

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

На правах рукописи

УДК: 629.07.017.3

Рахмати Ахмад

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАМКНУТОГО
ПАРАБОЛИЧЕСКОГО КРЫЛА

Специальность: 05.07.01 – Аэродинамика и газодинамика летательных аппаратов

диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

научный руководитель
Зинченко Дмитрий Николаевич,
кандидат технических наук

Киев – 2017

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|--|----|
| ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ | 4 |
| ВВЕДЕНИЕ | 6 |
| РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ЗАДАЧИ. ПОСТАНОВКА РЕШЕНИЯ НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ | 12 |
| 1.1. Анализ теоретических и экспериментальных работ, посвященных аэродинамической компоновке летательных аппаратов с замкнутыми крыльями | 12 |
| 1.2. Классификация замкнутых крыльев | 17 |
| 1.3. Обоснование аэродинамической компоновки замкнутого параболического крыла | 32 |
| 1.4. Постановка решения научной задачи | 37 |
| Выводы по разделу 1 | 39 |
| РАЗДЕЛ 2. РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМКНУТОГО ПАРАБОЛИЧЕСКОГО КРЫЛА | 41 |
| 2.1. Моделирование обтекания летательного аппарата с помощью панельно-вихревого метода | 41 |
| 2.2. Моделирование обтекания летательного аппарата с помощью метода конечных элементов | 49 |
| 2.2.1. Система уравнений метода конечных элементов | 49 |
| 2.2.2. Модель турбулентности К- ϵ | 55 |
| 2.2.3. Модель турбулентности (SST модель) | 66 |
| 2.3. Планирование численного эксперимента | 70 |
| 2.3.1. Расчетные модели для панельно-вихревого метода | 70 |
| 2.3.2. Расчетные модели для метода конечных элементов | 71 |
| 2.4. Анализ результатов | 72 |
| 2.4.1. Результаты моделирования обтекания замкнутого параболического крыла с помощью панельно-вихревого метода | 72 |
| 2.4.2. Результаты моделирования обтекания замкнутого параболического крыла с помощью метода конечных элементов | 76 |
| 2.4.3. Сравнение результатов панельно-вихревого метода и метода конечных элементов | 79 |
| Выводы по разделу 2 | 82 |

| | |
|---|-----|
| РАЗДЕЛ 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМКНУТОГО ПАРАБОЛИЧЕСКОГО КРЫЛА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ | 85 |
| 3.1. Методика проведения эксперимента в аэродинамической трубе | 85 |
| 3.1.1. Аэродинамическая труба Т-5..... | 87 |
| 3.1.2. Аэродинамические весы..... | 89 |
| 3.2. Обоснование параметров экспериментальной модели | 93 |
| 3.3. Планирование эксперимента в аэродинамической трубе | 95 |
| 3.4. Анализ результатов | 96 |
| Выводы по разделу 3..... | 102 |
| РАЗДЕЛ 4. ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЗАМКНУТЫМ ПАРАБОЛИЧЕСКИМ КРЫЛОМ | 104 |
| 4.1. Моделирование взаимодействия влияния замкнутого параболического крыла ЛА и струи движителя | 104 |
| 4.2. Ожидаемое улучшение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов с высоконесущим крылом малого удлинения | 114 |
| 4.2.1. Критерии оценки..... | 115 |
| 4.2.2. Особенности аэродинамики крыла малого удлинения..... | 117 |
| 4.2.3. Сравнение с классической схемой | 121 |
| 4.3. Обоснование параметров компоновки летающей модели..... | 123 |
| 4.3.1. Особенности концептуального проектирования беспилотного летательного аппарата..... | 124 |
| 4.3.2. Конструктивно-силовая схема модели..... | 126 |
| 4.4. Схема аэродинамического проектирования замкнутого параболического крыла | 128 |
| Выводы по разделу 4..... | 130 |
| ВЫВОДЫ..... | 133 |
| Список использованной литературы..... | 136 |

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

| | |
|-------------------------|--|
| БпЛА | – беспилотный летательный аппарат; |
| ЛА | – летательный аппарат; |
| АХ | – аэродинамические характеристики; |
| ЭВМ | – электронно-вычислительной машины; |
| ПВМ | – панельно-вихревой метод; |
| МКЭ | – метод конечных элементов; |
| ЗПК | – замкнутое параболическое крыло; |
| ГО | – горизонтальное оперение; |
| АДТ | – аэродинамическая труба; |
| c_{ya} | – коэффициент подъемной силы; |
| c_{xa} | – коэффициент лобового сопротивления; |
| c_{x0} | – коэффициент лобового сопротивления при $c_{ya} = 0$; |
| c_{xi} | – коэффициент индуктивного сопротивления; |
| K | – аэродинамическое качество; |
| K_{max} | – максимальное аэродинамическое качество; |
| $K/(cy)^{0.5}$ | – параметр максимальная дальность; |
| B | – коэффициент нагрузки; |
| m_z | – коэффициент момента тангажа; |
| c_{ya}^α | – производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; |
| m_z^α | – производная коэффициента момента тангажа по углу атаки; |
| $m_z^{c_y}$ | – производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы; |
| p | – давление; |
| c_p | – коэффициент давления; |
| q | – скоростной напор; |
| ρ | – плотность воздуха; |
| V_s | – скорость сваливания; |
| Re | – число Рейнольдса; |
| M | – число Маха; |
| α | – угол атаки; |
| β | – угол скольжения; |
| S | – характерная площадь; |
| λ | – удлинение крыла; |
| η | – сужение крыла; |
| c | – толщина профиля; |
| $\bar{c} = \frac{c}{b}$ | – относительная толщина профиля; |
| G/S | – нагрузка на крыло. |

Названия, обозначения и определение коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих в системе связанных и скоростных осей координат, приведены в табл. В.1 (ГОСТ 20058 – 74).

Таблица.1

Определение аэродинамических сил и моментов

| Название (ГОСТ 20058 – 74) | Обозначение и определение (ГОСТ 20058 – 74) |
|---|--|
| Коэффициент лобового сопротивления | $c_{xa} = \frac{X_a}{qS}$ |
| Коэффициент подъемной силы | $c_{ya} = \frac{Y_a}{qS}$ |
| Коэффициент боковой силы | $c_{za} = \frac{Z_a}{qS}$ |
| Коэффициент момента крена | $m_x = \frac{M_x}{qSl}$ |
| Коэффициент момента рыскания | $m_y = \frac{M_y}{qSl}$ |
| Коэффициент момента тангажа | $m_z = \frac{M_z}{qSb_A}$ |
| <p>Примечание. В таблице приняты следующие условные обозначения:</p> <p>S – характерная площадь (площадь крыла);</p> <p>l – характерная длина (размах крыла);</p> <p>$q_\infty = \frac{\rho V_\infty^2}{2}$ – скоростной напор невозмущенного потока;</p> <p>$b_A = \frac{2}{S} \int_0^{1/2} b^2(z) dz$ – средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ).</p> | |

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы диссертационных исследований определяется потребностью в совершенствовании эксплуатационных характеристик транспортных средств, более эффективном решении основной транспортной задачи с помощью летательных аппаратов (ЛА). В условиях современной урбанизации, а также при эксплуатации летательного аппарата в регионах с неразвитой инфраструктурой наиболее остро становится вопрос реализации минимально возможных потребных взлетных дистанций. Применение вертолетов и конвертопланов позволяет реализовать вертикальный взлет и посадку, но их эксплуатация в виду конструктивных особенностей этих типов летательных аппаратов существенно сложнее в сравнении с классическими самолетами, требует наличия развитой инфраструктуры обслуживания, и экономически не целесообразна при выполнении транспортной задачи на больших расстояниях. Также следует отметить значительную тенденцию в развитии беспилотных летательных аппаратов (БпЛА) с минимальными условиями базирования. Эти факторы определяют потребность в конструктивно простом летательном аппарате, позволяющем реализовать существенный прирост несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки с приемлемыми аэродинамическими характеристиками (АХ) на режиме крейсерского полета, что обуславливает необходимость реализации значительно большего соотношения максимальной и минимальной скоростей полета в сравнении с классической схемой.

Решение этой проблемы возможно только с помощью проведения научных исследований компоновок крыльев с наличием эффекта суперциркуляции, реализуемого путем обдувки крыла энергетически насыщенной струей движителя.

Связь работы с научными программами, планами, темами.

Исследования по направлениям диссертационной работы осуществлялись в рамках госбюджетных научно-исследовательских работ,

проводимых на кафедре аэродинамики и безопасности полетов летательных аппаратов Национального авиационного университета (НАУ):

– НДР №785-ДБ12 «Математическое моделирование динамики полета беспилотного летательного аппарата».

Цель и задачи исследований:

Цель работы состоит в увеличении максимальных несущих свойств ЛА путем исследования формы крыльев малого удлинения, обтекаемых струй воздушного винта. Для достижения поставленной цели решается научная задача, которая предусматривает определение зависимостей аэродинамических характеристик несущей поверхности малого удлинения от совместного воздействия на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта, туннельного эффекта.

Для решения научной задачи необходимо решить следующие задачи:

1. Определить зависимостей аэродинамических характеристик замкнутого параболического крыла, при совместном воздействии на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта, туннельного эффекта;

2. Выполнить оценка приемлемости методов вычислительной аэродинамики для моделирования обтекания поверхности БПЛА с замкнутым параболическим крылом, определены особенности создания расчетных моделей для рассмотренных численных методов;

3. Выполнить экспериментальные исследования модели замкнутого параболического крыла с высокими несущими свойствами, усовершенствована методика проведения испытаний в аэродинамической трубе и на свободно-летающей модели применительно к поставленной задаче;

4. Сформировать общую схему аэродинамического проектирования замкнутого параболического крыла на основании анализа результатов расчетных и экспериментальных исследований.

Объект исследования – обтекание замкнутого параболического крыла потоком воздуха с наличием струи винта.

Предмет исследования – аэродинамические характеристики замкнутого параболического крыла с наличием струи движителя.

Методы исследования – физическое моделирование обтекания в аэродинамической трубе, конечно-элементный метод решения системы уравнений Навье-Стокса, панельно-вихревой метод симметричных особенностей, методы статистического анализа.

На защиту выносятся:

– Результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик замкнутого параболического крыла от совместного воздействия на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта и туннельного эффекта;

– Зависимости аэродинамических коэффициентов замкнутого параболического крыла от чисел Рейнольдса, Маха и коэффициента нагрузки винта B .

Научная новизна полученных результатов:

– Впервые экспериментально определен характер обтекания компоновки замкнутого параболического крыла;

– Впервые определены аэродинамические характеристики замкнутого параболического крыла с работающим винтовым движителем для различных параметров компоновки.

Практическое значение полученных результатов

Полученные зависимости аэродинамических коэффициентов замкнутого параболического крыла могут быть использованы при определении аэродинамических нагрузок, действующих на конструкцию ЛА с замкнутым крылом и работающим двигателем. Предложенная методика исследований аэродинамических характеристик ЛА с замкнутым крылом может быть использована в процессе исследования аэродинамических характеристик замкнутых крыльев, винтовых движителей и других замкнутых аэродинамических поверхностей. Результаты диссертационной работы могут быть применены при разработке перспективных ЛА с коротким

взлетом и посадкой и внедрены в учебный процесс изучения дисциплины «Современное проектирование ЛА».

Личный вклад соискателя

Основные результаты диссертационной работы получены соискателем лично. Диссертант лично разработал принципиальную схему обработки экспериментальных данных и выполнил обработку полученных результатов. В работах, опубликованных в соавторстве, соискателю принадлежит определение аэродинамических характеристик летательных аппаратов аналитическими, числовыми [1, 2, 3, 4, 6] и экспериментальными методами[5].

Апробация результатов

Основные результаты работы и выводы исследований докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях:

– The First International Scientific Conference of Iranian Students IN Ukraine (SCJSU-1), Scientific Representative of I.R Iranian Belarus and Ukraine, – Kyiv, 8 February 2013;

– Конференция «Аэродинамика отрывных течений», – Киев: НАУ, 29 май 2014г;

– Шестой Всемирном конгрессе «Авиация в XXI столетии» – “Безопасность в авиации и космические технологии”, – Киев: НАУ, 23-25 сентября 2014г;

– Конференция «Дню Науки – 2015», – Киев: КПИ, 2 – 4 июня 2015г;

– Международная конференция Современные проблемы естественных наук «Тараповские чтения 2016», – Харьков: ХНУ им.В.Н.Каразина, 1 – 15 марта 2016 г.

Достоверность научных положений

Достоверность результатов исследований подтверждается использованием апробированных методов математического моделирования

обтекания поверхности, сертификатами рабочих эталонов на приборы и оборудование, которые были использованы при проведении экспериментов.

Публикации

Материалы диссертационных исследований опубликованы в 10 журналах и сборниках, из них 5, входящих в перечень профессиональных изданий ВАК Украины по техническим наукам, 1 работа в научном периодическом издании другого государства. В целом – 5 публикаций в наукометрических изданиях. Кроме того, по результатам работы подана заявка на полезную модель.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка ссылок, приложения. Работа изложена на 135 страницах, содержит 95 рисунков и 10 таблицы. Список литературы содержит 83 ссылки.

Основное содержание работы

Введение содержит обоснование актуальности темы диссертации, формулирование цели, предмета, объекта исследований, научной задачи и методов ее решения. Изложены научная новизна и практическое значение полученных результатов, указано связь работы с научными программами и личный вклад соискателя, перечислены публикации и апробации результатов диссертационного исследования, приведена структура диссертации.

В первом разделе проведено обоснование выбранного направления исследований. Проведен анализ результатов исследований аэродинамических характеристик изолированного замкнутого параболического крыла (ЗПК) и замкнутого параболического крыла в присутствии работающего воздушного винта. Представлен анализ существующих математических методов определения АХ летательных аппаратов. Определены задачи на диссертационные исследования.

Во втором разделе рассмотрены особенности общепринятых методов математического моделирования обтекания летательного аппарата – панельно-вихревого метода (ПВМ) симметричных особенностей, и метода

конечных элементов (МКЭ), рассмотрена их применимость для решения поставленной научной задачи, проведены исследования расчетных моделей, выполнено сравнение и анализ результатов.

В третьем разделе представлены результаты экспериментальных исследований аэродинамических характеристик замкнутого параболического крыла в аэродинамической трубе Т-5 ХАИ. Приведено описание аэродинамической установки и экспериментальной модели, разработанной в процессе отработки методики экспериментов. Дано описание разработанных методик и программ проведения эксперимента, приведены геометрические характеристики экспериментальной модели. Представлены результаты экспериментальных исследований и анализ полученных результатов.

В четвертом разделе диссертации представлены результаты моделирования взаимодействия влияния замкнутого параболического крыла ЛА и струи движителя. Для качественной оценки преимуществ исследуемой схемы выполнен сравнительный анализ возможных летно-технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов, представлено сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента для трех различных типов несущих поверхностей: прямого и дискообразного крыльев, замкнутого параболического крыла а также сравнение аэродинамических характеристик модели самолета общего назначения классической схемы (Аэропракт А-20).

РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ЗАДАЧИ. ПОСТАНОВКА РЕШЕНИЯ НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ

В разделе приведен анализ публикаций, посвященных исследованию проблем замкнутых крыльев. Приведен обзор методов экспериментального исследования аэродинамической эффективности замкнутых крыльев. Обоснован выбор метода исследования. Раскрыта научную задачу.

1.1. Анализ теоретических и экспериментальных работ, посвященных аэродинамической компоновке летательных аппаратов с замкнутыми крыльями

На настоящий момент постоянно возрастают требования к воздушным судам в части исследования новых аэродинамических компоновок, так как применяемые в настоящее время конструкторские решения исчерпали свой потенциал для дальнейшего совершенствования. Замкнутое крыло имеет ряд особенностей, которые могут рассматриваться в качестве преимуществ с точки зрения экономической эффективности и требований экологии. На стадии концептуального проектирования рассматривается большое количество вариантов конструкции для того, чтобы обосновать выбор базового варианта. В процессе создания компоновки следует использовать некоторую классификацию, для описания характерных особенностей замкнутых крыльев. До сих пор не разработана общая классификация замкнутого крыла самолета. Классификация, предложенная в данной статье, позволяет создавать и исследовать большое количество вариантов на стадии концептуального проектирования, в ходе которого будет выбрана оптимальная базовая компоновка.

Dima Zafirov в своей статье [1] представил классификация самолетов с кольцевым крылом, так же характеризовал преимущества замкнутых крыльев.

Исторически самый первый летательный аппарат с замкнутым крылом самолет Блерио III конфигурации тандема с двумя овальными крыльями, построенных в 1906 году Louis Blériot и Gabriel Voisin.

В 1924 Prandtl [2] теоретически обосновал преимущества коробчатого крыла, в виде сочлененных крыльев. По мнению Prandtl подъемная сила системы с минимальным индуктивным сопротивлением может быть реализовано на схеме коробчатого крыла (компоновка "Best Wing System"), удовлетворяющие следующим условиям:

- Идентичное распределение подъемной силы вдоль размаха верхнего и нижнего крыльев;
- Подъемная сила на горизонтальных частях крыльев имеет распределение, которое может быть представлено в виде суммы постоянной и эллиптической составляющей, в то же время характер распределения аэродинамической силы по размаху вертикальных частей - линейный. Эффективность этой несущей схемы улучшается по мере увеличения относительного расстояния между крыльями. Аэродинамическое качество коробчатого крыла и оптимального моноплан с одинаковой подъемной силой и оптимальное распределение по размаху было определено в 1920 году и опубликовано в NASA TN 182 в 1924 г. В данной работе Prandtl использовал приближенную процедуру, а точное решение было предоставлено Frediani и Montanari в 1999 году. Их результаты полностью подтвердили результаты Prandtl в отношении оптимального соотношения положения крыльев для диапазона 10-20% индуктивное сопротивление уменьшается на 20% - 30%. При этом теорема Манка обеспечивает основание для предположения, что коробчатое крыло может быть использовано для околозвуковых транспортных самолетов.

Frediani [3] указывает, что коробчатое крыло может быть эффективным как для больших самолетов, которые будут иметь возможность перевозить даже большую полезную нагрузку, чем при использовании A380 с располагаемых размеров аэропортов, а также для малых самолетов и беспилотных летательных аппаратов.

Один из вариантов современной компоновки сочлененного крыла была разработана Julian Wolkovitch [4]. Он запатентовал сочлененное крыло ЛА в

1976 году, с консолями, которые сформировали структурный каркас, который обеспечивал как необходимую подъемную силу так и балансировку равновесие. На крыльях также размещены поверхности управления.

Можно предположить, что конфигурации, известные как "замкнутое крыло", "коробчатое крыло", "самолет Prabdtl" и "разнесенные крылья" являются частными случаями сочлененных крыльев.

Самолет Ligeti Stratos [5], выполненный в компоновке сочлененного крыла совершил свой первый полет в 1985 году.

Компоновка «сочлененное крыло» на настоящий момент занимает ведущее место среди направлений исследований при проектировании новых самолетов. Сочлененное крыло способно эффективно реализовать транспортную задачу при больших значениях реализуемой дальности полета в сравнении с другими компоновками летательных аппаратов.

В опубликованных работах представлены следующие утверждения о преимуществах сочлененных крыльев:

- более легкий вес конструкции крыла;
- большая жесткость конструкции в целом;
- меньшее значение индуктивного сопротивления, в сравнении с эквивалентным свободнонесущим крылом;
- более оптимальное распределение давления при полете на трансзвуковом режиме;
- большее значение коэффициента боковой силы и, следовательно, большие значение допустимого угла скольжения;
- меньшая площадь смачиваемой поверхности и малое значение вредное сопротивления;
- непосредственное управление подъемной силой;
- хорошая устойчивость и управляемость.

Эти утверждения подтверждаются независимыми анализами, проектными исследованиями и экспериментами в аэродинамических трубах.

Указанные выше преимущества делают компоновку сочлененного крыла особенно привлекательным для различного типа самолетов.

Применяя в процессе проектирования ЛА эту компоновку, конструкторы самолетов могут варьировать гораздо больше параметров, чем в случае классической компоновки. Это обеспечивает большую свободу и гибкость при удовлетворении требований к конструкции, но в то же время, делает выбор оптимального набора параметров компоновки летательного аппарата более сложным процессом.

Одновременное изменение основных параметров влияния на аэродинамические, аэроупругие, динамические, структурные и массовые свойства самолета, требует применения алгоритма междисциплинарной оптимизации для выбора оптимального набора параметров.

Сочлененное крыло – это компоновка с высокой степенью интеграции общей конструкции летательного аппарата, в которой части воздушного судна выполнять несколько функций одновременно, и это позволяет добиться более низкого веса пустой конструкции с улучшенными аэродинамическими характеристиками и транспортной эффективностью, по сравнению с другими решениями.

Снижение расхода топлива непосредственно связано с массой пустого снаряженного самолета и уровнем лобового сопротивления. Снижение сопротивления имеет большое значение для коммерческой эффективности любой программы транспортного самолета, в первую очередь по причине тенденции снижения расходов топлива и вредных выбросов. Оптимизация аэродинамической эффективности при низких скоростях также является проблемой, решение которой необходимо для снижения уровня шума и вредных выбросов в непосредственной близости от аэропортов. В условиях крейсерского полета аэродинамическое сопротивление состоит из сопротивления трения (около 47% - данные Airbus) и индуктивного сопротивления (около 43%). Снижение сопротивления трения для сочлененного крыла вполне достижимо из-за меньшей смачиваемой

поверхности, так как с одной и той же нагрузкой на крыло в сравнении с обычным самолетом, он будет иметь такой же фюзеляж и поверхности крыльев, но без горизонтального хвостового оперения.

Одним из наиболее важных этапов проектирования самолета является разработка общей концепции, когда около 70% задач проекта уже определены а параметрическая оптимизация выполняется с применением различных расчетных моделей, методов и алгоритмов.

Сочлененное крыло весит от 65% до 78% от веса аэродинамически эквивалентного свободнонесущего крыла и горизонтального оперения [4].

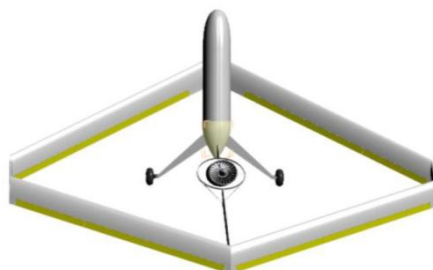
Следует отметить, что сочлененное крыло имеет преимущество в весе при всех углах стреловидности. Например, при стреловидности в 15° сочлененное крыло весит всего 58% от веса свободнонесущего крыла с аналогичной стреловидностью и горизонтального оперения и около 60% прямого крыла.

Gallman и Kroo [6] исследовали сочлененные конфигурации крыла, чтобы удовлетворить требованиям, предъявляемым к транспортным самолетам средней дальности, которые они применяют упрощенный алгоритм для моделирования веса конструкции путем замены крыла с алюминиевым каркасом, состоящего из некоторого количества конечных элементов. Определение аэродинамической нагрузки авторами выполнено с использованием вихревого метода, реализованного в программе LinAir. Упрощенная модель оптимизирована с целью минимизации веса, с различными ограничениями. Полученная оптимальная конфигурация сопряжения крыльев друг с другом соответствует расположению узла сочленения на 70% полуразмаха. Если выигрыш по весу конструкции используется для увеличения диаграммы «груз-дальность», то сопротивление уменьшается на 11%, а прямые эксплуатационные расходы снижаются на 1,7% для транспортного самолета с дальностью 2000 морских миль.

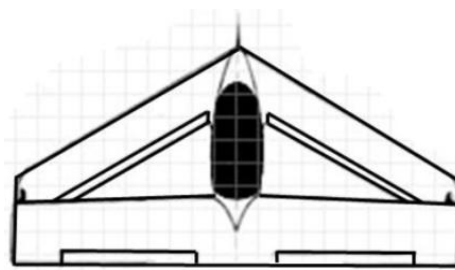
1.2. Классификация замкнутых крыльев

Следующая классификация замкнутых крыльев самолета имеет семь основных критериев.

Крыло замкнутой формы в плане



ромбовидное крыло,



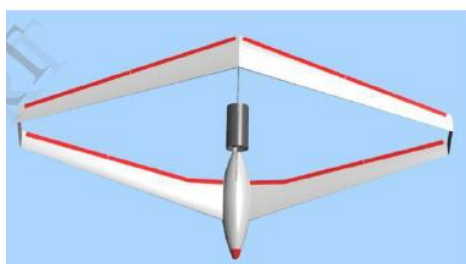
треугольное крыло,



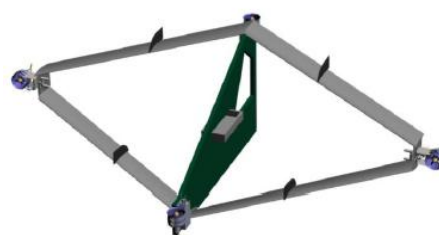
прямое крыло.

Рис. 1.1. Крыло замкнутой формы в плане [1].

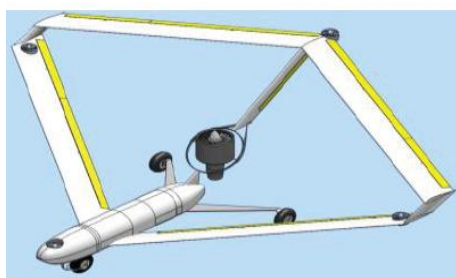
Способ управления полетом



управляющие поверхности,



отклонение вектора тяги двигателей,



комбинация.

Рис. 1.2. Замкнутое крыло. Управление полетом[1].

Расположение полезной нагрузки



в фюзеляже,



в крыле.

Рис. 1.3. Замкнутое крыло. Расположение полезной нагрузки [1].

Соединение консолей



на концах,



по размаху.

Рис. 1.4. Замкнутое крыло формы соединение консолей [1].

Боковая проекция крыла



переднее крыло ниже заднего крыла,
плоскости с задним.



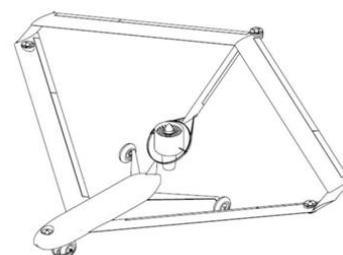
переднее крыло в одной

Рис. 1.5. Замкнутое крыло боковая проекция крыла[1].

Тип взлета и посадки



классический взлет-посадка,



вертикальный взлет и посадка.

Рис. 1.6. Замкнутое крыло, тип взлета и посадки [1].

форма крыла при виде с переди



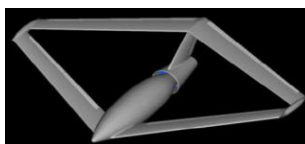
кольцевое крыло, эллиптические крыло,



плоское крыло,



коробчатое крыло[7],



ромбовидное, трапециевидное крыло,



цилиндрическое крыло, сочлененное крыло с законцовки.



Рис. 1.7. Замкнутое крыло. Вид с переди[1].

Аэродинамические характеристики самолета с кольцевым (овальным) крылом.

По своим качествам в воздухе самолет с кольцевым (овальным) крылом заметно отличается от обычных машин с плоскими или закругленными крыльями. Для обычного плоского крыла характерно индуктивное сопротивление: воздух из зоны повышенного давления под крылом стремится перетекать в зону разрежения на верхней поверхности через законцовки крыла. При этом за самолетом образуются концевые вихри, на формирование которых также расходуется энергия, которая и составляет

величину индуктивного сопротивления [8]. Для овального крыла проблема индуктивного сопротивления не актуальна, поскольку у него отсутствуют законцовки. Кроме того, набегающий поток воздуха, проходя сквозь замкнутый контур, направляется вниз, создавая дополнительную подъемную силу. Этот эффект проявляется тем сильнее, чем больше угол атаки крыла. А угол атаки у подобной конструкции может быть беспрецедентно большим. Срыв потока происходит, когда воздушная струя при увеличении угла атаки перестает плавно обтекать верхнюю поверхность крыла и отрывается от нее с образованием вихрей. При этом подъемная сила на крыле тут же пропадает и аппарат теряет контроль. Овальное крыло допускает угол атаки крыла до 50° , в то время как его ближайšie конкуренты достигают максимум $20\text{--}22^\circ$. Воздух, находящийся внутри замкнутого крыла, затрудняет срыв потока с верхней поверхности нижней части крыла. А при выходе потока из замкнутого контура он за счет процесса смешения двух сред, когда одна среда увлекает за собой другую, «подсасывает» воздух, проходящий по верхней поверхности верхней части крыла. Эти данные получены не эмпирическим путем – овальное крыло «проливали» в гидроканале.

Способность летать на экстремально больших углах атаки с эффектом отклонения потока позволяют аппарату летать на предельно малых скоростях без использования закрылков. У самолетов с кольцевым (овальным) крылом отсутствует механизация крыла, что не мешает ему надежно взлетать и садиться. Беспрецедентная устойчивость к срыву потока позволяет самолету устойчиво и надежно летать в самом широком скоростном диапазоне.

Многие качества таких самолетов удивляют. Он успеваеет разогнаться, подлететь и приземлиться на неровной травянистой дорожке длиной всего 400 м, при выключенном моторе хорошо планирует и вообще ведет себя в воздухе очень стабильно. Овальное крыло делает самолет более маневренным и экономичным. Кроме того, замкнутый контур придает крылу дополнительную прочность. Самолет с классическими крыльями несет массу «бесполезной» нагрузки – вес собственных лонжеронов. А овальное крыло в

два раза легче при той же подъемной силе. Почему же не выпускается столь уникальный летательный аппарат с волшебными свойствами? Причин может быть масса. Одной из них, я думаю, является отсутствие финансирования. Сегодня создана новая опытная модель и получены патенты на такое крыло в России и Белоруссии. Но, чтобы построить полноценный образец, необходимо не менее 12 миллионов долларов, а таких денег у заинтересованных предприятий не нашлось. Теперь конструкторы стали работать в КБ компании Мидивисана, которая планирует воплотить это инженерное решение в беспилотниках. Руководит новым проектом профессор Анохин. Он надеется, что полеты кольца плана привлекут к идее внимание значительно более крупных компаний и самолет, доработанный до дальнемагистрального лайнера и с большей грузоподъемностью, сможет выпускаться серийно. Еще одна причина в том, что процесс разработки нового планера, это не только работа с аэродинамикой. Это и работа по решению конструктивных проблем отдельных узлов от которых может зависеть и вес самолета, и размещение других узлов требующих доступа при обслуживании. Факторов много возможно, что на традиционных схемах планеров какие-то задачи решались более легким путем и оставляли возможность для дальнейшей модификации – кстати, это закладывается конструктивно в современных самолетах и такой принцип пошел как раз с того времени, когда проводились первые эксперименты. Самолеты Поликарпова и столько лет прошедших с того времени говорят сами за себя – в то время к экспериментам с планером относились совсем по другому и я уверен, что схему «кольцо» просчитали достаточно основательно, чтоб понять минусы и отказаться от такой схемы.

Украинец Е.А. в своей статье «Аэродинамическая компоновка воздушного винта с арочно-кольцевым крылом» [9] представил аэродинамическая компоновка воздушного винта с арочно-кольцевым крылом, предназначенная для самолетов, длительно использующих малые скорости полета. Автор разработал комплексный полуэмпирический метод

определения аэродинамических характеристик сложных пространственных компоновок, что обусловлено трудностями проведения весового эксперимента с воздушными винтами в аэродинамической трубе. Получены зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы арочно-кольцевого крыла от коэффициента нагрузки на ометаемую поверхность воздушного винта.

Разработанный комплексный метод определения аэродинамических характеристик сложных пространственных компоновок представляет собой обобщение научных результатов работ, на основе совместного использования модельного эксперимента в аэродинамической трубе и синтезированных в единый численный метод различных методов граничных элементов. На рис. 1.8 представлена структурно-логическая схема разработанного комплексного метода.



Рис. 1.8. Структурно-логическая схема комплексного метода определения аэродинамических характеристик сложных пространственных компоновок.

На основе разработанного комплексного метода получены зависимости аэродинамических характеристик прямого, кольцевого и арочно-кольцевого крыльев от режима работы воздушного винта. Удлинение прямого и

кольцевого крыльев составило 2 единицы, арочно-кольцевое крыло получено из кольцевого перераспределением площадей верхней и нижней части при условии сохранения омываемой потоком площади. Профиль крыла – НАСА 0012, в качестве воздушного винта выбран АВ-140, характеристики которого известны, а результаты численного моделирования на основе модифицированного метода дискретных вихрей удовлетворительно совпали с экспериментальными данными, полученными на винтовом приборе. На рис. 1.9 – 1.11 представлены панельные модели комбинации воздушного винта АВ-140 с прямым, кольцевым и арочно-кольцевым крылом соответственно.

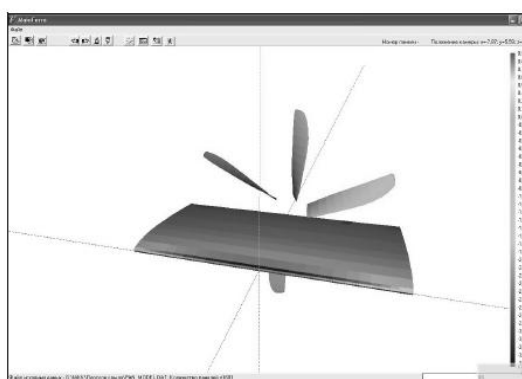


Рис. 1.9. Панельная модель комбинации воздушного винта АВ-140 с прямым крылом.

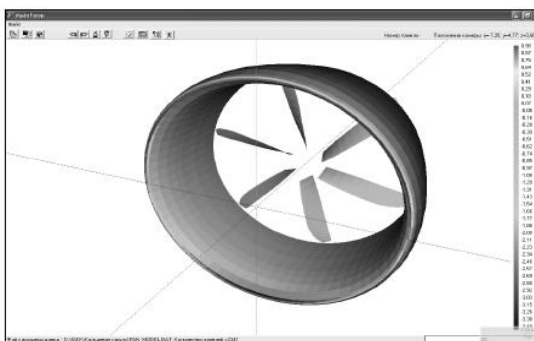


Рис. 1.10. Панельная модель комбинации воздушного винта АВ-140 с кольцевым крылом.

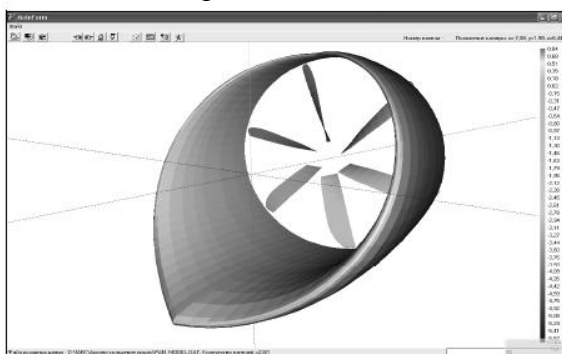


Рис. 1.11. Панельная модель комбинации воздушного винта АВ-140 с арочно-кольцевым крылом.

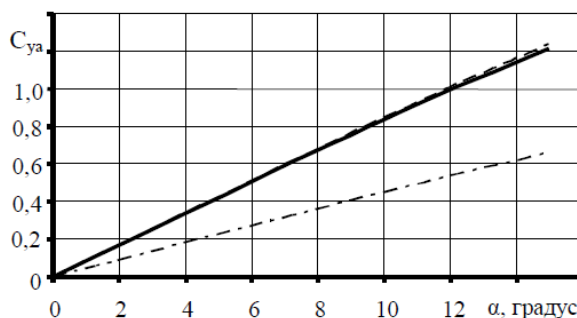


Рис. 1.12. Зависимости коэффициента подъемной силы прямого (штрихпунктирная линия), кольцевого (штриховая линия) и арочно-кольцевого (сплошная линия) крыла при $V=0$.

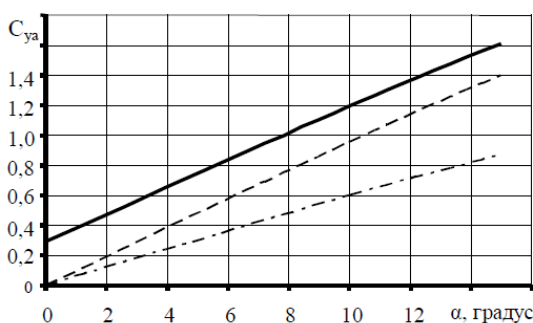


Рис. 1.13. Зависимости коэффициента подъемной силы прямого (штрихпунктирная линия), кольцевого (штриховая линия) и арочно-кольцевого (сплошная линия) крыла при $V=3,0$.

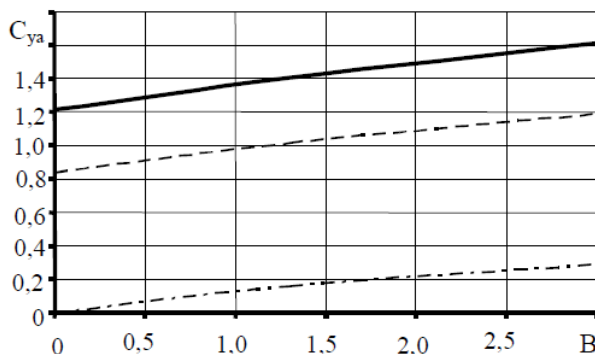


Рис. 1.14. Зависимости коэффициента подъемной силы арочно-кольцевого крыла от коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ (штрихпунктирная линия), $\alpha = 10^\circ$ (штриховая линия), $\alpha = 15^\circ$ (сплошная линия).

На рис. 1.12, 1.13 представлены зависимости коэффициента аэродинамической подъемной силы крыла от режима работы воздушного винта, характеризуемого коэффициентом нагрузки на ометаемую винтом площадь:

$$B = T_B / q F_B ,$$

где T_B – тяга воздушного винта; q – скоростной напор набегающего потока; F_B – площадь, ометаемая винтом.

На рис. 1.14 представлена зависимость коэффициента аэродинамической подъемной силы арочно-кольцевого крыла от режима работы воздушного винта при различных углах атаки арочно-кольцевое крыло.

Автор получил следующие основные результаты:

- Несущие свойства кольцевого и арочно-кольцевого крыльев при равной омываемой потоком площади, то есть равном профильном сопротивлении, и отсутствии влияния воздушного винта практически идентичны;
- При работающем воздушном винте арочно-кольцевое крыло имеет преимущество в несущих свойствах, обусловленное положительной интерференцией воздушного винта с верхней поверхностью арочной части арочно-кольцевого крыла. Так, при $V=3,0$ прирост коэффициента подъемной силы $C_{ya} = 0,2893$ при угле атаки $\alpha = 0^\circ$;
- При увеличении угла атаки исследуемой комбинации зависимости коэффициента подъемной силы арочно-кольцевого крыла от коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь смещаются вверх практически эквидистантно.

Следует отметить, что наличие развитой нижней арочной части крыла способствует экранированию стоек, мотогондолы двигателя и лопастей воздушного винта от наблюдения снизу, снижая заметность всей компоновки при положительном угле места.

А. Ю. Лазарев, В. Н. Семенов в работе [10] рассматривают историю развития летательных аппаратов с замкнутыми крыльями. Осуществляется классификация существующих и возможных конфигураций. Освещаются преимущества и недостатки замкнутых аэродинамических поверхностей и перспективы развития данной схемы.

Одной из наиболее перспективных концепций конструктивно – силовая схема считается ЛА с замкнутой системой несущих поверхностей. Однако в случае поиска и синтеза оптимальной компоновки ЛА в этом классе встают

еще более сложные проблемы, связанные с наличием интерференции аэродинамических поверхностей и их взаимным влиянием через скосы потока.

Естественной и, пожалуй, единственной на настоящий момент времени базой для пространственного синтеза облика перспективного ЛА на многокритериальной основе являются оптимизационные комплексы, реализующие метод конечных элементов и включающие блоки пересчета аэродинамики с ограничениями в форме сохранения и улучшения характеристик аэродинамики и управления полетом ЛА и учитывающие явления аэроупругости.

Результаты представляют собой что при рациональном выборе проектных параметров ЛА с прямолинейными продольными осями элементов крыла интегральный выигрыш эффективности ЛА оценивается в 6-9%. Использование рациональной криволинейности осей крыла повышает возможности снижения веса еще на 3-4% и ведет к дополнительному снижению максимальных деформаций конструкции ЛА. Соответствующие изменения веса силовых элементов крыла представлено на рис. 1.16:

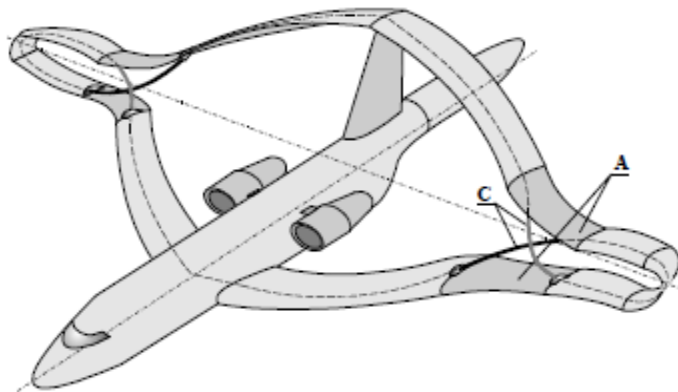


Рис. 1.15. Вариант рациональной формы замкнутого крыла с криволинейной осью. Вариант разделения функций аэронесущей поверхности А и силовой балки-подкоса С на части крыла.

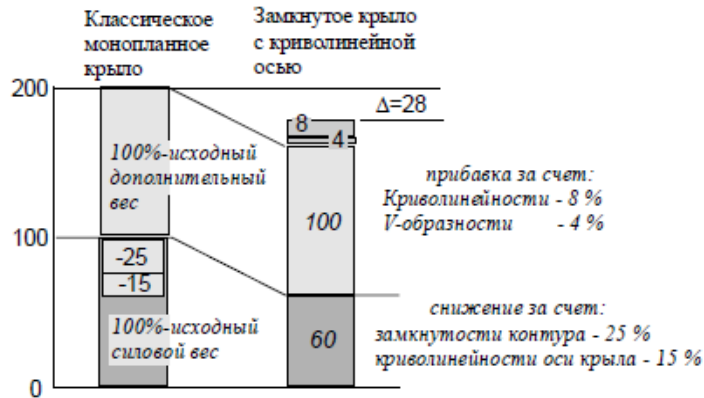


Рис. 1.16. Диаграмма изменения весовых составляющих при переходе к схеме замкнутого крыла.

Замкнутость крылового контура открывает новые возможности адаптации облика и аэродинамических профилей ЛА к режиму полета, приводящих к различным целевым результатам: снижению экстремальной нагруженности конструкции, улучшению характеристик профиля крыла, реализации возможностей непосредственного управления подъемной и боковой силой.

В работе [11] авторами А.П. Корниенко, А.Б. Леонтьев, Е.А. Украинец «Оценка влияния относительного положения воздушного винта на аэродинамические характеристики комбинации арочное крыло – воздушный винт» представлены результаты параметрических исследований влияния на аэродинамические характеристики положения воздушного винта в канале арочного крыла. На основе полученных результатов отработаны практические рекомендации по расположению воздушного винта.

Арочное крыло в комбинации с воздушным винтом позволяет получить высокие значения взлетно-посадочных характеристик самолета, открывает возможность осуществления горизонтального установившегося полета на предельно малых эволютивных скоростях.

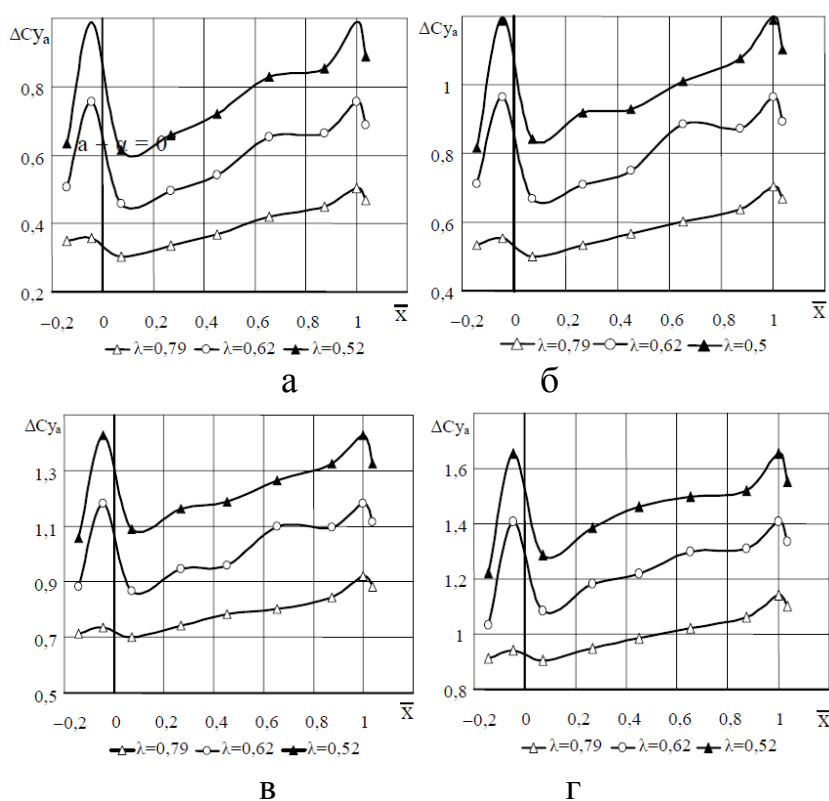
Целью исследований, результаты которых представляются в данной статье, была разработка практических рекомендаций относительно места расположения воздушного винта в канале арочного крыла, при котором

наблюдается максимальное приращение аэродинамических характеристик комбинации «арочное крыло – воздушный винт».

Авторы проводили параметрические исследования путем варьирования значением относительной координаты положения плоскости вращения воздушного винта (\bar{x}) при различных фиксированных значениях относительной поступи винта (λ) и угла атаки арочного крыла (α).

Значение относительной координаты $\bar{x} = 0$ соответствовало расположению воздушного винта, когда входная кромка арочного крыла лежит в плоскости вращения винта, а $\bar{x} = 1$ – когда в этой плоскости лежит выходная кромка крыла.

Полученные зависимости приращения коэффициента подъемной силы комбинации относительно коэффициента подъемной силы изолированного арочного крыла от места расположения воздушного винта представлены на рис. 1.17, а – е:



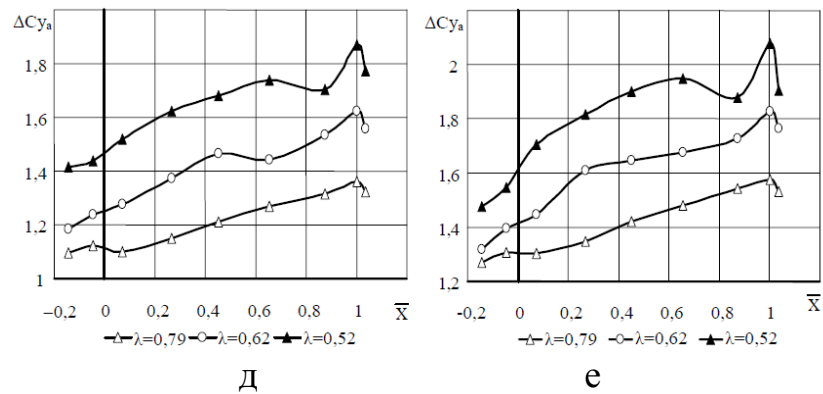


Рис. 1.17. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы от места расположения воздушного винта в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 25^\circ$ ($a - \alpha = 0^\circ$; $b - \alpha = 5^\circ$; $b - \alpha = 10^\circ$; $г - \alpha = 15^\circ$; $д - \alpha = 20^\circ$; $е - \alpha = 25^\circ$).

Зависимости индуктивной составляющей аэродинамического качества комбинации «арочное крыло – воздушный винт» от места расположения винта представлены на рис. 1.18, а – е. У этих зависимостей наблюдается четко выраженный максимум значения индуктивного аэродинамического качества, соответствующий расположению воздушного винта внутри канала арочного крыла на расстоянии примерно 30% хорды крыла от его входной кромки.

Изменение тяговых характеристик воздушного винта с изменением места его расположения относительно арочного крыла представлены на рис. 1.19, а – е. Там же пунктирной линией нанесены значения коэффициента тяги изолированного винта, полученные по той же методике расчета, что и характеристики комбинации. Наилучшие тяговые характеристики воздушного винта соответствуют его расположению на относительном расстоянии от входной кромки крыла, равном 10% и 70 – 90% хорды. При этом на умеренных углах атаки $\alpha \leq 10^\circ$ и при малых значениях относительной поступи винта, расположение винта ближе к задней кромке крыла приводит к превышению значения коэффициента тяги винта в канале крыла соответствующего коэффициента тяги изолированного крыла.

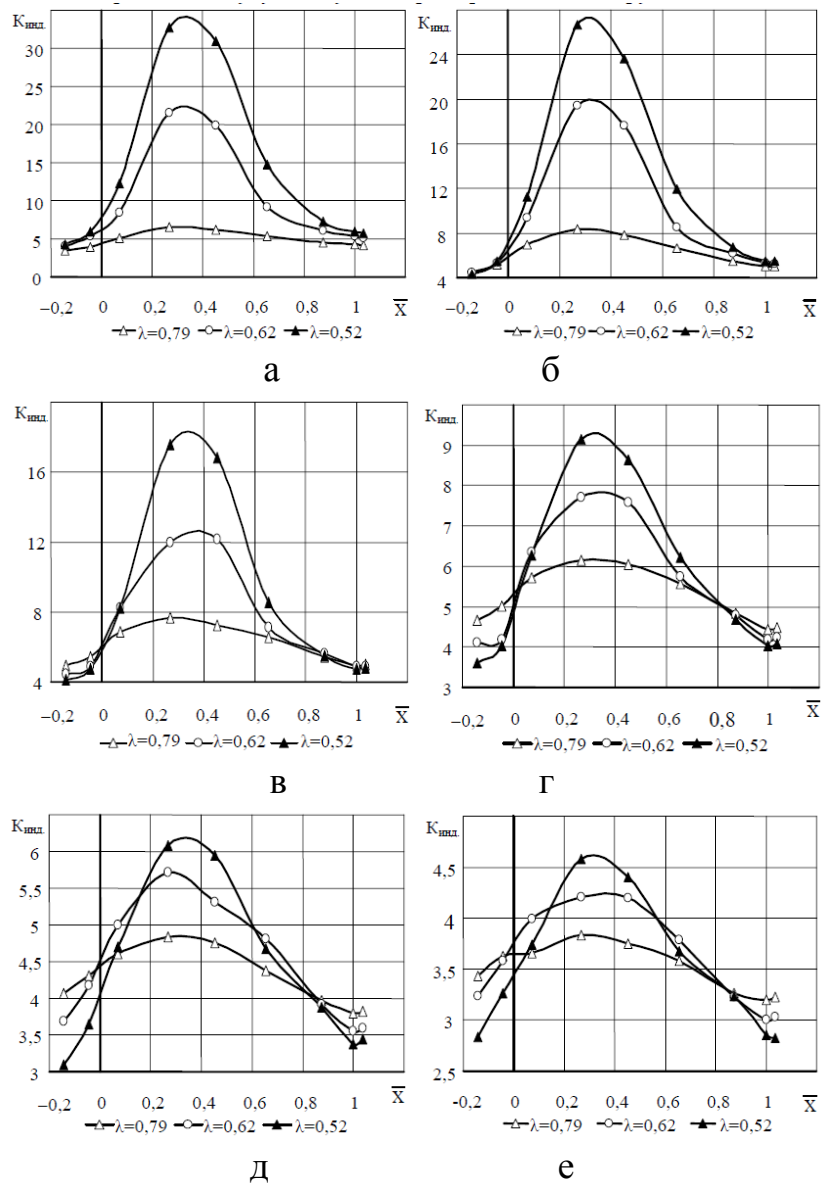
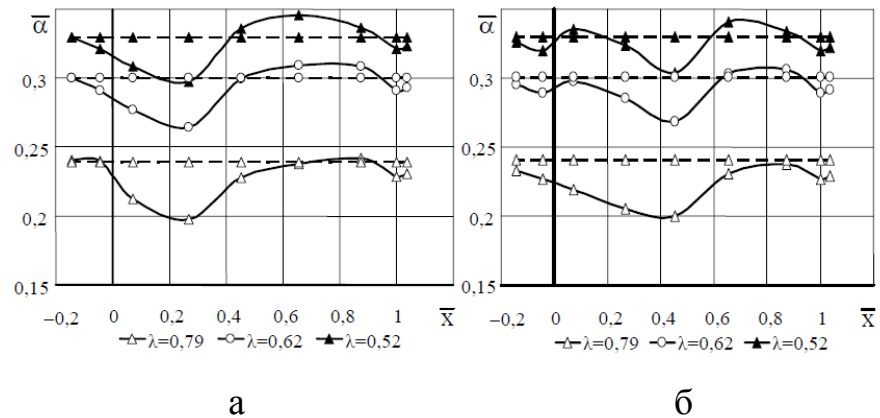


Рис. 1.18. Зависимости индуктивной составляющей аэродинамического качества от места расположения воздушного винта в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 25^\circ$ (а – $\alpha = 0^\circ$; б – $\alpha = 5^\circ$; в – $\alpha = 10^\circ$; г – $\alpha = 15^\circ$; д – $\alpha = 20^\circ$; е – $\alpha = 25^\circ$).



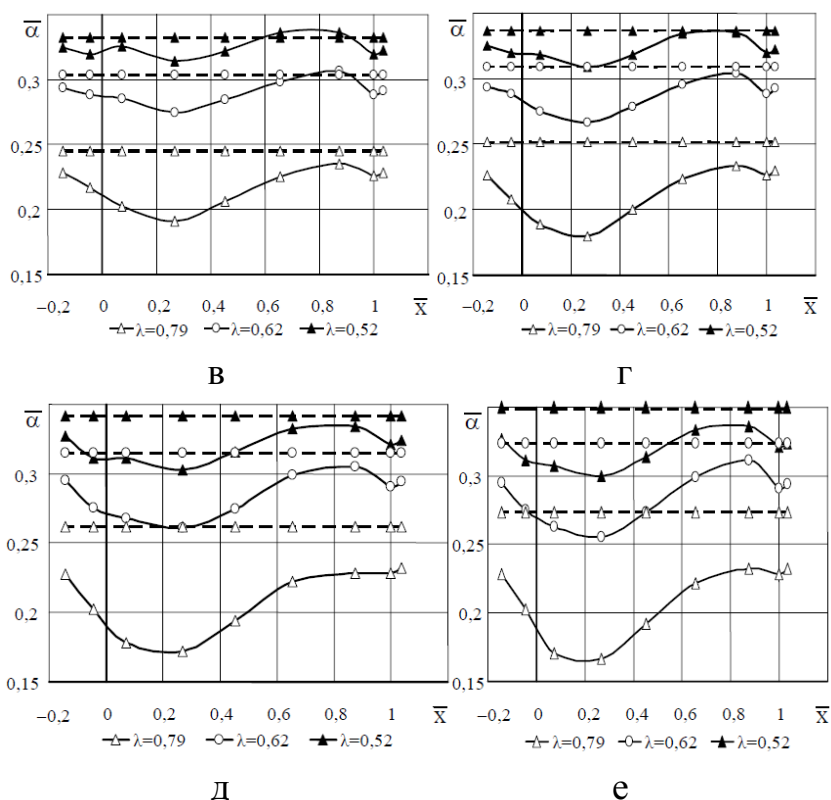


Рис. 1.19. Зависимости коэффициента тяги воздушного винта от его места расположения в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 25^\circ$ (а – $\alpha = 0^\circ$; б – $\alpha = 5^\circ$; в – $\alpha = 10^\circ$; г – $\alpha = 15^\circ$; д – $\alpha = 20^\circ$; е – $\alpha = 25^\circ$).

Если к перспективному летательному аппарату с винтовым двигателем и арочным крылом будут предъявляться требования с компромиссным сочетанием значений летно-технических и взлетно-посадочных характеристик, полученные результаты параметрических исследований обеспечат выбор рационального места расположения воздушного винта в канале арочного крыла.

Автор получил следующие основные результаты:

- Результаты проведенных параметрических исследований по оценке влияния места расположения воздушного винта в канале арочного крыла на протекание аэродинамических характеристик такого рода комбинации свидетельствует о наличии достаточно сложной аэродинамической интерференции винта и несущей поверхности летательного аппарата;

- При этом полученные зависимости аэродинамического качества комбинации и тяговых характеристик воздушного винта от места расположения винта в канале крыла имеют ряд четко проявляющихся

экстремумов, наличие которых в обязательном порядке должно учитываться при проектировании самолетов с арочным крылом.

1.3. Обоснование аэродинамической компоновки замкнутого параболического крыла

Реализация вертикального взлета может существенно увеличить эксплуатационные возможности летательного аппарата. Сложность решения поставленной задачи подтверждается тем, что самолеты с вертикальным взлетом существуют в единичных экземплярах, их полезная нагрузка существенно ниже обычных самолетов.

Возможность вертикального взлета может быть реализована только с помощью особенностей аэродинамической компоновки, позволяющих добиться существенного увеличения несущих свойств, и это требует проведения серьезных расчетных исследований особенностей аэродинамической компоновки несущей схемы.

В нашем исследовании были изучены особенности аэродинамики крыльев малого удлинения различных форм, выполнено расчетное моделирование влияния параметров несущей схемы – удлинения, толщины профиля, формы крыла в плане на аэродинамические характеристики несущей схемы, в том числе и с учетом струи работающего винта.

На основании анализа результатов моделирования различных вариантов компоновки предложена компоновка БпЛА с замкнутым параболическим крылом, позволяющая реализовать старт БпЛА практически с места без применения сложных систем управления с реализацией высокого уровня аэродинамических и летно-технических характеристик.

Практическая значимость выполненных исследований заключается в сформированных методических рекомендациях по разработке БпЛА с укороченным взлетом, путем применения в компоновке замкнутого параболического крыла.

В качестве начальной компоновки для проведения проектного поиска приняты параметры дискообразного крыла испытанные в ходе исследований МАИ на планерах «Дископлан» и «Дископлан-2» [12], показанной ниже на рис. 1.20. Для оперативной оценки компоновочных решений использован панельно-вихревой метод [13,14].

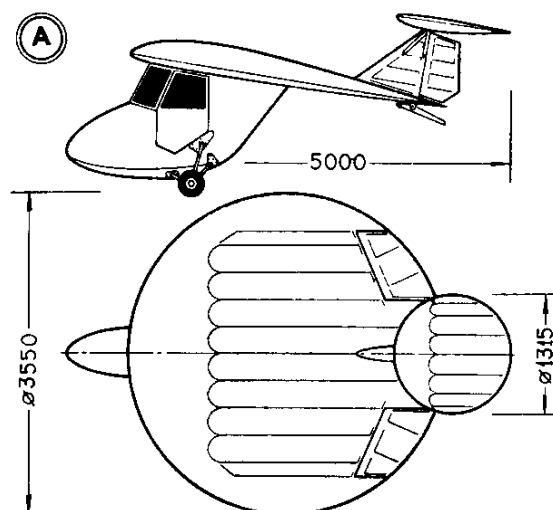


Рис. 1.20. Экспериментальный планер «Дископлан»[12].

Результаты трубных испытаний, выполненные для крыльев малых удлинений в ЦАГИ и представленные ниже на рис. 1.21 наглядно демонстрируют очень характерную особенность крыла малого удлинения – сохранение практически безотрывного обтекания до углов больших атаки. При этом круглая форма крыла показывает самые лучшие результаты и обладает наибольшим значением максимального качества – $K_{MAX} = 4.6$ ед.

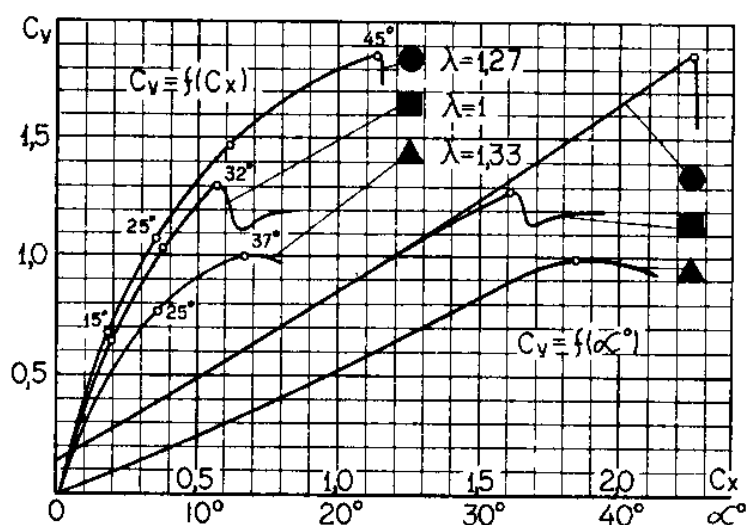


Рис. 1.21. Результаты трубных испытаний крыльев малого удлинения одинакового размаха[12].

При этом круглая форма крыла показывает самые лучшие результаты и обладает наибольшим значением максимального качества – $K_{\text{MAX}} = 4.6$ ед.

Для решения поставленной задачи был принят следующий подход – сначала выполняется расчетная оценка основной части несущей компоновки БПЛА, крыла дискообразной формы с максимальной хордой равной размаху и круговым законом распределения хорд по размаху. Далее исследовалось влияние поперечного V на аэродинамические характеристики для форм крыла в плане, соответствующим нулевой стреловидности по оси $x = 0, 0.25b, 0.75b$. Внешний вид расчетных моделей показан ниже на рис. 1.22:

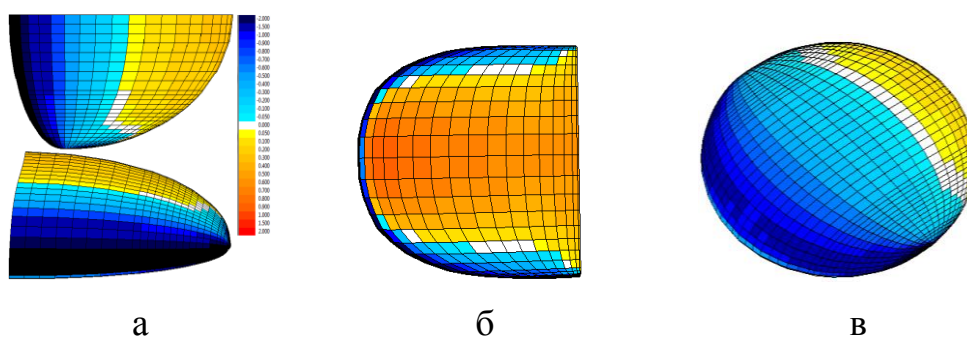


Рис. 1.22. Расчетные модели крыльев малого удлинения одинакового размаха
а– эллипсовидное; б– параболическое; в– дискообразное крыло.

Внешний вид расчетных моделей, созданных для оценки V показан ниже на рис. 1.23. При этом принималось, что форма крыла в плане является либо круг, либо эллипс с различными соотношениями сторон:

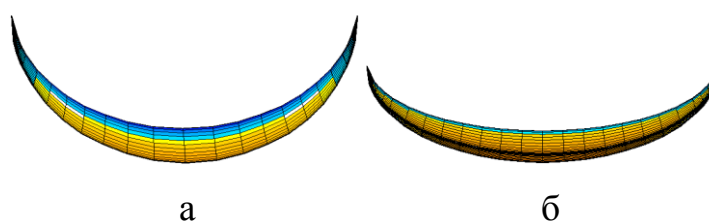


Рис. 1.23. Расчетные модели для оценки влияния поперечного V , форма при виде спереди:
а– круг; б– эллипс.

В ходе исследований с помощью панельно-вихревого метода также была выполнена оценки влияния толщины профилей на аэродинамические характеристики крыльев малого удлинения. В расчетных моделях принималось параболическое изменение толщины профиля по размаху, при этом концевой профиль имел одинаковую нулевую толщину.

Значения толщин в корневом сечении принимались от 9% до 28 % хорды. При этом получено существенное увеличение лобового сопротивления. Для дальнейших исследований принято постоянное значение толщины профиля – 12%, т.к. дальнейшее увеличение толщины корневого сечения вызывает существенное снижение несущих свойств крыла. В качестве профиля центрального сечения крыла принят S-образный профиль К-3, для законцовок крыла – НАСА4406.

По результатам расчетной оценки определена компоновка, наиболее оптимально соединяющей преимущества крыла малого удлинения и влияние струи работающего винта, – компоновка с круговой формой передней кромки. Внешний вид расчетной модели компоновки показан на рис. 1.24:

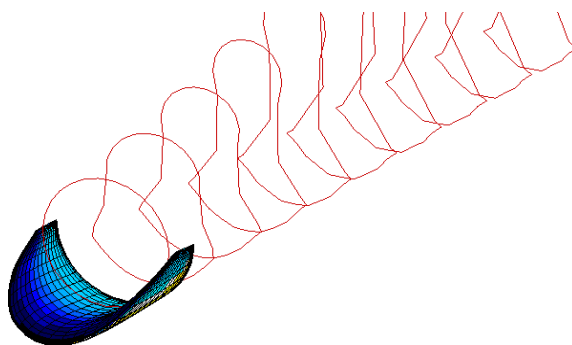


Рис. 1.24. Исходная расчетная модель и для оценки влияния воздушного винта.

Для более оптимальной работы воздушного винта в расчетную модель добавлено кольцевое соединение, одновременно выполняющее силовую функцию. Внешний вид расчетной модели компоновки показан на рис. 1.25:

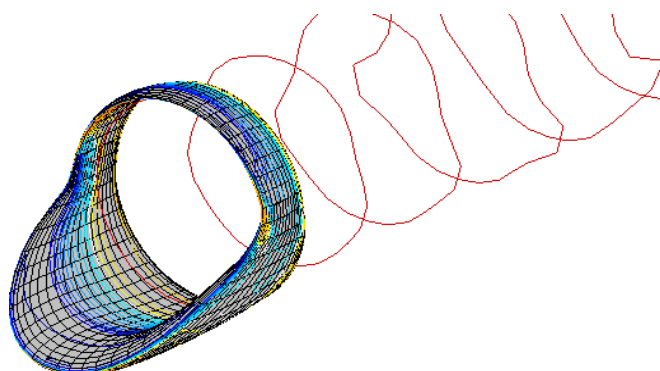


Рис. 1.25. Исходная расчетная модель с аэродинамическим кольцом.

В дальнейших исследованиях выполнена оценка влияния работающей струи, масштабного коэффициента по оси x . Внешний вид расчетных

моделей компоновки показан на рис. 1.26. По результатам расчетной оценки принят масштабный коэффициент модели по оси x , равный 1.2.

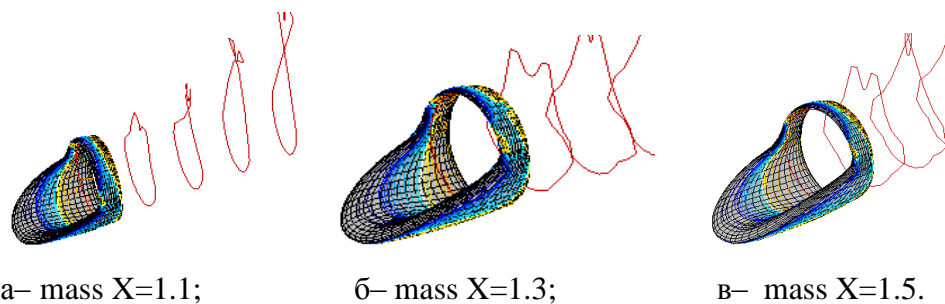


Рис. 1.26. Расчетные модели для исследования влияния масштабного коэффициента.

На следующем этапе выполнена расчетная оценка влияния фюзеляжа в различных положениях, показанная на рис. 1.27:

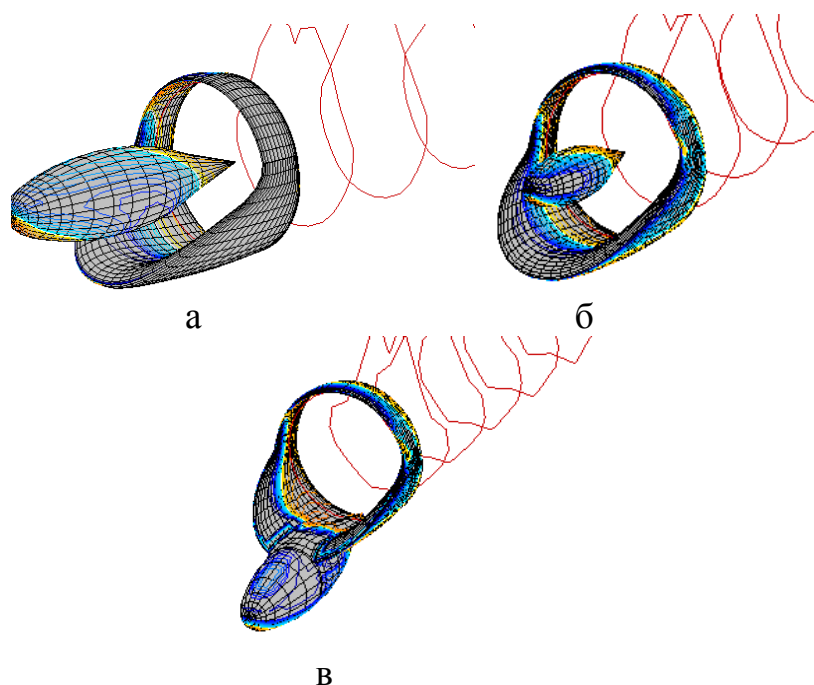


Рис. 1.27. Расчетные модели для исследования влияния фюзеляжа
а– исходное центральное тело; б– центральное тело, масштаб 1/2; в– интегральная компоновка.

Для дальнейших исследований была принята интегральная компоновка несущего кольца и фюзеляжа. Общий вид результирующей аэродинамической компоновки модели БПЛА без горизонтального оперения (ГО) показан на рис. 1.28:

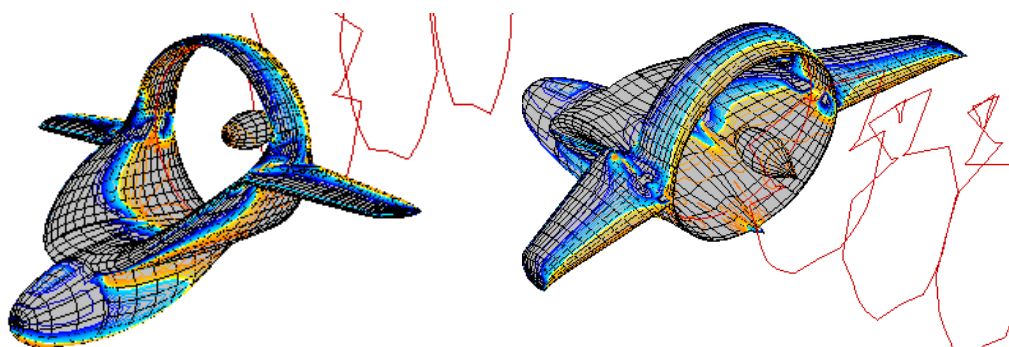


Рис. 1.28. Результирующая компоновка без ГО.

В работе также выполнена оценка возможности балансировки БПЛА, для чего было сформировано оперение в виде двух независимых хвостовых балок с крестообразными стабилизирующими поверхностями, показанное на рис. 1.29:

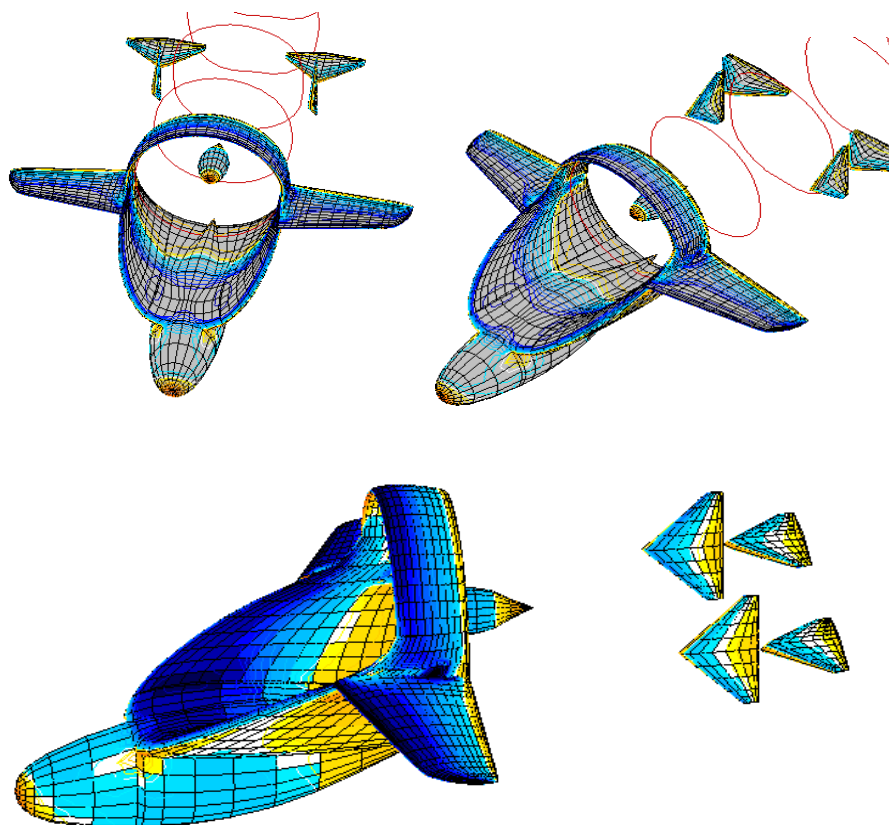


Рис. 1.29. Результирующая компоновка с ГО.

1.4. Постановка решения научной задачи

Предлагаемая компоновка в перспективе позволит существенно улучшить эксплуатационные характеристики летательных аппаратов – значительно сократить требуемую длину взлетно-посадочной полосы,

снизить минимальные скорости полета, повысить безопасность пилотирования на режимах взлета и посадки.

Основная цель диссертации состоит в определении особенностей аэродинамики ЛА с высоконесущим замкнутым крылом, интегрированным с силовой установкой, определении влияния параметров компоновки замкнутой несущей схемы на аэродинамические характеристики.

Для достижения поставленной цели решается научная задача, которая предусматривает определение зависимостей аэродинамических характеристик несущей поверхности малого удлинения от совместного воздействия на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта, туннельного эффекта.

Для решения научной задачи необходимо решить следующие задачи:

- Определить зависимости аэродинамических характеристик замкнутого параболического крыла, при совместном воздействии на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта, туннельного эффекта;
- Выполнить оценка приемлемости методов вычислительной аэродинамики для моделирования обтекания поверхности БПЛА с замкнутым параболическим крылом, определены особенности создания расчетных моделей для рассмотренных численных методов;
- Выполнить экспериментальные исследования модели замкнутого параболического крыла с высокими несущими свойствами, усовершенствована методика проведения испытаний в аэродинамической трубе и на свободно-летающей модели применительно к поставленной задаче;
- Сформировать общую схему аэродинамического проектирования замкнутого параболического крыла на основании анализа результатов расчетных и экспериментальных исследований.

Общая структура диссертационных исследований представлена ниже на рис. 1.30:

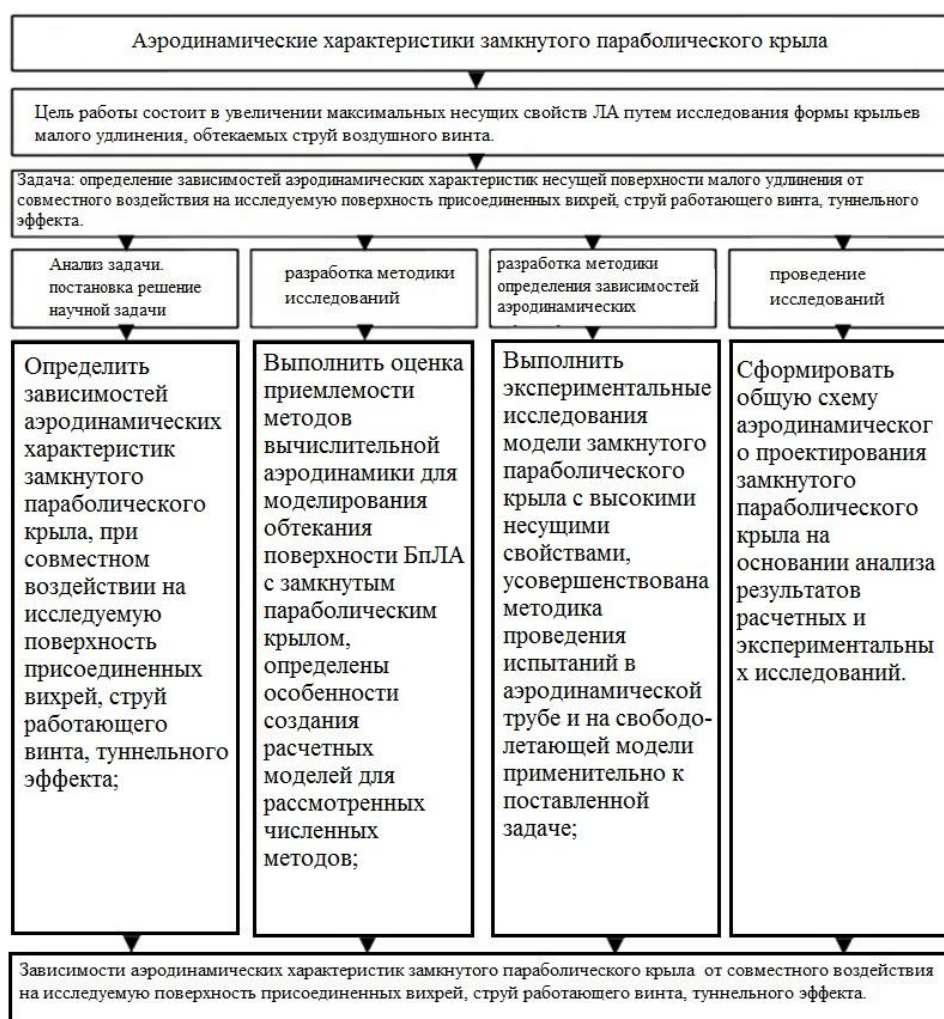


Рис. 1.30. Общая структура диссертационных исследований.

Выводы по разделу 1

Для достижения поставленной цели решается научная задача, которая предусматривает определение зависимостей аэродинамических характеристик несущей поверхности малого удлинения от совместного воздействия на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта, туннельного эффекта.

Для решения научной задачи необходимо решить следующие задачи:

- Определить зависимостей аэродинамических характеристик замкнутого параболического крыла, при совместном воздействии на исследуемую поверхность присоединенных вихрей, струй работающего винта, туннельного эффекта;

– Выполнить оценку приемлемости методов вычислительной аэродинамики для моделирования обтекания поверхности БПЛА с замкнутым параболическим крылом, определить особенности формирования расчетных моделей для рассмотренных численных методов;

– Выполнить экспериментальные исследования модели замкнутого параболического крыла с высокими несущими свойствами, усовершенствовать методику проведения испытаний в аэродинамической трубе и на свободно-летающей модели применительно к поставленной задаче;

– Сформировать общую схему аэродинамического проектирования замкнутого параболического крыла на основании анализа результатов расчетных и экспериментальных исследований.

Наиболее технологичной является форма несущей поверхности модели с параболической передней кромкой и прямой задней, при этом при виде спереди кромки несущей поверхности представляют круг (на рис. 1.22 представлена компоновка с прямой задней кромкой, параболической прямой кромкой, сформированной по закону круга в плоскости $Y0Z$). При этом изменение аэродинамических характеристик в сравнении с результатами других расчетных моделей (рис. 1.23) незначительное, что позволяет в дальнейшем формировать компоновку несущей поверхности вокруг диска воздушного винта.

Наиболее выгодным является компоновка с нулевой стреловидностью по оси $\frac{3}{4}$ хорд и формой круга (рис. 1.23) при виде спереди – это обеспечивает прирост максимальной подъемной силы в сравнении с дискообразным крылом более чем в 2 раза без потерь аэродинамического качества.

РАЗДЕЛ 2. РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМКНУТОГО ПАРАБОЛИЧЕСКОГО КРЫЛА

Для решения поставленной научной задачи необходимо рассмотреть возможные инструменты исследований, применяемые на настоящий момент в практике аэродинамического проектирования. В данном разделе диссертации рассмотрены особенности общепринятых методов математического моделирования обтекания летательного аппарата – панельно-вихревого метода симметричных особенностей, и метода конечных элементов, рассмотрена их применимость для решения поставленной научной задачи, проведены исследования расчетных моделей, выполнено сравнение и анализ результатов.

2.1. Моделирование обтекания летательного аппарата с помощью панельно-вихревого метода

Принятый метод позволяет проводить расчет самолета в полной конфигурации, включая мотогондолы с протоком и без протока, подвесные грузы, шайбы, пилоны и т. д. Отличительной особенностью данного метода является принцип симметричного распределения источников (стоков) и вихрей на противоположных поверхностях несущих элементов. В этом случае устраняются вычислительные трудности при расчете обтекания элементов компоновки с малой относительной толщиной. В методике расчета использован дискретный аналог непрерывного распределения особенностей, что существенно упрощает вычислительную процедуру и расширяет возможности метода по описанию течений около компоновок сложных геометрических форм.

Методы гидродинамических особенностей, использующие распределение особенностей по поверхности летательного аппарата, нашли широкое применение при расчете сложных пространственных течений. Параметры потока в заданной точке определяются путем интегрирования

возмущений от всех особенностей. Это интегрирование проводится численно [15, 16]. Если выделить конечный участок поверхности, то при определенных условиях можно аналитически проинтегрировать влияние особенностей, расположенных на выбранном участке. В этом случае приходим к панельному методу расчета. Панельные методы удобны, например, при рассмотрении локальных вариаций поверхности летательного аппарата. Тогда на панелях, не входящих в зону модификации, интегрирование возмущений можно проводить только один раз для исходного варианта, что позволяет экономить время расчета на электронно-вычислительной машины (ЭВМ). Однако аналитическое вычисление интегралов от распределенных особенностей накладывает ограничения на форму панели, вид аппроксимации функции распределения плотности особенностей. Например, в известном методе [17] панели крыла должны иметь параллельные боковые кромки и быть плоскими. Эти требования приводят к существенной схематизации поверхности летательного аппарата в местах сопряжений элементов компоновки. В комплексе программ [18,19] используются произвольные четырехугольные панели в виде элементов гиперболической поверхности с квадратичным распределением диполей. Поля возмущений от таких панелей описываются сложными аналитическими выражениями, что требует значительных временных ресурсов при расчете на ЭВМ.

В настоящей работе принята аналогичная аппроксимация поверхности, позволяющая достаточно подробно воспроизвести аэродинамические обводы реальной компоновки. Кроме того, для упрощения аналитических выражений и уменьшения времени расчета использованы дискретные аналоги непрерывного распределения особенностей по поверхности летательного аппарата.

Рассмотрим обтекание компоновки летательного аппарата идеальной несжимаемой жидкостью. Разобьем поверхность самолета на четырехугольные панели в виде элементов гиперболоида. На панелях крыла, оперения и других несущих элементов разместим вихревой слой и слой источников (стоков), а на поверхности фюзеляжа только слой источников. В

подфюзеляжной части крыла поставим условие сохранения циркуляции по размаху, поэтому присоединенные вихревые слои левой и правой консоли крыла (оперения) будут соединяться друг с другом без схода вихревой пелены. Этот прием применяется практически во всех расчетах обтекания компоновки самолета методом особенностей. Циркуляцию вихревого слоя вдоль хорды панели будем аппроксимировать линейной зависимостью, а плотность источников (стоков) в пределах панели считаем постоянной. По боковым кромкам панелей несущих элементов компоновки осуществляется сход свободных вихрей. При этом выполняются условия Гельмгольца о сохранении циркуляции. Условие Жуковского в местах схода вихревой пелены удовлетворяется путем обнуления циркуляции присоединенного вихревого слоя. При численной реализации метода предусмотрено, что вихревая пелена в потоке может выстраиваться по линиям тока или иметь заранее заданную форму (например, ориентироваться по направлению невозмущенного потока).

При распределении вихрей и источников по поверхности несущих элементов используется принцип симметризации особенностей, предложенный в работе [20], для расчета обтекания профилей. Здесь этот принцип распространен на трехмерный случай.

Рассмотрим вначале известный метод расчета обтекания телесных крыльев с линеаризацией граничных условий [17]. В этом методе слой источников и вихрей располагался в базовой плоскости крыла (рис. 2.1, а). Плотность источников задавалась пропорциональной наклонам линии полутолщин профилей, а циркуляция вихревого слоя определялась из условия непротекания срединной поверхности крыла. Разделим слой источников и вихрей на две равные части и разместим эти части на верхней и нижней поверхности крыла (рис. 2.1,б). Интенсивность источников и вихрей определим из условий непротекания, которые удовлетворим в контрольных точках панелей, распределенных по поверхности крыла. Естественно, что количество панелей на верхней и нижней поверхности должно быть

одинаково, но размеры панелей могут отличаться. Напомним, что распределение плотности вихрей кусочно-линейное, а источников – кусочно-постоянное. Так же как во всех панельных методах задача сводится к решению системы линейных уравнений относительно неизвестных интенсивностей особенностей [17–20]. После решения системы вычисляются скорости в контрольных точках панелей, определяются величины давления и суммарные аэродинамические характеристики.

Метод симметричных особенностей позволяет рассчитывать как тонкие, так и толстые крылья. В предельном случае бесконечно-тонкой несущей поверхности он непрерывно переходит в известную схему расчета с распределением вихрей по срединной поверхности крыла. Слой источников в этом случае вырождается, его интенсивность стремится к нулю.

Вследствие симметричного распределения источников и вихрей по нижней и верхней поверхности крыла метод получил название «метода симметричных особенностей». Этот метод обладает хорошей сходимостью, практически такой же как и расчетные схемы со снесением граничных условий на базовую плоскость, например, метод С. М. Белоцерковского [21]. Причем сходимость слабо зависит от толщины крыла.

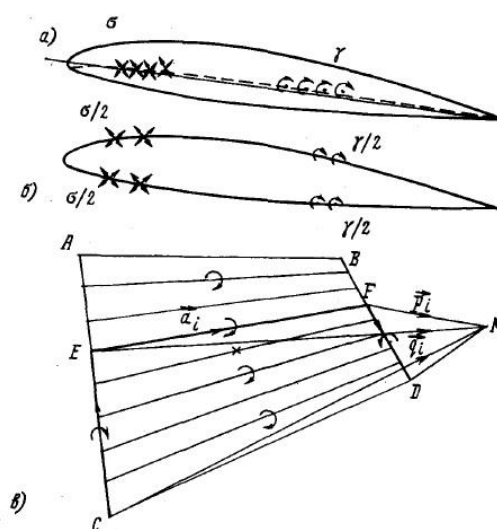


Рис. 2.1. расчетная схема метода расчета обтекания телесных крыльев с линеаризацией граничных условий

а– слой источников и вихрей в базовой плоскости крыла; б– разделение слоя источников и вихрей на верхнюю и нижнюю поверхности крыла; в – распределение слоя вихрей и слоя источников по отрезкам расчетной панели.

При численной реализации метода был использован эффективный способ сокращения объема вычислений и времени расчета путем перехода от непрерывного распределения особенностей к дискретным аналогам. В этом случае вихревой слой и слой источников распределяется по отрезкам (рис. 2.1, в) таким образом, чтобы суммарная циркуляция вихрей и интенсивность источников в пределах панели оставалась постоянной и не зависела от количества отрезков. Вдоль отрезков плотность особенностей постоянна, но изменяется от отрезка к отрезку по заданному закону, линейному для вихрей и постоянному для источников.

Аналитические выражения для скоростей от вихревого отрезка и отрезка источников достаточно просты. Приведем выражение для скорости от подковообразного вихря (рис. 2.1, в):

$$v_y^i = \frac{1}{4\pi} \left\{ \begin{aligned} & \frac{CA \times CM}{|CA \times CM|^2} \left[\frac{(CA \cdot CM)}{|CM|} - \frac{(CA \cdot q_i)}{|q_i|} \right] + \frac{a_i \times q_i}{|a_i \times q_i|^2} \left[\frac{(a_i \cdot q_i)}{|q_i|} - \frac{(a_i \cdot p_i)}{|p_i|} \right] \\ & + \frac{BD \times DM}{|BD \times DM|^2} \left[\frac{(BD \cdot p_i)}{|p_i|} - \frac{(BD \cdot DM)}{|DM|} \right] \end{aligned} \right\}$$

где

$$q_i = CM - \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) CA, \quad p_i = DM + \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) BD,$$

$$a_i = CD - \left(\frac{2i-1}{2\pi} \right) (CA + BD),$$

(n – количество отрезков на панели).

Скорость от отрезка источников:

Осевая компонента

$$V_{\sigma_1}^i = \frac{1}{4\pi} \frac{a_i}{|a_i|} \left[\frac{1}{|p_i|} - \frac{1}{|q_i|} \right].$$

Радиальная компонента

$$V_{\sigma_2}^i = \frac{1}{4\pi} \frac{[a_i \times q_i] \times a_i}{|a_i \times q_i|^2 |a_i|} \left[\frac{(a_i \cdot q_i)}{|q_i|} - \frac{(a_i \cdot p_i)}{|p_i|} \right].$$

Преимущество дискретного аналога заключается в том, что снимается ограничение на форму панели и без всяких усложнений может быть изменен закон распределения плотности особенностей вдоль хорды панели. Можно использовать тригонометрические законы, степенные и другие. Для этого достаточно изменить весовые коэффициенты при суммировании скоростей от элементарных отрезков, принадлежащих панели. Еще одно достоинство дискретных аналогов заключается в возможности управления количеством отрезков (густотой сетки) при удалении расчетной точки от центра панели. Чем дальше расчетная точка, тем меньше потребное число отрезков, моделирующих влияние непрерывного распределения особенностей, а, следовательно, меньше время расчета. Наоборот, при приближении к панели количество отрезков увеличивается. Наибольшее число отрезков соответствует расчету скоростей в контрольных точках соседних панелей. В собственной контрольной точке панели для нормальной составляющей возмущенной скорости от источников и для касательной скорости от вихрей осуществлен предельный переход $v_{n\sigma} = \sigma/2$, $v_{\tau\gamma} = \gamma/2$. Методические исследования показали, что в большинстве практических случаев.

Для описания ближнего поля достаточно не более 64 отрезков на панели. Для дальнего поля достаточно одного или двух отрезков. Подчеркнем, что увеличение количества дискретных вихрей или источников на панели не приводит к увеличению числа неизвестных в системе линейных уравнений. Неизвестными по-прежнему остаются общая циркуляция вихрей и общая интенсивность источников на панели. Количество уравнений равно числу панелей.

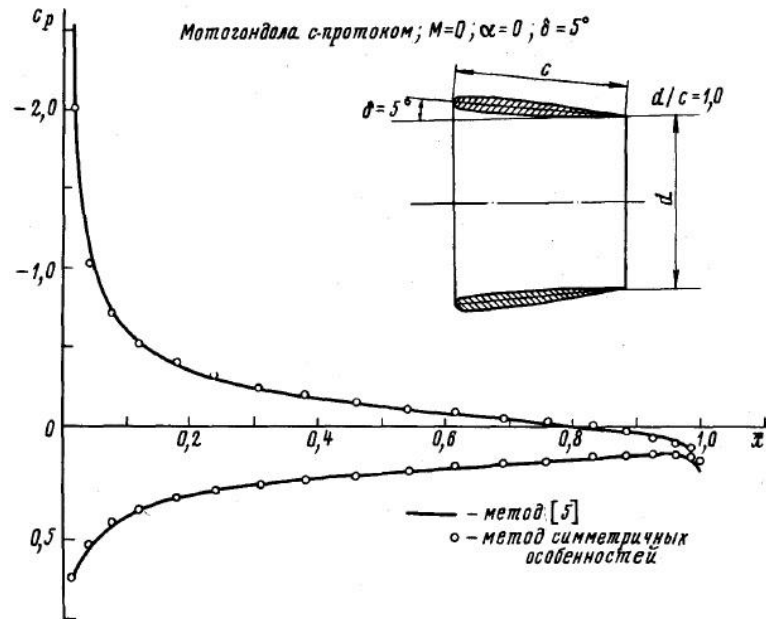


Рис. 2.2. Распределение давления по поверхности обечайки осесимметричной мотогондолы с протоком.

Методические расчеты по разработанному алгоритму были проведены для профилей, крыльев, мотогондол, фюзеляжей и их комбинаций. Приведем некоторые результаты. На рис. 2.2 показано распределение давления по поверхности обечайки осесимметричной мотогондолы с протоком. Сплошной линией показаны результаты расчетов по методу [19], символами – по разработанному методу симметричных особенностей.

На рис. 2.3 показано распределение давления в сечении крыла и фюзеляжа, расположенных в зоне взаимной интерференции. Приводится расчетная сетка крыла и фюзеляжа. В месте стыка крыла и фюзеляжа расчетная сетка взаимно согласована. Отметим, что несмотря на сгущение полос на фюзеляже в области передней кромки крыла решение ведет себя достаточно гладко. Влияние сжимаемости при числе $M = 0,6$ учтено приближенно по правилу Прандтля – Глауэрта.

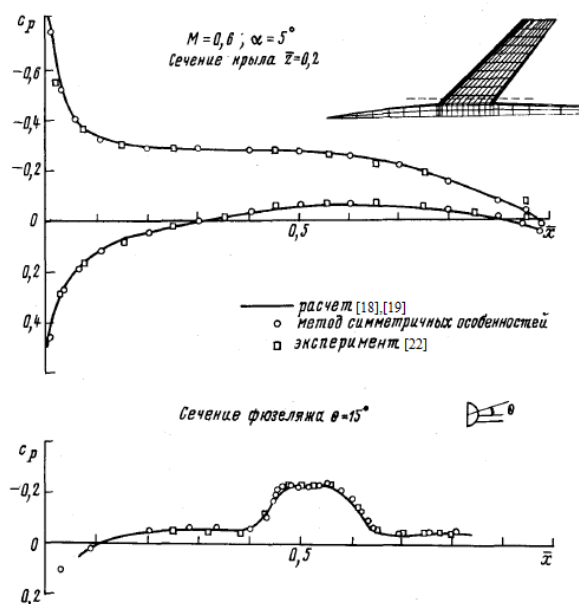


Рис. 2.3. Распределение давления в сечении крыла и фюзеляжа в зоне взаимной интерференции.

На рис. 2.4 показано распределение изобар по поверхности транспортного самолета. Моделировался фюзеляж, крыло, оперение, мотогондолы с протоком и пилоны. Все элементы имели телесную форму. Для задания половины компоновки использовались 950 панелей. Время расчета на ЭВМ с быстродействием 1 млн. оп. с составляет 110 минут.

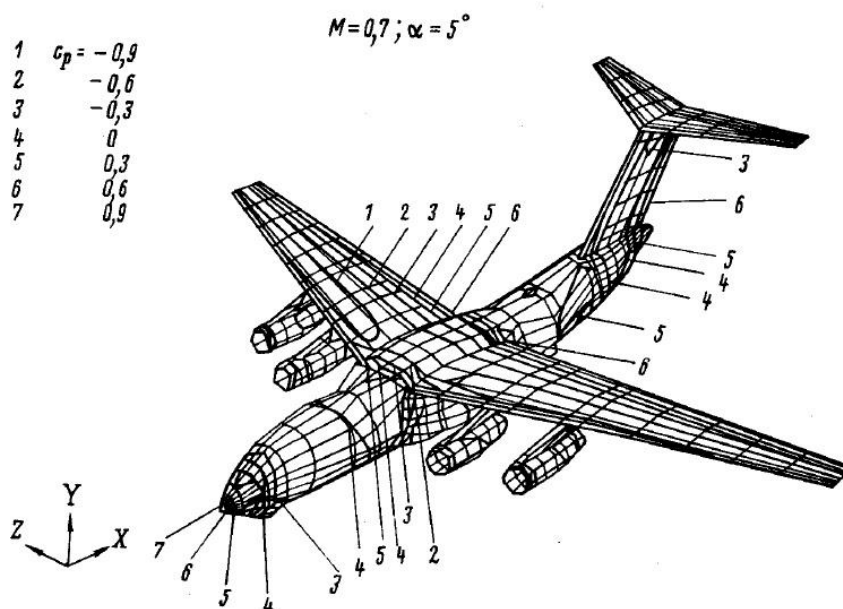


Рис. 2.4. Распределение изобар по поверхности транспортного самолета.

Таким образом, разработанный метод позволяет рассчитывать дозвуковое обтекание компоновок летательных аппаратов сложных геометрических форм.

2.2. Моделирование обтекания летательного аппарата с помощью метода конечных элементов

2.2.1. Система уравнений метода конечных элементов

Уравнения Навье-Стокса

Обобщенный закон Ньютона для вязкой жидкости [23] устанавливает линейную связь между тензором напряжений и тензором относительных скоростей деформации.

$$\sigma_{ij} = -p \delta_{ij} + \mu \left[\left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \right], \quad i, j, k = 1, 2, 3 \quad (2.1)$$

где p – гидродинамическое давление, μ – молекулярная динамическая вязкость, δ_{ij} – дельта-функция Кронекера.

В случае несжимаемой жидкости, тензор напряжений выглядит следующим образом:

$$\sigma_{ij} = \begin{cases} \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right), & \text{при } i \neq j \\ -p + 2\mu \frac{\partial v_i}{\partial x_i}, & \text{при } i = j \end{cases} \quad (2.2)$$

Тензор напряжений часто разделяют на две части

$$\sigma_{ij} = -p \delta_{ij} + \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) = -p \delta_{ij} + \tau_{ij}, \quad (2.3)$$

где τ_{ij} – тензор вязких напряжений. Подстановка (2.2) в уравнения для напряжений дает известные уравнения Навье-Стокса:

$$\begin{aligned} \nabla \cdot \vec{v} &= 0 \\ \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} &= \vec{f} - \frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \vec{v}, \end{aligned} \quad (2.4)$$

где, $\nu = \mu/\rho$ – молекулярная кинематическая вязкость.

Для получения конкретных решений, при интегрировании системы (2.4) должны быть использованы граничные, а в случае нестационарного движения - граничные и начальные условия. На твердых границах задаются условия "непротекания" и "прилипания" $\vec{v}|_S = 0$. Начальные условия ставятся

в задачах нестационарного движения и представляют собой заданные в некоторый начальный момент времени поля скоростей и давлений.

Приближения уравнений Навье-Стокса. Моделирование турбулентности.

Основная трудность расчета потоков вязкой несжимаемой жидкости частично связана с широким диапазоном изменения масштаба турбулентности. Прямой расчет полных уравнений Навье-Стокса для трехмерного турбулентного потока требует значительных вычислительных ресурсов и не под силу даже существующим суперкомпьютерам. В этой связи, важную роль играет турбулентная модель, позволяющая учесть влияние турбулентности в расчетах.

Вторая трудность в расчете вязкого потока связана с необходимостью использования чрезвычайно мелких сеток при расчете течения в турбулентном пограничном слое. Поскольку вычислительная устойчивость существующей схемы решения непосредственно связана с размером минимальной ячейки, то, если не принимать достаточно малый шаг по времени, возникают проблемы устойчивости расчета. В результате, и увеличение разрешения и уменьшение шага по времени при вычислениях влекут за собой резкое увеличение требуемых вычислительных ресурсов.

Поэтому для решения задач гидродинамики применяются различные подходы, основной целью которых является уменьшение "вычислительной стоимости" методов решения уравнений Навье-Стокса при минимально возможной потере точности.

Различают два основных подхода моделирования вязких течений

- Прямое численное моделирование (DNS) – решение полных уравнений Навье-Стокса.
- Моделирование с использованием осредненных уравнений Навье-Стокса, а именно: по времени (RANS), по пространству (LES), гибридные модификации (DES).

Прямое численное моделирование: DNS

Среди известных методов численного моделирования трехмерных турбулентных течений необходимо выделить прямое численное моделирование турбулентности (DNS – Direct Numerical Simulation of turbulent flows).

Метод DNS представляет собой прямое численное решение полной нестационарной системы уравнений Навье-Стокса, при таком подходе разрешаются все масштабы движения [24]. В результате возникает необходимость строить чрезвычайно мелкую сетку для больших пространственных областей. Известна следующая оценка числа узлов при прямом моделировании турбулентности:

$$N_{\text{DNS}} = O(\text{Re}^{9/4}).$$

Для реальных чисел Рейнольдса порядка 10^{6-8} число расчетных узлов должно составлять $N = 10^{13-15}$. То есть для использования DNS требуются достаточно мощные вычислительные ресурсы, и на сегодняшний день возможности применения метода ограничиваются лишь случаями достаточно простых течений и весьма невысоких чисел Рейнольдса.

Метод моделирования крупных вихрей: LES

В методе моделирования крупных вихрей (LES-Large Eddy Simulation) осуществляется решение отфильтрованных по пространству уравнений Навье-Стокса и разрешается движение только крупных вихрей [25].

Метод основан на двух предположениях. Первое состоит в возможности разделения поля скорости на движение крупных и мелких вихрей, причем движение крупных вихрей может быть рассчитано отдельно, что связано с достаточной изотропностью и универсальностью мелких масштабов турбулентного движения. Второе предположение - в возможности аппроксимации нелинейных взаимодействий между крупными и мелкими вихрями только о крупным вихрям с использованием моделей подсеточного масштаба SGS (SubGrid Scale models).

Для отделения крупных масштабов от мелких, применяется операция фильтрации, определяемая следующим образом:

$$\bar{f}(\vec{x}) = \int f(\vec{\xi}) G(\vec{x}, \vec{\xi}, \Delta) d\xi d\eta d\zeta, \quad (2.5)$$

где G – фильтрационная функция, Δ - ширина фильтра, определяющая наименьший масштаб турбулентности, допустимый фильтром. Наиболее популярные и часто используемые фильтрационные функции --- Гаусса, идеальный и "top-hat" фильтры.

Фильтр дает формальное определение процесса осреднения и отделяет способные к разрешению масштабы от подсеточных. Фильтрация используется, чтобы вывести уравнения для разрешимых масштабов. Для течения несжимаемой жидкости отфильтрованные уравнения Навье-Стокса принимают следующую форму:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_i} &= 0, \\ \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{v}_i \bar{v}_j)}{\partial x_j} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}^*}{\partial x_j} + \nu \frac{\partial^2 \bar{v}_i}{\partial x_j^2}. \end{aligned} \quad (2.6)$$

Здесь воздействие мелкомасштабных структур на движение жидкости представляется через тензор напряжений подсеточного масштаба

$$\tau_{ij}^* = \bar{v}_i \bar{v}_j - \bar{v}_i \bar{v}_j. \quad (2.7)$$

Среди применяемых подсеточных моделей можно выделить модель Смагоринского, двухточечные замыкания, динамические модели, модели одного уравнения [26].

Популярность метода моделирования крупных вихрей для проведения расчетов сложных турбулентных течений с достаточно высокими числами Рейнольдса объясняется тем, что он требует меньших вычислительных затрат по сравнению с DNS. Общее соотношение количества узлов сетки для этих методов определяется зависимостью:

$$N_{LES} \approx 0,4()Re^{1/4}N_{DNS}.$$

Необходимо отметить, что на сегодняшний день опробовано значительное количество подсеточных моделей, фильтров, граничных

условий и расчетных схем. Несмотря на это, пока не ясны ни оптимальный вариант подсеточной модели, ни обоснование выбора такого варианта. Тем не менее, LES является перспективным направлением в развитии методов расчета турбулентных течений и представляется весомой альтернативой DNS и RANS.

Уравнения осредненного движения: RANS

Как было отмечено, решение полных уравнений Навье-Стокса в трехмерном пространстве при больших (турбулентных) числах Рейнольдса остается на сегодняшний день довольно сложной задачей. Поэтому для описания трехмерных течений часто используют осредненные по времени уравнения Навье-Стокса. В турбулентном течении локальные давление и составляющие вектора скорости изменяются во времени случайным образом. Основная идея осреднения состоит в том, чтобы разделить в потоке стационарные и случайные части.

Система уравнений Навье-Стокса для описания движения вязкой несжимаемой жидкости при отсутствии массовых сил, использующая консервативную форму записи уравнения изменения количества движения, может быть представлена в скалярно-тензорной форме следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{\partial v_i}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial v_i}{\partial t} + \frac{\partial(v_i v_j)}{\partial x_j} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}. \end{aligned} \quad (2.8)$$

С учетом уравнения неразрывности, компоненты тензора напряжений записываются так:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = \nu \frac{\partial^2 v_i}{\partial x_j^2}. \quad (2.9)$$

Согласно подходу Рейнольдса, любые мгновенные значения гидродинамических параметров потока представляются в виде суммы осредненной по времени величины и ее пульсационной составляющей [27]. Фактически это означает, что гидродинамическая величина является

случайной, осреднение которой во времени дает математическое ожидание, а пульсационная составляющая - дисперсию случайной величины. Обозначая осредненную во времени величину $\overline{(\)}$, а пульсационную $(\)'$, можно записать для давления, составляющих скорости, и тензора напряжений следующие выражения:

$$p = \bar{p} + p', \quad v_i = \bar{v}_i + v_i', \quad \tau_{ij} = \bar{\tau}_{ij} + \tau_{ij}'.$$

Следует отметить, что среднее значение, несмотря на интегрирование по времени, может изменяться во времени. Это означает, что период интегрирования T должен быть малым по сравнению с характерным временем нестационарного изменения величины. Кроме того, период осреднения выбирается так, чтобы оно приводило к величине, не изменяющейся при повторном осреднении.

$$\bar{v}_i(t) = \frac{1}{T} \int_0^T v_i(t) dt. \quad (2.10)$$

Применяя операцию осреднения по времени (2.10) к уравнениям системы (2.13), с учетом уравнения неразрывности, получим

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} &= 0 \\ \frac{\partial(\rho \bar{v}_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \bar{v}_i \bar{v}_j)}{\partial x_j} &= -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \rho \overline{v_i' v_j'}), \end{aligned} \quad (2.11)$$

где $\rho \overline{v_i' v_j'}$ - составляющие тензора напряжений Рейнольдса, или рейнольдсовых напряжений. Они являются шестью дополнительными неизвестными к гидродинамическим параметрам осредненного движения (\bar{v}_i, \bar{p}) . Таким образом, система уравнений и (2.11) является незамкнутой.

Вопрос замыкания полученной системы решается различными способами. Простейший путь --- использование эмпирической информации о характеристиках турбулентности, наиболее сложный - заключается в выводе уравнений относительно «рейнольдсовых» напряжений, где широкое применение получили модели турбулентной вязкости

$$-\rho \overline{v_i' v_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{v}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{v}_j}{\partial x_i} \right), \quad (2.12)$$

где μ_t – турбулентная динамическая вязкость.

Используя зависимость (2.12) и опуская знак осреднения по времени, уравнения Навье-Стокса в форме Рейнольдса (RANS - Reynolds Averaged Navier-Stokes equations) приводятся к виду

$$\begin{aligned} \nabla \cdot \vec{v} &= 0 \\ \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} &= -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nabla[(\nu + \nu_t) \nabla \vec{v}], \end{aligned} \quad (2.13)$$

где $\nu_t = \mu_t/\rho$ – турбулентная кинематическая вязкость.

Само по себе уравнение (2.12) не вводит модели турбулентности, а только характеризует структуру такой модели. При этом основной задачей является определение коэффициента турбулентной вязкости ν_t . В отличие от коэффициента молекулярной кинематической вязкости ν , коэффициент ν_t определяется состоянием турбулентности и не связан со свойствами жидкости. Он может сильно изменяться от точки к точке пространства и в зависимости от типа течения. Так, например, в зонах циркуляционного течения ν_t может на несколько порядков превышать ν .

2.2.2. Модель турбулентности К-ε

Рассматриваются вопросы применимости к-ε модели для описания достаточно широкого класса турбулентных течений, включающих как сдвиговую, так и гравитационную турбулентность. Представлены аналитические решения уравнений к-ε модели для ряда характерных частных случаев. Эти аналитические решения сравниваются с имеющимися экспериментальными данными, или результатами прямого численного моделирования, что позволяет оценить значения используемых эмпирических констант.

Первоначально к-ε модель использовалась для расчета несжимаемой сдвиговой турбулентности. Наиболее естественным путем включения в модель гравитационной турбулентности является введение специальной эмпирической константы при генерационном члене гравитационной

неустойчивости в ε -уравнении. При этом значения остальных констант модели должны оставаться близкими к их значениям, подобранным для описания сдвиговой турбулентности.

Рассмотрение задачи о взаимодействии турбулентности с ударными волнами демонстрирует неприменимость стандартного варианта k - ε модели для описания взаимодействия ударных волн с турбулентностью, связанную с неправдоподобно большим ростом турбулентных величин в ударном скачке. Приведена система уравнений с ограничением величины турбулентных потоков, которая свободна от определенных недостатков. В этой связи имеется надежда на удовлетворительное описание данной модификацией k - ε модели турбулентных течений и при наличии ударных волн.

k - ε модель является, видимо, наиболее удачной моделью турбулентности первого уровня замыкания. Для описания турбулентных величин в ней используется система двух нелинейных диффузионных уравнений - для массовой плотности турбулентной энергии k и скорости диссипации турбулентной энергии ε . Простейший вариант данной модели появился более тридцати лет тому назад [28]. С тех пор k - ε модель широко применялась для расчетов большого круга задач, в основном, для описания сдвиговой несжимаемой турбулентности.

В качестве прецедента включения и гравитационной (конвективной) турбулентности, можно указать применение k - ε модели для расчетов профилей ветра, температуры и коэффициентов турбулентной диффузии в атмосферном пограничном слое различной стратификации [29,30]. При этом эмпирические константы данного варианта модели несколько отличаются, от устоявшегося варианта констант [28], выбранного для описания сдвиговых течений. К тому же, для хорошего описания профилей величин в приземном атмосферном слое требуется использование нескольких разных эмпирических констант в случае устойчивой и неустойчивой стратификации. Еще более значительное отличие эмпирических констант модели от устоявшегося набора было предложено в работе [31] посвященной применению k - ε модели

к расчету автомодельного гравитационного перемешивания двух несжимаемых жидкостей.

Довольно ясно, что возможности k - ε модели для описания сложных турбулентных течений ограничены. Тем не менее, ввиду простоты этой модели (по сравнению с моделями второго уровня замыкания и другими более основательными приближениями), желательно иметь ее вариант, который бы обеспечил приемлемое описание достаточно широкого круга течений со сдвиговой и гравитационной турбулентностью.

В настоящей работе дается обзор имеющихся источников для оценки эмпирических констант модели. Для этого рассматриваются аналитические решения уравнений k - ε модели для ряда характерных частных случаев, позволяющие сделать оценку эмпирических констант, путем сравнения с имеющимися экспериментальными данными или результатами прямого численного моделирования. Данный анализ проводится без привлечения численного решения k - ε уравнений, что делает его более ясным.

Уравнения k - ε модели

Приведем сводку уравнений k - ε модели, предназначенной для описания достаточно широкого класса сжимаемых турбулентных течений, включающих как гравитационную, так и сдвиговую турбулентность. Элементы их вывода можно найти в ряде источников [28].

Уравнения диффузии компонент ($C_k = \rho_k / \rho$ – массовые концентрации):

$$\rho \frac{dC_k}{dt} = \text{div}(\rho D \nabla C_k), \quad (2.14)$$

где коэффициент турбулентной диффузии:

$$D = c_D \frac{k^2}{\varepsilon} = \frac{c_\mu}{S_c} \frac{k^2}{\varepsilon} = \frac{\nu_T}{S_c}. \quad (2.15)$$

В этой формуле c_μ – константа, определяющая турбулентную вязкость, и S_c – турбулентное число Шмидта – эмпирические константы модели.

Уравнение непрерывности:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{1}{\rho} \right) = \frac{1}{\rho} \operatorname{div} \bar{u} . \quad (2.16)$$

Уравнение движения:

$$\rho \frac{du_k}{dt} = \frac{\partial}{\partial x_k} \left(P + \frac{2}{3} \rho k \right) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\tau_{ik}) , \quad (2.17)$$

где тензор турбулентных вязких напряжений:

$$\tau_{ik} = \rho v_T \left(\frac{du_i}{\partial x_k} \frac{du_k}{\partial x_i} - \frac{2}{3} d_{ik} \operatorname{div}(\bar{u}) \right). \quad (2.18)$$

Уравнение для массовой плотности внутренней энергии E

$$\rho \frac{dE}{dt} = \frac{P}{\rho} \frac{d\rho}{dt} - P \operatorname{div} \left[D \left(\frac{\nabla \rho}{\rho} - \frac{\nabla P}{\rho a^2} \right) \right] + \rho \varepsilon - \operatorname{div}(\vec{S} + \vec{S}_T), \quad (2.19)$$

a – скорость звука.

Турбулентный поток тепла \vec{S}_T можно записать как

$$\vec{S}_T = -\rho \frac{V_T}{\operatorname{Pr}} c_p \left(\nabla T - \frac{(\gamma-1)T}{\gamma} \frac{\nabla P}{P} \right) - \rho D \sum_k \left(E_k + \frac{P_k}{\rho_k} \right) \nabla C_k . \quad (2.20)$$

Уравнение для массовой плотности турбулентной энергии k:

$$\rho \frac{dk}{dt} = \frac{2}{3} k \frac{d\rho}{dt} - \rho \varepsilon + \rho (G_S + G_B) + \operatorname{div} \left(\frac{V_T}{\operatorname{Pr}_k} \rho \nabla k \right), \quad (2.21)$$

где генерационный член сдвиговой турбулентности:

$$G_S = \frac{1}{\rho} \frac{du_i}{dx_k} \tau_{ik} = v_T \left(\frac{du_i}{dx_k} \left(\frac{du_i}{dx_k} + \frac{du_k}{dx_i} \right) - \frac{2}{3} (\operatorname{div}(\bar{u}))^2 \right). \quad (2.22)$$

генерационный член гравитационной турбулентности:

$$G_b = D \left[-\frac{\nabla P}{\rho} \left(\frac{\nabla P}{\rho} - \frac{\nabla P}{\rho a^2} \right) \right]. \quad (2.23)$$

Уравнение для скорости диссипации турбулентной энергии ε :

$$\rho \frac{d\varepsilon}{dt} = c_{\varepsilon 3} \varepsilon \frac{d\rho}{dt} - c_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + \rho \frac{\varepsilon}{k} (c_{\varepsilon 1} G_S + c_{\varepsilon 0} G_B) + \operatorname{div} \left(\frac{V_T}{\operatorname{Pr}_\varepsilon} \rho \nabla \varepsilon \right). \quad (2.24)$$

В таблице 2.1 приведены ориентировочные значения эмпирических констант, которые были получены на основании сравнения ряда аналитических решений уравнений k- ε модели с имеющимися экспериментальными данными и результатами прямого численного

Таблица 2.1

Ориентировочные значения эмпирических констант k - ε [34]

| Константа | Значение | Источник оценки (основание для выбора значения) |
|---------------------|---------------|---|
| Sc | 0.5 | Экспериментальные данные по ширине профиля концентрации и избыточной скорости в турбулентном слое смешения |
| Pr | 0.5 | - - |
| c_μ | 0.12 | Условие описания как логарифмического профиля скорости в турбулентном пограничном слое, так и скорости роста зоны перемешивания в автомоделльной задаче о сдвиговом перемешивании (см. п. 2). |
| Pr_k | 0.5 | |
| Pr_ε | 0.75 | |
| $c_{\varepsilon 1}$ | 1.30 | |
| $c_{\varepsilon 2}$ | 1.92 | Экспериментальные данные по затуханию турбулентности в однородном потоке за решеткой |
| $c_{\varepsilon 3}$ | 4/3 | Эволюция однородной турбулентности при быстром однородном сжатии |
| $c_{\varepsilon 0}$ | ≈ 1.0 | Экспериментальные данные по ширине зоны перемешивания для автомоделльной задаче о гравитационном перемешивании несжимаемых жидкостей (см. п. 3) |

Турбулентное перемешивание при сдвиговой неустойчивости

Пусть имеется два слоя однородной несжимаемой жидкости, которые движутся друг относительно друга вдоль границы раздела. Слои являются полу бесконечными и, в общем случае, имеют разные плотности. Выберем ось z вдоль нормали к контактной границе, а x – вдоль направления относительного движения. Пусть, для определенности, в начальный момент времени более легкая жидкость покоится и расположена в полупространстве $z < 0$, а более тяжелая занимает область $z > 0$ и движется как целое со скоростью $u_x = U$. Все величины могут зависеть только от времени и z .

Для несжимаемых и несмешиваемых жидкостей легко установить связь профиля плотности с профилем концентраций:

$$\frac{1}{\rho} = \frac{C}{\rho_l} + \frac{(1-C)}{\rho_T}. \quad (2.25)$$

Соотношение (2.25) также получается и для случая смешиваемых идеальных газов.

Поскольку величина $1/\rho$, является линейной функцией концентрации, она удовлетворяет такому же, как концентрация, уравнению:

$$\rho \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{1}{\rho} \right) + \rho u_z \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{\rho} \right) = \frac{\partial}{\partial z} \left(\rho D \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{1}{\rho} \right) \right). \quad (2.26)$$

Сопоставление (2.26) с уравнением непрерывности (2.16) дает возможность получить явное выражение для z-компоненты скорости:

$$u_z = -D \frac{\partial \ln \rho}{\partial z} = D \frac{\partial}{\partial z} \ln \left(\frac{C}{\rho_s} + \frac{1-C}{\rho_T} \right), \quad (2.27)$$

что приводит к следующему простому уравнению для плотности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial z} \left(D \frac{\partial \rho}{\partial z} \right). \quad (2.28)$$

Такому же уравнению удовлетворяет и объемная концентрация c . С учетом (2.27), уравнение для продольной компоненты скорости запишется как

$$\frac{\partial u_x}{\partial t} = -u_z \frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial z} \left(\rho S_c D \frac{\partial u_x}{\partial z} \right) = \frac{(1+S_c)}{\rho} D \frac{\partial \rho}{\partial z} \frac{\partial u_x}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left(S_c D \frac{\partial u_x}{\partial z} \right). \quad (2.29)$$

Уравнения для турбулентных величин имеют вид

$$\frac{\partial k}{\partial t} = \frac{2}{3} \frac{k}{\rho} \frac{d\rho}{dt} - \varepsilon + G_s + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{S_c}{Pr_k} D \rho \frac{\partial k}{\partial z} \right), \quad (2.30)$$

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = c_{\varepsilon 3} \frac{\varepsilon}{\rho} \frac{d\rho}{dt} - c_{\varepsilon 2} \frac{\varepsilon^2}{k} + c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} G_s + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{S_c}{Pr_\varepsilon} D \rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right). \quad (2.31)$$

Отметим отличия получающихся диффузионных уравнений для концентрации и плотности (2.28) и скорости (2.29). Во первых, эффективный коэффициент диффузии скорости меньше, поскольку $Sc < 1$, что означает сжатие профиля избыточной скорости относительно профиля концентрации. Во-вторых, в (2.29) присутствует дополнительный член со сносовой скоростью

$$-\frac{(1+S_c)}{\rho} D \frac{\partial \rho}{\partial z}.$$

который должен приводить к дополнительному смещению профиля скорости в зоне перемешивания относительно профиля концентрации в сторону более легкой жидкости.

Приведенную систему уравнений можно решить только численно. Для понимания характера зависимости ширины зоны турбулентного перемешивания от эмпирических констант k - ε модели полезно рассмотреть приближенное решение, соответствующее не учету пространственной зависимости турбулентных величин. Задачу будем рассматривать в терминах средних по зоне значений турбулентной энергии и скорости диссипации:

$$\bar{k} = \frac{1}{L^*} \int k dz, \quad \bar{\varepsilon} = \frac{1}{L^*} \int \varepsilon dz,$$

где L^* – ширина зоны перемешивания. Будем считать, что коэффициент диффузии выражается через эти средние значения обычным образом:

$$D = \bar{D}(t) \approx \frac{c_\mu}{Sc} \frac{(\bar{k})^2}{\bar{\varepsilon}}. \quad (2.32)$$

Подобное приближение использовалось ранее в [31] для задачи о гравитационном перемешивании. Поскольку оно является довольно грубым, чтобы претендовать на описание зависимости ширины зоны перемешивания от перепада плотностей, будем рассматривать простейший случай смешения слоев равной плотности, для которого нормальная компонента скорости (2.27) строго равна нулю.

Решение уравнения для концентрации c зависящим только от времени коэффициентом диффузии имеет вид:

$$c = \frac{1}{2} (1 - \operatorname{erf}(z / 2\sqrt{\tau})),$$

где (2.33)

$$\tau = \int_0^t \bar{D}(t') dt'.$$

в силу чего ширина зоны перемешивания может быть записана как:

$$L^* = 4\eta_* \sqrt{\tau}, \quad (2.34)$$

где константа η_* зависит от выбора уровня концентрации c_* , по которой определяются границы зоны перемешивания. В таблице 2.2 приведены значения этой константы для характерных уровней концентраций, по которым определяется граница зоны перемешивания.

Таблица 2.2

Значения константы для характерных уровней концентраций [34]

| | | | |
|----------|-------|------|------|
| c_* | 0.1 | 0.05 | 0.01 |
| η_* | 0.906 | 1.17 | 1.65 |

Решение для скорости имеет вид:

$$u_x = \frac{U}{2} \left(1 + \operatorname{erf} \left(z / 2\sqrt{Sc\tau} \right) \right). \quad (2.35)$$

Интегрируя по зоне перемешивания уравнения для турбулентных величин, и считая, что турбулентные величины обращаются в нуль на границах зоны перемешивания, получим:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t} (\bar{k}L^*) = -\bar{\varepsilon}L^* + \bar{D} \left(\frac{Sc}{8\pi} \right)^{1/2} \frac{U^2}{\tau^{1/2}} \\ \frac{\partial}{\partial t} (\bar{\varepsilon}L^*) = -c_{\varepsilon 2} \int \frac{\varepsilon^2}{k} dz + c_{\varepsilon 1} Sc \bar{D} \int \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} \right)^2 dz \end{cases}, \quad (2.36)$$

Входящие в эти уравнения интегралы трудно оценить более вразумительно, чем как

$$\int \frac{\varepsilon^2}{k} dz = \frac{(\bar{\varepsilon})^2}{\bar{k}} L^*, \quad \int \frac{\varepsilon}{k} \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} \right)^2 dz = \frac{\bar{\varepsilon}}{\bar{k}} \int \left(\frac{\partial u_x}{\partial z} \right)^2 dz, \quad (2.37)$$

Решение системы (2.36), (2.37) имеет вид:

$$\begin{cases} \bar{k} = \frac{1}{2\eta_*} \left(\frac{Sc}{8\pi} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2}) U^2 \\ \bar{\varepsilon} = \frac{1}{2\eta_*} \left(\frac{Sc}{8\pi} \right)^{1/2} \frac{c_{\varepsilon 1}}{c_{\varepsilon 2}} \frac{U^2}{t} \\ \bar{D} = \frac{c_\mu}{2\eta_*} \left(\frac{1}{8\pi Sc} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2})^2 \frac{c_{\varepsilon 2}}{c_{\varepsilon 1}} U^2 t \end{cases} \quad (2.38)$$

Получающаяся по (2.33), (2.34), (2.38) ширина зоны перемешивания

$$L^* = 2\eta_* \frac{c_\mu k_0^2}{Sc \varepsilon_0} Ut = \left(\frac{2\eta_*^2}{\pi Sc} \right)^{1/4} \left(\frac{c_\mu c_{\varepsilon 2}}{c_{\varepsilon 1}} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2}) Ut. \quad (2.39)$$

Для задачи о сдвиговом перемешивании двух полу бесконечных несжимаемых жидкостей в режиме развитой турбулентности, единственным параметром с размерностью длины, обладающим также галилеевой инвариантностью, является комбинация Ut . Поэтому для ширины зоны перемешивания должен иметь место закон подобия, который можно записать, по аналогии с рассматриваемым случаем автомодельного гравитационного перемешивания, в виде

$$L^* = (a_{sh,b} + a_{sh,s})Ut, \quad (2.40)$$

Где $a_{sh,b}(\delta)$, $a_{sh,s}(\delta)$ – безразмерные функции перепада плотности, определяющие скорость роста зоны перемешивания и характеризующие размер зоны проникновения более легкой жидкости в тяжелую и наоборот.

В случае равенства плотностей смешивающихся жидкостей

$$L^* = 2a_{sh}Ut. \quad (2.41)$$

Сравнение с приближенным решением (2.39) позволяет (приближенно) выразить значение константы роста зоны перемешивания через константы k - ε модели:

$$a_{sh} = \left(\frac{\eta_*^2}{8\pi Sc} \right)^{1/4} \left(\frac{c_\mu c_{\varepsilon 2}}{c_{\varepsilon 1}} \right)^{1/2} (1 - c_{\varepsilon 1} / c_{\varepsilon 2}) = 0.0927, \quad (2.42)$$

(численное значение указано для рекомендуемого набора констант модели (табл. 2.1) и $\eta_* = 1.65$, соответствующего определению ширины профиля концентраций по уровням 0.01÷0.99).

В (2.42) вошли только 4 из 6 фигурирующих в уравнениях констант модели, что должно пониматься, как указание на более слабую зависимость ширины зоны от не вошедших Pr_k и Pr_ε .

Экспериментальное изучение развития зоны турбулентности на границе слоев с тангенциальным разрывом скоростей проводилось постановке, которая несколько отличается от рассмотренной выше автомодельной задачи. Эксперименты проводились на аэродинамических трубах с двумя независимыми плоскопараллельными потоками жидкостей

или газов, текущих в одном направлении, но с разными скоростями. На начальном участке их движение разделено тонкой плоской пластиной, на краю которой потоки вступают в контакт, и начинается развитие сдвиговой неустойчивости, переходящее в фазу турбулентного перемешивания (рис. 2.5).

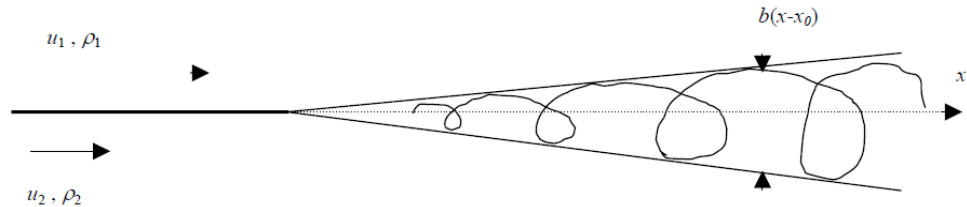


Рис. 2.5. Схема экспериментов по изучению сдвигового перемешивания[34].

Зона перемешивания в подобных экспериментах имеет клиновидную форму, так что, в отличие от рассмотренной автомодельной задачи, имеют место ненулевые градиенты величин не только поперек, но и вдоль зоны перемешивания. Однако, ввиду того, что угол раствора этого клина мал (см. далее), обычно приближенно считают, что в каждом сечении, движущемся со «средней» скоростью смешивающихся потоков u_0 , имеет место рост зоны турбулентности b в соответствии с выражением (2.40). Измеряемое в опыте расширение зоны перемешивания с расстоянием тогда связано с α_{sh} посредством.

$$u_0 = \frac{db}{dx} \approx 2\alpha_{sh} f \delta() |u_1 - u_2|. \quad (2.43)$$

В случае разных плотностей потоков, точное определение скорости u_0 не является очевидным, однако ясно, что при равенстве плотностей эта скорость равна полу сумме скоростей потоков, так что для таких опытов

$$\alpha_{sh} \approx \frac{u_1 + u_2}{4|u_1 - u_2|} \frac{db}{dx}. \quad (2.44)$$

Необходимо отметить, что экспериментальных работах измерялся, в основном, профиль скорости в зоне перемешивания и, соответственно, ширина профиля скорости. Измерения профиля концентраций и плотности были сделаны в единичных исследованиях. В классической работе по

сдвиговому перемешиванию несжимаемых сред [32] для случая равных плотностей приводится скорость роста слоя перемешивания $db/dx \approx (0.38-0.345) (u_1 - u_2) / (u_1 + u_2)$, что соответствует

$$(a_{sh})_{exp} \approx 0.094 \div 0.086 . \quad (2.45)$$

Данное значение константы сдвигового перемешивания хорошо согласуется с приближенным решением по k-ε модели (2.42) со значением констант из табл. 2.1. Значение константы сдвигового перемешивания, равное:

$$a_{sh} = 0.0975 \pm 0.01$$

было получено в [33] путем прямого численного моделирования экспериментов [32] в двумерной постановке. Естественно, возможная на сегодняшний день постановка подобных расчетов вызывает ряд вопросов.

Более аккуратное приближенное аналитическое решение рассматриваемой автомодельной задачи с учетом профилей величин получено в [34]. В таблице 2.3 представлены, заимствованные из этой работы, результаты расчета параметров решения для ряда наборов эмпирических констант. В первой строке представлены результаты для стандартного набора, используемого для описания сдвиговой турбулентности [28]. Получающаяся ширина зоны перемешивания для стандартного набора констант оказывается примерно вдвое меньше экспериментального значения (2.45). В следующей строке приведены результаты для набора, отличающегося от стандартного только коррекцией Pr_ϵ , которая необходима для описания профиля скорости в турбулентном пограничном слое. Однако данное изменение приводит даже к несколько худшему результату. Данное обстоятельство не удивительно, поскольку рассматриваемая задача, в отличие от задачи о пограничном слое, является нестационарной. Удовлетворительное описание экспериментальных данных по скорости роста зоны перемешивания достигается только при уменьшении константы $c_{\epsilon 1}$, по сравнению со стандартным значением. В варианте, на котором мы

остановились, несколько изменена также константа c_μ (последняя строка таблицы).

Таблица 2.3

Параметры приближенного решения автомодельной задачи о сдвиговом перемешивании с учетом профилей величин [34]

| | k_{\max} / U^2 | $\varepsilon_{\max} / (U^3 / t)$ | α_{sh} |
|--|------------------|----------------------------------|---------------|
| $c_\mu = 0.09, c_{\varepsilon 1} = 1.45, Pr_k = 1.0, Pr_\varepsilon = 1.3$ | 0.0300 | 0.101 | 0.0478 |
| $Pr_k = 1.0, Pr_\varepsilon = 1.13$ | 0.0304 | 0.0977 | 0.0443 |
| $Pr_k = 0.9, Pr_\varepsilon = 1.13$ | 0.0284 | 0.0969 | 0.0472 |
| $Pr_k = 0.8, Pr_\varepsilon = 1.13$ | 0.0255 | 0.0969 | 0.0508 |
| $Pr_k = 0.7, Pr_\varepsilon = 1.13$ | 0.0218 | 0.0971 | 0.0572 |
| $c_\mu = 0.12, c_{\varepsilon 1} = 1.3, Pr_k = 0.5, Pr_\varepsilon = 0.75$ | 0.0253 | 0.0746 | 0.0906 |

2.2.3. Модель турбулентности (SST модель)

Эта модель турбулентности предложена в 1993 году почти одновременно с моделью Спаларта-Аллмараса и, таким образом, опыт ее эксплуатации также насчитывает уже почти 20 лет. Этот опыт свидетельствует о том, что данная модель, получившая название Shear Stress Transport (SST) модели, по совокупности своих качеств является одной из лучших, если не лучшей для определенного класса течений, среди существующих RANS моделей турбулентности. SST модель представляет собой комбинацию k-ε и k-ω моделей, обеспечивающую сочетание лучших качества этих давно известных моделей. Так, k-ε модель хорошо зарекомендовала себя при расчете свободных и струйных сдвиговых течений, для анализа которых собственно и была предназначена ее первая версия, предложенная Харлоу [35], а k-ω модель обеспечивает существенно более точное описание пристеночных пограничных слоев [36]. С учетом этих обстоятельств, Менгером [37] было предложено объединить эти модели с использованием специально сконструированной для этого эмпирической функции F_1 (см. далее), которая обеспечивает близость суммарной модели к

модели k-ε вдали от твердых стенок и к модели k-ω в пристеночной части потока.

В первой редакции [37] формулировка этой “гибридной” модели, записанной в терминах k (кинетическая энергия турбулентности) и ω (удельная скорость ее диссипации), выглядит следующим образом:

$$\frac{D(\rho k)}{Dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla k] + P_k - \beta^* \rho \omega k; \quad (2.46)$$

$$\frac{D(\rho \omega)}{Dt} = \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_T) \nabla \omega] + \gamma \frac{\rho}{\mu_T} P_k - \beta^* \rho \omega^2 + (1 - F_1) D_{k\omega}; \quad (2.47)$$

Расчет генерационного члена в уравнениях переноса (2.46), (2.47) производится по формуле

$$P_k = \min(\mu_t S^2, 20\beta^* \rho k \omega), \quad S^2 = 2S_{ij}S_{ij}; \quad (2.48)$$

а последний член в правой части уравнении переноса ω (так называемый член с перекрестной диффузией – cross-diffusion term) определяется соотношением

$$D_{k\omega} = \frac{2\rho\sigma_{\omega^2}}{\omega} (\nabla k) \cdot (\nabla \omega). \quad (2.49)$$

Для определения турбулентной вязкости по известным значениям k и ω в SST модели используется не стандартное соотношение $\mu_t = \rho k / \omega$, а выражение, базирующееся на известной гипотезе Брэдшоу [38] о пропорциональности напряжению сдвига в пристеночной части пограничного слоя энергии турбулентных пульсаций

$$\mu_T = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega \Omega F_2)}; \quad (2.50)$$

которое позволяет избежать характерного для k-ε моделей затягивания отрыва.

Эмпирическая функция F_2 , входящая в (2.50), рассчитывается по формуле

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2), \quad (2.51)$$

где $\arg_2 = \max\left(\frac{2\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right)$, а d_w , означает расстояние от

рассматриваемой точки до ближайшей точки твердой поверхности.

Наконец, эмпирические константы модели определяются через соответствующие константы k - ε и k - ω моделей с помощью упоминавшейся выше эмпирической “весовой” функции F_1 :

$$\sigma_k = F_1\sigma_{k1}(1-F_1)\sigma_{k2}, \quad \sigma = F_1\sigma_{\omega1}(1-F_1)\sigma_{\omega2}, \quad \beta = F_1\beta_1(1-F_1)\beta_2; \quad (2.52)$$

$$\text{Где } F_1 = \tanh(\arg_1^4), \quad \arg_1 = \min\left[\max\left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega d_w}, \frac{500\nu}{d_w^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega2}k}{CD_{k\omega}d_w^2}\right], \quad (2.53)$$

а $CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-20}\}$.

Индексы “1” и “2” в (2.51) относятся соответственно к константам k - ω и k - ε моделей:

$$\sigma_{k1} = 0.85, \sigma_{\omega1} = 0.5, \beta_1 = 0.075, \sigma_{k2} = 1.0, \sigma_{\omega2} = 0.856, \beta_2 = 0.0828 \quad (2.54)$$

а остальные константы равны

$$\beta^* = 0.09, \quad k = 0.41, \quad a_1 = 0.31, \quad \gamma = \beta / \beta^* - \sigma_{\omega} k^2 / \sqrt{\beta^*}, \quad (2.55)$$

где k – постоянная Кармана

Граничные условия к уравнениям SST модели (2.46), (2.47) задаются следующим образом.

На твердой стенке кинетическая энергия турбулентности полагается равной нулю, а ее удельная диссипация определяется по формуле

$$\omega_w = 10 \frac{6\nu}{\beta_1 \Delta y_1^2}, \quad (2.56)$$

где ν – молекулярная кинематическая вязкость, $\beta_1 = 0.075$, а Δy_1 – величина первого пристеночного шага сетки.

На входных участках внешней границы расчетной области задается значение удельной диссипации

$$\omega_{\infty} = C \frac{U_{\infty}}{L}, \quad (2.57)$$

Где U_∞ и L – характерные для данного течения скоростной и линейный масштабы, а рекомендованные в [37] значения константы C лежат в диапазоне $1 \div 10$.

Что касается величины кинетической энергии турбулентности на входных границах, то ее значение k_∞ либо задается непосредственно (если оно известно из эксперимента или определено, исходя из каких-то иных физических соображений), либо рассчитывается по величине кинематической турбулентной вязкости на входной границе $(\nu_t)_\infty$, которая предполагается заданной: $k_\infty = \rho_{\infty(\nu_t)_\infty} \omega_\infty^2$.⁸

SST модель на протяжении многих лет не подвергалась каким-либо изменениям, и лишь относительно недавно в статье [39], подводящей итоги десятилетнего опыта эксплуатации данной модели, в нее были внесены некоторые незначительные изменения.

Так, при вычислении генерационного члена и члена с перекрестной диффузией в уравнении переноса кинетической энергии турбулентности (2.48) предлагается заменить ограничители в выражении для функции F_1 (2.53):

$$p_k = \min(\mu_t S^2, 10\beta^* \rho k \omega), \quad CD_{k\omega} = \max\{D_{k\omega}, 10^{-10}\}, \quad (2.58)$$

а также несколько видоизменить формулу для расчета турбулентной вязкости (2.49), заменив в ней величину завихренности Ω на скорость деформации S :

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}. \quad (2.59)$$

Следует, однако, отметить, что при расчете большинства течений эти изменения не оказывают сколько-нибудь значительного влияния на получаемые результаты.

2.3. Планирование численного эксперимента

2.3.1. Расчетные модели для панельно-вихревого метода

Ниже на рис. 2.6 и 2.7 представлен внешний вид моделей, используемых в математическом моделировании обтекания замкнутого параболического крыла с помощью ПВМ, так же обоснование аэродинамической компоновки ЗПК представлено на первом разделе п. 1.3.

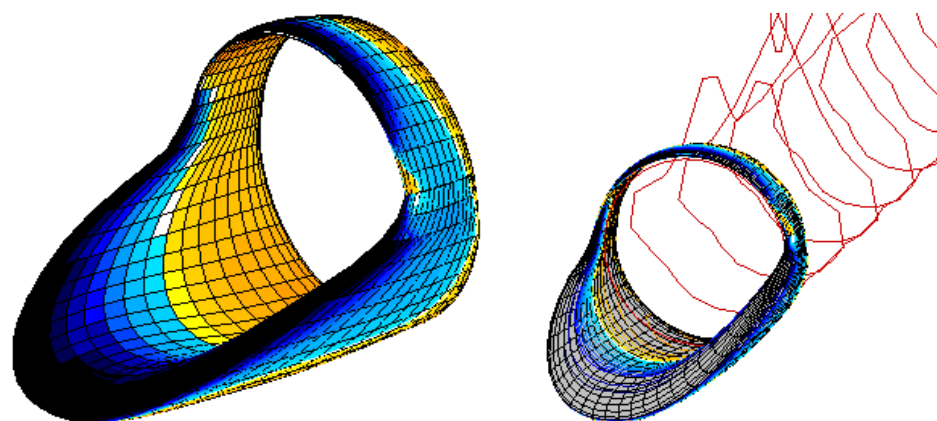


Рис. 2.6. модель ЗПК.

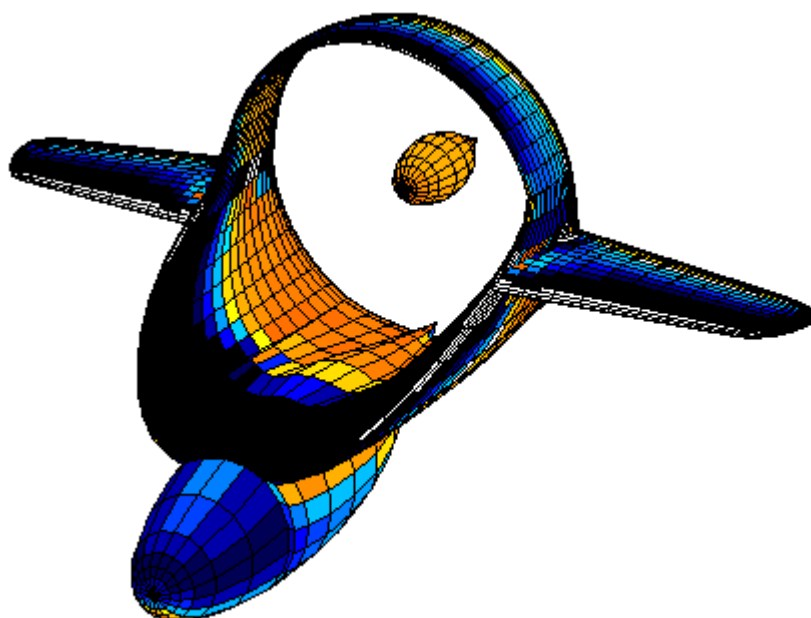


Рис. 2.7. полная компоновка.

2.3.2. Расчетные модели для метода конечных элементов

Ниже на рис. 2.8 представлен внешний вид моделей, используемых в математическом моделировании обтекания замкнутого параболического крыла с помощью МКЭ.

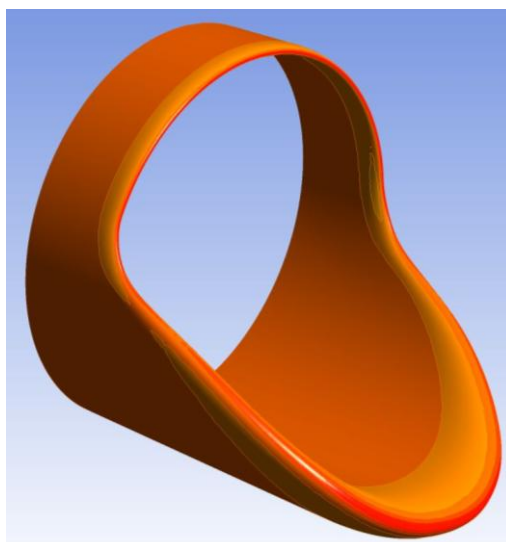


Рис. 2.8. Расчетная модель ЗПК.

В качестве основного решателя системы уравнений МКЭ с принятыми допущениями использована программа FLUENT версии 15.0.

Расчетная модель пространства, построенная в программе FLUENT показана ниже на рис. 2.9:

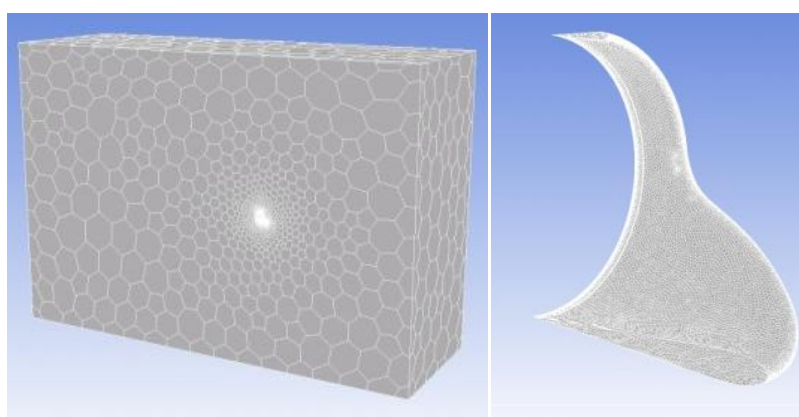


Рис. 2.9. Геометрия и расчетная сетка модели ЗПК.

2.4. Анализ результатов

2.4.1. Результаты моделирования обтекания замкнутого параболического крыла с помощью панельно-вихревого метода

Влияние поперечного угла V , определенные с помощью расчетных моделей, представленных на первом разделе п. 1.3 на рис. 1.22 и 1.23 на аэродинамические характеристики для форм крыла в плане с соответствующим положением нулевой стреловидности по оси $x = 0, 0.25b, 0.75b$. показаны ниже на рис. 2.10:

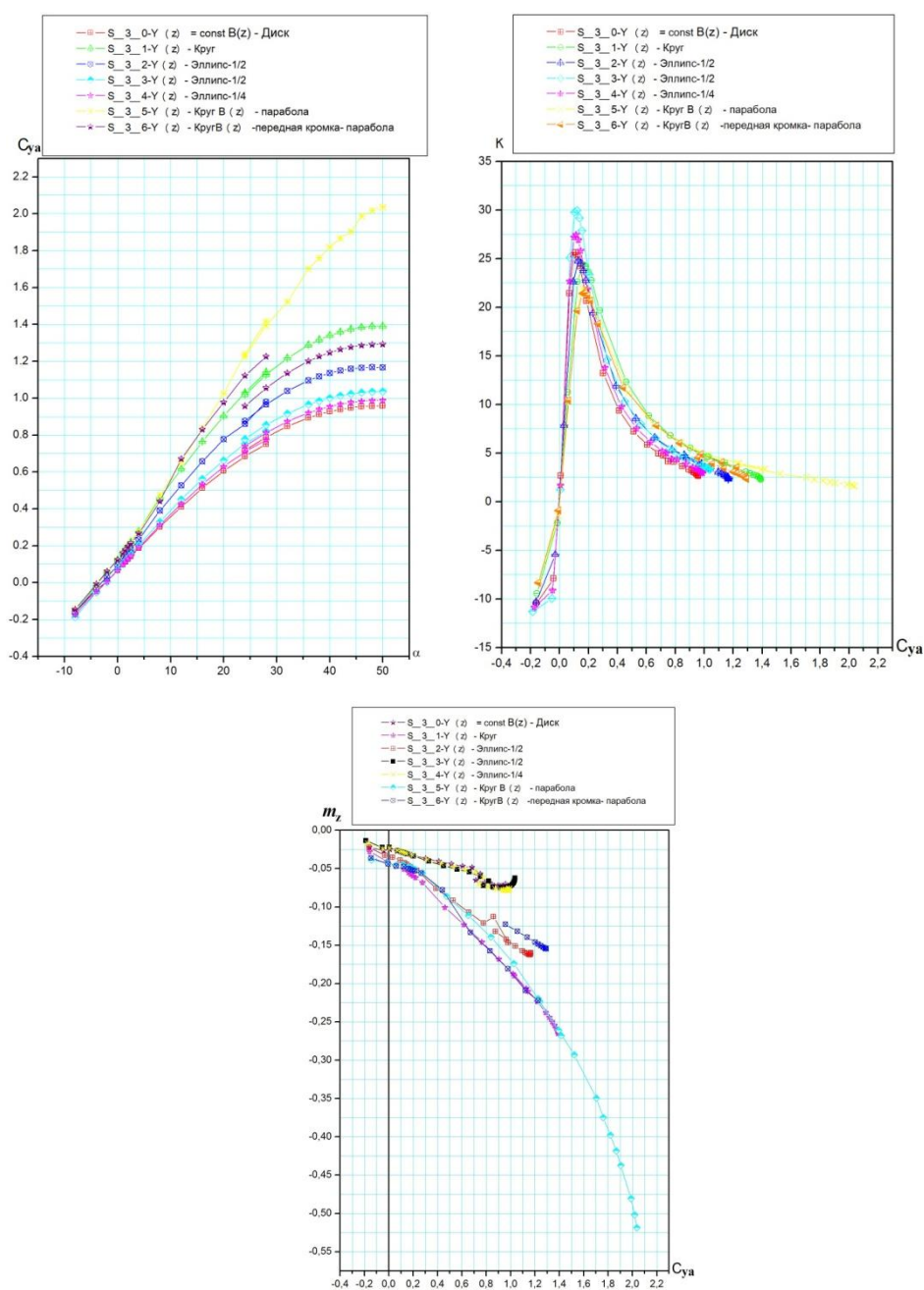


Рис. 2.10. Влияние формы крыла. Результат панельно-вихревого метода.

Результаты исследования влияния обдувки на аэродинамические характеристики компоновки при положении струи на $X_{j=0,75b} - 0,85b - 0,95b$, определенные с помощью расчетных моделей, представленных на первом разделе п. 1.3 на рис. 1.24 показано ниже на рис. 2.11:

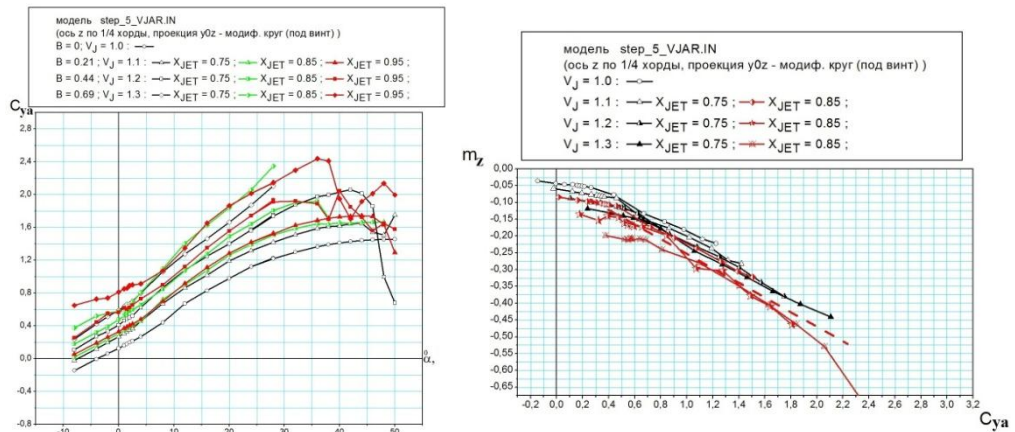


Рис. 2.11. Влияние струи работающего винта. Результат панельно-вихревого метода.

Результаты исследования влияния масштаба кольца по оси X ($mass-X$) и обдувки на аэродинамические характеристики компоновки, определенные с помощью расчетных моделей, представленных на первом разделе п. 1.3 на рис. 1.25 и 1.26 показано ниже на рис. 2.12:

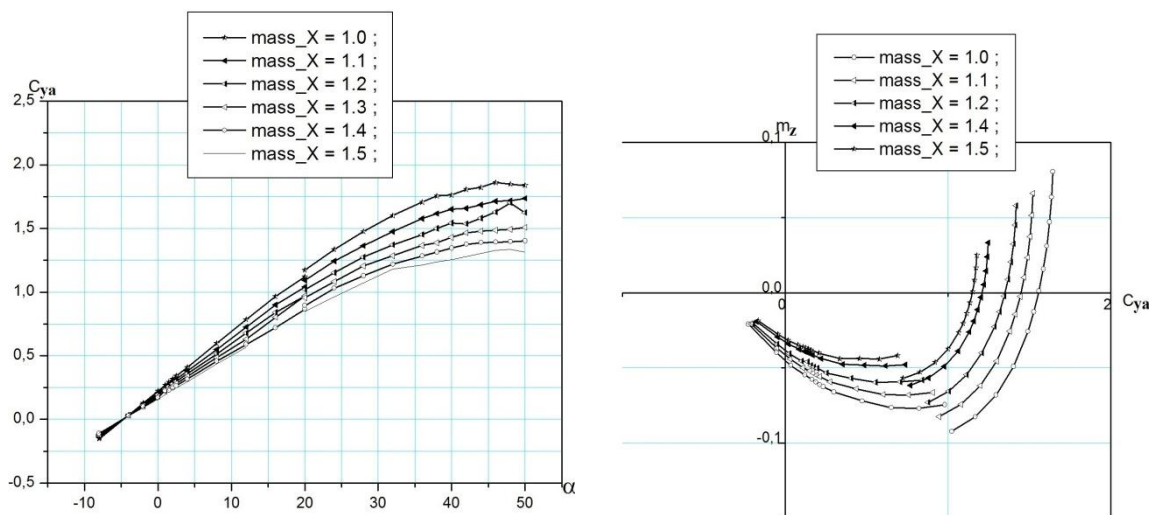


Рис. 2.12. Влияние масштаба кольца по оси x . Результат панельно-вихревого метода.

Результаты исследования влияния положения и размеров фюзеляжа на аэродинамические характеристики компоновки, определенные с помощью расчетных моделей, представленных на первом разделе п. 1.3 на рис. 1.27 показано ниже на рис. 2.13:

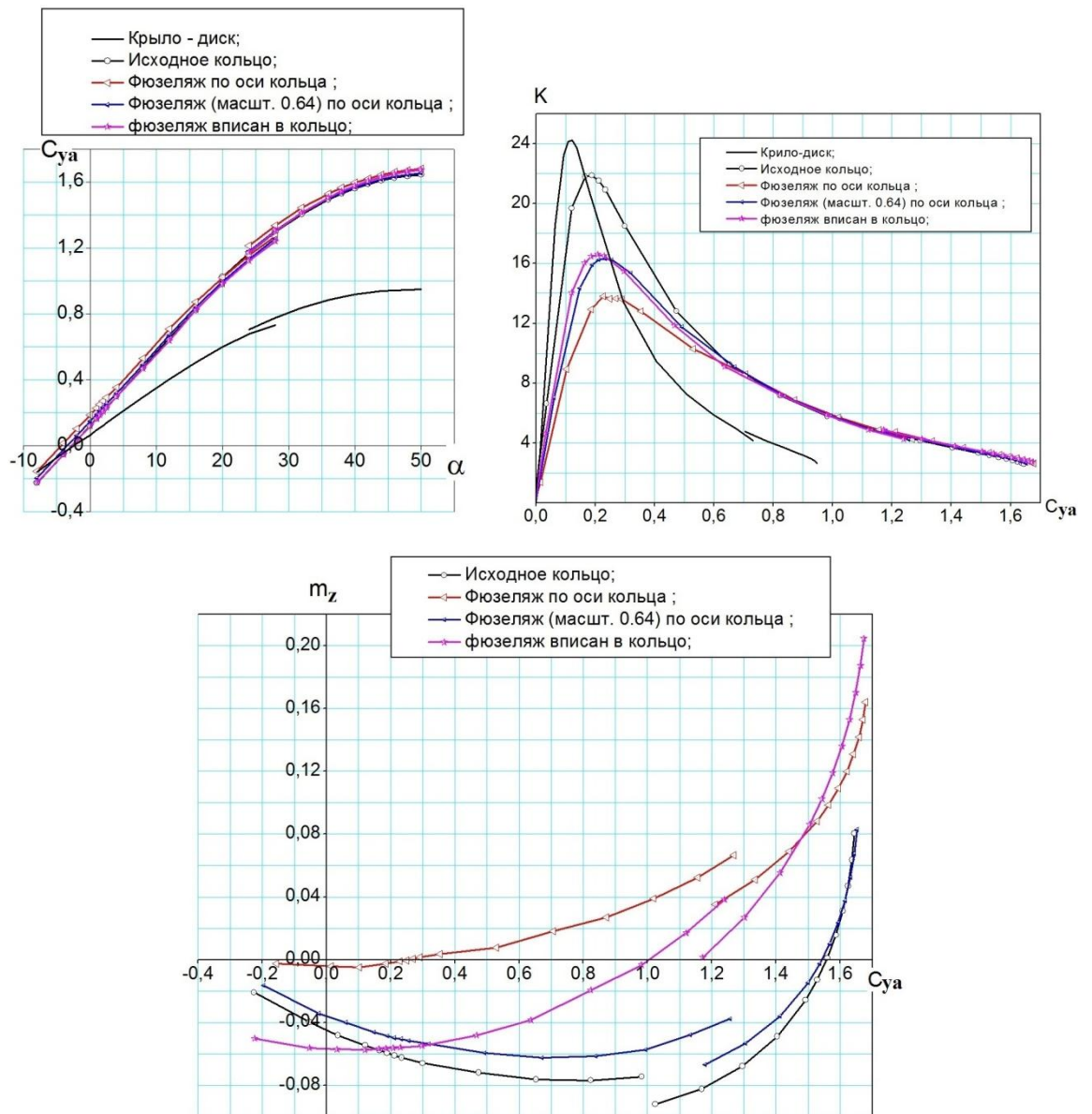


Рис. 2.13. Влияние положения и размеров фюзеляжа. Результат панельно-вихревого метода.

Результаты расчета аэродинамических характеристик модели с сопряженным фюзеляжем для крыльев с различным масштабом по оси X , положением центра масс, и консольными крыльями, определенные с помощью расчетных моделей, представленных на первом разделе п. 1.3 на рис. 1.28 показаны ниже на рис. 2.14:

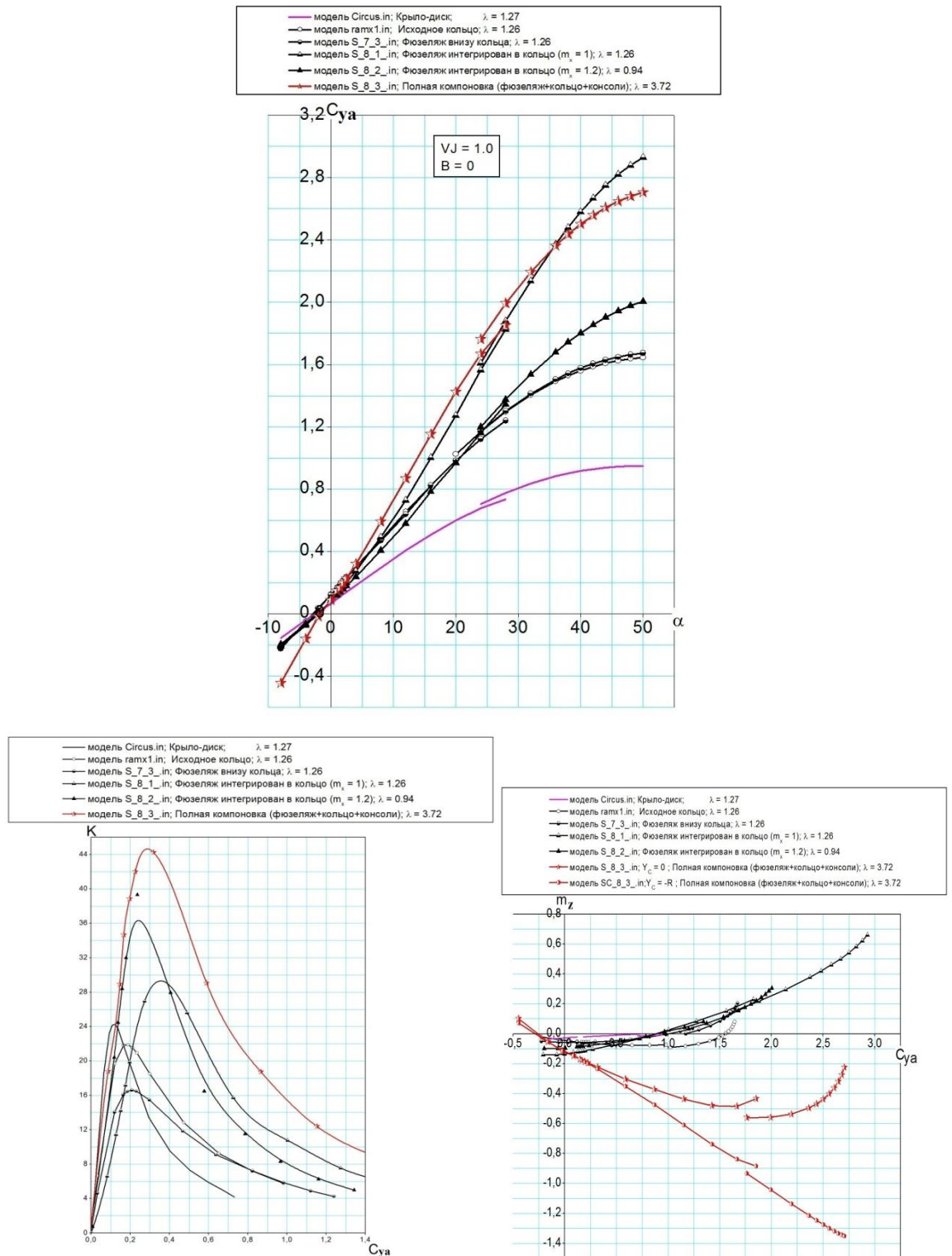


Рис. 2.14. Влияние компоновочных решений. Результат панельно-вихревого метода.

Оценка эффективности оперения, определенные с помощью расчетных моделей, представленных на первом разделе п. 1.3 на рис. 1.29 показана на рис. 2.15:

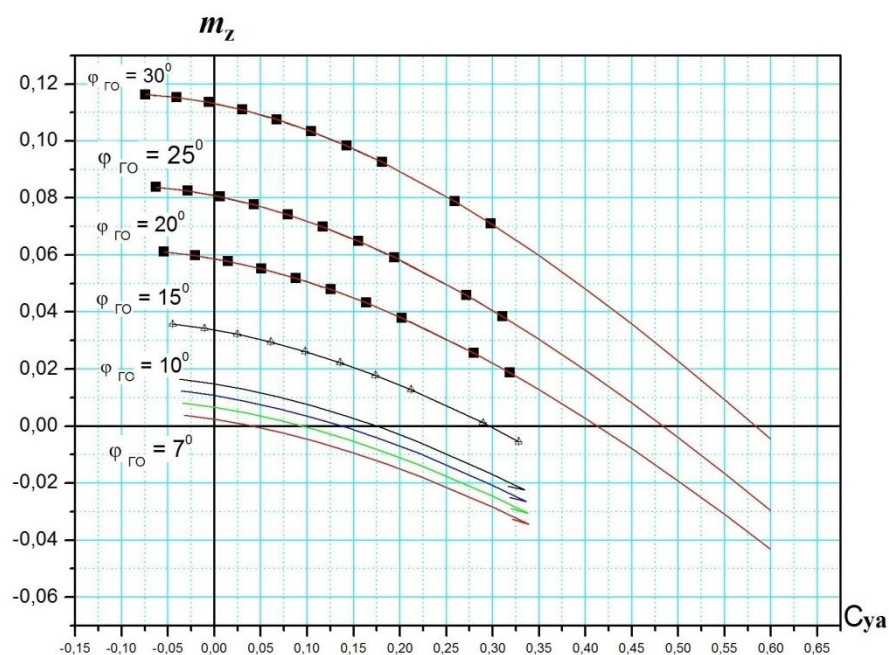


Рис. 2.15. балансировка БПЛА интегральной схемы. Результат панельно-вихревого метода.

2.4.2. Результаты моделирования обтекания замкнутого параболического крыла с помощью метода конечных элементов

На настоящем этапе научных исследований целесообразно выполнить моделирование обтеканий объекта исследований с помощью МКЭ, имеющих более высокую точность. Соответствие результатов расчета МКЭ и результатов физического эксперимента для летательных аппаратов различных схем неоднократно подтверждалось в практике аэродинамического проектирования, в частности наглядно представлено в работах [40,41,42].

Для объективного анализа аэродинамических характеристик ЗПК необходимо выполнить расчет обтекания замкнутого крыла в полётном диапазоне скоростей и углов атаки, с моделированием без отрывного и отрывного обтекания. Для верификации результатов разрабатываемой методики (также целесообразно) выполнить расчет для предлагаемых условий физического эксперимента в аэродинамической трубе. Также должно быть рассмотрено возможное влияние параметров расчетной модели, граничных условий, моделей турбулентности и других факторов. По причине

ограниченного объема научной публикации, в настоящем разделе представлены только результаты анализа влияния типа расчетной модели (симметричная и полная компоновка) и различных моделей турбулентности $k-\epsilon$ и SST а также значений критериев Re и M .

Для более качественного моделирования присоединённых и пространственных вихрей, возникающих при полёте на критическом угле атаки была использована гексаэдральная расчетная сетка.

Сравнение моделей турбулентности

Рассмотрено применение некоторых моделей турбулентности в расчете для одинакового начального условия $Re = 1.09 \times 10^6$, $M_\infty = 0.118$. Эти параметры соответствовали параметрам эксперимента Макдевитта и Окуно [44,45]. На рис. 2.16 показано сравнение результатов полная модель и полу модель. Из представленных результатов видно, что полная модель турбулентности SST работает лучше, чем модель $k-\epsilon$. Она дает наиболее совпадение с экспериментальным результатом. Далее во всех расчетах использовалась модель турбулентности SST.

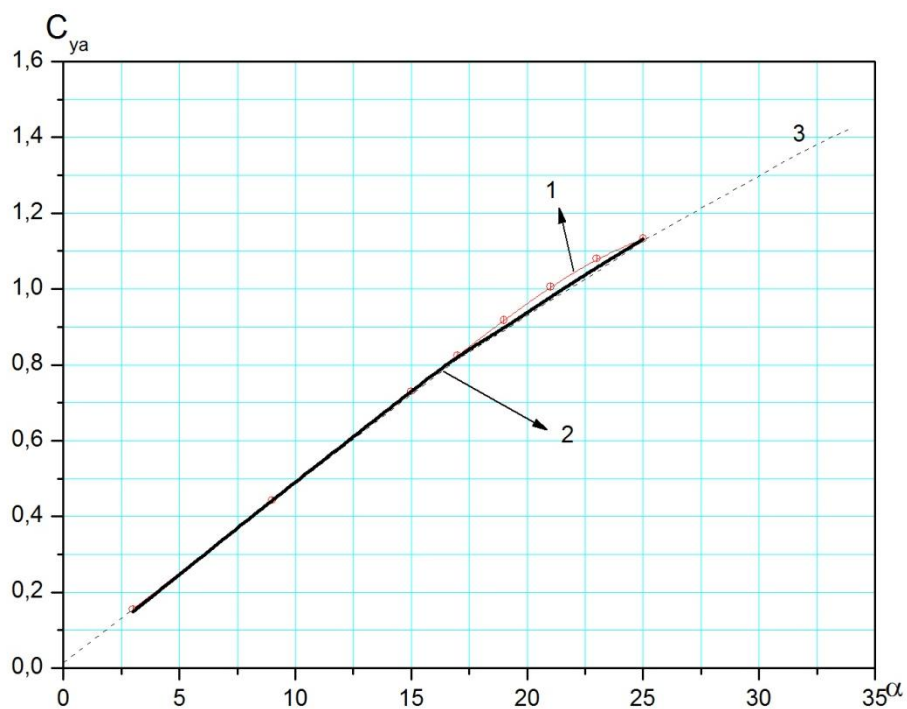


Рис. 2.16. Результат МКЭ. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$. $V=40\text{м/с}$, $Re=1,09 \cdot 10^6$, $H=0,CA$.

Полумодель(зеркальное отображение):

1– модель турбулентности $k-\epsilon$; 2– модель турбулентности SST;

Полная модель: 3– модель турбулентности SST.

Математическое моделирование обтекания ЗПК

Определяем аэродинамических характеристик ЗПК с помощью различных численных методов и характерные особенности обтекания; Обеспечение критических углов атаки α_s значительно превышающих значение α_s для прямого крыла.

$$\alpha_{s.П.К} \approx 35^\circ \dots 40^\circ, \quad \alpha_{s.крыло} \approx 14^\circ \dots 15^\circ.$$

Без обдувки крыла воздушным винтом достигнут приемлемый уровень максимальных несущих свойств, $C_{y_{\max}} \approx 1,5 \dots 1,6$, сопоставимый с несущими свойствами прямого крыла.

Зависимости $C_{ya}^2(C_{xa})$ полученные различными численными методами, наглядно демонстрируют участки с постоянными значениями эффективного удлинения:

$$(C_{ya}^2)_{ПВМ}^{C_{xa}} \approx (C_{ya}^2)_{МКЭ}^{C_{xa}}$$

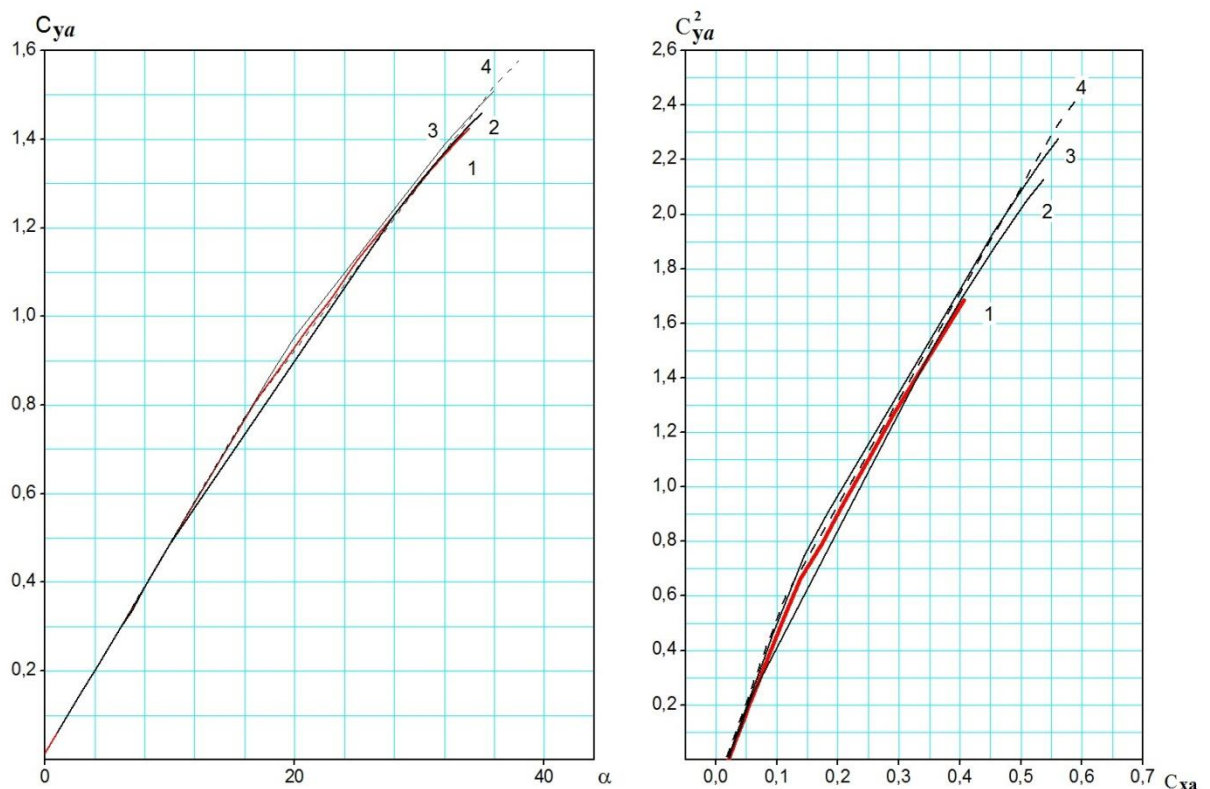


Рис. 2.17. Сравнение результатов МКЭ. Зависимости $C_{ya} = f(\alpha), C_{ya}^2 = f(C_{xa})$.

- 1– $V=40\text{м/с}$. $Re=1,09 \cdot 10^6$. $H=0, CA$; 2– $V=50\text{м/с}$. $Re=2,23 \cdot 10^6$. $H=0, CA$;
 3– $V=100\text{м/с}$. $Re=4,46 \cdot 10^6$. $H=0, CA$; 4– $V=200\text{м/с}$. $Re=8,9 \cdot 10^6$. $H=0, CA$.

С помощью методов вычислительной аэродинамики определено влияние индуктивности несущей поверхности, не имеющей концевого сечения, что не позволяет применить к решению задачи расчета обтекания классическую теорию крыла конечного размаха и является новой методикой расчета аэродинамических характеристик замкнутых крыльев.

2.4.3. Сравнение результатов панельно-вихревого метода и метода конечных элементов

Ниже приводятся сравнение результатов ПВМ и МКЭ. На рис. 2.18 – 2.21 представлены зависимости: $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$,

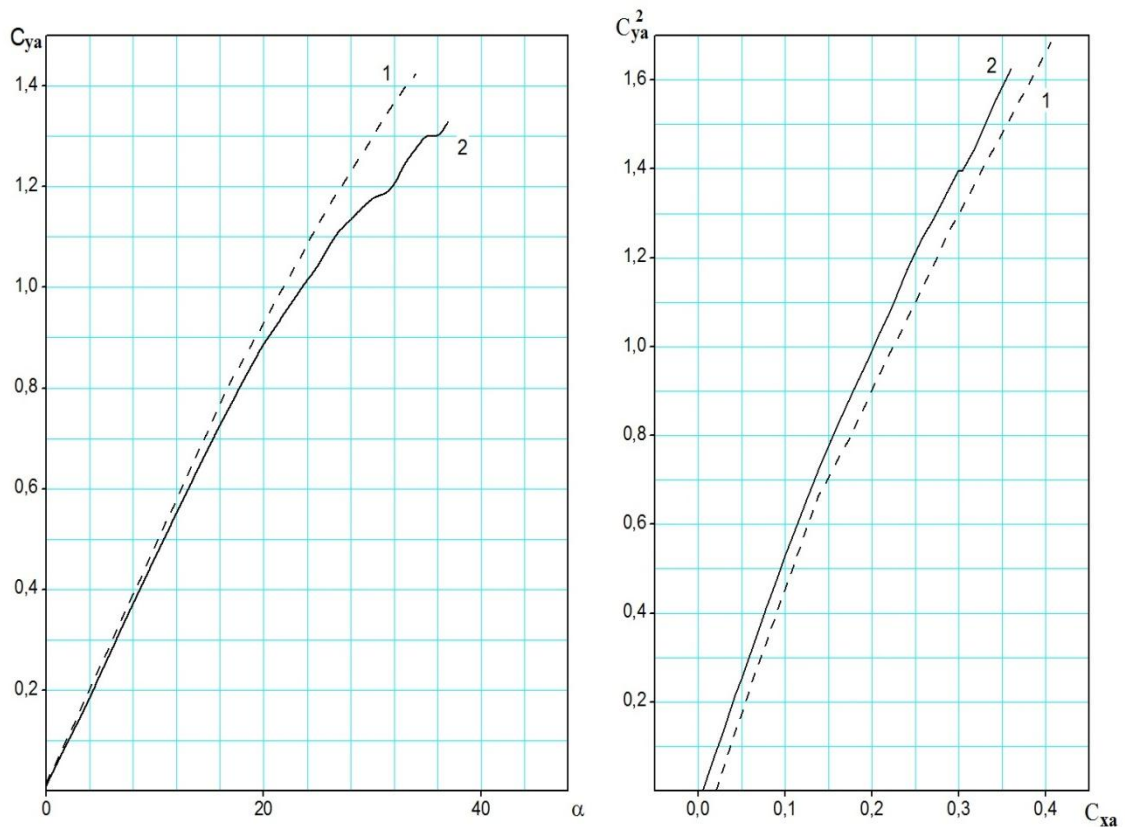


Рис. 2.18. Замкнутое параболическое крыло. Зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$. $V=40\text{м/с}$,

$Re=1,09 \cdot 10^6$, $H=0,5A$. Сравнение результатов МКЭ и ПВМ:

1– результат МКЭ (модель SST); 2– результат ПВМ (квазимодель вязкости).

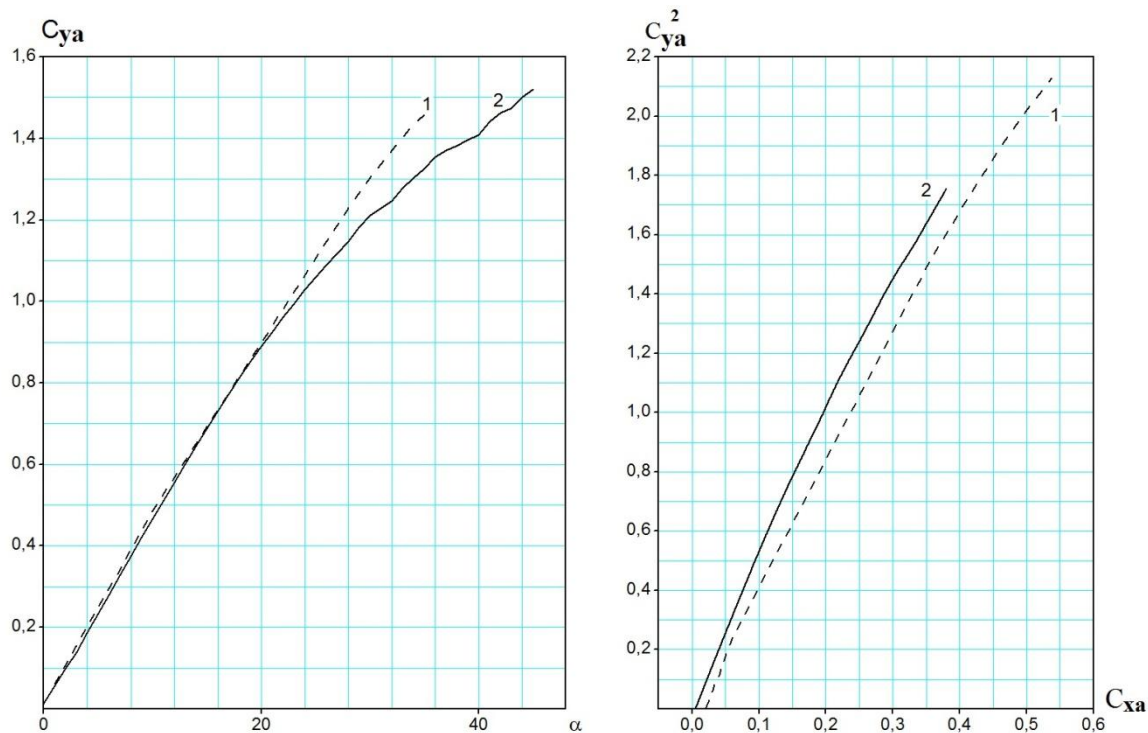


Рис. 2.19. Замкнутое параболическое крыло. Зависимости $C_{ya} = f(\alpha), C_{ya}^2 = f(C_{xa}^2)$. $V=50\text{м/с}$,

$Re=2,23 \cdot 10^6$, $H=0$, СА. Сравнение результатов МКЭ и ПВМ:

1– результат МКЭ (модель SST); 2– результат ПВМ (квазимодель вязкости).

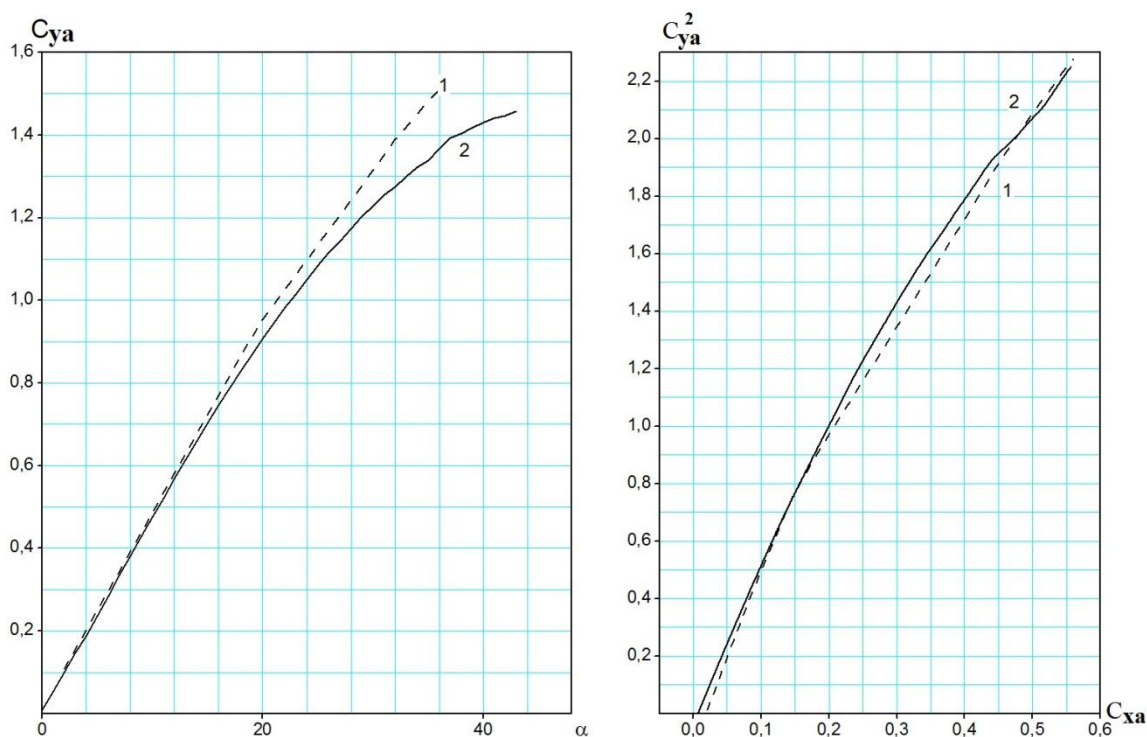


Рис. 2.20. Замкнутое параболическое крыло. Зависимости $C_{ya} = f(\alpha), C_{ya}^2 = f(C_{xa}^2)$. $V=100\text{м/с}$,

$Re=4,46 \cdot 10^6$, $H=0$, СА. Сравнение результатов МКЭ и ПВМ:

1– результат МКЭ (модель SST); 2– результат ПВМ (квазимодель вязкости).

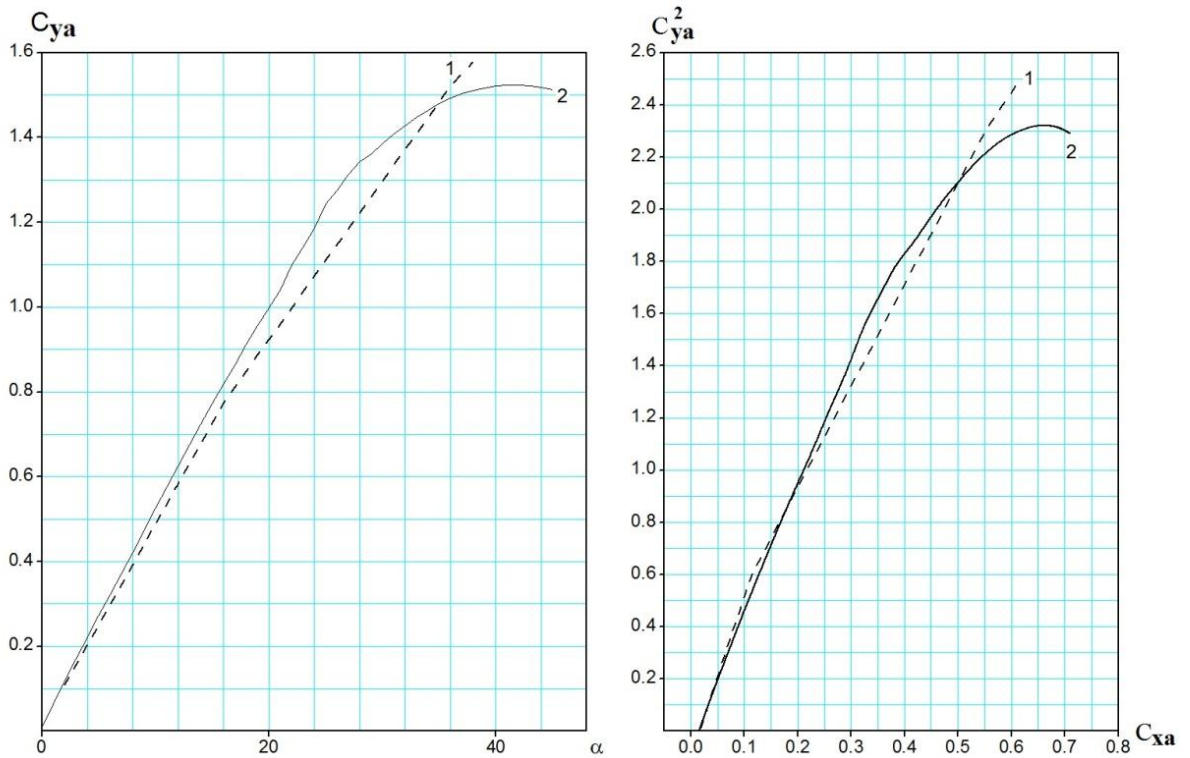


Рис. 2.21. Замкнутое параболическое крыло. Зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$, $C_{ya}^2 = f(C_{xa}^2)$. $V=200\text{м/с}$, $Re=8,9 \cdot 10^6$, $H=0$, СА. Сравнение результатов МКЭ и ПВМ:

1– результат МКЭ (модель SST); 2– результат ПВМ (квазимодель вязкости).

На основании результатов моделирования обтекания ЗПК определено характерное изменение зависимости $C_{ya}(\alpha)$, что наглядно подтверждает изменение вихревой системы, вызванное присутствием дополнительных вихрей.

Сравнение поляр ЗПК, полученных различными методами вычислительной аэродинамики, подтверждает предыдущего вывод. Поляры ЗПК, представленные в виде зависимостей $C_{ya}^2(C_{xa}^2)$, позволяют утверждать, что предлагаемая новая форма ЗПК без применения дополнительных средств управления пограничным слоем обеспечивает безотрывное обтекание в значительно более широком диапазоне углов атаки, чем ЛА классической схемы.

Выводы по разделу 2

1. Результаты моделирования обтекания ЗПК с помощью ПВМ

– Влияние формы крыла в плане, определенное в ходе формирования несущей модели с нулевой стреловидностью по оси $3/4$ хорд существенно увеличивает несущие свойства компоновки в сравнении с дискообразным крылом (рис. 2.10), – при этом все модели с углом стреловидности 0 по оси $3/4$ хорд устойчивы т.к. $(m_z^{C_y} < 0)$;

– Наиболее выгодным является расположение винта в задней части крыла компоновки круг (передняя кромка крыла в плане - парабола). При этом чем ближе расположен винт к задней кромке крыла, тем эффективнее влияет струя винта на аэродинамические характеристики компоновки, (рис. 2.11);

– Максимальное значение коэффициента подъемной силы при обдувке компоновки круг (передняя кромка- парабола) может быть более 3-х единиц, что соответствует значению $C_{y_{max}}$ для транспортного самолета Ил-76 с развитой 3-х щелевой механизацией крыла в посадочной конфигурации, при этом во всех рассмотренных случаях расчетные модели устойчивы;

– Увеличение масштаба модели по оси X приводит к уменьшению ее несущих свойств и уменьшению устойчивости, при этом «растягивание» геометрии по хорде в 1.5 раза эквивалентно снижению максимального коэффициента подъемной силы на $\Delta C_{y_{max}} \approx -0.45$ ед (рис. 2.12). При этом изменение несущих свойств при увеличении масштаба до $m_x = 1.2$ незначительно, что может быть использовано для формирования общей несущей компоновки, т.к. «растягивание» геометрии по хорде позволяет получить дополнительную площадь крыла;

– Анализ влияния положения и размеров фюзеляжа на аэродинамические характеристики компоновки (рис. 2.13) показало, что наиболее оптимальной с точки зрения сохранения максимальных несущих свойств и максимального аэродинамического качества является компоновка с

фюзеляжем, интегрально сопряженным с нижней поверхностью крыла (В корневой части замкнутого крыла). При этом в сравнении с исходной компоновкой несущего кольца (рис. 2.14) подъемная сила практически не меняется, а потеря максимального значения аэродинамического качества в сравнении с другими вариантами минимально возможная. Расположение фюзеляжа по оси кольца (фюзеляжа по оси кольца и фюзеляжа, уменьшенного на 0.64 по оси кольца) с аэродинамической точки зрения нецелесообразно, т.к. это в 2 раза снижает максимальное качество компоновки;

– Применение в аэродинамической компоновке фюзеляжа, ориентированного относительно линий тока и сопряженного с ним крыла кольца позволяет реализовать существенный прирост подъемной силы даже без влияния струи винта (рис. 2.14). Реализовано расчетное приращение $\Delta C_{y_{max}} = 1,75$ по сравнению с исходной компоновкой дискообразного крыла, при этом наличие дополнительных несущих поверхностей – консолей крыльев показывает самый максимальный результат. Сформированная компоновка также обеспечивает максимальный уровень аэродинамического качества K_{max} , больший в 2 раза в сравнении с K_{max} дискообразного крыла;

– Применение концевых крыльев в компоновке замкнутого параболического крыла увеличивает степень продольной и поперечной устойчивости модели, что позволяет применить небольшое по размерам и массе оперение;

– Сформированная на основании выполненных исследований компоновка при наличии оперения способна обеспечить устойчивость и управляемость БПЛА во всем диапазоне углов атаки и скоростей полета (рис. 2.15).

2. Результаты моделирования обтекания ЗПК с помощью МКЭ

– На основании результатов моделирования обтекания ЗПК (рис. 2.16) определено характерное изменение зависимости $C_{ya}(\alpha)$, что наглядно

подтверждает изменение вихревой системы, вызванное присутствием дополнительных вихрей;

– Сравнение поляр ЗПК, полученных различными методами вычислительной аэродинамики, подтверждает предыдущий вывод. Поляры ЗПК, представленные в виде зависимостей $C_{ya}^2(C_{xa})$, позволяют утверждать, что предлагаемая новая форма ЗПК без применения дополнительных средств управления пограничным слоем обеспечивает безотрывное обтекание в значительно более широком диапазоне углов атаки, чем крыло ЛА классической схемы;

– Из сравнения результатов (рис. 2.18 – 2.21) ПВМ и МКЭ следует, что рассматриваемые расчетные методы практически идентично определяют несущие свойства поверхности сложной формы, что наглядно подтверждается сравнением зависимости $C_{ya}(\alpha)$. При этом практически одинаково определено значение угла атаки, соответствующее изменению вихревой системы крыла. Приращение сопротивления, вызванное ростом подъемной силы, определенное ПВМ и МКЭ практически идентично. Это позволяет применять более простой и менее требовательный к вычислительным средствам ПВМ для расчета аэродинамических характеристик сложных компоновок.

РАЗДЕЛ 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАМКНУТОГО ПАРАБОЛИЧЕСКОГО КРЫЛА В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Раздел посвящен разработке методики экспериментальных исследований аэродинамических характеристик ЗПК в аэродинамической трубе (АДТ). Приведено описание аэродинамической установки и экспериментальной модели, разработанной в процессе отработки методики экспериментов. Дано описание разработанных методик и программ проведения эксперимента, приведены геометрические характеристики экспериментальной модели. Представлены результаты экспериментальных исследований и анализ полученных результатов.

3.1. Методика проведения эксперимента в аэродинамической трубе

Теоретические основы современной аэромеханики, заложенные деятельностью Н. Е. Жуковского и С. А. Чаплыгина, определяют современные методы аэродинамических измерений в аэродинамических трубах. Эффективное развитие теоретической аэродинамики всегда требовало достаточного объема корректных экспериментальных данных.

Основу экспериментальной аэродинамики заложили исследования в области малых дозвуковых скоростей, начатые Н. Е. Жуковским, С. А. Чаплыгиным и Л. Прандтлем, а затем и другими выдающимися учеными, такими как Ф. Ланчестер, Г. Глауэрт, С. А. Христианович, П. П. Красильщиков, Б. А. Ушаков, С. М. Горлин, И. В. Остославский, Г.Ф. Бураго, Н. А. Закс, К.П. Петров, Ф. П. Курочкин, Х. Драйден, Т. Карман, Р. Пэнкхерст, Д. Холдер, и многими другими [46, 50, 51, 52, 53...65], которые заложили основу экспериментальной аэродинамики.

Методы экспериментальных исследований в аэродинамических трубах при малых скоростях ($M \leq 0.4$), основанные на измерении сил, давлений, скоростей, широко используются при исследованиях и в других диапазонах

скоростей. Эта область скоростей продолжает оставаться важной для исследований, связанных с промышленной аэродинамикой, наземным транспортом, исследованиями взлетно-посадочных свойств ЛА и других объектов.

По принципиальной схеме аэродинамические трубы представляют собой каналы, в которых с помощью вентилятора создается искусственный воздушный поток. В настоящее время экспериментальные исследования в аэродинамических трубах получили широкое распространение и аэродинамические трубы стали основным аппаратом этих исследований[66,67].

Современные аэродинамические трубы можно разбить на два следующих класса: 1- трубы с незамкнутым потоком и 2- трубы с замкнутым потоком.

По устройству рабочей части различают трубы с закрытой рабочей частью и трубы с открытой рабочей частью. Трубы с открытой рабочей частью часто называются трубами со свободной струей, так как рабочая часть этих труб не имеет стенок.

Классическим типом аэродинамической трубы малых скоростей является труба с замкнутым потоком, открытой рабочей частью и одним обратным каналом. В этой трубе, как и в большинстве других труб малых скоростей, имеются следующие основные части (рис. 3.1).

Рабочая часть трубы – место, где крепится на аэродинамических весах модель испытуемого тела. К потоку в рабочей части предъявляются особенно серьезные требования. При отсутствии модели он должен быть равномерным; пульсации и скосы потока в рабочей части должны быть сведены к минимуму. Размеры модели должны быть, как правило, меньше соответствующих размеров рабочей части, для того чтобы границы потока не влияли на обтекание модели[66,67].

Коллектор – сужающийся участок трубы перед рабочей частью, необходимый для формирования потока в рабочей части 1.

Диффузор – расширяющийся участок трубы за рабочей частью, предназначенный для уменьшения скорости и повышения давления перед вентилятором 6.

Обратный канал – канал, замыкающий трубу и направляющий поток от вентилятора к коллектору. Существуют трубы с двумя обратными каналами, которые симметрично подводят поток к коллектору с двух сторон. Однако более экономичными являются трубы с одним каналом. В коленах обратного канала устанавливаются решетки из профилированных направляющих лопаток 3.

Силовая установка трубы состоит из одного или нескольких электродвигателей постоянного тока 5, которые вращают многолопастные вентиляторы 4.

Хонейкомбы и сетки 2 устанавливаются в форкамере 7 аэродинамической трубы перед коллектором для выравнивания потока и разбиения крупных вихрей на мелкие.

3.1.1. Аэродинамическая труба Т-5

Аэродинамическая труба Т-5 была сконструирована в 1957 году в кафедры аэрогидродинамики Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Назначения воспроизведения воздушного потока для проведения измерений в ходе исследований[67].

Учебная аэродинамическая установка Т-5 кафедры аэрогидродинамики ХАИ представляет собой трубу замкнутого типа с открытой рабочей частью (рис. 3.2). Ниже в таблице 3.1 представлены характеристики аэродинамической трубы.

Таблица 3.1

Характеристики аэродинамической трубы [67]

| Параметры | T-5 |
|----------------------------------|-------------|
| Диаметр рабочей части трубы | Ø0.75 м |
| Длина рабочей части | 1.2 м |
| Диапазон изменения скоростей | 10...40 м/с |
| Степень начальной турбулентности | 0.8% |
| Весы | 3-компонент |
| мощность двигателя | 32кВт |

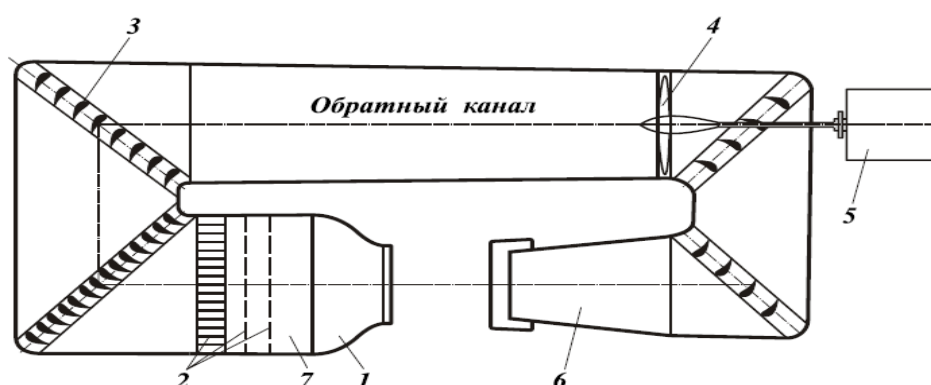


Рис. 3.1. Труба малых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью:
 1– коллектор; 2– хонейкомб; 3– направляющие лопатки; 4– вентилятор;
 5– электродвигатель; 6– диффузор; 7– форкамера [67].

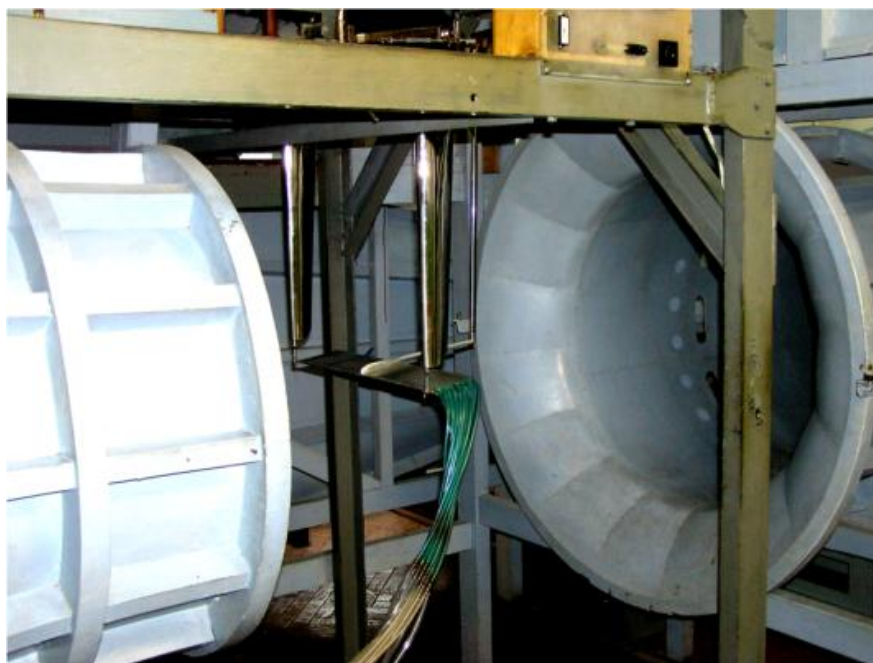


Рис. 3.2. Аэродинамическая труба замкнутого типа T-5 ХАИ [67].

Аэродинамическая труба обеспечена необходимым для исследований оборудованием, включающим в себя различные насадки статического и динамического давления с координатными устройствами и др.

Установка позволяет:

- Определять распределенные и суммарные аэродинамические характеристики моделей ЛА;
- Исследовать поле возмущенных скоростей вокруг моделей;
- Исследовать особенности практической аэродинамики ЛА сложной формы в плане.

С применением вышеописанных экспериментальных моделей ЗПК проведен аэродинамический эксперимент в лаборатории кафедры аэрогидродинамики ХАИ.

3.1.2. Аэродинамические весы

Наиболее точным и надежным является непосредственный метод измерения сил и моментов с помощью аэродинамических весов. Аэродинамические весы различаются по количеству измеряемых ими компонентов результирующей аэродинамической силы и результирующего аэродинамического момента, а также по конструктивному признаку. По количеству измеряемых компонентов весы подразделяют на однокомпонентные, двухкомпонентные, трехкомпонентные, четырехкомпонентные и шестикомпонентные. Важным условием правильного конструирования многокомпонентных аэродинамических весов является независимость измерений компонентов.

На практике обычно пользуются трехкомпонентными или шестикомпонентными весами. Шестикомпонентные весы позволяют замерить три проекции аэродинамической силы и три проекции аэродинамического момента, т.е. наиболее исчерпывающе определяют взаимодействие модели с воздушной средой. С помощью трехкомпонентных весов обычно измеряют подъемную силу, лобовое сопротивление и момент тангажа.

В зависимости от расположения аэродинамических весов их разделяют на два типа: весы, расположенные вне модели и рабочей части (весы

механического типа), и весы, расположенные внутри модели или внутри стоек, поддерживающих модель в потоке.

Классификация аэродинамических весов по конструктивному принципу в первую очередь определяется способом присоединения модели к весовой системе и способом отсчета измеренных величин. По способу присоединения модели различают весы на нитяной подвеске, т. е. такие, у которых модель крепится к динамометрической системе с помощью нитей-проволок, тросов, лент, натягиваемых посредством вспомогательных грузов и пружин, и жесткие, у которых модель крепится к динамометрам жесткими стойками или державками.

В современных аэродинамических весах в качестве динамометров используют самые разнообразные устройства. Эти устройства являются в большинстве случаев механическими системами, в которых усилия от модели передаются с помощью тяг, балансиров и промежуточных рычагов к весовым элементам, предназначенным для непосредственного измерения усилий.

Описание аэродинамических весов АВТ-5

Аэрогидродинамическая труба Т-5 была сконструирована и построена на кафедре аэрогидродинамики в начале 60-х годов прошлого века. В качестве измерительной системы сил и момента использовались трехкомпонентные аэродинамические весы АВТ-5, разработкой и изготовлением которых руководил сотрудник кафедры Кика В.И. На момент ввода в эксплуатацию весь комплекс полностью соответствовал требованиям к учебному процессу того времени. На рис.3.3 представлена кинематическая схема АВТ-5[68].

Модель крепится к подвеске в трех точках. Поддерживающее модель устройство состоит из двух передних стоек, жестко связанных с плавающей рамой, и одной задней тяги, которая крепится к поводку механизма изменения угла атаки. Для уменьшения сопротивления передние державки

заклучены в обтекатели. Модель подвешивают на весах в перевернутом положении так, чтобы ее верхняя поверхность была обращена вниз.

Конструкция весов допускает изменение продольной (вдоль оси трубы) и поперечной баз для крепления моделей различных форм и размеров. Продольная база может быть равной 300, 250, 200 и 150мм, поперечная – 500 и 250мм.

Механизм изменения угла атаки установлен на плавающей раме и позволяет изменять угол атаки в пределах $\alpha = \pm 40^\circ$.

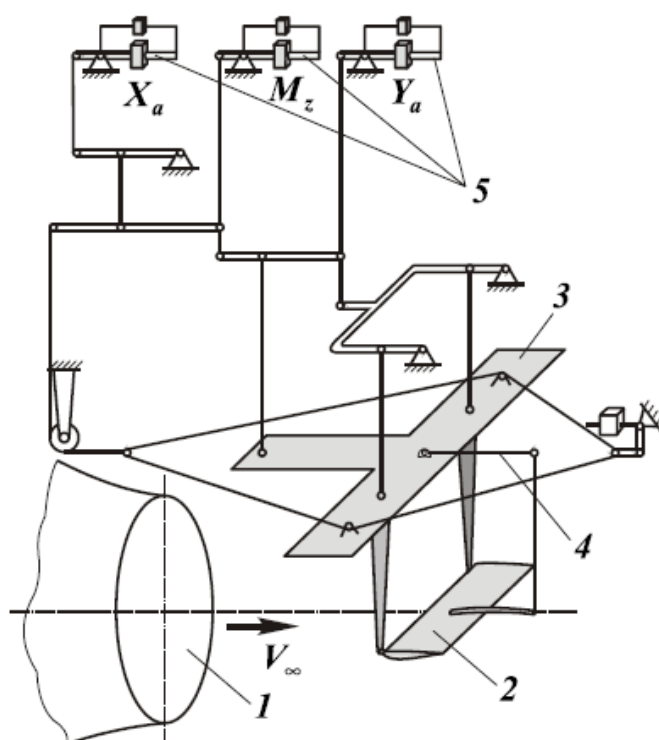


Рис. 3.3. Кинематическая схема аэродинамических весов АВТ-5: 1– сопло; 2– модель; 3– плавающая рама; 4– механизм изменения угла атаки; 5– весовые измерительные элементы [68].

Плавающая рама предназначена для крепления поддерживающих устройств и для восприятия действующих на модель сил. Плавающая рама весов АВТ-5 подвешена на упругих опорах ленточного типа к вертикальным звеньям механизма разложения сил, идущих к весовым измерительным элементам Y_a и M_z . Помимо связей в вертикальном направлении плавающая рама имеет связь и в горизонтальной плоскости, представляющую собой систему расчалок в виде ромба. Справа расчалки присоединены к качалке с

грузом, создающим предварительное натяжение в рассматриваемой системе. Слева расчалки через упругую ленту связаны с вертикальным звеном весового элемента X_a .

Измерение составляющих аэродинамических сил и моментов производится путем определения реакций в соответствующих звеньях механизма разложения сил, требуемых для предотвращения поступательных и вращательных перемещений модели. Эти реакции измеряются весовыми измерительными элементами.

Весовые элементы рейтерного типа представляют собой коромысло с двумя подвижными грузами. Весовые элементы установлены на раме весов над рабочей частью трубы, где оборудованы рабочие места для экспериментаторов.

Подъемная сила

$$Y_a = Y' k_Y, \quad (3.1)$$

где Y' – показания весового элемента Y_a ; k_Y – тарировочный коэффициент, $k_Y = 28,9 \text{ Н}$.

Сила лобового сопротивления модели вместе с подвеской

$$X_{a\Sigma} = X_{\Sigma}' k_X, \quad (3.2)$$

где X_{Σ}' – показание весового элемента X_a ; k_X – тарировочный коэффициент, $k_X = 9,8 \text{ Н}$.

Продольный момент относительно оси, проходящей через передние узлы подвески модели, будет

$$M_z = M_z' k_{mz}, \quad (3.3)$$

где M_z' – показание весового элемента M_{za} ; k_{mz} – тарировочный коэффициент, $k_{mz} = -1 \text{ Нм}$.

3.2. Обоснование параметров экспериментальной модели

Экспериментальная модель

На рис. 3.4 приведена фотография разработанной в процессе работы над диссертацией экспериментальной установки для исследования характеристик модель ЗПК.

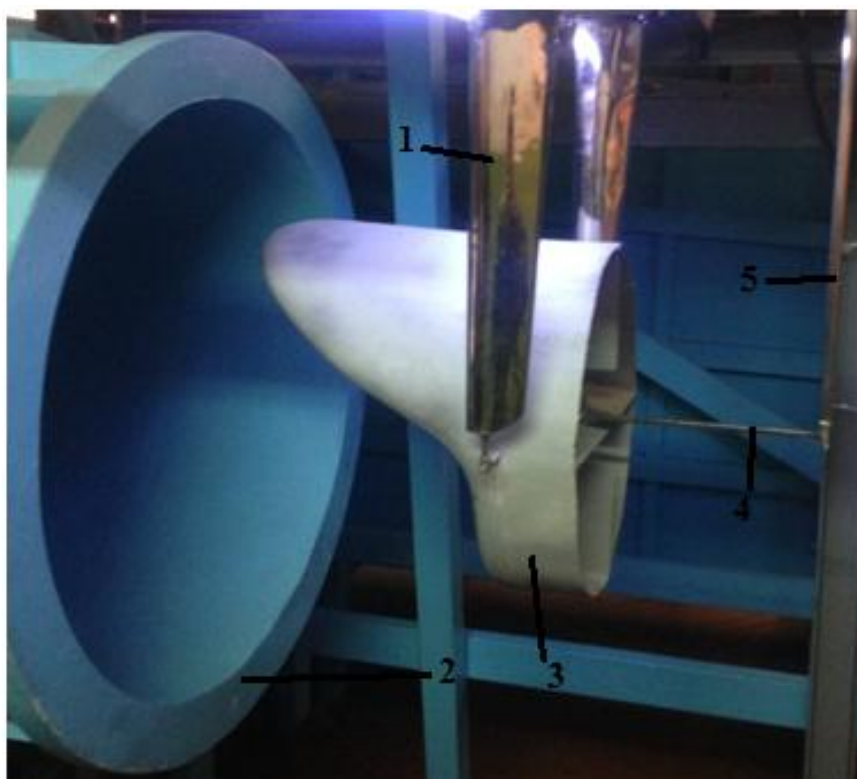


Рис. 3.4. Экспериментальная установка для исследования влияния генераторов вихрей на параметры пограничного слоя: 1– координатное устройство вдоль оси ox ; 2– сопло аэродинамической трубы; 3– модель ЗПК; 4– хвостовая державка; 5– координатное устройство вдоль оси oy .

Для проведения эксперимента в аэродинамической трубе Т-5 была изготовлена модель кольцевого крыла с несимметричным профилем в соответствии с рекомендациями [69]. Материал модели – бальза, авиационная фанера и АБС-пластик так же сталь 30 ХГСА. Экспериментальная модель конструктивно и технологически идентична применяемым в экспериментальных исследованиях [69]. На рис. 3.5 представлены концептуальная схема исследуемых моделей, на рис. 3.6 – внешний вид моделей в рабочей части аэродинамической трубы Т-5.

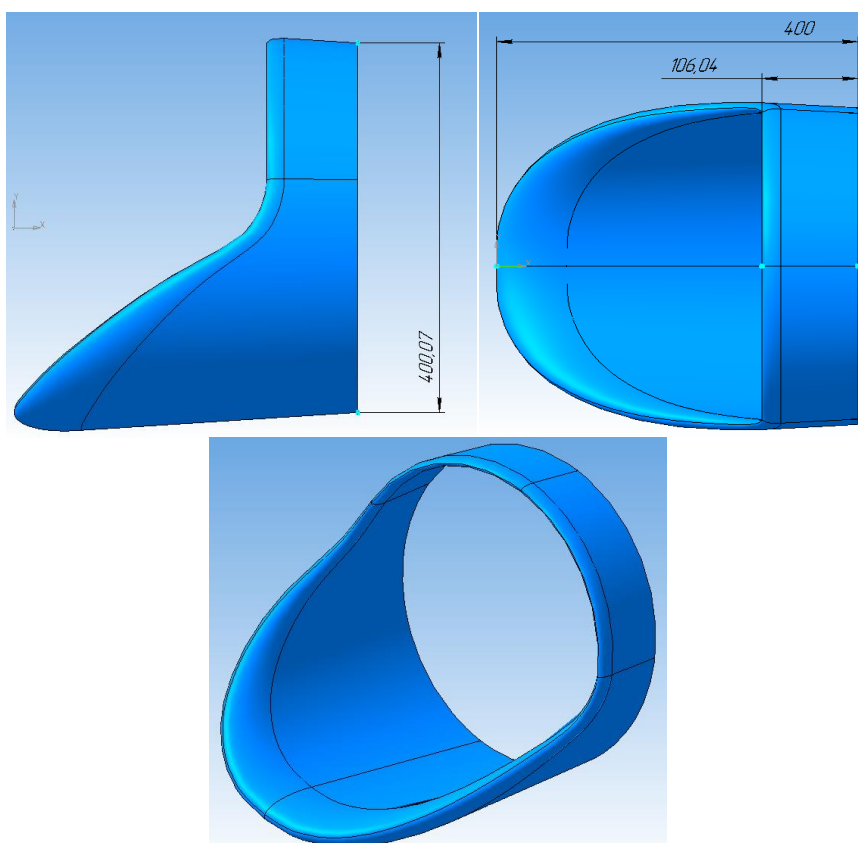


Рис. 3.5. Схема модели ЗПК.

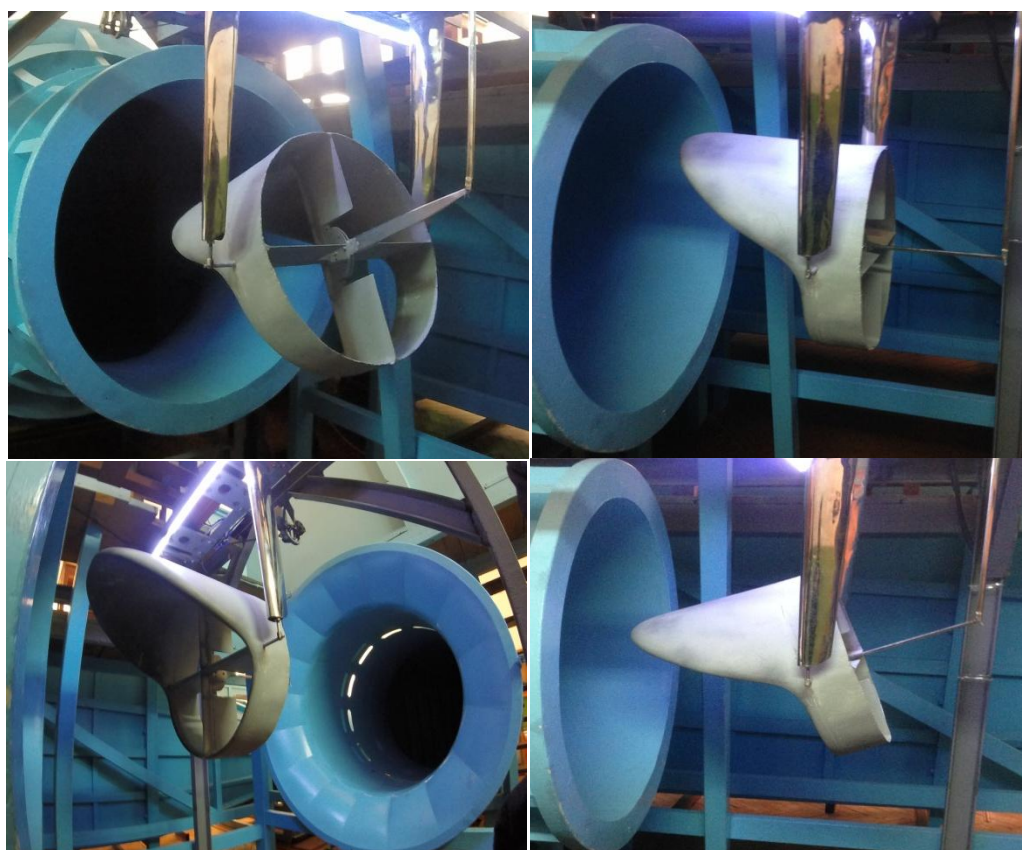


Рис. 3.6. Внешний вид модели ЗПК в рабочей части аэродинамической трубы Т-5.

3.3. Планирование эксперимента в аэродинамической трубе

Результаты численного моделирования обтекания расчетной модели показывают, что в эксперименте могут быть выявлены следующие особенности аэродинамики предлагаемой компоновки – безотрывное обтекание до углов атаки ок. 40° , максимальной значение K и $K/(C_y)^{0.5}$ при малых значениях коэффициента подъемной силы, возможное изменение вихревой системы крыла в процессе изменения угла атаки. Поэтому наиболее интересным с точки зрения определения особенностей аэродинамики предлагаемой несущей поверхности является диапазон α углов атаки от -5° до 10° и от 25° до 40° . Скорость потока в аэродинамической трубе будет определяться собственно возможностями аэродинамической трубы Т-5 ХАИ а также располагаемой прочностью экспериментальной модели. Для определения приемлемого значения скорости потока целесообразно выполнить продувки на угле атаки ок. 25° с постепенным увеличением скорости до максимального значения – 50 м.с. По фактическому состоянию экспериментальной модели и системы подвески модели можно сделать заключение о приемлемом значении скорости, в любом случае желательно обеспечить как можно большее значение скорости в эксперименте, т.к. значение числа Рейнольдса, полученное в ходе эксперимента должно быть максимально приближение к значению числа Рейнольдса в натуральных условиях полета.

Испытания с дымовой визуализацией характера обтекания будут проведены на скорости, обеспечивающей качественную картину распределения линий тока.

Ниже в таблице 3.2 представлена предполагаемая программа испытаний экспериментальной модели.

Таблица 3.2
 Определение аэродинамических характеристик модели

| α | V | Re |
|--|----------|-------------------|
| $-12^{\circ} \dots 40^{\circ}$ $\Delta \alpha = +2^{\circ}$ | 35 м/сек | $1.21 \cdot 10^6$ |

3.4. Анализ результатов

Визуальные испытания

Результаты трубных испытаний экспериментальной модель замкнутого крыла в аэродинамической трубе Т-5, выполненный с целью оценки его общей эффективности, и так же сравнение результатов, полученных в аэродинамической трубе с результатами, полученными ПВМ и МКЭ представлены в виде графических зависимостей (рис. 3.11 – 3.12 – 3.13 – 3.14 – 3.15).

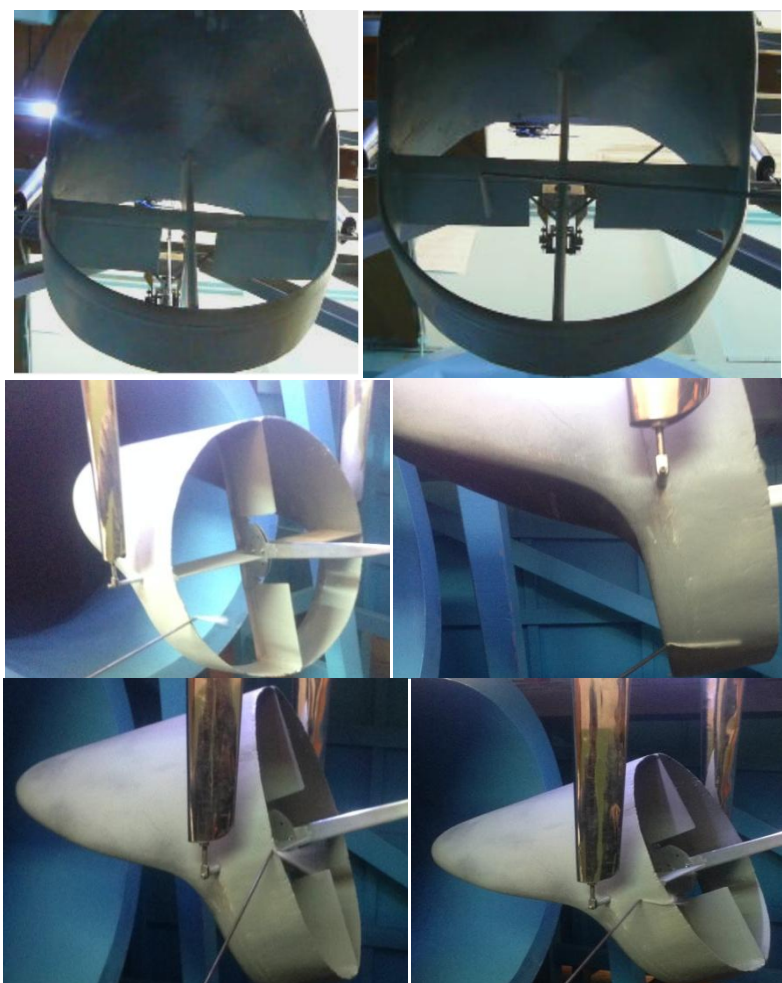


Рис. 3.7. Внешний вид модели ЗПК при $\alpha = 12^{\circ}$.

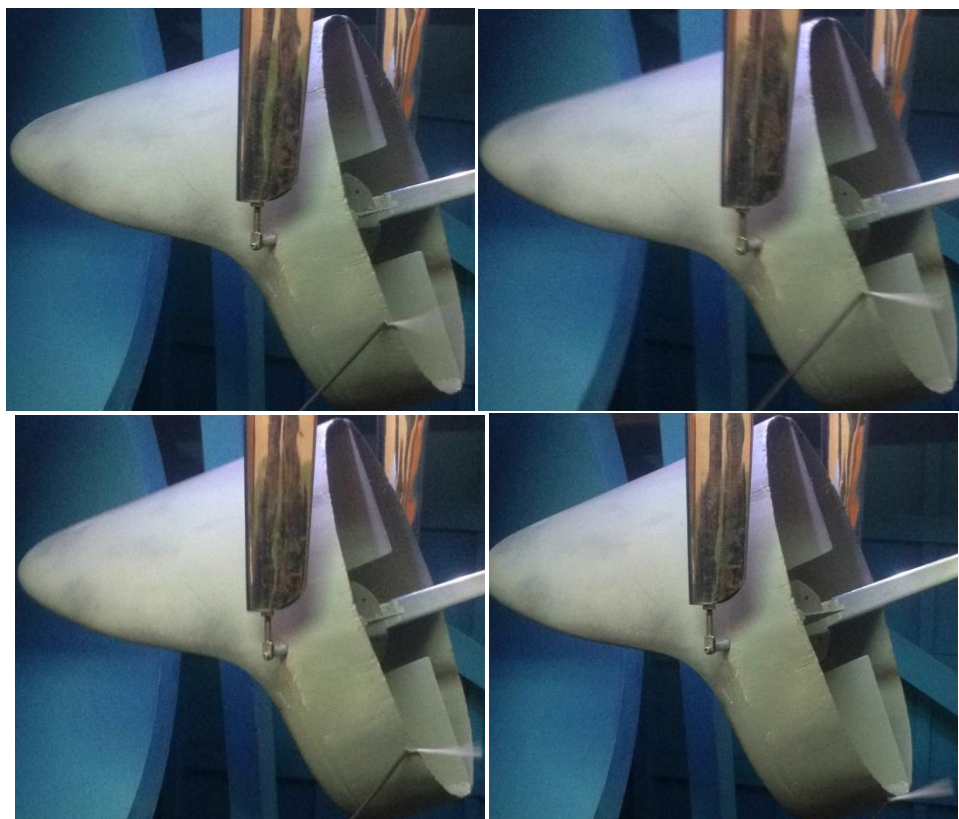


Рис. 3.8. Внешний вид модели ЗПК при $\alpha = 20^\circ$.

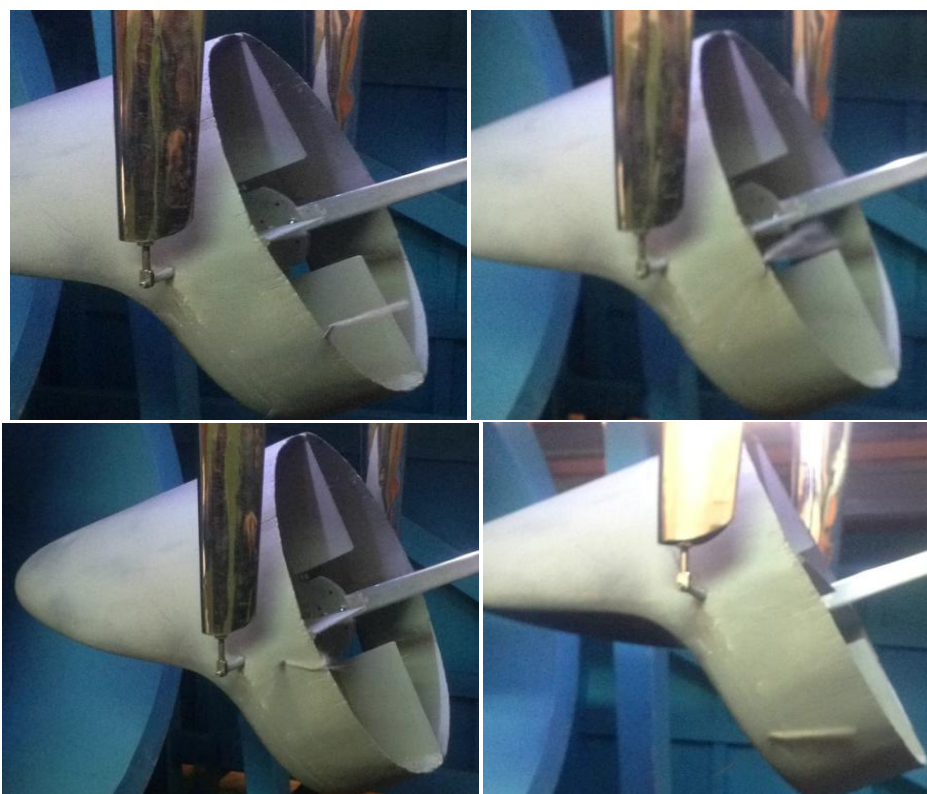


Рис. 3.9. Внешний вид модели ЗПК при $\alpha = 24^\circ$.

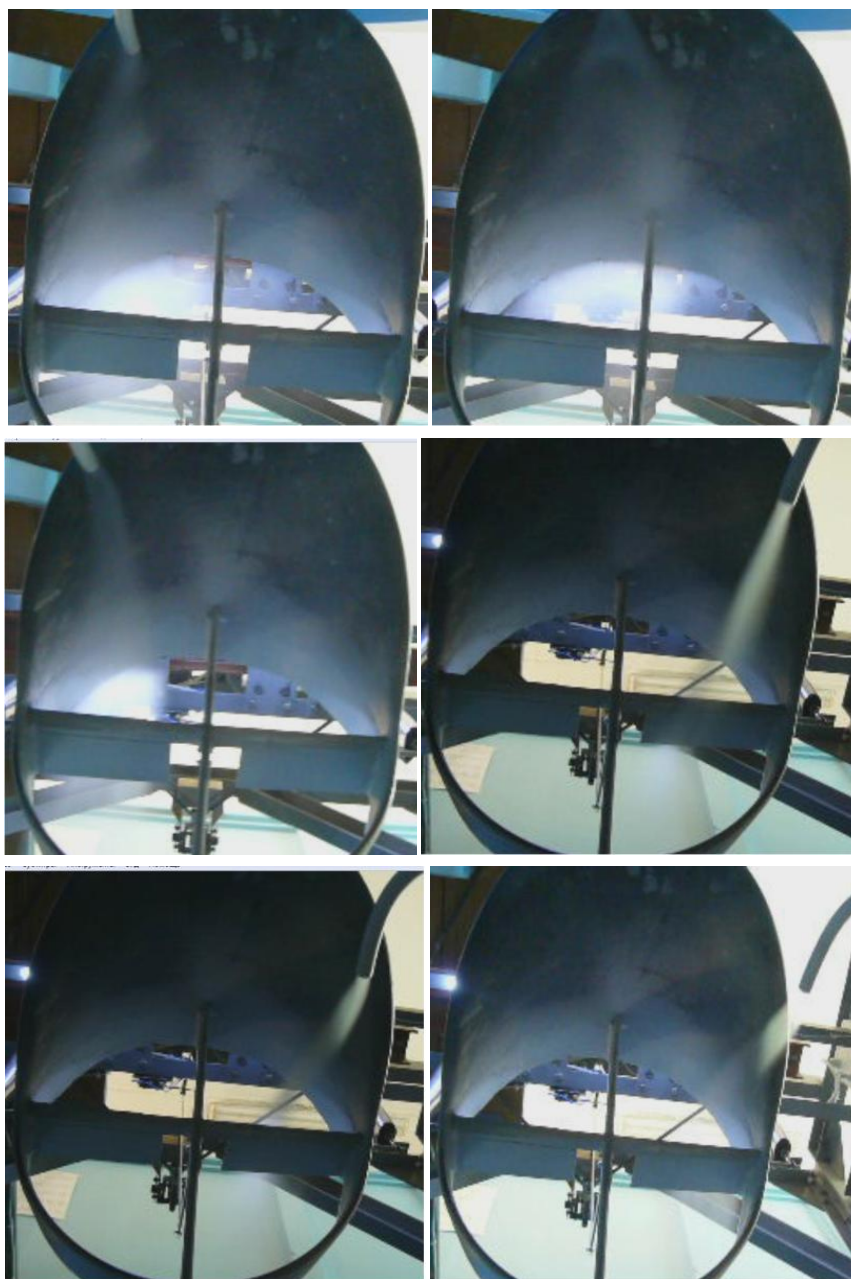


Рис. 3.10. Дымовая визуализация обтекания модели ЗПК воздушным потоком в АДТ Т-5, $V=35\text{м/с}$.

Визуализация обтекания поверхности и задней кромки экспериментальной модели методом шелковинки и с помощью дымогенератора рис. 3.10 наглядно демонстрирует соответствие принятых в расчетных моделях схем обтекания внешней поверхности, полученных линий тока, зон появления присоединенных вихрей и отрывных течений. Это позволяет с достаточной точностью применять для задач аэродинамического проектирования ПВМ и МКЭ с допущениями, реализованными в моделях k- ϵ и SST.

Аэродинамические характеристики экспериментальной модели

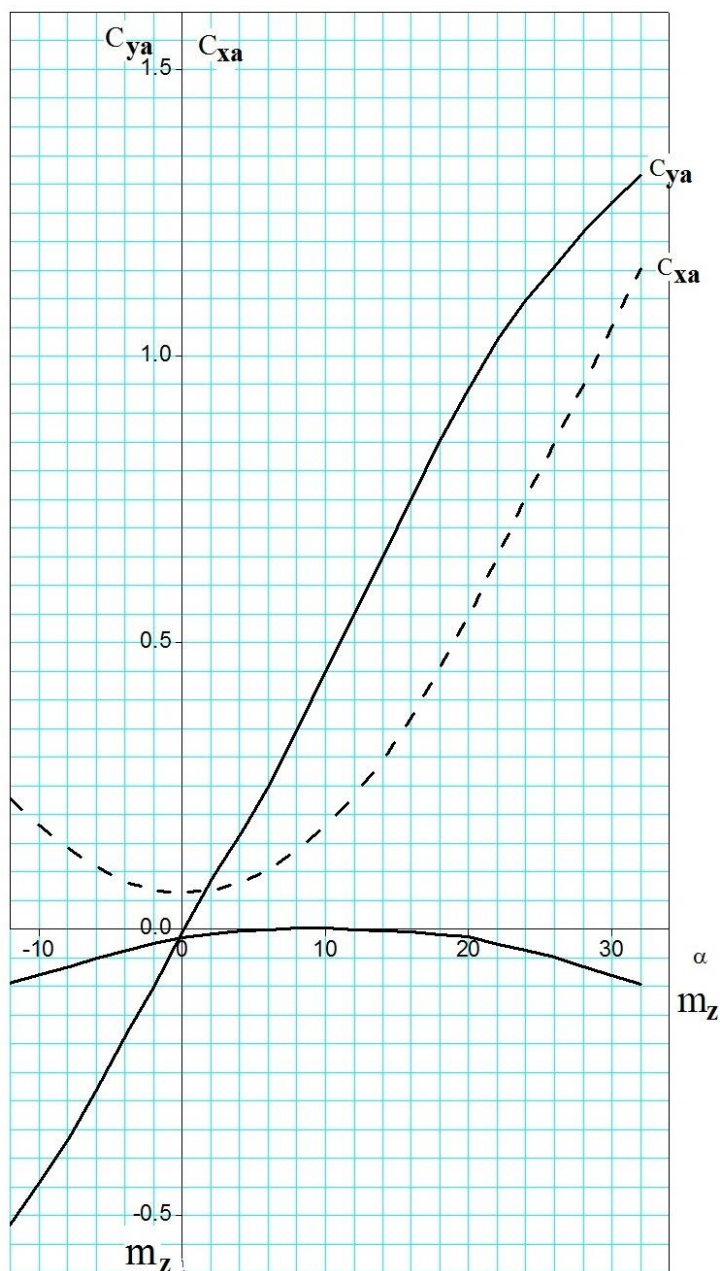


Рис. 3.11. Зависимости $C_{ya}, C_{xa}, m_z = f(\alpha)$.

Результаты эксперимента зависимости $C_{ya}, C_{xa}, m_z = f(\alpha)$ наглядно демонстрируют, что предлагаемая компоновка имеет существенно большее значение критического угла атаки ($\alpha_s = 32^\circ$), чем ЛА классической схемы. При этом различается два участка с постоянными значениями производной C_{ya}^α , что свидетельствует об изменении вихревой схемы несущей поверхности при увеличении угла атаки, но с сохранением безотрывного обтекания.

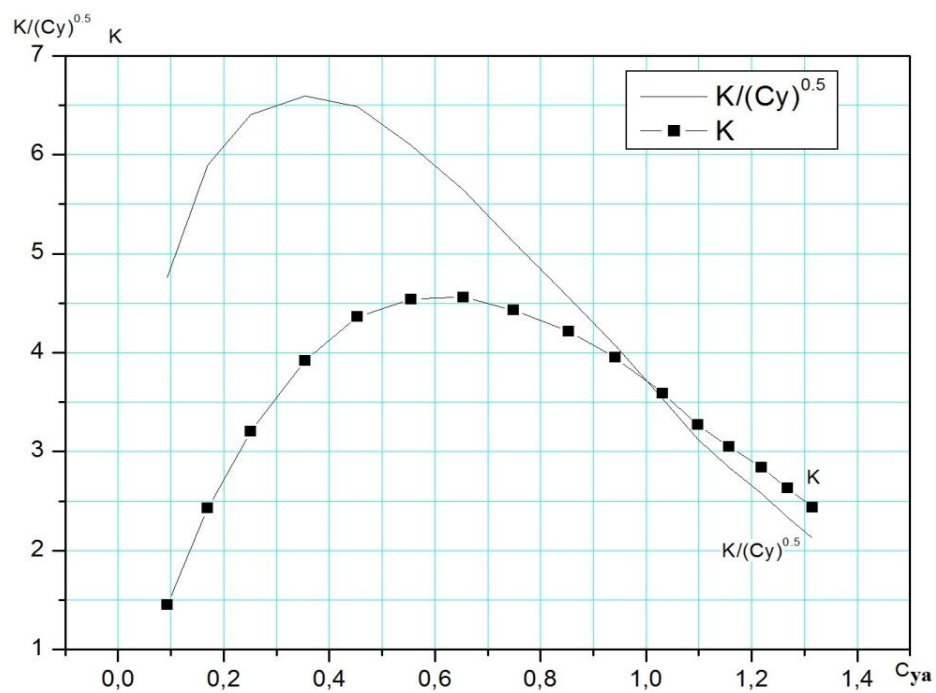


Рис. 3.12. Зависимости $K/(C_y)^{0.5}$, $K = f(C_{ya})$.

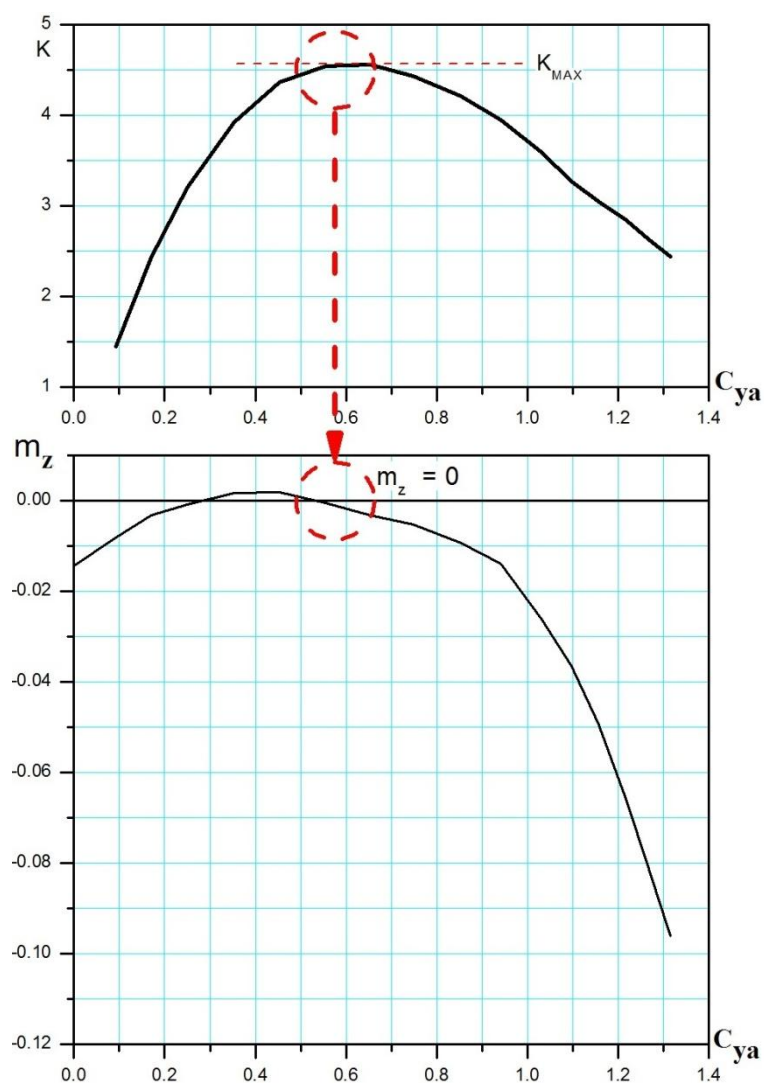


Рис. 3.13. Зависимости K , $m_z = f(C_{ya})$.

Зависимости аэродинамического качества K и критерия максимальной дальности $K/(C_y)^{0.5}$, определенные на основании результатов эксперимента имеют те же характерные особенности, что и определенные ранее на основании результатов расчета [70,71,72,73] – максимум значения $K/(C_y)^{0.5}$ имеет место для значения $C_{ya} \approx 0.25$, что соответствует высокой скорости крейсерского полета.

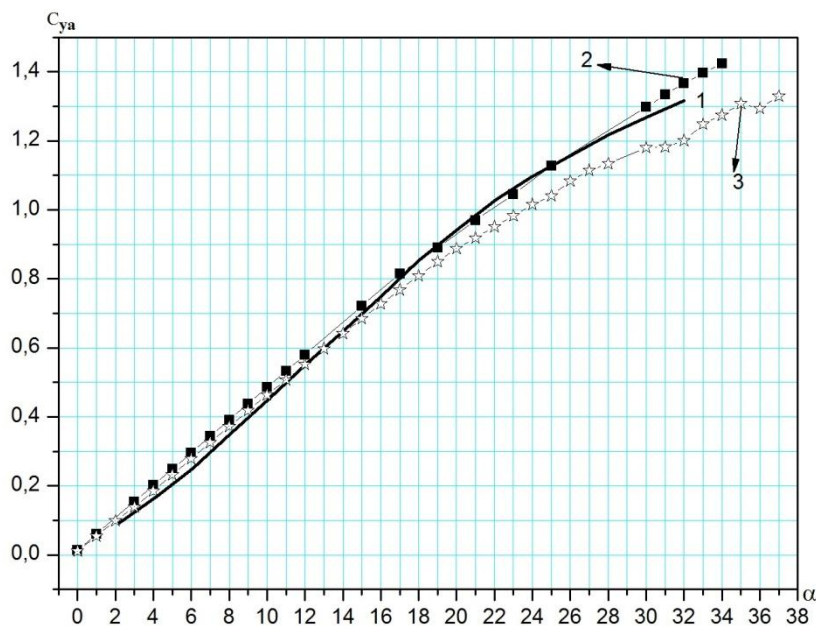


Рис. 3.14. Зависимости $C_{ya} = f(\alpha)$

1– Труба; 2– МКЭ; 3– ПВМ.

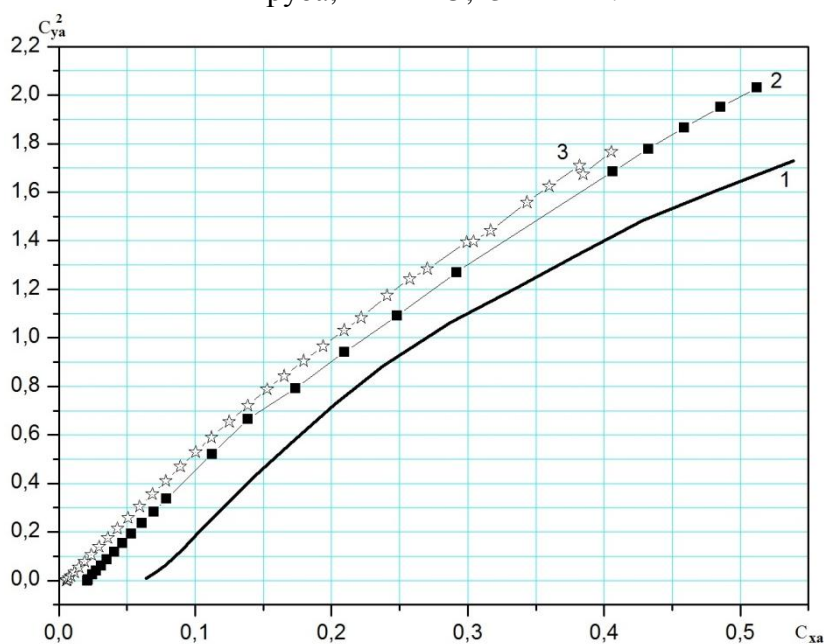


Рис. 3.15. Зависимости $C_{ya}^2 = f(C_{xa}^2)$

1– Труба; 2– МКЭ; 3– ПВМ.

Сравнение результатов эксперимента и численного моделирования обтекания геометрически сложной ЗПК (рис. 3.14 – 3.15) подтверждает адекватность применения ПВМ и МКЭ (SST) для решения задач аэродинамического проектирования крыльев малого удлинения замкнутого типа, т.к. зависимости $C_{ya}(\alpha)$ практически идентичны, а поляры модели, представленные в виде зависимости $C_{ya}^2 = f(C_{xa})$ эквидистантны друг другу. Это подтверждает идентичность определения влияния индуктивного вихря на скосы потока как методом ПВМ, так и МКЭ (SST). Разница в значениях C_{x0} вызвана качеством изготовления экспериментальной модели и математическими допущениями в определении сопротивления трения указанными методами.

Выводы по разделу 3

- Результаты эксперимента (рис. 3.11) наглядно демонстрируют, что предлагаемая компоновка имеет существенно большее значение критического угла атаки ($\alpha_S = 32^\circ$), чем ЛА классической схемы. При этом различается два участка с постоянными значениями производной C_{ya}^α , что свидетельствует о изменении вихревой схемы несущей поверхности при увеличении угла атаки, но с сохранением безотрывного обтекания;
- Зависимости аэродинамического качества K и критерия максимальной дальности $K/(C_y)^{0.5}$, определенные на основании результатов эксперимента имеют те же характерные особенности, что и определенные ранее на основании результатов расчета [70,71,72,73] – максимум значения $K/(C_y)^{0.5}$ имеет место для значения $C_{ya} \approx 0.25$, что соответствует высокой скорости крейсерского полета, при этом максимум значения K соответствует условию балансировки, что позволяет сделать вывод о способности ЗПК автоматически без вмешательства пилота сбалансироваться на скорости, соответствующей режиму максимальной продолжительности полета;

– Визуализация обтекания поверхности и задней кромки экспериментальной модели методом шелковинки и с помощью дымогенератора (рис. 3.10) наглядно демонстрирует соответствие принятых в расчетных моделях схем обтекания внешней поверхности, полученных линий тока, зон появления присоединенных вихрей и отрывных течений. Это позволяет с достаточной точностью применять для задач аэродинамического проектирования ПВМ и МКЭ с допущениями, реализованными в моделях k- ϵ и SST;

– Результаты эксперимента в общем подтверждают гипотезы, принятые нами в начале диссертационного исследования – реализация высоких несущих свойств и больших значений критического угла атаки, возможность достижения в одной аэродинамической компоновке малых минимальных скоростей полета (и соотв. малых дистанции взлета и посадку) и высоких крейсерских скоростей полета (и соотв. высокой транспортной эффективности).

РАЗДЕЛ 4. ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЗАМКНУТЫМ ПАРАБОЛИЧЕСКИМ КРЫЛОМ

Раздел посвящен исследованию взаимодействия влияния струи двигателя на аэродинамические характеристики ЗПК. Для качественной оценки преимуществ исследуемой схемы выполнен сравнительный анализ возможных летно-технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов, представлено сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента для трех различных типов несущих поверхностей: прямого и дискообразного крыльев, ЗПК а также сравнение аэродинамических характеристик модели самолета общего назначения классической схемы (Аэропракт А-20).

4.1. Моделирование взаимодействия влияния замкнутого параболического крыла ЛА и струи двигателя

Качественное определение воздействия обтекания поверхности сложной геометрической формы и струи двигателя является достаточно сложной задачей, требующей для своего решения применения инструмента с высокой точностью определения аэродинамических характеристик компоновки.

На предварительном этапе проектирования для анализа различных компоновочных решения широко применяются методы математического моделирования, позволяющая, совместно с результатами физических экспериментов [74], (выполненных, как правило, в АДТ) получить результат с приемлемой точностью.

В случае разработки принципиально новой компоновки ЛА обычно отсутствует массив экспериментальных данных ближайших аналогов.

В этом случае в практике экспериментального проектирования должны применяться методы, основанных на испытаниях экспериментальных моделей. Специфика проведения экспериментальных работ по

проектированию новых компоновок в настоящее время состоит либо в отсутствии требуемой экспериментальной базы, либо в существенных проблемах при доступе исследователя к такой экспериментальной базе, а также в значительной стоимости проведения таких испытаний, включая стоимость изготовления экспериментальной модели. Это обосновывают применение для решения задач проектирования методами испытания с использованием летающих моделей. В этом случае задача определения аэродинамических характеристик любой исследуемой компоновки сводится к проектированию и изготовлению требуемой экспериментальной модели, формированию корректной методики проведения испытаний и обработки результатов экспериментов.

Следует отметить, что вся современная аэродинамика изначально основывалась на результатах испытаний моделей не имевших на момент проведения экспериментов каких – либо аналогов.

В ходе математического моделирования обтекания расчетной модели со струей движителя определить аэродинамические характеристики компоновки с работающим воздушным винтом, определить влияние режима работы двигателя на аэродинамические характеристики модели.

Методика моделирования

Моделирование взаимодействия влияния ЗПК ЛА и струи движителя выполнено с помощью методов вычислительной аэродинамики, а именно МКЭ [75,76] и ПВМ [77,78].

Для определения применимости указанных вычислительных методов выполнено сравнение полученных результатов для идентичных расчетных условий, приведенных в плане эксперимента.

План эксперимента

Расчетные условия для проведения численного моделирования взаимодействия влияния ЗПК ЛА и струи движителя представлены ниже в таблице 4.1:

Таблица 4.1

План численного эксперимента

| V | α | B |
|-----------|--|-------------------------|
| Метод ПВМ | | |
| 50м/сек | $0^0 \dots 45^0$ $\Delta \alpha = +1^0$ | 0...8 $\Delta B = 1$ |
| Метод МКЭ | | |
| 50м/сек | $0^0 \dots 45^0$ $\Delta \alpha = +1^0$ | 0...8 $\Delta B = 1$ |

При проведении моделирования полагается, что поверхность расчетной модели находится в симметричном потоке воздуха, плоскость активного сечения струи винтового движителя перпендикулярна оси расчетной модели, скольжение и боковые составляющие скоростей отсутствуют.

Для различных значений угла атаки α выполняется расчетное моделирование обтекания с различными значениями коэффициента нагрузки на диск винта B, определяются аэродинамические характеристики компоновки.

Расчетные модели

Внешний вид геометрии модели, используемой в математическом моделировании обтекания ЗПК с помощью МКЭ, представлен на втором разделе п. 2.3.2 на рис. 2.8.

Расчетная модель, используемая при моделировании обтекания с помощью ПВМ [70] представлена на втором разделе п. 2.3.1 на рис. 2.6 – 2.7.

Результаты моделирования

Ниже на рис. 4.1...4.3. представлена визуализация обтекания расчетных моделей с различным значением коэффициента B при заданном угле атаки.

Моделирование МКЭ

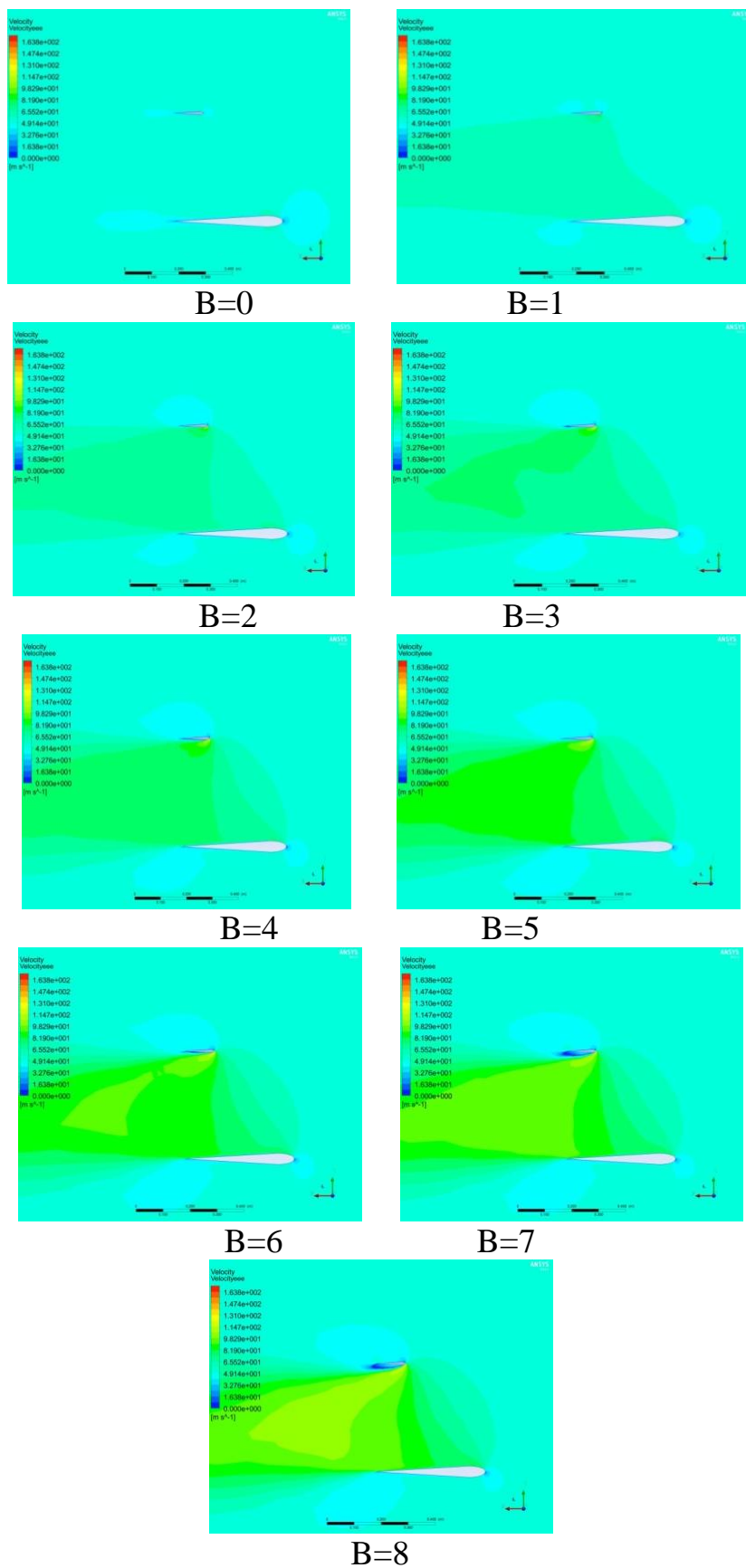


Рис. 4.1. Распределение скорость ЗПК, при скорость $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$.

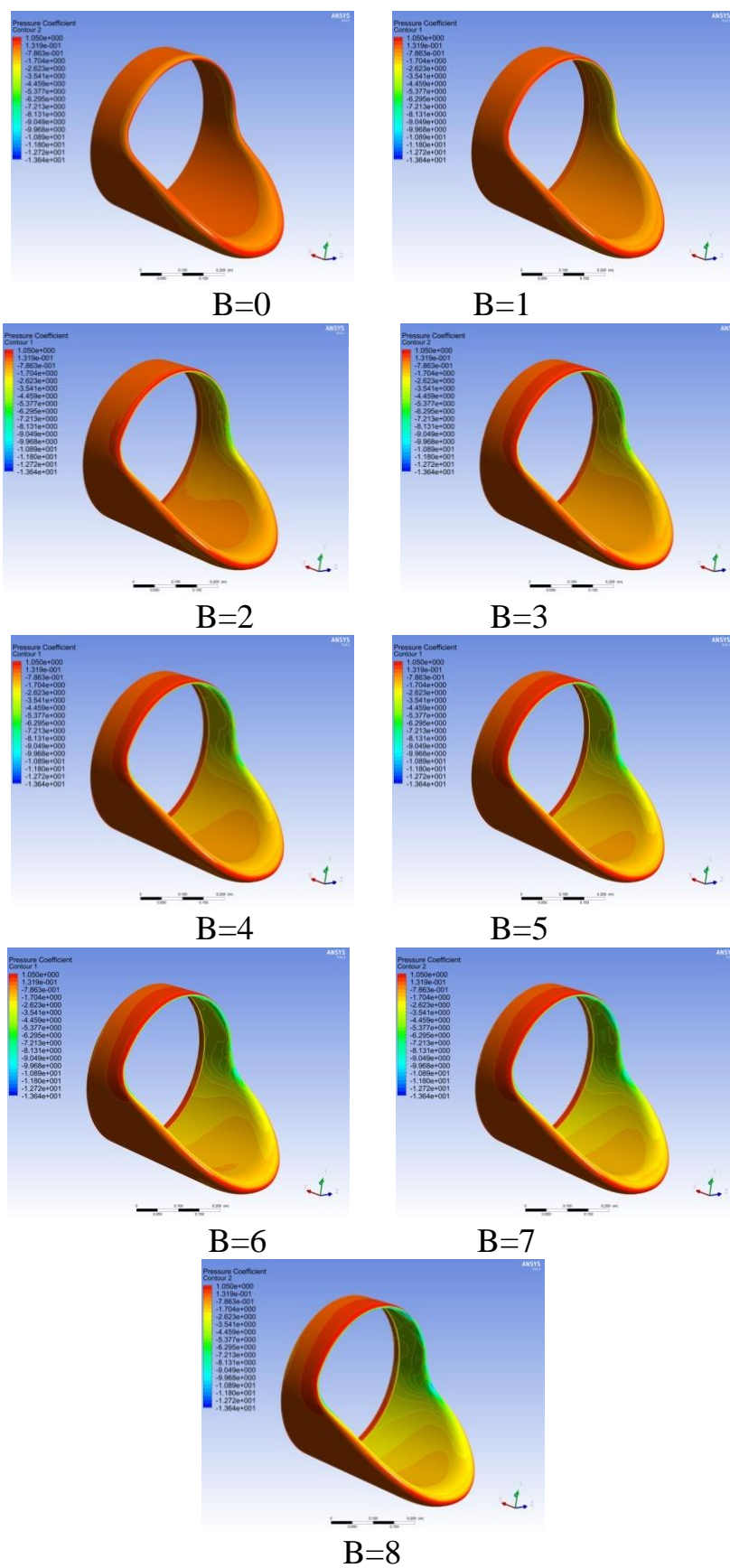


Рис. 4.2. Распределение давление ЗПК, при скорость $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$.

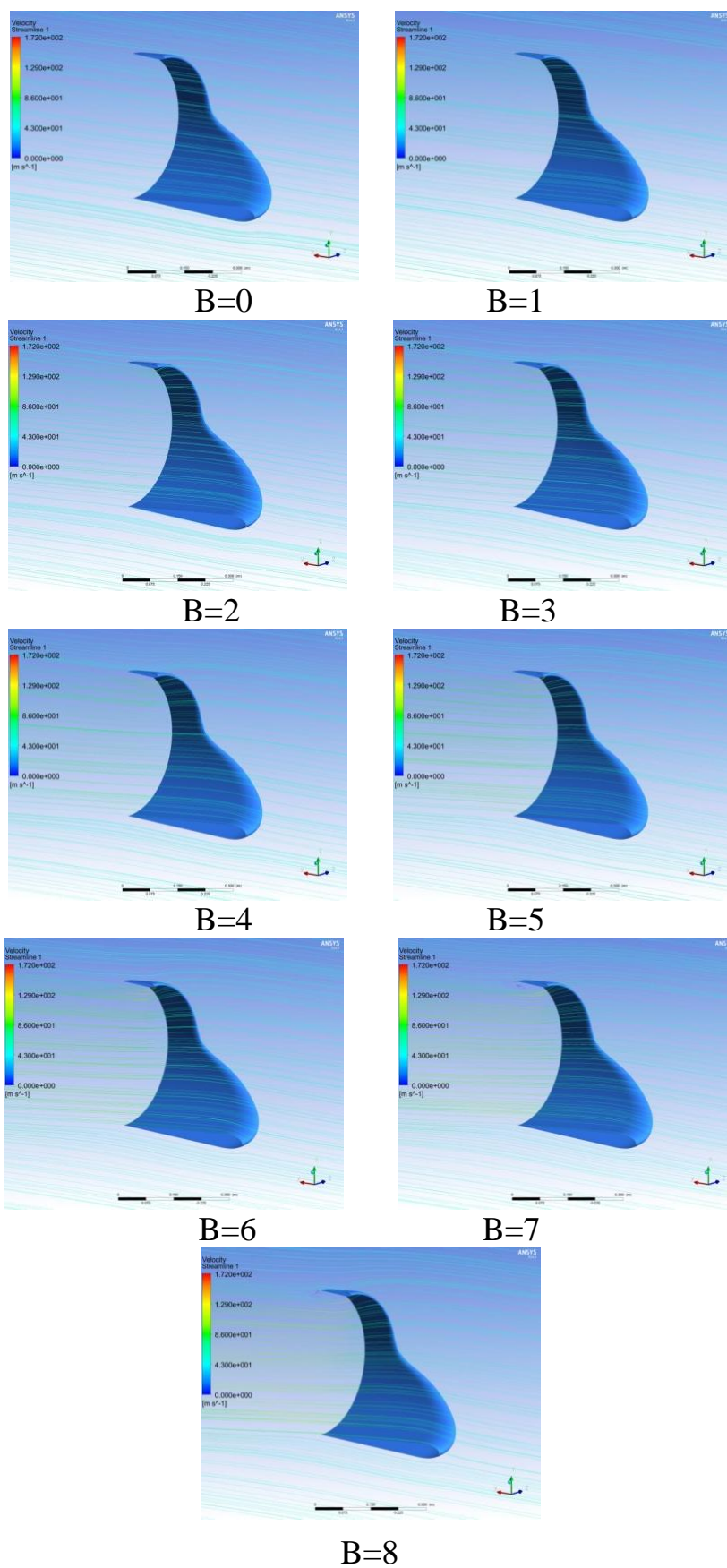


Рис. 4.3. Линии тока расчетной модели ЗПК, при скорости $V=50\text{ м/с}$, $\alpha=0^\circ$.

Моделирование ПВМ

Результаты моделирования обтекания ЗПК с помощью панельно-вихревого метода представлены ниже на рис 4.4 – 4.5.

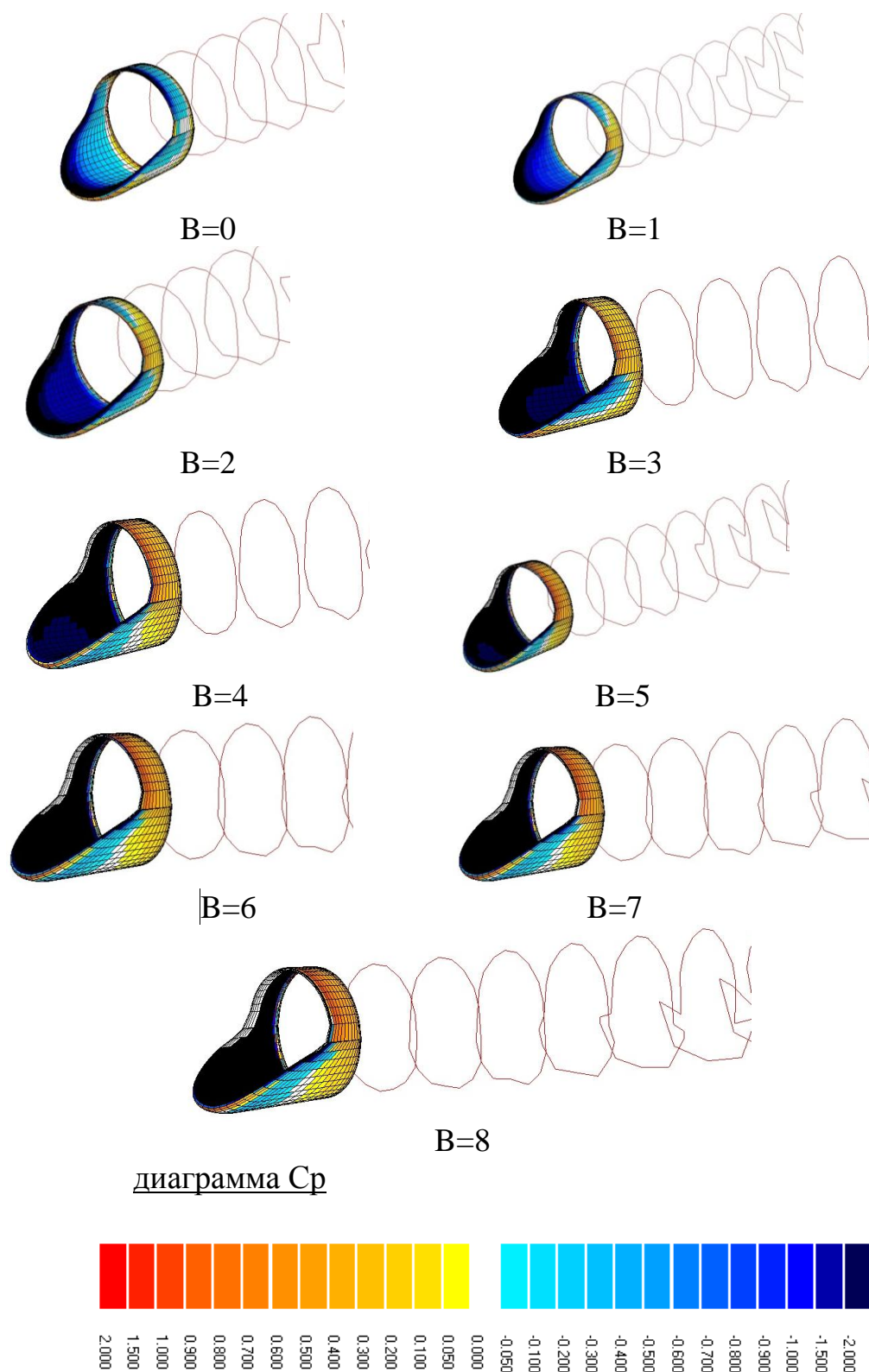


Рис. 4.4. Результаты расчета обтекания ЗПК с струей двигателя. Результат ПВМ, $V=50\text{м/с}$, $\alpha=0^\circ$, $Re = 1,215 \cdot 10^6$, $M=0,147$.

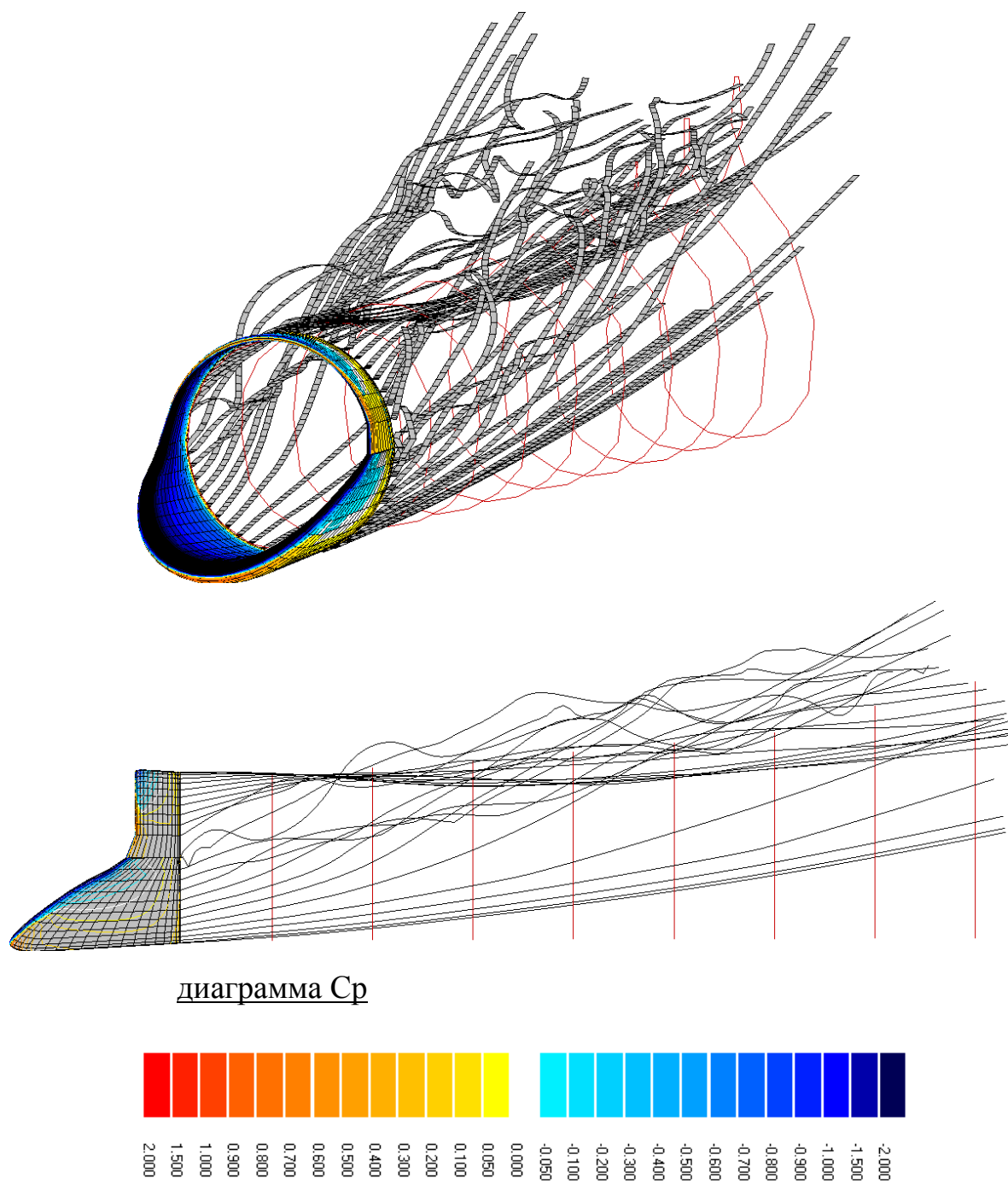


Рис. 4.5. Вихревая пелена ЗПК с учетом струи движителя. Результат ПВМ,
 $V=50\text{ м/с}$, $\alpha=0^\circ$, $Re = 1,215 \cdot 10^6$, $M=0,147$.

Ниже на рис. 4.6 – 4.7 представлены зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α и числа B , определенные с помощью ПВМ и МКЭ.

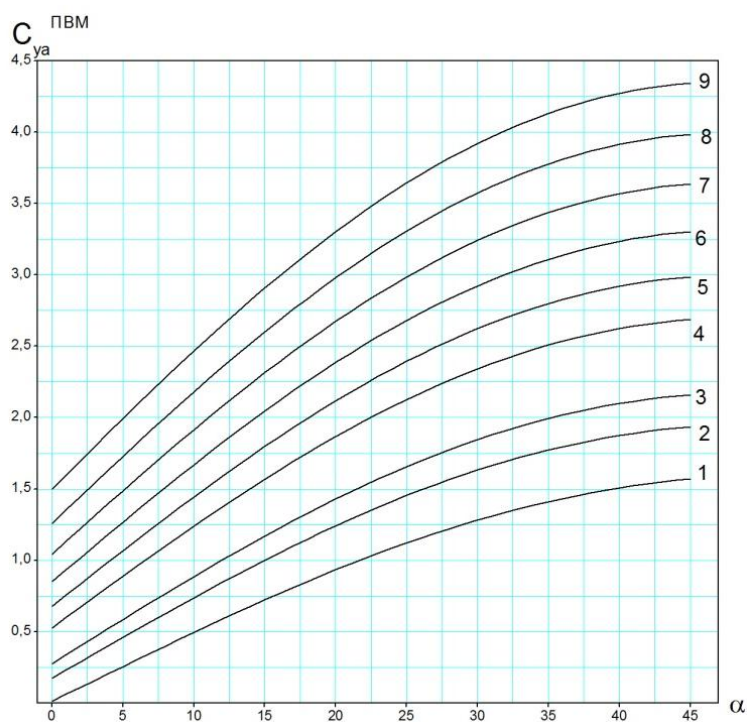


Рис. 4.6. ЗПК. Зависимость $C_{ya}^{ПВМ} = f(\alpha)$

$V = 50 \text{ м/ч}; Re = 1,215 \cdot 10^6; M = 0,147; H = 0; CA$

1– B=0; 2– B=1; 3– B=2; 4– B=3; 5– B=4; 6– B=5; 7– B=6; 8– B=7; 9– B=8.

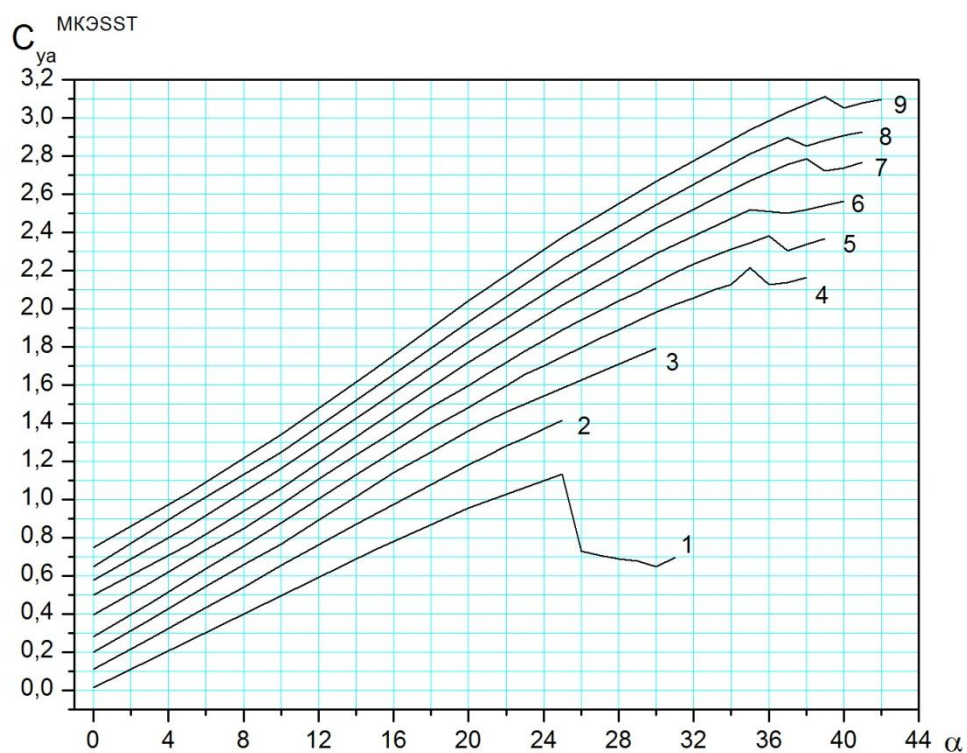


Рис. 4.7. Зависимость $C_{ya}^{МКЭССТ} = f(\alpha)$

$V = 50 \text{ м/ч}, Re = 1,215 \cdot 10^6, M = 0,147, H = 0, CA$

1– B=0; 2– B=1; 3– B=2; 4– B=3; 5– B=4; 6– B=5; 7– B=6; 8– B=7; 9– B=8.

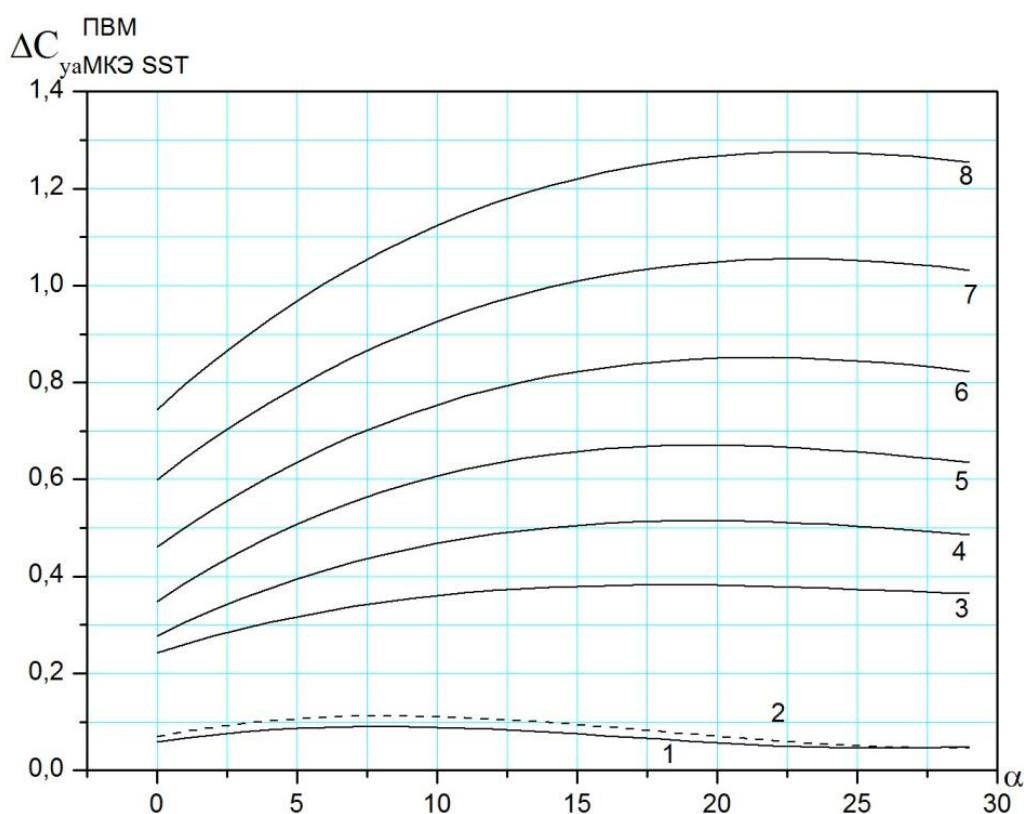
Анализ результатов

Ниже на рис. 4.8 – 4.9 и в таблице 4.2 представлено отклонение результатов расчета ПВМ и МКЭ в виде зависимости изменения значения коэффициента подъемной силы ΔC_{ya} от угла атаки α и числа В.

Таблица 4.2

Отклонение результатов расчета ПВМ и МКЭ $\Delta C_{ya}^{ПВМ}$
 $\Delta C_{ya}^{МКЭ SST}$

| | |
|---|--|
| B=1, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,05788 + 0,00908 * \alpha - 7,49202E-4 * \alpha^2 + 1,46652E-5 * \alpha^3$; | B=5, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,34707 + 0,03887 * \alpha - 0,00144 * \alpha^2 + 1,52163E-5 * \alpha^3$; |
| B=2, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,06915 + 0,01151 * \alpha - 9,01991E-4 * \alpha^2 + 1,64519E-5 * \alpha^3$; | B=6, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,46034 + 0,04142 * \alpha - 0,00132 * \alpha^2 + 1,11086E-5 * \alpha^3$; |
| B=3, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,2423 + 0,01849 * \alpha - 7,63931E-4 * \alpha^2 + 9,35996E-6 * \alpha^3$; | B=7, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,59963 + 0,04448 * \alpha - 0,00128 * \alpha^2 + 8,87682E-6 * \alpha^3$; |
| B=4, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,27687 + 0,02855 * \alpha - 0,00105 * \alpha^2 + 1,08971E-5 * \alpha^3$; | B=8, $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = 0,74418 + 0,05207 * \alpha - 0,00153 * \alpha^2 + 1,18618E-5 * \alpha^3$. |

Рис. 4.8. Зависимость $\Delta C_{ya}^{ПВМ} = f(\alpha)$

$V = 50 \text{ м/ч}$, $Re = 1,215 * 10^6$, $M = 0,147$, $H = 0$, CA

1– B=1; 2– B=2; 3– B=3; 4– B=4; 5– B=5; 6– B=6; 7– B=7; 8– B=8.

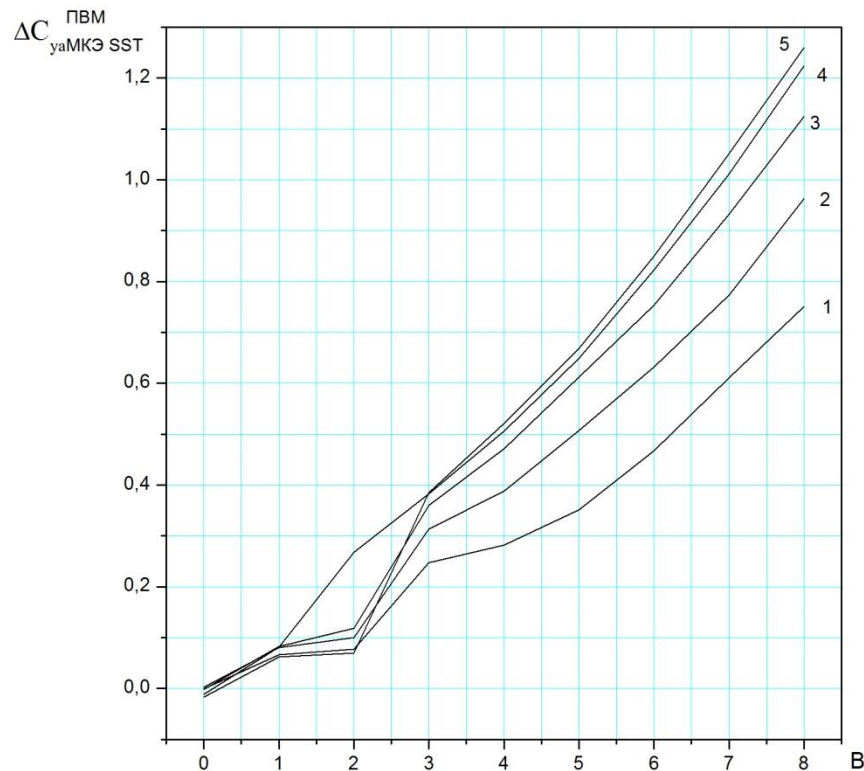


Рис. 4.9. Зависимость $\Delta C_{yaMKЭ SST}^{ПВМ} = f(B)$

- 1— $\alpha = 0$; $C_{ya} = 0,0052 + 0,04366 * B + 0,00605 * B^2$;
 2— $\alpha = 5$; $C_{ya} = -0,00596 + 0,07261 * B + 0,00588 * B^2$;
 3— $\alpha = 10$; $C_{ya} = -0,02053 + 0,09436 * B + 0,00609 * B^2$;
 4— $\alpha = 15$; $C_{ya} = -0,00667 + 0,10672 * B + 0,00564 * B^2$;
 5— $\alpha = 20$; $C_{ya} = -0,05272 + 0,10568 * B + 0,00745 * B^2$.

4.2. Ожидаемое улучшение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов с высоконесущим крылом малого удлинения

Потребность в совершенствовании эксплуатационных характеристик транспортных средств, а также в эффективное решение основной транспортной задачи определяет направление исследований на современном этапе. Для сокращения необходимых взлетных дистанций, улучшения взлетно-посадочных характеристик ЛА, увеличение перечня взлетно-посадочных площадок, используемых в эксплуатации транспортного средства предлагается увеличение максимальных несущих свойств крыла [79]. Эффективное выполнение задачи транспортировки полезной нагрузки определяет требования к компоновке крыла.

Ниже в диссертационной работе исследована зависимость аэродинамических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных

типов. Результаты численного моделирования и физического эксперимента представлены для трех различных типов несущих поверхностей: прямого и дискообразного крыльев, кольцевой несущей поверхности замкнутого типа, а также результатов трубных (аэродинамических) испытаний модели самолета общего назначения классической схемы (Аэропракт А-20).

4.2.1. Критерии оценки

При проведении исследований летно-технических характеристик приняты следующие критерии оценки [80]:

- Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки C_{ya}^{α} ЛА.

Значение производной C_{ya}^{α} является определяющим при расчете перегрузки, действующей на конструкцию планера во время полета в неспокойном воздухе. Согласно [80] CS-VLA 341 составляющая перегрузки, вызванная нормированным вертикальным порывом ветра, определяется как:

$$n = 1 + \frac{1/2\rho_o V \alpha K_g U_{de}}{Mg/s} \quad (4.1)$$

где: $K_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g}$ – коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2(M/S)}{\rho \bar{C} a}$ – коэффициент масс самолета;

U_{de} – эффективная скорость порыва в соответствии, м/с;

ρ_o – плотность воздуха на уровне моря, кг/м³;

ρ – плотность воздуха, кг/м³;

M/S – нагрузка на крыло, кг/м²;

\bar{C} – средняя геометрическая хорда, м;

g – ускорение свободного падения, м/с²;

V – индикаторная скорость самолета, м/с;

α – значение производной нормальной аэродинамической силы самолета в радианах, являющейся эквивалентом критерия C_{ya}^α .

- Максимальное значение коэффициента подъемной силы C_{yamax}

Значение C_{yamax} определяет скорость сваливания V_S , минимальную скорость полета V_{min} , максимальную маневренную скорость V_α и другие характерные скорости согласно CS-VLA 49, CS-VLA 201, CS-VLA 333 [80]:

$$V_S = 3.6 \sqrt{\frac{2G}{C_{ya\max} \rho S}}; \quad (4.2)$$

$$V_{min} \geq f * V_S;$$

$$V_\alpha = V_S \sqrt{n^3 \max(\alpha)}.$$

- Значение критического угла атаки α_S , соответствующее C_{yamax} и характеру протекания процесса сваливания

Согласно требованиям норм летной годности CS-VLA 207, CS-VLA 201, CS-VLA 203 [80] во время полета на критических режимах должна быть обеспечена возможность управления в процессе сваливания. Характеристики сваливания в полете без крена определяются путем отклонения рычага управления рулем высоты "на себя" так, чтобы интенсивность торможения не превышала 1.8 км/ч в секунду, уменьшением скорости самолета вплоть до сваливания. После сваливания самолета допускается обычное использование рычага управления рулем высоты для вывода из сваливания.

При прямолинейном и криволинейном полетах предупреждение о приближении сваливания обеспечивается присущим самолету аэродинамическим свойством, предупреждение о приближении сваливания должно начинаться на скорости, превышающей скорость сваливания не менее, чем на 9 км/ч, и не выше 18.5 км/ч и продолжаться до возникновения сваливания.

- Величина максимального аэродинамического качества K_{max} .

Значение K_{max} определяет минимальное значение тяги и максимальную продолжительность полета [79];

$$P_{\text{ПОТР}} = \frac{G}{K},$$

$$t = \frac{1}{g} \frac{1}{C_p} K \ln \frac{1}{1 - \xi_T}. \quad (4.3)$$

где C_p – удельный расход топлива за один час на один киловатт мощности, [кг/(кВт·ч)];

ξ_T – коэффициент относительного запаса топлива; $\xi_T = \frac{m_T}{m_0}$,

m_0 – полная заправляемая в самолет масса топлива.

- Величина критерия максимальной дальности $(K/C_Y^{0.5})_{\max}$

$$L = 3.6 \frac{\alpha}{g} \frac{1}{C_p} K M \ln \frac{1}{1 - \xi_T}. \quad (4.4)$$

При прочих равных условиях максимальная дальность будет достигнута при максимальном значении аэродинамического совершенства самолета – величине, равной произведению аэродинамического качества K сбалансированного самолета на число M .

4.2.2. Особенности аэродинамики крыла малого удлинения

Для решения поставленных задач в нашем исследовании применяется панельно-вихревой метод симметричных особенностей, предназначенный для расчета аэродинамических характеристик самолетов в дозвуковом потоке. Используемый численный метод реализует возможность учета влияния сворачивания вихревой пелены на аэродинамические характеристики и поля скоростей, учет влияния струи.

Для определения характерных особенностей аэродинамики замкнутого параболического крыла выполнено сравнение результатов численного моделирования обтекания трех различных расчетных моделей несущих поверхностей: прямого крыла с симметричным профилем СибНИА С-12[81] (удлинение $\lambda = 5$), модели дискообразного крыла с этим же профилем (удлинение $\lambda = 1.27$), модели ЗПК (удлинение $\lambda = 1.27$), профиль на всех

моделях одинаков. Основные аэродинамические характеристики профиля С-12 приведены на рис. 4.10 и в табл. 4.3:

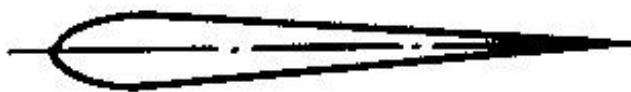


Рис. 4.10. Аэродинамический профиль С-12 [81].

Таблица 4.3

Аэродинамические характеристики профиля [81]

| Параметр | c_{x0} | α_0 | Re | K_{max} | $c_{унаив}$ |
|----------|----------|------------|--------------------|-----------|-------------|
| Значение | 0.0082 | 0 | 1.61×10^6 | 50 | 0.74 |

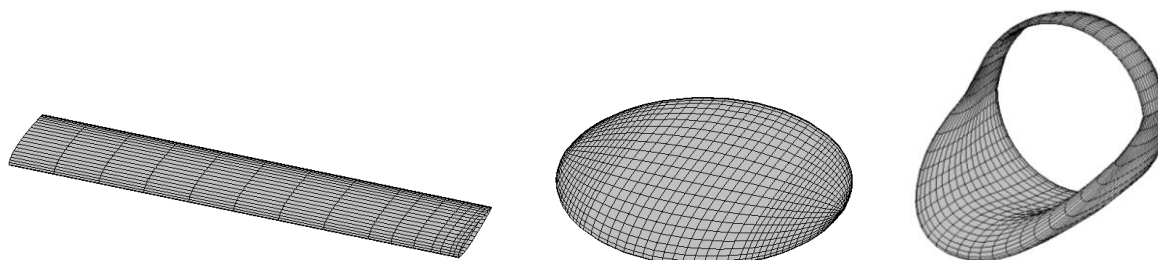


Рис. 4.11. 1– прямое крыло; 2– дискообразное крыло; 3– замкнутое параболическое крыло.

Для несущей поверхности замкнутого типа также выполнена оценка влияния относительной толщины профиля на его аэродинамические характеристики – выполнен анализ для профилей, полученных из профиля С-12 с относительной толщиной соответственно $\bar{c}_{max} = 10\%$, 8% , 6% , 5% и 4% . На рис. 4.12 – 4.15 представлено сравнение полученных результатов: $C_{ya} = f(\alpha)$, $m_z = f(C_{ya})$, $K = f(C_{ya})$, $K/(C_y)^{0.5} = f(C_{ya})$.

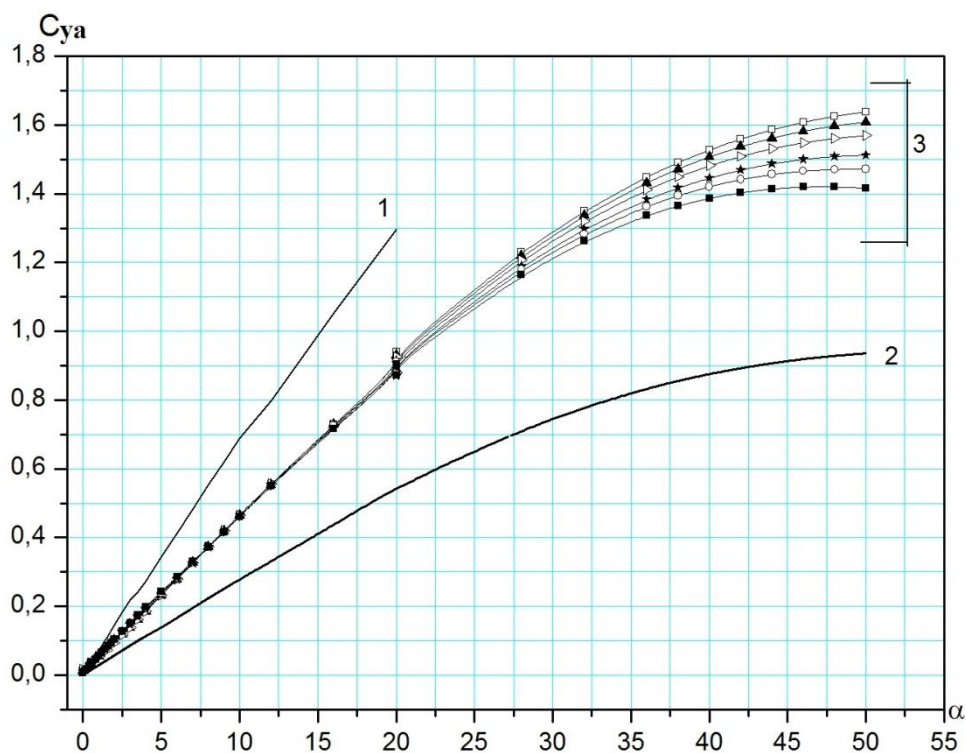


Рис. 4.12. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$

1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$);

3– ЗПК($\lambda=1.27$), толщина профиля: \square – $\bar{c}_{\max} = 12\%$, \blacktriangle – $\bar{c}_{\max} = 10\%$, \blacktriangledown – $\bar{c}_{\max} = 8\%$,

\star – $\bar{c}_{\max} = 6\%$, \circ – $\bar{c}_{\max} = 5\%$, \blacksquare – $\bar{c}_{\max} = 4\%$.

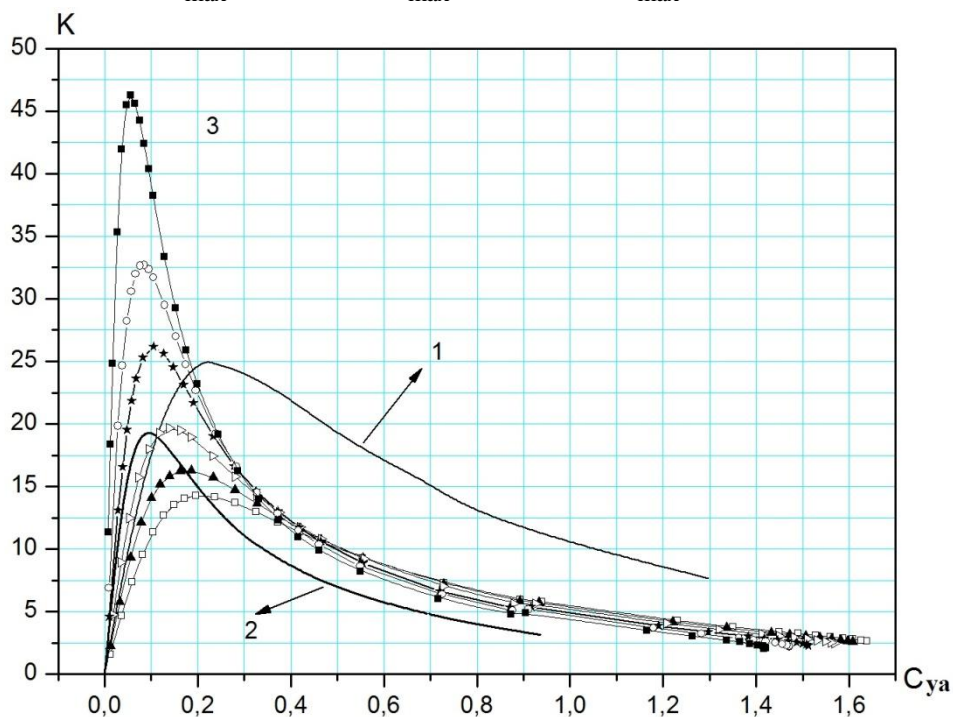


Рис. 4.13. Зависимость $K = f(C_{ya})$

1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$);

3– ЗПК($\lambda=1.27$), толщина профиля: \square – $\bar{c}_{\max} = 12\%$, \blacktriangle – $\bar{c}_{\max} = 10\%$, \blacktriangledown – $\bar{c}_{\max} = 8\%$,

\star – $\bar{c}_{\max} = 6\%$, \circ – $\bar{c}_{\max} = 5\%$, \blacksquare – $\bar{c}_{\max} = 4\%$.

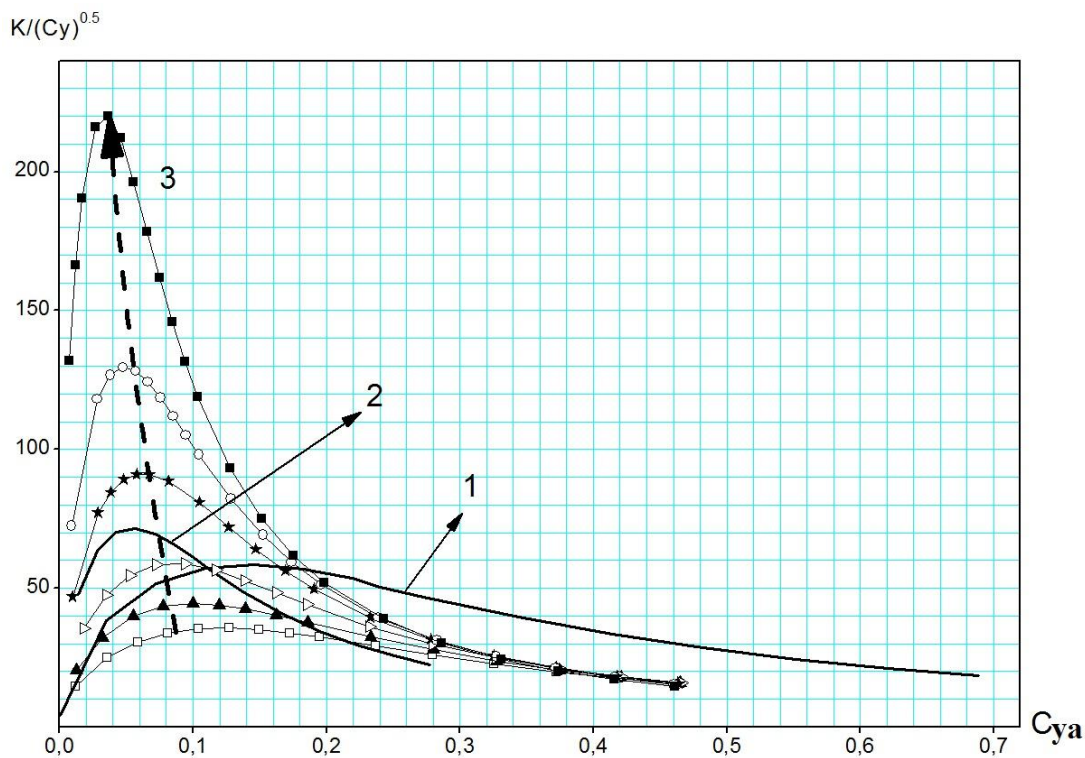


Рис. 4.14. Зависимость $K/(C_y)^{0.5} = C_{ya}$
 1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$);
 3– ЗПК($\lambda=1.27$), толщина профиля: \square – $\bar{c}_{\max} = 12\%$, \blacktriangle – $\bar{c}_{\max} = 10\%$, \triangle – $\bar{c}_{\max} = 8\%$,
 \star – $\bar{c}_{\max} = 6\%$, \circ – $\bar{c}_{\max} = 5\%$, \blacksquare – $\bar{c}_{\max} = 4\%$.

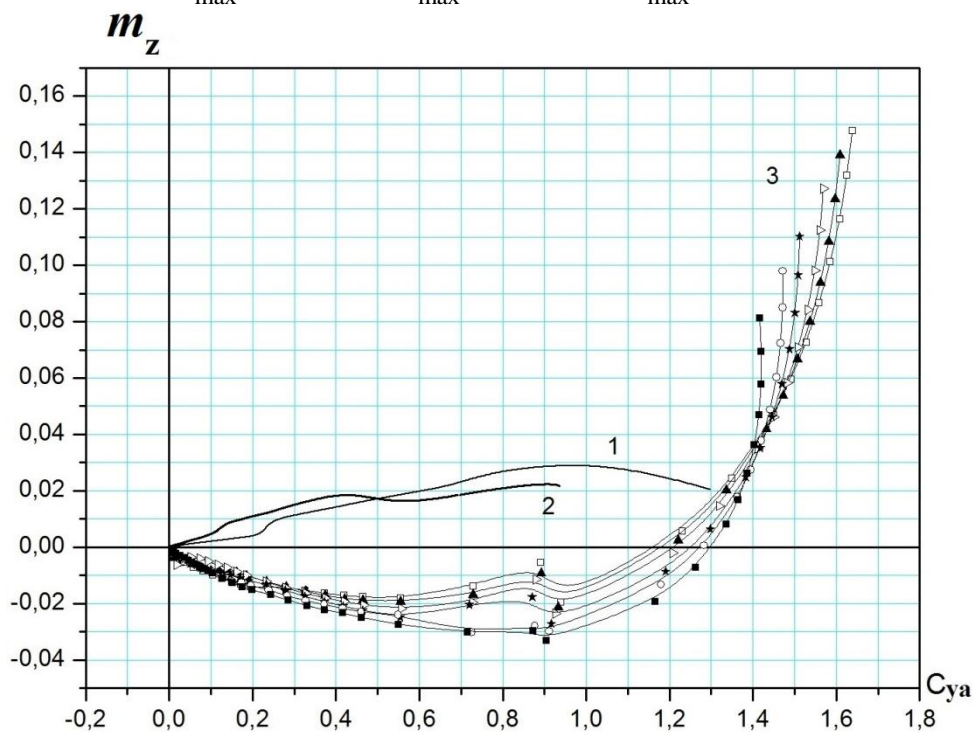


Рис. 4.15. Зависимость $m_z = f(C_{ya})$
 1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$);
 3– ЗПК($\lambda=1.27$), толщина профиля: \square – $\bar{c}_{\max} = 12\%$, \blacktriangle – $\bar{c}_{\max} = 10\%$, \triangle – $\bar{c}_{\max} = 8\%$,
 \star – $\bar{c}_{\max} = 6\%$, \circ – $\bar{c}_{\max} = 5\%$, \blacksquare – $\bar{c}_{\max} = 4\%$.

Предварительный анализ результатов расчета показал, что для несущих поверхностей с заданным профилем 12% по параметру максимальной дальности самым выгодным является дискообразное крыло, которое обеспечивает параметр $K/(C_y)^{0.5}$ выше, чем у прямого крыла. При этом кольцевое крыло с такой толщиной профиля имеет в два раза меньше параметр, чем у дискообразного крыла. Но при уменьшении толщины профиля кольцевого крыла до 4 % имеет место значительное увеличение максимального значения параметра $K/(C_y)^{0.5} \approx 220$, т.е. в три раза выше, чем у дискообразного крыла.

Как следует из зависимостей $m_z(C_{ya})$ возможные балансирующие потери несущих свойств крыла кольцевого типа будут значительно меньше, чем у прямого и дискообразного крыльев.

4.2.3. Сравнение с классической схемой

Ниже приводятся результаты сравнения аэродинамических характеристик исследуемых моделей с данными модели самолета классической схемы Аэропракт А-20. На рис. 4.16 – 4.18 представлены зависимости: $C_{ya} = f(\alpha)$, $K = f(C_{ya})$, $K/(C_y)^{0.5} = f(C_{ya})$, $C_{ya} = f(C_{xa})$.

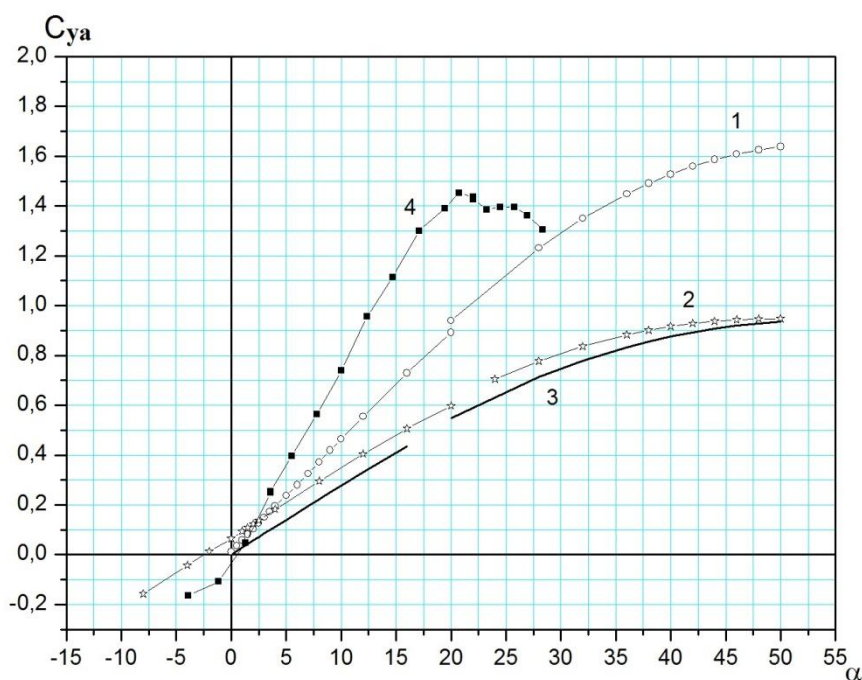


Рис. 4.16. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$

1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$); 3– ЗПК($\lambda=1.27$); 4–аэропракт А-20.

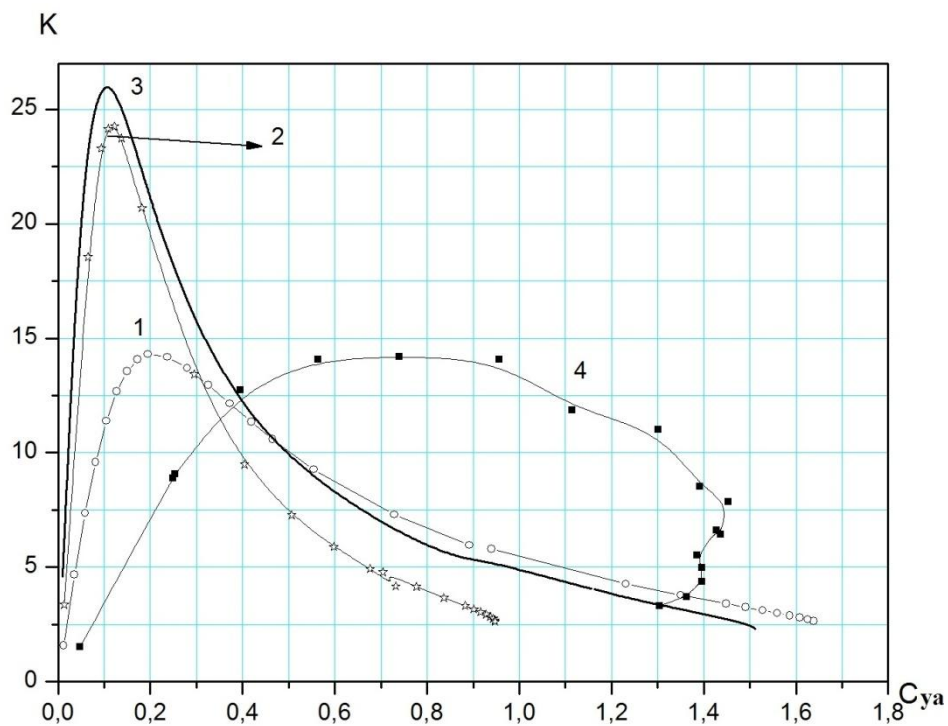


Рис. 4.17. Зависимость $K = f(C_{ya})$

1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$); 3– ЗПК($\lambda=1.27$); 4– аэропракт А-20.

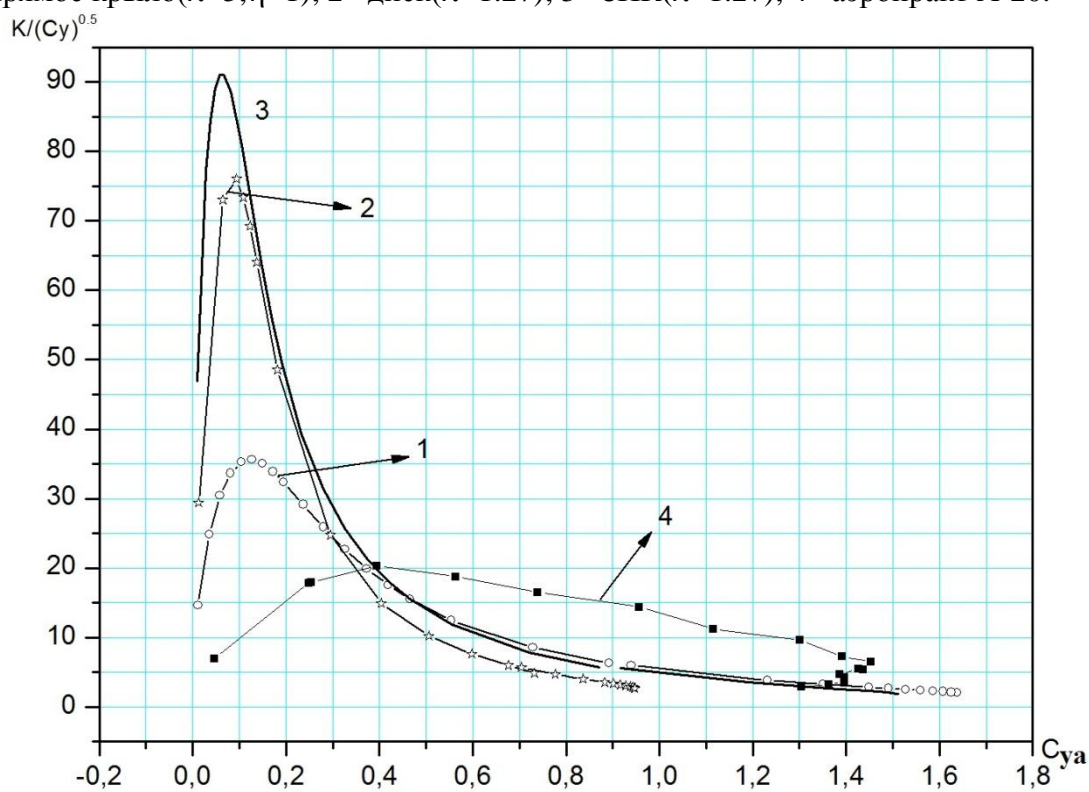


Рис. 4.18. Зависимость $K/(C_y)^{0.5} = C_{ya}$

1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$); 3– ЗПК($\lambda=1.27$); 4– аэропракт А-20.

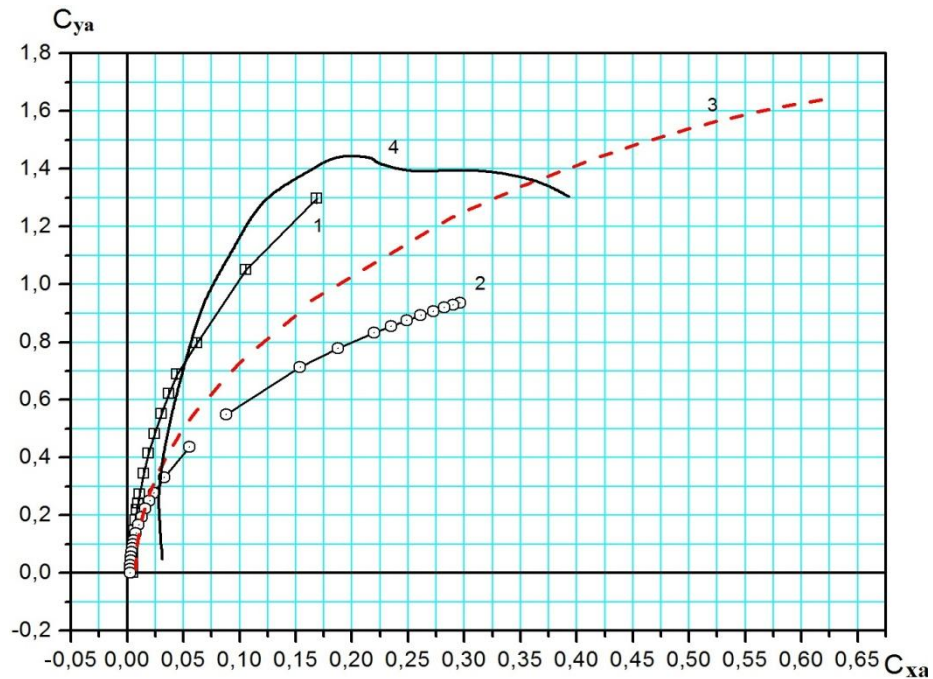


Рис. 4.19. Зависимость $C_{ya} = f(C_{xa})$

1– прямое крыло($\lambda=5, \eta=1$); 2– диск($\lambda=1.27$); 3– ЗПК($\lambda=1.27$); 4– аэропракт А-20.

Предварительные анализы результатов расчета из сравнения максимумов зависимостей $K(C_{ya})$ и $K/(C_y)^{0.5}(C_{ya})$ показали, что крыло кольцевого типа при равном значении нагрузки на крыло способно обеспечить значительно большую продолжительность и дальность полета, в сравнении с классической схемой. В сравнении с данными А-20 при всех прочих равных условиях максимальная дальность полета может быть увеличена до 4-х раз, а крейсерская скорость полета может быть увеличена в 2 раза.

4.3. Обоснование параметров компоновки летающей модели

В настоящее время все большее и большее количество авиационных фирм из различных стран мира переключают свое внимание с пилотируемых летательных аппаратов на беспилотные летательные аппараты. БПЛА могут применяться в тех задачах, которые не может выполнить техника, управляемая человеком (в силу экологических причин, перегрузок, температур, различного вида излучения, в т.ч. радиоактивного, продолжительности выполнения задания и т.д.) Так, по сообщениям военных экспертов, США планирует полностью заменить к середине 21 века боевые

пилотируемые летательные аппараты на беспилотные авиационные комплексы, которые будут снабжены высокоинтеллектуальными компьютерными системами управления, способными обеспечивать функционирование и выполнение задания для группировки беспилотных авиационных комплексов в случае потери любого количества БпЛА. Таким образом, в настоящее время становится особо актуальным вопрос об особенностях проектирования и разработки подобных беспилотных авиационных систем[82].

4.3.1. Особенности концептуального проектирования беспилотного летательного аппарата

Проектирование беспилотных летательных аппаратов [82] носит комплексный, сложный, многоитерационный процесс, включающий в себя, те же разделы что и процесс проектирования пилотируемых аппаратов, но с серьезными изменениями:

1. Одним из важных сложных элементов БпЛА является платформа-носитель агрегатов, конструкции бортового радиоэлектронного оборудования. Создание эффективной конструкции и бортового оборудования БпЛА обеспечивает успешное решение задач в целом – разработки беспилотных авиационных систем, превосходящей по своим основным параметрам аналогичную зарубежную систему.

2. Ошибки, допущенные на ранней стадии разработки БпЛА, напротив, могут привести к непоправимому ущербу для всего проекта. Ниже рассматриваются некоторые случаи такого выбора отдельных параметров и характеристик без должного обоснования и проработки.

Выбор двигателя OS-MAX BGX RING

Важнейшей составной частью БпЛА является силовая установка, поскольку уровень её технического совершенства позволяет обеспечить необходимые тактико-технические характеристики аппарата. Наиболее часто в БпЛА применяются поршневые или электрические двигатели.

Однако в последнее время стали появляться образцы БПЛА, использующие в силовой установке малоразмерные турбореактивные двигатели.

Главными требованиями, предъявляемыми к двигателю БПЛА, являются малый вес и стоимость. Этим обусловлено максимальное упрощение конструкции таких двигателей.

В нашей работе выбрано модель двигателя MAX-BGX-1 RING(RN) с глушителем E-5010. Для пилотажных моделей большого масштаба.

Таблица 4.4

Основные характеристики[83]

| | |
|------------------|----------------------------|
| Производитель | O.S. Engines |
| Страна | Китай |
| Рабочий объем | 34.97 см |
| Диаметр цилиндра | 37.3 мм |
| Ход поршня | 32.0 мм |
| Мощность | 4.1 л.с. при 10,000 об/мин |
| Рабочий диапазон | 1,500 - 10,000 об/мин |
| Вес | 1,340 г |



Рис. 4.20. Внешнего вида двигатель OS-MAX BGX RING [83].

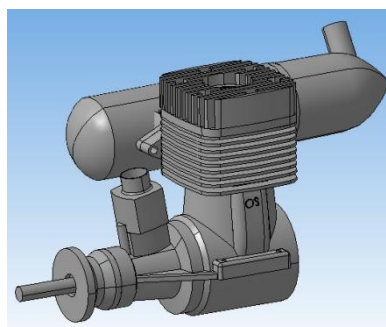


Рис. 4.21. Схема двигатель OS-MAX BGX RING.

Производитель рекомендует воздушные винты для спортивных и акробатических моделей: 18x10, 18x11, 18x12, 20x8, 20x9, 20x10.

Для дальнейшее работы выбор воздушного винта, выбрано деревянный воздушный винт 20x8 фирмы Hawk. Изготовлен из бука. Предназначен для использования на спортивных политажных самолетах.

Таблица 4.5

Технические данные

| | |
|---------|-------------------|
| диаметр | 20 дюймов (508мм) |
| шаг | 8 дюймов (203мм) |



Рис. 4.22. Воздушный винт Hawk.

4.3.2. Конструктивно-силовая схема модели

Конструктивно-силовая схема летающей экспериментальной модели выполнена на основании доступных материалов и технологий.

Внешняя поверхность крыла летающей модели соответствует теоретической поверхности, на основании которой была изготовлена экспериментальная модель для испытаний в аэродинамической трубе Т-5 ХАИ, детально описанная выше в Разделе 3.

Основной силовой корпус модели, выполненный из авиационной фанеры, состоит из продольного и поперечного силового набора, воспринимающего аэродинамические и массовые нагрузки. Продольный силовой набор представляет собой нервюры, изготовленные из авиационной фанеры толщиной 4 мм с высокой точностью на фрезерном станке с ЧПУ, представленные на рис. 4.23, а также центральный и поперечный контуры фюзеляжа, также представленные на рис. 4.24...4.26.



Рис. 4.23. Нервюры.

Поперечный набор, изготовленный аналогично продольному набору, состоит из лонжеронов, формирующих вместе с нервюрами силовой каркас корпуса, а также диафрагм фюзеляжа. Основная аэродинамическая нагрузка воспринимается замкнутым кольцом, находящимся в плоскости вращения воздушного винта, и развитыми лонжеронами нижней части замкнутого параболического крыла.

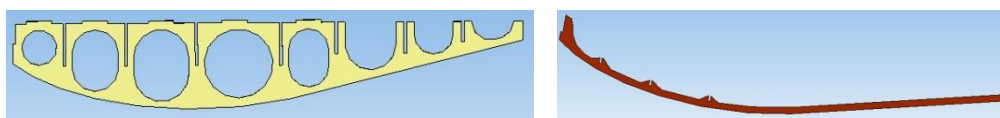


Рис. 4.24. Стрингеры.

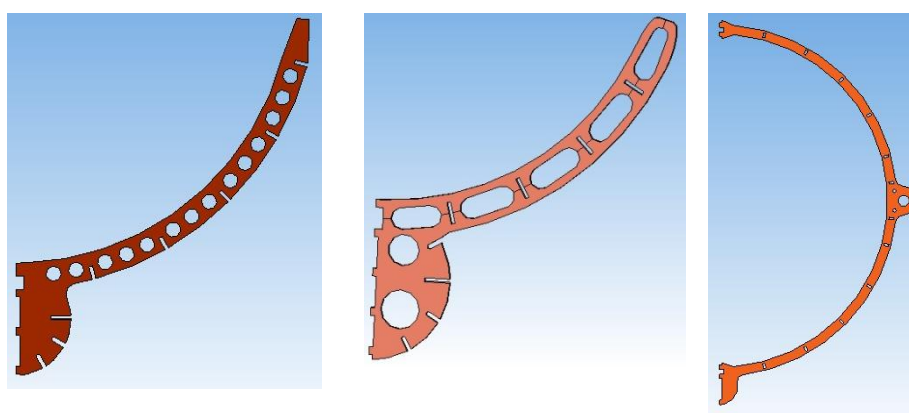


Рис. 4.25. Поперечные диафрагмы.

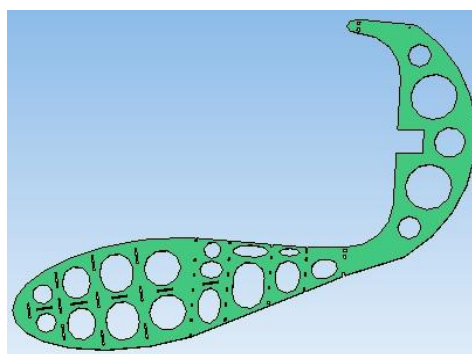


Рис. 4.26. Центральная диафрагма.

Ячейки конструкции между элементами продольного и поперечного набора заполнены вспененным пенополистиролом плотностью 35 кг/м³, с помощью эпоксидного связующего.

Внешняя поверхность основного корпуса летающей модели выполнена из композитных материалов, и воспринимает аэродинамические нагрузки.

Внешний вид корпуса летающей модели представлен ниже на рис. 4.27:

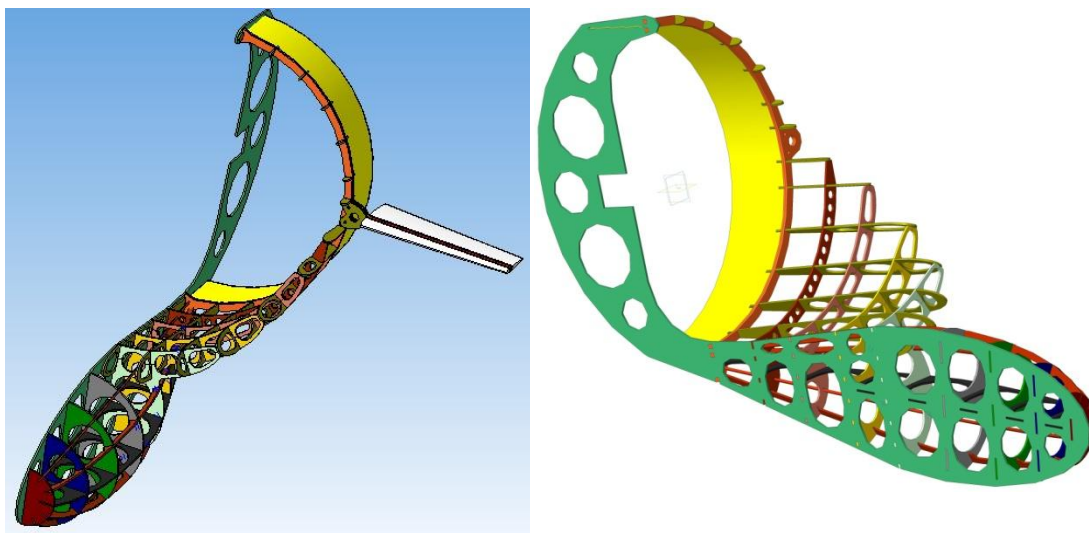
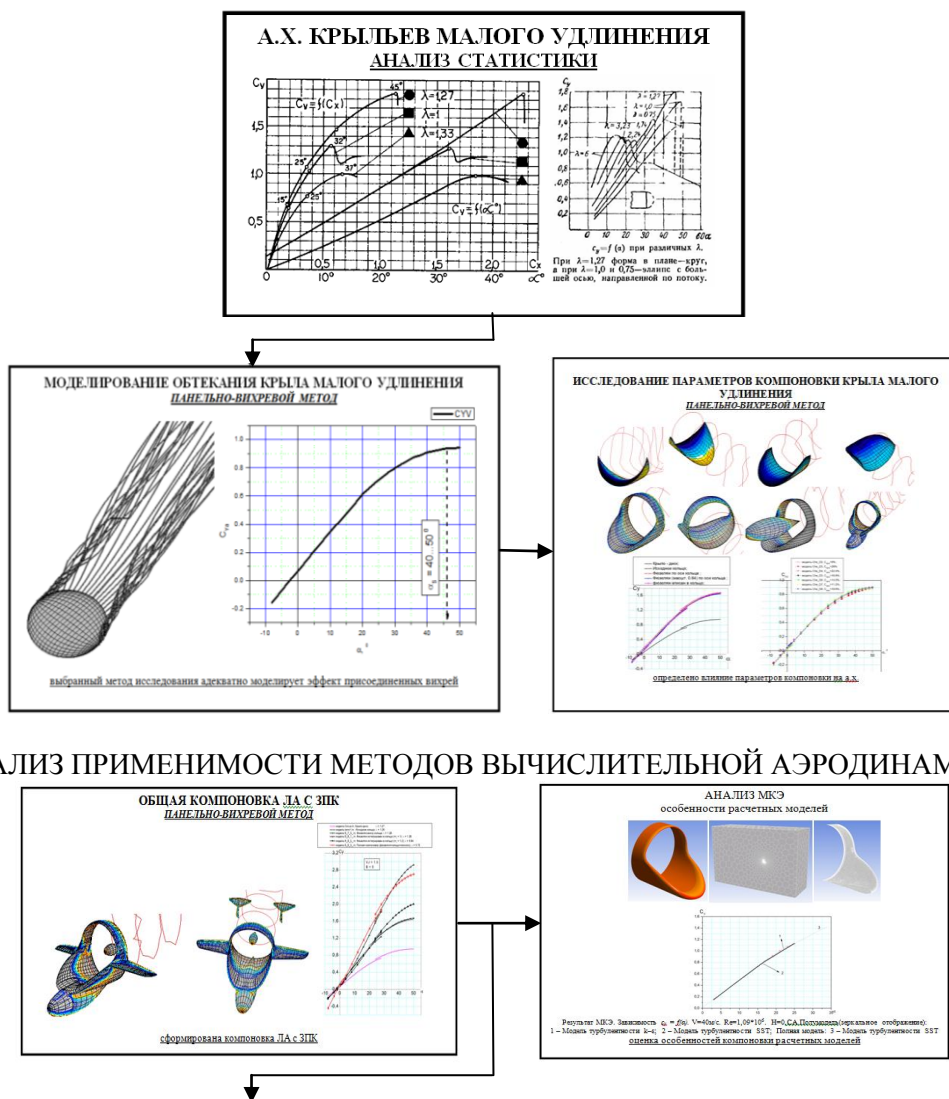


Рис. 4.27. Конструктивно-силовая схема летающей модели.

4.4. Схема аэродинамического проектирования замкнутого параболического крыла



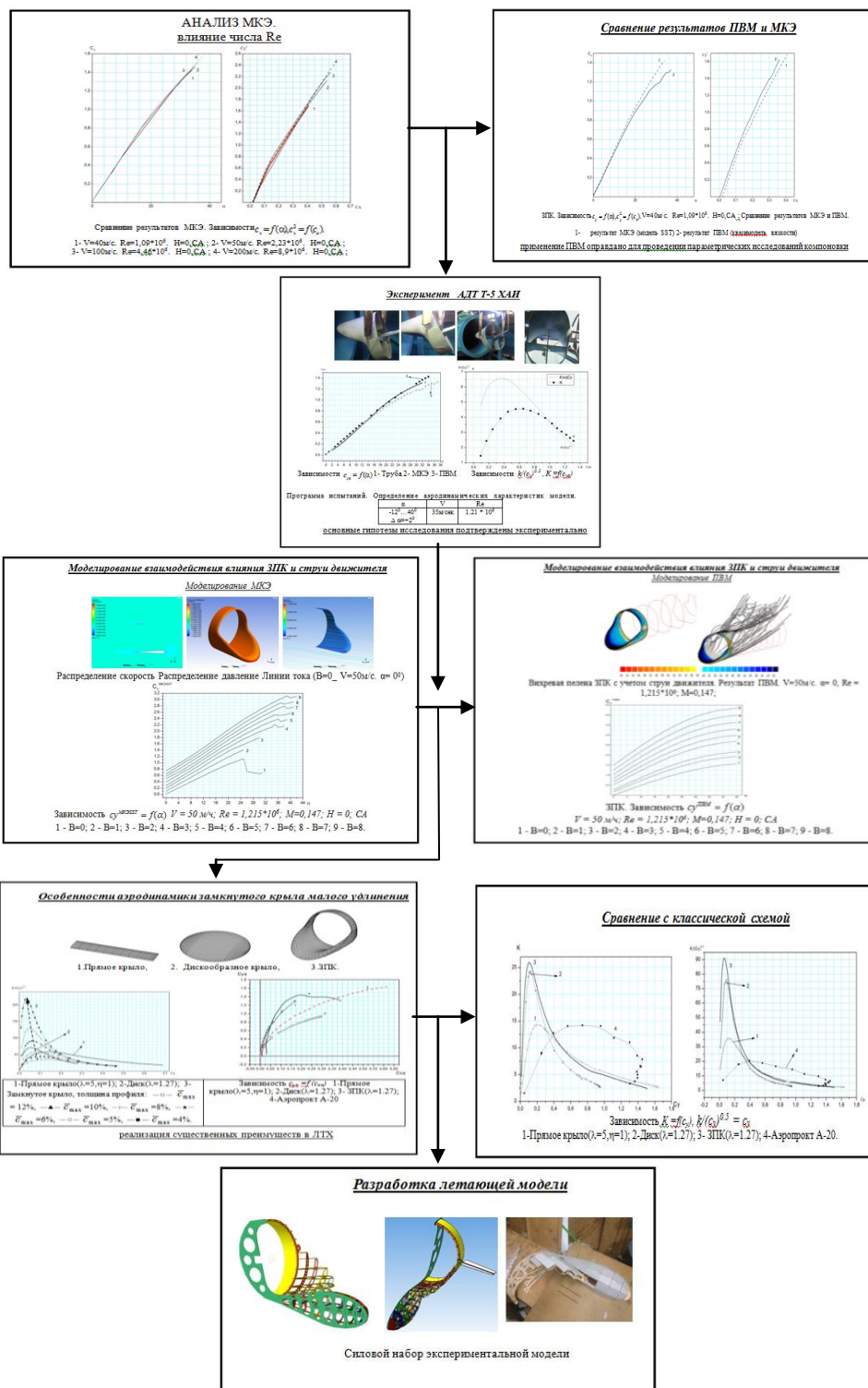


Рис. 4.28. Общие схема аэродинамического проектирования ЗПК.

На рис. 4.29 приведен общий алгоритм математического моделирования аэродинамических характеристик ЗПК.



Рис. 4.29. Общие схема математического моделирования аэродинамических характеристик ЗПК.

Выводы по разделу 4

- Несущие свойства ЗПК (рис. 4.6 – 4.9) при равной омываемой потоком площади, то есть равном профильном сопротивлении, и отсутствии влияния воздушного винта практически идентичны;
- При работающем воздушном винте ЗПК моделирование обтекания выбранными численными методами определило существенное увеличение несущих свойств компоновки, обусловленное положительной интерференцией воздушного винта с верхней поверхностью ЗПК,

позволяющее более чем в 3 раза увеличить максимальные несущие свойства исследуемой компоновки;

– При этом имеет место различное определение влияния струи при использовании различных численных методов. Так, при $V=8$ расхождение в значении коэффициента подъемной силы $\Delta C_{ya}^{IBM}_{МКЭСТ}$ при угле атаки $\alpha = 20^\circ$ составляет $\Delta C_{ya}^{IBM}_{МКЭСТ} = 1,2593$, что позволяет сделать вывод о необходимости проведения дальнейших исследований (рис. 4.8);

– При увеличении угла атаки исследуемой комбинации зависимости коэффициента подъемной силы ЗПК от коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь смещаются вверх практически эквидистантно, что свидетельствует о том, что вихревая система ЗПК и относительное распределение циркуляции скорости от режима работы двигателя практически не зависят. В дальнейшей работе предполагается выполнить исследование эффекта влияния струи работающего винта с помощью летного эксперимента на летающей модели.

Представленные зависимости (рис. 4.12 – 4.15) демонстрируют, что самой выгодной несущей поверхностью, образованные симметричным профилем толщиной $C=12\%$, по параметру максимальной дальности $K/(C_y)^{0.5}$ является дискообразное крыло, которое обеспечивает параметр $K/(C_y)^{0.5}$ в два раза выше, чем прямого крыла. Но при уменьшении толщины профиля кольцевого крыла до 4 % имеет место значительное увеличение максимального значения параметра $K/(C_y)^{0.5} \approx 220$, т.е. в три раза выше, чем у дискообразного крыла.

Как следует из сравнения зависимостей $C_{ya}(\alpha)$, (рис. 4.16) самое высокое значение C_{ya}^α , и соответственно самые большие аэродинамические нагрузки, действующие на конструкцию, имеет модель самолета классической схемы Аэропракт А-20. При этом значение C_{ya}^α (и соответственно значения нагрузок на конструкцию) для кольцевого крыла меньше ориентировочно в 2 раза. У кольцевого крыла максимальные

несущие свойства крыла, определяемые значением $C_{y_{max}}$ выше, чем у самолета классической схемы. При этом характер сваливания является значительно более плавным, а значение критического угла атаки α_S существенно большим, чем у самолета классической схемы. Это однозначно определяет меньшие значения характерных скоростей полета и более высокие взлетно-посадочные характеристики ЛА (рис. 4.16 – 4.19);

Применение в компоновке ЛА несущей поверхности замкнутого типа обеспечивает однозначное преимущество в комплексе летных характеристик изделия в сравнении с классической схемой и является исключительно целесообразным.

ВЫВОДЫ

В диссертационной работе изложены теоретическое обобщение и решение актуальной научной задачи - определение зависимостей аэродинамических коэффициентов замкнутой несущей поверхности с работающим воздушным винтом, что позволяет решать задачи аэродинамического проектирования перспективных компоновок ЛА с реализацией режима короткого взлета и посадки, реализована методика аэродинамического проектирования, что имеет существенное значения для повышения точности расчета аэродинамических характеристик новых компоновок замкнутых крыльев при проектировании перспективных летательных аппаратов.

Теоретическое значение полученных результатов заключается в определении закономерностей влияния параметров компоновки замкнутого параболического крыла с работающей силовой установкой на его аэродинамические характеристики.

Практическое значение полученных результатов состоит в полученные зависимости аэродинамических коэффициентов замкнутого параболического крыла могут быть использованы при определении основных летно-технических характеристик ЛА с замкнутым крылом, расчете аэродинамических нагрузок, действующих на конструкцию ЛА с замкнутым крылом и работающим двигателем.

Предложенная методика исследований аэродинамических характеристик ЛА с замкнутым крылом может быть использована в процессе исследования аэродинамических характеристик замкнутых крыльев, винтовых движителей и других замкнутых аэродинамических поверхностей. Результаты диссертационной работы могут быть применены при разработке перспективных ЛА с коротким взлетом и посадкой и внедрены в учебный процесс изучения дисциплины «Современное проектирование летательного аппарата».

На основании выполненных исследований сделаны следующие выводы:

– Предложена аэродинамическая компоновка ЛА с замкнутым параболическим крылом, позволяющая существенно увеличить несущие свойства крыла, реализовать высокие максимальные значения C_{ya} и одновременно позволяющая реализовать полет на значениях угла атаки, существенно превышающих аналогичные значения критического угла атаки для самолетов классической схемы. При этом на скоростях полета, соответствующих крейсерским режимам, достигается уровень аэродинамического качества, соответствующий ЛА классической схемы, а задача балансировки с достаточной эффективностью решается с помощью классического оперения;

– На основании результатов параметрических исследований определены параметры компоновки, позволяющие существенно увеличить соотношение максимальной и минимальной скоростей полета ЛА. При этом показано, что в сравнении с классической схемой транспортная эффективность, дальность и скорость полета увеличиваются;

– Определены зависимости аэродинамических коэффициентов замкнутого параболического крыла от скорости полета, режима работы силовой установки и положения крыла относительно потока воздуха;

– Разработаны расчетные модели для моделирования обтекания замкнутого параболического крыла с применением методов вычислительной аэродинамики - панельно-вихревым методом и методом конечных элементов. На основании сравнительного анализа результатов математического моделирования выполнена оценка приемлемости использования численных методов, предложен алгоритм формирования расчетной модели для расчетных исследований компоновок замкнутых крыльев;

– Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели замкнутого параболического крыла в аэродинамической трубе Т-5

ХАИ определили, что предложенная компоновка позволяет реализовать существенное увеличение значения критического угла атаки, превышающего $\alpha_s = 32^\circ$, при этом без работающего движителя реализуются приемлемый уровень максимальных несущих свойств компоновки;

– Разработанная методика экспериментальных исследований аэродинамических характеристик замкнутых крыльев позволяет выполнить физическое моделирование обтекания исследуемого объекта такого типа, определять характер обтекания исследуемой модели и ее аэродинамические характеристики;

– Экспериментально подтверждено, что влияние параболической передней кромки на процесс обтекания замкнутого параболического крыла позволяет реализовать безотрывное обтекание несущей поверхности в широком диапазоне углов атаки, вплоть до сваливания, чем подтверждаются гипотезы, принятые нами в начале диссертационного исследования – реализация высоких несущих свойств и больших значений критического угла атаки, возможность достижения в одной аэродинамической компоновке малых минимальных скоростей полета и высоких крейсерских скоростей полета.

Список использованной литературы

1. Zafirov D. Closed Wing Aircraft Classification [Текст] / Dimo Zafirov. // Technical University-Sofia, Branch of Plovdiv. – 2014. – Vol. 3.
2. Prandtl L. Indiced Drag of Multiplanes [Текст] / Prandtl L. // NACA TN 182. – 1924.
3. Fredaini A. The Prandtl Wing [Текст] / Aldo Fredaini // V.K.I. Lecture Series, Pisa University – Italy. June 06-10 – 2005.
4. Wolkovitch, J. Joined-Wing Research Airplane Feasibility Study [Текст] / Wolkovitch J. // AIAA Paper 84-2471. – 1984.
5. Ligeti Stratos – сверхлегкий ЛА с сочлененным крылом и нелегкой судьбой [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://thexhs.livejournal.com/10740.html> . – 15.03.2014.
6. Gallman J. W. Design Synthesis and Optimization of Joined-Wing Transports [Текст] / J. W. Gallman, I. M. Kroo, S. C. Smith. // AIAA-90-3197. – 1990.
7. Zafirov D. UAV Research and Development in the Plovdiv Branch of Technical University-Sofia (a Survey) [Текст] / D. Zafirov, H. Panayotov. //Journal of the Technical University – Sofia, Plovdiv branch, Bulgaria, International Conference TECHSYS. – 2013. – Vol. 19.
8. Скоренко Т. Окольцованный самолет [Текст] / Тим Скоренко. // – Апрель 2010.
9. Украинец Е.А. Аэродинамическая компоновка воздушного винта с арочно-кольцевым крылом [Текст] / Украинец Е.А. // Сборник научных трудов Харьковского университета Воздушных Сил, выпуск 3 (25). – 2010. С.36–39.
10. Лазарев А. Ю. К поиску оптимальной компоновки ЛА с замкнутым крылом [Текст] / А. Ю. Лазарев, В. Н. Семенов //Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, выпуск 5 (36). –2012. С.66–71.

11. Корниенко А.П. Оценка влияния относительного положения воздушного винта на аэродинамические характеристики комбинации арочное крыло – воздушный винт [Текст] / А.П. Корниенко, А.Б. Леонтьев, Е.А. Украинец // Системы обработки информации, выпуск 4 (53). – 2006. С. 87–95.
12. Кондратьев В. П. Самолет своими руками [Текст] / В. П. Кондратьев, Л. Ф. Яснопольский. // М. Патриот. – 1993. – С. 208.
13. Kuhemann D. F.R.S.. The aerodynamic design of aircraft [Текст] / D. Kuhemann // Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. – 1985. – С. 175.
14. Флэтчер Д. Вычислительные методы в динамике [Текст] / Д. Флэтчер // М. Машиностроение. – 1988 – С. 98.
15. Вернигора В. Н. Расчет потенциальных течений около крыльев и несущих конфигураций крыло-фюзеляж [Текст] / В. Н. Вернигора, В. С. Ираклионов, Г. А. Павловец. // Труды ЦАГИ. – 1976. – вып 1803.
16. Маслов Л.А. Расчет давлений на поверхности произвольной комбинации фюзеляжа с несущим крылом при малых скоростях [Текст] / Л. А. Маслов, А. М. Тимербулатов. // Труды ЦАГИ. – 1979. – вып 2005.
17. Woodward F. A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing-body-tail configurations in subsonic and supersonic flow [Текст] / F. A. Woodward // PI., Theory and Application NASA CR–2228, p. 1, N 73-25045.
18. Margason R.J. Subsonic panel methods – a comparison of several production codes [Текст] / R.J. Margason, S.O. Kjeldgaard, W.L. Sellers. // – AIAA p. 85-0280.
19. Jinoco E. N. PAN AIR analysis of a transport high-lift configuration [Текст] / E. N. Jinoco, D. N. Ball, F. A. Rice. // – J. Aircraft. – 1987. – №3.

20. Maskew B. Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis [Текст] / B. Maskew, F. A. Woodward. // – J. Aircraft. – 1976. – №9.
21. Белоцерковский С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа [Текст] / С. М. Белоцерковский. // М.: Наука. –1965.
22. Tu1inius J. R. Jheoretical prediction of tnick wing and pylon-fuse- lage-fanpod-Nacelle Aerodynamic characteristics at subcritical speeds part I-theory and results [Текст] / J. Tu1inius. // NASA CR-137578. – 1974.
23. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа [Текст] / Л.Г. Лойцянский // М.: ГИТТЛ. – 1970.
24. Ferziger J.H. Computational methods fluid dynamics [Текст] / J.H. Ferziger, M. Peric. // Springer. – 2001.
25. Piomelli U. Large-Eddy Simulations of Turbulent Flows, from Desktop to Supercomputer (Invited Talk) [Текст] / U. Piomelli, A. Scotti, E. Balaras. // – 2002.
26. Wilcox D.C. Turbulence modelling for CFD [Текст] / D.C. Wilcox. // DCW Industries. – 1993.
27. Белов И.А. Моделирование турбулентных течений: Учебное пособие [Текст] / И.А. Белов, С.А. Исаев. // СПб: БГТУ. – 2001.
28. Mohammadi B. Analysis of the K-Epsilon turbulence model [Текст] / B. Mohammadi, O. Pironneau. //М. John Wiley & Sons. – 1994.
29. Вагер Б.Г. Использование дифференциального уравнения переноса диссипации при моделировании приземного слоя атмосферы [Текст] / Б.Г. Вагер, Е.Д. Надежина. // Известия АН СССР. Физика атмосферы и океана, т. 12. – 1976. – № 6. – С. 345-355.
30. Анучин М.Г. Применение $k\varepsilon$ -модели для описания приземного слоя атмосферы [Текст] / М.Г. Анучин, В.Е. Неуважаев, И.Э. Паршуков. // Математическое моделирование физических процессов. – 2001. – вып 2. – С. 11-27.

31. Неуважаев В.Е. Расчет гравитационного турбулентного перемешивания по k - ε модели [Текст] / В.Е. Неуважаев, В.Г. Яковлев. // ВАНТ сер. Теоретическая и прикладная физика. – 1988. – вып. 1. – С. 28-36.
32. Brown G.L. On Density Effects and Large Structure in Turbulent Mixing Layers [Текст] / G.L. Brown, A. Roshko. // Journal of Fluid Mechanics . – 1974. – vol. 64. – pp. 775-816.
33. Еськов Н.С. Численное моделирование развитой сдвиговой турбулентности [Текст] / Н.С. Еськов, А.С. Козловских, Д.В. Неуважаев. // ПМТФ, т. 412. – 2000. – № 1. – С. 77-83.
34. Авраменко М.И. О k - ε модели турбулентности [Текст] / М.И. Авраменко. // Препринт РФЯЦ-ВНИИ технической физики им. акад. Е.И. Забабахина, Снежинск, Россия. – 2005. – № 224.
35. Harlow F. H., Nakayama H. Transport of turbulence energy decay rate [Текст] / F.H. Harlow, H. Nakayama. // Los Alamos Science Lab., University California Report LA-3854. – 1968.
36. Wilcox D. C. A two-equation turbulence model for wall-bounded and free-shear flows [Текст] / D. C. Wilcox // AIAA Paper – 2905. – 1993
37. Menter F. R. Zonal two-equation k - ε turbulence models for aerodynamic flows [Текст] / F. R. Menter // AIAA-Paper – 2906. – 1993.
38. Bradshaw P. Calculation of boundary layer development using the turbulent energy equation [Текст] / P. Bradshaw, D. H. Ferriss, N. P. Atwell. // J. Fluid Mech. – 1967. – v. 28. – pp. 593-616.
39. Menter F. R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model, Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. [Текст] / F. R. Menter, M. Kuntz, R. Langtry. //ed: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House. – 2003. – pp. 625 - 632.
40. Chi X. CFD Analysis of the Aerodynamics of a Business-Jet Airfoil with Leading-Edge Ice Accretion [Текст] / X. Chi, B. Zhu, H. E. Addy. //

- Reno, Nevada, 42nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. – 5-8 January 2004.
41. Rogério F.F. An experimental study on wingtip devices for agricultural aircraft [Текст] / F.F. Rogério, M. Fernando. // ICAS 2000 CONGRESS.
 42. Wang Z. A Numerical and Experimental Aerodynamic Analysis of an Inboard-Wing/Twin-Fuselage Configuration [Текст] / Z. Wang, S. Magill, S. Preidikman, J. Schetz. // 19th Applied Aerodynamics Conference-Anaheim, CA. – 11-14 June 2001.
 43. Rolston Dr Stephen. High Reynolds Number Tools and Techniques for Civil Aircraft Design [Текст] / D. Rolston, Airbus UK, Bristol UK. // 19th Applied Aerodynamics Conference. Anaheim, California. – 11-14 June 2001.
 44. Волков К.Н. Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений [Текст] / К.Н. Волков, В.Н. Емельянов // М.: Физматлит. – 2008. – С. 368.
 45. Mcdevitt J.B. Static and Dynamic Measurements on a NACA 0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility [Текст] / B.J. Mcdevitt, A.F. Okuno. // United States, NASA Technical Paper 2485. – 1985.
 46. Daniel Reckzeh. Aerodynamics design of the high-lift wing for a Megaliner aircraft [Текст] / D. Reckzeh // Aerospace Science and Technology. –2003. –№ 7. –pp.107-119.
 47. Kuhemann D. F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc./ D. Kuhemann // Oxford OX3 0BW, England. –1985. – 688p.
 48. Thomasset F. Implementations of Finite Element Methods for Navier-Stokes Equation, Springer ser. Comput. Phys. Springer, Berlin, Heidelberg. –1981.
 49. Baker A.J. The Finite Element Computational Fluid Mechanics [Текст] / A.J. Baker // McGraw Hill, New York. – 1983.

50. East L.F. A representation of second-order boundary layer effects in the momentum integral equation and in viscous-inviscid interactions [Текст] / L.F. East // RAE TR 81002. – 1981.
51. Брутян М.А. Влияние вязкости на безотрывное околосзвуковое обтекание профиля [Текст] / М.А. Брутян, В.И. Савицкий. // Ученые записки ЦАГИ, т. VIII. – 1977. – № 5.
52. Брэдшоу П. Турбулентность [Текст] / П. Брэдшоу // Москва. – 1980.
53. Green, J.E., Weeks, D.J., Brooman, J.W.F. Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method [Текст] / J.E. Green, D.J. Weeks, J.W.F Brooman. // RAE Technical Report 72231 (ARC-RM 3791). – 1977.
54. Lock, R.C. Viscous-Inviscid Interactions in External Aerodynamics [Текст] / R.C. Lock, B.R. Williams. // Progress in Aerospace Sciences. – 1987. – Vol. 24. – pp 51-171.
55. Wigton, L.B. Viscous-Inviscid Interaction in Transonic Flow [Текст] / L.B. Wigton, M. Holt. // AIAA Paper. – 1981. – No.81-1003.
56. Catherall D. The integration of the two-dimensional laminar boundary-layer equations past the point of vanishing skin friction [Текст] / D. Catherall, K.W. Mangler. // Journal of Fluid Mechanics. – 1966. – Vol. 26, Issue 1. – pp 163-182.
57. Calvert W.J. An Inviscid-Viscous Interaction Treatment to Predict the Blade-to-Blade Performance of Axial Compressors With Leading Edge Normal Shock Waves [Текст] / W.J. Calvert // ASME Conference Sponsors: International Gas Turbine Institute. – 1982. – Vol. 1. – Paper 82-GT-135.
58. Veldman A.E.P. New, Quasi-simultaneous Method to Calculate Interacting Boundary Layers [Текст] / A.E.P. Veldman // AIAA Journal. – 1981. – Vol.19, №.1. –pp.79-85.

59. Edwards D.E. A Quasi-simultaneous Finite Difference Approach for Strongly Interacting Flow [Текст] / D.E. Edwards, J.E. Carter. // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows III. New York. – 1986. –pp 126-142.
60. Cebeci Tuncer. Prediction of Post-Stall Flows on Airfoils [Текст] / T. Cebeci, J. Jau, D. Vitiello, K.C. Chang. // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows IV. –1990. –pp 97-109.
61. Veldman A.E.P. VISTRAFS: A Simulation Method for Strongly Interacting Viscous Transonic Flow [Текст] / A.E.P. Veldman, J.P.F. Lindhout, E. Boer, M.A.M. Somers. // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows IV. – 1990. –pp 37-51.
62. Le Balleur J.C. Viscous-Inviscid Flow Matching: Numerical Method and Applications to Two-Dimensional Transonic and Supersonic flows [Текст] / J.C. Le Balleur // La Recherche Aerospaciale 1978-2. – 1978. – pp.67-76.
63. Williams B.R. The prediction of separated flow using a viscous-inviscid interaction method [Текст] / B.R. Williams // The Aeronautical Journal (1968), Issue 885. – 1985. –Vol. 89. –pp. 185-197.
64. Cross A.G.T. Boundary Layer Calculation and Viscous-inviscid coupling [Текст] / A.G.T. Cross // ICAS-86-2.4.1. –1986. –pp.502-512.
65. Mani K.K. A Multiple Separation Model for Multi-Element Airfoils [Текст] / K.K. Mani // Lockheed-California Co., Burbank. – CA AIAA Paper 83-1844. –July 1983.
66. Чмовж В.В. История научной школы современности научных лабораторий кафедры аэрогидродинамики [Текст] / В.В. Чмовж, В.Н. Журавлев. // Научные школы, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского ХАИ. –Харьков, 2010. –№ 35. – С.6-11.
67. Аэродинамическая труба – Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», [Электронный ресурс] –

Режим доступа: <http://faculty1.khai.edu/ru/site/nauchnaya-deyatelnost.html> – 24.09.2016.

68. Чмовж В.В. Модернизация измерительной системы сил и момента в учебной аэродинамической трубе Т-5 [Текст] / В.В. Чмовж, А.Б. Касьяненко, В.А. Захаренко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского ХАИ. – Харьков, 2012. – № 35. – С.58-62.
69. Пэнкхерст Р. Техника эксперимента в аэродинамических трубах [Текст] / Р. Пэнкхерст, Д. Холдер //.– М.: Из-дательство иностранной литературы. – 1955. – С. 668.
70. Рахмати Ахмад. Расчетная оценка аэродинамических характеристик БПЛА с вертикальным взлетом [Текст] / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко. // Сборник научных трудов Харьковского университета воздушных сил. – Харьков, 2012. – Вып. 4(33). – С. 37–43.
71. Зінченко Д.М. Розрахунок аеродинамічних характеристик гібридного аеростатичного літального апарату [Текст] / А. Рахмати, Д.М. Зінченко. // Сборник научно-технический НТУУ "КПИ" «Механика гироскопических систем». – Киев, 2014. – Вып. № 27. – С. 102–111.
72. Рахмати Ахмад. Ожидаемое улучшение эксплуатационных характеристик летательных аппаратов с высоконесущим крылом малого удлинения [Текст] / А. Рахмати, Д. Н. Зинченко. // Сборник научно-технический НТУУ "КПИ" «Механика гироскопических систем». – Киев, 2014. – Вып. № 28. – С. 117–125.
73. Рахмати Ахмад. Расчетная оценка аэродинамических характеристик замкнутой несущей поверхности методом конечных элементов [Текст] / А. Рахмати // Сборник научно-технический НТУУ "КПИ" «Механика гироскопических систем». – Киев, 2015. – Вып. № 29. – С. 76–84.

74. Ahmad Rahmati. Experimental study of aerodynamic characteristics of closed parabolic wing [Текст] / Ahmad Rahmati, D.N. Zinchenko. // International Collection of scientific proceedings «European Cooperation». – Warsaw, Poland, 2016. – Vol 7, № 14. – pp. 62–71.
75. Maxwell Blair. A joined-wing flight experiment [Текст] / Blair Maxwell, R. Jonon, A. William. // Design and Analysis Methods Branch Structures Division. SFEBRUARY, 2008.–p. 213.
76. Ferziger J.H. Computational Methods for Fluid Dynamics [Текст] / J.H. Ferziger, M. Peric // Springer, 2002.–p. 431.
77. Н.Н. Глушков. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов [Текст] / Н.Н. Глушков, Ю.Л. Инешин, Ю.Н. Свириденко //Учебные записки ЦАГИ, 1989.–№ 1,Том XX.– С. 23–28.
78. Белоцерковский С.М. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей [Текст] / С.М. Белоцерковский, А.С. Гиневский. //М.: Физматлит, 1995.– С 365.
79. Ударцев Е. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие [Текст] / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Ищенко. // Киев: КМУГА. – 1998. – С. 136.
80. «CS-VLA». DECISION NO. 2003/18/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 14 November 2003.
81. Кашафутдинов С. Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей [Текст] / С. Т. Кашафутдинов, В. Н. Лушин. // Новосибирск, 1994. – С. 80.
82. Тайц М.А. Теоретические основы методов определения в полете летных характеристик самолетов. Применение теории подобия [Текст] / М.А. Тайц // –М.: машиностроение, Москва, 1983. – С 127.
83. Двигателя OS-MAX BGX RING [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.os-engines.co.jp/> . – 11.06.2015.