,7 каунтов (1 аэродинамический каунт равен  $10^{-4}$ ). Минимально возможное значение сопротивления при этом значении коэффициента подъемной силы составляет около 180 каунтов, что практически идентично сопротивлению оптимизированного крыла. В этом оптимизационном случае достигалось значение момента тангажа достаточно далекое от исходного крыла. Интересно оценить влияние этого ограничения на результаты оптимизации. Более строгие ограничения на момента тангажа ( $C^*_M = -0,07$ ) использованное в варианте D728–2 выливались в снижении уменьшения сопротивления: в этом случае полное сопротивление оптимизированного крыла равна 189,7 каунтов по сравнению с 181,1 каунтами в случае D728–1.



Рисунок 10 – Оригинальное крыло Dornier–728, М 0,78;  $C_Y$ =0,5. Распределение давления по верхней ( $\Delta\Delta\Delta$ ) и нижней поверхностям крыла



Рисунок 11 – Оптимизированное крыло Dornier–728 (D728–1), М 0,78;  $C_Y$ =0,5. Распределение давления по верхней( $\Delta\Delta\Delta$ ) и нижней поверхностям крыла ( $\nabla\nabla\nabla$ )

D728–1 Характеристики нештатной оптимальной формы вполне удовлетворительны с точки зрения подъемной силы и сопротивления, но она имеет слишком высокое значение отрицательного момента тангажа. С другой стороны, профиль D728-2 имеет подходящее значение момента тангажа в связи с введением соответствующих ограничений, но его взлетные характеристики ухудшилось по сравнению с оригинальной крылом. Для обеспечения как дизайна, И нештатных характеристик хорошего так крыла, проведена многоточечная оптимизация (D728-3).

Результаты оптимизации являются следующими: в главной точке оптимизации ( $C_L = 0,5$  и M = 0,78), общее сопротивление оптимизированного крыла составило 192,8 каунтов, значение близко к D728–2. Соответствующее поперечное распределение давления в в средней секции крыла показано на рисунке 12.



Рисунок 12 – Оптимизированное крыло Dornier–728 (D728–3), М 0,78;  $C_Y$ =0,5. Распределение давления по верхней( $\Delta\Delta\Delta$ ) и нижней поверхностям крыла ( $\nabla\nabla\nabla$ )

Для вторичной точки оптимизации на высоком Махе сопротивление составляет 212,6 каунта (по сравнению с 244,1 каунта у начального крыла и 216,7 каунта у формы D728–2). Как видно из распределения давления на рисунках 13 – 14, интенсивность первоначального скачка уменьшилась за счет многоточечной оптимизации. Распределение давления по верхней поверхности крыла приведены на рисунках 15 и 16.



Рисунок 13 – Оригинальное крыло Dornier–728, М 0,80;  $C_Y$ =0,5. Распределение давления по верхней ( $\Delta\Delta\Delta$ ) и нижней поверхностям крыла ( $\nabla\nabla\nabla$ )



Рисунок 14 – Оптимизированное крыло Dornier–728 (D728–3), М 0,80;  $C_Y$ =0,5. Распределение давления по верхней( $\Delta\Delta\Delta$ ) и нижней поверхностям крыла ( $\nabla\nabla\nabla$ )



Рисунок 15 – Распределение давления по верхней поверхности крыла Dornier–728, М 0,78; *С<sub>Y</sub>*=0,5. а – оригинальное крыло, б – D728–1, в –D728–3



Рисунок 16 – Распределение давления по верхней поверхности крыла Dornier–728, М 0,8; *С<sub>Y</sub>*=0,5. а –оригинальное крыло, б – D728–3

#### 3.2 Оптимизация крыла самолета Boeing-737

В этом разделе мы приводим результаты одноточечной и многоточечной оптимизации крыла самолета Boeing-737. Главная точка оптимизации была выбрана при  $C_Y = 0,43$  и M = 0,75. Дополнительные точки оптимизации были выбраны при M = 0,8 ( $C_Y = 0,43$ ), а при M = 0,2 ( $C_Y = 1,28$ ). Геометрические

44

ограничения накладывались на толщину крыла, радиус кривизны передней кромки, угол задней кромки, а также углы стреловидности передней и задней кромок. Дополнительное (аэродинамическое) ограничение накладывалось на момент тангажа. Оптимизационные условия и ограничения приведены в таблице 3.

В общей сложности были выполнены три оптимизации: две одноточечные оптимизации и одна трехточечная. Число секций крыла было равно четырем – корневая, две средних и концевая секция. Порядок сплайнов Безье, определяющих представление профиля в каждой из секций равнялся 11, а общее количество параметров оптимизации (размерность пространства поиска равнялось 74.

Две одноточечные оптимизации отличаются величиной  $C_M^*$ . В обоих из этих оптимизаций момент подъемной силы был свободным, в то время как многоточечная оптимизация сохраняла момент подъемной силы на уровне оригинального крыла. В дальнейшем эти три варианта будут обозначаться соответственно B737–1, B737–2 и B737–3.

N⁰	$C_Y^{*}$	M	$\omega_i$	$C_M^*$
B737–1	0,430	0,75	1,0	$-\infty$
B737–2	0,430	0,80	1,0	$-\infty$
	0,430	0,75	0,70	-0,148
B737–3	0,430	0,80	0,25	-0,153
	1,280	0,20	0,05	-0,381

Таблица 3 – Оптимизационные условия и ограничения

Результаты расчетов показывают, что используемый метод обладает высокой скоростью сходимости в терминах величины полного сопротивления. Достижение сходимости оптимизационного процесса устанавливалось в Евклидовой метрике. Итерационный оптимизационный процесс останавливался при достижении разницы между значениями  $C_x$  между двумя последовательными циклами дизайна в 0,2 аэродинамических каунтов. В среднем для достижения

сходимости требовалось около 10 циклов дизайна. Необходимо отметить, что при многоточечной оптимизации итерационный процесс сходился не только для целевой функции (взвешенной суммы коэффициента сопротивления в различных точках дизайна), но хорошая сходимость наблюдалась и для всех компонентов взвешенного  $C_x$ .

Распределения давления вдоль исходного крыла демонстрирует наличие сильного скачка на верхней поверхности крыла вдоль всего его размаха. В результате получаются высокие значения полного сопротивления на обоих трансзвуковых точках полета. Оптимизация В737–1 (M = 0,75) практически ликвидирует ударную волну. Это обеспечивает сокращение сопротивления на 60,2 каунтов по отношению к оригинальным 210,2 каунтам. При более высоком числе Маха набегающего потока (M = 0,80) достигается существенно более сильное уменьшение сопротивления в соответствующей точке оптимизации В737–2: значение сопротивления снижается с 308,8 до 157,3 каунтов.

Тем не менее, с практической точки зрения такие формы не применимы изза существенно более низкого момента тангажа по сравнению с оригинальным крылом. Если оригинальное крыло имеет момент тангажа  $C_M = -0,15$  для обоих рассмотренных значений числа Маха, для B737–1 и B737–2 момент тангажа равен  $C_M = -0,22$ .

Для того, что бы сохранить момент тангажа на прежнем (исходного крыла) уровне и также обеспечить разумное значение  $C_{Y}^{max}$  для условий взлета была выполнена трехточечная оптимизация В737–3.

Результаты расчетов показывают, что трехточечная оптимизация при наличии сильных аэродинамических ограничений (особенно на момент тангажа) сокращают выигрыш в сопротивлении по сравнению с «теряющей момент тангажа» одноточечной оптимизацией. В частности, многоточечная оптимизация уменьшает выигыш приблизительно до 50 каунтов при M = 0,75 и 130 каунтов при M = 0,80 (по сравнению с 60 и 151 каунтами, достигнутыми при помощи соответствующих одноточечных оптимизаций).

Распределение давления по верхней поверхности крыла приведены на рисунках 17 и 18.



Рисунок 17 – Распределение давления по верхней поверхности крыла Boeing –737, М 0,75; *С<sub>Y</sub>*=0,43. а –оригинальное крыло, б – В737–1, в – В737–3



Рисунок 18 – Распределение давления по верхней поверхности крыла Boeing –737, М 0,8; *C<sub>Y</sub>*=0,43. а –оригинальное крыло, б – В737–3

### 3.3 Оптимизация крыла самолета G-150

Целью данного раздела является оценка эффективности работы предлагаемого методом, применяя его к оптимизации крыла транспортного самолета трапециевидного типа с изломом заостренной обратной кромки и и учетом его крутки. Для трансзвуковых условий полета (в том числе близких к крейсерскому режиму полета) течение сильно зависит от взаимодействия пограничного слоя с ударной волной.

Геометрия начального крыла приведена в работе [16]. Далее мы представляем результаты одноточечной оптимизации по аэродинамическому сопротивлению крыла для  $\text{Re} = 12,0 \times 10^6$  при фиксированном  $C_L = 0,4$  и различных значениях числа Маха. В общей сложности было рассмотрено пять тестовых случаев. Условия проектирования и ограничения приведены в таблице 4. Соответствующие оптимальные формы крыла в дальнейшем обозначаться соответственно TW–i (i– номер варианта). Во всех вариантах оптимизации геометрические ограничения на относительную толщину были те же, что исходного крыла, в то время как радиус кривизны передней кромки и угол задней кромки крыла могли быть ниже, чем исходные.

Таблица 4 – Крыло самолета G–150 – оптимизационные условия и ограничения для различных тестов

Nº	$C_{Y}^{*}$	М	$C_{M}^{*}$	$N_{_{WS}}$
TW-1	0,40	0,80	$-\infty$	3
TW-2	0,40	0,80	-0,08	3
TW-3	0,40	0,83	-0,08	3
TW-4	0,40	0,85	$-\infty$	3
TW-5	0,40	0,85	-0,08	3

Для упомянутых условий полета в течении около исходного крыла развивается сильный скачек, характеризующийся интенсивным взаимодействием пограничного слоя с ударной волной. При M = 0,80 оригинальное крыло дало общее сопротивление  $C_x = 135,4$  каунтов. Отметим, что уже исходное крыло обладает хорошими аэродинамическими характеристики при рассматриваемых условиях полета, поскольку его значение очень близко к сумме  $C_{X^{\circ}}$  и теоретического значения индуктивного сопротивления. Тем не менее, оптимизация для TW-1 дает в результате уменьшение сопротивления около 5% ( $C_x = 128,5$  каунта).

При M = 0,83 и 0,85 общее сопротивление оригинального крыла равно  $C_X$  = 142,9 и 170,5 каунтов соответственно. Общее сопротивление оптимизированных крыльев (TW–3 и TW–4) составляет 133,4 и 143,3 каунтов (сокращение на 7 и 16%, соответственно). Таким образом, увеличение числа Маха приводит к увеличению уменьшения сопротивления вызванного оптимизацией, как в абсолютных, так и относительных величинах.

Анализ показал, что значительное снижение величины сопротивления было достигнуто ликвидацией сильного скачка, присутствующего в исходном распределении давления. Соответствующие хордовые распределения давления показаны на рисунках 19 – 21.



Рисунок 19 – Оригинальное крыло G–150, М 0,85; *С<sub>Y</sub>*=0,4. Распределение давления по верхней (△△△) и нижней поверхностям крыла (∇∇∇)



Рисунок – 20 Оптимизированное крыло TW–4, М 0,85;  $C_Y$ =0,4. Распределение давления по верхней (  $\Delta\Delta\Delta$  ) и нижней поверхностям крыла

 $(\nabla\nabla\nabla)$ 



Рисунок 21 – Оптимизированное крыло TW–5, М 0,85; *C*<sub>*L*</sub>=0,4. Распределение давления по верхней ( ΔΔΔ ) и нижней поверхностям крыла

## 3.4 Проведение систематического сравнительного анализа исходных и оптимальных крыльев

В данном разделе проводится систематическое сравнение исходных и оптимальных крыльев, рассмотренных в предыдущем разделе в широком диапазоне режимов полета.

## 3.4.1 Сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев самолета Dornie–728

В целом характеристики оптимизированных крыльев по сравнению с исходным представлены на рисунках 21 – 24. Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при M = 0,78 (рисунок 21) и при M = 0,80 (рисунок 22) показывают, что оптимизация позволила улучшить аэродинамические характеристик при высоких коэффициентах подъемной силы ( $C_Y > 0,4$ ) без снижения производительности при более низких  $C_Y$ .

Что касается зависимости роста коэффициента сопротивления от числа Маха в крейсерском режиме  $C_Y = 0,5$  (рисунок 23), применение многоточечной оптимизации привело к сдвигу критического значения числа Маха в сторону больших значений (от оригинальной M = 0,76 до 0,80).

Ожидалось, что включение точки взлета в многоточечную оптимизацию должно, по крайней мере, сохранить крылу высокую подъемную силу при малых числах Маха. Действительно, анализ результатов подтвердили это предположение (рисунок 24). В самом деле, подъем кривой оптимизированного крыла немного лучше, чем у оригинала.



Рисунок 21 – Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при М = 0,78



Рисунок 22 – Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при M = 0.8



Рисунок 23 – Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха



Рисунок 24 – Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при M=0.2

3.4.2 Сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев самолета

### Boeing-737

Интересно оценить нештатное поведение оптимизированных форм. Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при M = 0,75 и при M = 0,80 представлены на рисунках 25 – 26, кривая роста коэффициента сопротивления от числа Маха показана на рисунке 27, а кривая зависимости подъемной силы от угла атаки для условий взлета (при M = 0,20) изображена на рисунке 28.



Рисунок 25 – Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при М = 0,75



Рисунок 26 – Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при M = 0.8

Анализ поляр показывает, что уровень снижения сопротивления, полученный при заданном коэффициенте подъемной силы сохранился в широком диапазоне значений С<sub>у</sub>. Что касается свойства роста сопротивления для полученных решений, оно может быть оценено из рисунка 2.7. Хотя одноточечная оптимизации для более высокого числа Маха естественно обладает большим значением критического числа Maxa, многоточечная оптимизация также значительно расширила зону низкого сопротивления по сравнению С оригинальным крылом.

Анализ кривой зависимости подъемной силы от угла атаки (рисунок 28) показывает, что как одноточечная оптимизация для M = 0,80, так и многоточечная оптимизация приводят к улучшению взлетных характеристик. Отметим, что усиление особенно высоко в первом случае. С аэродинамической точки зрения это может быть объяснено следующим образом. Безусловная (по отношению к моменту тангажа) оптимизация привела к сильно заостренной форме задней кромки крыла таким образом, что сымитировала подобие закрылка, который обычно и используется для того, чтобы увеличить  $C_{\gamma}^{max}$  при взлете. Для того, что бы удержать момент тангажа на требуемом уровне, многоуровневая оптимизация смещает нагрузку на крыло в направлении передней кромки уменьшая, таким образом, описанный выше эффект.



Рисунок 27 – Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха



Рисунок 28 – Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при *M*=0.2

3.4.3 Сравнительный анализ исходного и оптимального крыльев самолета G-150

Нештатное поведение оптимизированных крыльев представлено на рисунках 29 – 31 помощью аэродинамической поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) и кривыми зависимости коэффициента сопротивления от числа Маха.

Анализируя аэродинамические кривые (рисунок 29), можно сделать вывод, что оптимизированные крылья обладают лучшими аэродинамическими характеристиками, не только в расчетной точке (при  $C_Y = 0,4$ ), но в целом рассматриваемом диапазоне коэффициентов сопротивления и подъемной силы. Может быть также отмечено, что плата за сохранения  $C_M$  на уровне оригинального крыла практически не заметна.



Рисунок 29 – Поляры (Подъемная сила)/(Сила сопротивления) при M = 0.85



Рисунок 30 – Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха

Кроме того, с точки зрения зависимости от числа Маха, оптимальность решений не является точечно привязанной к параметрам точки дизайна. (Рисунок 30). Тем не менее, в отличие от нештатного поведения в отношении коэффициента подъемной силы, аэродинамические преимущества оптимизированных крыльев в условиях роста сопротивления вместе с числом Маха при фиксированном  $C_Y$  могут ограничиваться окрестностью числа Маха в точке дизайна.

Для вариантов с параметром дизайна M = 0,80 (TW-1 и TW-2), зона уменьшения сопротивления простирается от M = 0,6 до M = 0,825. Оптимизация с более высоким целевым параметром числа Маха (TW-4, M = 0,85) позволила сдвинуть точку дивергенции сопротивления с M = 0,825 (оригинальное крыло) до M = 0,855 (оптимизированная форма).

## 3.4.4 Исследование влияния аэродинамических параметров на оптимальную форму крыла и его аэродинамические характеристики

При исследовании влияния аэродинамических параметров на оптимальную форму крыла и его аэродинамические характеристики снова обратимся к тестам, рассмотренным в предыдущих разделах.

Влияние числа Маха на формы оптимизированных крыльев можно оценить из рисунков 31 и 32, где соответственно приведены профили крыла в корневой и концевой секциях. Для соответствующих тестов (TW–2, TW–4 и TW–5) коэффициент подъемной силы был зафиксирован на уровне  $C_Y = 0.4$ , в то время как момент тангажа был сохранен на уровне, очень близком к исходному крылу.



Рисунок 31 – Оптимизированные формы крыла G–150, полученные при различных числах Маха. Корневая секция



Рисунок 32 – Оптимизированные формы крыла G–150, полученные при различных числах Маха. Концевая секция

Видно, что ликвидация скачка (необходимая для минимизации сопротивления при постоянных значениях  $C_Y$  и  $C_M$ ) достигается по разному в разных секциях крыла. В корневой секции, увеличение целевого числа Маха приводит к увеличению радиуса передней кромки профиля и уменьшению толщины задней части крыла. В отличие от этого, в средней и концевой секциях уменьшаются радиус передней кромки и кривизна верхней поверхности профиля.

Для практических целей, решение задачи минимизации сопротивления должно осуществляться при разумных значениях момента тангажа. Таким образом, с точки зрения аэродинамики важно оценить выигрыш в результате наложении ограничений на тангажа c точки зрения общего момент сопротивления. Сравнение безусловной и условной оптимизации при  $C_L = 0,4, M$ = 0,80 и M = 0,85 (варианты TW-1 и TW-2 и варианты TW-4 и TW-5 соответственно) показывает, что в обоих случаях плата за поддержание величины момента тангажа на первоначальном уровне не превышает 1.0 каунта.

Форма средней и концевой секций, соответствующие этим оптимизациям, соответственно, изображены на рисунках 33 и 34. В обоих случаях введения ограничения на момент тангажа в результате приводит к значительно менее заостренным крыльям и смещению нагрузки на крыло в направлении передней кромки. Обратим внимание, хотя значения полного сопротивления ЧТО безусловной соответствующего условной оптимизации близки, И очень оптимальные формы при этом заметно отличаются.



Рисунок 33 – Оптимизированные формы крыла G–150, полученные при условной и безусловной оптимизации. Средняя секция



Рисунок 34 – Оптимизированные формы крыла G–150, полученные при условной и безусловной оптимизации. Концевая секция

Сравнение между оптимизированных форм крыла (D728–1 и D728–3) показано на рисунках 35–37. Сечения профилей, соответствующих D728–1 являются более заостренными в области задней кромки крыла, что вызвано слабым ограничением на момент тангажа.



Рисунок 35 – Оптимизированные формы крыла D–728, полученные при условной и безусловной оптимизации (относительно момента тангажа). Корневая секция



Рисунок 36 – Оптимизированные формы крыла D–728, полученные при условной и безусловной оптимизации (относительно момента тангажа). Средняя секция



Рисунок 37 – Оптимизированные формы крыла D–728, полученные при условной и безусловной оптимизации (относительно момента тангажа). Концевая секция

Для всех случаев, рассмотренных в данной главе, были проведены исследования на сеточную сходимость, которые показали хорошую точность численного решения (не менее 1%).

#### 3.5 Выводы по главе 3

1. Геометрические параметры задачи достаточно сильно влияют на оптимальные профили. Однако, на практике варьировать эти параметры весьма затруднительно. Толщина профиля ограничена снизу из-за необходимости размещения в крыле емкостей с топливом и варьироваться практически не может. В связи с этим и радиус передней кромки варьировать очень сложно. Вариация угла задней кромки крыла также сильно ограничена из-за конструктивных ограничений, в том числе прочностного характера.

2. Из газодинамических параметров задачи на оптимальное решение больше всего влияет число Маха. Однако возможность его вариации также весьма ограничена. Число Рейнольдса сильно влияет на коэффициент сопротивления, но практически не влияет форму оптимального профиля.

3. В связи с вышесказанным, можно заключить – как практической, так и с научной точек зрения гораздо важнее рассмотреть вопрос о том как ведет себя в различных условиях оптимальный аэродинамический профиль, полученный при

некоторых конкретных ограничениях, а не как эти условия влияют на форму оптимального профиля.

## Глава 4 Оптимизация трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата

# 4.1 Расчет аэродинамических характеристик изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата начальной формы

Первый шаг в решении задачи оптимизации состоит в проведении тщательного аэродинамического исследования ключевого элемента всей конфигурации – изолированного трехмерного крыла летательного аппарата начальной формы в широком диапазоне изменения определяющих параметров задачи. Такой анализ необходим, чтобы понять уровень аэродинамического совершенства исходной компоновки и получить начальную информацию для постановки задачи оптимизации.

Представление об общей картине обтекания начального крыла при M=0.20 и двух значениях коэффициента подъемной силы  $C_y=1.2$  (точка проектирования) и  $C_y=1.8$  (вблизи  $C_y^{max}$ ) можно получить из анализа поведения линий тока на крыле, которые представлены на рисунках 38 – 41.



Рисунок 38 – Картина линий тока на верхней поверхности начального крыла для *M*=0.20, *CY* = 1.20



Рисунок 39 – Картина линий тока на нижней поверхности начального крыла для

M=0.20, CY=1.20



Рисунок 40 – Картина линий тока на верхней поверхности начального крыла для M=0.20, *CY* = 1.80



Рисунок 41 – Картина линий тока на нижней поверхности начального крыла для M=0.20, *C*<sub>Y</sub> = 1.80

Соответствующие распределения давления на верхней поверхности начального крыла в основной точке проектирования  $C_Y = 1.20$ , M = 0.20 и в её окрестности как по числам Маха (M=0.15, 0.25), так и коэффициенту подъемной силы  $C_Y (C_Y = 1.50, 1.80)$  приведены на рисунках 42 – 46.



Рисунок 42 – Распределения давления на верхней поверхности начального крыла для M=0.20, *C<sub>Y</sub>* = 1.20



Рисунок 43 – Распределения давления на верхней поверхности начального крыла

при  $M = 0.20, C_Y = 1.80$ 







Рисунок 45 – Распределения давления на верхней поверхности начального крыла

для М=0.25, *C*<sub>*Y*</sub> = 1.50 Ср Х 0.8 0.664286 0.528571 0.392857 0.257143 0.121429 -0.01 42857 -0.15 -0.285714 -0.421429 -0.557143 -0.692857 -0.828571 -0.964286 -1.1



для M=0.25, *C*<sub>Y</sub> = 1.80

68

Для аэродинамического анализа наряду с распределением давления по поверхности крыла, важной является и информация о локальных секционных распределения коэффициента C<sub>P</sub> в различных сечениях по размаху крыла и их зависимость от числа Маха и коэффициента подъемной силы C<sub>y</sub>. Соответствующие данные приведены на Рисунок 47 – 58.



Рисунок 47 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.20 в бортовом сечении (Z=0.0м)



Рисунок 48 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.20 в сечении Z=2.15м



Рисунок 49 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.20 в сечении Z=4.0м



Рисунок 50 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.50 в бортовом сечении (Z=0.0м)



Рисунок 51 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.50 в сечении Z=2.15м



Рисунок 52 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.50 в сечении Z=4.0м



Рисунок 53 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.80 в бортовом сечении (Z=0.0м)



Рисунок – 54 Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.80 в сечении Z=2.15м


Рисунок 55 – Влияние числа Маха на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при *C<sub>Y</sub>* = 1.80 в сечении Z=4.0м



Рисунок 56 – Влияние коэффициента подъемной силы *C<sub>Y</sub>* на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при М= 0.20 в сечении

Z=0.0м



Рисунок 57 – Влияние коэффициента подъемной силы *C<sub>Y</sub>* на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при М= 0.20 в сечении *Z*=2.15м



Рисунок 58 – Влияние коэффициента подъемной силы *C<sub>Y</sub>* на секционные распределения давления для начального крыла БПЛА при М= 0.20 в сечении

Дополнительно, были проведены расчёты для построения поляры при значении числа Маха набегающего потока M = 0.15, 0.20, 0.25, причём расчётные углы атаки были выбраны в диапазоне, при которых  $C_Y$  крыла уже начал снижаться вслед за достижением максимального значения  $C_Y^{max}$ .

Соответствующие кривые зависимости коэффициента подъемной силы *C<sub>y</sub>* от угла атаки приведены на рисунках 1.5.28–1.5.30.



Рисунок 59 – Зависимость С<sub>у</sub> от угла атаки для начального крыла БПЛА при

M=0,15



Рисунок 60 – Зависимость  $C_{\gamma}$  от угла атаки для начального крыла БПЛА при

M=0,2



Рисунок 61 – Зависимость С<sub>у</sub> от угла атаки для начального крыла БПЛА при

## M=0.25

При анализе полученных аэродинамических данных следует учесть, что данное тестирование производилось для изолированного крыла и, безусловно, в присутствии фюзеляжа аэродинамическое поведение как базового крыла, так и оптимальных крыльев может претерпеть изменения, особенно в той части по размаху крыла, которая прилегает к корневой секции.

Проведенный анализ полученных аэродинамических характеристик исходного (базового) крыла позволил сделать следующие выводы.

- 1. Начальное крыло сравнительно хорошим сопротивлением в точке  $C_v =$ 1.20, M = 0.20. Это может быть проиллюстрировано следующими данными: расчётный коэффициент аэродинамического сопротивления в равняется 400 аэродинамических этой точке каунтам, значение минимального сопротивления базового крыла при М = 0.20 равно 113 каунтов, а идеальное индуцированное сопротивление базового крыла при  $C_{v}$ = 1.20 оценивается в 230 каунтов. Это заключение также подтверждается на основании изучения распределения давлений по верхней поверхности базового крыла и графиков секционного распределения давлений в трёх секциях по размаху крыла.
- 2. Начальное крыло обладает достаточно высоким значением  $C_{y}^{\max}$ .

 Существует возможность улучшения характеристик крыла, т.е. уменьшения сопротивления в точке оптимизации, а также и в широком диапазоне изменения полётных условий.

## 4.2 Оптимизация изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата

Второй шаг в решении задачи оптимизации аэродинамического проектирования летательных аппаратов состоит в нахождении оптимального формы ключевого элемента всей конфигурации – изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса.

Для выполнения этого второго шага использовался программный продукт OPTIMENGA\_AERO. Прежде чем перейти к анализу полученных результатов, приведем необходимую для дальнейшего понимания информацию о последовательности шагов аэродинамического инженера, которые необходимо сделать для оптимального аэродинамического проектирования на основе OPTIMENGA\_AERO.

В OPTIMENGA\_AERO, геометрия крыла определяется его двумерной формой в плане и геометрией секционных профилей в заданных местоположениях по размаху крыла. Те же секции по размаху крыла используются как для спецификации геометрии крыла, так и для проектирования.

Форма крыла в плане определяется количеством секций по размаху крыла (не менее трех: бортовая, средняя и концевая секции) и их месторасположением. Для бортовой секции задаётся длина хорды. Для всех секций, кроме концевой, задаётся значение интервала по размаху крыла между рассматриваемой и последующей секциями, а также значения углов стреловидности передней и задней кромки крыла. Эти данные определяют двумерную геометрию формы крыла в плане.

Для завершения определения трёхмерной геометрии крыла используются следующие данные, задаваемые для каждой секции крыла: безразмерные

координаты аэродинамического профиля с нулевой круткой, значения крутки и поперечного V. Координаты профиля нормированы по отношению к соответствующей хорде таким образом, что передняя и задняя кромка имеют координаты (0,0) и (0,1), соответственно. Крутка определяется посредством задания угла поворота вокруг задней кромки, а поперечное V (которое представляет собой сдвиг в направлении вверх–вниз по отношению к плоскости плана) вводится путем указания координаты Y задней кромки.

Стартовое (начальное) крыло должно удовлетворять всем геометрическим ограничениям, наложенным на оптимальное крыло. Стартовой точкой для оптимизации служило базовое крыло, описанное и проанализированное в разделе 4.1. Была проведена двухточечная оптимизация со следующими точками проектирования:

- Су=1.2, М=0.20 (с весом 0.7)
- С<sub>у</sub>=1.8, М=0.20 (с весом 0.3)

Первая (основная) точка проектирования соответствовала крейсерскому режиму полета БПЛА, а вторая (вспомогательная) была нужна, чтобы обеспечить крылу достаточно большое значение C<sub>y</sub><sup>max</sup>.

Двухточечная оптимизация позволила снизить  $C_x$  при  $C_y = 1.20$ , M = 0.20на 24.3 каунта по сравнению с базовым крылом (с 400.7 до 376.4 каунта). В точке  $C_y = 1.80$ , M = 0.20 значение Сх снизилось на 51.1 каунта по сравнению

с базовым крылом (с 830.2 до 779.1 каунта). Оптимальные аэродинамические профили крыла в разных секциях приведены на рисунках 62 – 64 вместе с профилями базового крыла.



Рисунок 62 – Сравнение профилей бортовой секции базового и оптимального крыла



Рисунок 63 – Сравнение профилей 1-ой промежуточной секции базового и оптимального крыла

79



Рисунок 64 – Сравнение профилей 2-ой промежуточной секции базового и оптимального крыла

Распределение давлений по верхней поверхности оптимального крыла в основной точке проектирования  $C_{\gamma}$  1.20, M = 0.20 и в некоторой окрестности этой точки по числам Маха и коэффициенту подъемной силы показаны на рисунках 65–68.



Рисунок 65 – Распределение коэффициента давления по верхней поверхности

оптимального крыла в основной точке оптимизации  $C_y = 1.20, M = 0.20$ 



Рисунок 66 – Распределение коэффициента давления по верхней поверхности



оптимального крыла при  $C_Y = 1.50, M = 0.20$ 

Рисунок 67 – Распределение коэффициента давления по верхней поверхности

оптимального крыла при  $C_Y = 1.20, M = 0.15$ 



Рисунок 68 – Распределение коэффициента давления по верхней поверхности оптимального крыла при *M* = 0.25, *C*<sub>Y</sub> = 1.20

Дополнительная информация о локальных характеристиках течения около оптимального крыла может быть получена из рисунке 69 – 72, на которых приведены сравнения секционных распределений коэффициента давления С<sub>Р</sub> для начального и опимального крыла для различных сечений в различных точках полета.



Рисунок 69 – Коэффициент давления в бортовом сечении Z=0.0м по размаху



Рисунок 70 – Коэффициент давления в сечени<br/>и Z=2.15м по размаху крыла при  $C_{\rm y}{=}1.20$ для M = 0.20



Рисунок 71 – Коэффициент давления в сечении Z=2.15м по размаху крыла при



Рисунок 72 – Коэффициент давления в сечени<br/>и Z=2.15м по размаху крыла при С<br/>у=1.50 для M = 0.20

Из анализа сравнений соответствующих распределений давления между начальным и оптимальным крылом, видно, что изменение формы крыла привело к благоприятному в аэродинамическом смысле перераспределению нагрузки по всему размаху крыла и значительному улучшению интегральных аэродинамических характеристик.

Это благоприятно отразилось на значении коэффициента сопротивления крыла при значении  $C_y = 1.20$ , причем сопротивление понизилось для достаточно большой окрестности основной точки проектирования как по числу Маха, так и по коэффициенту подъемной силы. Это означает, что улучшения, полученные при проектировании носят не локальный характер и устойчивы к малым изменениям условий полета, что является необходимым условием для практического использования этих результатов.

В заключении приведем сравнения поляр сопротивления между начальным и оптимальным крылом (рисунок 73), а также соответствующие сравнения зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (рисунки 75 – 76).



Drag polar M=0,20

Рисунок 73 – Сравнение поляры сопротивления базового и оптимального крыла БПЛА для М = 0.20



Рисунок 74 – Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы базового и оптимального крыла БПЛА для M = 0.20



Рисунок 75 – Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы базового и оптимального крыла БПЛА для M = 0.15

Cy vs alpha M=0,15



Рисунок 76 – Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы базового и оптимального крыла БПЛА для M = 0.25

В заключении данного раздела отметим, что анализ полученных аэродинамических характеристик оптимального крыла, показывает,

- Оптимальное крыло обладает значительно меньшим сопротивлением в основной точке оптимизации C<sub>Y</sub> = 1.20, M = 0.20 (C<sub>X</sub> = 376.2 каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском режиме полета (M = 0.20) и его окрестностях
- 2. Оптимизация позволила улучшить планерное качество крыла на 7%
- Оптимальное крыло обладает лучшими аэродинамическими параметрами в широкой окрестности точки оптимизации по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета.



## 4.3 Исследование устойчивости оптимального изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата к его начальной форме

При разработке технологии оптимального аэродинамического проектирования, одним из важнейших вопросов, является вопрос о том насколько результат применения такой технологии проектирования зависит от начальной формы оптимизируемой поверхности.

С практической точки зрения очень важно, чтобы технология давала хорошие результаты не только в случае, когда начальная геометрия обладает приемлемыми аэродинамическими характеристиками, но и в случае, когда исходная форма в точках проектирования имеет высокий уровень полного сопротивления.

С математической точки зрения возникает вопрос об устойчивости алгоритма автоматического оптимального проектирования к начальной форме. Иными словами, если мы проведем две оптимизации с одинаковым условиями и ограничениями, но для двух сильно отличающихся друг от друга начальных геометрий, то насколько будут отличаться друг от друга две полученные оптимальные геометрии?

В связи с этим были проведены исследования устойчивости предложенной нами технологии автоматического оптимального проектирования к начальной форме изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата.

Крыло имеет следующие углы скоса передней кромки  $\gamma_{LE}$  :

- Между бортовой и 1-ой промежуточной секцией γ<sub>LE</sub> =2.3°
- Между 1-ой и 2-ой промежуточной секцией  $\gamma_{LE} = 2.3^{\circ}$
- Между 2-ой и 3-ей промежуточной секцией  $\gamma_{LE} = 2.3^{\circ}$
- Между 3-ей промежуточной и концевой секцией γ<sub>LE</sub> =2.3° и следующие углы скоса задней кромки γ<sub>TE</sub> :

- Между 1-ой и 2-ой промежуточной секцией  $\gamma_{TE} = -3.43^{\circ}$
- Между 2-ой и 3-ей промежуточной секцией γ<sub>TE</sub> =-3.43°
- Между 3-ей промежуточной и концевой секцией γ<sub>TE</sub> =-3.43°

Были рассмотрены 2 варианта задания начальных форм крыла. В 1–ом варианте секционные профили совпадали с исходной геометрией беспилотного летательного аппарата среднего класса.

Во втором варианте начальная геометрия была намеренно выбрана абсолютно непригодной с аэродинамической точки зрения.

В частности, вместо суперкритического профиля на 2-ой промежуточной секции крыла был поставлен симметричный профиль, в котором верхняя поверхность совпадала с верхней поверхностью исходного профиля. Дополнительно полученный симметричный профиль был отскалирован, чтобы он отвечал всем требуемым ограничениям: имел максимальную относительную толщину 19.2% и относительную толщину 16.0% (при X/C=0.16) и 11.0% (при X/C=0.65).

Сравнение данных начальных профилей для двух вариантов оптимизации представлено на рисунке 77.



Рисунок 77 – Сравнения начальных профилей во 2–ой промежуточной секции изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса

Анализ основной секционных распределения давления В точке проектирования при M=0.20, C<sub>v</sub>=1.20 (рисунки 78 – 79), а также распределений давления на верхней поверхности крыла при M=0.20, но при более высоком коэффициенте подъемной силы  $C_{v}=1.50$ (рисунок 80) подтвердил предположение, что симметричный профиль в середине крыла абсолютно непригоден для данных условий обтекания. Об этом же говорит и значение коэффициента полного сопротивления в основной точке проектирования при M=0.20,  $C_v=1.20$ :  $C_x = 445,7$  каунта – рост более чем на 10% по сравнению с начальным крылом.

Все это говорит о том, что с аэродинамической и геометрической точек зрения 2-ой вариант начальной геометрии крыла находится очень далеко как от оптимального решения, так и от начальной формы крыла предложенной в разделе 4.1.





Рисунок 78 – Сравнения секционных распределений давления при М=0.20,

С<sub>у</sub>=1.20 для двух вариантов задания начальной формы для Z=0.0м



Рисунок 79 – Сравнения секционных распределений давления при М=0.20, С<sub>у</sub>=1.20 для двух вариантов задания начальной формы для Z=2.15м



Рисунок 80 – Сравнения секционных распределений давления при М=0.20,





Рисунок 81 – Сравнения секционных распределений давления при М=0.20, С<sub>у</sub>=1.50 для двух вариантов задания начальной формы для Z=2.15м

Перейдем теперь к сравнениям результатов этих двух оптимизаций. Для получения оптимального решения как для 1–ого варианта так и для 2–ого варианта задания начальной формы было необходимо 15 шагов. Соответствующая картина сходимости оптимизационного процесса приведена на рисунке 82.

Результаты оптимизации оказались очень близкими и в широком диапазоне условий полета практически идентичными. В частности, в основной точке проектирования М=0.20, С<sub>у</sub>=1.20 сопротивление оптимального крыла для 1–ого варианта составило 376.4 аэродинамических каунта против 376.9 для 2–ого варианта задания формы начального крыла.



Рисунок 82 – Сходимость оптимизационного процесса

Соответствующие секционные распределения давления (рисунки 83 – 86) оказались очень близки. Об этом же говорят и сравнения оптимальных профилей для оптимизированных секций крыла (рисунки 87 – 90).

В заключении приведем данные по сравнению интегральных характеристик оптимальных геометрий полученных для 2-ух вариантов задания начальной

формы крыла. На рисунке 91 приведены поляры сопротивления для двух оптимизаций, а на рисунке 92 – соответствующие зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки для условий крейсерского полета M = 0.20.



Рисунок 83 – Распределения давления в сечении Z = 0.0 м по размаху крыла при  $C_{\gamma} = 1.20$  для M = 0.20 для двух вариантов оптимизации



Рисунок 84 – Распределение давления в сечении Z=2.15 м по размаху крыла при

 $C_y$ =1.20 для M = 0.20 для двух вариантов оптимизации



Рисунок 85 – Распределение давления в сечении Z=0.0 м по размаху крыла при  $C_y$ =1.50 для M = 0.20 для двух вариантов оптимизации



Рисунок 86 – Распределение давления в сечении Z=2.15 м по размаху крыла при С<sub>у</sub>=1.50 для M = 0.20 для двух вариантов оптимизации



Рисунок 87 – Сравнения оптимальных профилей в бортовой секции изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса для 2 вариантов оптимизации



Рисунок 88 – Сравнения оптимальных профилей в 1-ой промежуточной секции изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса для 2 вариантов оптимизации



Рисунок 89 – Сравнения оптимальных профилей в 3-ей промежуточной секции изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса для 2 вариантов оптимизации



Рисунок 90 – Сравнения оптимальных профилей в концевой секции изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата среднего класса для 2 вариантов оптимизации



Рисунок 91 – Сравнения поляр сопротивления оптимального изолированного трехмерного крыла БПЛА для 2 вариантов оптимизации при М=0.20



Рисунок 92 – Сравнения зависимостей коэффициента подъемной силы от угла атаки оптимального изолированного трехмерного крыла БПЛА для 2–ух вариантов оптимизации при М=0.20

Таким образом, анализ полученных аэродинамических характеристик оптимальных крыльев беспилотного летательного аппарата среднего класса для 2

вариантов задания начальной формы крыла, показывает, что предлагаемая технология оптимального аэродинамического проектирования является устойчивым к заданию начальной формы, поскольку

- Оптимальные крылья обладают практически одним и тем же сопротивлением в основной точке проектирования C<sub>y</sub> = 1.20, M = 0.20 (C<sub>x</sub>=376.4 каунта и C<sub>x</sub>=376.9 каунта)
- 2. Формы оптимальных крыльев очень блики друг к другу.
- Оптимальные крылья обладают очень близкими (практически идентичными) интегральными аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне изменения условий полета.

## 4.4 Расчет аэродинамических характеристик полной трехмерной компоновки крыло-фюзеляж беспилотного летательного аппарата начальной формы

Третий шаг в решении задачи оптимизации состоит в проведении тщательного аэродинамического анализа следующей (после изолированного крыла) по уровню геометрической сложности конфигурации: а именно компоновки крыло-фюзеляж. Этот шаг необходим, чтобы понять уровень аэродинамического качества самолета с учетом интерференции потоков, обтекающих крыло и фюзеляж.

Начальная геометрия беспилотного летательного аппарата среднего класса для данного аэродинамического анализа состояла из исходного фюзеляжа и оптимального крыла, поверхность которого была определена в разделе 4.1.

Аэродинамический анализ данной начальной конфигурации был проведен с использованием программного продукта OPTIMENGA\_AERO\_ANALYSIS, который представляет собой программный продукт для высокоточного расчёта вязких течений сжимаемого газа около аэродинамических тел сложной конфигурации.

Численное моделирование производится на основе решения осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса движения вязкого сжимаемого газа. Расчёт течений производится в широком диапазоне условий обтекания, включающем дозвуковые, околозвуковые и сверхзвуковые течения.

Ввод в OPTIMENGA\_AERO\_ANALYSIS состоит из численной сетки вокруг анализируемой аэродинамической модели и перечня полётных условий, расчётных данных и численных параметров итерационного процесса. Основные выходные файлы – это файлы, содержащие поле течения (они используются для визуализации решения) и буквенно–цифровые файлы, в которые записываются основные аэродинамические коэффициенты и моменты, а также данные, отражающие текущее состояние расчёта.

OPTIMENGA AERO ANALYSIS собой Алгоритм представляет итерационный процесс, осуществляемый в рамках специально разработанного Поставляемый многосеточного алгоритма. пользователю стандартный многосеточный алгоритм расчёта может быть при необходимости отрегулирован пользователем в соответствии с требованиями точности расчёта и в зависимости от специфических условий анализа. В целях улучшения сходимости и повышения точности расчёта, допускается непосредственное продолжение итерационного процесса (запуск в режиме продолжения).

Анализируемая геометрическая модель задаётся пользователем посредством задания трёхмерной структурированной расчётной сетки. Расчётная сетка является объединением блоков, каждый из которых представляет трёхмерную структуру типа I, J, K. Блоки состоят из контрольных объёмов (ячеек), которые геометрически являются криволинейными гексаэдрами, так что узлы сетки располагаются в вершинах гексаэдра, сеточные линии идут вдоль его ребер, а значения искомых величин приписываются геометрическому центру ячейки.

Каждый блок задаётся тремя размерами (то есть числом ячеек NC<sub>i</sub>, NC<sub>j</sub>, NC<sub>k</sub> в направлении I, J, и K, соответственно) и размерными координатами x, y, z (в метрах) всех узлов его ячеек.

Грани ячеек – это их внешние двумерные границы (грани соответствующих гексаэдров), а шесть граней блока состоят из соответствующих граней ячеек, составляющих внешнюю двумерную границу блока.

Каждая грань блока характеризуется единым типом. Допускаются следующие типы граней блока: "surface" (для граней, лежащих на поверхности обтекаемого тела), "far-field" (для граней, лежащих на границе вычислительной области), "symmetry" (для граней, лежащих в плоскости симметрии, в случае расчёта половины симметричной конфигурации) и "merge" (для граней, граничащих с другим(и) блоком (блоками) сетки).

Типы граней блока автоматически опознаются кодом OPTIMENGA\_AERO\_ANALYSIS. При построении расчётной сетки необходимо учесть, что каждой такой грани соответствует только один из вышеописанных типов. Это, в частности, означает, что если на грани блока имеются узлы сетки, лежащие на поверхности обтекаемого тела, то и все узлы на этой грани блока тоже должны лежать на этой поверхности.

С другой стороны, допускается так называемый "многогранный merge", при котором грань блока может примыкать сразу к нескольким граням других блоков (при условии, что эти смежные грани того же типа "merge").

Расчётная сетка, задаваемая пользователем, используется в качестве базисной сетки максимального разрешения при проведении численного анализа течения.

В целом, численный алгоритм используют многоуровневую сеточную структуру. Такие структуры автоматически генерируются кодом OPTIMENGA\_AERO\_ANALYSIS в соответствии с параметрами заданного входного файла. Это происходит посредством огрубления (уменьшения резолюции) построенной пользователем базисной сетки. Огрубление сетки производится рекурсивно, опуская каждую вторую координатную линию I, J, K в блоке.

Таким образом, в случае (обычно рекомендуемых) трёхуровневых многосеточных расчётов, накладывается следующее требование на размеры

базисной сетки: величина каждого из размеров NC<sub>i</sub>, NC<sub>j</sub>, NC<sub>k</sub>, (число ячеек блока в направлениях I, J, K, соответственно) должна быть кратна 4.

Расчётная сетка для конфигурации крыло-фюзеляж имела стандартную двухслойную структуру, хорошо подходящую для практических приложений. Общее количество блоков равнялось 30, которые топологически делились на 15 блоков во внутреннем слое, (прилегающем к поверхности тела) и 15 блоков во внешнем слое (граничащих с численной «бесконечностью»).

Для повышения точности расчетов шаги сетки были неравномерными и сетка сгущалась в области течения с большими градиентами. В частности, шаг сетки вдоль поверхности крыла в окрестности передней кромки составлял порядка 0.2% от локальной хорды крыла, а в окрестности задней кромки был порядка 0.45% от локальной хорды крыла. Величина 1–ого шага по направлению по нормали к поверхности крыла составлял 0.02мм.

Вид расчётной сетки на поверхности конфигурации «крыло-фюзеляж» представлен на рисунках 93 – 94, а представление о пространственной топологии вычислительной сетки можно получить из рисунка 95.



Рисунок 93 – Вид расчётной сетки на поверхности конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности бортовой секции крыла



Рисунок 94 – Вид расчётной сетки на поверхности конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности концевой секции крыла



Рисунок 95 – Вид пространственной расчётной сетки около конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы

Перейдем теперь к анализу полученных результатов. Прежде всего приведем распределения на верхней поверхности конфигурации «крыло– фюзеляж» значения Y<sup>+</sup> (рисунок 96), позволяющая оценить точность разрешения структуры течения в тонком пристенном слое около поверхности обтекаемого тела. Как видно, величина Y<sup>+</sup> находится в достаточно узком диапазоне около 1, что свидетельствует о хорошей точности разрешения структуры течения в пограничном слое.

Интегральные распределения давления на поверхности рассмотренной компоновки для M=0.20 при значении коэффициента подъемной силы  $C_y=1.2$  (соответствующей точке проектирования по данному параметру) и для более высоких значениях коэффициента подъемной силы ( $C_y=1.5$  и  $C_y=1.8$ ) приведены на рисунках 97 – 99.

106

Информация о локальных секционных распределениях коэффициента давления C<sub>P</sub> при крейсерском значении М=0.20 для различных значений коэффициента подъемной силы C<sub>y</sub> приведена на рисунках 100 – 103.



Рисунок 96 – Распределение Y<sup>+</sup> на верхней поверхности конфигурации «крыло– фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при M=0.20, C<sub>y</sub>=1.20



Рисунок 97 – Распределение давления на верхней поверхности конфигурации «крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при M=0.20, C<sub>y</sub>=1.20


Рисунок 98 – Распределение давления на верхней поверхности конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при М=0.20, С<sub>у</sub>=1.80



Рисунок 99 – Распределение давления на верхней поверхности полной конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при M=0.20, C<sub>y</sub>=1.20



Рисунок 100 – Секционные распределение С<sub>Р</sub> для конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при М=0.20 для сечения Z=0.3м



Рисунок 101 – Секционные распределение С<sub>Р</sub> для конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при М=0.20 для сечения Z=1.0м



Рисунок 102 – Секционные распределение С<sub>Р</sub> для конфигурации «крыло– фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при М=0.20 для сечения Z=3.0м



Рисунок 103 – Секционные распределение С<sub>Р</sub> для конфигурации «крыло– фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при М=0.20 для сечения Z=4.4м

Одним из источников возникновения дополнительного сопротивления является появление зоны отрыва потока в области стыковки крыла с фюзеляжем. Хорошим индикатором этого явления является поведение линий тока в этой области. В связи с этим на рисунках 104 – 109 приведены картины линий тока на поверхности тела для условий обтекания в основной точке проектирования.

Как видно из этих рисунков, признаков отрыва в указанных областях для рассмотренной начальной конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы не наблюдается, является важным положительным фактором для дальнейшего аэродинамического проектирования.



Рисунок 104 – Картина линий тока на поверхности конфигурации «крыло– фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности передней кромки крыла около фюзеляжа (вид снизу) при

M=0.20, C<sub>y</sub>=1.20



Рисунок 105 – Картина линий тока на поверхности конфигурации «крыло– фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности передней кромки крыла около фюзеляжа (вид сверху) при *M*=0.20, *C<sub>y</sub>*=1.20



Рисунок 106 – Картина линий тока на поверхности конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности задней кромки крыла около фюзеляжа (вид снизу) при

*M*=0.20, *C<sub>y</sub>*=1.20



Рисунок 107 – Картина линий тока на поверхности конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности задней кромки крыла около фюзеляжа (вид сверху) при

 $M=0.20, C_y=1.20$ 



Рисунок 108 – Картина линий тока на поверхности конфигурации «крыло– фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности концевой секции крыла около фюзеляжа (вид снизу) при

M=0.20, C<sub>y</sub>=1.20



Рисунок 109 – Картина линий тока на поверхности конфигурации «крылофюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы в окрестности концевой секции крыла около фюзеляжа (вид сверху) при

Перейдем теперь к анализу интегральных характеристик рассмотренной начальной конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы.

Поляра сопротивления (зависимости коэффициента подъемной силы  $C_Y$  от коэффициента полного сопротивления  $C_X$ ) для условий крейсерского полета M = 0.20 представлена на рисунке 110, а зависимость коэффициента подъемной силы  $C_Y$  от угла атаки на рисунке 111.



Рисунок 110 – Поляра сопротивления конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при M=0.20



Рисунок 111 – Зависимость коэффициента подъемной силы *C<sub>Y</sub>* от угла атаки для конфигурации «крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы при *M* = 0.20

В целом, детальный анализ полученных аэродинамических характеристик конфигурации «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса начальной формы, подтверждает основные выводы сделанные по итогам аэродинамического анализа изолированного крыла БПЛА приведенных в разделе 4.1 настоящей работы:

- Начальная конфигурация «крыло-фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса обладает приемлемым планерным качеством в точке проектирования C<sub>y</sub> = 1.20, M = 0.20 (около 30.9).
- Планерное качество начальной конфигурации остается достаточно высоким и при C<sub>y</sub> = 1.50 (около 31.2) начиная снижаться только с C<sub>y</sub> больших 1.8.
- Существует возможность улучшения характеристик крыла, т.е. уменьшения сопротивления в точке оптимизации, а также и в широком диапазоне изменения полётных условий.

## 4.5 Оптимизация крыла беспилотного летательного аппарата в полной трехмерной компоновке крыло-фюзеляж с учетом конструктивных параметров и конструктивных ограничений

Четвертый шаг в решении поставленной задачи оптимизации (а также разрабатываемой технологии оптимального аэродинамического проектирования летательных аппаратов) состоит в проведении оптимального аэродинамического проектирования полной конфигурации «крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса.

Для выполнения этого четвертого шага использовался программный продукт OPTIMENGA\_AERO\_WB. Стартовой точкой для оптимизации служило начальная компоновка крыло–фюзеляж» беспилотного летательного аппарата среднего класса, проанализированное выше. Была проведена двухточечная оптимизация со следующими точками оптимизации:

- *C<sub>y</sub>*=1.2, M=0.20 (с весом 0.7)
- $C_{y} = 1.8$ , M=0.20 (с весом 0.3)

Первая (основная) точка оптимизации соответствовала крейсерскому режиму полета БПЛА, а вторая (вспомогательная) была нужна, чтобы обеспечить летательному аппарату достаточно большое значение  $C_{Y}^{max}$ .

Двухточечная оптимизация позволила снизить коэффициент сопротивления в точке оптимизации  $C_{\gamma} = 1.20$ , M = 0.20 на 13.0 каунтов (или около 3%) по сравнению с базовым крылом (с 430.1 до 417.1 каунта). В точке  $C_{\gamma} = 1.50$ , M = 0.20 значение коэффициента сопротивления снизилось на 20.5 каунта (или около 3.5%) по сравнению с базовым крылом (с 588.4 до 567.9 каунта). В точке  $C_{\gamma} = 1.80$ , M = 0.20 значение коэффициента сопротивления снизилось на 35.3 каунта (или около 4.35%) по сравнению с базовым крылом (с 812.9 до 777.6 каунта).

Секционные аэродинамические профили крыла по результатам данной оптимизации приведены на рисунках 112 – 115 в сравнении с профилями начального крыла.



Рисунок 112 – Сравнение профилей 1-ой промежуточной секции начального и оптимального крыла



Рисунок 113 – Сравнение профилей 2-ой промежуточной секции начального и оптимального крыла



Рисунок 114 – Сравнение профилей 3-ей промежуточной секции начального и оптимального крыла



Рисунок 115 – Сравнение профилей концевой секции начального и оптимального крыла

Распределение давлений по верхней поверхности оптимального крыла в основной точке проектирования  $C_{Y} = 1.20$ , M = 0.20 и в некоторой окрестности этой точки по числам Маха и коэффициенту подъемной силы показаны на рисунках 116 – 120.



Рисунок 116 – Распределение давлений по верхней поверхности оптимального

крыла в основной точке проектирования  $C_{Y} = 1.20, M = 0.20$ 



Рисунок 117 – Распределение давлений по верхней поверхности оптимального

крыла в точке  $C_Y = 1.50, M = 0.20$ 



Рисунок 118 – Распределение давлений по верхней поверхности оптимального

крыла в точке  $C_Y = 1.80, M = 0.20$ 





крыла в точке  $C_Y = 1.20, M = 0.15$ 



Рисунок 120 – Распределение давлений по верхней поверхности оптимального крыла в точке  $C_{\gamma} = 1.20, M = 0.25$ 

Дополнительная информация о локальных характеристиках течения около оптимального крыла может быть получена из рисунков 121 – 126, на которых приведены сравнения секционных распределений коэффициента давления С<sub>Р</sub> для начального и оптимального крыла для различных сечений в различных точках полета.



Рисунок 121 – Распределения коэффициента давления вдоль хорды крыла в сечении Z=0.3м по размаху крыла при C<sub>y</sub>=1.20 для M = 0.20 для начального и



Рисунок 122 – Сравнение распределений давления в сечении Z=2.4м по размаху крыла при C<sub>y</sub>=1.20 для M = 0.20 для начального и оптимального крыла



Рисунок 123 – Сравнение распределений давления в сечении Z=0.3м по размаху крыла при C<sub>y</sub>=1.50 для M = 0.20 для начального и оптимального крыла



Рисунок 124 – Сравнение распределений давления в сечении Z=2.4м по размаху крыла при C<sub>y</sub>=1.50 для M = 0.20 для начального и оптимального крыла



Рисунок 125 – Сравнение распределений давления в сечении Z=0.3м по размаху крыла при C<sub>y</sub>=1.80 для M = 0.20 для начального и оптимального крыла



Рисунок 126 – Сравнение распределений давления в сечении Z=2.4м по размаху крыла при C<sub>y</sub>=1.80 для M = 0.20 для начального и оптимального крыла

Из анализа сравнений соответствующих распределений давления между начальным и оптимальным крылом, видно, что изменение формы крыла привело к благоприятному в аэродинамическом смысле перераспределению нагрузки по всему размаху крыла и улучшению интегральных аэродинамических характеристик.

Это благоприятно отразилось на значении коэффициента сопротивления крыла при значении  $C_y = 1.20$ , причем сопротивление понизилось для достаточно большой окрестности основной точки проектирования как по числу Маха, так и по коэффициенту подъемной силы. Это означает, что улучшения, полученные при проектировании носят не локальный характер и устойчивы к малым изменениям условий полета, что является необходимым условием для практического использования этих результатов.

В заключении приведем сравнения поляр сопротивления между начальным и оптимальным крылом (рисунок 127), а также соответствующие сравнения зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки (рисунок 128).



Рисунок 127 – Сравнение поляры сопротивления базового и оптимального крыла БПЛА для М = 0.20



Рисунок 128 – Сравнение зависимости коэффициента подъемной силы начального и оптимального крыла БПЛА для М = 0.20

В заключении данного раздела отметим, что детальный анализ полученных аэродинамических характеристик оптимальной компоновки «крыло-фюзеляж», беспилотного летательного аппарата среднего класса показывает, что двухточечная оптимизация позволила успешно решить задачу оптимального проектирования.

## 4.6 Выводы по главе 4

- Оптимальная конфигурация обладает меньшим сопротивлением в основной точке проектирования C<sub>y</sub> = 1.20, M = 0.20 (C<sub>x</sub> = 417.1 каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском полете при M = 0.20 и его окрестностях
- Оптимизация позволила улучшить планерное качество конфигурации в основной точке оптимизации и сохраняет это улучшение в достаточной большой окрестности этой точки

- Оптимальная компоновка обладает лучшими аэродинамическими характеристиками в широкой окрестности точки проектирования по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета
- 4. Оптимальная конфигурация отвечает всем заданным геометрическим и аэродинамическим ограничениям
- 5. Оптимальное решение устойчиво по отношению к начальным условиям.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе выполнения диссертационного исследования получены следующие выводы и результаты:

1. Новый вариант генетического алгоритма с вещественным кодированием пространства поиска, обеспечивающего большую надежность получения глобального экстремума для мультимодальных функций.

2. Показано, что геометрические параметры задачи достаточно сильно влияют на оптимальные профили. Однако, на практике варьировать эти параметры весьма затруднительно. Из газодинамических параметров задачи на оптимальное решение больше всего влияет число Маха. Однако возможность его вариации также весьма ограничена. Число Рейнольдса сильно влияет на коэффициент сопротивления, но практически не влияет форму оптимального профиля. В связи с вышесказанным, можно заключить – как практической, так и с научной точек зрения гораздо важнее рассмотреть вопрос о том как ведет себя в различных условиях оптимальный аэродинамический профиль, полученный при некоторых конкретных ограничениях, а не как эти условия влияют на форму оптимального профиля.

3. Полученное оптимальное крыло БПЛА обладает значительно меньшим сопротивлением в основной точке оптимизации  $C_y = 1.20, M = 0.20$  ( $C_x = 376.2$  каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском режиме полета (M = 0.20) и его окрестностях. Оптимизация позволила улучшить планерное качество крыла на 7% Оптимальное крыло обладает лучшими аэродинамическими параметрами в широкой окрестности точки оптимизации по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета

4. Исследования на устойчивость оптимального решения к начальным данным показало, что оптимальные крылья обладают практически одним и тем же сопротивлением в основной точке проектирования  $C_{\gamma} = 1.20$ , M = 0.20 ( $C_{\chi}=376.4$  каунта и  $C_{\chi}=376.9$  каунта). Формы оптимальных крыльев очень близки друг к другу, они обладают очень близкими (практически идентичными)

интегральными аэродинамическими характеристиками в широком диапазоне изменения условий полета.

5 Оптимальная конфигурация «крыло-фюзеляж» обладает меньшим сопротивлением в основной точке проектирования  $C_{\gamma} = 1.20, M = 0.20$  ( $C_X = 417.1$  каунта) и может эксплуатироваться при крейсерском полете при M = 0.20 и его окрестностях. Оптимизация позволила улучшить планерное качество конфигурации в основной точке оптимизации и сохраняет это улучшение в достаточной большой окрестности этой точки. Оптимальная компоновка обладает лучшими аэродинамическими характеристиками в широкой окрестности точки проектирования по числам Маха и коэффициента подъемной силы и устойчиво к малым изменениям условий полета.

Результаты диссертационной работы могут послужить основой ДЛЯ проектирования перспективных БПЛА различных классов (в диссертации фактически был рассмотрен только средний класс БПЛА). Перспективы дальнейшей разработки темы связаны с усложнением формы фюзеляжа БПЛА, оптимизацией обтекателя крыла и оптимизации конфигурации «крылогеометрии оптимизируемой области приводит к обтекатель». Усложнение размерности пространства усложнению рельефа увеличению поиска И функционала. Поэтому успех продвижения в этом направлении связан с дальнейшим совершенствованием используемых программных пакетов И улучшением используемых в них численных методов

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Jameson A. Using Computational Fluid Dynamics for Aerodynamics – A Critical Assessment / A. Jameson, L. Martinelli, J. C. Vassberg // 23rd International Congress of Aeronautical Sciences, September 8–13, 2002, Toronto, Canada. – ICAS Paper 2002–1.10.1. – 10 p.

Vassberg J. C. Aerodynamic Shape Optimization. Part I / J. C. Vassberg,
 A. Jameson – Von Karman Institute, Brussels, Belgium. – 2006. –VKI Lecture – I. – 30
 p.

3. Alauzet F. Mesh Adaptivity and Optimal Shape Design for Aerospace / F. Alauzet, B. Mohammadi, O. Pironneau – Variational Analysis and Aerospace Engineering: Mathematical Challenges for Aerospace Design. – Springer: Optimization and Its Applications. – 2012. – Vol. 66. – P. 323–337.

4. Mohammadi B. Shape Optimization in Fluid Mechanics / B. Mohammadi,
O. Pironneau // Annual Review of Fluid Mechanics. – 2004. – Vol. 36. – P. 255–279.

5. Gauger N. Shape Optimization and its applications in industry: Adjoint flow solvers for aerodynamic shape optimization / Gauger N. // ECMI Newsletter. – 2007. – No. 41. – P. 1–4.

Kroll N. Flow Simulation and Shape Optimization For Aircraft Design / N.
 Kroll, N. Gauger, J. Brezillon, R. Dwight et al. // Journal of Computational and Applied Mathematics. – 2007. – Vol. 203, is. 2 – P. 397–411.

 Epstein B. Comparative study of 3D wing drag minimization by different optimization techniques / B. Epstein, A. Jameson, N. Harrison, S. Peigin, D. Roman, J. Vassberg // Journal of Aircraft. – 2009. – Vol. 46, No. 2. – P. 526–541.

Taylor J.W.R. Jane's Pocket Book of Remotely Piloted Vehicles: Robot
 Aircraft Today / J.W.R. Taylor – New York: Collier Books. – 1977. – 239 p.

 Кузнецов К. Реактивное оружие Второй Мировой / К. Кузнецов – М.:Эксмо – 2010. – 480 с.

10. Якубович Н.В. Боевые самолеты Туполева. 78 мировых рекордов. / Якубович Н.В. – М.:Эксмо – 2010. – 100 с.

Владимиров Н.А. Расчетные и экспериментальные исследования обтекания крыла супербольшого удлинения при малых числах Рейнольдса / Н.А. Владимиров, В.В. Вышинский, В.М. Гадецкий // Техника Воздушного Флота. – 1994. – № 1. – С. 32 – 44.

12. Федоров Л.П. Результаты исследований летно-технических характеристик высотных самолетов / Л.П. Федоров // М:ЦАГИ. – Труды ЦАГИ. – 1997. – вып. 2624. – С. 23 – 32.

Гадецкий В.М. Исследования аэродинамики высотного беспилотного самолета с крылом сверхбольшого удлинения при малых числах Рейнольдса / В.М. Гадецкий, Ю.С. Михайлов // Техника Воздушного Флота. – 2008. – № 3. – С. 42 – 51.

14. Tsach S. History of UAV Development in IAI & Road Ahead [Electronic resource] / S. Tsach, J. Chemla, D. Penn, D. Budianu // 24th Internaional Congress of the Aeronautical Sciences, 29 August – 3 September, 2004.– URL: http://www.icas.org/ICAS\_ARCHIVE/ICAS2004/PAPERS/519.PDF (access date: 15.08.2018).

15. Austin R. Unmanned Aircraft Systems, UAVS Design, Development and Deployment / R. Austin – Wiley, Chichester, West Sussex, United Kingdom. – 2010. – 372 p.

16. Streetly M. The General Atomics Aeronautical Systems M/RQ–1 Predator /M. Streetly // Air International journal. 2003. – No.9. – P.45-61.

17. Beno V. Unmanned Combat Air Vehicle: MQ–9 Reaper [Electronic resource] / V. Beno, F. Adamcik Jr // International Conference of Scientific Paper AFASES 2014. – URL: http://www.afahc.ro/ro/afases/2014/forte/BENO.pdf (access date: 15.08.2018).

18. Hua J. Optimization of Long–Endurance Airfoils [Electronic resource] /
J.Hua, F. Kong // 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference, Orlando, 2003. –
URL: https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2003–3500 (access date: 15.08.2018).

19. Cerra D. Design of a High–Lift, Thick Airfoil for Unmanned Aerial Vehicle Applications / D. Cerra, J. Katz // J. of Aircraft. – 2008. –Vol.45, No. 5. – P. 1789 – 1793.

20. Mokhtar W.A. A Numerical Parametric Study of High–Lift Low Reynolds Number Airfoils [Electronic resource] / W.A.Mokhtar // 43<sup>rd</sup> AIAA Aerospace Ceiences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2005. – URL: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2005–1355 (access date: 15.08.2018).

21. Biber K. Some Examples of Airfoil Design for Future Unmanned Air Vehicle Concepts [Electronic resource] / K. Biber, M. Ol, C. Tilman, 43nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2004. – URL: https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2004–1050 (access date: 15.08.2018).

22. Selig M. S. High–Lift Low Reynolds Number Airfoil Design [Electronic resource] / M. S. Selig, J. J. Guglielmo // J. of Aircraft. –1997. – Vol. 34, No. 1. – P. 72–79. (access date: 15.08.2018).

23. Srivastava S. Numerical Analysis of Wings for UAV based on High–Lift Airfoils / S. Srivastava // International Journal of Innovations in Engineering and Technology. – 2015. – Vol.5, is. 3. – P. 325 – 330.

24. Koss D. Design and Experimental Evaluation of a High–Lift, Mild–Stall Airfoil [Electronic resource] / D.Koss, M.Steinbuch, M. Shepshelovich // AIAA–94– 1867–CP. – 12th Applied Aerodynamics Conference Colorado Springs, CO, U.S.A. 20 June – 23 June, 1994. – URL:https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.1994–1867 (access date: 15.08.2018).

25. Nagel A. The Concept of High–Lift, Mild Stall Wing [Electronic resource] / A.Nagel, M. Shepshelovich // 24th Internaional Congress of the Aeronautical Sciences, 29 August – 3 September, 2004. – URL: http://www.icas.org/ICAS\_ARCHIVE/ICAS2004/PAPERS/519.PDF (access date: 15.08.2018).

26. Hansman R. J. Jr. Performance Degradation of Natural Laminar Flow Airfoils Due to Contamination by Rain or Insects [Electronic resource] / R.J. Hansman Jr. // J. Technical Soaring . 1985. –Vol. IX, No. 3. – P. 73–75.

27. Shepshelovich M. The progress in Development of UAV Wings [Electronic resource] / M. Shepshelovich // International Conference – ICAUV–2009, Bangalore, India. – URL: http://www.sumobrain.com/patents/wipo/Aerofoil-wings-air-vehicles/WO2014199371A1.pdf (access date: 15.08.2018).

28. Yang Z. An experimental Investigation on Aerodynamic Hysteresis of a Low– Reynolds Number Airfoil [Electronic resource] / Z.Yang, H.Igarashi, M.Martin, H.Hu // 46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, January 7– 10 2008. – URL: ttps://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2008–315 (access date: 15.08.2018).

29. Брусов В.С. Оптимизация геометрии крыла БПЛА в терминах многоцелевого подхода / В.С. Брусов, В.П. Петручик //Материалы XXI научнотехнической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. Жуковский. – 2010. – С.37.

30. Брусов В.С. Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов / В.С. Брусов, В.П. Петручик //Материалы XXI научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. Жуковский, 2010. – С.36–37.

31. Брусов В.С. Аэродинамика и динамика полета малоразмерных беспилотных летательных аппаратов / В.С. Брусов, В.П. Петручик, Н.И. Морозов – М.: МАИ. – 2010. – 340 с.

32. Brusov V. Theoretical and experimental investigations of aerodynamics and flight dynamics for micro–uavs / V. Brusov, V. Petruchik, Y. Tiumentsev // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, ICAS. – 2010. – P. 3164–3172.

33. Брусов В.С. Проблемы исследования аэромеханики полета беспилотных летательных аппаратов сверхмалой размерности / В.С. Брусов, В.П. Петручик //М.: Вестник МАИ. – 2011. – Т.18, №2. – С. 9–14.

34. Корянов В.В. Математическая модель информационностатистического синтеза беспилотных летательных аппаратов по экспериментальным данным / В.В. Корянов, В.Т. Нгуен // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2016. – №2. – С.1–12.

35. Лебедев А.А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин – М.: Машиностроение. – 1973. – 615 с.

36. Присяжнюк А. С. Методика расчета аэродинамических характеристик и винтомоторной группы для создания гибридных беспилотных летательных аппаратов типа "конвертоплан" с поворотными двигателями / А. С. Присяжнюк, А.С. Черепанов, А.Д. Арефьев, А.В. Храбан // Информация и космос. – 2015. – №2. – С.124–130.

37. Гречихин Л.И. Крыло замкнутого типа для беспилотных летательных аппаратов. Положительные и отрицательные качества / Л.И. Гречихин // Vojnotehnički glasnik/military technical courier. – 2014. – Vol. LXII, №. 1. – Р.130– 140.

38. Брусов В.С. Исследования аэродинамических характеристик профилей крыла беспилотных летательных аппаратов с малыми скоростями и большой высотой полета / В.С. Брусов, В.П. Петручик, А.В. Кузнецов // М.: Вестник МАИ. – 2013. – Т.28, №3. – С.19–31.

39. Harten, A. Uniformly high–order accurate non–oscillatory schemes / A. Harten, S. Osher // I. SIAM Journal of Numerical Analysis. – 1987.–V. 24. – P 279–309.

40. Shu C.–W. Efficient implementation of essentially non–oscillatory shock capturing schemes II / C.–W. Shu, S. Osher // Journal of Computational Physics. – Vol. 83, No. 1. – 1989. – P. 32–78.

41. Epstein B. An accurate ENO driven multigrid method applied to 3D turbulent transonic flows / B. Epstein, A. Averbuch, I. Yavneh // Journal of Computational Physics. – 2001. – Vol. 168. – P. 316–328.

42. Epstein B. Implementation of WENO (Weighted Essentially Nonoscillatory) Approach to Navier–Stokes Computations / B. Epstein, S.V. Peigin // International Journal of CFD. – 2001. – Vol.18, is.3. – P.289–293. 43. Peigin S. Robust Handling of Non–linear Constraints for GA Optimization of Aerodynamic Shapes / S. Peigin, B. Epstein // International Journal for Numerical Methods in Fluids. – 2004.– Vol.45. – P. 1339–1362.

44. Epstein B. Constrained aerodynamic optimization of 3D wings driven by Navier–Stokes computations / B. Epstein, S. Peigin // AIAA Journal. – 2005. – Vol.43, Is.9. – P. 1946–1957.

45. Peigin S., Multi–constrained aerodynamic design of business jet by CFD driven optimization tool / S. Peigin, B. Epstein // European Journal of Aerospace Science and Technology. – 2008. – Vol.12, is. 2. – P. 125–134.

46. Peigin S. Embedded parallelization approach for optimization in aerodynamic design / S. Peigin, B. Epstein B. // The Journal of Supercomputing. – 2008. – Vol.29. – P. 243–263.

47. Seror S. 2nd AIAA Drag Prediction Workshop Results Using NES [Electronic resource] / S.Seror, T. Rubin, S. Peigin, B. Epstein // 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop Orlando, Florida. June 21–22, 2003. – URL: https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop2/pdf/22Seror\_DPW\_IAI\_NES\_2003.pdf (access date: 15.08.2018).

48. Степанов К. А. Аэродинамическое проектирование изолированного трехмерного крыла беспилотного летательного аппарата / К. А. Степанов, С. В. Тимченко // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2018. – № 54. – С. 118–130.

49. Пейгин С. В. Технология оптимального проектирования аэродинамических конфигураций на основе решений полных уравнений Навье– Стокса / С. В. Пейгин, К. А. Степанов, С. В. Тимченко / Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2017. – № 50. – С. 90– 98.

50. Орлов С. А. Эффективная реализация нелинейных ограничений при оптимизации трехмерных трансзвуковых крыльев / С. А. Орлов, С. В. Пейгин, К. А. Степанов, С. В. Тимченко // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2015. – № 1 (33). – С. 72–81.

51. Степанов К. А. Селекция в генетических алгоритмах: классификация видов и анализ их эффективности / К. А. Степанов // Успехи современной науки и образования. – 2017. – Т.1, №1. – С.137–142.

52. Степанов К. А. История возникновения генетических алгоритмов /
 К. А. Степанов // APRIORI. Серия: естественные и технические науки. – 2015. –
 №2 – 10 с.

53. Степанов К. А. Оптимизация траектории спуска космического аппарата / К. А. Степанов // Естественные и математические науки в современном мире. – 2014. – №24. – С. 94–100.

54. Peigin S. V. Aerodynamic design of UAV based on highly parallelizied optimization software [Electronic resource] / S. V. Peigin, S. V. Timchenko, K. A. Stepanov // 30<sup>th</sup> International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics. Parallel CFD2018. Indianapolis, USA, May 14–17, 2018 – URL: https://schd.ws/hosted\_files/parcfd18/9d/ParCFD18\_paper\_95.pdf (access date: 15.08.2018).

55. Степанов К. А. Анализ эффективности методов скрещивания в генетических алгоритмах / К. А. Степанов // Природные и интеллектуальные ресурсы Сибири. СИБРЕСУРС 2016: сборник материалов XVI международной научно–практической конференции. Кемерово, 23–24 ноября 2016 г. – Кемерово, 2016. – 8 с.

56. Степанов К. А. Преимущества генетических алгоритмов для оптимизации траектории вхождения в атмосферу / К. А. Степанов // Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики: II Всероссийская молодежная научная конференция, посвященная 50–летию физико–технического факультета Томского государственного университета. Томск, 11–13 апреля 2012 г. – Томск, 2012. – С. 316–318.