

МИНЕСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
НАЦИОНАЛЬНЫЙ АВИАЦИОННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ

На правах рукописи

УДК 533.6.04

Ортагевзи Гюркан

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДУВНОГО
ДЕФОРМИРУЕМОГО КРЫЛА**

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.....	5
РАЗДЕЛ 1. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ЗАДАЧИ. ПОСТАНОВКА РЕШЕНИЯ	
НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ.....	10
1.1. Анализ экспериментальных и теоритических работ посвященных деформируемым несущим поверхностям.....	10
1.2. Особенности аэродинамики деформируемого крыла.....	36
1.3. Постановка решения научной задачи.....	39
РАЗДЕЛ 2. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ	
КОМБИНИРОВАННОГО КРЫЛА.....	40
2.1. Алгоритм математического моделирования.....	40
2.1.1. Анализ типа течения.....	40
2.1.2. Расчет безотрывного обтекания.....	47
2.1.3. Расчет отрывного обтекания несущей поверхности.....	50
2.1.3.1. Система уравнений отрывного обтекания.....	50
2.1.3.2. Расчет вязко-невязкого взаимодействия.....	57
2.1.3.3. Система уравнений пограничного слоя.....	60
2.1.3.4. Расчет ламинарной части пограничного слоя и перехода.....	64
2.1.3.5. Определение сопротивления крыловых профилей.....	65
2.1.3.6. Общий алгоритм математического моделирования.....	67
Выводы по разделу 2.....	73
РАЗДЕЛ 3. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ	
НАДУВНОГО ДЕФОРМИРУЕМОГО КРЫЛА.....	74
3.1. Эксперимент в аэродинамической трубе.....	74
3.1.1. Формирование экспериментальной модели.....	74
3.1.2. Экспериментальная установка.....	76
3.1.3. Результаты эксперимента.....	78
3.2. Математическое моделирование.....	83

3.2.1. Расчетные модели.....	86
3.2.2. Результаты расчета метода конечных элементов.....	87
3.2.3. Результаты расчета панельно-вихревого метода.....	91
3.2.4. Сравнение результатов расчета панельно-вихревого метода и метода конечных элементов.....	91
3.3. Наземные и летные испытания.....	92
3.3.1. Проведение эксперимента на летающей модели.....	95
3.3.2. Результаты эксперимента.....	100
Выводы по разделу 3.....	103
РАЗДЕЛ 4. ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАДУВНОГО ДЕФОРМИРУЕМОГО КРЫЛА.....	108
4.1. Критерии оценки.....	109
4.2. Оценка изменения аэродинамических характеристик самолета с надувными деформируемыми крыльями.....	111
4.3. Сравнение с классической схемой.....	115
Выводы по разделу 4.....	119
РАЗДЕЛ 5. МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА С КОМБИНИРОВАННЫМ КРЫЛОМ.....	120
5.1. Компоновка профиля комбинированной несущей поверхности.....	121
5.2. Влияние геометрических параметров крыла и параметров компоновки наддуваемых отсеков на аэродинамические характеристики.....	131
5.2.1. Влияние удлинения.....	131
5.2.2. Влияние сужения.....	140
5.3. Алгоритм оценки аэродинамических характеристик летательного аппарата с мягким комбинированным крылом.....	142
5.4. Общий алгоритм летательного аппарата с мягким комбинированным крылом.....	143
Выводы по разделу 5.....	145
ВЫВОДЫ.....	146
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	149

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

Re – число Рейнольдса;

V_{∞} - скорость набегающего потока;

α – угол атаки профиля;

Q - число кавитации;

ν - кинематический коэффициент вязкости;

μ - динамический коэффициент вязкости;

U - скорость движения тела в покоящейся жидкости;

\vec{n} - направление внешней нормали к поверхности профиля;

$\vec{\tau}$ - направление касательной к поверхности профиля;

s - дуговая координата поверхности профиля;

S_0 - координата точки удовлетворения граничным условиям;

b - хорда профиля;

L - длина дуги профиля;

y(x) - уравнение поверхности профиля;

Θ - угол между направлением невозмущенного потока и касательной к поверхности профиля;

φ - угол между хордой профиля и касательной к его поверхности;

C_{xa} - коэффициент силы лобового сопротивления;

C_{ya} - коэффициент подъемной силы;

C_y - коэффициент нормальной силы.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы

Широкое применение в конструкции летательных аппаратов (ЛА) различных аэродинамических схем и компоновок делает актуальным поиск новых конструкторских решений для улучшения тактико-технических характеристик перспективных ЛА. Одним из перспективных направлений развития летательных аппаратов является применение несущих поверхностей, создаваемой тканевой воздухо непроницаемой обшивкой, требуемую форму которой придает набегающий поток воздуха. Это позволяет выполнить летательный аппарат компактным и складным. Комбинированное крыло – это крыло, которое состоит с жесткой лобовой и мягкой хвостовой частей. Задняя часть крыла при резких движениях крыла, на больших углах атаки и при турбулентности возвращает крыло к устойчивому состоянию полета. Передняя часть формирует аэродинамические характеристики больше чем задняя часть, тем самым придает стабильные летно-технические характеристики. При этом, жесткая передняя кромка, лонжерон или жесткий элемент типа монокок, которые находятся в жесткой передней части, передают стойкости крылу.

Одновременно с очевидными преимуществами возникает целый ряд задач, требующих решения методами вычислительной аэродинамики – необходимо обосновать, какая форма крыла в плане наиболее приемлема для рассматриваемого случая, какой тип профиля крыла наименее подвержен изменению аэродинамических характеристик. Решению этих и еще ряда параллельно возникающих вопросов посвящена диссертация.

Актуальность исследований определяется возможностью существенного увеличения эксплуатационных возможностей летательных аппаратов, путем применения несущей поверхности надуваемой набегающим потоком, позволяющим значительно снизить габариты ЛА в сложенном состоянии, что подтверждается разработкой экспериментальных летательных аппаратов с мягкими крыльями.

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 ЛА Национального авиационного университета (НАУ):

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

Цели и задачи

Основной целью исследований является определение аэродинамических характеристик летательного аппарата с мягким деформируемым крылом. Для этого необходимо решить следующие задачи.

1. Анализ и обобщение особенностей аэродинамики летательного аппарата с мягкими несущими поверхностями, выбор и обоснование исследуемых параметров компоновки, критериев применимости конструктивных решений летательного аппарата с мягким деформирующим крылом.

2. Выбор и обоснование применяемых методов вычислительной аэродинамики, планирование вычислительного эксперимента, разработка расчетных моделей, анализ и обобщение результатов, численное исследование особенностей обтекания надувного деформируемого крыла.

3. Оценка изменения аэродинамических характеристик летающего аппарата с мягким деформируемым крылом в физическом эксперименте в аэродинамической трубе и на летающей модели.

4. Разработка общей схемы формирования аэродинамической компоновки летательного аппарата с мягким деформируемым крылом на основании результатов вычислительного и физического эксперимента.

Объект исследования – обтекание комбинированного крыла самолета, что состоит из жесткой передней части и мягкой деформируемой задней части.

Предмет исследования – аэродинамические характеристики комбинированного крыла.

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

На защиту выносятся:

- зависимости аэродинамических характеристик комбинированного крыла от параметров потока, угла атаки, числа Рейнольдса;
- результаты экспериментальных исследований комбинированного крыла;
- аэродинамические характеристики летательного аппарата с комбинированным крылом.

Научная новизна

1. Впервые проведены исследования влияния параметров компоновки крыла с комбинированной несущей поверхностью на его аэродинамические характеристики.

2. Впервые исследован эффект влияния аэроупругой хвостовой части крыла на максимально несущие свойства комбинированной несущей поверхности, характеристики его устойчивости и управляемости.

3. Впервые, в аэродинамической трубе и в полете, получены аэродинамические характеристики комбинированной несущей поверхности.

Практическое значение полученных результатов

Актуальность исследований обоснована результатами летных испытаний ЛА с надувными мягкими несущими поверхностями приведенных в открытой печати. Возможное улучшение летно-технических характеристик ЛА с деформируемыми несущими поверхностями – повышение безопасности полета на критических режимах и в условиях атмосферной турбулентности, существенное снижение эксплуатационных нагрузок, действующих на конструкцию и др. позволит сформировать новый класс ЛА, основанный на применении лучших качеств жестких и деформируемых несущих поверхностей. Для решения поставленной научной задачи предложена концепция комбинированной несущей поверхности, состоящей из жесткой лобовой части и мягкой хвостовой части, наддуваемой набегающим потоком, выполнен анализ применимости методов вычислительной

аэродинамики для решения задач аэродинамического проектирования предложенной концепции комбинированной несущей поверхности.

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 и экспериментальными методами.

Апробация результатов

Основные результаты работы и заключения исследований были представлены и обговаривались на таких научных конференциях:

- Конференция «Аэродинамика отрывных течений», 29 мая 2014 года в Национальном авиационном университете (г. Киев, Украина);

- Шестой Всемирный конгресс «Авиация в XXI столетии» – «Безопасность в авиации и космические технологии», 23-25 сентября 2014 года в Национальном авиационном университете (г. Киев, Украина);

- VIII Международная конференция студентов и молодых ученых «Intelligence. Integration. Reliability» 21.10.2015;

- Конференция «День Науки», 2–4 июня 2015 года в Национальном техническом университете Украины «Киевский политехнический институт», (г. Киев, Украина).

Достоверность результатов исследований подтверждается использованием апробованных методов анализа, а также сертификатами на оборудование, что было использовано во время экспериментальных исследований.

Публикации

Материалы диссертационных исследований опубликованы в 6 работах, в том числе 5 статьях в сборниках, входящих в перечень профессиональных изданий ВАК Украины, 1 работа в научном периодическом издании другого государства. Кроме того, по результатам работы получен патент на полезную модель.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, перечня основных сокращений и обозначений, пяти глав, заключения, списка литературы. Работа изложена на 148 страницах, содержит 137 рисунков и 1 таблицу. Список литературы содержит 68 ссылок.

РАЗДЕЛ 1

АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ЗАДАЧИ. ПОСТАНОВКА РЕШЕНИЯ НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ

В разделе проведен анализ публикаций посвященных деформируемым несущим поверхностям. Приведен обзор методов теоретического и экспериментального исследования. Обоснован выбор метода исследования. Раскрыта научную задачу.

1.1. Анализ экспериментальных и теоритических работ посвященных деформируемым несущим поверхностям

Крыло с мягкой обшивкой с точки зрения аэродинамики ничем не отличается от обычного жесткого крыла. И при анализе его особенностей мы будем пользоваться такими же определениями, как и для обычного крыла.

Исследованием вопросов относительно деформируемых несущих поверхностей посвящено множество научных работ. Branden James Rademacher в своей диссертационной работе [1] представил основу для бортового планирования траектории и руководство для широкого класса автономно-управляемого парашюта. Проблема для парашюта в том, что бы достичь заданного расположения на определенной высоте с определенным направлением. Через необходимость изменения независимой переменной, проблема планирования траектории преобразуется из свободной трехмерной проблемы в фиксированную двухмерную. Используя известный синтез пути Дубинса и известные параметры производительности парашюта, концепция маржи высоты разрабатывается как количественная мера доступного маневрирования энергии для использования в траектории планирования. Гибридная стратегия использует два метода для генерации кинематически возможных траекторий в фиксированном времени, каждое нацеливание разного диапазона начальных значений на диапазона высоты. Траектория может быть изменена на борту в каждом цикле наведения, что делает

управление эффективным, или изменена в том случае, когда отклонение фактического состояния от опорной траектории превышает пороговое значение. Предлагаемое планирование и алгоритм управления применяются к большому классу транспортных парапланов и парапланов с внешней подвеской, которые охватывают широкие вариации аэродинамического качества, нагрузки на крыло, и максимальной скорости полета. Моделирование по методу Монте-Карло осуществляется для оценки эффективности алгоритма с дисперсией и производительности подвески, загрузки, погрешности профиля ветра, погрешности навигации, используя поперечный контроль и /или продольный и поперечный контроль.

S. Mittal, P. Saxena и A. Singh в своей статье [2] представили результаты расчетов для обтекания двумерной модели наполняемого скоростным напором парашюта класса Ram Air с разрезом передней кромки. Моделируются как ламинарное ($Re = 10^4$) так и турбулентное ($Re = 10^6$) обтекание поверхности. Хорошо зарекомендовавший себя метод конечных элементов (МКЭ), обладающий устойчивостью решения, который был применен к различным проблемам потока ранее, использован для решения несжимаемых уравнений Навье-Стокса в формулировке исходных переменных. Модель Болдуин-Ломакс используется для закрытия турбулентности. Ведущая кромка разреза вызывает поток и становится неустойчивой, и приводит к значительной потере подъемной силы и увеличению лобового сопротивления. Поток внутри парашютной ячейки параплана практически не изменяется, что приводит к высокому уровню давления и обеспечивает форму параплана. Значение аэродинамического качества определено на основании исходных данных этой модели парашюта. Изучается влияние размера и расположения ведущего разреза передней кромки. Установлено, что поток на верхней поверхности параплана довольно нечувствительный к конфигурации разреза. Однако качество потока на нижней поверхности улучшается как только ведущий разрез края становится меньше. Отношение аэродинамического качества для различных конфигураций передней кромки разреза варьируется от 3,4 до 5,8. Расчет процесса обтекания в динамике показывает, что усредненные по времени

значения аэродинамического качества весьма близки. На Рис. 1.1 и 1.2 представлено ламинарное и турбулентное течение профиля парашюта Ram Air.

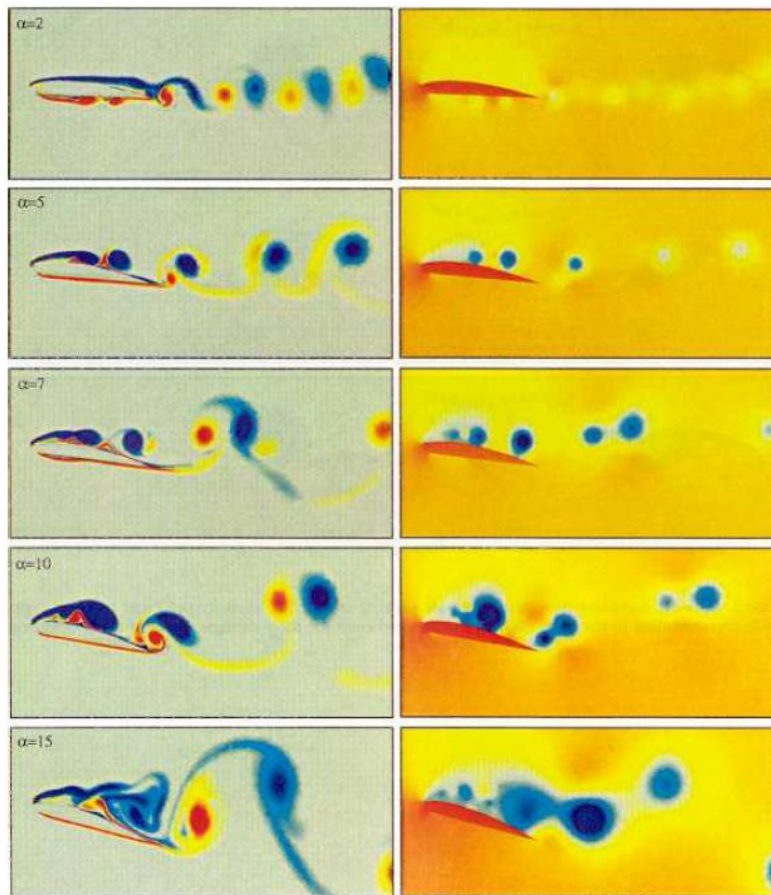


Рис. 1.1. Ламинарное течение профиля парашюта Ram Air.

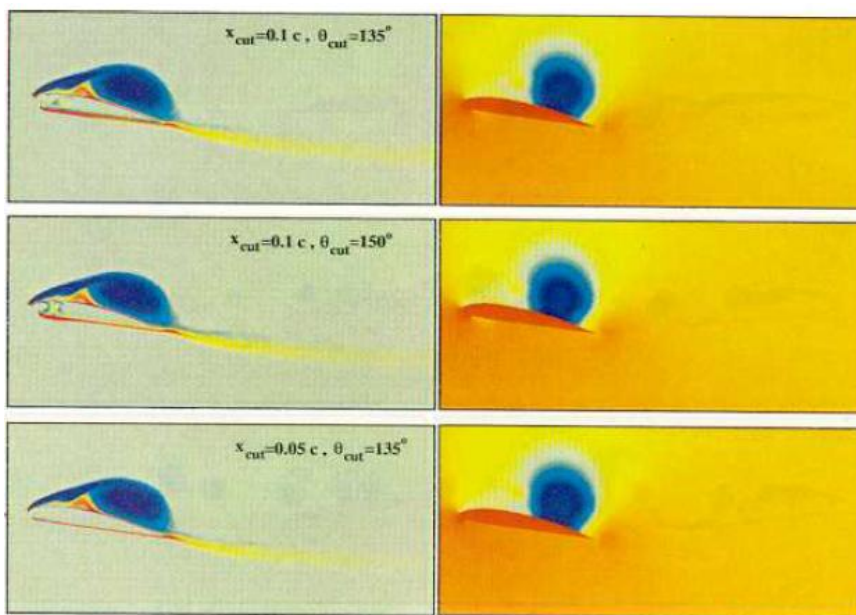


Рис. 1.2. Турбулентное течение профиля парашюта Ram Air.

П.И. Ивановым в работе [3] представлены методика расчета балансового положения и алгоритма построения поляры скоростей планируемого парашюта и

параплана при отклонении задней кромки крыла. Результаты работы позволяют выполнять предварительную оценку характеристик балансирующего положения системы пилот-ППС – скорости и аэродинамического качества по величинам известных коэффициентов сопротивления и аэродинамической подъемной силы. Рассмотрен характер изменения скорости статически устойчивой системы в режиме посадки. В перспективе дальнейших исследований планируется совершенствование рассмотренной модели с учетом динамики системы объект-ППС. На Рис. 1.3 показано построение поляры скоростей для балансирующих положений планирующих парашютных и парапланерных систем.

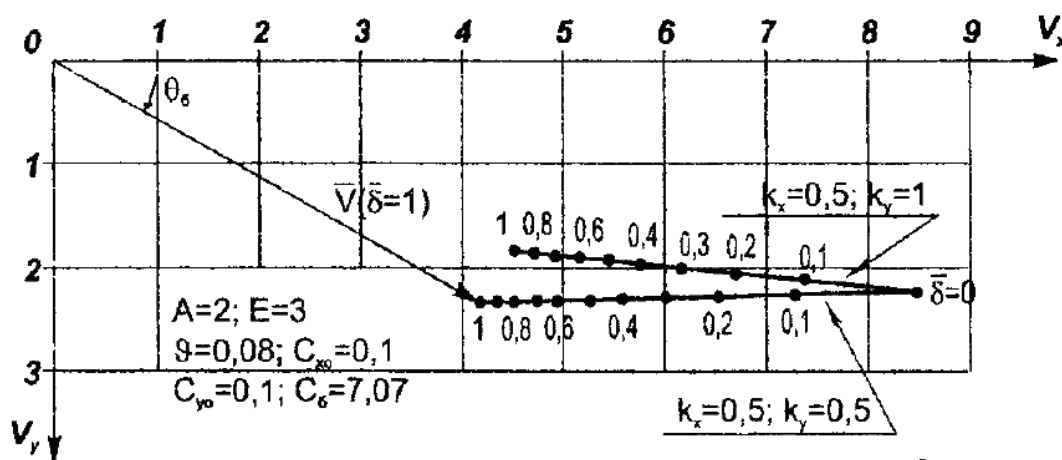


Рис. 1.3. Поляры скоростей для планирующего парашюта и параплана.

В работе [4] автором Yogesh Babbar была проанализирована аэродинамика наполняемого парашюта типа Ram Air с помощью панельного метода, используя предположения включая жесткости подвески, отсутствие и ведение разреза края, поток определялся только на внешней поверхности. Результаты представляют собой сравнение коэффициентов подъемной силы и сопротивления с углом атаки, полученные теоретическими и вычислительными подходами. Результаты кода панели также были представлены в виде C_p цветных участков на поверхности парашюта. Методы вычислительной аэродинамики также использованы для анализа относительно более реалистичной геометрии купола. Анализ особенностей аэродинамики купола парашюта предназначен для разработки летающей динамической модели. На Рис. 1.4 представлены результаты изменения давления параплана с помощью численного метода.

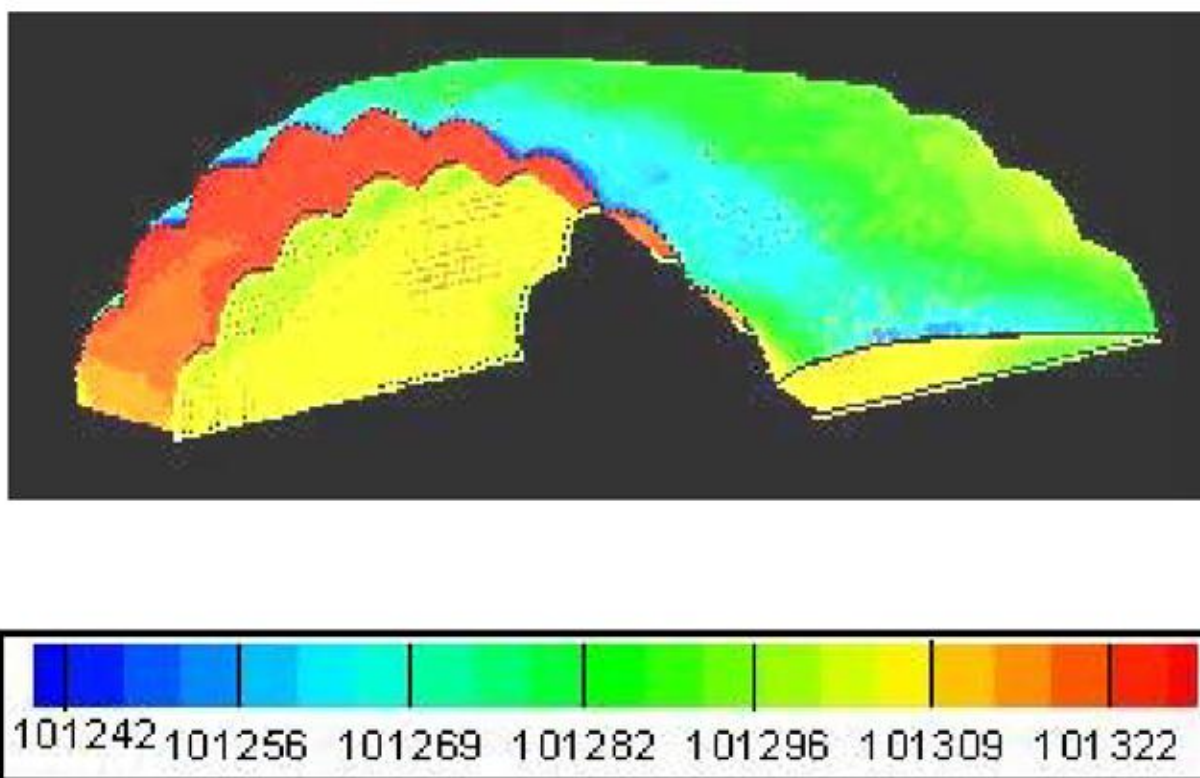


Рис. 1.4. Результаты изменения давления парашюта с помощью численного метода.

Michael Forostoski, Justin Riley, Virgil Vaillancourt, Jeffrey Wilfong [5] в своей работе исследовали характеристики планирующего парашюта. Целью этих исследований является изучение изменения нагрузки на крыло, с которыми сталкивается парашют Жальбера (Рис. 1.5) во время резкого маневра, моделируемого в четыре этапа: базовой, частичной, полной, и внезапного отклонения. Результаты этих этапов в виде 3-D представления были получены с использованием CAD. Испытания в аэродинамической трубе при различных углах атаки также определили аэродинамические характеристики моделей для каждого этапа. По сравнению с базовой деформацией при постоянном угле атаки, частичное отклонение вызывает дополнительное увеличение коэффициента подъемной силы $\Delta C_y = 0.102$, при полном отклонении $\Delta C_y = 0.477$, и с амплитудой $\Delta C_{yMAX} = 0.120$, с эффективностью 99.5%, 133% и 102%, соответственно. С переменным углом атаки, эта связь между базовым и амплитудным отклонением проявляется увеличением коэффициента подъемной силы из $\Delta C_y = 0.675$ с эффективностью 117.4% соответственно.

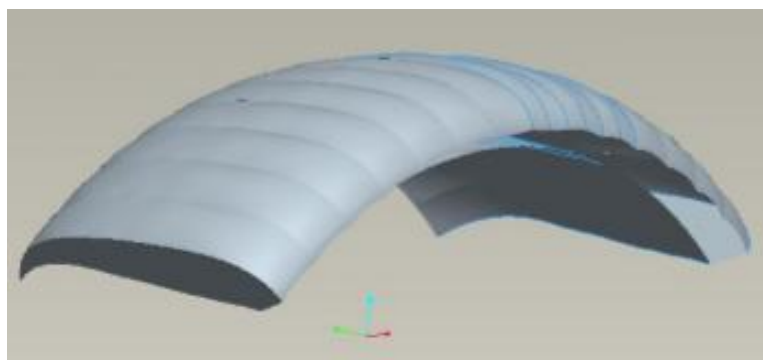


Рис. 1.5. Параплан Жальбера.

Vinay Kalro, Tayfun E. Tezduyar в своей работе [6] представили параллельный метод конечных элементов для 3D моделирования взаимодействия структуры жидкости с конструкцией парашюта. Расчетная модель потока, выполненная с использованием фиксированных конечных элементов, применимых к проблеме, связана с подвижными границами и описывается уравнениями несжимаемого потока Навье-Стокса. Решатель структурной динамики расчетной модели основана на общем описании движения Лагранжа, с тросовыми и мембранными элементами. Нелинейная система уравнений решается итерационно, с отдельным моделированием течения потока и уравнений структурной динамики. Большие системы линейных уравнений, которые должны быть решены на каждой нелинейной итерации также решаются итерационно. Параллельная реализация осуществляется с использованием передачи результатов расчета в структуру программы. В качестве испытания применяется метод для расчета балансировки Ram Air парашюта с подвеской, помещенного в воздушный поток. На Рис. 1.6 представлено моделирование численным методом распределение давления на поверхности параплана. Тестовые расчеты сетки, что не соответствует интерфейсу заданной расчетной сетки, показаны на Рис. 1.7.

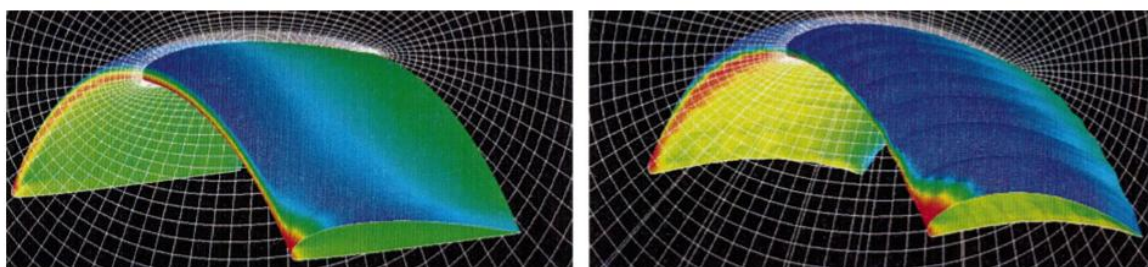


Рис. 1.6. Моделирование численным методом распределение давления на поверхности параплана.

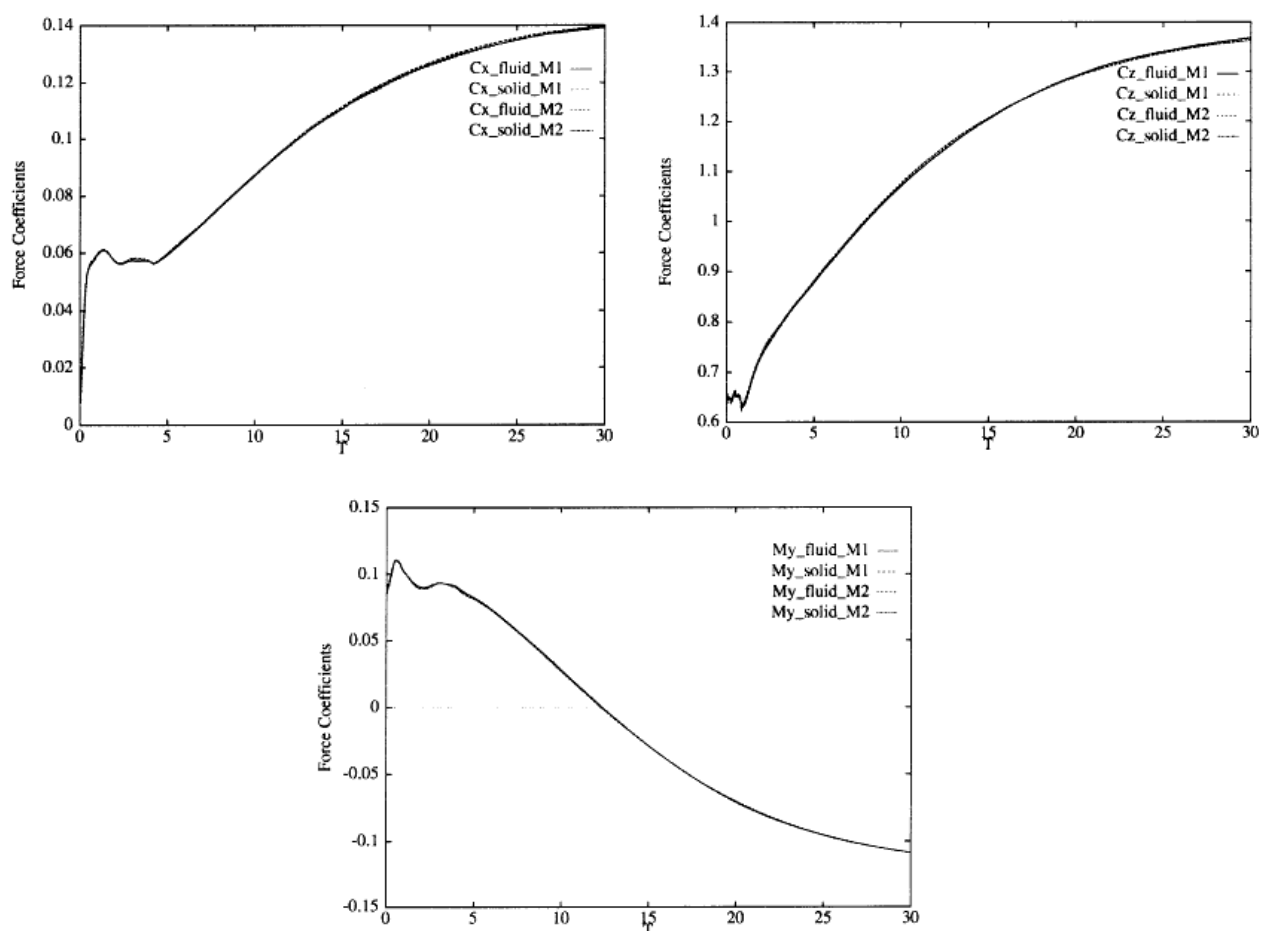


Рис. 1.7. Тестовые расчеты сетки, что не соответствует интерфейсу заданной расчетной сетки.

Графики показывают, в течение двух тестовых расчетов, эволюция времени коэффициентов силы и момента рассчитываются по жидкости и структуры поверхности сеток. Для обоих тестов, структура сетки одинаковая (т.е. твердый M2 = твердый M1), с 80 x 48 элементами интерфейса заданной расчетной сетки. Для жидкости, жидкость M1 и жидкость M2, 80 x 72 и 120 x 96 элементы интерфейса заданной расчетной сетки, соответственно).

JOHN R. CHAMBERS посвятил свою работу [7] вопросу моделирования продольной динамики и управления парашютной системы с парамотором. Парапланы с двигателями (паралет) представляют собой уникальный класс летательных аппаратов, которые до сих пор используются для спортивных полетов. Малая скорость полета и большая коммерческая нагрузка сделали их практической платформой для практической реализации, таких как воздушное распыление и наблюдение. Портативность устройства на земле, быстрый переход к готовности полету, устойчивость конструкции, и простота управления повышает их

привлекательность для использования в качестве беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Самолет летает, используя только три канала управления, состоящие из двух тяг управления и канал управления двигателем для управления высотой и снижением. Одной из наиболее интересных особенностей, которая отличает моторный пароплан от обычных самолетов является маятниковая устойчивость, которая с помощью размещения большего количества веса воздушного судна на значительном расстоянии от поверхности крыла создает значительное демпфирование колебаний. Также интересен феномен постоянства скорости полета, будь то взлет, посадка или ровный полет. Целью исследования JOHN R. CHAMBERS является изучение эффектов влияния тяги двигателя на продольную динамику пароплана, с использованием мелких ЛА. Динамическая модель, что была получена с использованием аналитических и компьютерных методов моделируется в программных пакетах MATLAB и Simulink, разработанных The Mathworks. Адекватность модели была проверена с помощью данных, записанных от малого пароплана. Было рассмотрено влияние таких параметров, как вес самолета и тяга, определена их связь с летно-техническими характеристиками, такими как воздушная скорость и скороподъемность. В результате была разработана система управления, для того чтобы справиться с бесполезной инерцией отставания и продемонстрировать точность способности удержания высоты в парашюте с двигателем.

J.Stephen Lingard в работе [8] считает, в ближайшее время, наполняемые парашютные несущие поверхности обеспечат возможность подъема 21 тонной полезной нагрузки при высоте 25000 футов. В проектировании и испытаниях парашютов требуются в каждом этапе высокопроизводительные расчетные исследования в качестве альтернативы дорогостоящим воздушными испытаниями. Численные исследования, основанные на реалистичной 3D модели по-прежнему будут одной из основных вычислительных задач, с использованием недавно разработанных передовых методов моделирования конечных элементов, которые при реализации на ПК показывают значительные результаты. В этой работе рассматриваются два подхода к анализу наполнения и полета на наполняемом

парашютном крыле типа Ram Air. В одном из подходов уравнения механики движения центра масс решены с изменяющимся во времени сопротивлением и подъемной силой, основанные на использовании эмпирических данных. Этот подход ограничивается парашютами с подобными конфигурациями, для которых имеются данные. Другой подход заключается в одновременном использовании метода конечных элементов (МКЭ) на основе уравнений Навье-Стокса, определяющих поток воздуха вокруг купола парашюта и закона Ньютона, регулирующего динамику подвески с учетом сил, действующих на подвеску, которые определяются в области моделируемого потока. На ранних стадиях наполнения парашюта моделируется как расширяющиеся ячейки, тогда как на более поздних этапах, когда ячейка наполнена, их система образует параплан и планирует. Эти расчеты с помощью МКЭ осуществляются на массивных параллельных суперкомпьютерах CRAY T3D и Thinking Machines CM-5, как правило, с миллионами расчётных элементов, нелинейными уравнениями конечных элементов и решаются одновременно для каждого шага по времени или псевдо-временного шага симуляции. На Рис. 1.8. представлено моделирование нагрузки надува слайдера рифа парашюта Ram Air, моделирование нагрузки надува средней ширины парашюта Ram Air показано на Рис. 1.9.

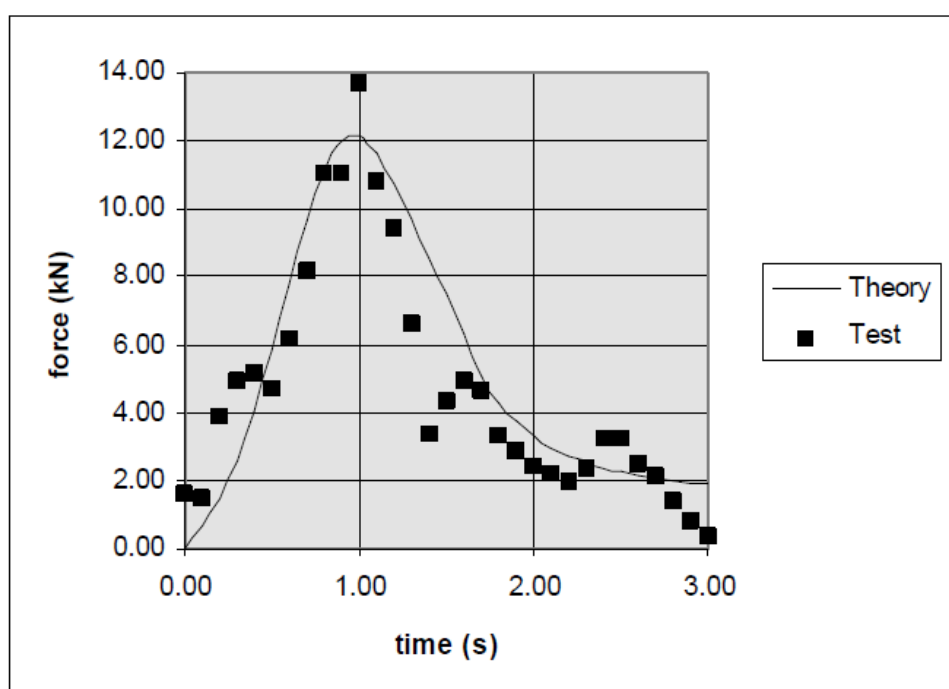


Рис. 1.8. Моделирование нагрузки надува слайдера рифа парашюта Ram Air.

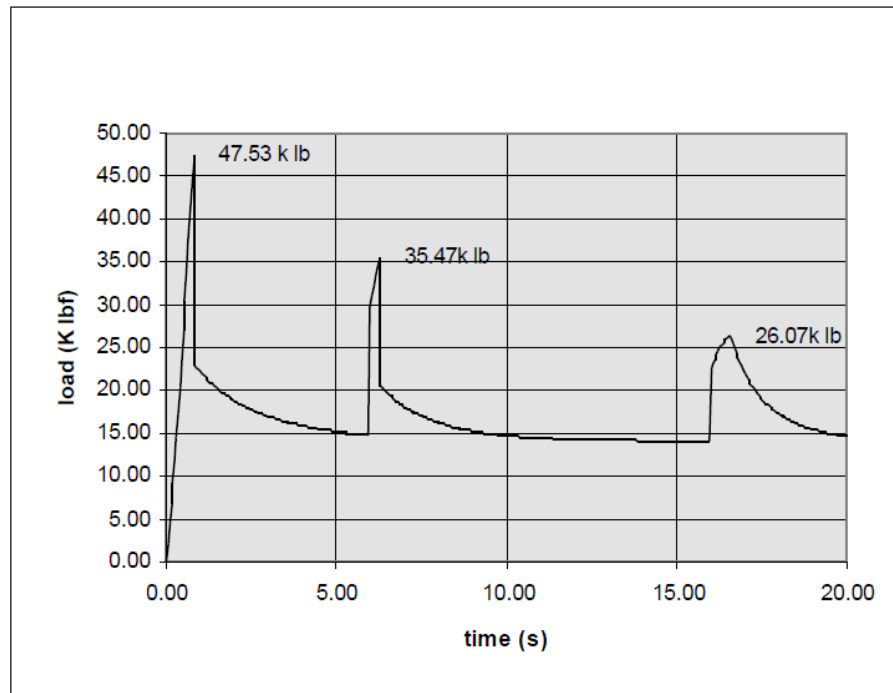


Рис. 1.9. Моделирование нагрузки надува средней ширины парашюта Ram Air.

Nathan J. Slegers в своей работе [9] показал, что парашюта, управляемый тормозными отклонениями с помощью управляющего механизма, имеющего малые вес и габариты, а также независимого положения полезной нагрузки, определяемого в наземных координатах. Данная работа исследует вопросы управления парашюта и эксплуатационной нагрузки системы с левого и правого тормоза парашюта (Рис. 1.10), что используются в качестве управляющего механизма. Показано, что парашюта и полезная нагрузка системы могут проявлять два основных режима поперечного управления, а именно, качение и противоскользание рулевого управление. Эти два режима бокового рулевого управления генерируют боковую реакцию в противоположных направлениях. Например, когда рулевая конфигурация поворачивает налево, правый тормоз парашюта активируется и конфигурация поворачивает направо. Правая рулевая конфигурация работает по тому же принципу. В процессе перехода между качением и скольжением, боковая реакция равна нулю и система становится неуправляемой. Угол падения, кривизна парашюта и величины тормозных отклонений являются важными параметрами конструкции для управляемого парашюта и системы полезной нагрузки, и оказывают значительное влияние на реакцию управления, в том числе при боковом режиме управления качения или скольжения. Показано, как режим управления

переключается когда основные конструктивные параметры изменяются и как величина отклонения тормоза увеличивается. При переходе на управление качением, кривизна купола уменьшается или угол снижения становится более крутым. Во время режима управления переходов от режима качения величина тормозного отклонения увеличивается и парашютист всегда будет скользить.



Рис. 1.10. Парашютист и система нагрузки.

WANG Zhifei и WANG Hua посвятили свою работу «Оптимизация параметров проектирования надувного крыла, используя ортогональное тестирование и машины опорных векторов (МОВ)» [10] методу с жестко определенными параметрами, который является традиционным подходом к надежному экспериментальному проектированию и стремится получить оптимальное сочетание параметров компоновки. Чтобы преодолеть некоторые недостатки методики проектирования надувного крыла (Рис. 1.11 - 1.12), данная статья предлагает оптимизацию проектирования на основе ортогонального тестирования и использования поддерживающих механизмов. Проект ортогональных испытаний используется для оценки соответствующего начального значения и вариации каждой переменной, для снижения количества итераций и увеличения точности идентификации и общей эффективности. Испытания предлагаемой системы, определяющие влияние трех факторов на трех этапах, предназначены для анализа параметров давления, равномерной приложенной нагрузки и количества камер, которые влияют на изгиб надувного крыла. Изучались поддерживающие механизмы с памятью, созданных и ограниченных ортогональными тестовыми образцами. Таким образом, точные

отношения между каждым параметром и качественными характеристиками изделия, а также от соотношения сигнал-шум, могут быть получены, что может быть использовано для разработки методики оптимизации технологического проектирования.



Рис. 1.11. Надувное крыло.



Рис. 1.12. Самолет с надувными крыльями в упакованном и распакованном виде.

В поддерживающей векторной регрессии (ПВР), вход $x = [x_1 \ x_2 \ \dots \ x_n]^T$ это начальное отображение m -мерных характеристик пространства с использованием фиксированных (нелинейных) преобразований, в дальнейшем линейная модель строится в этих характеристиках пространства. Использование математического обозначения, линейная модель (в характеристиках пространства) $f(x, \omega)$:

$$f(x, \omega) = \sum_{j=1}^m \omega_j g_j(x) + b, \quad (1.1)$$

где: ω - это вектор веса, $g_j(x)$ ($j = 1, 2, \dots, m$) трансформация нелинейных групп, и b – смещение.

Автор получил следующие основные результаты:

- Этот эксперимент быстро и эффективно был завершен используя ортогональный метод экспериментального проектирования. Результаты эксперимента показывают, что среди всех факторов, которые влияют на летные качества надувного крыла, давление является наиболее важным, далее приложенная нагрузка и количество камер.
- Оптимальные факторы для самого низкого отклонения и наибольшего значения ПВР даны как $A_2B_1C_1$, и оптимальные значения параметров задаются следующим образом: $A_2 = 80$ кПа, $B_1 = 9,8$ Н и $C_1 = 9$. Потому выполнение всех экспериментов будет трудоемким и дорогим, метод ортогонального теста успешно применяется в настоящей работе, с очень ограниченным числом экспериментов и малыми затратами времени.
- МОВ более полный и точный, чем ортогональные испытания при определении несущей способности надувного крыла. Низкая возможность прогнозирования алгоритма МОВ составляет 0,18%. Для оптимизации расчетных значений, точная взаимосвязь между ПВР, может быть получена.
- Имитируемые и измеренные модели были разработаны для проверки подхода МОВ. Экспериментальные результаты показывают, что представленная модель не только упрощает процедуру измерения, но также улучшает эффективность вычислений с высокой точностью измерения результатов.

В работе Jamey D. Jacob, Andrew Simpson и Suzanne Smith «Проектирование и летные испытания деформируемых надувных крыльев» [11] представлены результаты испытаний надувных крыльев для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), представлен обзор развития концепции надувного крыла, обсуждается проведенное исследование. Анализ включает прогнозы и корреляцию сил, что требуются для деформации (поворота) крыла определенной формы и аэродинамические силы, генерируемые изменениями формы крыла. В особое внимание уделено возможности определения параметров деформации крыльев и получение модели точного предсказания деформации. Представлены отношения между жесткостью крыла и внутренним давлением, и воздействие внешних нагрузок.

Механическое изменение формы крыла на испытательном транспортном средстве показала эффективность средств управления креном. Возможные преимущества аэродинамической эффективности также обсуждаются. На Рис. 1.13 представлено надувное крыло в запакованном и распакованном виде. Испытание надувного крыла на больших высотах показано на Рис. 1.14. Также, ниже на Рис. 1.15 продемонстрировано отклонение крыла при применяемом кручении.

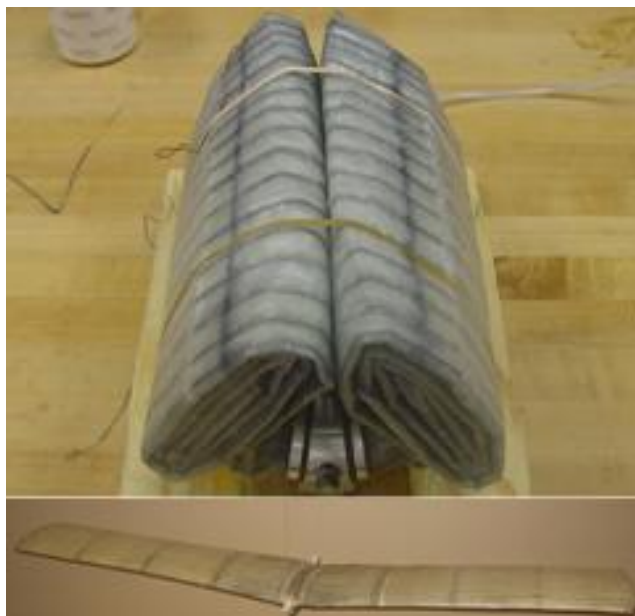


Рис. 1.13. Надувное крыло в запакованном и распакованном виде.



Рис. 1.14. Испытание надувного крыла на больших высотах.

Работа [12] David Cadogan, Tim Smith, Frank Uhelsky и Matt MacKusick «Развитие деформируемого надувного крыла, для компактных беспилотных летательных аппаратов» говорит о том, что на сегодняшний день существует много военных и коммерческих разработок для беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), и также множество транспортных средств находятся в стадии разработки.

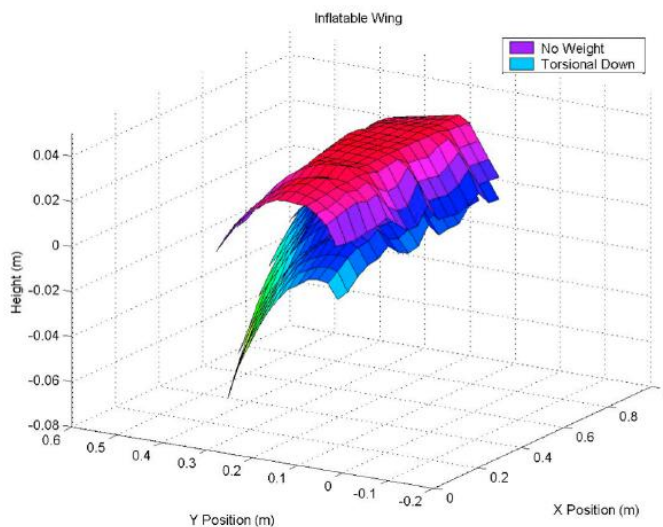


Рис. 1.15. Отклонение крыла при применяемом кручении.

Для многих из этих транспортных средств необходимо размещать свои крылья и управляющие поверхности в малых объемах, для реализации старта БПЛА катапультным способом. Одной из перспективных технологий, для решения поставленной задачи является применение в конструкции БПЛА надувного крыла. На настоящий момент разработчики и исследователи самолетов обосновали необходимость авиационных компонентов, которые могут трансформироваться, для обеспечения повышения производительности по сравнению с традиционными крыльями и оперением, путем устранения механических сложных компонентов системы и улучшения аэродинамических характеристик. Сочетание надувной и деформируемой технологий привело к уникальному подходу для малых БПЛА с выдвижными управляемыми крыльями, которые могут облегчить переход на нескольких режимах полета.

Надувные крылья существуют уже на протяжении десятилетий, и нашли применение в пилотируемой авиации, БПЛА, летательных аппаратах легче воздуха. Последние разработки в области материалов, производства и конфигурации, перевели эту технологию в практическую фазу уже ближайшее время. Надувные крылья могут быть упакованы в объемах в десятки раз меньше, чем их объем в развернутом состоянии, без повреждения структурной целостности крыла. Развертывание может возникнуть на земле или в полете менее чем за одну секунду в зависимости от размера крыла и типа используемой системы накачки. Объектом

анализа этой статьи является обсуждение усилий в изменении формы, или деформации, надувного крыла, для реализации управления путем деформации крыла, т.е. управления задней кромки крыла путем ее изгиба. Было разработано несколько подходов, которые поддаются контролю с локальной деформацией геометрии крыла. Помимо использования в качестве автономной аэродинамической поверхности на небольшом БЛА, надувные сборки также могут быть использованы в этом качестве на более крупных воздушных судах, с тем чтобы внести более радикальные изменения в конфигурации крыла.

Этот подход предназначен для повышения эффективности системы в меняющихся режимах полета, что позволяет осуществить переход от высокой скорости к более низкой. Некоторые, приведенные в действие, методы, которые применимы к гибким структурам, были изучены и подлежат реализации. Устройство наддува с возможностью создания движущей силы может быть включено в надувную структуру, изменяющую длину несущих тканевых компонентов надувных крыльев, таким образом, изменяя общую форму. Эксплуатационные требования для таких приводов были получены из рассмотрения требуемой скорости крена в типовой конструкции самолета. Также были определены другие требования к конструкции, а именно: как высокие частоты, способность сложить и упаковать, низкая масса, низкая потребляемая мощность и высокий жизненный цикл. Некоторые из рассмотренных типов приводов включают пьезоэлектрические приводы (Рис. 1.16 - 1.17), электро-активные полимеры, сплавы с памятью формы, пневматические камеры, распределенные узлы двигателя-привода. Примеры конфигурации деформируемого надувного крыла, системы приводов и тестовые данные представлены и в этой статье. На Рис. 1.18 представлена модель деформируемого надувного крыла с покрытием.



Рис. 1.16. Пьезоэлектрические приводы.

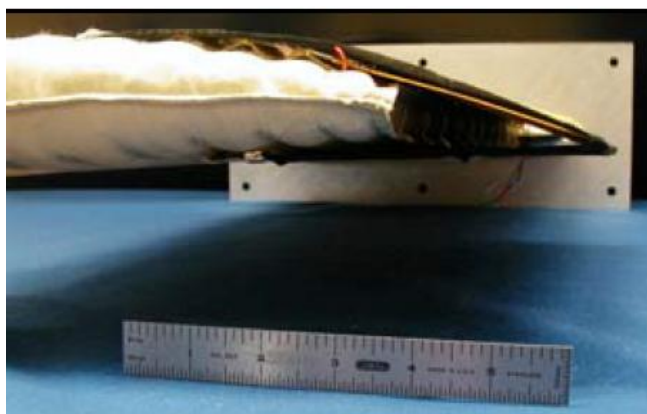


Рис. 1.17. Пьезоэлектрические приводы (вид с боку).

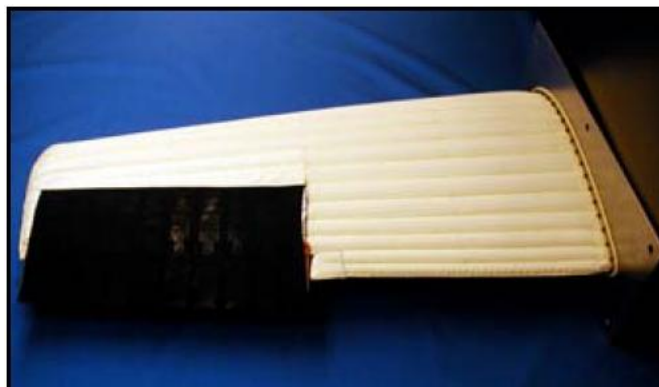


Рис. 1.18. Модель с покрытием.

Ниже, на Рис. 1.19 показана расчетная подъемная сила на каждой секции.

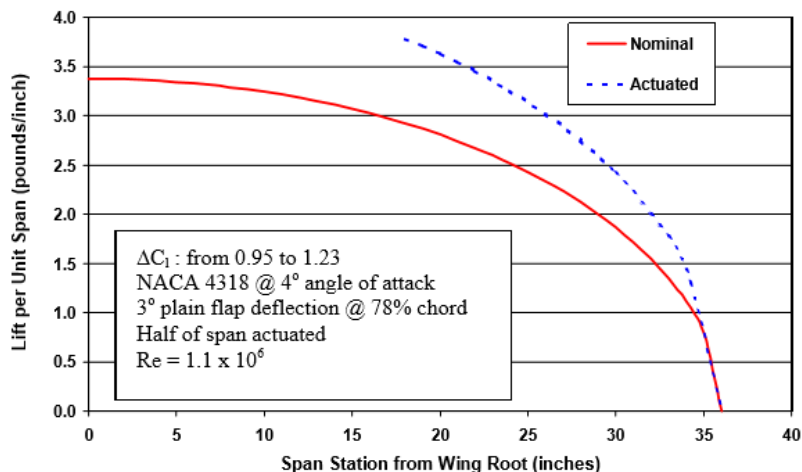


Рис. 1.19. Расчетная подъемная сила на каждой секции.

Автор получил следующие основные результаты:

- Исследования деформации привели к разработке значительных данных для проектирования надувного деформируемого крыла. В результате данных исследований и разработок было достигнуто решение в нескольких новых технологических областях, включая продвижение гибких структурных технологий и успешное использование пьезоэлектрических приводов для формирования управляемой задней кромки.

- Разработанные авторами концепции ведут к производству надувных крыльев для небольших беспилотных летательных аппаратов с встроенным аэродинамическим контролем, а также могут иметь применение для больших БПЛА. Для придания равновесия надувного крыла рассмотрено несколько проблем, одной из которых является определение значения силы, необходимой для преодоления усталости обшивки крыла в результате высокого внутреннего давления крыла.

- В процессе разработки и тестирования, было установлено, что текущее поколение пьезоэлектрических приводов не способно создавать достаточное усилие, необходимое для преодоления внутреннего давления накачанного крыла. Задняя кромка пьезо-привода была определена методом реализации возможности управления с высоким темпом реакции. Было установлено, что соответствующий момент крена может быть создан с помощью управляющей поверхности, что не имеет определяемую точку оси или разрыв профиля. Это является значительным достижением в проектировании крыла надувного БПЛА.

Разработка надувного крыла показала, что крылья могут быть упакованы в небольшом объеме и быстро развернуты как на земле, так и в воздухе. Особенности надувных крыльев позволяют реализовать технологии управляющих поверхностей на качественно новый уровень, устраняя необходимость в управляющих поверхностях большой площади. Данная технология используется как в военных так и повседневных целях. Для военных целей, БПЛА с надувными крыльями может быть спроектирован как для запуска с катапульты, наземного запуска или запуска в воздухе, а также может быть использован как разведчик и транспортный БПЛА.

Suzanne Weaver Smith, Jamey D. Jacob, Robert J. Jones, Stephen E. Scarborough и David P. Cadogan в своей работе [13] «Высотные тесты надувного крыла для полетной среды с низкой плотностью» описывают проекты с применением нескладываемых самолетов с жесткими крыльями, которые продемонстрировали высокую высоту полета, возможность выполнения полета в среде низкой плотности, обосновывают концепцию беспилотных самолетов для исследования Марса или Венеры ближе к реальности, руководствуясь требованиями к минимальным значениям габаритов, объема и веса.

Два предыдущих высотных эксперимента, что были запущены с воздушного шара, успешно продемонстрировали возможность развертывания надувного крыла. Прочные надувные крылья, что построенные из материалов, используемых для подушек Mars Lander с поддерживаемой внутренней герметизацией, также являются жизнеспособной альтернативой для полетов в среде с низкой плотностью. Летные испытания на малой высоте должны продемонстрировать высокую надежность и уникальную способность деформируемого крыла расширить летные возможности. Эта статья представляет развитие и результаты успешного испытания на большой высоте для демонстрации возможностей прочных надувных крыльев для исследований других планет. Гибкие солнечные батареи были установлены на поверхности крыла, чтобы проиллюстрировать возможности для многофункциональных надувных конструкций с возможностями генерировать энергию. Экспериментальная концепция запуска воздушным шаром описана вместе с деталями тестируемого дизайна, изготовлением и наземными испытаниями.

Испытательный полет был проведен 30 апреля 2005 года. Крыльях были развернуты примерно на 96000 футов, максимальная высота достигнута 97,987 футов.

Тестовая конструкция была спущена парашютом для восстановления, с результатами полета, в том числе с индикацией температуры, давления и панелями солнечной энергии. На Рис. 1.20 показано испытание надува BIG BLUE 3 в вакууме.

Ниже, на Рис. 1.21 – 1.24 показаны: температура законцовки в зависимости от местного времени; сравнение значений внешней, внутренней температуры и температуры в чипе; изменение давления в крыле по времени; напряжение солнечных батарей.



Рис. 1.20. Испытание надува BIG BLUE 3 в вакууме.

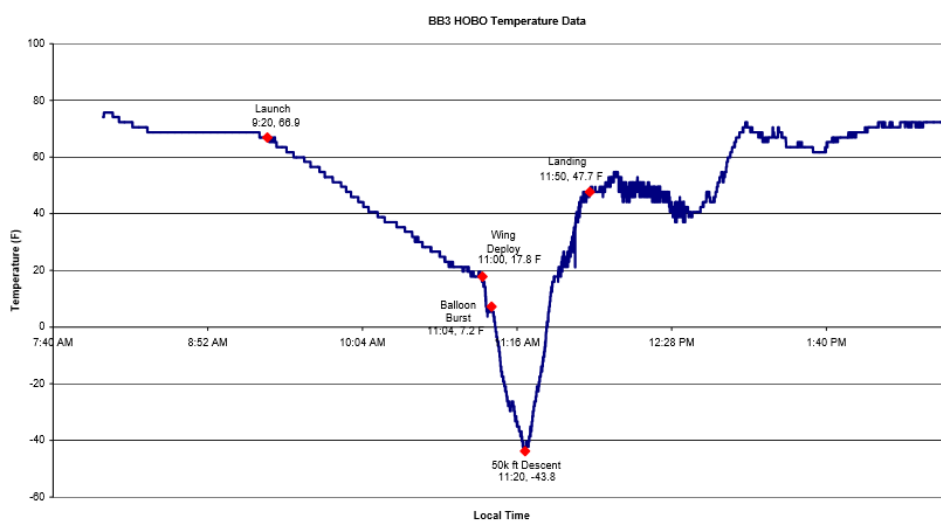


Рис.1. 21. Температура законцовки в зависимости от местного времени, Апрель 30, 2005.

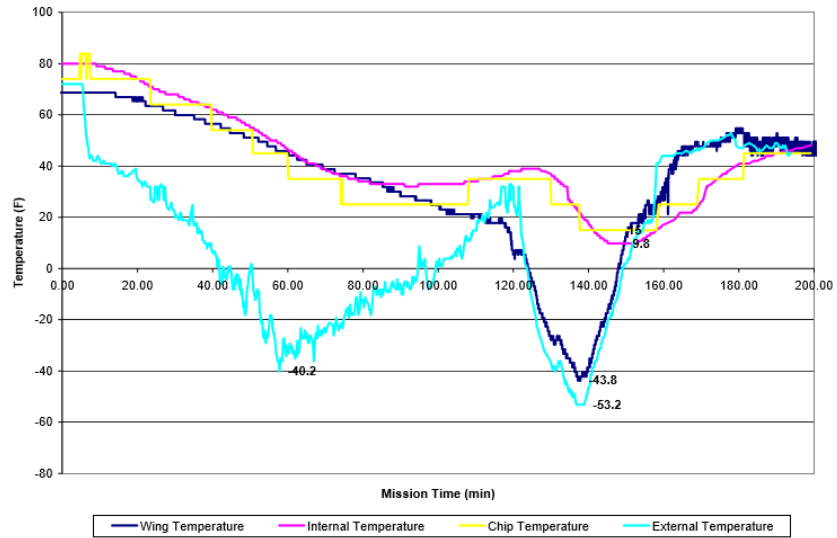


Рис. 1.22. Сравнение значений внешней, внутренней температуры и температуры в чипе.

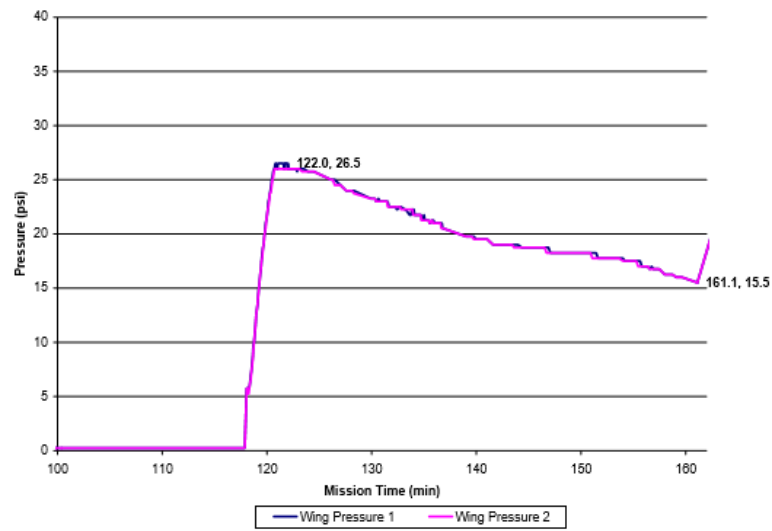


Рис. 1.23. Изменение давления в крыле по времени.

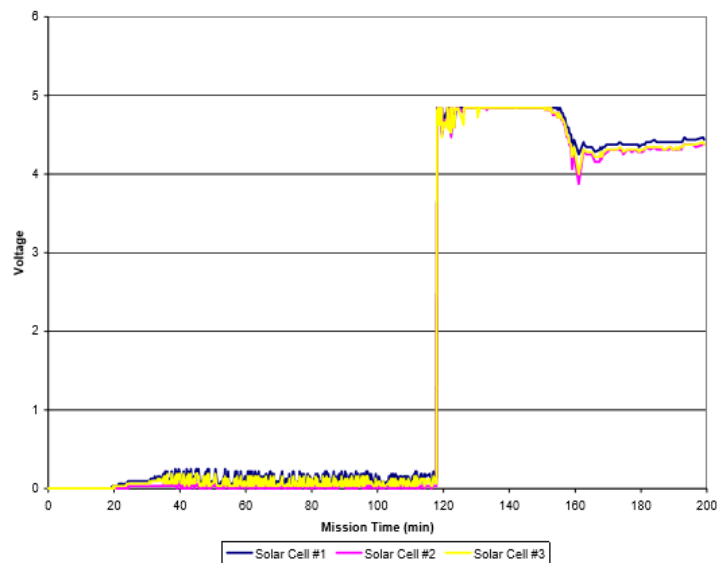


Рис. 1.24. Напряжение солнечных батарей.

Авторами получены следующие основные результаты:

- Проект, демонстрирующий технологии надувного крыла в полетах в среде с низкой плотностью был продолжен. Третий год работы включает в себя тестирование разворачивания прочно-герметичного надувного крыла на большой высоте.
- Были разработаны пневматическая система надува и летные испытания. Наземными проверочными тестами и моделированием проверено тестовый запуск на большой высоте с помощью метеорологического зонда. Испытательный полет 30 апреля 2005 года продемонстрировал успешный надув воздухом на высоте 95000 футов и достаточное давление для поддержания полета во время спуска до уровне земли.

Glen Brown, Roy Haggard и Brook Norton в своей работе «Надувные конструкции для складных крыльев» [14] акцентируют наше внимание на том, что складные крылья необходимы для различных конструкций, таких как доставка грузов, легкий портативный самолет, катапультно-запускные ЛА. Надувные конструкции обеспечивают компактное размещение и надежное разворачивание без механических средств.

Рассматриваемая статья содержит обзор ранних примеров надувных крыльев, в том числе несколько старых патентов и Goodyear Inflatoplane. Новый подход к надувным конструкциям состоит в использовании трубчатых лонжеронов, изготовленных плетением волокон с высокой прочностью и более тонкого газового барьера. Такие конструкции могут выдерживать высокие давления надува, который является ключом к высокой прочности и предупреждения сморщивания. Усиление высоко модульными волокнами в осевом направлении придает конструкции жесткость. Уравнения прочности и жесткости укрепленных плетенных трубок представлены и проанализированы в данной статье. Они значительно отличаются от найденных в литературе для различных тканей, сформированных под давлением. Приведены примеры структуры крыла (Рис. 1.25 – 1.26), его складываемость и фактические полетные конфигурации.

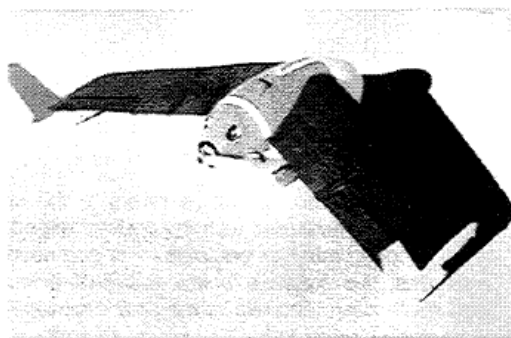


Рис. 1.25. Надувное крыло БПЛА.

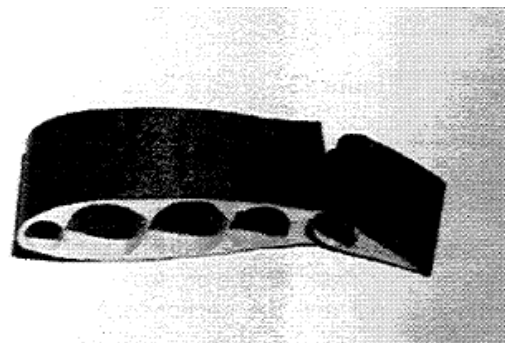


Рис. 1.26. Секции надувного крыла.

Авторами получены следующие основные результаты:

- Высокая производительность плетеной тканевой структуры особенно хорошо подходит для надувных самолетов. Основные уравнения прочности и жесткости плетеных лонжеронов представлены в данной статье. Данных уравнений достаточно для принятия технических оценок связанных с концептуальными проектами.
- Представлены примеры прототипа надувного самолета, который успешно летал, некоторые из них находятся в развитии, а некоторые являются планами на будущее. Эти примеры показывают, что лонжероны из ткани плетеной структуры могут быть основой для широкого использования в данной области.

В работе «Анализ и полетные испытания для малого надувного крыла» [15], авторами которой являются Zhang Jun-Tao, Hou Zhong-xi, Guo Zheng, Chen Li-li, обсуждается анализ нагрузок и характеристика форм надувного крыла, представлен метод разработки надувного крыла, максимально приближенного к стандартному профилю крыла. В том числе анализируются аэродинамические характеристики надувного крыла с использованием методов вычислительной аэродинамики совместно со сравнением характеристик стандартного профиля крыла, реализуется изготовление надувного крыла и его летные испытания. На Рис. 1.27 – 1.28 представлена летающая модель и многотрубчатая структура его крыла.



Рис. 1.27. Летающая модель.

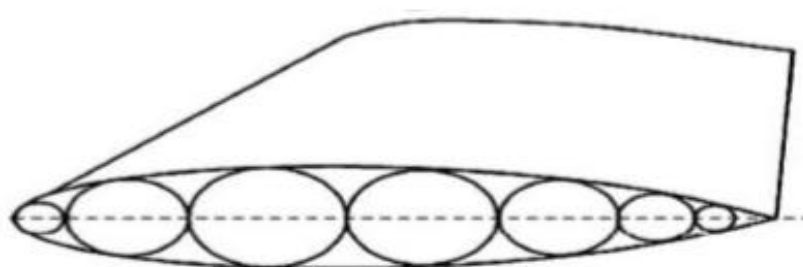


Рис. 1.28. Многотрубчатая структура крыла.

Анализ стойкости надувного крыла приведен на Рис. 1.29.

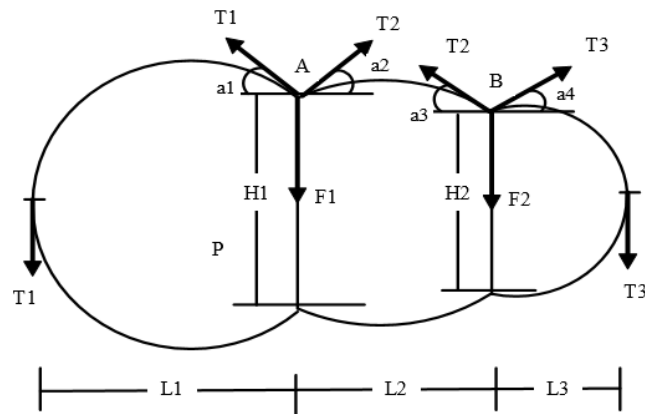


Рис. 1.29. Анализ стойкости надувного крыла.

$$T_1 \cos \alpha_1 = T_2 \cos \alpha_2, \quad (1.2)$$

$$F_1 = T_1 \sin \alpha_1 + T_2 \sin \alpha_2, \quad (1.3)$$

$$T_2 \cos \alpha_3 = T_3 \cos \alpha_4, \quad (1.4)$$

$$F_2 = T_2 \sin \alpha_3 + T_3 \sin \alpha_4, \quad (1.5)$$

$$T_1 + T_3 + F_1 + F_2 = P(L_1 + L_2 + L_3), \quad (1.6)$$

$$P \frac{H_2}{2} = T_2 \cos \alpha_3, \quad (1.7)$$

$$P \frac{H_1}{2} = T_2 \cos \alpha_2, \quad (1.8)$$

$$\frac{T_1}{M_1} = \frac{T_2}{M_2}, \quad (1.9)$$

$$\frac{T_3}{M_3} = \frac{T_2}{M_2}, \quad (1.10)$$

$$M_1 = \frac{(90 + \alpha_1)\pi}{180} * \frac{L_1}{1 + \sin \alpha_1}, \quad (1.11)$$

$$M_2 = \frac{(\alpha_2 + \alpha_3)\pi}{180} * \frac{L_2}{\sin \alpha_2 + \sin \alpha_3}, \quad (1.12)$$

$$M_3 = \frac{(90 + \alpha_4)\pi}{180} * \frac{L_3}{1 + \sin \alpha_4}. \quad (1.13)$$

Распределение статического давления профиля НАСА0012 и надувного крыла показано на Рис. 1.30.

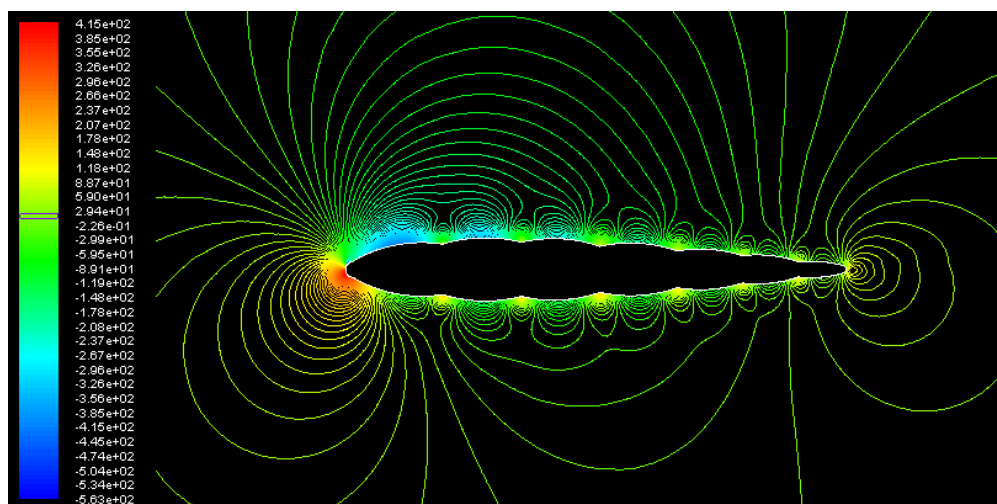


Рис. 1.30. Распределение статического давления профиля NASA0012 и надувного крыла.

Авторами получены следующие основные результаты:

- по приведенным в статье проектным параметрам надувного крыла, с проектным методом анализа на усталость, описана форма надувного крыла близко к форме стандартного крыла в поперечном сечении;
- успешный тестовый полет малого надувного крыла БПЛА показывает, что используя надувное крыло можно удовлетворить основные требования общего полета;
- на сегодняшний день, авторами статьи не сделан механический анализ производительности и тестирования надувного крыла. В дальнейшем, внимание авторов будет сосредоточено на указанном аспекте работы.
- также, дальнейшая работа ведет к созданию небольшого цилиндра для управления надувным крылом при расширении в воздухе.

Ainsmar Brown в своей работе «Экспериментальная и аналитическая механика полета надувного крыла БПЛА» [16], говорит о том, что на сегодняшний день портативные БПЛА являются основным средством для улучшения характеристик в военных изделиях. Надувные конструкции под давлением могут выполнять те же функции, что и твердотельные конструкций. В настоящее время выполнение конструкций на основе полимером с высокой плотностью и других компонентов является частью активных исследований надувных транспортных средств. Техника изготовления надувного крыла была разработана на основе технологии производства дирижаблей и воздушных шаров. Дополнительные исследования включают в себя

методы моделирования движения, при этом модели таких ЛА могут быть включены в пакеты-симуляторы. Моделирование динамики полета с уменьшением порядка аэроупругих эффектов, полученных на основании уравнений динамики Лагранжа и Эйлера, были разработаны и оптимизированы для прогнозирования поведения надувных гибких структур в малых БПЛА. Модели используются для исследования эффекта деформации на аэродинамические поверхности. Модель также включает в себя компенсацию при больших значениях коэффициента плавучести. Гибкость крыла и вращательные характеристики аппроксимируются с геометрически точным внутренним уравнением узла расчетной сетки с использованием кода NATASHA (Nonlinear Aeroelastic Trim And Stability for HALE Aircraft). Также, предложен подход для моделирования таких характерных явлений, как сморщивание во время полета. Упрощенная экспериментальная установка будет спроектирована для тестирования наиболее значимых результатов взятых с имитационной модели. Эти методы могут быть применимы для определения пределов маневров полета надувных БПЛА. Экспериментальная платформа приведена на Рис. 1.31.



Рис. 1.31. Экспериментальная платформа.

Автором получены следующие основные результаты:

- Имитационная модель и экспериментальная площадка были разработаны и подлежали сравнению для получения количественного и качественного понимания с использованием уникальных характеристик надувного самолета с очень малой гибкостью в главном крыле.

- Экспериментальная платформа оказалась задачей, которая требует несколько итераций проектирования, прежде чем приемлемые проектные данные летных испытаний могут быть использованы. Хотя испытательный стенд был не сравним в долговечности военных проектов, он был достаточно прочным для серии полетов в течение нескольких недель. Достигнутый режим полета был сравним с тем, которого можно было бы ожидать от отключенной беспилотной летательной системы.
- Неустойчивые характеристики механики полета самолета сыграли важную роль в получении соответствующих данных при летных испытаниях. Не только изгиб крыла влияет на точность результатов, но и изменение скорости угла атаки. Было проведено сравнение традиционного жесткого крыла с надувным крылом.
- Стационарная модель оказалась пригодной для использования исходных данных в тестовых полетах надувного крыла. Таким образом, стационарная модель может быть адекватной базой для будущих разработок с аналогичной гибкостью в крыльях и других аэродинамических поверхностях.

1.2. Особенности аэродинамики комбинированного крыла

Комбинированное крыло (Рис. 1.32 - 1.33) функционирует следующим образом: воздух, под действием набегающего потока, поступает через воздухозаборники и формирует заднюю часть с помощью мягких профилей. При этом, давление, которое образуется в середине крыла придает ему стойкости. Задняя часть крыла при резких движениях крыла, на больших углах атаки и при турбулентности возвращает крыло к устойчивому состоянию полета. Передняя часть формирует аэродинамические характеристики больше чем задняя часть, тем самым придает стабильные летно-технические характеристики. При этом, жесткая передняя кромка, лонжерон или жесткий элемент типа монокок, которые находятся в жесткой передней части, передают стойкости крылу. Таким образом, за счет комбинированной конструкции крыла, снижаются эксплуатационные нагрузки, которые действуют на конструкцию, тем самым позволяя использовать более тонкие силовые элементы, что дает

возможность уменьшить вес крыла. Также, за счет деформации надувной задней части крыла, повышается безопасность полета на критических режимах.

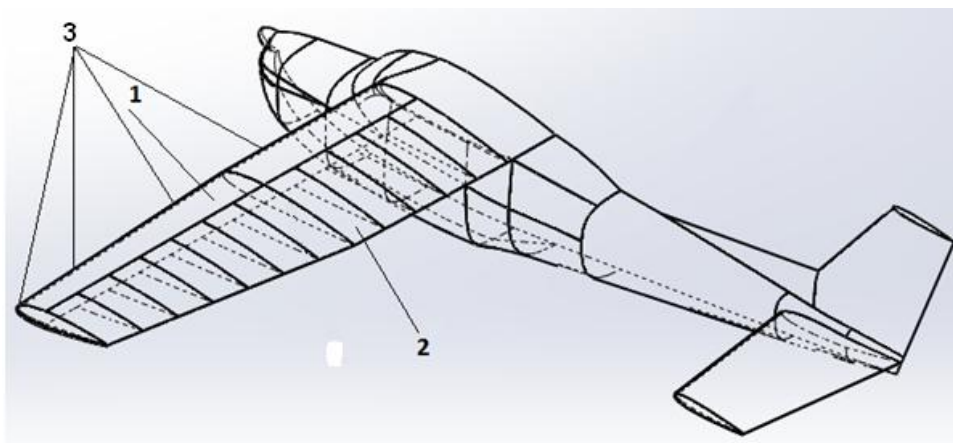


Рис. 1.32. Самолет с комбинированным крылом.

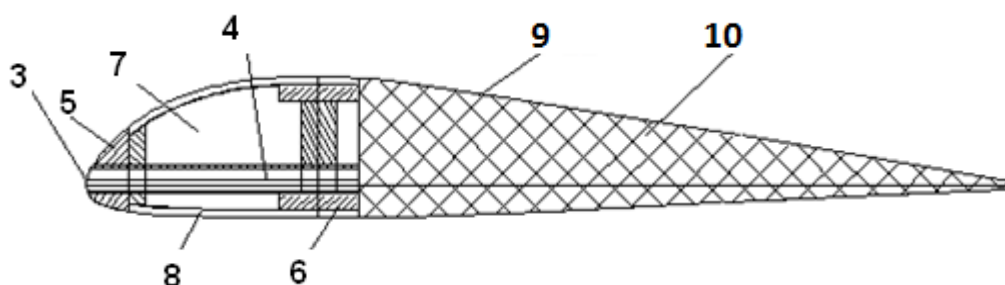


Рис. 1.33. Профиль комбинированного крыла.

Расшифровка к Рис. 1.32 – 1.33: 1 – жесткая часть крыла; 2 – мягкая часть крыла; 3 – воздухозаборники; 4 – канал для поступления воздуха; 5 – жесткая передняя кромка; 6 – лонжерон; 7 – жесткие нервюры; 8 – жесткая обшивка; 9 – непродувная ткань; 10 – мягкие профили.

Коэффициент сопротивления для парашюта Ram-Air.

Общее сопротивление парашюта Ram-Air включает в себя сумму сопротивления крыла, сопротивления интерференции, сопротивления тросов и сопротивления клапанов.

А в комбинированном крыле сопротивление клапанов и тросов отсутствует, но присутствует сопротивление воздухозаборников, что имеет значение 80% меньше чем сопротивление клапанов.

В работе [8] проведен анализ сопротивления для парашюта Ram-Air 36 м²:

- профильное сопротивление = 0.015 (10.2%);
- индуктивное сопротивление при $C_y = 0.5 = 0.033$ (22.5%);

- сопротивление интерференции = 0.004 (2.7%);
- сопротивление клапанов = 0.070 (47.6%);
- сопротивление тросов = 0.019 (12.9%).

При проведении анализа сопротивления комбинированного крыла получены следующие результаты:

- профильное сопротивление + индуктивное сопротивление при $C_u = 0.5 = 0.035$ (22.7%);
- сопротивление интерференции = 0.004 (2.7%);
- сопротивление воздухозаборников = 0.014 (9.52%).

Выводы:

Анализ показывает, что сопротивление в комбинированном крыле существенно уменьшается, но при этом сохраняет преимущества парашюта.

Принимая во внимание сложный процесс обтекания, и недостаточность решения данной задачи в стационарной постановке, возникает необходимость в разработке методики определения аэродинамических характеристик таких поверхностей, с использованием расчетных методов и данных экспериментальных исследований, что является основной научной задачей диссертации.

Использование современных средств телеметрии и управления полетом летающих моделей может обеспечить получение достаточного объема экспериментальных данных для летных испытаний моделей как с классическим жестким, так и с мягким крылом. Очевидным является необходимость в разработке новой, либо же в совершенствовании существующей методики проведения таких испытаний, учитывающей особенности аэродинамики деформируемого наддуваемого крыла, описанных выше.

Основной целью исследований является формирование общей методики аэродинамического проектирования летательного аппарата с мягким деформируемым крылом, основанной на синтезе результатов расчетных и экспериментальных методов.

Общая структура диссертационных исследований представлена ниже на Рис. 1.34:



Рис. 1.34. Общая структура диссертационных исследований.

1.3. Постановка решения научной задачи

Необходимо существенное улучшение характеристик ЛА такого класса, что невозможно без решения вопроса увеличения аэродинамического качества несущей поверхности, при обязательном сохранении его положительных свойств. Решение актуальных проблем проектирования ЛА с комбинированным крылом возможно только путем аэродинамических исследований, как расчетных так и экспериментальных, обобщения и систематизации их результатов, формирования методики аэродинамического проектирования.

Процессы, которые происходят при обтекании деформируемого крыла не являются стационарными, их несколько, а именно: влияние деформации на аэродинамические характеристики, влияние деформации крыла на перегрузки самолета, влияние деформации при динамических процессах. Очевидно, что возникает перестройка вихревой системы крыла в процессе деформации.

РАЗДЕЛ 2

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КОМБИНИРОВАННОГО КРЫЛА

2.1. Алгоритм математического моделирования

2.1.1. Анализ типа течения.

При рассмотрении среды как непрерывной, её состояние можем описать с помощью термодинамических параметров и представлением скорости в качестве непрерывных функций пространства и времени. С целью получения системы дифференциальных уравнений в частных производных для термодинамических переменных и скорости, целесообразно применить принципы сохранения энергии, импульса и массы. Математическое описание задачи будет достаточным, если сформулировать начальные и граничные условия, которые будут соответствовать данному типу дифференциального уравнения в частных производных и виду течения [17]:

Ниже представлено уравнение неразрывности, которое в общем виде описывает процесс обтекания:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla * (\rho v) = 0. \quad (2.1)$$

Как следствие второго закона Ньютона для малого элемента жидкости, уравнение количества движения:

$$\frac{d}{dt} \int \rho v dV_{cs} = \sum F, \quad (2.2)$$

где: $\sum F$ – силы, действующие на поверхности элементарного объема.

Уравнение энергии, следующее из первого закона термодинамики для контрольного объема V :

$$\int_v \rho \frac{D}{Dt} \left[e + \frac{q^2}{2} \right] dV = \int_v \rho f * v dV + \int_s n * (v \sigma - \dot{Q}) dS, \quad (2.3)$$

где: Q — скорость переноса тепла через единицу площади; e — удельная внутренняя энергия.

Вышеуказанные уравнения, которые дополнены граничными условиями и соответствующим уравнением состояния, описывают трехмерное нестационарное движение вязкой сжимаемой жидкости. Такая система уравнений очень сложная и требует много времени для решения даже при применении очень мощных компьютеров. При помощи классов течений, которые описаны более простыми, но при этом менее точными системами уравнений, проще рассматривать течение жидкости. Соответствующая классификация для течений, которые являются интересными для решения поставленной задачи, представлена в табл. 2.1. В основу классификации поставлены два параметра — вязкость и плотность. Несжимаемые течения, скорость которых мала по сравнению со скоростью звука ($M < 1$), можно принять как наиболее близкие к рассматриваемой задаче.

При полете на малых скоростях обтекание крыла, с наддуваемой хвостовой частью, целесообразно рассматривать несжимаемым, вязким. Это позволяет математически описать задачу с помощью уравнений неразрывности и импульса:

$$\nabla * v = 0; \quad \rho \frac{Dv}{Dt} = \rho f - \nabla * p + \mu \nabla^2 v = 0. \quad (2.4)$$

Таблица 2.1.

Классификация течений

Вязкость	Плотность	
	Несжимаемые (плотность постоянна)	Сжимаемые (плотность переменна)
Невязкие течения ($\mu = 0$)	Потенциальные течения	Газовая динамика (при $k = 0$)
Течения в пограничных слоях (вязкость существенна вблизи поверхности)	Ламинарные течения (очень малые Re) Турбулентные течения (большие Re)	Перенос тепла (также существен)
Отрывные течения (вязкость существенна везде)	Ламинарные течения (малые Re) Турбулентные течения	Перенос тепла (также существен)

Граничные условия учитывают специфику рассматриваемой задачи. Все компоненты скорости принимаются равными соответствующим компонентам скорости твердой поверхности, в случае если, граница области расчета образована твердыми стенками. Таким образом, проникновение жидкости вдоль границы и движение по нормали к ней не является возможным. Сдвиговые напряжения, в качестве граничного условия, и скорость являются непрерывны на границе жидкость – жидкость. Также, при рассмотрении обтекания механизированного крыла, которое погружено в среду, необходимо задать условия на границах, что удаленные от тела. При этом задаются все зависимые переменные на входных и выходных границах жидкости. При условии, что течение вдали от тела, то его целесообразно рассматривать как локально невязкое, а на выходной границе достаточно поставить лишь одно граничное условие.

Если в потоке образуются области отрывных течений, то должна быть рассмотрена полная система уравнений, при отсутствии массовых сил система уравнений, в безразмерном виде в двумерном случае в декартовых координатах имеет вид:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0, \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial x} = \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right], \quad (2.6)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial p}{\partial y} = \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right]. \quad (2.7)$$

Ламинарные течения при малых числах Рейнольдса ($\text{Re} < 200$) описывают решения этой схемы. Важно заметить, что течения становятся турбулентными при больших числах Рейнольдса.

Принятая в работе методика решения систем уравнений метода дискретных вихрей, который основан на теории Белоцерковского [18] и потенциалов, разработана для применения к аэроупругому крылу в [19], [20] и детально изложена в [21], [22].

Метод конечных элементов [23-27].

Применяемая для анализа методика использования МКЭ основана на решении системы уравнений Навье-Стокса в частной постановке для адиабатного процесса, с моделированием влияния турбулентности с помощью общепринятой расчетной модели SST.

Стационарное уравнение Навье-Стокса для несжимаемого вязкого течения в естественных переменных представлено уравнением количества движения:

$$-\nu \nabla^2 \mathbf{u} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} + \nabla p = \mathbf{f}. \quad (2.8)$$

И уравнением неразрывности:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0, \quad (2.9)$$

в области $\Omega \subset \mathbb{R}^2$. Введены следующие обозначения: \mathbf{u} – вектор скорости, p – давление, \mathbf{f} – вектор массовых сил, ν – кинематическая вязкость.

Краевые условия на границе области $\Gamma = \partial \Omega$:

$$\mathbf{u}|_{\Gamma} = \mathbf{g}. \quad (2.10)$$

Для численного моделирования турбулентного течения несжимаемой жидкости использовалось уравнение Рейнольдса:

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0, \quad (2.11)$$

$$\frac{\partial p v}{\partial t} + \nabla (p v v) = -\nabla p + \nabla (\tau^m + \tau^t), \quad (2.12)$$

где, тензор вязких напряжений

$$\tau_{ij}^m = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right), \quad (2.13)$$

τ^t – тензор рейнольдсовых напряжений.

Уравнения Рейнольдса замыкались с помощью следующих моделей турбулентности: стандартной k-ε модели турбулентности, k-ε модели Чена [28], k-ε SST модели Ментера [29], модели Спаларта-Аллмараса, а также модификаций моделей Спаларта-Аллмараса и k-ω SST, учитывающих кривизну линий тока. В этих моделях напряжения Рейнольдса выражаются через тензор скоростей деформации и турбулентную вязкость:

$$\tau_{ij}^t = \mu_t \left[\left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} p k \right], \quad (2.14)$$

Для моделирования граничных условий на стенках использовался метод пристеночных функций.

В модели Спаларта-Аллмараса SA решается уравнение на модифицированную вязкость, которое имеет вид:

$$\frac{\partial(p\tilde{v})}{\partial t} + \nabla(pv\tilde{v}) = \frac{1}{\sigma} \nabla[(\mu + p\tilde{v})\nabla\tilde{v}] + \frac{C_{b2}p}{\sigma} (\nabla\tilde{v})^2 + C_{b1}f_{r1}p\tilde{S}\tilde{v} - C_{w1}pf_w \left(\frac{\tilde{v}}{d}\right)^2, \quad (2.15)$$

Функция f_{r1} представляет собой поправочный коэффициент, который описывает влияние на турбулентность кривизны линий тока и введен в работе [23] (модель SARC). Данная функция имеет вид:

$$f_{r1}(r^*, \tilde{r}) = 2r^* \left(\frac{1 + C_{r1}}{1 + r^*} \right) [1 - C_{r3} \arctg(C_{r2}\tilde{r})] - C_{r1}, \quad (2.16)$$

$$\tilde{r} = 2\Omega_{jk} S_{jk} \left(\frac{DS_{ij}}{Dt} \right) D^{-4}, \quad D^2 = 0,5(S^2 + \Omega^2), \quad (2.17)$$

$$S^2 = 2S_{ij}S_{ij}, \quad \Omega = 2\Omega_{ij}\Omega_{ij}, \quad r^* = S/\Omega, \quad (2.18)$$

$$C_{r1} = 1, \quad C_{r2} = 12, \quad C_{r3} = 1, \quad (2.19)$$

где: S_{ij} – тензор скоростей деформации; DS_{ij}/Dt – компоненты субстациональной производной тензора скоростей деформации; Ω_{ij} – тензор завихренности.

В работе [24] аналогичная поправка на кривизну линий тока была применена к модели $k-\omega$ SST (модель SST-CC). Поправка f_{rot} вводится в члены генерации k и ω :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla(\rho vk) = P_k f_{rot} - \beta^* \rho k \omega + \nabla(\mu_{ef} \nabla k), \quad (2.20)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \nabla(\rho v \omega) = \alpha \frac{\rho P_k}{\mu_t} f_{rot} - D_\omega + Cd_\omega + \nabla(\mu_{ef} \nabla \omega), \quad (2.21)$$

где: P_k – генерация энергии турбулентных пульсаций, D_ω – диффузионный и Cd_ω – кросс-диффузионный члены уравнения переноса удельной диссипации энергии турбулентных пульсаций.

Также в работе [24] предложено внести ограничитель на поправочный множитель и записывать поправку f_{rot} в виде:

$$f_{rot} = \max[\min(f_{r1}, 1, 25), 0, 0]. \quad (2.22)$$

Данное определение ограничивает поправочную функцию в промежутке от 0 (стабилизированное течение без генерации турбулентности) до 1,25 (интенсивная

генерация турбулентности). Нижнее ограничение введено по соображениям вычислительной устойчивости. Ограничение сверху введено потому, что в модели $k-\omega$ SST, в отличие от модели SA, генерация турбулентности рассчитывается из тензора скоростей деформации S , а не тензора завихренности Ω . Генерация турбулентности, основанная на сдвиге S , обычно выше, чем основанная на завихренности Ω . Чтобы избежать излишней генерации, вводится ограничение сверху.

Кроме того, несколько отличается определение величины f_{rot} :

$$\tilde{r} = 2\Omega_{jk} S_{jk} \left(\frac{DS_{ij}}{D_t} \right) \frac{1}{\Omega D^3}, D^2 = \max(S^2, 0,09\omega^2), C_{r2} = 2. \quad (2.23)$$

Изменение в определении величины D введено, чтобы избежать нулевых значений в свободном потоке, а замена D^4 на ΩD^3 – чтобы учесть Ω в новом определении.

Метод DES сочетает подходы RANS и LES. В областях потока, где размер вычислительной сетки Δ достаточен для разрешения энергонесущих вихрей, т.е. при $\Delta < L_t$ применяется метод LES, а в остальной области – RANS. Первая версия DES базировалась на модели Спаларта-Аллмараса SA, в которой в качестве характерного линейного масштаба турбулентности используется расстояние до стенки d . При моделировании отсоединенных вихрей этот масштаб заменяется функцией

$$d = \min(d, C_{DES}\Delta), \quad (2.24)$$

где: C_{DES} – эмпирическая константа, а Δ определяется как максимальный из трех размеров контрольного объема $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$. Таким образом, в пограничных слоях работают RANS модели, а в остальной области – LES.

В настоящей работе метод DES основывается на $k-\omega$ SST модели Ментера и ограничении турбулентной вязкости:

$$\tilde{\mu}_t = \frac{\mu_t}{F_{DES}}, \quad (2.25)$$

$$F_{DES} = \max(L_t/(C_{DES}\Delta), 1), \quad (2.26)$$

$$L_t = k^{3/2}/\varepsilon, \quad (2.27)$$

$$C_{DES} = 0,61. \quad (2.28)$$

Метод DES позволяет рассмотреть крупномасштабные турбулентные пульсации, оценить их частотные характеристики и величину.

Дискретизация уравнений переноса осуществлялась по методу контрольного объема на блочно-структурированной сетке. Связь полей скорости и давления для несжимаемой жидкости реализовывалась с помощью процедуры SIMPLEC. Для аппроксимации конвективных членов уравнения на компоненты импульса использовалась схема Quick (схема Леонардо) [30]. Для аппроксимации конвективных членов уравнения на турбулентные характеристики использовалась схема Umist TVD [30]. Нестационарные слагаемые аппроксимировались по неявной схеме 2-го порядка точности. Диффузионные члены аппроксимировались по схеме 2-го порядка.

Область, в которой ищется решение дифференциальных уравнений, разбивается на конечное количество подобластей (элементов). В каждом из элементов произвольно выбирается вид аппроксимирующей функции., которая в первой итерации является полиномом первой степени. Вне области расчетного элемента аппроксимирующая функция равна нулю. Значения функций на границах элементов (в узлах) являются решением задачи и заранее неизвестны. Коэффициенты аппроксимирующих функций обычно определяются из условия равенства значения соседних функций на границах между элементами (в узлах). Затем эти коэффициенты выражаются через значения функций в узлах элементов. Составляется система линейных алгебраических уравнений. Количество уравнений равно количеству неизвестных значений в узлах, на которых ищется решение исходной системы, прямо пропорционально количеству элементов и ограничивается только возможностями электро-вычислительных машин. Так как каждый из элементов связан с ограниченным количеством соседних, система линейных алгебраических уравнений имеет разреженный вид, что существенно упрощает её решение.

Панельно-вихревой метод.

В работе [31] представлено обобщение методики, основанной на использовании панельно-вихревого метода для решения задач обтекания разрезного много-

элементного крыла с учетом вязкости при полете на дозвуковых скоростях без учета влияния сжимаемости. Автором последовательно выполнен анализ типа течения, алгоритмов расчета безотрывного обтекания несущей поверхности, расчета отрывного обтекания много-элементного крыла, основанной на системе уравнений отрывного обтекания пограничного слоя и принятой методики вязко-невязкого взаимодействия.

2.1.2. Расчет безотрывного обтекания.

На взлетно-посадочных режимах при безотрывности потока и малых скоростях самолета течение описывается уравнением Лапласа для потенциала скорости

$$\Delta\Phi = 0, \quad (2.29)$$

скорость потока совпадает с невозмущенной в бесконечно удаленной точке от поверхности самолета

$$\text{grad}(\Phi)|_{\infty} = V_{\infty}, \quad (2.30)$$

на поверхности S компоновки удовлетворяется условие непротекания - отсутствие нормальной составляющей скорости,

$$v_n|_S = 0, \quad (2.31)$$

на острых задних кромках крыла и других несущих элементов компоновки выполняется условие Кутта - Жуковского. Перепад статического давления на поверхности вихревой пелены отсутствует.

Метод симметричных особенностей, предложенный для расчета обтекания профиля [32], а также в дальнейшем распространенный [33] на случай обтекания крыла, предлагается как базовый. Суть метода в следующем: слои вихрей (интенсивность изменяется по линейному закону вдоль хорды панели) и источников (интенсивность постоянна в пределах панели) распределяются по панелях поверхности крыла. В пределах одной полосы панелей на противоположных сторонах крыла интенсивности источников и вихрей одинаковы. В контрольных точках, которые расположены в центрах панелей, выполняются граничные условия непротекания, условие Чаплыгина-Жуковского выполняется путем приравнивания

интенсивности вихревого слоя на задней кромке нулю. В случае компоновки [34] применяется метод источников на слабо несущем теле типа фюзеляж, причем на подфюзеляжной части крыла при симметричном обтекании обеспечивается выполнение гипотезы о постоянстве циркуляции.

Принцип дискретных аналогов распределенных слоев, был предложен в [34]. В виде отрезков источников, что расположены на панели, и вихревых отрезков была предложена аппроксимация конечной суммой скоростей от дискретных особенностей с целью приближенного расчета скорости индуцируемыми непрерывными слоями гидродинамических особенностей. Количество дискретных особенностей в пределах панели, которые моделируют непрерывное распределение по хорде панели не является постоянным. Оно изменяется от 1 до 64 отрезков, это зависит от расстояния от точки где определяется скорость до центра панели. Суммарная интенсивность источников на панели и циркуляция вихрей не зависят от количества отрезков. Скорость от непрерывного слоя вихрей аппроксимируется следующим выражением:

$$\vec{v}^{\gamma} = \sum_{i=1}^N \vec{v}_i^{\gamma} \bar{\gamma}_i, \quad (2.32)$$

где: $\bar{\gamma}_i = \frac{2i-1}{N^2}$, \vec{v}_i^{γ} - скорость индуцируемая i -ым подковообразным вихрем;

N - число дискретных особенностей на панели.

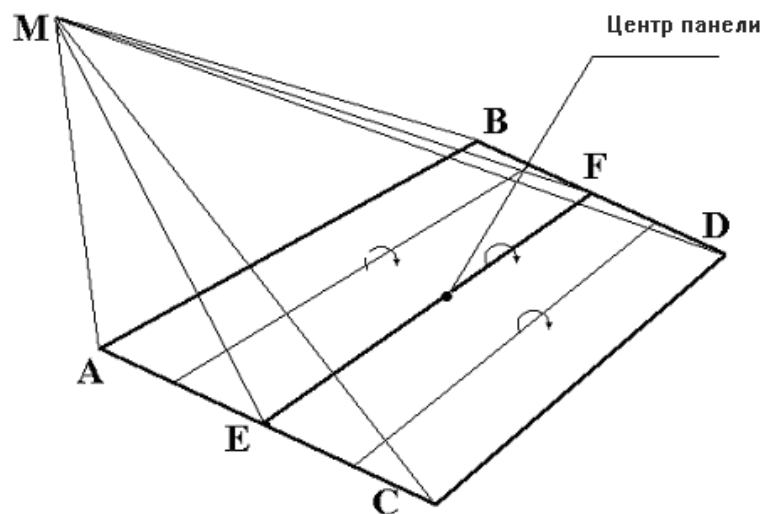


Рис. 2.1. Расчетная схема базового метода

Ниже показано выражение для скорости геометрии панели (Рис. 2.1):

$$\begin{aligned} \vec{V}_i^\gamma = & \frac{1}{4\pi} \left(\frac{CA \times CM}{|CA \times CM|^2} \left[\frac{CA \times CM}{|CM|} - \frac{CA \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} \right] \right) + \\ & + \frac{1}{4\pi} \left(\frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{a}_i \times \vec{q}_i|^2} \left[\frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{\vec{a}_i \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} \right] \right) + \\ & + \frac{1}{4\pi} \left(\frac{BD \times DM}{|BD \times DM|^2} \left[\frac{BD \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} - \frac{BD \times DM}{|DM|} \right] \right) \end{aligned} \quad (2.33)$$

$$\text{где: } \vec{q}_i = CM - \left(\frac{2i-1}{2N} \right) CA; \quad \vec{p}_i = DM - \left(\frac{2i-1}{2N} \right) BD; \quad \vec{a}_i = CD - \left(\frac{2i-1}{2N} \right) (CA + BD) \quad (2.34)$$

Для скоростей индуцируемых распределением источников имеем следующее выражение

$$\vec{V}^\sigma = \sum_{i=1}^N \vec{V}_i^\sigma \bar{\sigma}_i \quad (2.35)$$

$$\text{где: } \bar{\sigma}_i = \frac{1}{N};$$

$$\vec{V}_i^\sigma = \frac{1}{4\pi} \frac{[\vec{a}_i \times \vec{q}_i] \times \vec{a}_i}{|\vec{a}_i \times \vec{q}_i|^2 |\vec{a}_i|} \left[\frac{\vec{a}_i \times \vec{q}_i}{|\vec{q}_i|} - \frac{\vec{a}_i \times \vec{p}_i}{|\vec{p}_i|} \right] + \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{a}_i}{|\vec{a}_i|} \left[\frac{1}{|\vec{p}_i|} - \frac{1}{|\vec{q}_i|} \right]. \quad (2.36)$$

По сравнению с алгоритмом, что основывается на вычислении точных значений интегралов от непрерывных слоев (распределены в пределах панели), более простые выражения, что описывают возмущения скорости от отрезков источников и вихрей, значительно сокращают потребные ресурсы ЭВМ. Без потери точности расчета заметно снизился затраты времени счета. Ограничения, которые свойственны другим методам по форме панели, позволяет снять использование дискретного аналога в виде отрезков. Также, это позволяет расширить возможности по геометрическому описанию поверхности.

Криволинейные вихревые шнуры циркуляции постоянной интенсивности модерируют вихревую пелену за крылом. Вихревые шнуры циркуляции, которые сбегаются с задней и возможно боковыми кромками крыла, могут быть заменены системой вихревых отрезков. В рамках данной задачи, вихревые шнуры циркуляции на значительном удалении от крыла замыкаются полубесконечными отрезками, которые направлены по скорости невозмущенного потока.

Форму вихревой пелены в зоне ближнего следа можно определить методом итераций. Для этого задается некоторое начальное приближение геометрии пелены; в линейной постановке решается задача обтекания; определяются интенсивности особенностей распределенных по поверхности летательного аппарата; положение каждого вихревого отрезка должно быть откорректировано таким образом, чтобы направление каждого отрезка совпадало с направлением вектора скорости в его середине. Повторный цикл (решение задачи обтекания с учетом изменения формы пелены, корректируются интенсивности особенностей и т.д.) начинается при достижении сходимости по форме. В случае, установления формы вихревой пелены, а также интенсивностей гидродинамических особенностей (определяют суммарные и распределенные аэродинамические характеристики ЛА) итерационный процесс считается законченным.

Еще одной особенностью теории вихревых шнуров является наличие сингулярности в непосредственной близости отрезка дискретного вихря. При этом создается искусственная вязкость в виде ядра вихря. Как вариант, была использована гладкая аналитическая функция (при приближении к отрезку собственная возмущенная скорость стремится к нулю, при удалении порядка двух радиусов дискретизации стремится к значению, а именно формуле Био-Савара).

При определении аэродинамических характеристик самолета в полной компоновке должного внимания также требует влияние вязкости. Понятие когерентных структур является наиболее современным представлением о 3-х мерном течении в пограничном слое. Физическое представление о когерентных структурах, которое является наиболее адекватным, предложено профессором Бабенко [35]. На сегодняшний день, решение когерентной модели пограничного слоя осуществляется с помощью МКЭ.

2.1.3. Расчет отрывного обтекания несущей поверхности.

2.1.3.1. Система уравнений отрывного обтекания.

Рассмотрим течение вязкой сжимаемой жидкости при больших числах Рейнольдса ($Re > 1$ млн.). В вязком пристеночном слое течение рассматривается как

турбулентное. Ниже представлены уравнения Навье-Стокса, которые осредненные по времени, в приближении тонкого слоя в криволинейных координатах для сжимаемого турбулентного потока:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial s}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho v)] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho uv)] - k_w \rho uv = \\ -\frac{\partial p}{\partial s} + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)\tau] - \frac{\partial}{\partial s}(\overline{\rho u'^2}) - k_w \overline{\rho u'v'}; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho v^2)] + k_w \rho u^2 = \\ -(1 - k_w n) \frac{\partial p}{\partial n} - \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)\rho v'^2] - \frac{\partial}{\partial s}(\overline{\rho u'v'}) - k_w \overline{\rho u'^2}, \\ \tau = \mu \frac{\partial u}{\partial n} - \overline{\rho u'v'}, \end{array} \right. \quad (2.37)$$

где: s - длина дуги образующей; n - нормаль; k_w - кривизна поверхности; ρ - плотность; u , v - тангенциальная и нормальная составляющие скорости; p - давление; μ - коэффициент вязкости, u' , v' - пульсационные составляющие скорости.

Граничные условия непротекания на поверхности обтекаемого тела u , $v = 0$, и стремление возмущенной скорости к нулю при бесконечном удалении от тела.

«Реальным Вязким Поток» (РВП) называется поток, который описывается системой уравнений (2.37). «Эквивалентным Невязким Поток» (ЭНП), система уравнений (2.38), в работе [36] предложено моделировать свойства РВП:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i v_i)] = 0; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i^2) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i u_i v_i)] - k_w \rho_i u_i v_i = -\frac{\partial p_i}{\partial s}; \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i v_i) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i v_i^2)] + k_w \rho_i u_i^2 = -(1 - k_w n) \frac{\partial p_i}{\partial n}. \end{array} \right. \quad (2.38)$$

Граничные условия на бесконечности равны граничным условиям РВП. Граничные условия, на поверхности обтекаемого тела, подбираются из условия совпадения свойств РВП и ЭНП на расстояниях больших, чем δ от обтекаемого тела.

При интегрировании по нормали от 0 до δ , с учетом эквивалентности потоков при $n > \delta$, получим разницу системы уравнений (2.38) ЭНП и системы (2.37) РВП [37]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho_{iw} v_{iw} = \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i - \rho u) dn; \\ \frac{d}{ds} \left[\int_0^{\delta} (\rho_i u_i^2 - \rho u^2) dn \right] - \rho_{iw} u_{iw} v_{iw} - \tau_w = \\ k_w \int_0^{\delta} (\rho_i u_i v_i - \rho uv) dn - k_w \int_0^{\delta} \overline{\rho u' v'} dn - \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (p_i - p) dn + \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn; \\ p_{iw} - p_w = \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i v_i - \rho uv) dn - \rho_{iw} v_{iw}^2 + \\ k_w \int_0^{\delta} (\rho_i u_i^2 - \rho u^2) dn + k_w \int_0^{\delta} (p_i - p) dn - k_w \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn + \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (-\overline{\rho u' v'}) dn, \end{array} \right. \quad (2.39)$$

где: w - значение величины на стенке.

Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \delta^* &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i - \rho u) dn; \\ \theta &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} [\rho u (u_{iw} - u) - \rho_i u_i (u_{iw} - u)] dn; \\ \theta_n &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i v_i - \rho uv) dn; \\ C_\tau &= \int_0^{\delta} \frac{(-\overline{\rho u' v'})}{\rho_{iw} u_{iw}^2} dn; \\ \Delta p &= p_{iw} - p_w. \end{aligned} \quad (2.40)$$

С учетом введенных значений, систему (2.39) можем изложить в следующем виде:

$$\begin{aligned} v_{iw} &= \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw} \delta^*); \\ \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw}^2 \theta) + \frac{\delta^*}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} &= \frac{1}{2} C_f + k_w (\theta_n + C_\tau) + \\ \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \left[- \int_0^{\delta} (p_i - p) dn + \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn \right]; & \\ \frac{\Delta p}{\rho_{iw} u_{iw}^2} &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw}^2 \theta_n) - \left(\frac{v_{iw}}{u_{iw}} \right)^2 + k_w (\theta + \delta^*) + \\ \frac{k_w}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} (p_i - p) dn - \frac{k_w}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn + \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (-\overline{\rho u' v'}) dn. & \end{aligned} \quad (2.41)$$

Значения данных величин, как показано в работе [38], могут быть выражены как:

$$\begin{aligned}
 \theta_n &= (\theta + \delta^*) \frac{d\delta^*}{ds}; \\
 \int_0^{\delta} (p_i - p) dn &= \frac{1}{2} \rho_{iw} u_{iw}^2 k^* (\theta + \delta^*)^2 + \int_0^{\delta} \overline{\rho v'^2} dn; \\
 \int_0^{\delta} \overline{\rho v'^2} dn &\cong 0.05 \rho_{iw} u_{iw}^2 \left(\frac{\overline{H} - 1}{\overline{H}} \right) \theta; \\
 \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn &\cong 0.12 \rho_{iw} u_{iw}^2 \left(\frac{\overline{H} - 1}{\overline{H}} \right) \theta; \\
 \int_0^{\delta} \overline{\rho u' v'} dn &\cong 0.03 \rho_{iw} u_{iw}^2 \left(\frac{\overline{H} - 1}{\overline{H}} \right)^2 \delta; \\
 \overline{H} &= \frac{\delta^*}{\theta},
 \end{aligned} \tag{2.42}$$

где: $k^* = k_w + \frac{d^2 \delta^*}{ds^2}$.

В таком случае, система (2.41) будет выглядеть следующим образом:

$$\begin{cases}
 v_{iw} = \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw} \delta^*); \\
 \frac{d\theta}{ds} + (H + 2 - M^2) \frac{\theta}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} = \frac{1}{2} C_f + E_1; \\
 \frac{\Delta p}{\rho_{iw} u_{iw}^2} = k^* (\theta + \delta^*) + E_2,
 \end{cases} \tag{2.43}$$

где: M - число Маха в невязком потоке на стенке, т.е. $M = M_{iw}$

$$\begin{aligned}
E_1 = k_w & \left\{ \overbrace{(\theta + \delta^*) \frac{d\delta^*}{ds}}^{1,1} + \overbrace{0.03 \left(\frac{H-1}{H} \right)^2 \delta}^{1,2} \right\} + \\
& \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \left\{ \rho_{iw} u_{iw}^2 \left[\overbrace{-\frac{1}{2} k^* (\theta + \delta^*)^2}^{1,3} + \overbrace{0.07 \left(\frac{H-1}{H} \right) \theta}^{1,4} \right] \right\}; \\
E_2 = \frac{d\delta^*}{ds} & \left\{ \overbrace{\frac{1}{2} C_f}^{2,1} - \overbrace{\delta^* (1-M^2) \frac{du_{iw}}{u_{iw} ds}}^{2,2} \right\} - \left\{ \overbrace{\delta^* (1-M^2) \frac{du_{iw}}{u_{iw} ds}}^{2,3} \right\}^2 + \\
& k_w \left\{ \overbrace{\frac{1}{2} k^* (\theta + \delta^*)^2}^{2,4} - \overbrace{0.07 \left(\frac{H-1}{H} \right) \theta}^{2,5} \right\} + \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \left\{ \overbrace{\rho_{iw} u_{iw}^2 0.03 \left(\frac{H-1}{H} \right)^2 \delta}^{2,6} \right\}.
\end{aligned} \tag{2.44}$$

Следовательно, задачу расчета обтекания профиля потоком вязкого турбулентного газа можно свести к решению равнозначной невязкой задачи, что описывается системой уравнений Эйлера (2.38) с учетом следующих условий на границе обтекаемого тела:

$$\begin{cases} v_{iw} = \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw} \delta^*); & (a) \\ \frac{d\theta}{ds} + (H+2-M^2) \frac{\theta}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} - \frac{1}{2} C_f \approx 0; & (b) \\ u_{iw} - u_w \approx k^* u_{iw} (\theta + \delta^*); & (c) \end{cases} \tag{2.45}$$

$$u_i(n) = u_e + O(\delta), \tag{2.46}$$

где: u_e - значение тангенциальной скорости на внешней границе пограничного слоя ($n=\delta$), из этого следует, что переменные (2.40) могут быть приближенно записаны в виде:

$$\delta^* \approx \int_0^\delta \left(1 - \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \right) dn; \quad \theta \approx \int_0^\delta \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e} \right) dn, \tag{2.47}$$

что делает более понятным их физический смысл:

δ^* - аналогична толщине вытеснения пограничного слоя,

θ - аналогична толщине потери импульса пограничного слоя.

Система уравнений (2.45) трактуется следующим образом:

Уравнение (2.45a) - граничное условие, что предложено Лайтхиллом [39]. Данное условие связывает величину нормальной скорости на поверхности обтекаемого тела с толщиной вытеснения пограничного слоя. Интенсивность источников, располагающихся на поверхности контура, такова, что линии тока оттесняются на расстояние δ^* [40, 41].

Уравнение (2.45b) - воспроизведение закона сохранения импульса в пограничном слое в продольном направлении. Данное уравнение идентично уравнению Кармана для пограничного слоя.

Уравнение (2.45c). Данное уравнение позволяет получить решение в реальном вязком потоке после того как определено решение в эквивалентном невязком потоке.

Систему уравнений (2.45) дополним уравнением для турбулентной кинетической энергии, которое получено из уравнений Навье-Стокса [42]:

$$\frac{1}{2} \rho \left[u \frac{\partial (u'^2 + v'^2)}{\partial x} + v \frac{\partial (u'^2 + v'^2)}{\partial y} \right] - \tau_T \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\overline{p'v'} + \frac{1}{2} \rho \overline{(u'^2 + v'^2)v'} \right] + \rho \varepsilon = 0, \quad (2.48)$$

где:

$\tau_T = -\rho \overline{u'v'}$ - касательное турбулентное напряжение;

$\varepsilon = \nu \left(\overline{u' \frac{\partial^2 u'}{\partial y^2}} \right)$ - диссипация пульсаций вязкого напряжения.

Уравнение расчета турбулентного пограничного слоя для турбулентной кинетической энергии, в методе Грина [43] приводится к уравнению "запаздывающей" эжекции:

$$\theta \frac{dC_E}{ds} = 2 \left\{ \frac{C_\tau}{C_\tau'} \right\} \left\{ \frac{a_1}{(u_m/u_e)(L/\delta)} \frac{C_{\tau EQ0}^{1/2} - \lambda C_\tau^{1/2}}{H + H_1} + \left[\frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} \right]_{EQ} - \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} \left[1 + 0.075 M^2 \left(\frac{1 + 0.2 M^2}{1 + 0.1 M^2} \right) \right] \right\}, \quad (2.49)$$

где:

C_τ - коэффициент касательного напряжения;

$C\tau = \tau_{\max} / \rho_e u_e^2$ - касательное напряжение (при $y/\delta = 0.2$); $C\tau' = dC\tau/dC_e$.

E_Q показывает, что соответствующая величина получена при равновесных условиях при неизменных формпараметрах и коэффициенте эжекции;

a_1 - параметр структуры турбулентности;

L/δ - безразмерная длина диссипации;

u_m/u_e - отношение продольной скорости в точке максимального напряжения сдвига к скорости на внешней границе пограничного слоя;

M - число Маха на внешней границе пограничного слоя.

Коэффициент эжекции (из 2.49) - количество газа, эжектируемое вязким течением из внешнего невязкого течения:

$$C_E = \frac{1}{\rho_e u_e} \frac{d}{ds} (\rho_e u_e H_1 \theta), \quad (2.50)$$

где: $H_1 = \frac{\delta - \delta^*}{\theta}$ - формпараметр.

Система уравнений пограничного слоя должна быть замкнута с помощью соотношений, которые выражают значения: коэффициента трения C_f , формпараметра H_1 , равновесных и неравновесных коэффициентов тангенциального напряжения $C\tau$, $C\tau_{EQ}$ через формпараметр H , а также число Рейнольдса Re , которое вычисленное по толщине потери импульса. При решении эквивалентной невязкой задачи, для того чтобы смоделировать вытесняющее воздействие следа, требуется, чтобы перепад нормальной составляющей скорости на линии разрыва составлял [43]:

$$(\Delta v)_c = v_{iu} - v_{il} = \frac{1}{\rho_{iu}} \frac{d}{ds} (\rho_{iu} u_{iu} \delta_u^*) + \frac{1}{\rho_{il}} \frac{d}{ds} (\rho_{il} u_{il} \delta_l^*), \quad (2.51)$$

где: c - значение величины в следе.

Разница между значениями скорости в ЭНП и РВП на линии разрыва соответственно на верхней и нижней поверхностях показана следующими уравнениями:

$$\begin{aligned} u_w - u_{iu} &\approx k_u^* u_{iu} (\theta_u + \delta_u^*); \\ u_w - u_{il} &\approx k_l^* u_{il} (\theta_l + \delta_l^*), \end{aligned} \quad (2.52)$$

где: $k_u^* = k_w + \frac{d^2 \delta_u^*}{ds^2}$; $k_l^* = k_w + \frac{d^2 \delta_l^*}{ds^2}$; k_w - кривизна линии разрыва.

Между нижней и верхней сторонами разрыва разница скорости составляет:

$$(\Delta u)_c = u_{iu} - u_{il} \approx k_w u_c (\theta_u + \theta_l + \delta_u^* + \delta_l^*), \quad (2.53)$$

где: $u_c = \frac{1}{2}(u_{iu} + u_{il})$.

Формирование граничного условия на обтекаемом контуре и в аэродинамическом следе за ним, что является необходимым при решении эквивалентной невязкой задачи, а также необходимо для получения решения реальной вязкой задачи, будет достигнуто путем решения системы уравнений (2.45), (2.49) и (2.50), которые описывают развитие турбулентного пограничного слоя.

2.1.3.2. Расчет вязко-невязкого взаимодействия.

На сегодняшний день есть множество способов постановки граничных условий, а именно, способов вязко-невязкого взаимодействия [44]. «Прямой» метод является широко применяемым и наиболее распространенным. Скорость на внешней границе пограничного слоя u получают на основе расчета невязкого обтекания, после получают толщину вытеснения пограничного слоя δ^* , данный параметр используют для смены формы самого профиля или для изменения граничных условий во время последующего решения невязкой задачи. Данная процедура повторяется до сходимости.

Уравнения (2.45) и (2.50) искомим в следующем виде:

$$C_E u = (1 - M^2) H_1 \theta \frac{du}{ds} + \left(H_1 \frac{d\theta}{ds} + \theta \frac{dH_1}{ds} \right) u, \quad (2.54)$$

$$v = (1 - M^2) H \theta \frac{du}{ds} + \left(H \frac{d\theta}{ds} + \theta \frac{dH}{ds} \right) u. \quad (2.55)$$

Вводим формпараметр эквивалентного несжимаемого течения \bar{H} , который связан с H соотношением [43]. Введение указанного формпараметра связано с тем,

что замыкающие соотношения пограничного слоя выведены для несжимаемой жидкости:

$$H = (\bar{H} + 1)z - 1; z = 1 + 0.2M^2. \quad (2.56)$$

С учетом (2.45b) и принимая во внимание, что

$$\frac{dH_1}{ds} = \bar{H}'_1 \frac{d\bar{H}}{ds}; H_1' = \frac{dH_1}{d\bar{H}}. \quad (2.57)$$

уравнения (2.54) и (2.55) можно изложить следующим образом:

$$C_E u = -(H + 1)H_1 \theta \frac{du}{ds} + \left(H_1' \theta \frac{d\bar{H}}{ds} + \frac{1}{2} C_f H_1 \right) u. \quad (2.58)$$

$$v = -(H + 1)(H - 0.4M^2) \theta \frac{du}{ds} + \left(z \theta \frac{d\bar{H}}{ds} + \frac{1}{2} C_f H \right) u. \quad (2.59)$$

При использовании «прямого» метода расчета в решении внешней невязкой задачи с известным значением величины нормальной составляющей скорости на поверхности v получаем значение величины градиента скорости на внешней границе пограничного слоя du/ds . На основе интегрального или дифференциального (конечно-разностного) подходов можем получить решение внутренней вязкой задачи. В данной работе, на основе интегрального подхода, что не ограничивает общности рассмотрения, осуществляется анализ методов вязко-невязкого взаимодействия. Решение задачи получаем путем интегрирования системы дифференциальных уравнений: уравнения импульсов (2.45b), уравнения для «запаздывающей» эжекции (2.49), уравнения (2.58), представленного в виде:

$$\theta \frac{d\bar{H}}{ds} = \frac{1}{H_1'} \left[C_E - H_1 \left\{ \frac{1}{2} C_f - (H + 1) \frac{\theta}{u} \frac{du}{ds} \right\} \right]. \quad (2.60)$$

Из уравнения (2.59) с подстановкой в него (2.60) получаем новое значение составляющей скорости v на обтекаемом контуре:

$$v = \frac{P}{T} \frac{du}{ds} + \frac{Q}{T} u, \quad (2.61)$$

где:

$$T = \frac{\tilde{H}'_1}{H\tilde{H}'_1 - H_1}; P = -(H+1)(1-0.4M^2T)\theta.$$

$$Q = \frac{1}{2}C_f + \frac{C_E T}{\tilde{H}'_1}; \tilde{H}'_1 = \frac{H_1}{z}.$$

Применение “прямого” метода ограничено только безотрывным обтеканием, а при условии наличия отрыва, решить задачу становится невозможным. Если градиенты формпараметра и скорости выразить через значения коэффициентов эжекции C_E и нормальной скорости v [45, 46], то уравнения (2.58) и (2.59) будут представлены в следующем виде:

$$\theta \frac{d\bar{H}}{ds} = \frac{1}{D} \left[\frac{u}{v} H_1 - C_E (H - 0.4M^2) - \frac{1}{5} C_f H_1 M^2 \right], \quad (2.62)$$

$$\frac{du}{ds} = \frac{T}{P} v - \frac{Q}{P} u, \quad (2.63)$$

где: $D = -(H\tilde{H}'_1 - H_1)(1 - 0.4M^2T)z$.

Тогда, величина v (производная от толщины вытеснения δ^*) задается на внешней границе пограничного слоя, при этом скорость u также рассчитывается на внешней границе. При расчете во внешней области течения получаем значение величины «невязкого» градиента скорости du^i/ds на обтекаемом контуре, при расчете вязкой области обратным методом, получаем величину “вязкого” градиента du^v/ds . Разность между значениями градиентов/скоростей может быть использована для расчета новой величины нормальной скорости v :

$$v_{new} = v_{old} + \omega \left\{ \left(\frac{du}{ds} \right)^v - \left(\frac{du}{ds} \right)^i \right\}. \quad (2.64)$$

В работе [45] рассчитано оптимальное значение для коэффициента релаксации ω . Метод расчета сходится с отрывным пограничным слоем и с присоединенным. При наличии протяжных отрывов и больших толщин вытеснения, время расчета может быть значительно увеличено с целью достижения высокого уровня сходимости. Также, может возникнуть “высокочастотная” неустойчивость при достаточно «толстом» (относительно шага разностной сетки) пограничном слое [45].

В данной работе используется смешанный метод учета вязко-невязкого взаимодействия. «Прямой» метод, при котором расчет пограничного слоя осуществляется по известному распределению давления, используется в областях ламинарного и присоединенного тонкого турбулентного ($H < 1.4$) пограничного слоя. «Квазисовременный» метод учета вязко-невязкого взаимодействия (описание в [47, 48]) применяется на остальной части обтекаемого контура. При заданном значении v осуществляется решение внутренней вязкой задачи. С помощью метода Рунге-Кутты-Мерсона (пятого порядка точности с автоматическим выбором шага) осуществляется интегрирование системы дифференциальных уравнений:

1. уравнения импульсов (2.45b);
2. уравнения (2.60) (следствие уравнений (2.45a), (2.50));
3. уравнения “запаздывающей” эжекции Грина (2.49).

Значения переменных T , P , Q уравнения (2.61) (также следствие уравнений (2.45a), (2.50)) в нижеуказанном виде, получены из рассчитанных параметров пограничного слоя:

$$Tv - P \frac{du}{ds} - Qu = 0. \quad (2.65)$$

В вязких следах на линии разрыва:

$$T_c (\Delta v)_c - P_c \frac{du_c}{ds} - Q_c u_c = 0, \quad (2.66)$$

где: $T_c = T_u T_1$; $P_c = P_u T_1 + P_1 T_u$; $Q_c = Q_u T_1 + Q_1 T_u$.

В данной работе не учитывался скачок тангенциальной составляющей скорости (уравнение (2.51)).

2.1.3.3. Система уравнений пограничного слоя.

Система уравнений пограничного слоя замыкается за счет следующих соотношений:

$$H_1 = H_1(\bar{H}, R_\theta), \quad (2.67)$$

$$C_f = C_f(\bar{H}, R_\theta), \quad (2.68)$$

$$C_{E_{EQ0}} = C_{E_{EQ0}}(\overline{H}, R_\theta), \quad (2.69)$$

$$C_\tau = C_\tau(\overline{H}, R_\theta). \quad (2.70)$$

Указанные соотношения, в методе Грина [43], действительны для присоединения потока, а также не могут быть использованы для расчета отрывных зон. Для отрыва предполагается, что пограничный слой имеет двухслойную структуру:

- слой с логарифмическим законом распределения скоростей;
- наиболее толстый слой смешения (следовая часть пограничного слоя).

Учитывая выше изложенное, семейство профилей скорости определяется следующим образом:

$$\frac{u}{u_e} = 1 + C_1 \ln(\eta) - C_2 F(\eta); \eta = y / \delta, \quad (2.71)$$

$$F(\eta) = \begin{cases} 1, & 0 \leq \eta \leq \eta^* \\ f(\xi), & \eta^* \leq \eta \leq 1; \xi = \frac{\eta - \eta^*}{1 - \eta^*}, \end{cases}$$

где:

$$C_1 = \frac{C_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|C_f|}} \frac{1}{\kappa}; \quad \kappa = 0.41$$

$$1 - C_2 = C_1 \left[\ln \left(\text{Re}_{\delta^*} \frac{C_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|C_f|}} \right) + D_1 \kappa \right]; \quad D_1 = -5.25$$

Профили с зоной возвратных течений, которые свойственны для отрывного пограничного слоя, являются составляющей данного семейства профилей скорости. Скорость возвратного течения в зоне отрыва определяется C_2 . Следовую часть профиля скорости (различные способы задания этой функции рассматривали в своих работах Вильямс [49] и Кросс [50]) определяет функция $f(\xi)$. По высоте пограничного слоя зону возвратного течения ограничивает величина η^* (в отрывном потоке величина определяется эмпирически через величину $\alpha = \delta^*/\delta$, а в присоединенном потоке она равна нулю). При больших значениях H (зона развитого турбулентного отрыва), $d\eta^*/d\alpha \approx 2.3$ [51]. В промежуточной области (между

безотрывным обтеканием и областью с сильным отрывом) связь между η^* и α рассчитывается с помощью квадратичной функции:

$$\eta^* = \begin{cases} 0 & ; & 0 \leq \alpha < \alpha_0 \\ \frac{2.3}{2(\alpha_1 - \alpha_0)} (\alpha_1 - \alpha_0)^2 & ; & \alpha_0 \leq \alpha < \alpha_1 \\ 2.3 \cdot \alpha + 1 - 2.3 & ; & \alpha_1 \leq \alpha < 1 \end{cases} \quad (2.72)$$

Область отрывного обтекания ограничивается величиной α_0 и определяется выбором функции $f(\xi)$. Значение величины α однозначно определяет формпараметры:

$$\bar{H} = \frac{\alpha}{\theta/\delta}; H_1 = \bar{H} \left(\frac{1}{\alpha} - 1 \right). \quad (2.73)$$

Различные зависимости $H_1(\bar{H})$ определяются выбором следовой части профиля скорости $f(\xi)$.

На Рис. 2.2 и в аналитическом виде представлена зависимость $H_1(\bar{H})$:

$$\begin{aligned} \text{профиле - } H_1 &= \begin{cases} \frac{0.63\bar{H} + 1}{\bar{H} - 1} \bar{H} + 0.75; & \bar{H} < 2.61 \\ 7.27 + \frac{25.07}{\bar{H} - 0.42} - \frac{35.78}{\bar{H}}; & \bar{H} \geq 2.61 \end{cases}, \\ \text{в следе - } H_1 &= \begin{cases} \frac{0.40\bar{H} + 1}{\bar{H} - 1} \bar{H}; & \bar{H} < 2.61 \\ 4.00 + \frac{1.83}{\bar{H} - 1.18} - \frac{5.12}{\bar{H}}; & \bar{H} \geq 2.61 \end{cases}. \end{aligned} \quad (2.74)$$

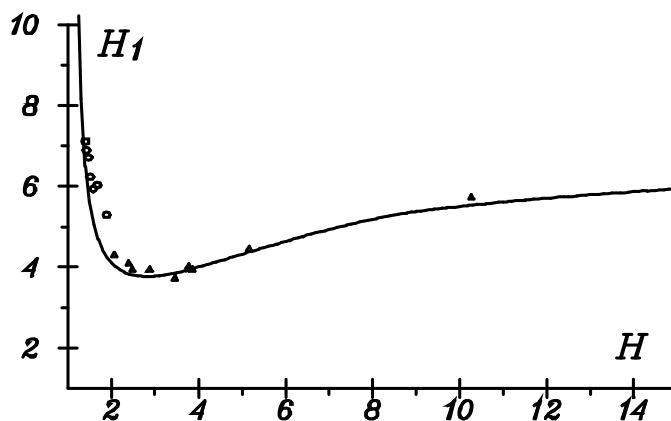


Рис. 2.2. Зависимость $H_1(\bar{H})$.

На Рис. 2.3. и ниже показан коэффициент трения C_f :

$$C_f = \frac{0.3 \exp(-1.33\bar{H})}{[\log_{10}(R_\theta)]^{1.74+0.31\bar{H}}} + (1.1 \times 10^{-4}) \left[\tanh\left(4 - \frac{\bar{H}}{0.875}\right) - 1 \right]. \quad (2.75)$$

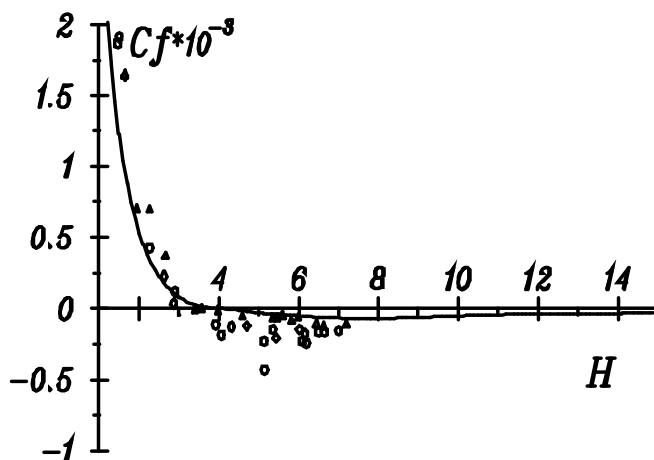


Рис. 2.3. Зависимость C_f (\bar{H}).

С использованными в работе [52] соотношениями, соотношения (2.69) и (2.70) совпадают для присоединенного пограничного слоя, а в области развитого отрыва (при $\bar{H} > 5$) они являются равными:

$$C_{E_{EQ0}} = 0.024C_2, \quad (2.76)$$

$$C_\tau = 4.4C_E^2. \quad (2.77)$$

При этом, коэффициент α можно определить из соотношения (2.72), а α_0 определяется из условия минимума кривых (2.74). Ниже представлена необходимая в соотношении (2.75) скорость возвратного течения в зоне отрыва C_2 :

$$\frac{\delta^*}{\delta} = \alpha = C_1 + 0.5C_2(1 + \eta^*). \quad (2.78)$$

Величины a_1 , L/δ и u_m/u_e , которые в присоединенном потоке имели значения 0.15, 0.08 и 0.67 соответственно, а в отрывном течении данные величины были равны 0.16, $0.08*(1-\eta^*)$ и $1-0.7*C_2$ соответственно, в оторвавшемся потоке необходимо изменить [53]. Плавное сопряжение зависимостей (3.57-60) для присоединенного пограничного слоя и приведенных выше параметров осуществляется при $2 < \bar{H} < 5$.

2.1.3.4. Расчет ламинарной части пограничного слоя и перехода.

Метод, который используется для расчета ламинарного пограничного слоя, описан в работе [54]. Не имея особенности в точке отрыва, система управлений разрешает получать решение в области отрицательных значений коэффициента поверхностного трения. Также, возможен расчет течений, в которых формируются короткие ламинарные отрывные пузыри. В методике, которая предложена в данной работе, положение перехода пограничного слоя может определяться в процессе расчета или быть заданным изначально. В.М. Галкиным в работе [55] разработан расчет положения ламинарно-турбулентного перехода. В работе говорится, что переход осуществляется в результате развития неустойчивых возмущений в пограничном слое, после чего переход наступает в точке, в которой значение местной амплитуды самых неустойчивых волн Толлмина-Шлихтинга приравняется к заданному эмпирическому значению. Величиной возмущений в точке потери устойчивости и коэффициентом n нарастания возмущений с местными характеристиками пограничного слоя определяется местная амплитуда возмущений. Коэффициент n нарастания возмущений являет собой отношение местной амплитуды возмущений к амплитуде возмущений в точке потери устойчивости $n=A/A_{кр}$.

Для определения начальной амплитуды возмущений в точке потери устойчивости, необходимо определить коэффициент преобразования внешних возмущений в волны неустойчивости в зависимости от типа и спектрального состава внешних возмущений, а также шероховатости поверхности обтекаемого тела. Параметрическая зависимость уровня начальных возмущений в точке потери устойчивости от степени турбулентности внешнего течения, числа Рейнольдса, а также шероховатости поверхности была сформулирована исходя из обработанных экспериментальных данных. Точка перехода, которая определяется в расчете, соответствует середине зоны перехода. В зоне перехода вводится распределение коэффициента перемежаемости вдоль данной зоны, которое зависит от степени внешней турбулентности и местного градиента давления. Это необходимо для расчета параметров пограничного слоя в зоне перехода. Расчет характери-

ламинарного и турбулентного слоя проводится в области перехода. Результаты значений местного коэффициента трения, толщин вытеснения, потери импульса определяются с помощью формул:

$$\begin{aligned}\delta^* &= (1-\gamma)\delta_{lam}^* + \gamma\delta_{turb}^*; \\ \theta &= (1-\gamma)\theta_{lam} + \gamma\theta_{turb}; \\ C_f &= (1-\gamma)C_{f\ lam} + \gamma C_{f\ turb}.\end{aligned}\quad (2.79)$$

Благодаря системе интегральных уравнений ламинарного пограничного слоя, есть возможность продолжать расчет за точкой ламинарного отрыва. В методике, которая предложена в работе, расчет устойчивости ведется как и для присоединенного слоя, а за точку ламинарного отрыва (считается, что происходит присоединение турбулентного пограничного слоя) берется $C_f=0$. Толщины потери импульса θ вблизи точки присоединения и значительный градиент скорости на внешней границе u_e имеет типичный отрывной пузырь. Данные величины при малых расстояниях (особенно при небольших числах Рейнольдса) подвергаются заметным скачкам Δu_e и $\Delta\theta$. При интеграции уравнения импульса по x на малом интервале Δx , не учитывая при этом трение на стенке C_f , можем получить соотношение, которое связывает скачки Δu_e и $\Delta\theta$. Это соотношение можно выразить следующим уравнением:

$$\frac{\Delta\theta}{\theta} \cong - (2 + H - M^2) \frac{\Delta u_e}{u_e}. \quad (2.80)$$

Уравнение (2.80) применяется для определения начальных условий для расчета турбулентного пограничного слоя за точкой присоединения. При использовании алгоритма типа Рунге-Кутты третьего порядка с последовательным повышением точности, можем получить численное решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений, которое описывает ламинарный пограничный слой.

2.1.3.5. Определение сопротивления крыловых профилей.

На основе интегрирования по поверхности профилей коэффициентов давления и трения получаем способ расчета:

$$\begin{aligned}
C_\tau &= \oint C_f dx + \oint C_p dy; \\
C_n &= \oint C_p dx + \oint C_f dy; \\
C_x &= C_\tau \cos(\alpha) + C_n \sin(\alpha); \\
C_y &= C_n \cos(\alpha) - C_\tau \sin(\alpha).
\end{aligned}
\tag{2.81}$$

Данный расчет при вычислении сопротивления может дать заметную погрешность. Погрешность вызвана тем, что рассчитывается как правила малая величина, которая в данном случае является разницей больших величин. В целом, в схеме расчета внешнего невязкого обтекания, погрешность может быть связана формированием на скачках уплотнения дополнительных источников массы, которые образуют дополнительное волновое сопротивление. Корректировать величину сопротивления можно с помощью формулы [56]:

$$\Delta C_x = 2 (V^* - 1) Q, \tag{2.82}$$

где: V^* - критическая скорость, Q - суммарная интенсивность источников в поле течения на скачка уплотнения.

Величина полного профильного сопротивления по параметрам пограничного слоя на задней кромке может быть вычислена с помощью способа Сквайра-Янга [57]:

$$C_x = 2 \theta_\infty, \tag{2.83}$$

где: θ_∞ - толщина потери импульса далеко вниз по потоку.

Данную величину можно рассчитать с помощью формулы обозначенной в работе [57]. Но, необходимо учитывать, что при их выводе не предполагалось, что аэродинамический след может развиваться при значительно неблагоприятном градиенте давления, которое вызвано профилями, что расположены ниже. Также, стоит учесть, что применение данного метода к задаче расчета сопротивления системы крыловых профилей, может приводить к значительным ошибкам. Таким образом, самым подходящим подходом, является подход, основой которого является оценивание величины потери импульса в следе профилей на бесконечности. Для данного метода необходимо: точный расчет турбулентного следа, учет его возможно большой кривизны, а также возможного взаимодействия вязких слоев. Важно, что методы, которые основанные на толщине потери импульса следа не учитывают

волнового сопротивления, как это предложено в [58]. В данной работе, с целью определения профильного сопротивления, использовались все выше перечисленные методы.

2.1.3.6. Общий алгоритм математического моделирования.

На Рис. 2.4. приведен общий алгоритм математического моделирования аэродинамических характеристик самолета с комбинированным крылом.

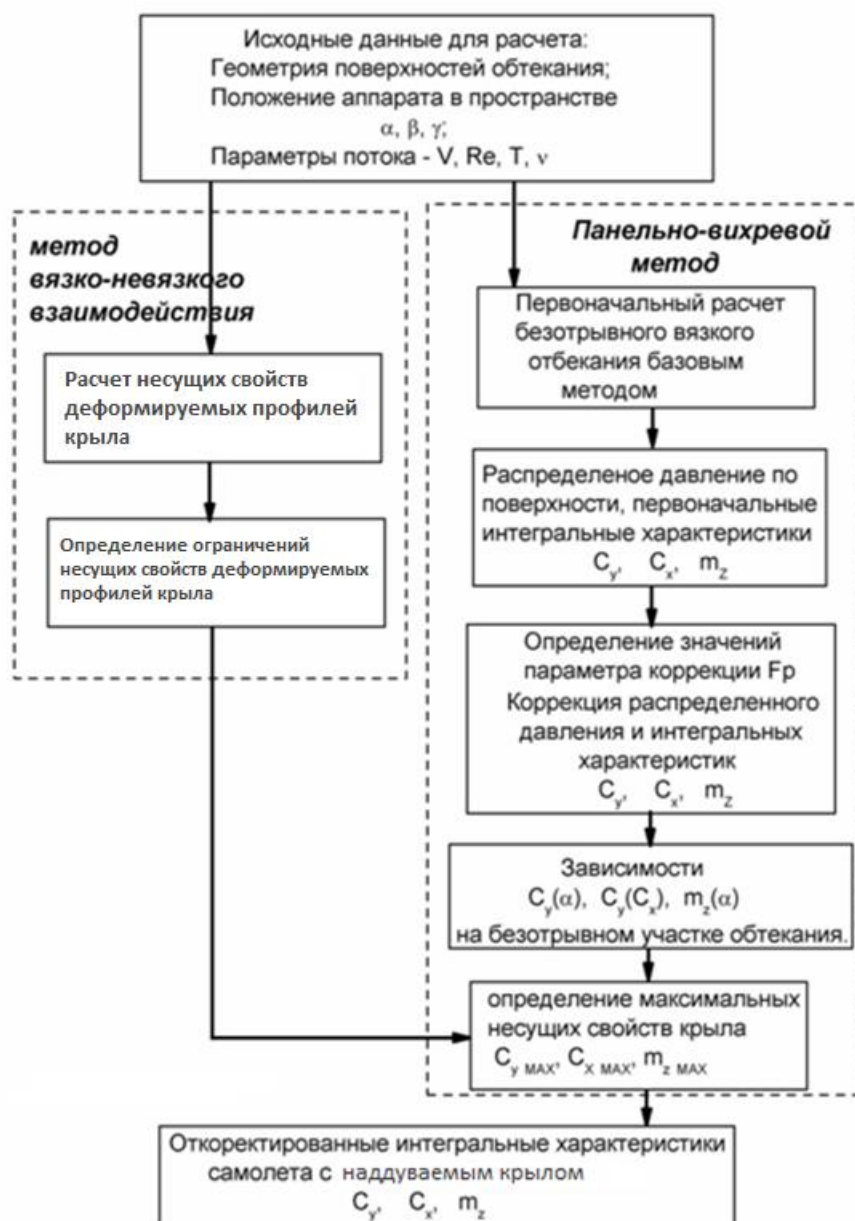


Рис. 2.4. Алгоритм математического моделирования аэродинамических характеристик самолета с комбинированным крылом.

Аэродинамические характеристики самолета в диапазоне полетных углов атаки, которые соответствуют безотрывному обтеканию поверхности летательного аппарата целесообразно определять при помощи коррекции результатов расчета отдельно по различным осям принятой скоростной системы координат.

Таким образом, в обычных условиях значение коэффициента подъемной силы C_{yH} самолета целесообразно определять с помощью следующего уравнения:

$$C_{yH}(\alpha) = (1 - F\Delta y) * C_{yP}(\alpha), \quad (2.84)$$

где: $F\Delta y$ – параметр коррекции подъемной силы.

В области малых углов атаки ($\alpha = -4^\circ \dots +5^\circ$), которые близки к α_0 , прямое соотношение C_{yP} / C_{yH} стремится к бесконечности или нулю. Параметр коррекции $F\Delta y$, с целью удобства расчета коэффициента подъемной силы, необходимо рассчитывать как соотношение разности значений данных коэффициентов, которые определены в ходе численного моделирования C_{yP} и натурального эксперимента C_{yH} к результату численного моделирования C_{yP} :

$$F\Delta y = (C_{yP}(\alpha) - C_{yH}(\alpha)) / C_{yP}(\alpha). \quad (2.85)$$

Целесообразно параметр коррекции подъемной силы представить в виде зависимости $Fy(C_{ymax})$, так как верность значения параметра коррекции определяется отсутствием на поверхности обтекания отрывных течений. Аналогичным образом целесообразно рассчитывать значение коэффициентов лобового сопротивления C_{xH} и момента тангажа m_{zH} самолета в натуральных условиях:

$$C_{xH}(\alpha) = (1 - F\Delta x) * C_{xP}(\alpha), \quad (2.86)$$

где: $F\Delta x$ – параметр коррекции лобового сопротивления, который определяется как соотношение разности значений коэффициентов лобового сопротивления, определенных в ходе численного моделирования C_{xP} и натурального эксперимента C_{xH} к результату численного моделирования C_{xP} :

$$F\Delta x = (C_{xP}(\alpha) - C_{xH}(\alpha)) / C_{xP}(\alpha), \quad (2.87)$$

$$m_{zH}(\alpha) = (1 - F\Delta mz) * m_{zP}(\alpha), \quad (2.88)$$

где: $F\Delta mz$ – параметр коррекции момента тангажа, определяемый как соотношение разности значений коэффициентов момента тангажа, что определены в ходе

численного моделирования m_{zP} и натурального эксперимента m_{zH} к результату численного моделирования m_{zP} :

$$F\Delta m_z = (m_{zP}(\alpha) - m_{zH}(\alpha)) / m_{zP}(\alpha). \quad (2.89)$$

Условие адекватности параметров коррекции лобового сопротивления и тангажа также является безотрывное обтекание. Таким образом, параметры коррекции можно представить в следующем виде: $F\Delta x(C_{y\max})$ и $F\Delta m_z(C_{y\max})$. В момент перед сваливанием, ограничения несущих поверхностей самолета определяют его интегральные аэродинамические характеристики. Относительное распределение коэффициента подъемной силы по размаху крыла, определяется при помощи панельно-вихревого метода симметричных особенностей. В каждом сечении размаха крыла, значение коэффициента подъемной силы корректируется по формуле (2.84), и как указано на Рис. 2.5:

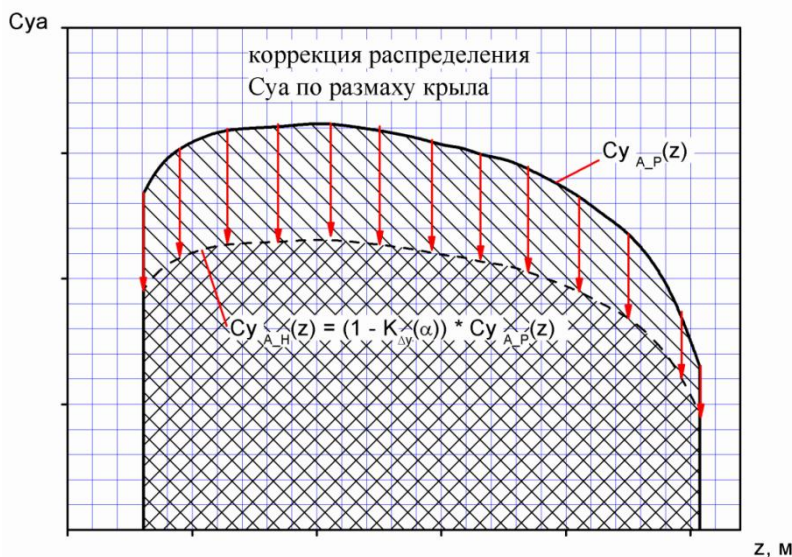


Рис. 2.5. Коррекция распределения подъемной силы по размаху.

На Рис. 2.6. показана зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$ профиля типового сечения комбинированного крыла.

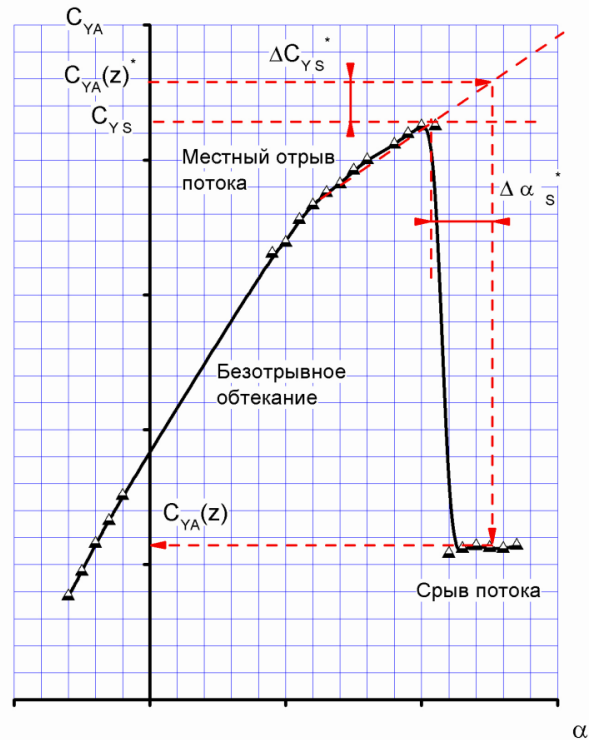


Рис. 2.6. Зависимость $C_{YA}(\alpha)$ профиля типового сечения комбинированного крыла.

Также, на откорректированной зависимости $C_{YA_H}(\alpha)$ и распределении C_{YA_H} по размаху определяется точка начала отрыва потока. В рассматриваемом сечении крыла над максимально возможным коэффициентом подъемной силы C_{YAS} сечения, рассчитывается превышение значения ΔC_{YAS}^* откорректированного расчетного коэффициента подъемной силы C_{YA}^* (Рис. 2.7).

$$\Delta C_{YAS}^*(z) = C_{YA}^*(z) - C_{YAS}(z). \quad (2.90)$$

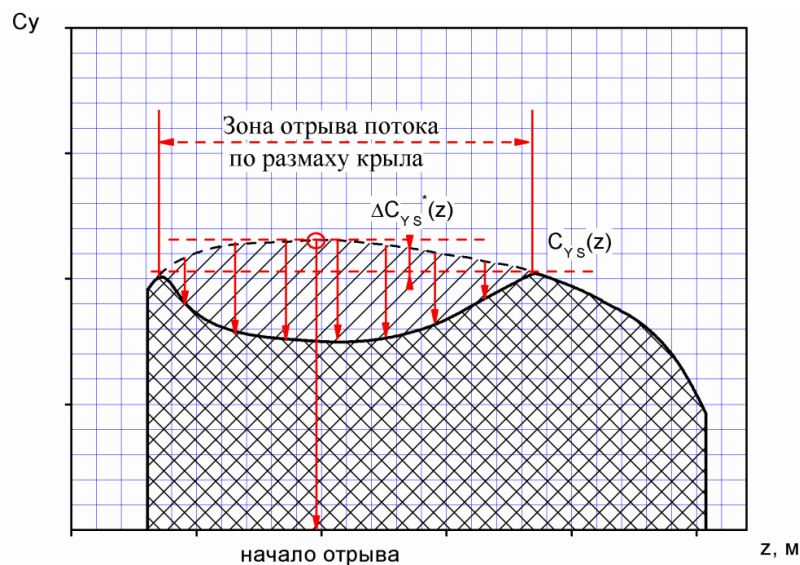


Рис. 2.7. Характерное распределение несущих свойств по размаху комбинированного крыла.

На Рис. 2.6 показано определение фактического значения коэффициента подъемной силы в рассматриваемом сечении $C_{ya}(z)$ на участке размаха крыла с учетом сорванного пограничного слоя. Значение производной $C_{y_{as}}^{\alpha}$ профиля с наличием местных неразвитых отрывов пограничного слоя рассчитывается при помощи расчетного метода. Указанная производная определяется в диапазоне углов атаки, которые предшествуют полному отрыву пограничного слоя. После этого, определяется мнимое приращение угла атаки $\Delta\alpha_s^*(z)$, для известной разности $\Delta C_{YAS}^*(z)$, которое соответствует условию сохранения обтекания профиля за точкой отрыва потока:

$$\Delta\alpha_s^*(z) = \Delta C_{YAS}^*(z) / C_{y_{as}}^{\alpha} \quad (2.91)$$

Сумма критического угла атаки профиля $\alpha_s(z)$ и мнимого приращения $\Delta\alpha_s^*(z)$ является собой угол атаки профиля крыла в рассматриваемом сечении $\alpha(z)$. Для зависимости $C_{ya}(\alpha)$ фактическое значение коэффициента подъемной силы, в сечении что рассматривается, соответствует углу атаки $\alpha(z)$.

Фактическое среднее значение для всей компоновки в целом является определением значения коэффициента подъемной силы самолета с наличием развитого отрыва потока на участке размаха крыла. С помощью итерационного процесса, с шагом по углу атаки $\Delta\alpha = 0,5^0$, можно более точно определить аэродинамические характеристики самолета. Значение производной $C_{ya}^{\alpha} < 0$ является граничным условием.

Учитывая то, что в момент сваливания, аэродинамические характеристики самолета используются в основном с целью расчета полетных ограничений, то при расчете коэффициента лобового сопротивления C_{xa_s} в момент сваливания высокая точность практической ценности не представляет. Это обуславливает возможность квадратичной экстраполяции зависимости C_{ya} (C_{xa}) до значения C_{ya_s} самолета.

Схема расчета аэродинамических характеристик самолета с комбинированным крылом на режиме сваливания показан на Рис. 2.8.

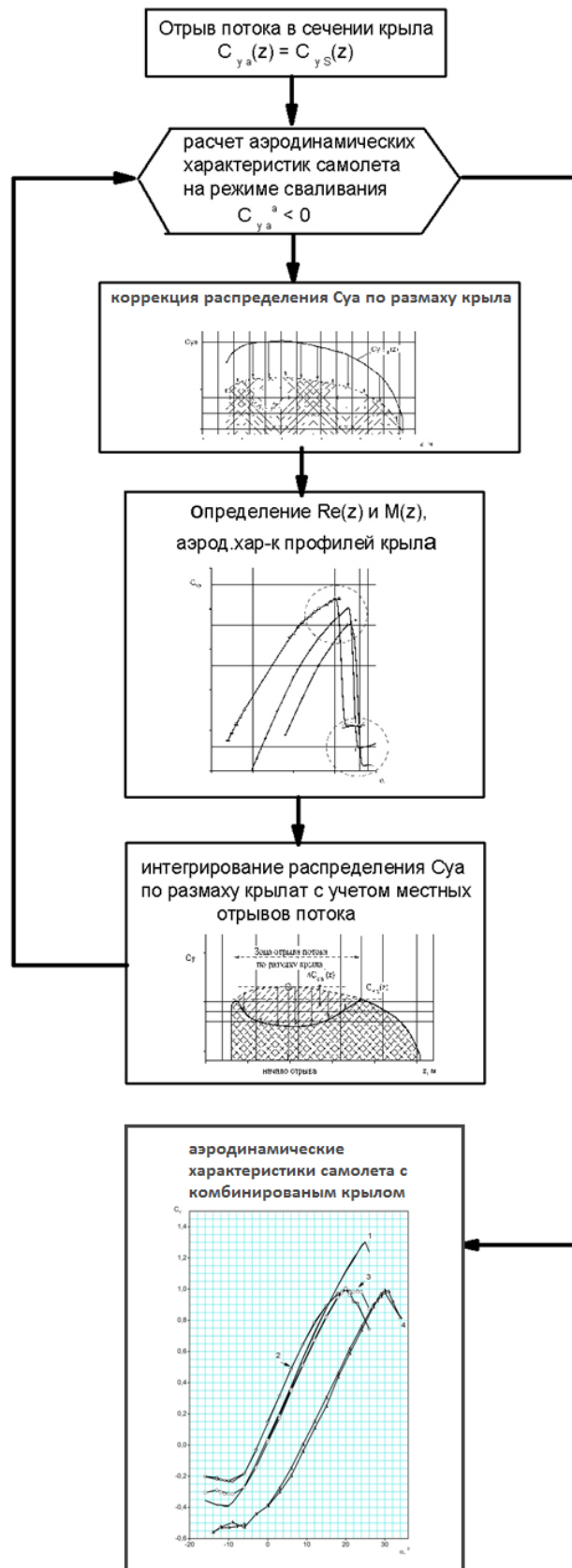


Рис. 2.8. Схема расчета аэродинамических характеристик самолета с комбинированным крылом на режиме сваливания.

Выводы по разделу 2

При определении корректных значений аэродинамических характеристик самолета с комбинированным крылом целесообразно осуществить параметрические исследования, которые показывают зависимость схемы расходования энергии от критериев газодинамического подобия, геометрических параметров элементов комбинированного крыла, состояния поверхности тел обтекания. Уместно, также, провести исследования нескольких отсеков комбинированных крыльев, что имеют различные параметры компоновки, а также, если это является возможным, выполнить исследования на модели самолета в полной компоновке.

РАЗДЕЛ 3

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ НАДУВНОГО ДЕФОРМИРУЕМОГО КРЫЛА

Раздел посвящен разработке методики экспериментальных исследований аэродинамических характеристик надувного деформируемого крыла.

3.1. Эксперимент в аэродинамической трубе

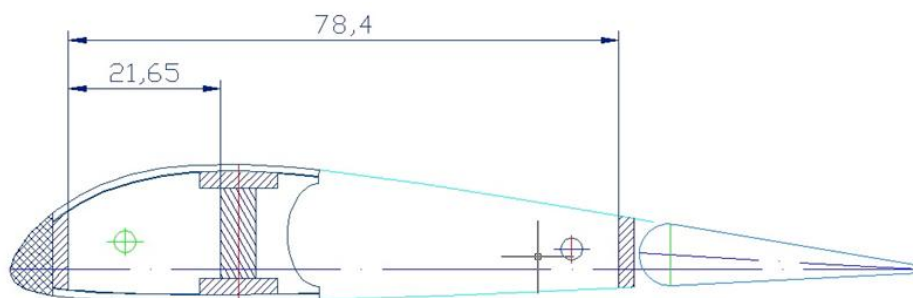
3.1.1. Формирование экспериментальной модели.

Для проведения эксперимента изготовлены четыре модели крыльев с несимметричным профилем в соответствии с рекомендациями [59]. Материал моделей – бальза, авиационная фанера и непродуваемая (парашютная) ткань. Для надува мягкой части крыльев установлены воздухозаборники в виде пластмассовых трубок. Каждая модель имеет разное соотношение жесткой и мягкой части общей хорды крыла b , а именно:

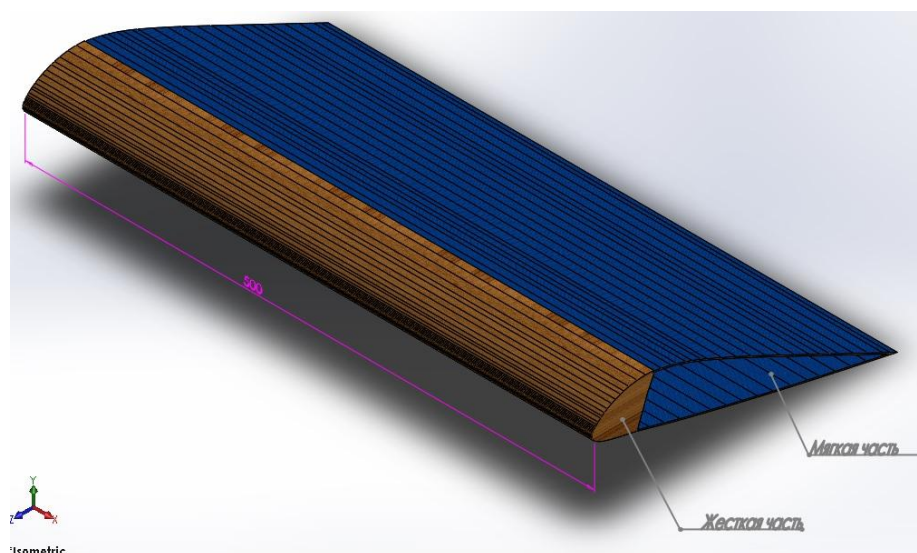
- первая модель полностью жесткая;
- вторая модель: жесткая часть - 70% b , мягкая часть - 30% b ;
- третья модель: жесткая часть - 50% b , мягкая часть - 50% b ;
- четвертая модель: жесткая часть - 30% b , мягкая часть - 70% b ;

Экспериментальная модель идентична применяемым в экспериментальных исследованиях [59].

Концептуальная схема экспериментальных моделей представлена на Рис. 3.1.



Жесткое крыло



Комбинированное крыло

Рис. 3.1. Конструктивная схема экспериментальных моделей крыла.

Внешний вид экспериментальных образцов приведен на Рис. 3.2.



Рис. 3.2. Экспериментальные модели комбинированного крыла

3.1.2. Экспериментальная установка.

Дозвуковая аэродинамическая установка УТАД-2 НАУ – дозвуковая аэродинамическая труба малых скоростей, замкнутого типа с обводным каналом, непрерывного действия с открытой рабочей частью эллиптического сечения (Рис. 3.3 – 3.4). Длина рабочей части трубы составляет 0.75 м. Поперечное сечение – эллипс со сторонами $a = 0.45$ м, $b = 0.9$ м.

Критическое число Рейнольдса для шара диаметром $d = 98.4$ мм соответствует $R_{\text{кр}} = 1.2 \cdot 10^5$ [54]. Максимальная скорость потока в рабочей части аэродинамической трубы составляет 30 м /с.

Качество потока в рабочей части характеризуется следующими параметрами и их величинами:

- неравномерность величины скорости +0.50%;
- продольная составляющая интенсивности начальной турбулентности в рабочей части при работе без турбулизирующих устройств не превышает в пустой трубе $\varepsilon_0 = 2.4$ %.

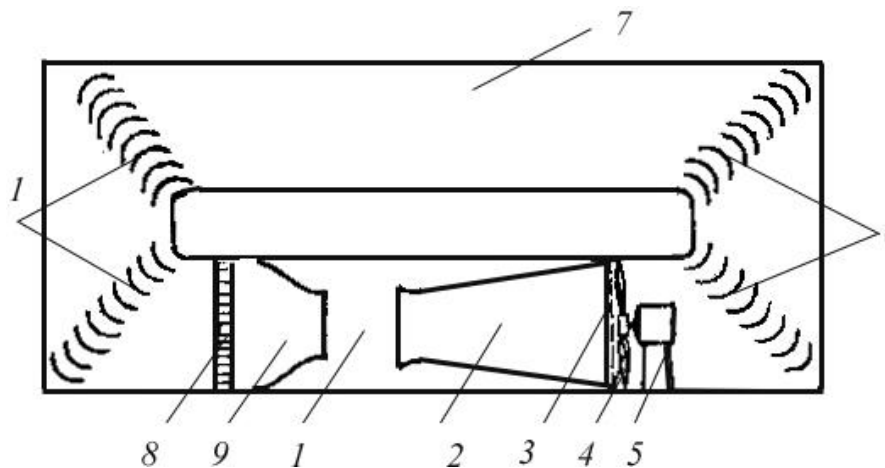


Рис. 3.3. Аэродинамическая труба замкнутого типа УТАД-2 НАУ:

- 1 – рабочая часть; 2 – диффузор; 3 – предохранительная сетка;
- 4 – вентилятор; 5 – электродвигатель; 6 – поворотные колена;
- 7 – обратный канал; 8 – спрямляющая решетка; 9 – сопло.



Рис. 3.4. Фото аэродинамической трубы УТАД-2 НАУ.

Для измерения аэродинамических сил и моментов, действующих на модель, установка снабжена 3-х компонентными механическими весами АНВК. Весы позволяют одновременно измерять подъемную силу Y_a , силу лобового сопротивления X_a и продольный момент M_z .

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 выше описанных экспериментальных моделей крыльев проведен аэродинамический эксперимент в лаборатории кафедры аэродинамики НАУ.

Целью данного эксперимента является сравнительная оценка изменения аэродинамических характеристик: коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x , максимального значения аэродинамического качества K ,

критического угла атаки α_S , а также исследование деформаций изгиба мягкой части крыльев.

3.1.3. Результаты эксперимента.

В моей работе представлен анализ результатов исследований различных вариантов компоновки комбинированного крыла в аэродинамической трубе, выполненный с целью определения оптимальной ширины мягкой части крыла, а также оценки его общей эффективности.

Ниже, на Рис. 3.5 – 3.9 представлены результаты продувок описанных выше экспериментальных моделей:

- первое крыло – 100% жесткое;
- второе крыло – 70% жесткое и 30% мягкое;
- третье крыло – 50% жесткое и 50% мягкое;
- четвертое крыло – 30% жесткое и 70% мягкое.

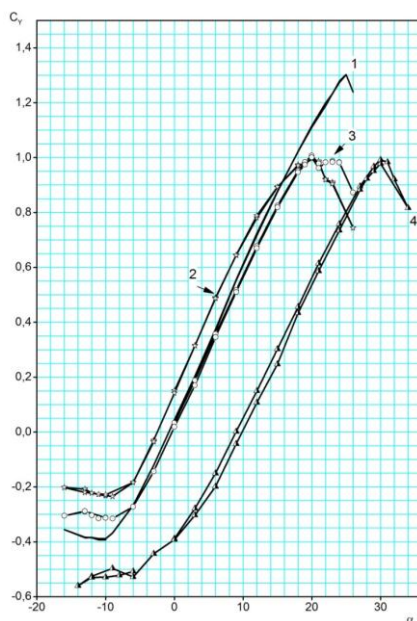


Рис. 3.5. Зависимости $C_y=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 70% хорды; 3 - жесткая часть 50% хорды; 4 - жесткая часть 30% хорды

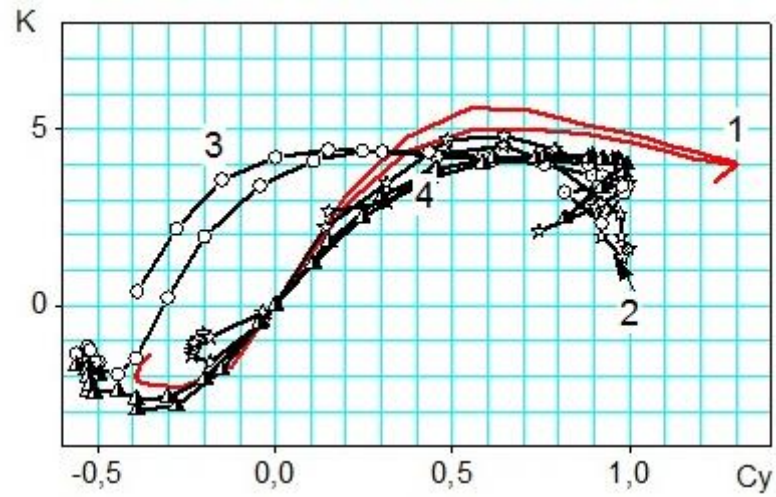


Рис. 3.6. Зависимости $K=f(C_y, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 70% хорды; 3 - жесткая часть 50% хорды; 4 - жесткая часть 30% хорды

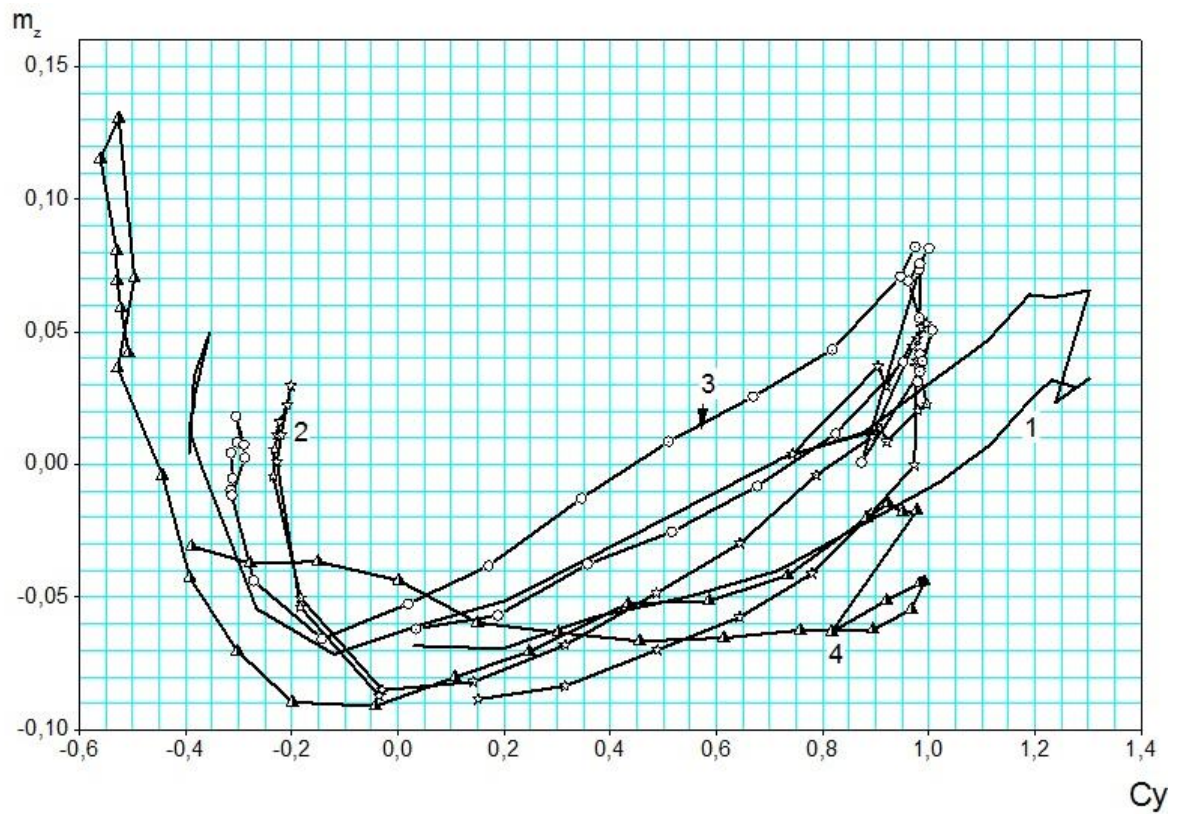


Рис. 3.7. Зависимости $M_z=f(C_y, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 70% хорды; 3 - жесткая часть 50% хорды; 4 - жесткая часть 30% хорды

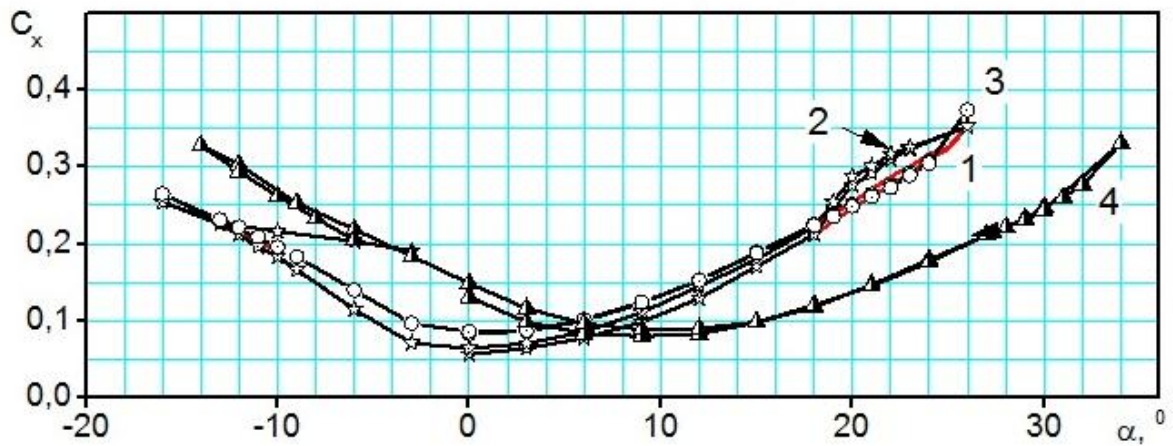


Рис. 3.8. Зависимости $C_x=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 70% хорды; 3 - жесткая часть 50% хорды; 4 - жесткая часть 30% хорды

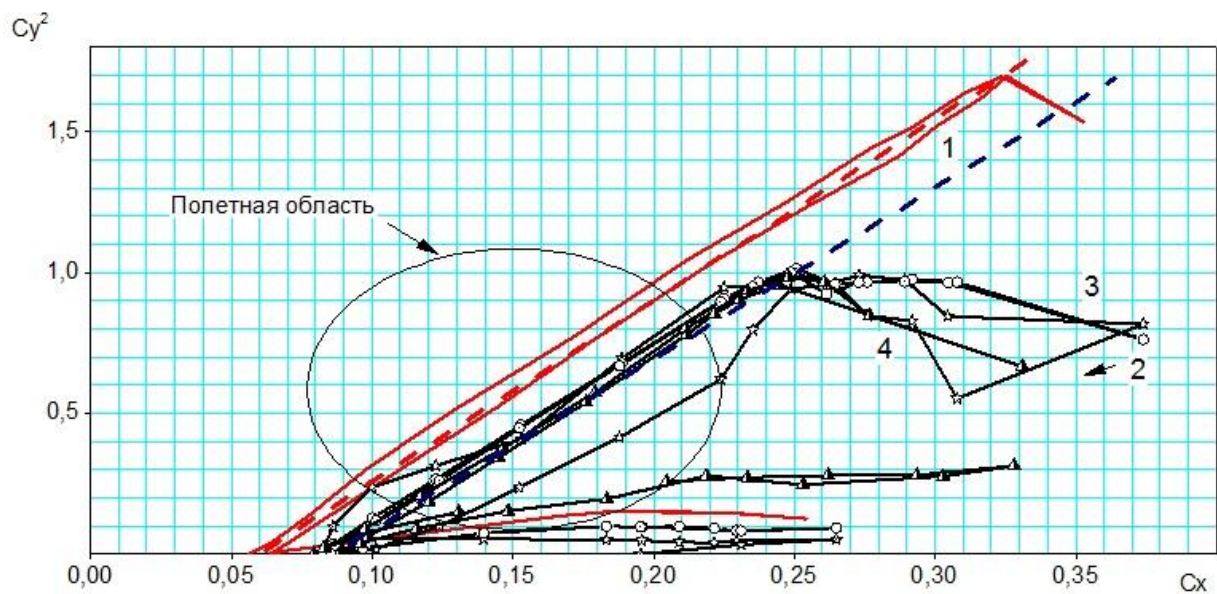


Рис. 3.9. Зависимости $C_y^2=f(C_x, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 70% хорды; 3 - жесткая часть 50% хорды; 4 - жесткая часть 30% хорды

На Рис. 3.10 приведена фотография разработанной в процессе работы экспериментальной установки для исследования аэродинамических характеристик комбинированного крыла.



Рис. 3.10. Крыло 30% жесткое и 70% мягкое при наддуве $\alpha = 32^\circ$

На Рис. 3.11 - 3.14 представлены экспериментальные модели для определения влияния относительной длины по хорде жесткой и мягкой частей крыла в аэродинамической трубе.

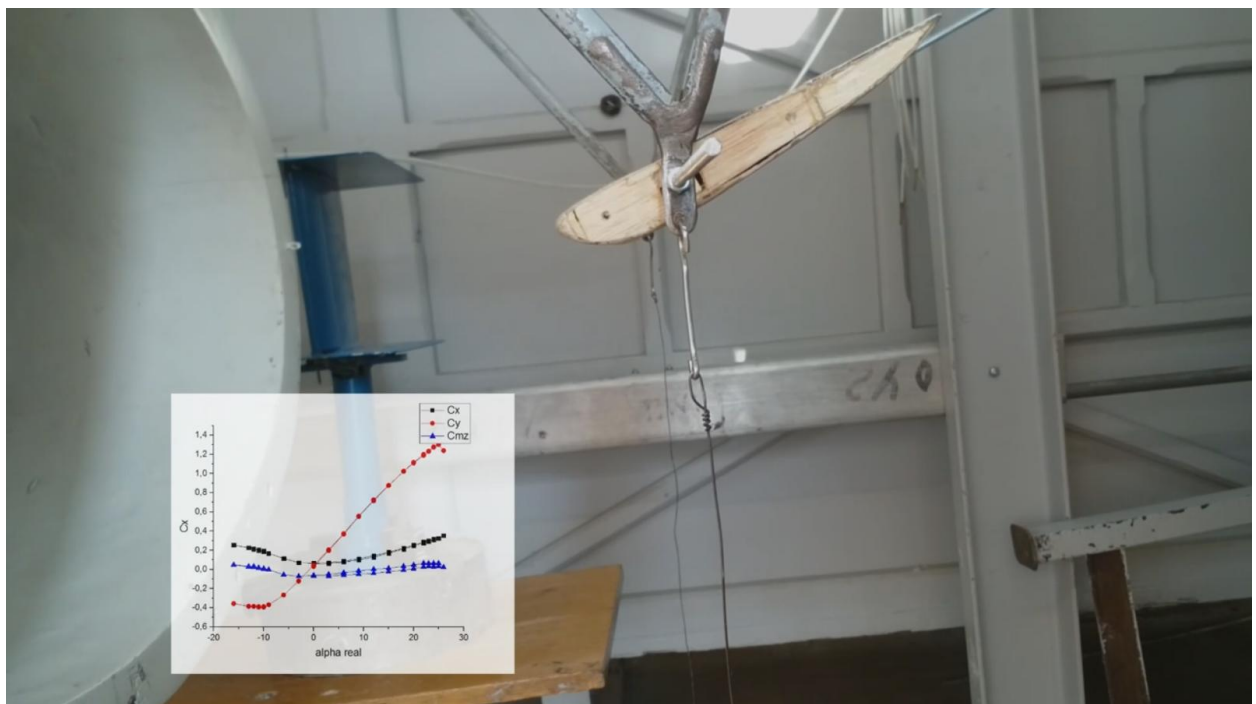


Рис. 3.11. Экспериментальная модель для определения влияния относительной длины по хорде жесткой и мягкой частей: жесткое крыло.

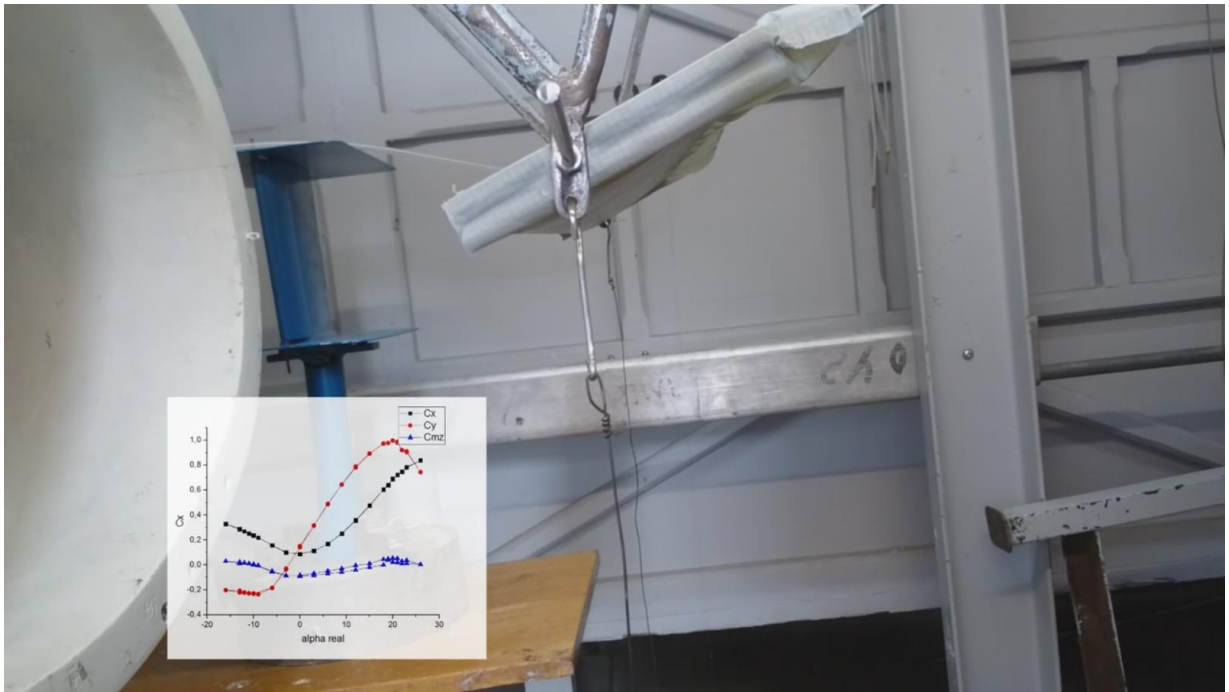


Рис. 3.12. Экспериментальная модель для определения влияния относительной длины по хорде жесткой и мягкой частей: жесткая часть 70% хорды.

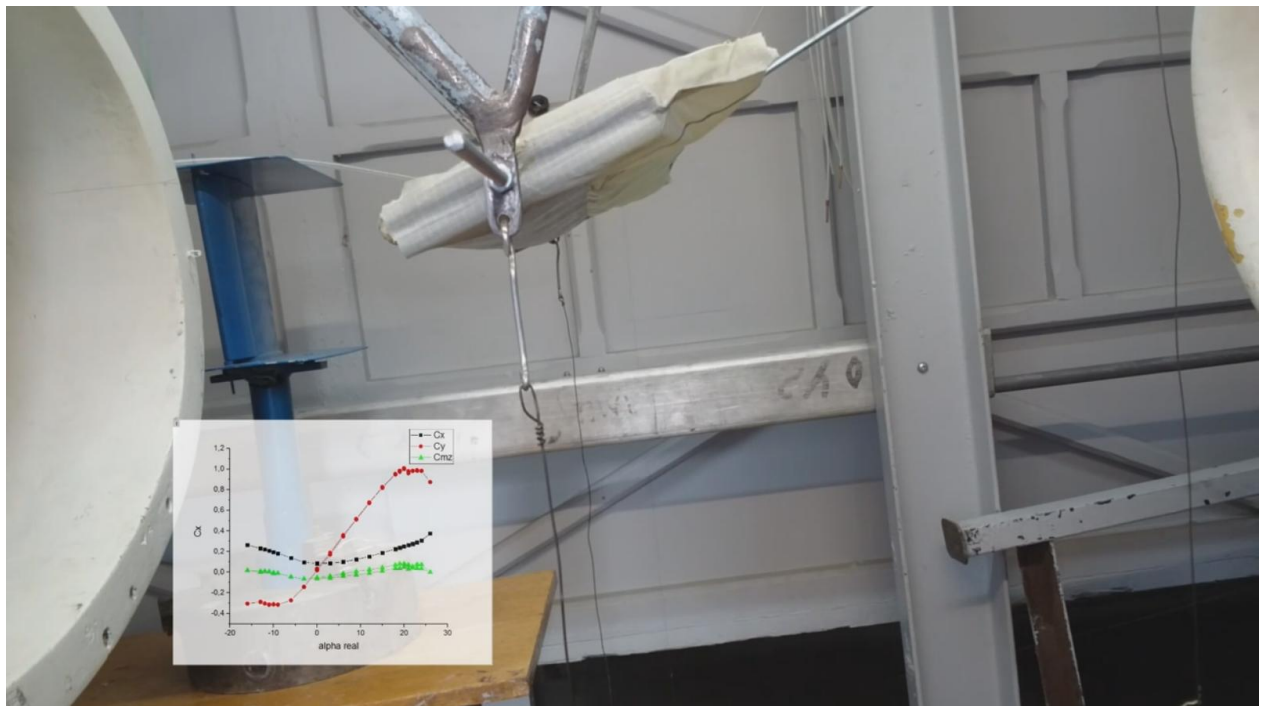


Рис. 3.13. Экспериментальная модель для определения влияния относительной длины по хорде жесткой и мягкой частей: жесткая часть 50% хорды.

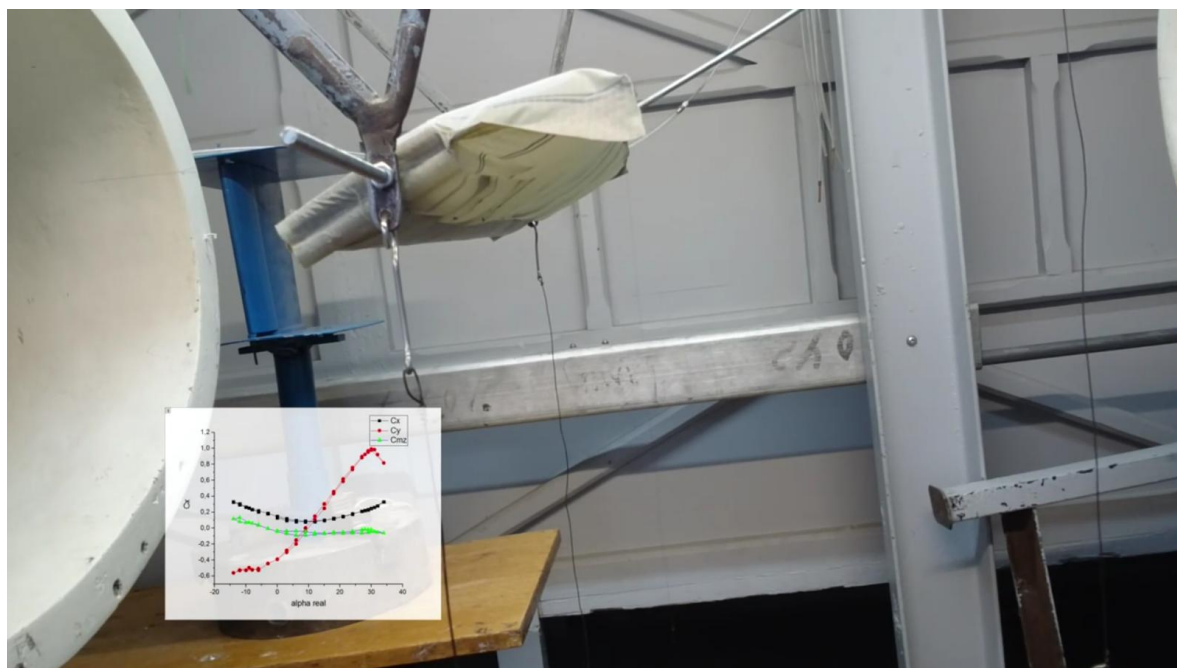


Рис. 3.14. Экспериментальная модель для определения влияния относительной длины по хорде жесткой и мягкой частей: жесткая часть 30% хорды.

3.2. Математическое моделирование

Ниже представлены результаты математического моделирования обтекания модели самолета в полной компоновке, выполненные с помощью различных численных методов – метода конечных элементов (МКЭ) и панельно-вихревого метода симметричных особенностей (ПВМ).

В качестве исходной компоновки для формирования расчетных моделей принята геометрия самолета общего назначения Cessna 172, который представлен на Рис. 3.15. Геометрические параметры и ЛТХ самолета прототипа представлены ниже. Выбор исходной компоновки определен необходимостью обеспечения чистоты эксперимента для определения особенностей аэродинамики комбинированного крыла в условиях обтекания поверхности вязким несжимаемым потоком воздуха на скоростях полета, исключая возможное влияние кинематического нагрева поверхности, сжимаемости воздуха и других дополнительных факторов.

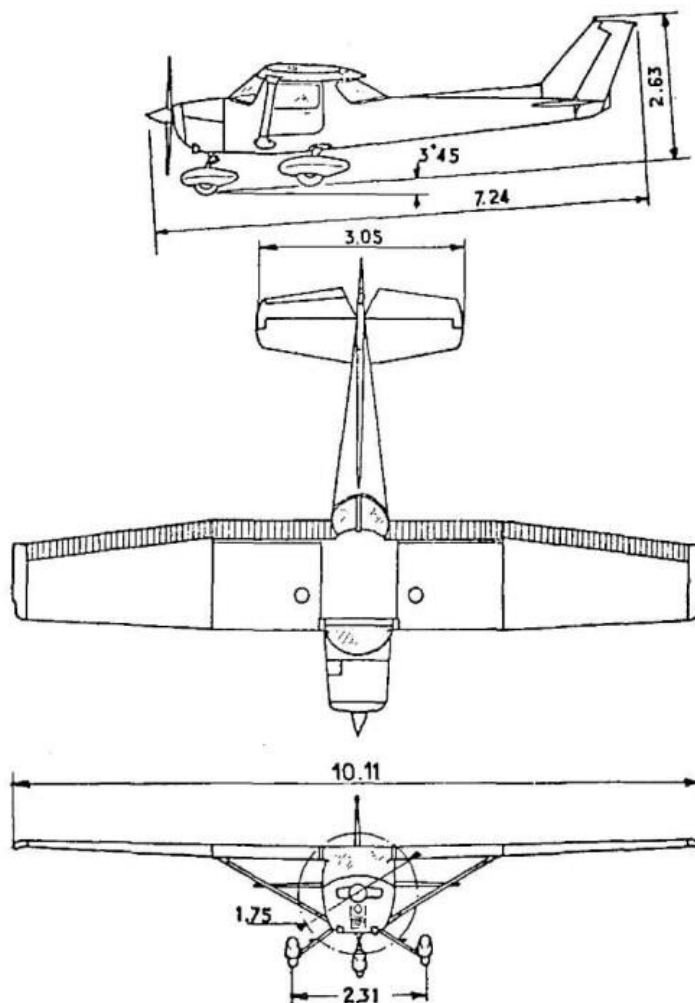


Рис. 3.15. Самолет Cessna 172

Основные характеристики самолета Cessna 172:

Габаритные размеры

Размах крыльев: 11,11 м

Полная длина: 7,24 м

Полная высота: 2,63 м (с аэронавигационным огнем, при обжатом переднем амортизаторе)

Крылья

Профиль: НАСА 2412

Площадь: 14,8 м²

Угол поперечного V по линии 25% хорды: 1°

Установочный угол крыла: +1 °

Установочный угол законцовки: 0°

Элероны

Площадь: 1,66 м²

Угол отклонения: вверх: 20°^{+2°}_{-0°}, вниз: 14°^{+2°}_{-0°}

Закрылки

Управление: электрическое и тросовое.

Площадь: 1,72 м²

Угол отклонения: 40°±2°

Горизонтальное оперение

Управление: тросовое

Площадь неподвижной части: 1,58 м²

Угол атаки: -3°

Площадь управляемой части (руля высоты): 1,06 м²

Угол отклонения: вверх: 25°±1°, вниз: 15°±1°

Триммер руля высоты

Площадь: 0,14 м²

Угол отклонения: вверх: 10°±1°, вниз: 20°±1°

Вертикальное оперение

Управление: тросовое

Площадь неподвижной части: 0,87 м²

Площадь управляемой части: 0,55 м²

Шасси

Трехколесное с носовой стойкой

Передняя стойка: с гидропневматическим амортизатором

Задние стойки: трубчатые

Колея основных колес: 2,31 м

Передние пневматики: 500 х 5 Давление: 2,10 бар (30 ф./кв.дюйм)

Задние пневматики: 600 х 6 1,45 бар (21 ф./кв.дюйм)

Давление в переднем амортизаторе: 1,40 бар (20 ф./кв.дюйм)

Силовая установка

Двигатель: CONTINENTAL / ROLLS ROYCE O-320 A

Мощность: 165 л.с. (74,6 кВт)

Топливо: Бензин авиационный с октановым числом не менее 80/87 или бензин марки 100L

Масло:

SAE 10W30 или SAE 20 при температуре ниже 5°C

SAE 40 при температуре выше 5°C

Обогрев карбюратора с ручным управлением.

Воздушный винт

McCAULEY 1A101/GCM6948, 1A101/HCM6948 или 1A101/PCM6948

Фиксированный шаг

Диаметр: 1,752 м

3.2.1. Расчетные модели.

Расчетная модель метода расчетных элементов (МКЭ).

Характерный внешний вид расчетной модели самолета с исходным крылом, и комбинированным крылом с наддуваемой задней частью, используемые в моделировании обтекания с помощью МКЭ представлены ниже на Рис. 3.16.

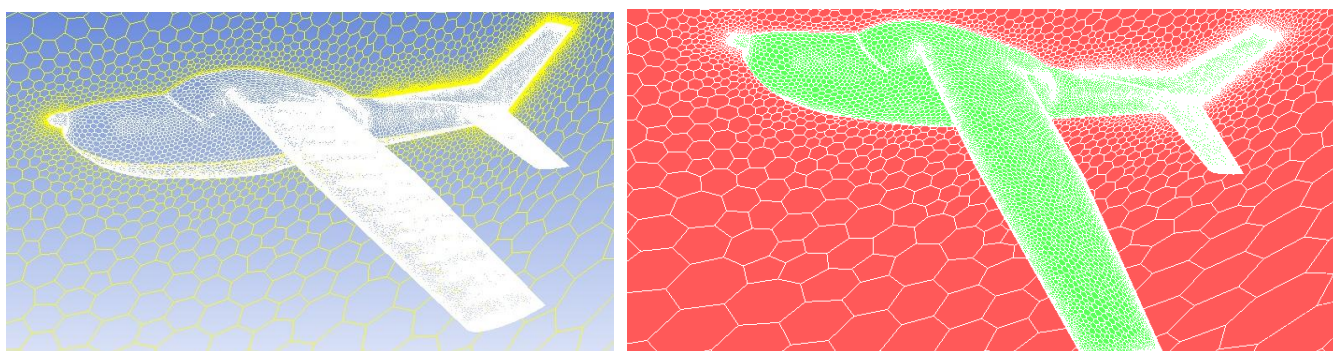


Рис. 3.16. Расчетные модели для МКЭ самолет Cessna 172 в полной компоновке. Тип расчетной сетки – гексаэдральная. Количество ячеек - 715590; Модель турбулентности SST.

Расчетная модель панельно-вихревого метода (ПВМ).

Характерный внешний вид расчетной модели самолета с исходным крылом, и комбинированным крылом с наддуваемой задней частью, используемые в моделировании обтекания с помощью ПВМ представлены ниже на Рис. 3.17.

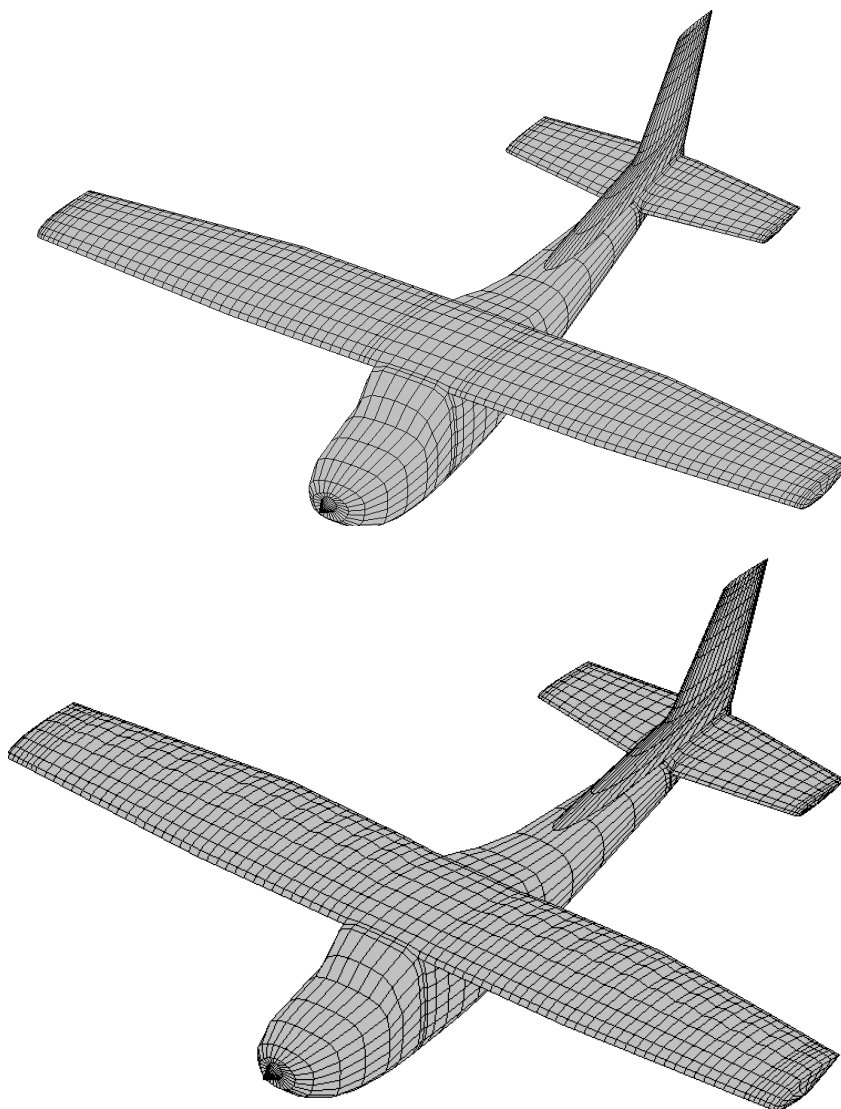


Рис. 3.17. Расчетные модели для ПВМ. Самолет Cessna 172 в полной компоновке. Тип расчетной сетки – прямоугольная. Количество ячеек – 3998.

3.2.2. Результаты расчета метода конечных элементов.

Результаты расчета обтекания модели самолета Cessna 172 с жестким и деформируемым мягким крылом, представлены на Рис. 3.18 в виде составляющих полной аэродинамической силы R_A , действующей на поверхность расчетной модели и приведенных к осям x и y для различных углов атаки.

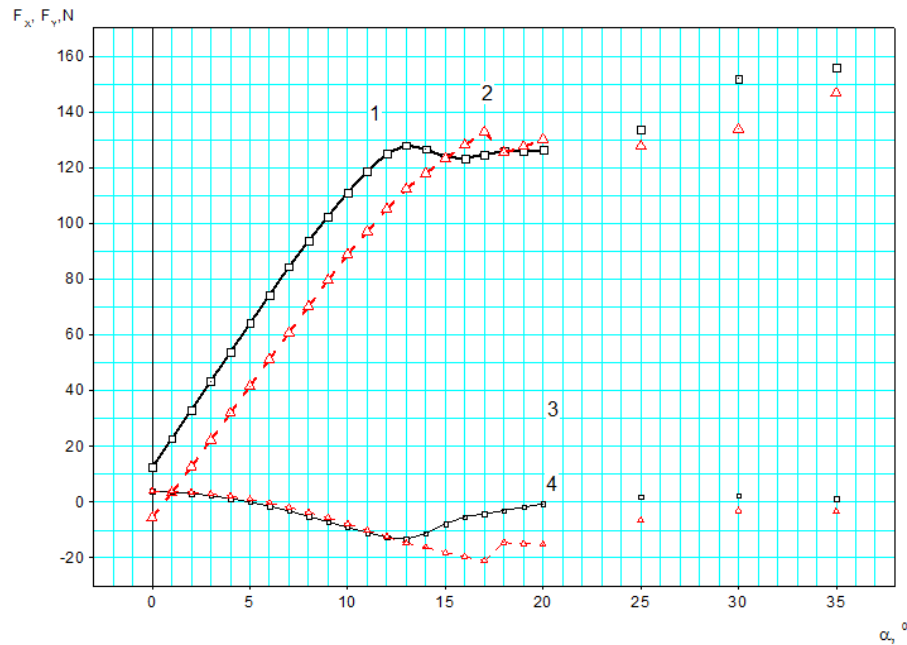


Рис. 3.18. Модель Cessna 172. Результат МКЭ. Связанная система координат.

$$V = 25 \text{ м/ч}; Re = 0,37 \cdot 10^6; H = 0; CA$$

1 - зависимость $F_y(\alpha)$ с исходным жестким крылом; 2 - зависимость $F_y(\alpha)$ с наддувным мягким крылом; 3 - зависимость $F_x(\alpha)$ с исходным жестким крылом; 4 - зависимость $F_x(\alpha)$ с наддувным мягким крылом.

Значения коэффициентов нормальной C_y и касательной C_x составляющих полной аэродинамической силы в связанной системе координат модели определяются как:

$$C_y = \frac{F_y}{q_\infty \cdot S}; C_x = -\frac{F_x}{q_\infty \cdot S}; \quad (3.1)$$

где: $q_\infty = \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2} = \frac{1,225 \cdot 25^2}{2} = 382,8 \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}^2}$; $S = 0,325 \text{ м}^2$ – площадь крыла

В скоростной системе координат аэродинамические коэффициенты определяются как:

$$C_{y_a} = C_y \cdot \cos(\alpha) - C_x \cdot \sin(\alpha), \quad (3.2)$$

$$C_{x_a} = C_y \cdot \sin(\alpha) + C_x \cdot \cos(\alpha). \quad (3.3)$$

Аэродинамические характеристики модели самолета Cessna 172 с исходным и наддуваемым мягким крылом, определенным по результатам метода конечных

элементов в виде зависимостей C_{y_a} , $C_{x_a} = f(\alpha)$, $K = f(C_{y_a})$; $K / C_{y_a}^{0.5} = f(C_{y_a})$; $C_{y_a}^2 = f(C_{x_a})$ представлены ниже на Рис. 3.19:

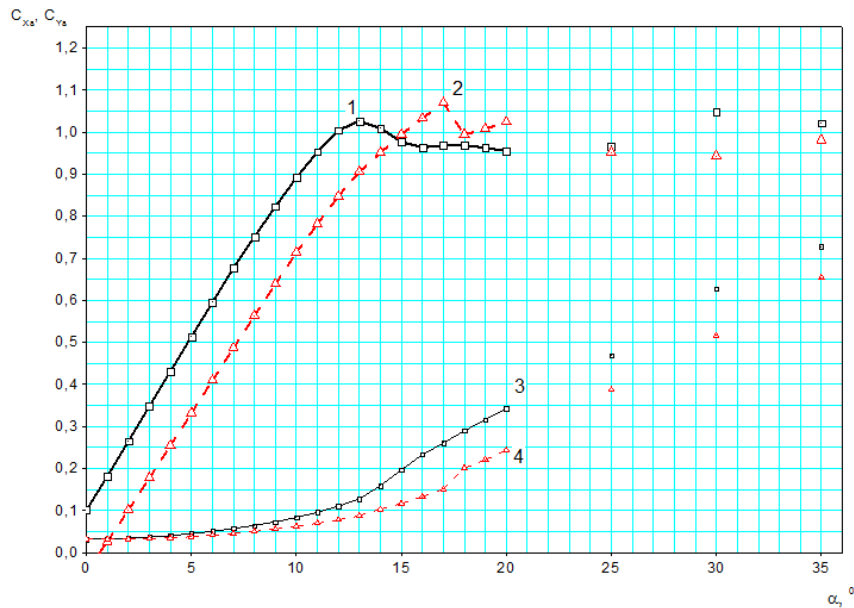


Рис. 3.19. Модель Cessna 172. Результат МКЭ.

$$V = 25 \text{ м/ч}; Re = 0,37 \cdot 10^6; H = 0; \text{CA}$$

1 - зависимость $C_{y_a}(\alpha)$ с исходным жестким крылом; 2 - зависимость $C_{y_a}(\alpha)$ с наддувным мягким крылом; 3 - зависимость $C_{x_a}(\alpha)$ с исходным жестким крылом; 4 - зависимость $C_{x_a}(\alpha)$ с наддувным мягким крылом.

Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом с учетом распределения давления и скоростей представлены на Рис. 3.20 – 3.25.

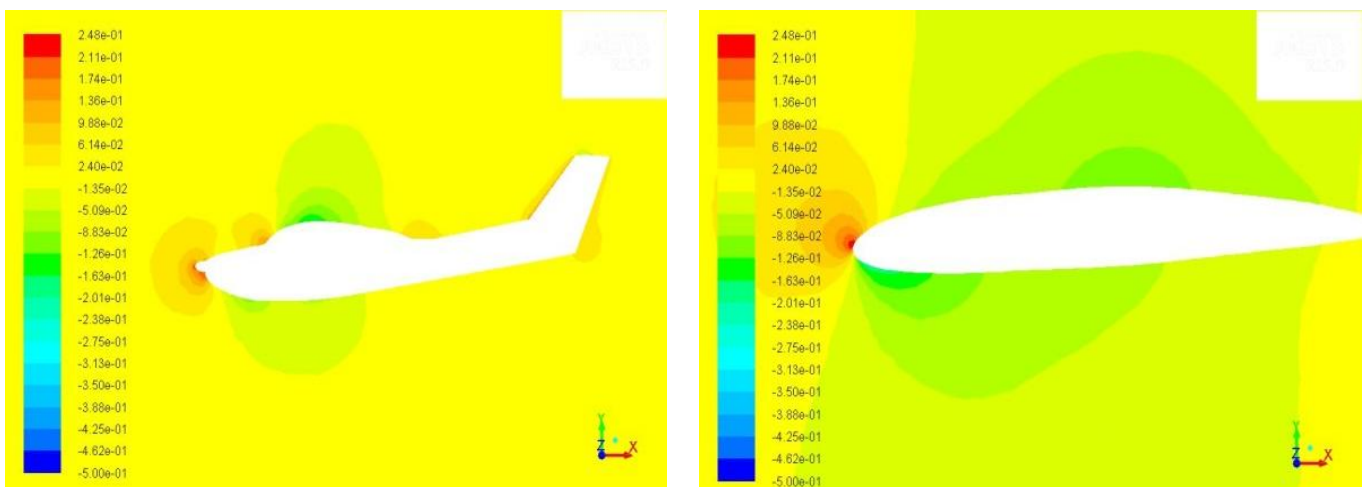


Рис. 3.20. Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом.

Распределение давления $\alpha = 0^\circ$

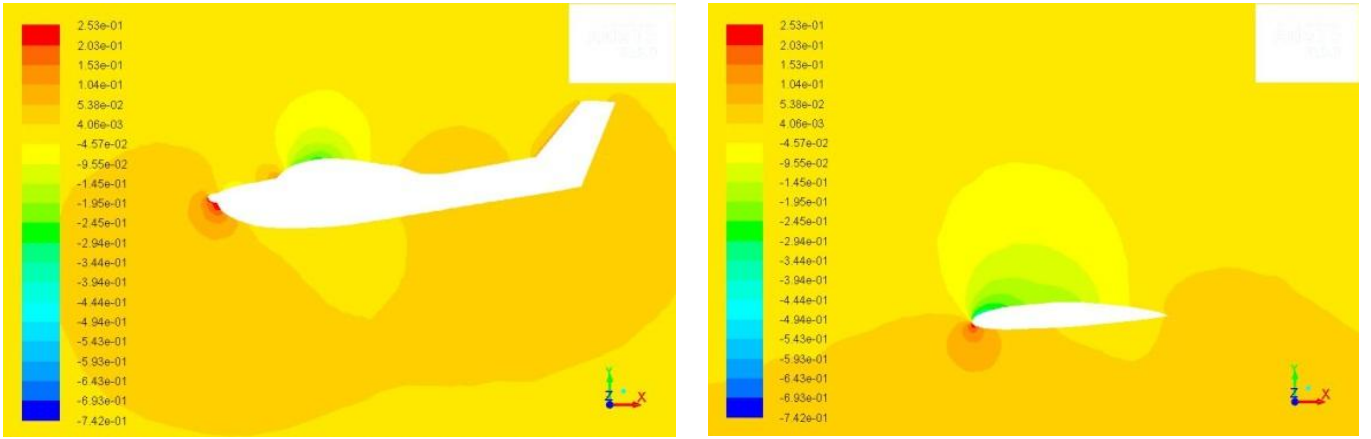


Рис. 3.21. Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом.
Распределение давления $\alpha = 10^\circ$.

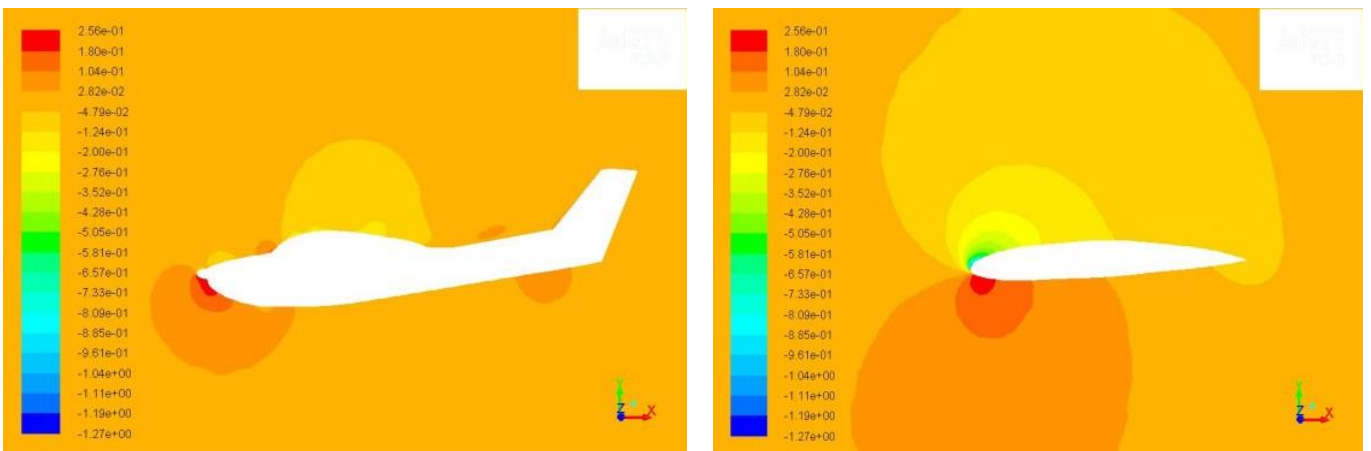


Рис. 3.22. Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом.
Распределение давления $\alpha = 20^\circ$.

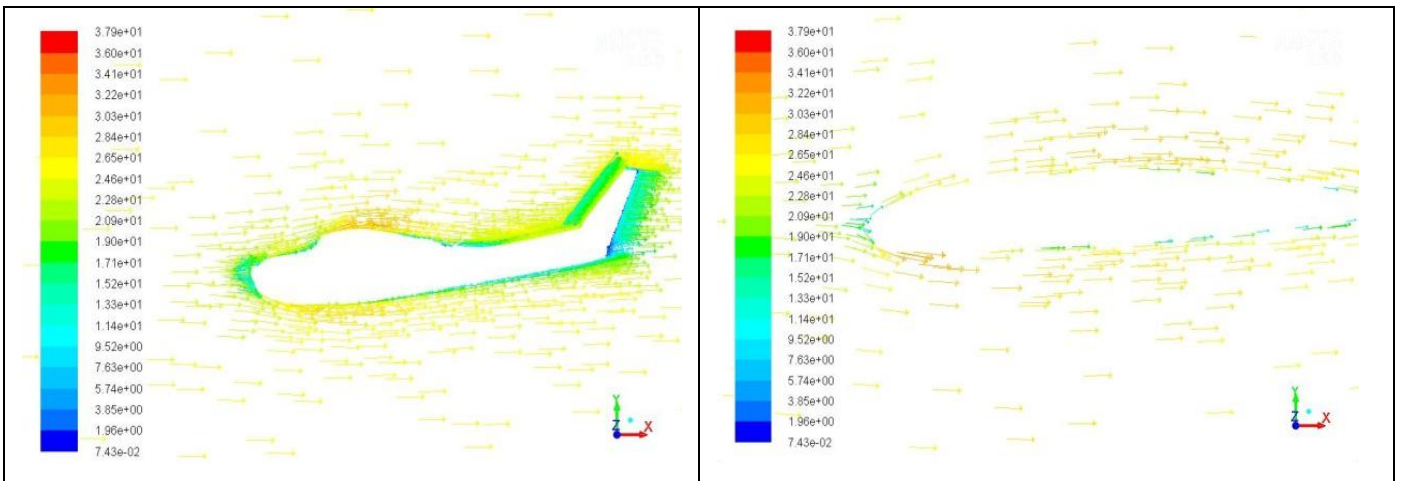


Рис. 3.23. Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом.
Распределение скоростей $\alpha = 0^\circ$.

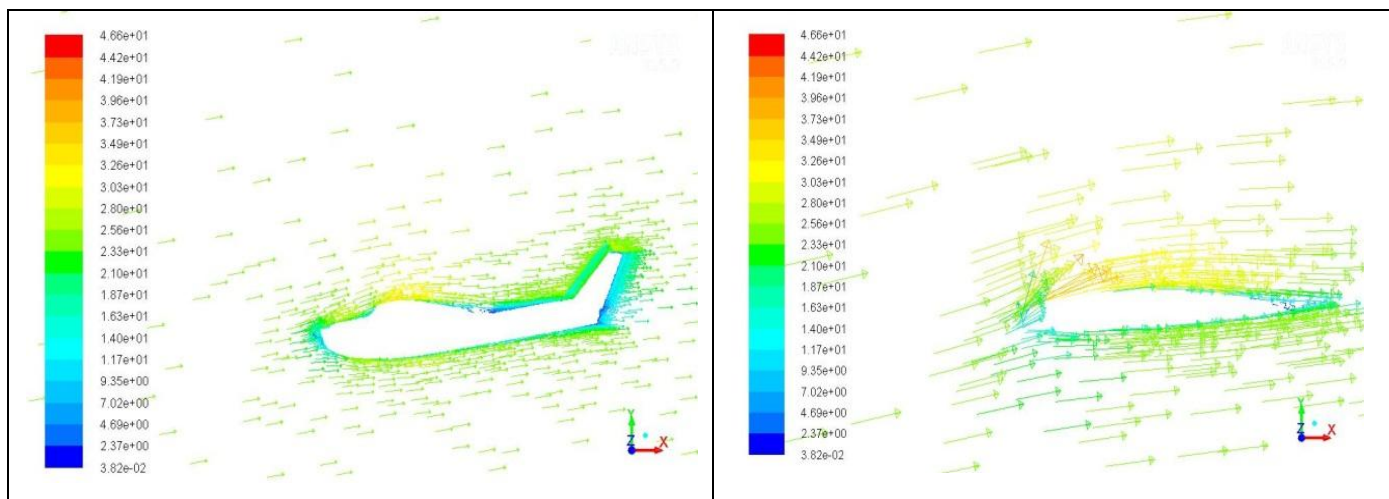


Рис. 3.24. Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом.

Распределение скоростей $\alpha = 10^\circ$.

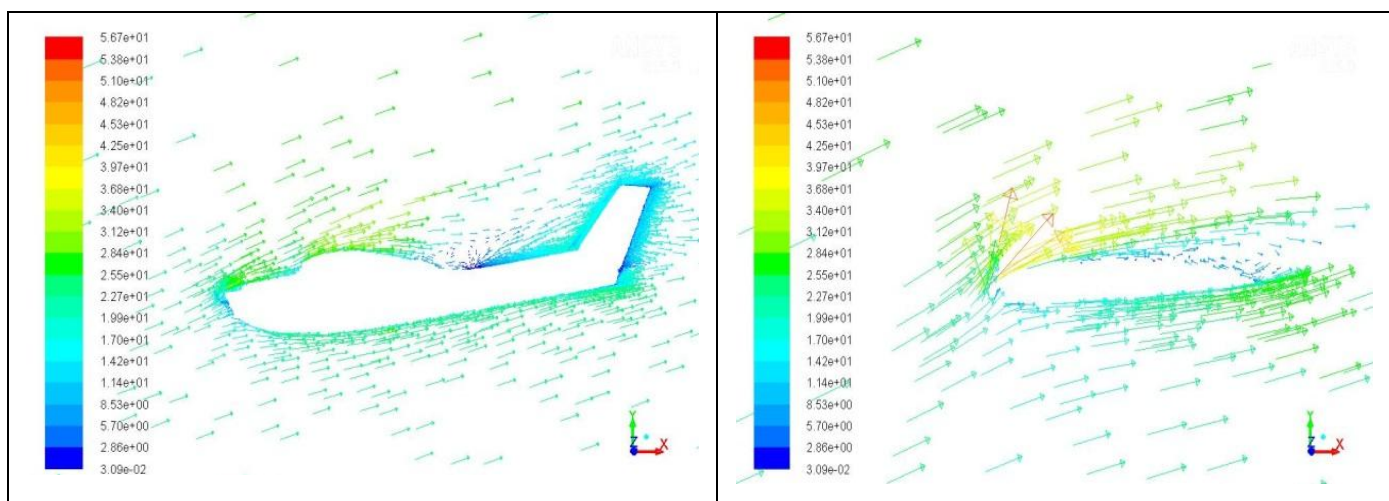


Рис. 3.25. Результаты моделирования МКЭ для модели Cessna 172 с наддувным мягким крылом.

Распределение скоростей $\alpha = 20^\circ$.

3.2.3. Результаты расчета панельно-вихревого метода.

Результаты математического моделирования обтекания, выполненные с помощью панельно-вихревого метода, а также их сравнение с результатами МКЭ представлены ниже на Рис. 3.26.

3.2.4. Сравнение результатов расчета панельно-вихревого метода и метода конечных элементов.

Сравнение результатов расчета несущих свойств исследуемой компоновки, определенных с помощью ПВМ и МКЭ представлены ниже на Рис. 3.27 – 3.28.

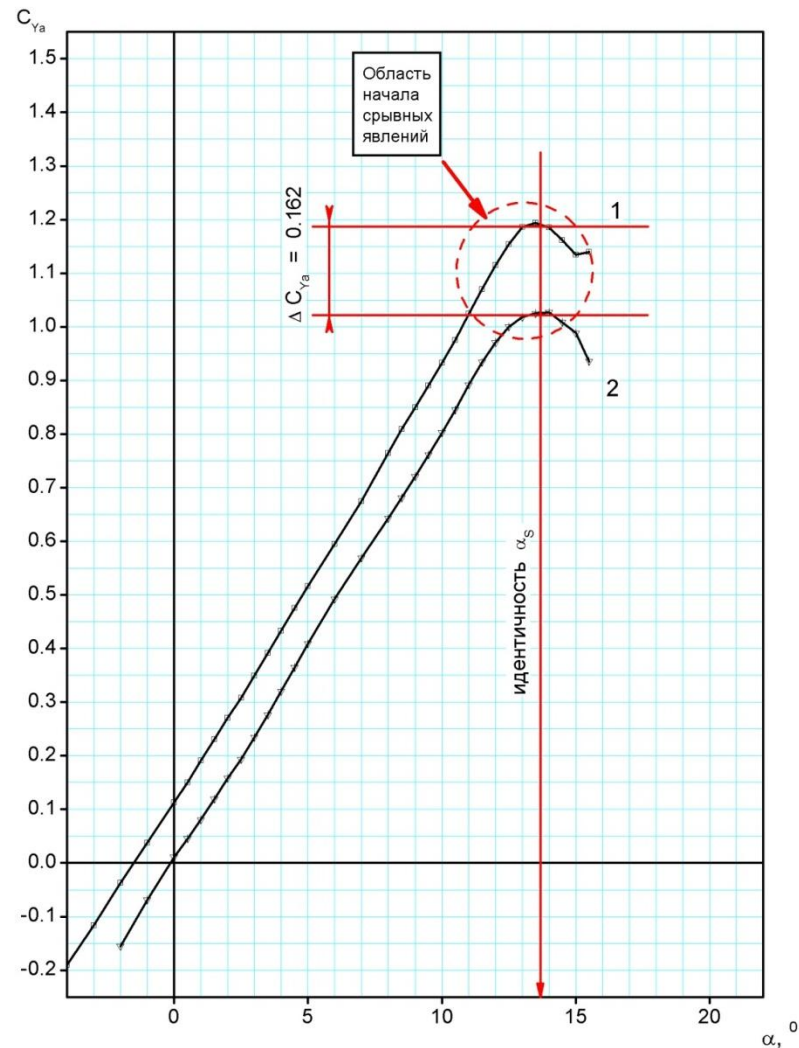


Рис. 3.26. Модель Cessna 172. Результаты ПВМ. Полная компоновка. Зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$.

$$V = 25 \text{ м/ч; } Re = 0,37 \cdot 10^6; H = 0; CA$$

1 – модель с исходным жестким крылом; 2 – модель с наддувным мягким крылом.

3.3. Наземные и летные испытания

На настоящем этапе научных исследований целесообразно выполнить испытания летающей модели самолета классической компоновки с известными характеристиками, для оценки фактического влияния на его летно-технические характеристики предлагаемой комбинированной несущей поверхности с мягкой наполняемой хвостовой частью крыла. В качестве прототипа для проведения испытаний был выбран самолет общего назначения Cessna 172, с хорошо известными аэродинамическими характеристиками [60, 61].

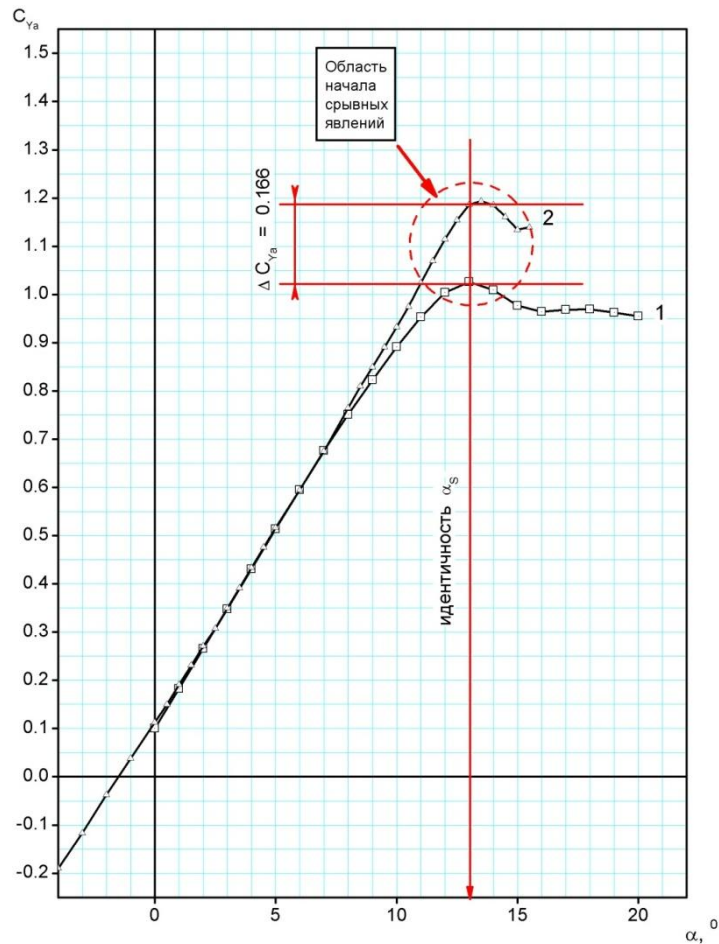


Рис. 3.27. Модель Cessna 172. Полная компоновка с жестким крылом. Зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$.

$$V = 25 \text{ м/ч; } Re = 0,37 \cdot 10^6; H = 0; CA$$

1 – Результат МКЭ; 2 – Результат ПВМ.

На основании имеющейся аппаратуры, регистрирующей параметры полета летающей модели, а также с помощью системы видеонаблюдения можно получить объективную картину обтекания такого крыла, оценить поведение летающей модели при выполнении маневров, определить параметры устойчивости и управляемости в ходе полета. Для более качественной оценки картины физического обтекания воздушной массой поверхности предлагаемого крыла, определения зоны возможных местных отрывов, направления линий тока в наших исследованиях предлагается выполнить визуализацию обтекания поверхности крыла методом шелковинок, с использованием движущегося стенда на базе легкового автомобиля. Это позволит качественно дополнить результаты летных испытаний информацией о характере обтекания крыла с мягкой наполняемой хвостовой частью, сформировать адекватные рекомендации по проектированию такой несущей поверхности.

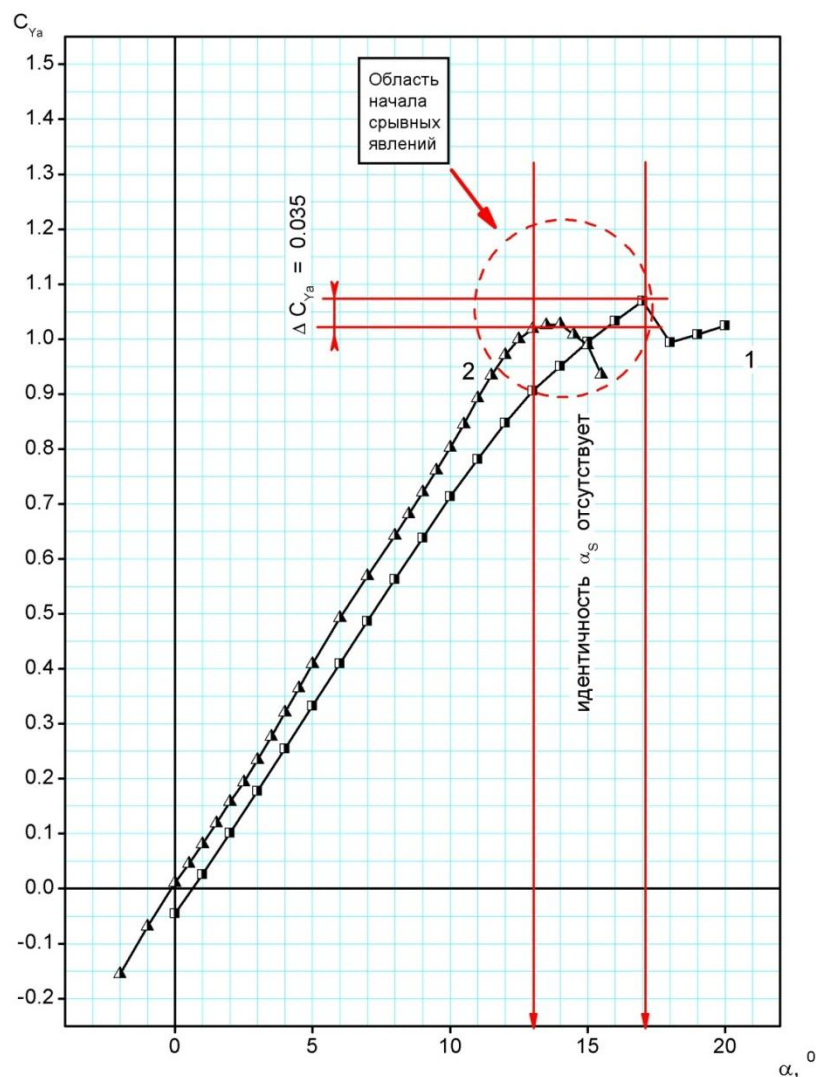


Рис. 3.28. Модель Cessna 172. Полная компоновка с комбинированным крылом;

Зависимость $C_{Y\alpha}(\alpha)$. $V = 25$ м/ч; $Re = 0,37 \cdot 10^6$; $H = 0$; СА

1 – Результат МКЭ; 2 – Результат ПВМ.

В ходе физического эксперимента на летающей модели и наземном стенде определить:

- аэродинамические характеристики компоновки с типовым жестким крылом и предлагаемым крылом с наддувной хвостовой частью;
- оценить устойчивость и управляемость летающей модели;
- на наземном стенде определить направление линий тока, места возможных отрывных течений на поверхности крыла для различных углов атаки методом шелковинок с видеофиксацией;
- на наземном стенде выполнить оценку деформации крыла при различных углах атаки и скоростях полета с помощью видеофиксации.

3.3.1. Проведение эксперимента на летающей модели.

Аэродинамические характеристики летающей модели в ходе летных испытаний определяются путем выполнения режимов установившихся снижений, детально изложенном в [60, 61]. Вкратце суть метода сводится к следующему:

Эксперимент проводится в спокойной атмосфере, при отсутствии ветра, восходящих и нисходящих потоков воздуха. Оптимальное время проведения – холодная пора года, около 4:00 утра, при благоприятных метеоусловиях. При достижении определенной высоты силовая установка летающей модели переводится в режим холостого хода, триммер руля высоты устанавливается в выбранное положение, автопилот устанавливается в режим стабилизации параметров полета и модель выполняет установившееся снижение до высоты, на которой экспериментатор прекращает выполнение режима. Далее устанавливается взлетный режим работы двигателя, модель набирает первоначальную высоту и повторяет режим снижения с уже другим положением триммера руля высоты. Схема сил, действующая на модель в установившемся снижении, показана ниже на Рис. 3.29:

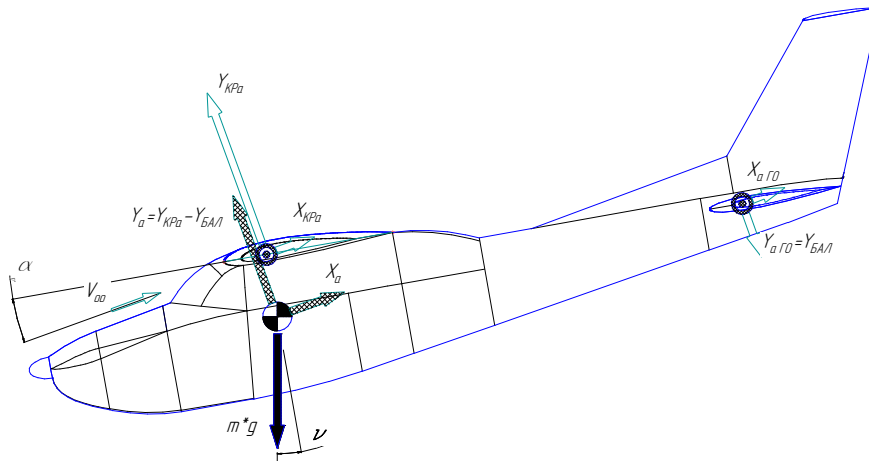


Рис. 3.29. Расчетная схема сил в установившемся снижении летающей модели.

Система уравнений в установившемся сбалансированном снижении в скоростной системе координат имеет простой вид:

$$X_a = m * g * \sin(\alpha + \vartheta), \quad (3.4)$$

$$Y_a = m * g * \cos(\alpha + \vartheta).$$

Основным критерием установившегося движения является отсутствие угловых скоростей, угловых и поступательных ускорений:

$$\bar{\omega} = 0; \bar{\varepsilon} = 0; \bar{a} = 0; n_Y = 1. \quad (3.5)$$

На практике это является сложно достижимым условием, поэтому для определения адекватности измеряемых параметров на основании рекомендаций норм летной годности принимаются следующие дополнения:

$$\bar{\omega} \rightarrow 0; \bar{\varepsilon} \rightarrow 0; \bar{a} \rightarrow 0; n_Y \rightarrow 1; V_t' \leq -1.85 \text{ м/с}. \quad (3.6)$$

Скорость полета модели в сбалансированном снижении и параметры воздушной с достаточной точностью определяются измерительной системой, входящей в состав автопилота. В этом случае коэффициент подъемной силы в случае установившегося снижения определяется как:

$$C_{Ya} = \frac{2 * m * g}{\gamma * V_{\infty}^2 * S}. \quad (3.7)$$

Система измерения фиксирует значение воздушной скорости полета V_{∞} и вертикальной скорости снижения V_Y . В этом случае аэродинамическое качество и коэффициент лобового сопротивления однозначно определяются формулой:

$$K = \frac{V_{\infty}}{V_Y} = \frac{C_{Ya}}{C_{Xa}} \rightarrow C_{Xa} = \frac{C_{Ya}}{K}. \quad (3.8)$$

По данным объективного контроля выбирается участок с минимально возможным значением ускорения $V_{\infty t}'$ и $V_{Y t}'$, одновременное совпадение минимумов значений этих параметров фактически определяет точку замера.

Адекватное сравнение влияния особенностей наддуваемого крыла на аэродинамические характеристики летательного аппарата можно выполнить сравнивая квадратичные поляры, т.к. сопротивление самолета классической схемы с крылом конечного размаха в дозвуковом потоке определяется как:

$$C_{Xa} = C_{X0} + C_{Xi} = C_{X0} + \frac{C_{Ya}^2}{\pi * \lambda_{EFF}}, \quad (3.9)$$

где:

C_{X0} - коэффициент лобового сопротивления ЛА без подъемной силы;

λ_{EFF} - эффективное удлинение крыла.

В этом случае будет наглядным влияние именно геометрических особенностей на аэродинамические характеристики ЛА.

Экспериментальные модели

Ниже, на Рис. 3.30, представлена модель № 1 - летающая, радиоуправляемая модель самолета Cessna 172 с оригинальными крыльями, а на Рис. 3.31 - модель № 2 - летающая, радиоуправляемая модель самолета Cessna 172 с комбинированными крыльями, что состоит из 30% жесткой части и 70% мягкой надувной части.



Рис. 3.30. Модель № 1. Cessna 172 с оригинальными крыльями.

Конструктивно крыло модели выполнено в соответствии с рекомендациями, полученными на основании анализа результатов экспериментов, представленных в [62] – жесткая часть крыла по хорде составляет 30%, надуваемая мягкая часть – 70%.

Ниже представлены кадры (Рис. 3.32 – 3.36) полета модели самолета Cessna 172 с комбинированным крылом.



Рис. 3.31. Модель № 2. Cessna 172 с комбинированными крыльями, что состоит из 30% жесткой части и 70% мягкой надувной части.

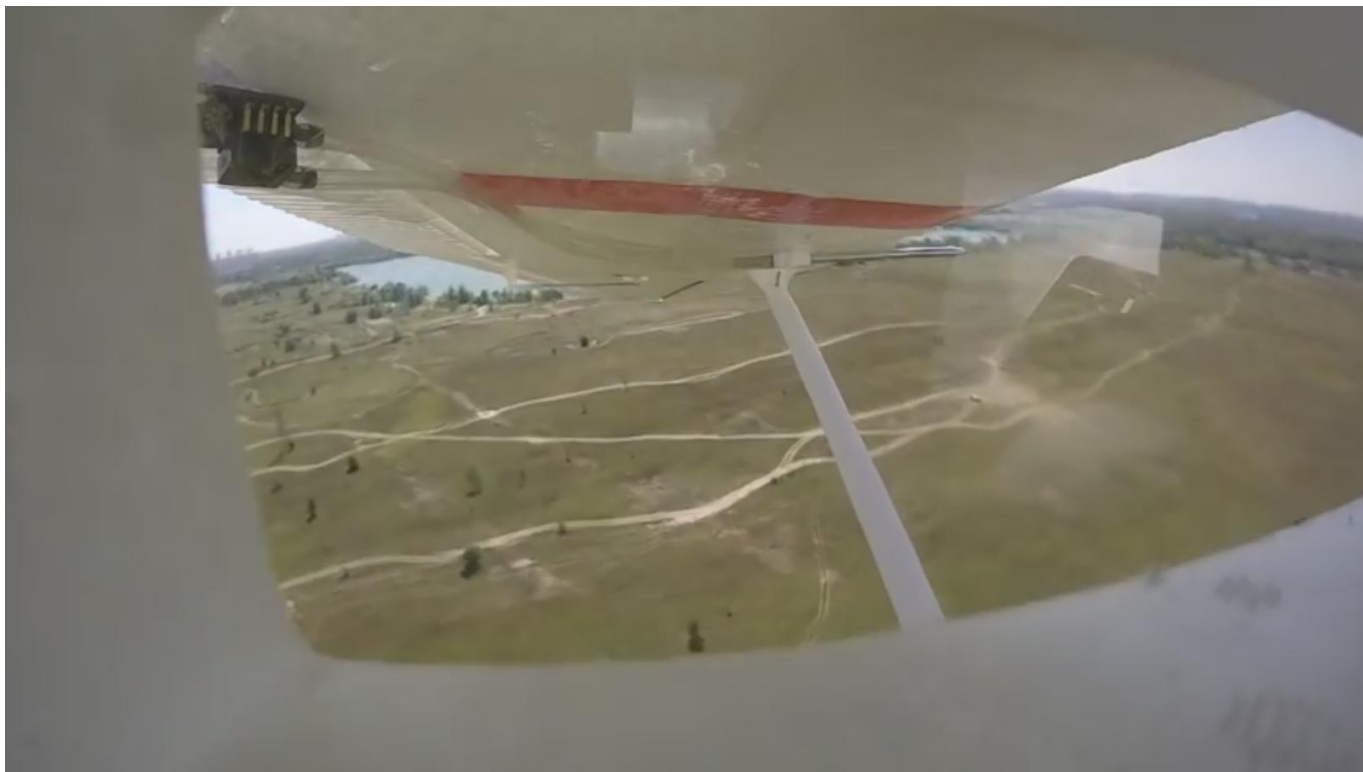


Рис. 3.32. Полет модели самолета Cessna 172 с жестким крылом.



Рис. 3.33. Полет модели самолета Cessna 172 с комбинированным крылом.



Рис. 3.34. Полет модели самолета Cessna 172 с комбинированным крылом $\alpha \approx 45^\circ$.



Рис. 3.35. Полет модели самолета Cessna 172 с комбинированным крылом.



Рис. 3.36. Взлет модели самолета Cessna 172 с комбинированным крылом.

3.3.2. Результаты эксперимента.

Ниже на Рис. 3.37. представлена типовая запись параметров полета, полученная на основании записей средств объективного контроля:



Рис. 3.37. Типовая запись параметров полета.

Аэродинамические характеристики самолета, принятые по данным [60, 61], представлены ниже на Рис. 3.38.

Сравнение результатов летных испытаний модели с жестким крылом и с предлагаемой несущей поверхностью нового типа, надуваемой воздушным

потоком, представленные в виде зависимостей C_{xa} (C_{ya}^2) (квадратичные поляры), приведены ниже на Рис. 3.39.

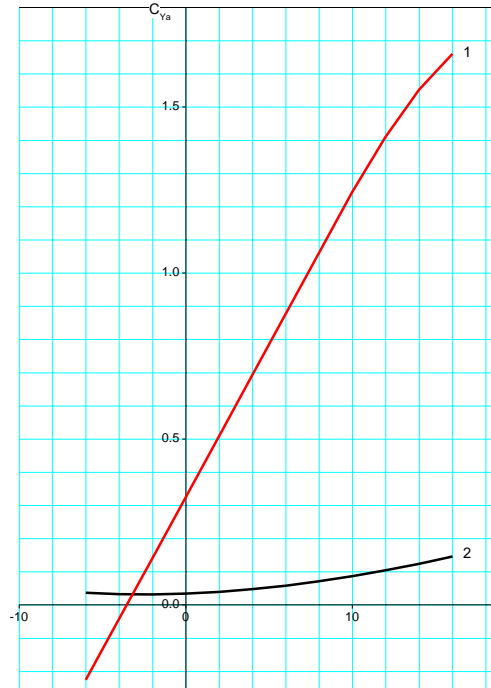


Рис. 3.38. Самолет Cessna 172. Аэродинамические характеристики.

1 - зависимость $C_{ya}(\alpha)$; 2 - зависимость $C_{xa}(\alpha)$.

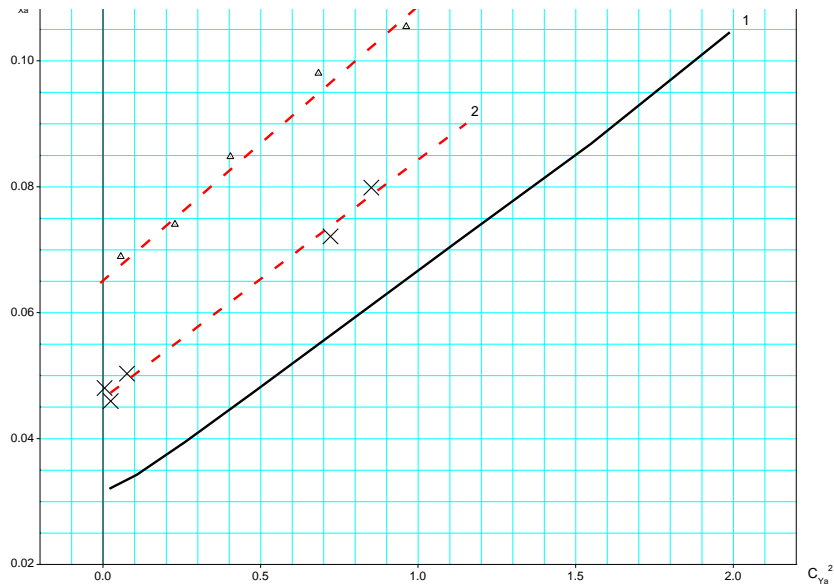


Рис. 3.39. Сравнение зависимостей C_{xa} (C_{ya}^2).

1 - Самолет Cessna 172 – натурные условия полета; 2 – результаты летных испытаний летающей модели с жестким крылом; 3 – результаты летных испытаний летающей модели с комбинированным крылом.

Результаты визуальных испытаний на наземном стенде представлены ниже на Рис. 3.40 – 3.41 - деформация крыла от скоростного напора и картина обтекания поверхности крыла соответственно.

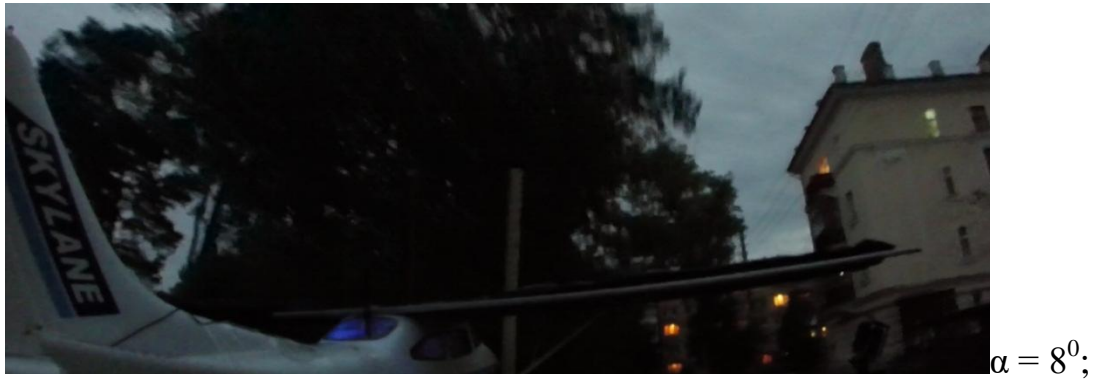


Рис. 3.40. Деформации наддуваемого крыла с мягкой хвостовой частью.

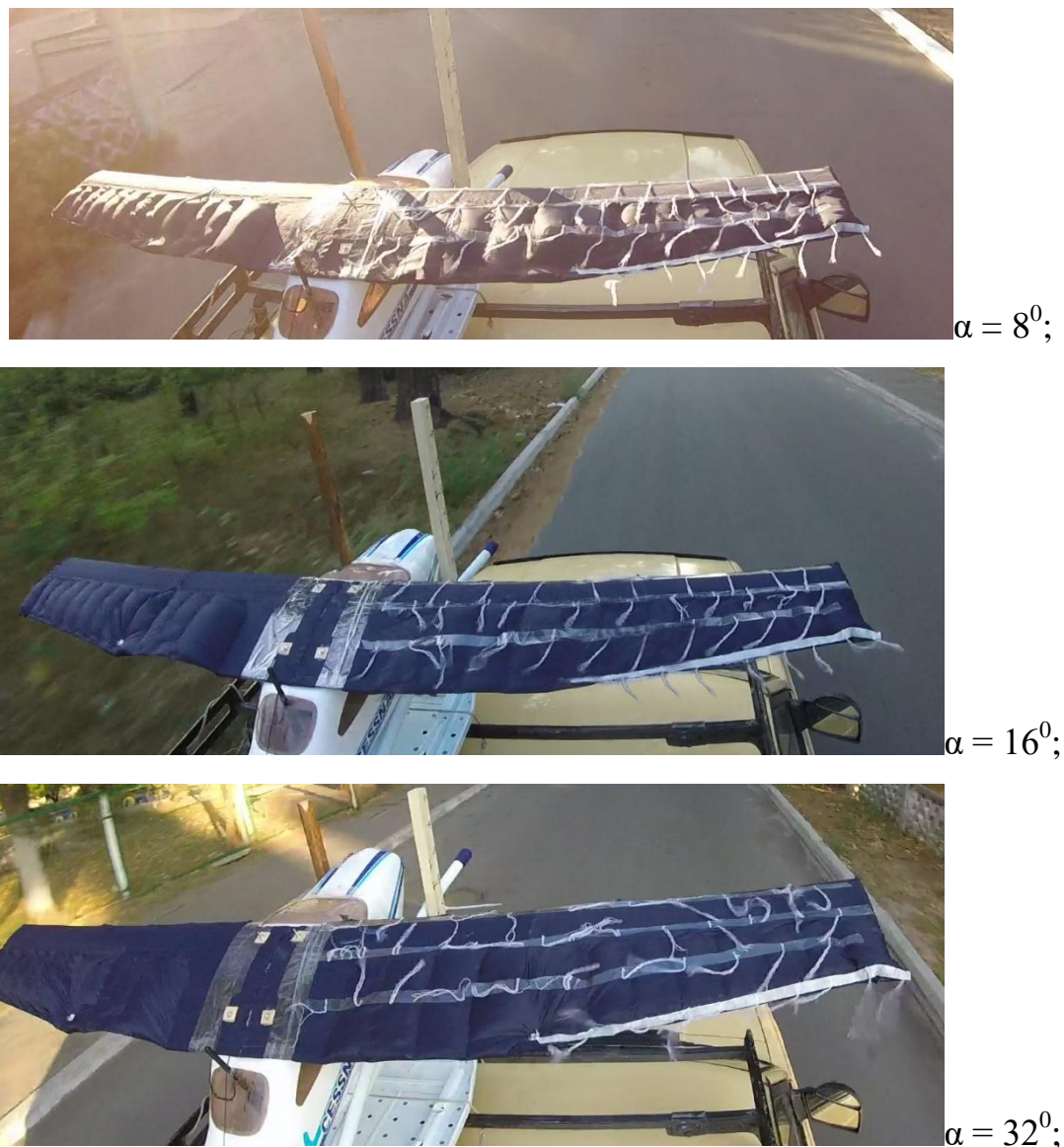


Рис. 3.41. Визуализация обтекания поверхности крыла методом шелковинок.

Выводы по разделу 3

Эксперимент в аэродинамической трубе.

По сравнению с жестким крылом, появление мягкой части вызывает уменьшение максимальных несущих свойств и увеличение критического угла атаки. Исходя из видеосъемки научного эксперимента (Рис. 3.10), видно что мягкая часть крыла деформируется при больших углах атаки. Данный эффект увеличивает демфирующие свойства крыла, а также при резких управлениях уменьшает вероятность срыва потока с поверхности крыла. Демпфирующий эффект также

позволяет значительно сократить максимально реализуемые значения нагрузок, действующих на конструкцию.

Зависимость C_y от угла атаки (Рис. 3.5)

Максимальные несущие свойства при установке мягкой части незначительно уменьшаются. На жестком крыле максимальное значение $C_{yMAX} = 1.3$, а на мягком крыле $C_{yMAX} \approx 1$. Но, при увеличении площади мягкой надувной части, увеличивается критический угол атаки. Из результатов эксперимента для варианта крыла, состоящего 30% жесткой и 70% мягкой частей критический угол атаки достигает больше 30° , характер протекания отрыва потока более плавный, что оказывает положительное влияние на параметры безопасности полета. Значение производной C_y α на линейном участке зависимости, соответствующей безотрывному обтеканию для всех вариантов крыльев практически одинаково, что свидетельствует о равных значениях эффективного удлинения крыла $\lambda_{эф}$ как для комбинированной так и для жесткой несущих поверхностей.

Зависимость K от C_y (Рис. 3.6)

Качество мягких крыльев на 20% меньше чем жесткого. При этом наблюдается, что у мягких крыльев значение качества меньше чем максимальное, но оно более постоянно в широком диапазоне углов атаки C_y . Максимальное значение K в полетном диапазоне C_y для комбинированного крыла практически постоянно, при этом на малых значениях $C_y \approx 0.2...0.5$ (что соответствует полету на больших скоростях) качество одного из вариантов комбинированной несущей поверхности становится выше чем качество жесткого крыла, т.е. мягкое надувное крыло при определенном соотношении параметров компоновки может быть более приемлемым для полетов на больших скоростях.

Зависимость Mz от C_y (Рис. 3.7)

Применение гибридной схемы не вызывает существенного изменения моментных характеристик по сравнению с жестким крылом. Также, уменьшаются моментные характеристики при увеличении площади мягкой надувной части. Так как результаты представлены в виде гисторезистных петель для жесткого и комбинированного крыльев, следует, что для мягкого крыла значение гисторезиса

не увеличивается по сравнению с жестким крылом, т. е. потребность в дополнительной балансировке при установлении комбинированных крыльев отсутствует.

Зависимость C_y^2 от C_x (Рис. 3.9)

Как следует из представленной зависимости, у мягких крыльев, как и у жесткой конструкции, наблюдается присутствие линейного участка на зависимости квадратичной поляры. Зависимости C_y^2 (C_x) жесткого крыла и вариантов комбинированных крыльев практически эквидистантны, при этом значение ΔC_x для полетного диапазона практически одинаково, и определяется, очевидно, конструкцией воздухозаборников. Это наглядно подтверждает равное влияние индуктивности на аэродинамические характеристики крыльев, что свидетельствует о сохранности поверхности несущей формы в полетном диапазоне значений C_y . Форма несущей поверхности ЛА сохраняется постоянной.

Математическое моделирование.

Метод конечных элементов.

1. Значение производной c_y^α , определяющей приращение аэродинамических сил при изменении угла атаки практически не меняется, что позволяет предположить отсутствие дополнительных аэродинамических нагрузок при установке комбинированной наддуваемой несущей поверхности.

2. Максимальное значение коэффициента подъемной силы $c_{y_{max}}$ модели с комбинированной наддуваемой несущей поверхностью несколько выше, чем у модели с жестким крылом, что очевидно является результатом влияния присоединенных вихрей, генерируемых продольными впадинами на стыках наддуваемых секций комбинированной несущей поверхности.

3. Срыв потока с верхней поверхности наддуваемой несущей поверхности реализуется на критическом угле атаки, большем на $\Delta\alpha_s \approx 4^\circ$, в сравнении со значением критического угла атаки с жестким крылом. При этом, характер протекания процесса сваливания становится значительно мягче.

Панельно-вихревой метод.

Результаты расчета, что выполненных с помощью ПВМ самолета Cessna 172 полной компоновки, показывают что при установке наддувного комбинированного крыла наблюдается падение подъемной силы на значение $C_y = 0.02$, что может являться как результатом еще не оптимизированной расчетной модели, так и результатом учета влияния вихревой системы крыла, которая в данном случае, в отличии от МКЭ, считается в стационарной постановке. Результаты ПВМ показывает, что по критерию $(C_y^\alpha)_{\max}$ его значение C_y^α также не меняется.

Сравнение ПВМ и МКЭ.

1. Сравнение зависимостей для жесткого крыла.

ПВМ для самолетов полной компоновки на линейном участке зависимости практически абсолютно совпадает с результатами МКЭ. Но, максимальные несущие свойства $C_{y \max}$ несколько завышены, примерно на 0.16, что вызвано решением ПВМ задачи обтекания в стационарной постановке.

2. Сравнение зависимостей для гибкого крыла.

ПВМ занижает максимальные несущие свойства крыла $C_{y \max}$ в сравнении с МКЭ. Также, отсутствует идентичность по углу атаки α -сваливания. ПВМ не различает мягкое крыло от жесткого и дает результаты как по жесткому крылу. В МКЭ есть разброс по углу атаки между мягким и жестким крылом. Это может говорить о том, что возможно МКЭ несколько завышает несущие свойства крыла.

Таким образом, ПВМ для моделирования приемлем для проведения расчетов аэродинамических нагрузок, действующих на конструкцию аэроупругого крыла при заведомо безотрывном обтекании, соответствующем на линейному участку зависимости $C_y(\alpha)$. При вероятном наличии на поверхности крыла присоединенных отрывных вихрей целесообразно выполнить моделирование обтекания с помощью МКЭ.

Наземные и летные испытания.

1. Как следует из анализа результатов визуальных испытаний, в полетном диапазоне углов атаки экспериментальная модель с надувным деформируемым крылом имеет характер обтекания и деформации крыла, сопоставимые с классической компоновкой. Это позволяет сделать вывод о адекватности результатов расчета, выполненных по теории крыла конечного размаха;

2. Фактические скорости полета модели с оригинальным крылом и надувной мягкой несущей поверхностью нового типа при одинаковом режиме работы двигателя практически идентичны – это подтверждает сделанный в предыдущих работах [62-65] вывод о сопоставимости несущих свойств жесткого и деформируемого крыльев;

3. Полученные методом идентификации аэродинамические характеристики модели, представленные на рис. 6 сопоставимы с приведенными в открытых источниках полярами самолета Самолет Cessna 172. Большие значения коэффициента лобового сопротивления вызваны меньшими числами Re , и, следовательно, большим значением сопротивления трения. Отличие в значениях коэффициента лобового сопротивления модели с жестким и мягким крыльями, ориент. равное $\Delta C_X = 0.024$ практически совпадает с результатами испытаний прямоугольного отсека крыла [62].

По летной оценке пилота модели, характеристики управляемости модели по каналу крена (угловая скорость крена, время входа и выхода в установившийся вираж, парирование возмущений) для обоих вариантов крыльев идентичны. Выполнение энергичного маневрирования по каналу тангажа, выход экспериментальной модели на большие углы атаки не приводит к сваливанию и входу в штопор.

РАЗДЕЛ 4

ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАДУВНОГО ДЕФОРМИРУЕМОГО КРЫЛА

Объективной особенностью компоновки всех надувных крыльев рассматриваемых ЛА является значение удлинения λ , не превышающее 5 единиц, что определяется, в первую очередь, располагаемой прочностью материала обшивки.

Летательный аппарат с комбинированным крылом дает возможность складывания самолета до компактных размеров, является удобным при транспортировке, в ЛА отсутствуют тяжелые структурные элементы и он является легким, при взлете и посадке, нет необходимости в использовании длинных взлетных полос, что дает использовать самолет в спортивных целях, а также для личного использования.

В этом разделе представлен сравнительный анализ возможных летно-технических характеристик ЛА с жестким и комбинированным крылом при равной удельной нагрузке на крыло G/S , определенных на основании результатов, полученных авторами ранее [62]. Результаты оценки выполнены с использованием материалов трубных испытаний модели самолета общего назначения классической схемы (Аэропракт А-20) и представлены для двух различных типов несущих поверхностей: полностью жесткого крыла и комбинированного крыла, что состоит из 30% жесткой части и 70% мягкой надувной части.

Проведены исследования характеристик экспериментальных и расчетных моделей, а также сравнительный анализ возможных летно-технических характеристик ЛА с несущими поверхностями различных типов при равной удельной нагрузке на крыло G/S .

4.1. Критерии оценки

При проведении исследований летно-технических характеристик приняты следующие критерии оценки [66]:

- Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^α ЛА.

Значение производной c_y^α является определяющим при расчете перегрузки, действующей на конструкцию планера во время полета в неспокойном воздухе. Согласно [66] 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/м²;

ρ – плотность воздуха, кг/м²;

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_y^α .

- Максимальное значение коэффициента подъемной силы $c_{y_{max}}$

Значение $c_{y_{max}}$ 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 [66]:

$$V_S = 3.6 \sqrt{\frac{2G}{C_{y\max} \rho S}};$$

$$V_{\min} \geq f * V_S; \quad (4.2)$$

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

- Значение критического угла атаки α_S , соответствующее $C_{y\max}$ и характеру протекания процесса сваливания

Согласно CS-VLA 207, CS-VLA 201, CS-VLA 203 [66] 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} [67]

Значение K_{\max} определяет минимальное значение тяги и максимальную продолжительность полета [68]:

$$P_{\text{ПОТР}} = \frac{G}{K}, \quad (4.3)$$

$$t = \frac{1}{g} \frac{1}{Cp} K \ln \frac{1}{1 - \xi_T}, \quad (4.4)$$

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

ξ_T – коэффициент относительного запаса топлива; $\xi_T = \frac{m_T}{m_O}$.

m_o – полная заправляемая в самолет масса топлива.

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

$$L = 3.6 \frac{\alpha}{g} \frac{1}{C_p} KM \ln \frac{1}{1 - \xi_T}. \quad (4.5)$$

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. Оценка изменения аэродинамических характеристик самолета с надувными деформируемыми крыльями

Выполняем оценку изменений аэродинамических характеристик путем определения влияния эффекта деформации на аэродинамические характеристики уже существующей модели самолета, полученной в аэродинамической трубе в ходе трубных испытаний.

Аэродинамические характеристики определяются в виде приращений. Определены приращения трубных испытаний [62] зависимостей: коэффициент подъемной силы $C_y = f(\alpha, XЖЧ)$, поляра $C_y^2 = f(C_x, XЖЧ)$, качество $K = f(C_y, XЖЧ)$ и дальность $K/(C_y)^{0.5} = f(C_y, XЖЧ)$, что указаны на Рис. 4.1 – 4.8.

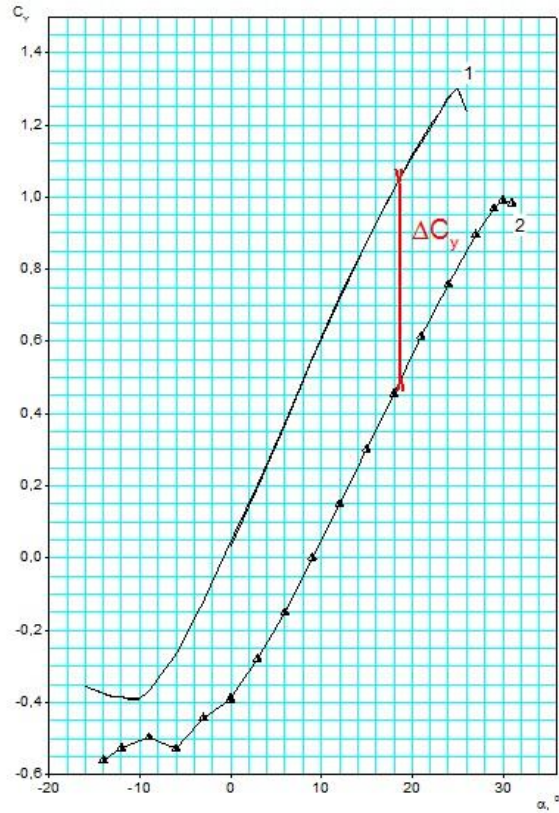


Рис. 4.1. Зависимости $C_y=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 30% хорды.

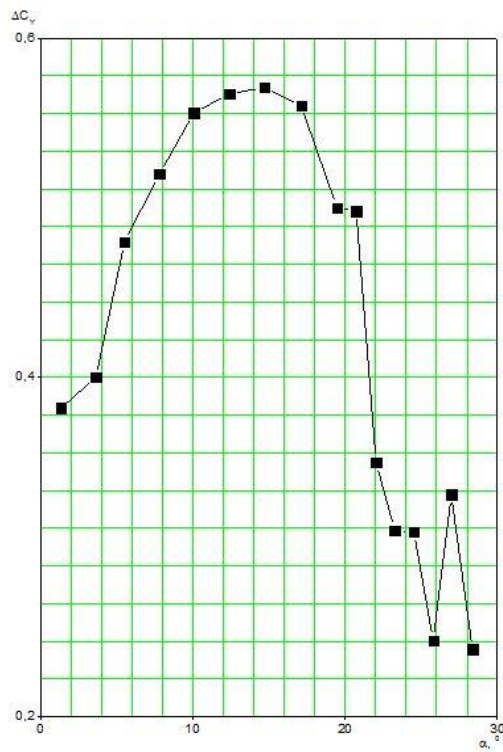


Рис. 4.2. Влияние деформаций крыла на коэффициент подъемной силы по углу атаки. Зависимости

$\Delta C_y=f(\alpha, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$.

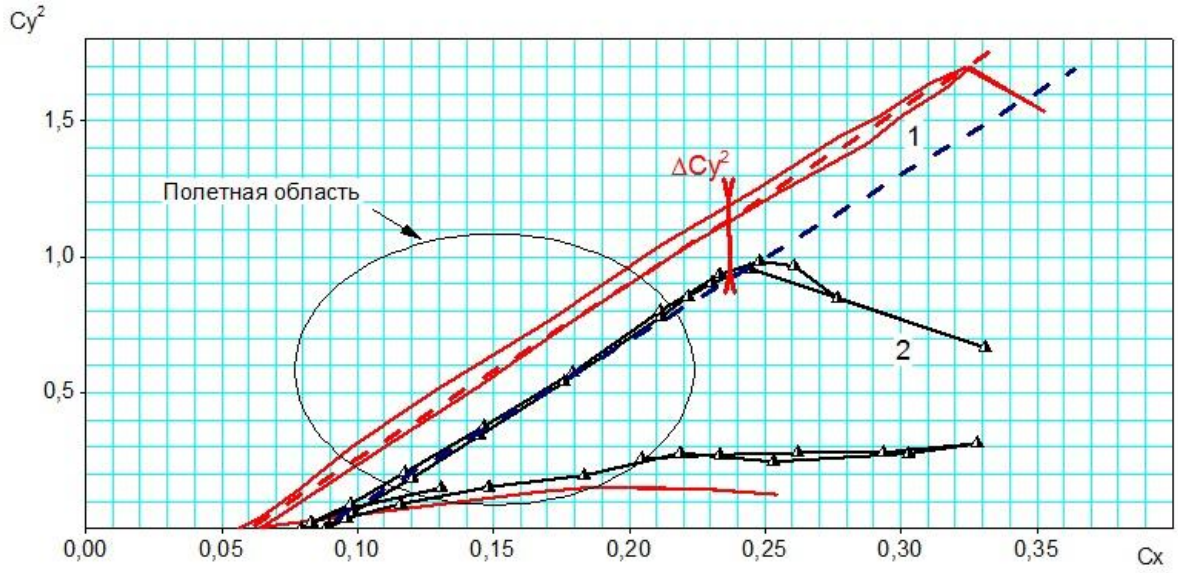


Рис. 4.3. Зависимости $C_y^2=f(C_x, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;
 1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 30% хорды.

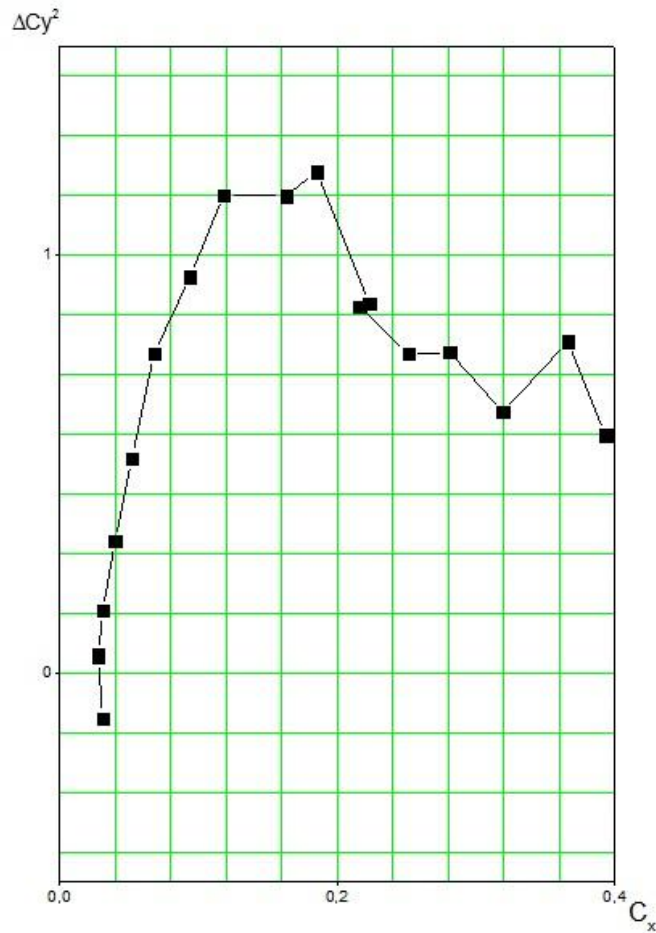


Рис. 4.4. Влияние деформаций крыла на коэф-т подъемной силы по углу атаки. Зависимости $\Delta C_y^2=f(C_x, \text{ХЖЧ})$. $Re = 222603$; $M = 0,073$.

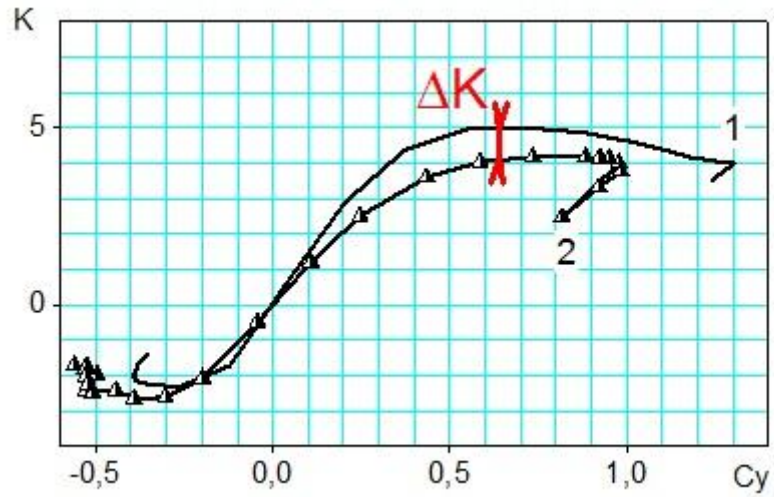


Рис. 4.5. Зависимости $K=f(C_y, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;
1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 30% хорды.

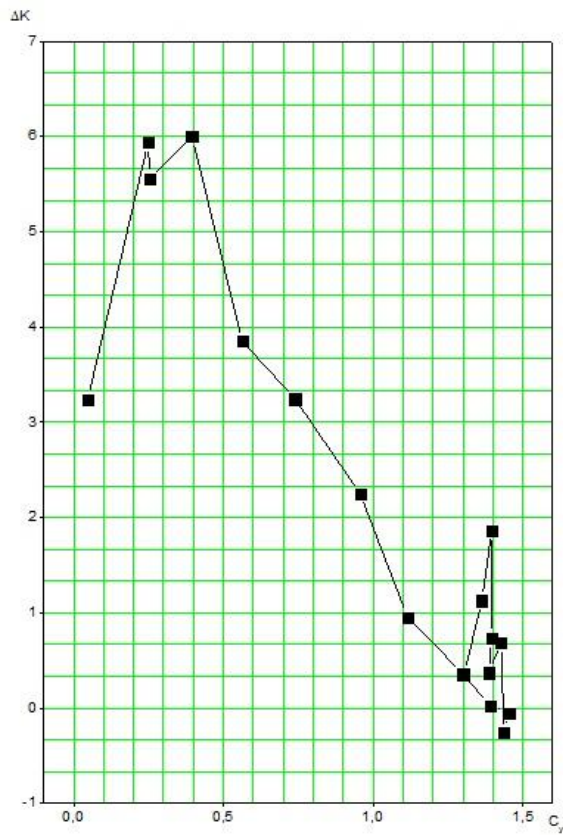


Рис. 4.6. Влияние деформаций крыла на коэф-т подъемной силы по углу атаки. Зависимости $\Delta K=f(C_y, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$.

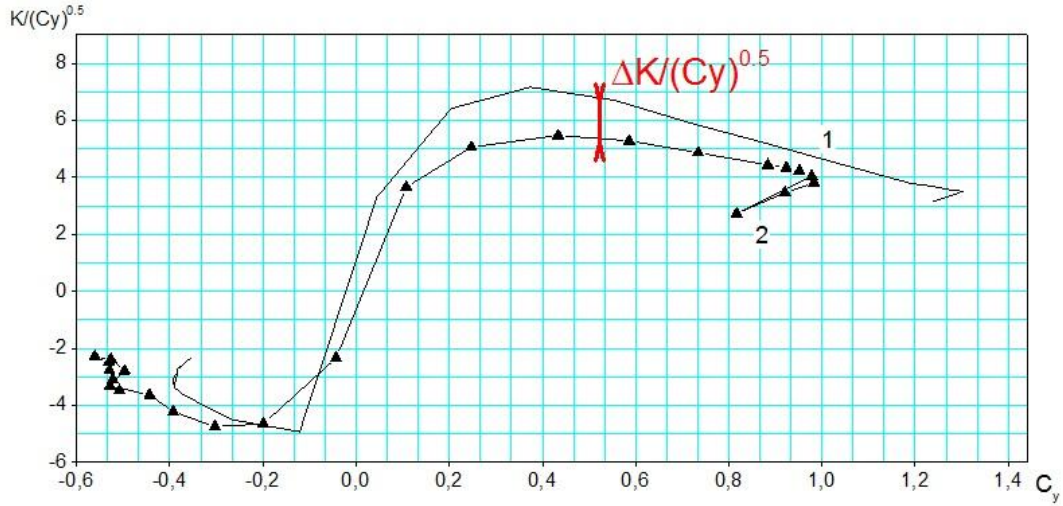


Рис. 4.7. Зависимости $K/(C_y)^{0.5}=f(C_y, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$;

1 - жесткое крыло; 2 - жесткая часть 30% хорды.

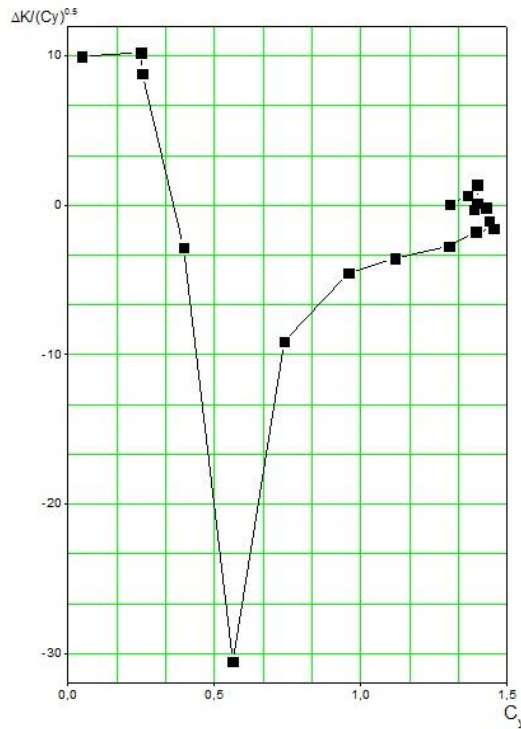


Рис. 4.8. Влияние деформаций крыла на коэф-т подъемной силы по углу атаки. Зависимости

$\Delta K/(C_y)^{0.5}=f(C_y, XЖЧ)$. $Re = 222603$; $M = 0,073$.

4.3. Сравнение с классической схемой

С помощью коррекции результатов трубных испытаний самолета Аэропракт А-20 (Рис. 4.9) [59], получаем характеристики данного самолета с деформируемым

крылом. Полученные результаты приведены на Рис. 4.10 – 4.13, на которых: 1 – модель самолета Аэропракт А-20 с крылом 30% жесткой части и 70% мягкой части хорды, 2 – модель самолета Аэропракт А-20.

Конструкция самолета Аэропракт А-20 и летно-технические характеристики.

А-20 имеет смешанную конструкцию (металлические крыло и оперение, стеклопластиковый фюзеляж), каждый агрегат сделан так, чтобы наилучшим образом выполнять свои функции при минимальном весе и требуемых прочности и выносливости.

В итоге конструкция А-20 оказалась настолько удачной, что послужила прототипом для нескольких модификаций, а самолет стал призером нескольких мировых и европейских чемпионатов СЛА благодаря своим уникальным летным характеристикам.

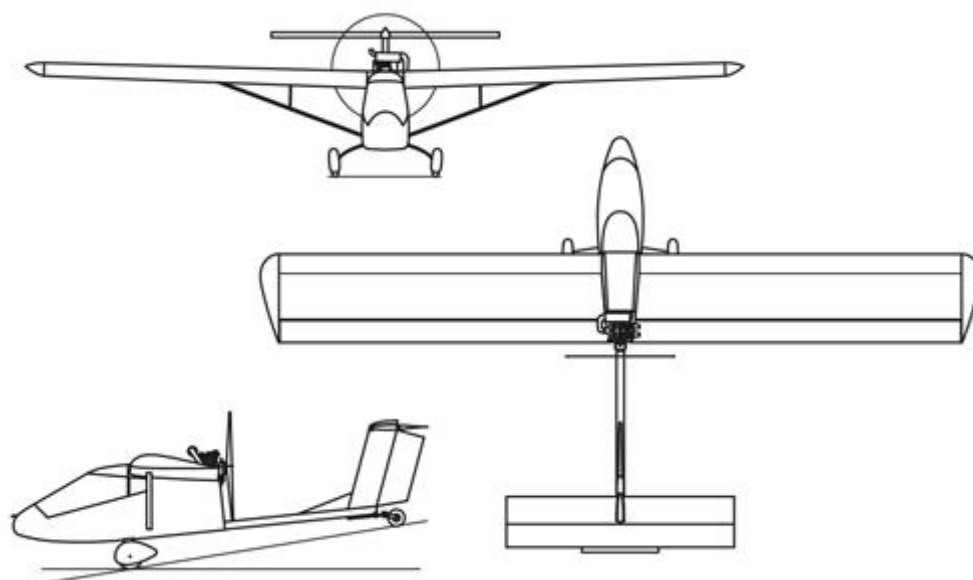


Рис. 4.9. Самолет Аэропракт А-20.

Летные характеристики при максимальном взлетном весе (с двигателем Rotax 503 мощностью 50 л.с.)

Максимальная скорость	140 км/ч
Скорость сваливания (с закрылками)	46 км/ч
Макс. дальность (38 л топлива, штиль)	400 км

Макс. продолжительность (38 л топлива)	4,5 ч
Скороподъемность (МСА, уровень моря)	3 м/с
Минимальная скорость снижения	1,8 м/с
Разбег/пробег (в штиль)	80 м
Размах	11,4 м
Длина	6,7 м
Высота	1,8 м
Площадь крыла	15,7 м ²
Максимальный взлетный вес	450 кг
Вес пустого	218 кг
Перегрузки	+4 / -2

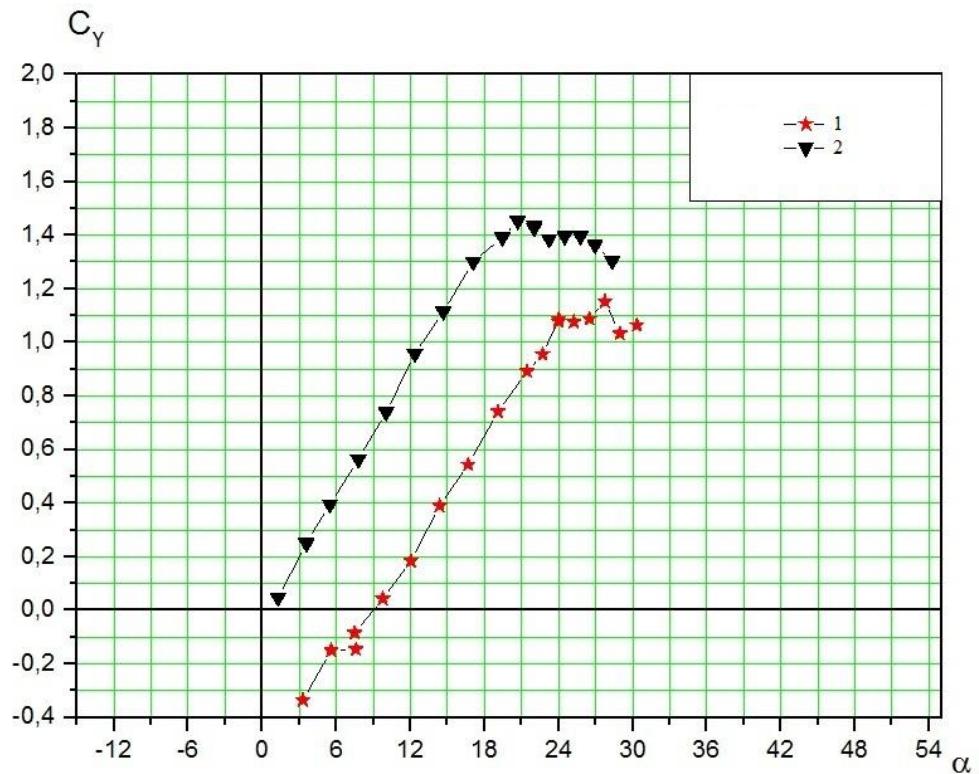


Рис. 4.10. Зависимость $C_y = f(\alpha)$.

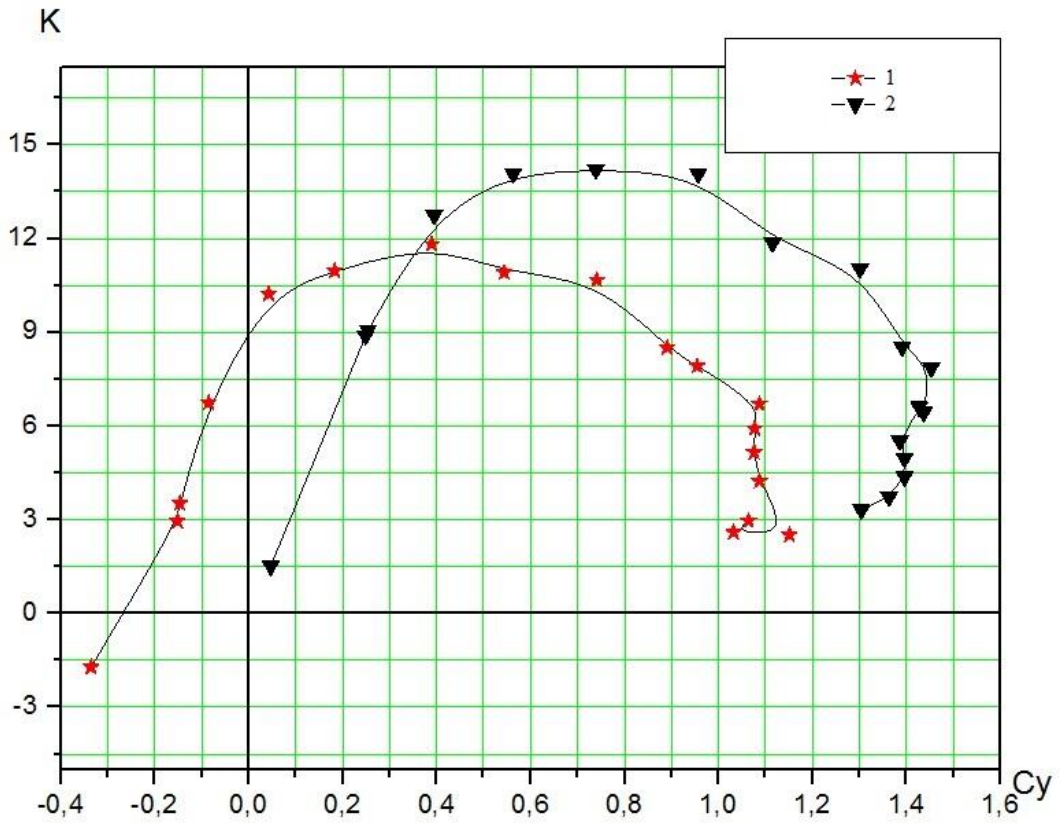


Рис. 4.11. Зависимость $K = f(C_y)$.

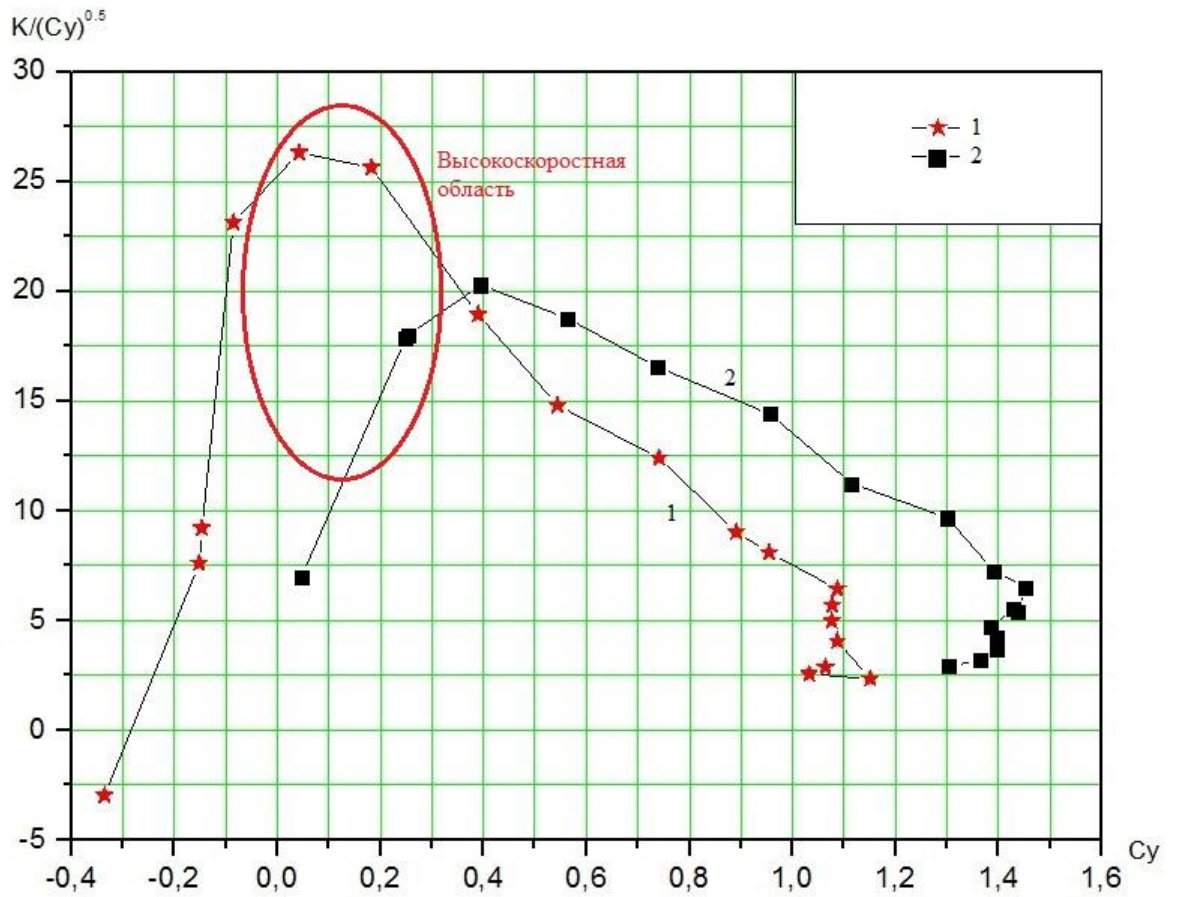
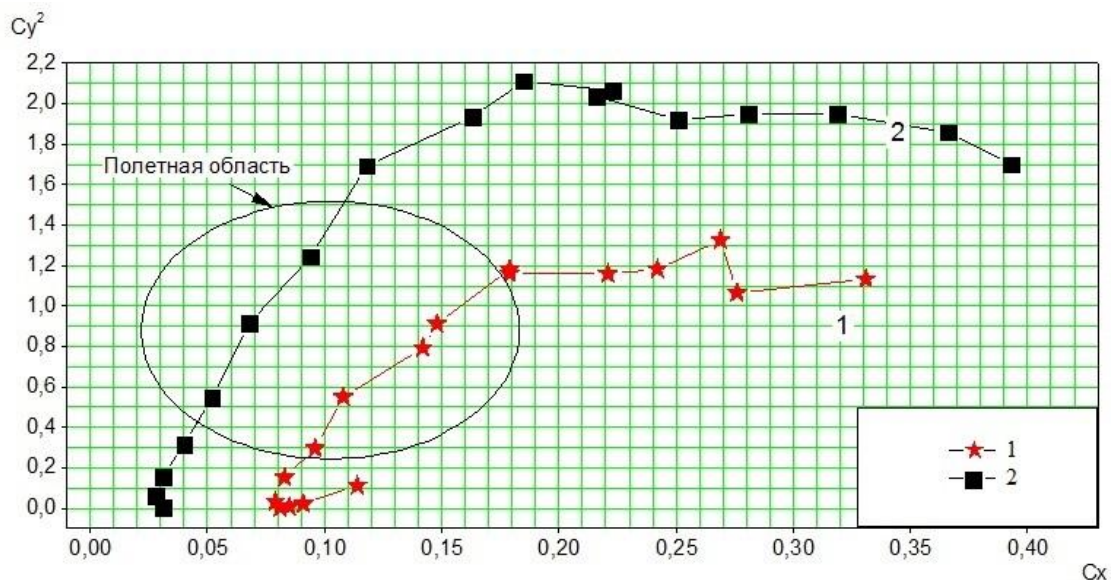


Рис. 4.12. Зависимость $K/(C_y)^{0,5} = f(C_y)$.

Рис. 4.13. Зависимость $C_y^2 = f(C_x)$.

Выводы по разделу 4

1. Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^α согласно [66] CS-VLA 341 обеспечивает приращение аэродинамических сил при приращении угла атаки. Т.к. значение c_y^α практически не меняется, можно полагать что дополнительного прироста, нагрузок при установке комбинированного крыла не ожидается.

2. Максимальное значение коэффициента подъемной силы $c_{y_{max}}$ падает на 0,3, что вызывает увеличение скорости сваливания самолета Аэропракт А-20 на 6 км/ч

3. Значение критического угла атаки α_S реализуется на значительно больших значениях угла атаки крыла, увеличивается на 4° в сравнении с жестким крылом. При этом, характер протекания процесса сваливания становится значительно мягче.

4. Величина максимального аэродинамического качества K_{max} падает на 1,5. Причиной данного падения являются воздухозаборники. Значение K_{max} , которое реализуется на комбинированных крыльях, при больших скоростях достигает максимального значения.

5. Величина критерия максимальной дальности $(K/C_y^{0.5})_{max}$, представленное на рис. 4.13 больше в 1.35 раз показывает, что возможен существенный прирост дальности при достаточно большом значении скорости полета больше 1.4 раза.

РАЗДЕЛ 5

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА С КОМБИНИРОВАННЫМ КРЫЛОМ

В данном разделе в виде методических рекомендаций представлены обобщенные результаты анализа влияния возможных параметров компоновки комбинированного крыла, позволяющие выполнить компоновку самолета общего назначения классической схемы с предлагаемым конструкторским решением. Поскольку такие агрегаты летательного аппарата, как фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка и др. на основании данных статистики имеют весьма близкие относительные характеристики, сформированные десятилетиями практики мирового самолетостроения, то в нашем диссертационном исследовании представлены обобщенные рекомендации по формированию компоновки собственно крыла.

В общем задачу формирования аэродинамической компоновки комбинированного крыла целесообразно разделить на следующие этапы :

- компоновка аэродинамического профиля комбинированного крыла;
- компоновка крыла конечного размаха

Представленные в Разделе 3 результаты экспериментов наглядно демонстрируют незначительные изменения аэродинамических характеристик моделей при применении комбинированного крыла. Полученный результат определен в том числе и свойствами исходной компоновки, в первую очередь профиля крыла. Это определяет основной критерий приемлемости выбора того или иного профиля комбинированной несущей поверхности – возможные изменения контура должны приводить к минимально возможным изменениям аэродинамических характеристик крыла бесконечного размаха с рассматриваемым профилем.

Конструктивная реализация наполняемых скоростным напором отсеков в хвостовой части крыла при проведении эксперимента в аэродинамической трубе, а также в реальном полете несколько изменяет геометрию контура профиля, как это

показано на Рис. 3.41. При этом контур лобовой части остается таким же, как и у жесткой компоновки, а изменения контура в первую очередь происходят на верхней задней части профиля за точкой максимальной толщины, и не превышают максимальной строительной высоты крыла. Теоретическая схема изменения контура профиля представлена ниже на Рис.5.1:

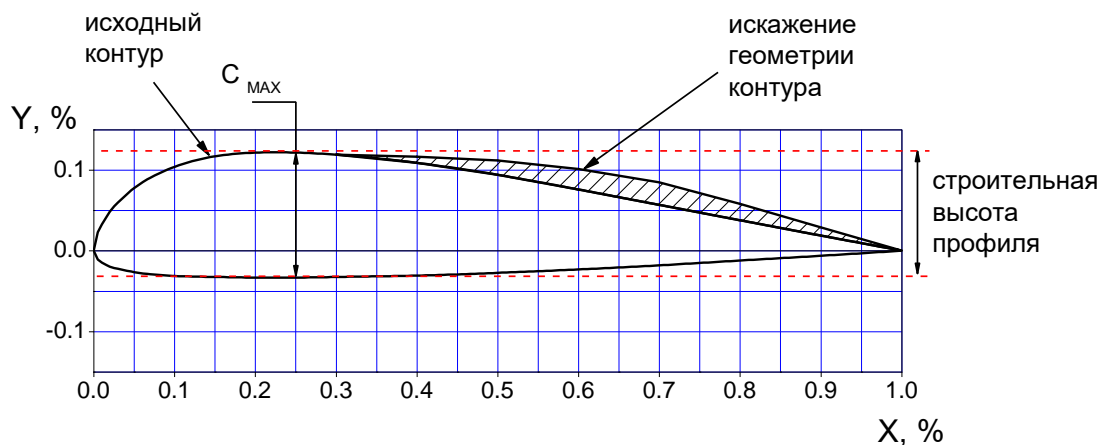


Рис.5.1. Типовая схема возможного изменения контура профиля крыла.

5.1. Компоновка профиля комбинированной несущей поверхности

- Требования к исходному профилю.

Для определения влияния характерных особенностей геометрии профиля с деформированной хвостовой частью на его аэродинамические характеристики было выполнено моделирование обтекания различных типов профилей, применяемых в проектировании летательных аппаратов.

Результаты моделирования, выполненные для различных чисел M и Re в виде зависимостей $C_y(a)$, $C_y(C_x)$, $C_m(C_y)$, представлены ниже на Рис. 5.2 – 5.22.

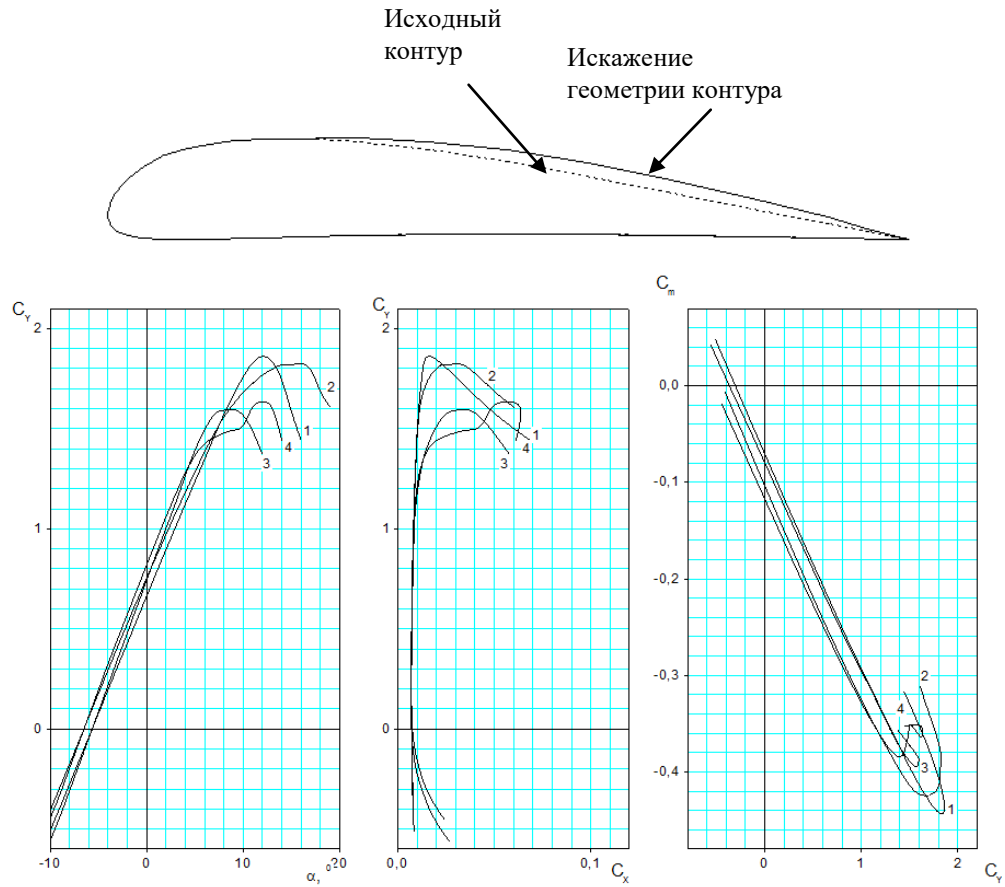


Рис.5.2. Профиль dfs-9-138. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
- 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

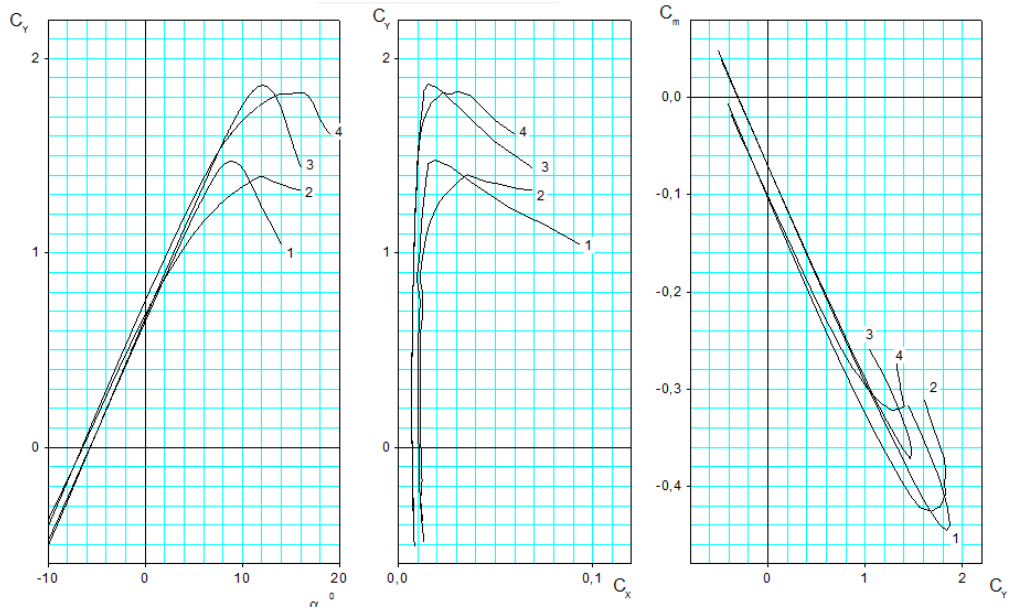


Рис. 5.3. Профиль dfs-9-138. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
- 3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

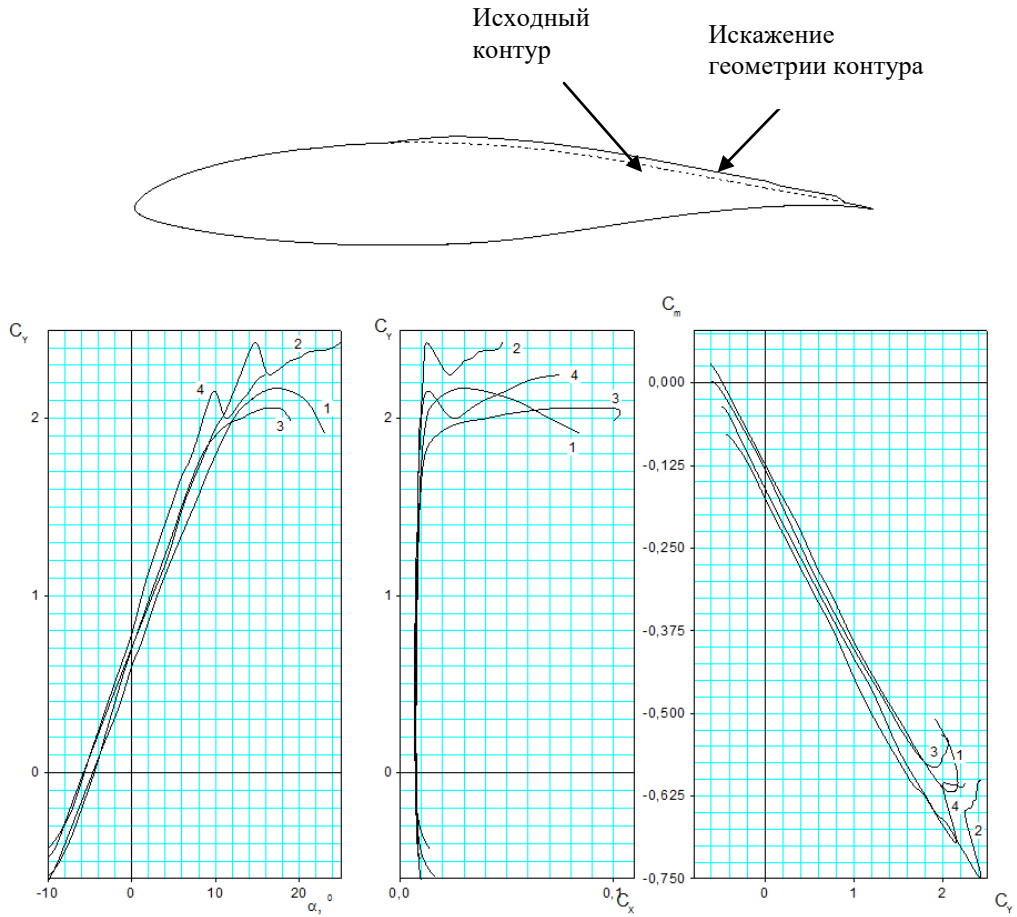


Рис. 5.4. Профиль fx61-184. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$; Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(C_y)$

1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

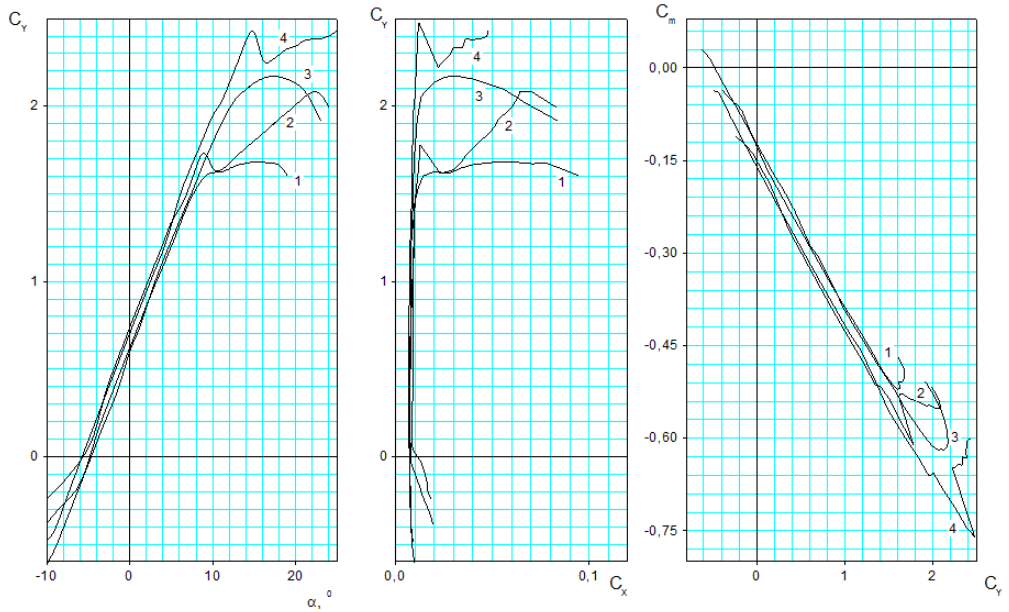


Рис. 5.5. Профиль fx61-184. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(C_y)$

1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
 3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

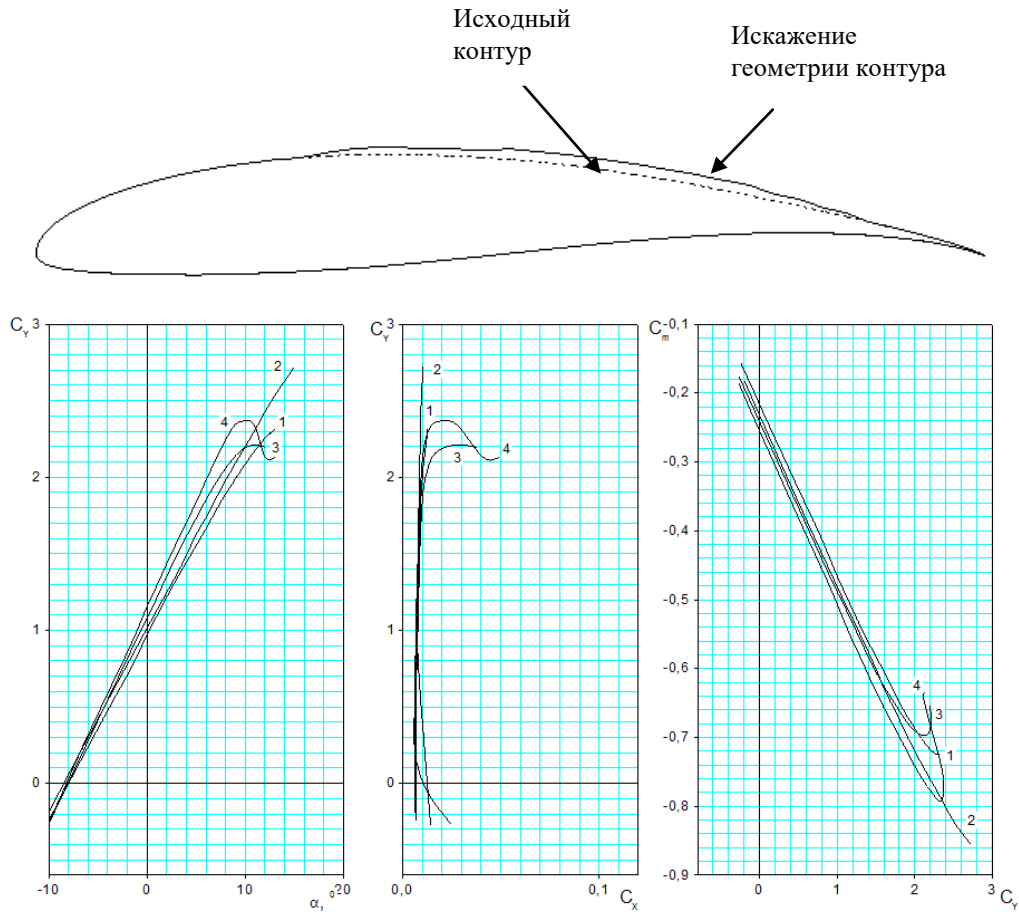


Рис. 5.6. Профиль fx63-137. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
- 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

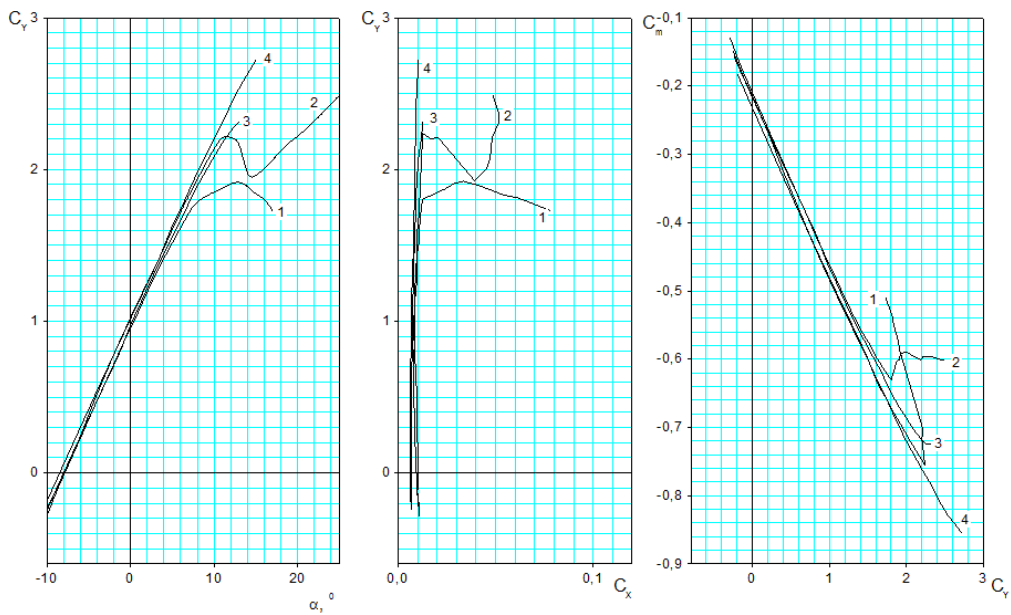


Рис. 5.7. Профиль fx63-137. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
- 3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

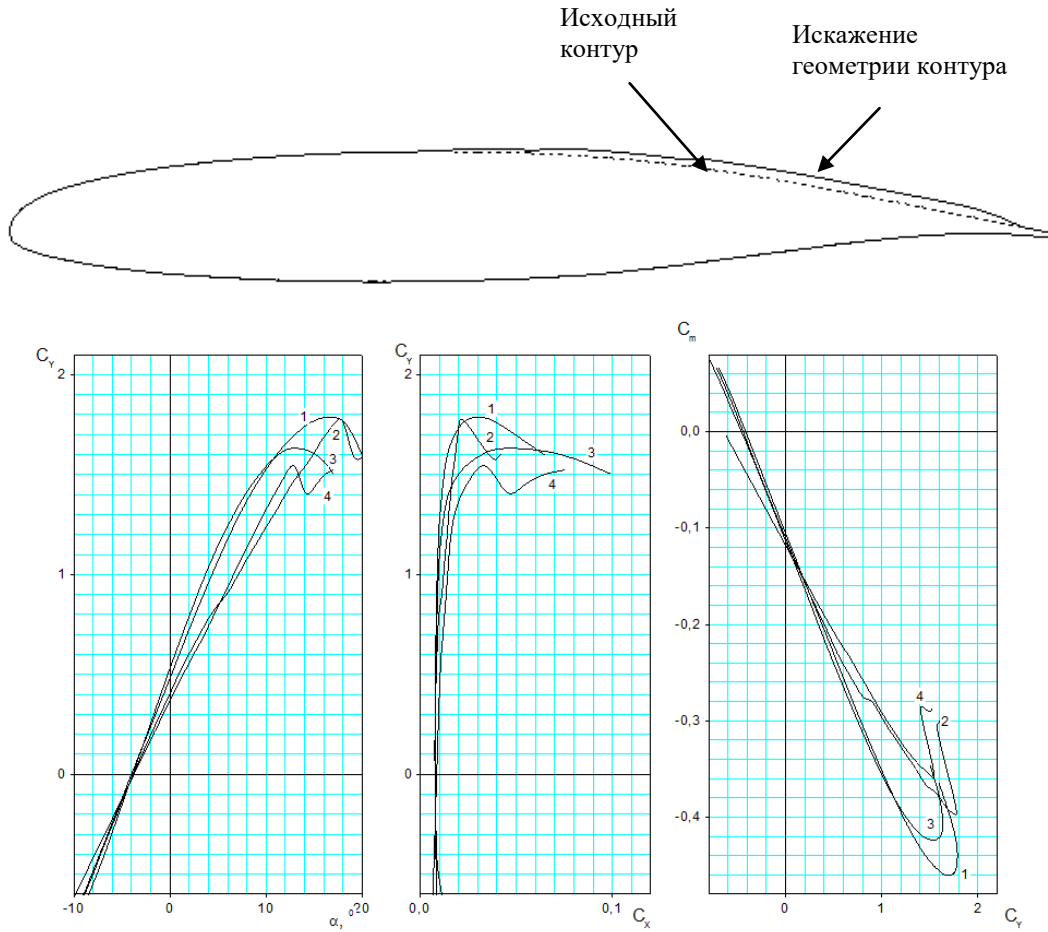


Рис. 5.8. Профиль ga(w)-1-17. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
- 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

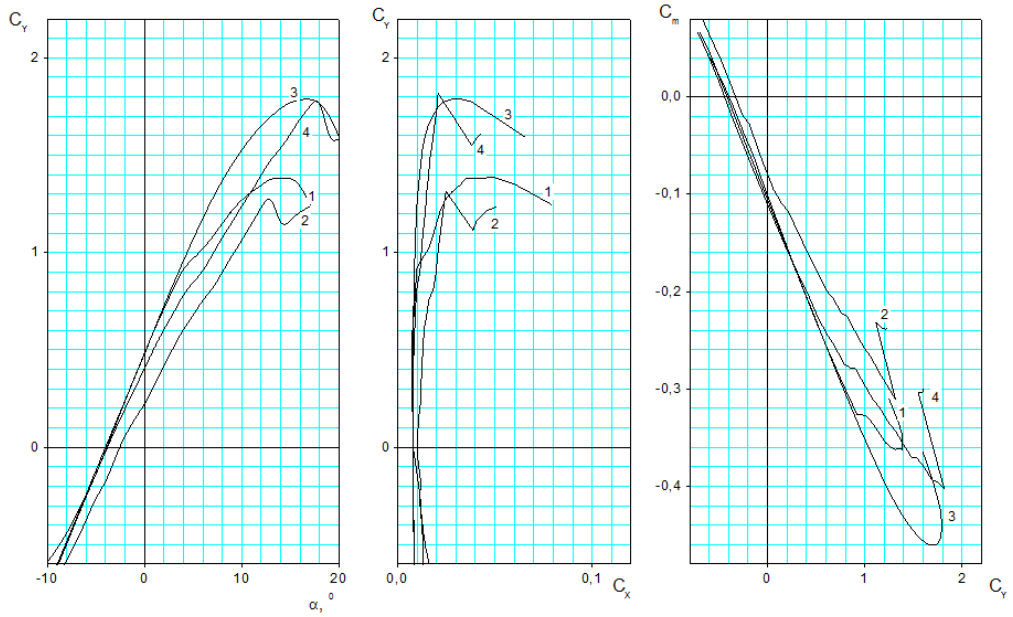


Рис. 5.9. Профиль ga(w)-1-17. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
- 3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

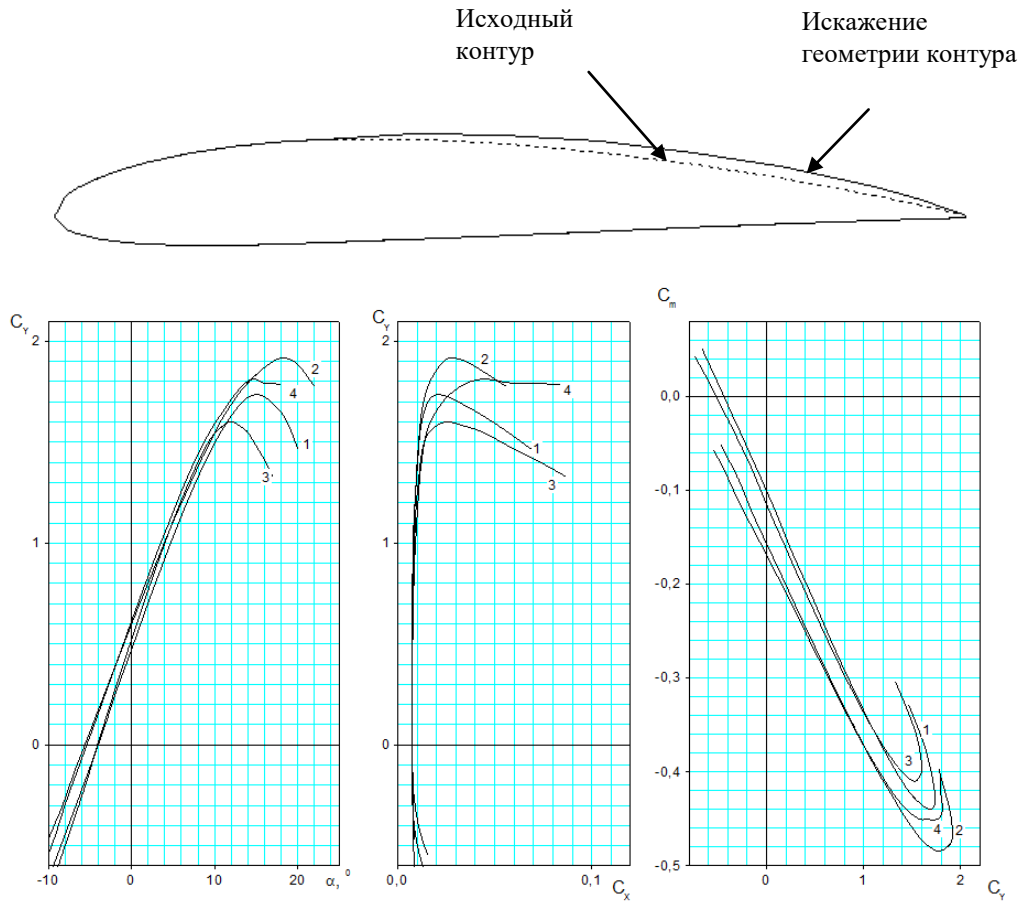


Рис. 5.10. Профиль паса 4415. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

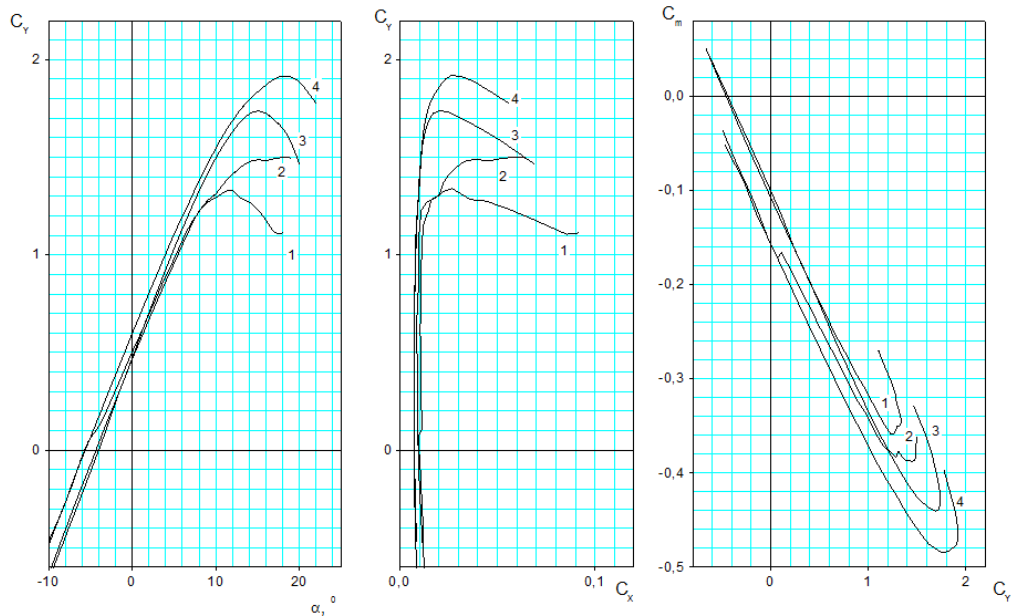


Рис. 5.11. Профиль паса 4415. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
 3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

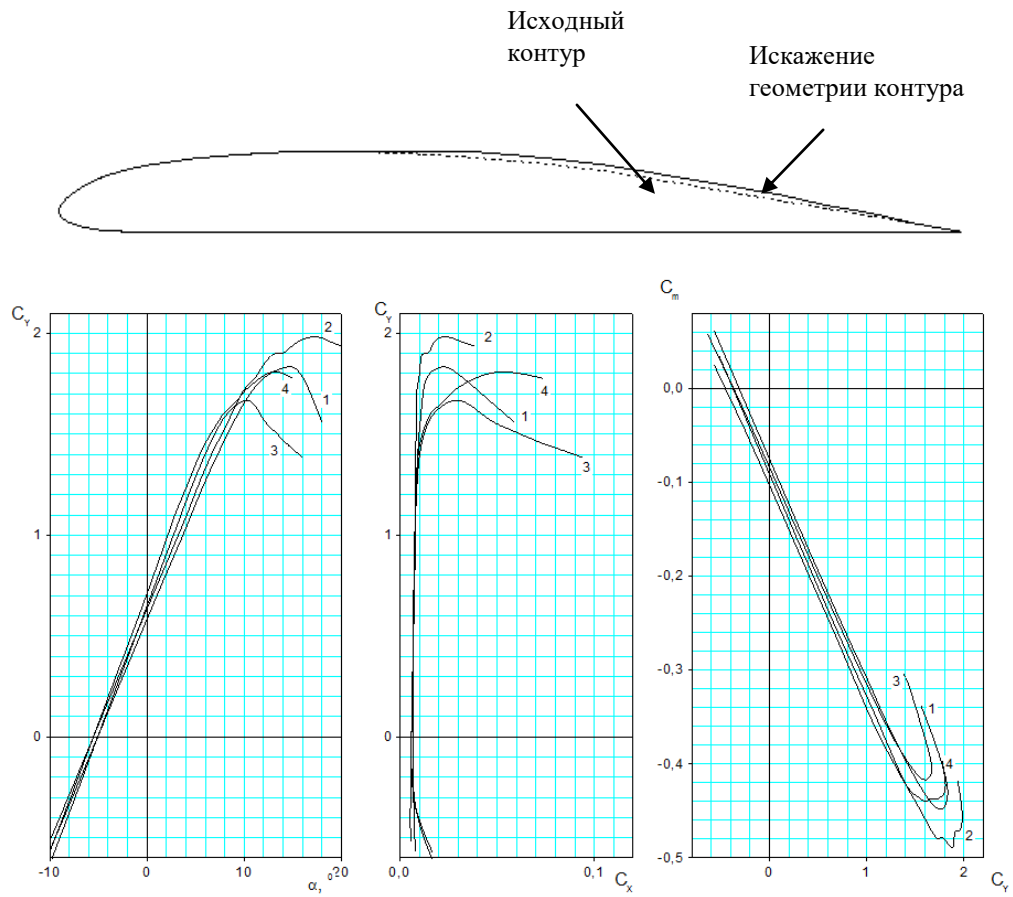


Рис. 5.12. Профиль паса 4412. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$;
Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(C_y)$

1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

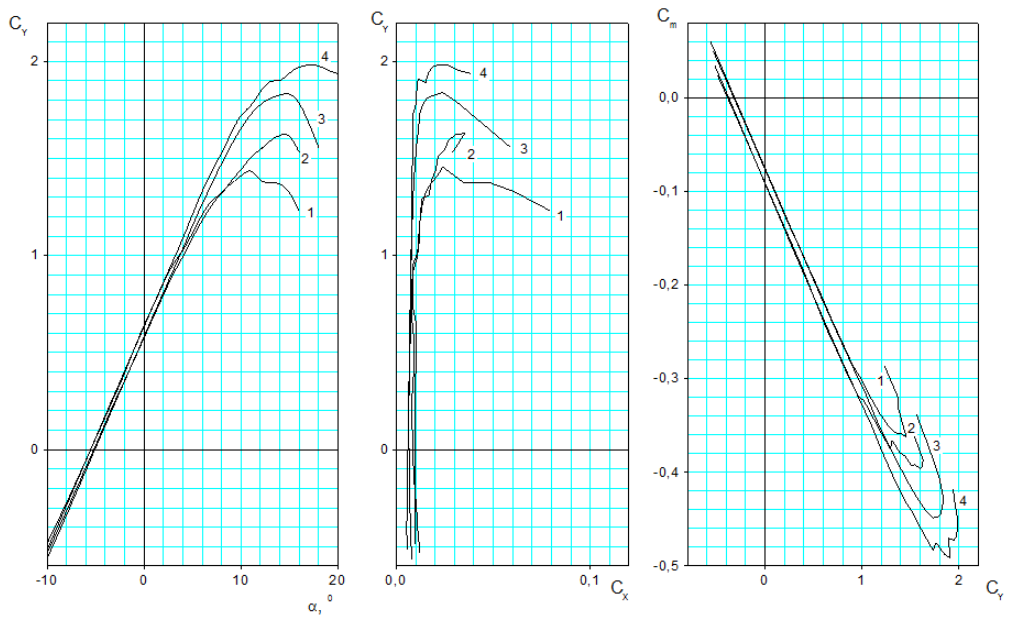


Рис. 5.13. Профиль паса 4412. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_y(C_x)$, $C_m(C_y)$

1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

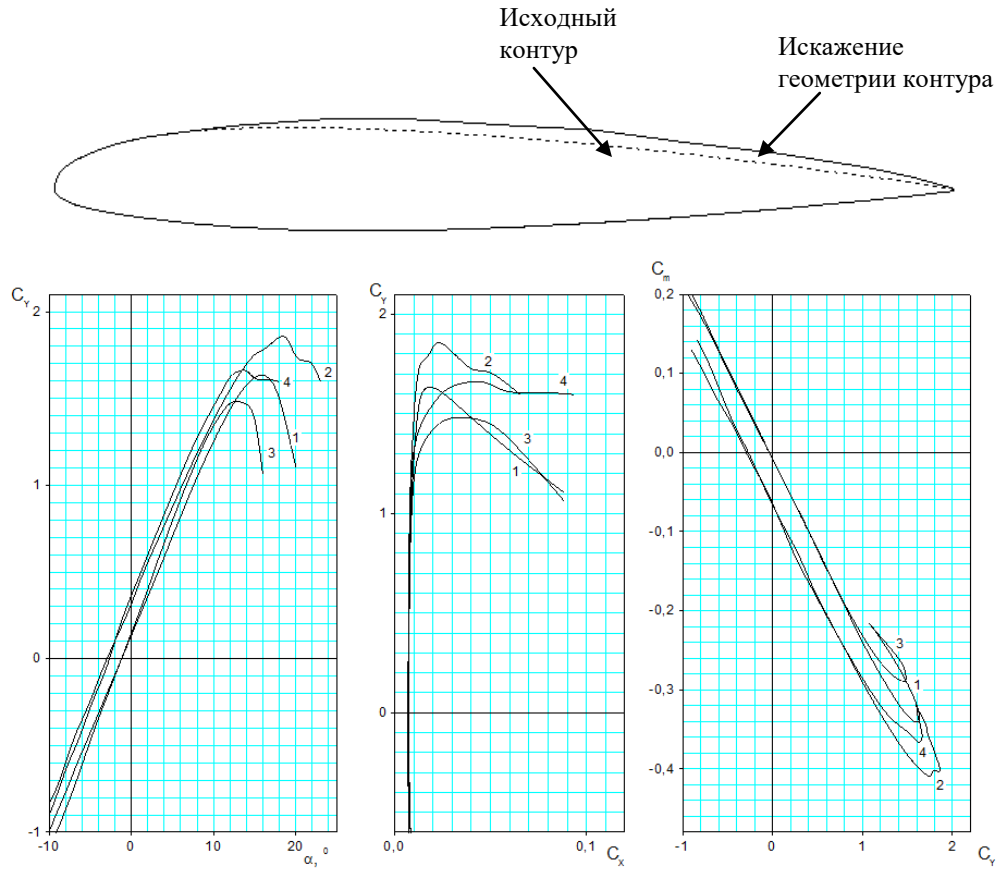


Рис. 5.14. Профиль паса 23015. Влияние числа M . $Re=30 \cdot 10^6$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

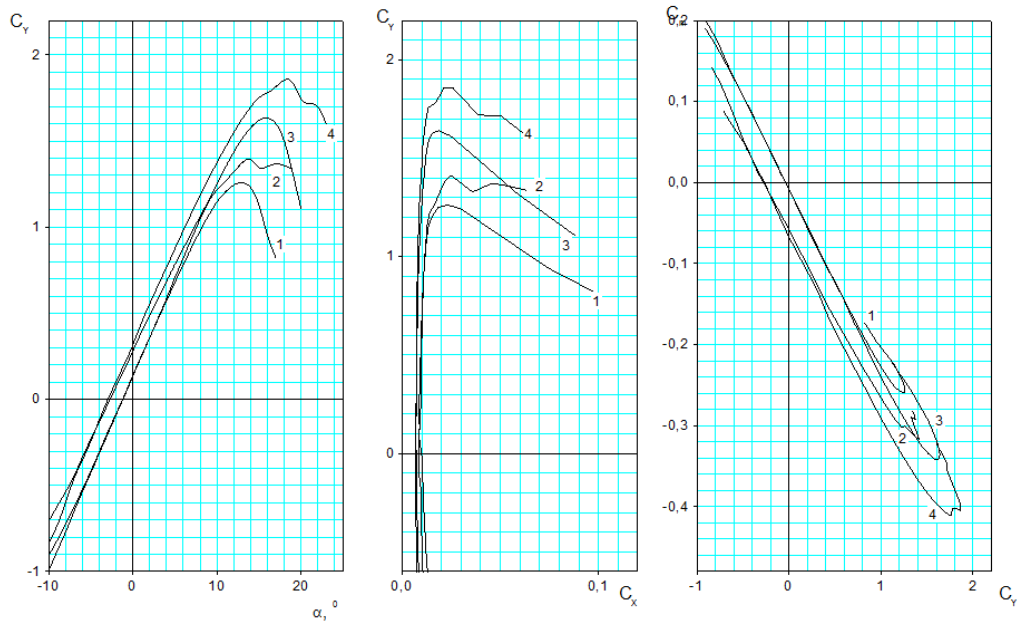


Рис. 5.15. Профиль паса 23015. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

- 1 - исходный профиль, $Re=1 \cdot 10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1 \cdot 10^6$;
 3 - исходный профиль, $Re=30 \cdot 10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30 \cdot 10^6$.

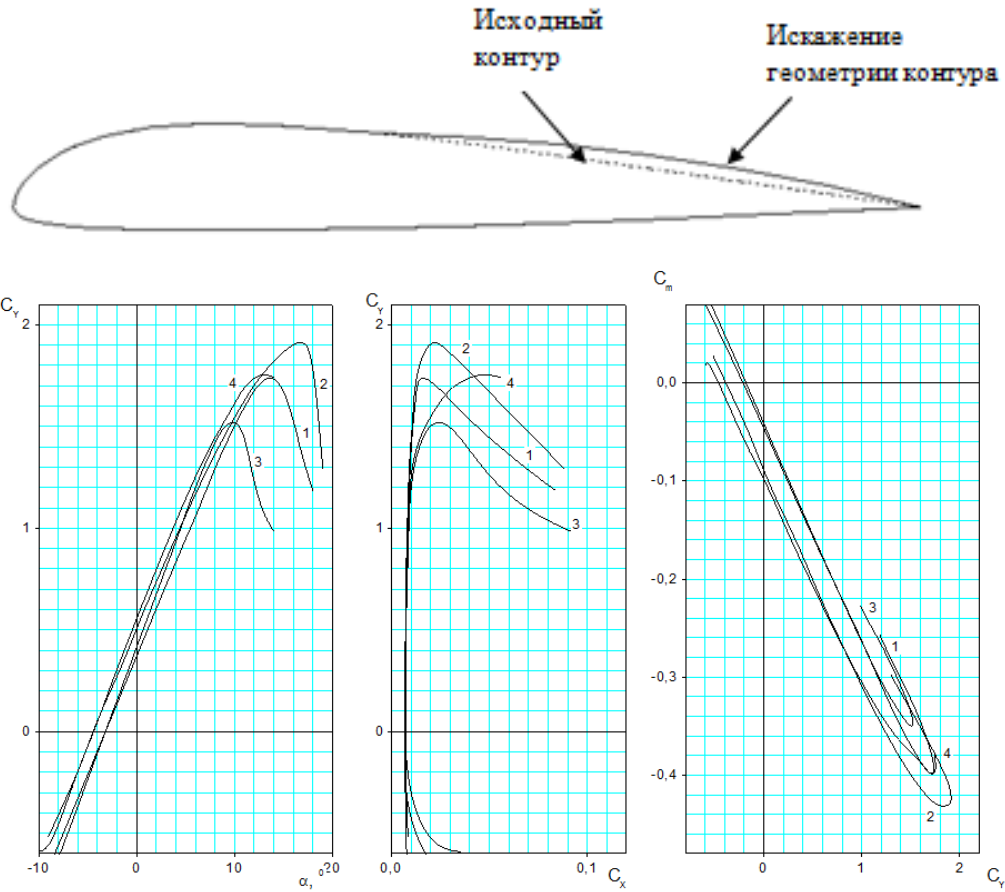


Рис. 5.16. Профиль R3-15. Влияние числа M . $Re=30*10^6$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

1 - исходный профиль, $M=0.15$; 2 - деформир. профиль, $M=0.15$;
 3 - исходный профиль, $M=0.45$; 4 - деформир. профиль, $M=0.45$.

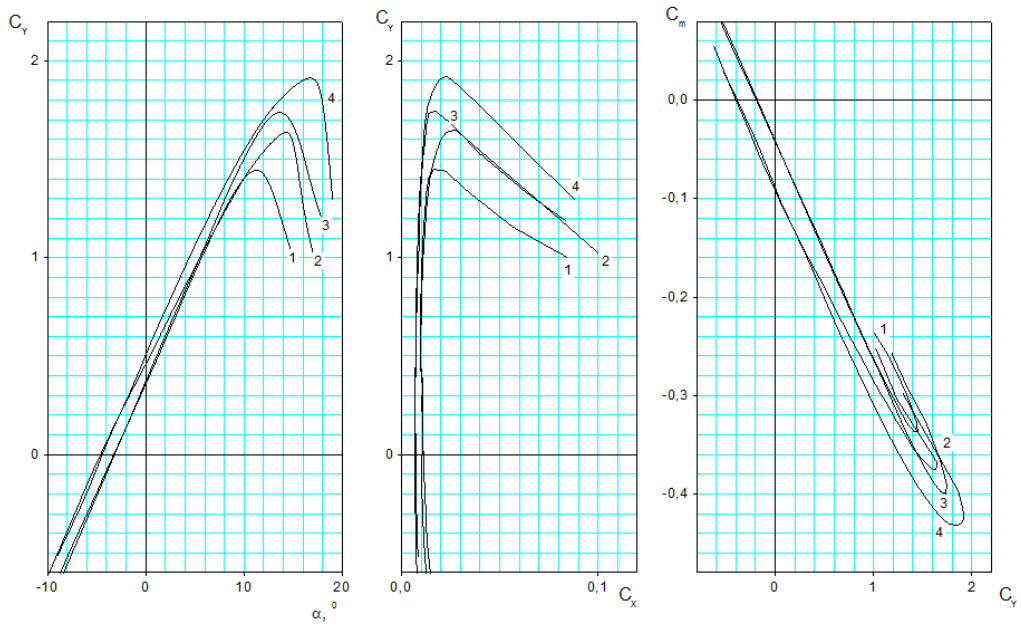


Рис. 5.17. Профиль R3-15. Влияние числа Re . $M=0.15$; Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_Y(C_X)$, $C_m(C_Y)$

1 - исходный профиль, $Re=1*10^6$; 2 - деформир. профиль, $Re=1*10^6$;
 3 - исходный профиль, $Re=30*10^6$; 4 - деформир. профиль, $Re=30*10^6$.

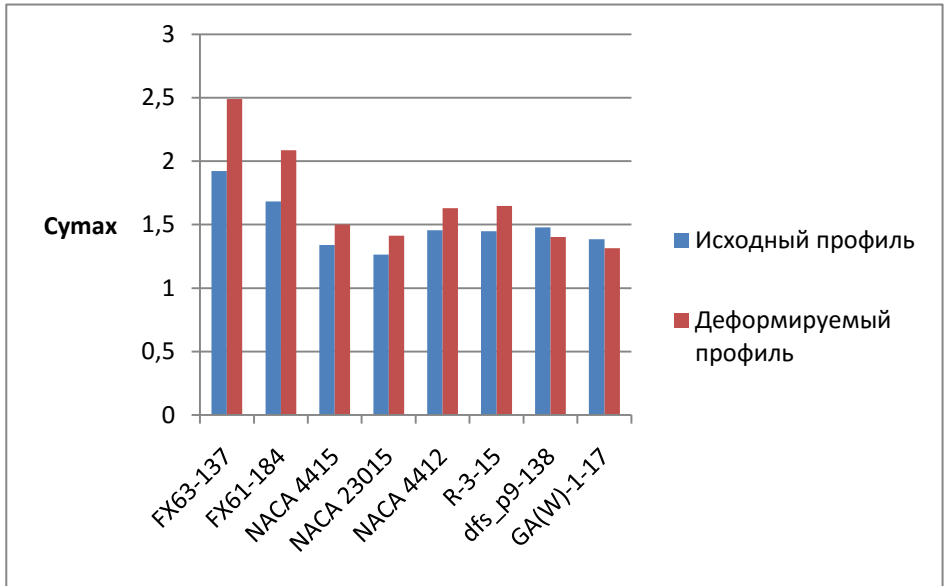


Рис. 5.18. Крыло бесконечного размаха. Влияние деформации на максимальные несущие свойства профиля.



Рис. 5.19. Крыло бесконечного размаха. Влияние деформации на критический угол атаки профиля.

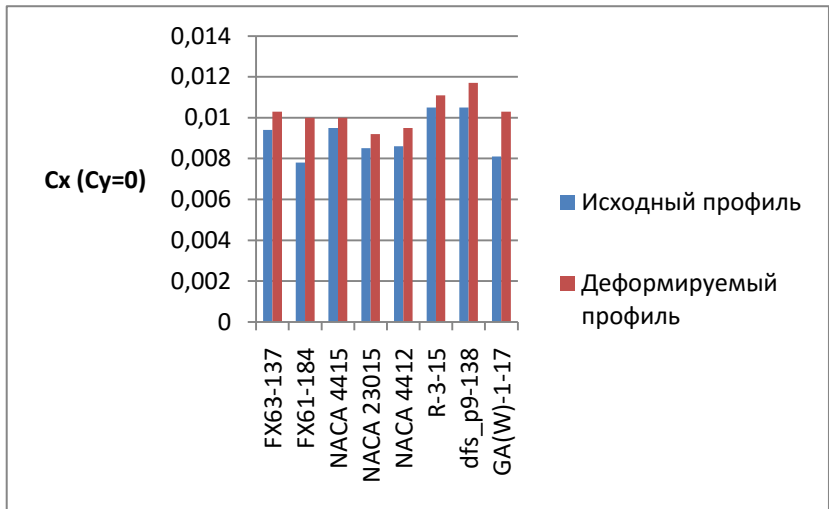


Рис. 5.20. Крыло бесконечного размаха. Влияние деформации на лобовое сопротивление профиля при $C_y=0$.

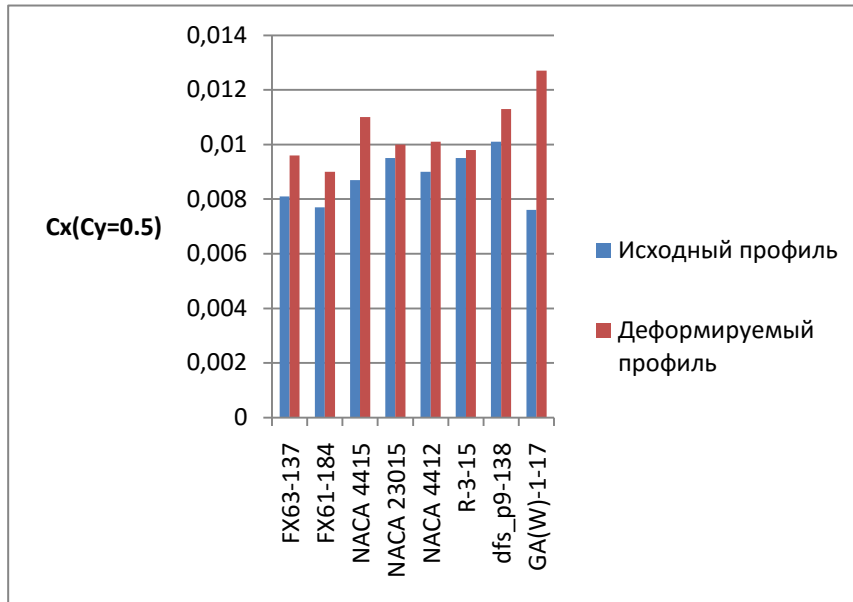


Рис. 5.21. Крыло бесконечного размаха. Влияние деформации на лобовое сопротивление профиля при $C_y=0.5$.

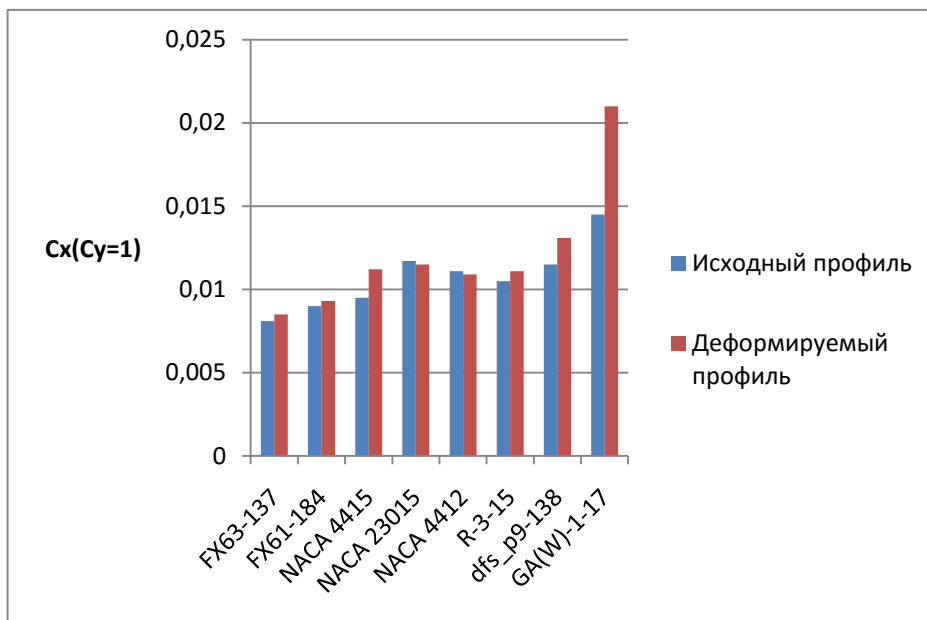


Рис. 5.22. Крыло бесконечного размаха. Влияние деформации на лобовое сопротивление профиля при $C_y=1.0$.

5.2. Влияние геометрических параметров крыла и параметров компоновки наддуваемых отсеков на аэродинамические характеристики

5.2.1. Влияние удлинения.

Ниже, на Рис. 5.23 – 5.36, представлено влияние удлинения крыла и количества наддуваемых секций на аэродинамические характеристики крыла, определенные на

основании результатов математического моделирования обтекания с помощью ПВМ для модели прямого отсека крыла с профилем NACA2412.

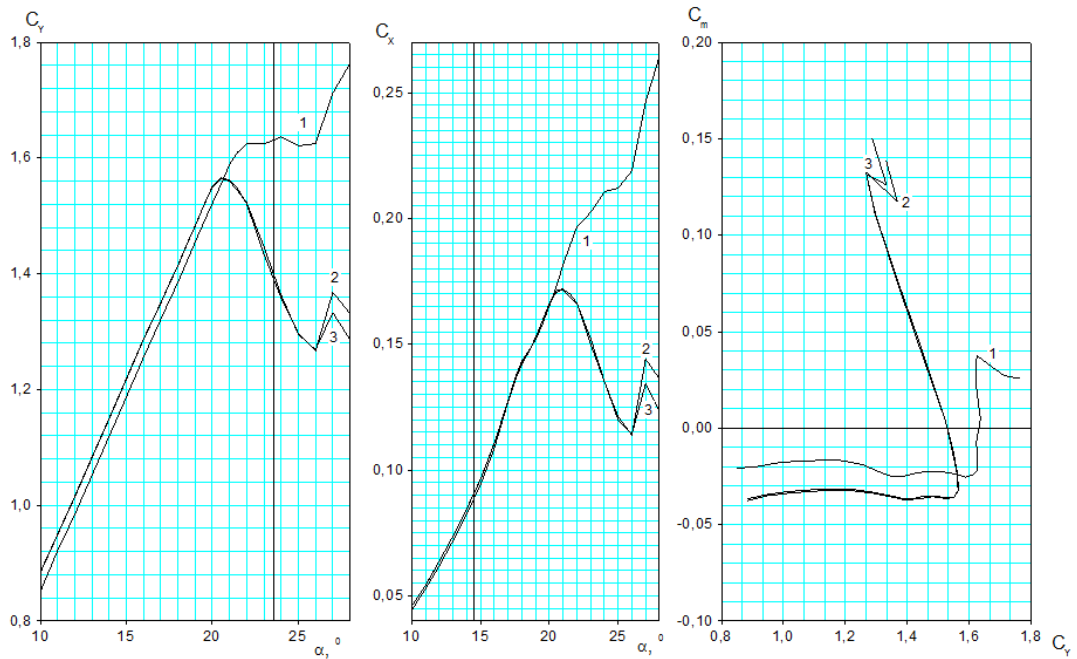
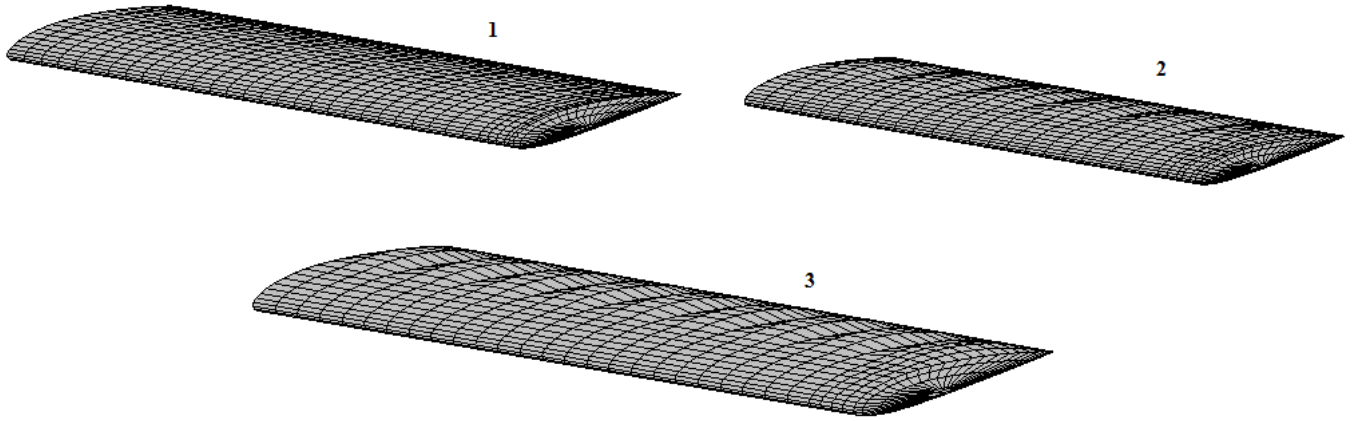


Рис. 5.23. Модель отсека крыла с профилем NACA2412. Удлинение $\lambda=6$. Сужение $\eta = 1$

Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$, $mZ(C_Y)$

$$M = 0.61 \quad Re = 3.25 \cdot 10^6$$

1 – исходная компоновка

Комбинированное крыло

$$2 - n_{\text{отс.}} = 12$$

$$3 - n_{\text{отс.}} = 18$$

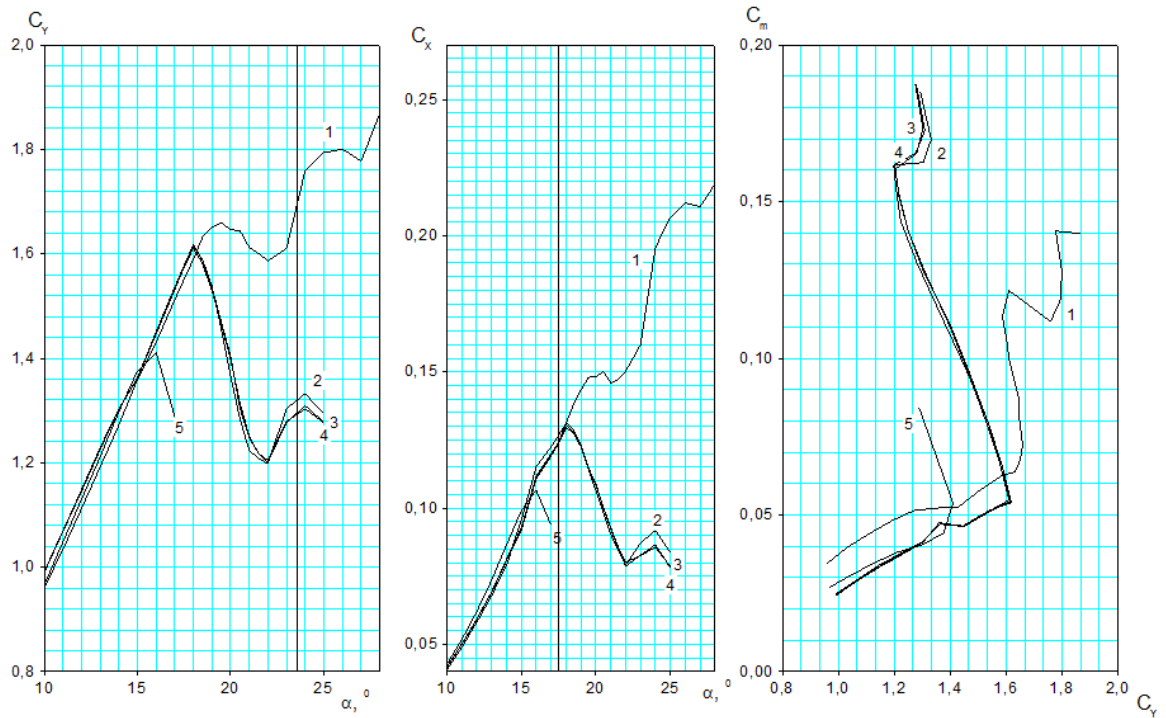
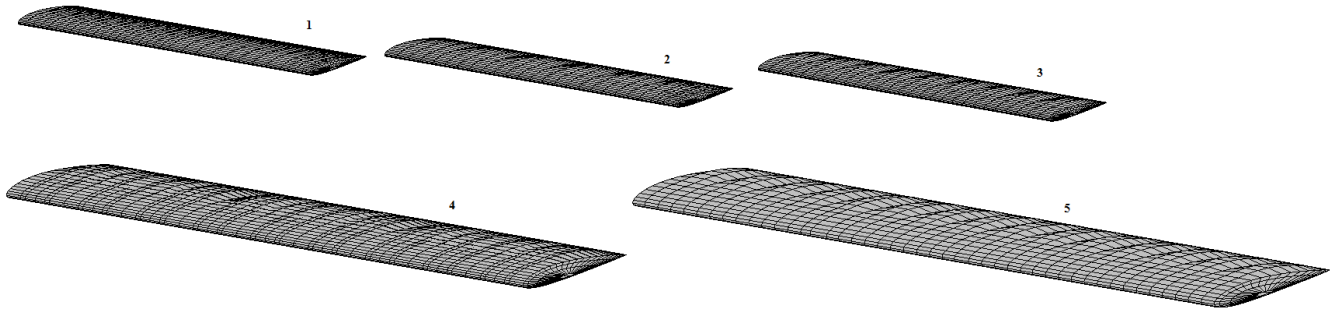


Рис. 5.24. Модель отсека крыла с профилем NACA2412.

Удлинение $\lambda=10$. Сужение $\eta = 1$

Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$, $mZ(C_Y)$

$$M = 0.61 \text{ Re} = 3.25 \cdot 10^6$$

1 – исходная компоновка

Комбинированное крыло

2- $n_{\text{отс.}} = 12$

3 - $n_{\text{отс.}} = 18$

4- $n_{\text{отс.}} = 24$

5 - $n_{\text{отс.}} = 30$

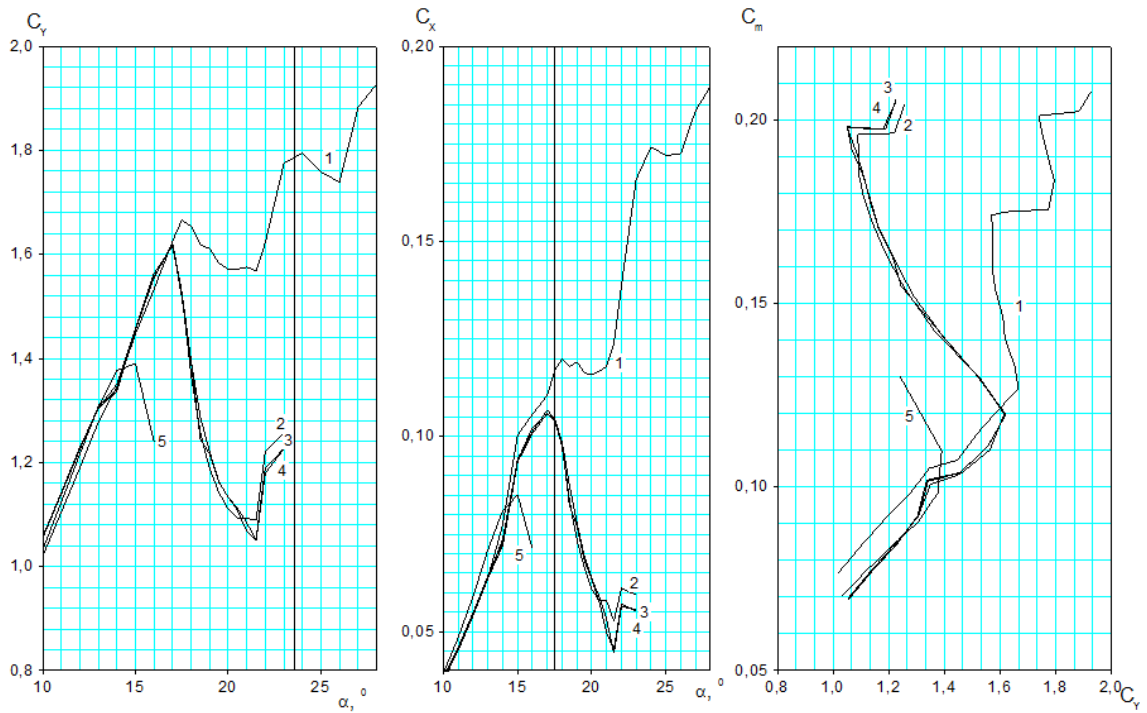
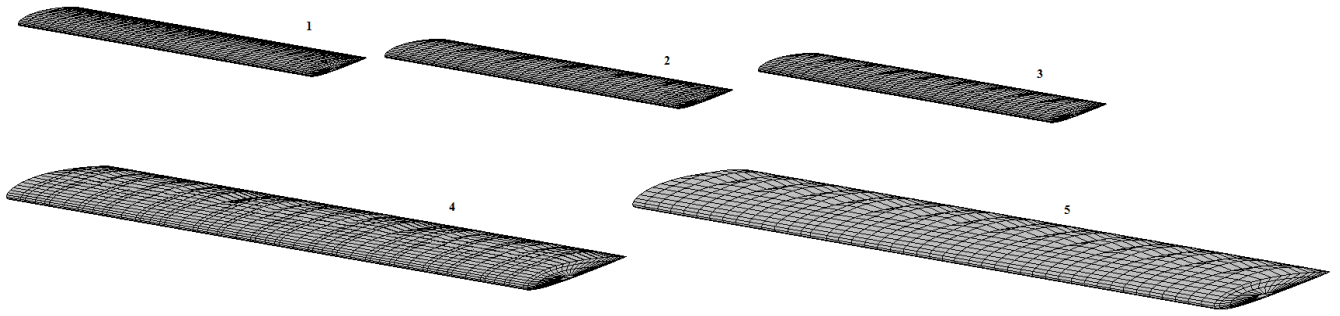


Рис. 5.25. Модель отсека крыла с профилем NACA2412.

Удлинение $\lambda=15$. Сужение $\eta = 1$

Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_X(C_Y)$, $m_Z(C_Y)$

$$M = 0.61 \text{ Re} = 3.25 \cdot 10^6$$

1 – исходная компоновка

Комбинированное крыло

2- $n_{\text{отс.}} = 12$

3 - $n_{\text{отс.}} = 18$

4- $n_{\text{отс.}} = 24$

5 - $n_{\text{отс.}} = 30$

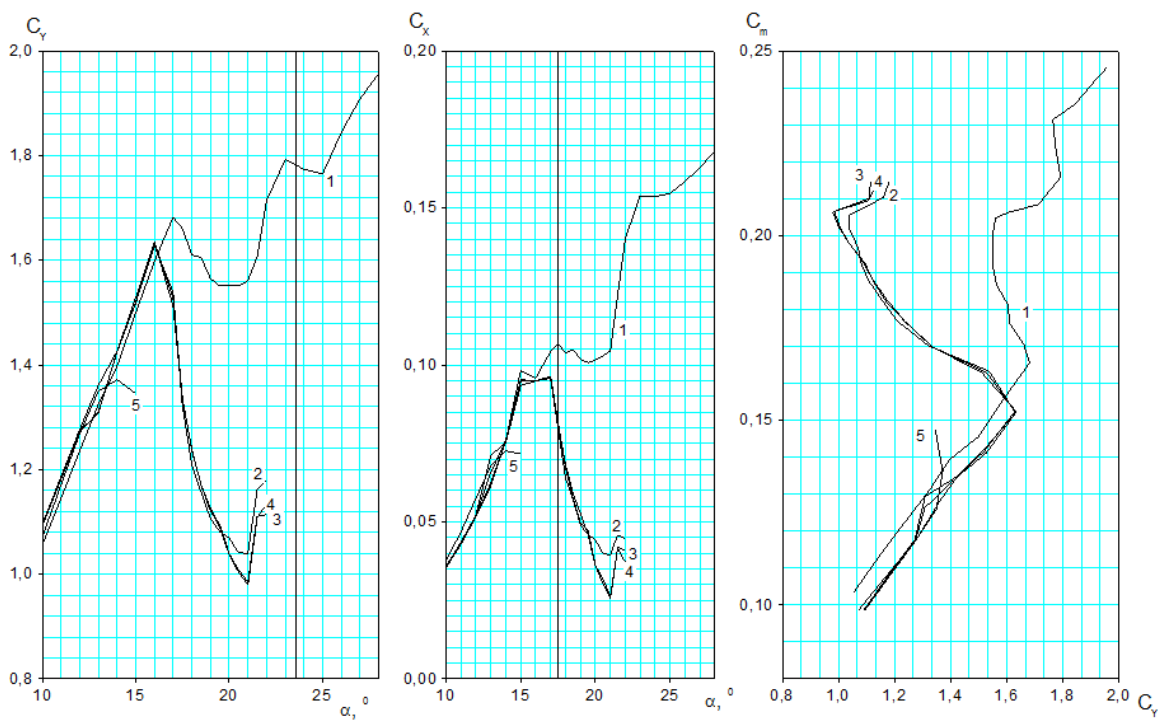
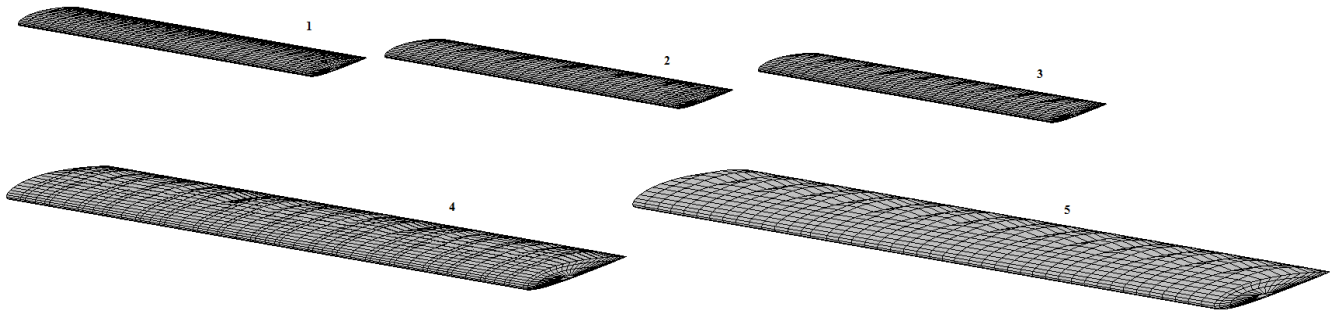


Рис. 5.26. Модель отсека крыла с профилем NACA2412.

Удлинение $\lambda=20$. Сужение $\eta = 1$

Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$, $mZ(C_Y)$

$$M = 0.61 \text{ Re} = 3.25 \cdot 10^6$$

1 – исходная компоновка

Комбинированное крыло

2- $n_{\text{отс.}} = 12$

3 - $n_{\text{отс.}} = 18$

4- $n_{\text{отс.}} = 24$

5 - $n_{\text{отс.}} = 30$

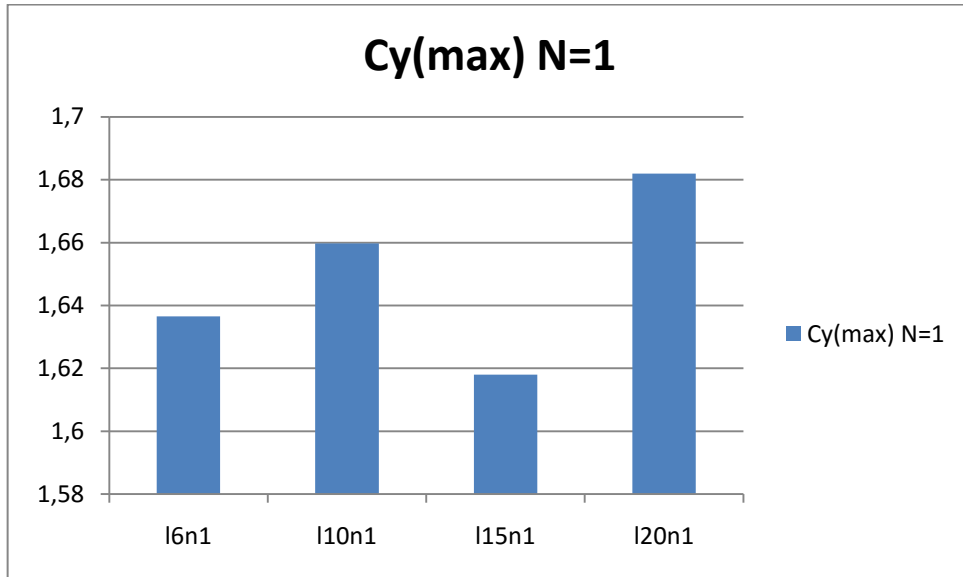


Рис. 5.27. Сравнение зависимости $C_Y(a)$ при разных удлинениях крыла с профилем NASA2412.

Удлинение $\lambda=6;10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Исходная компоновка.

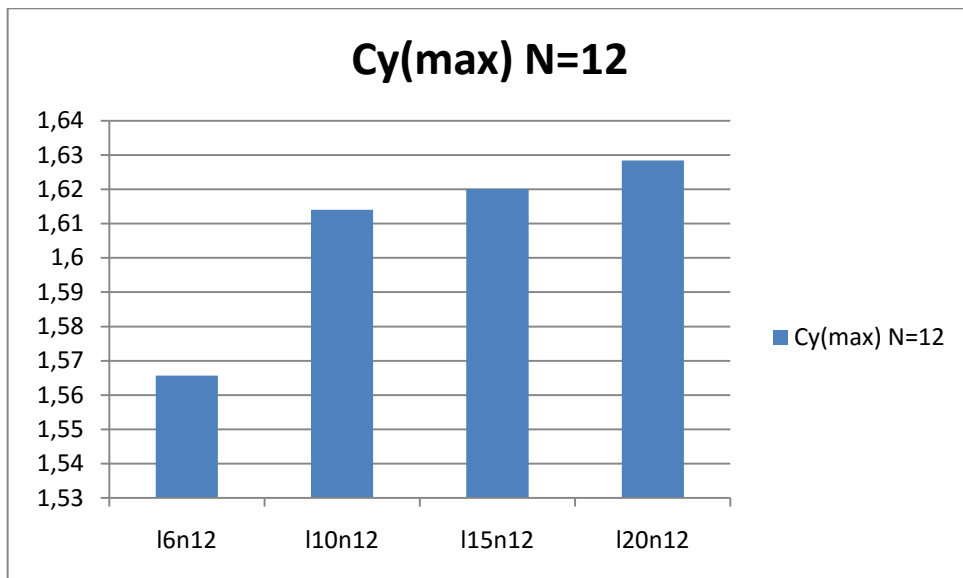


Рис. 5.28. Сравнение зависимости $C_Y(a)$ при разных удлинениях крыла с профилем NASA2412.

Удлинение $\lambda=6;10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{\text{отс.}} = 12$

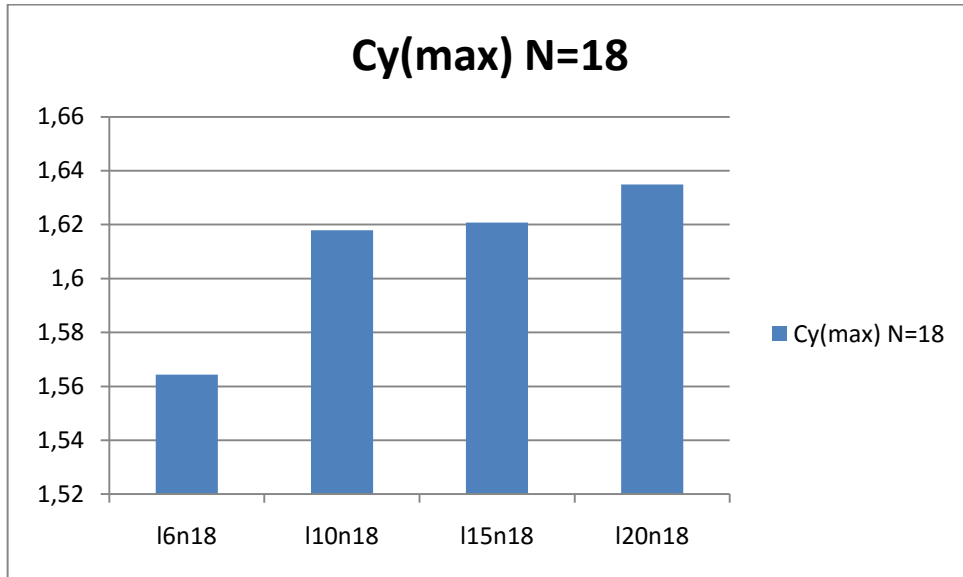


Рис. 5.29. Сравнение зависимости $C_Y(a)$ при разных удлинениях крыла с профилем НАСА2412.

Удлинение $\lambda=6;10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 18$

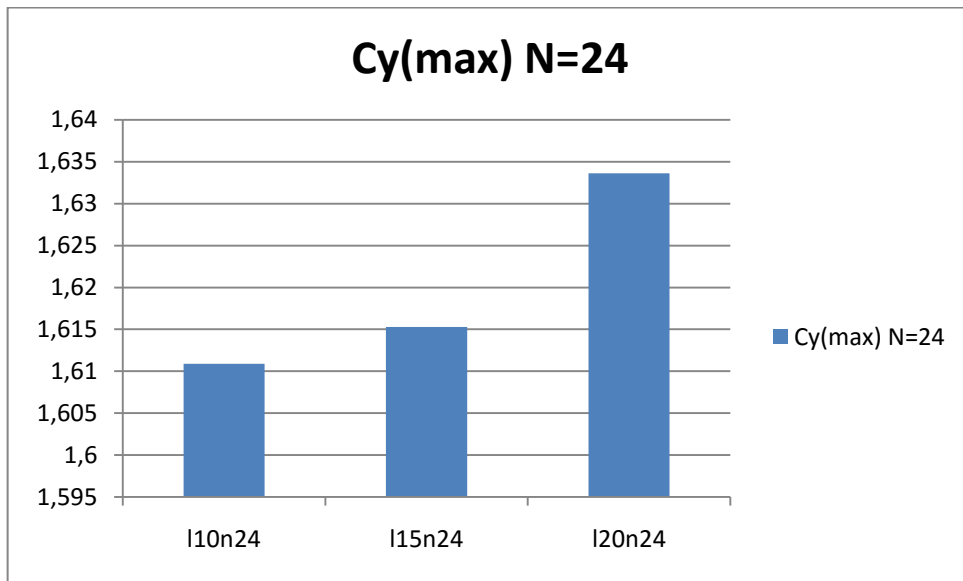


Рис. 5.30. Сравнение зависимости $C_Y(a)$ при разных удлинениях крыла с профилем

НАСА2412. Удлинение $\lambda=10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 24$

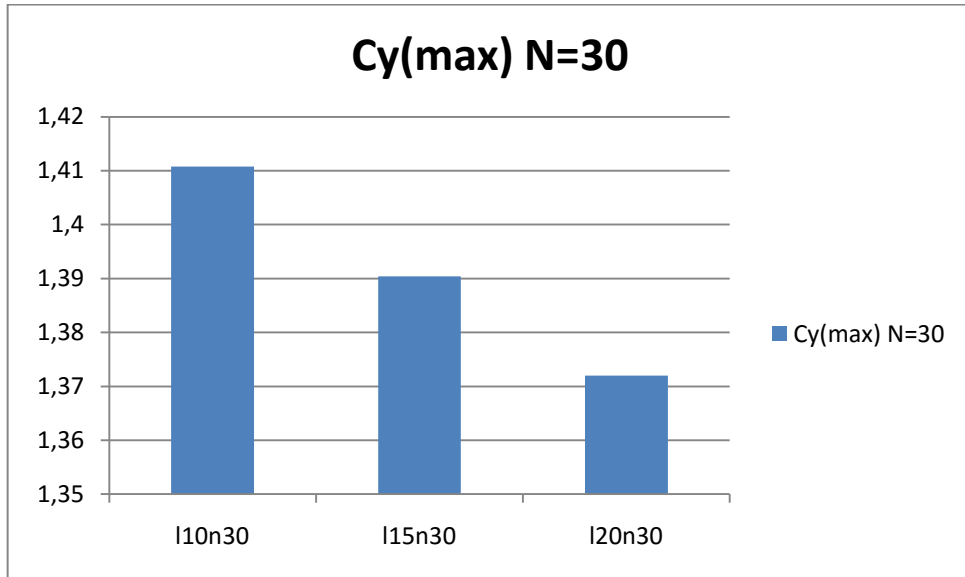


Рис. 5.31. Сравнение зависимости $C_Y(a)$ при разных удлинениях крыла с профилем НАСА2412.

Удлинение $\lambda=10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 30$

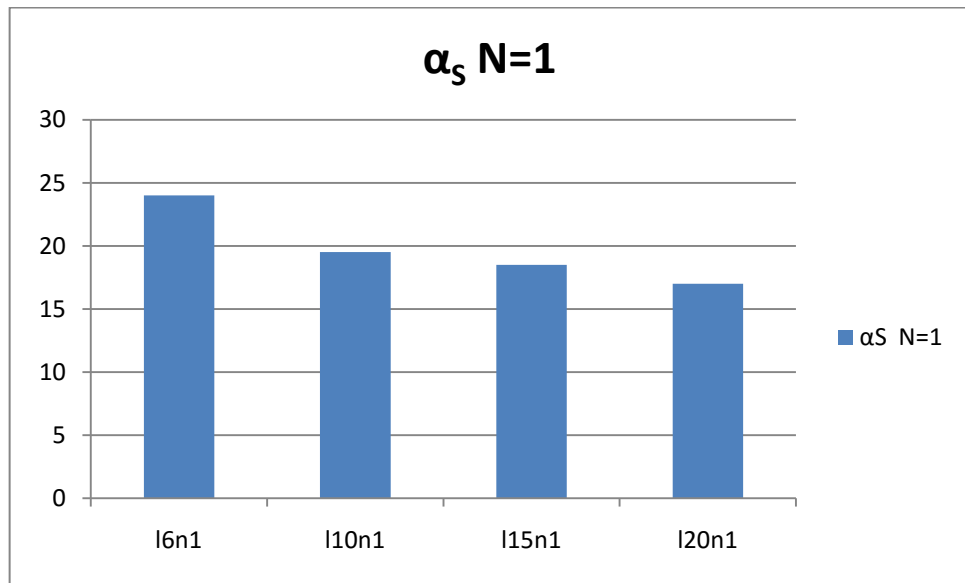


Рис. 5.32. Сравнение зависимости α_s при разных удлинениях крыла с профилем НАСА2412.

Удлинение $\lambda=6;10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Исходная компоновка.

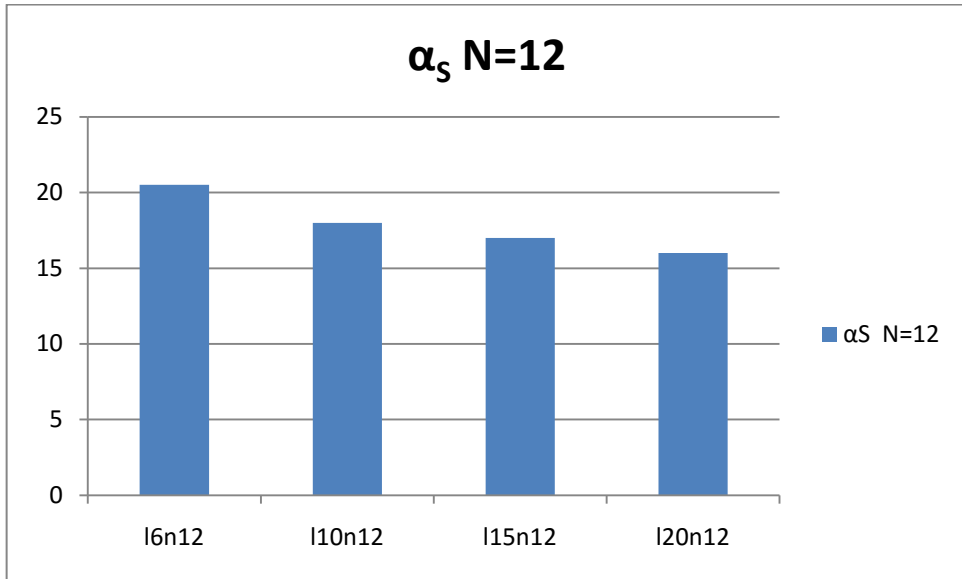


Рис. 5.33. Сравнение зависимости α_s при разных удлинениях крыла с профилем *NACA2412*.

Удлинение $\lambda=6;10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 12$

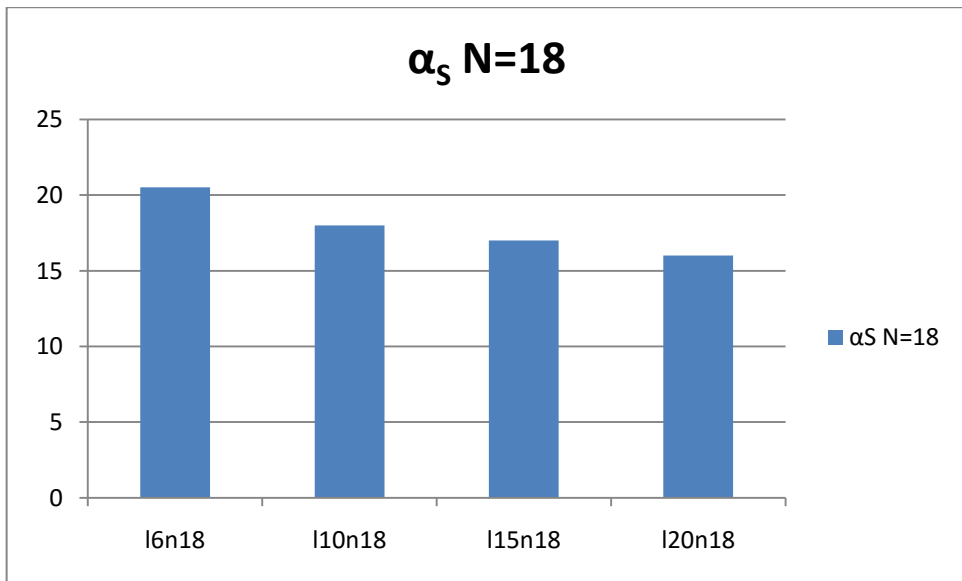


Рис. 5.34. Сравнение зависимости α_s при разных удлинениях крыла с профилем *NACA2412*.

Удлинение $\lambda=6;10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 18$

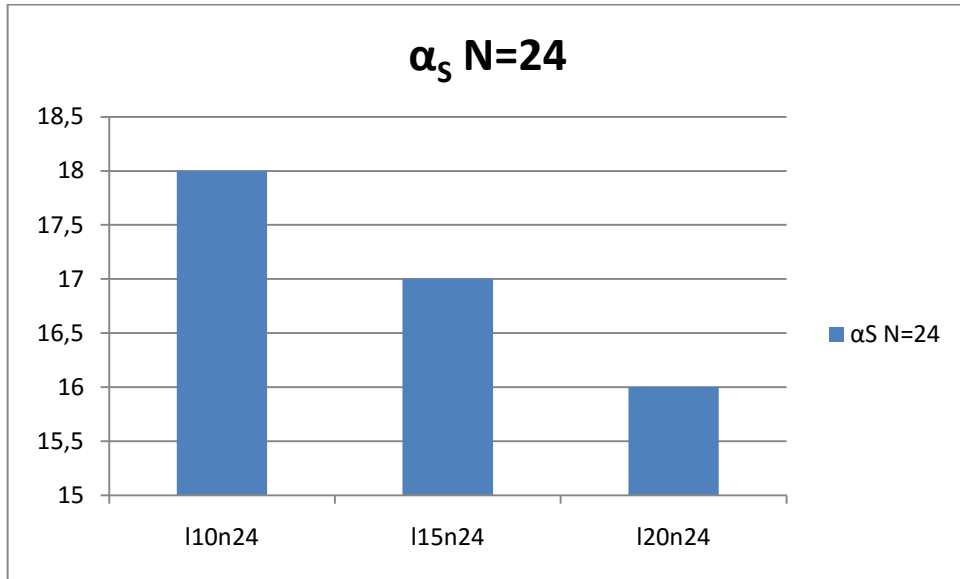


Рис. 5.35. Сравнение зависимости α_S при разных удлинениях крыла с профилем NACA2412.

Удлинение $\lambda=10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 24$

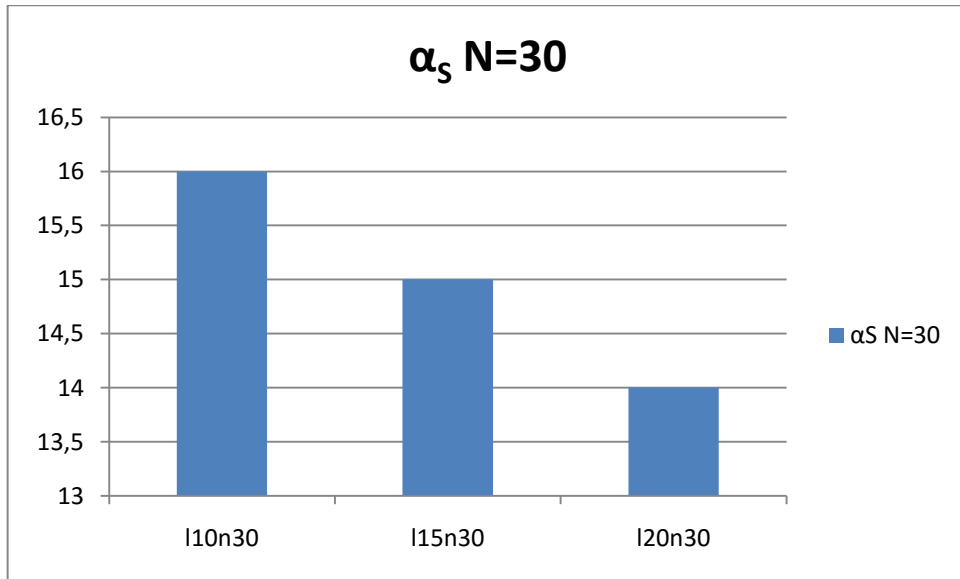


Рис. 5.36. Сравнение зависимости α_S при разных удлинениях крыла с профилем NACA2412.

Удлинение $\lambda=10;15;20$. Сужение $\eta = 1$.

Комбинированное крыло

$n_{отс.} = 30$

5.2.2. Влияние сужения.

Ниже, на Рис. 5.37 – 5.39, представлено влияние сужения крыла и количества наддуваемых секций на аэродинамические характеристики крыла, определенные на основании результатов математического моделирования обтекания с помощью ПВМ

для модели отсека крыла с профилем NACA2412 и удлинением 10 ед., а также их сравнение зависимостей $C_Y(\alpha)$ и αS при разных количествах отсеков крыла с профилем NACA2412.

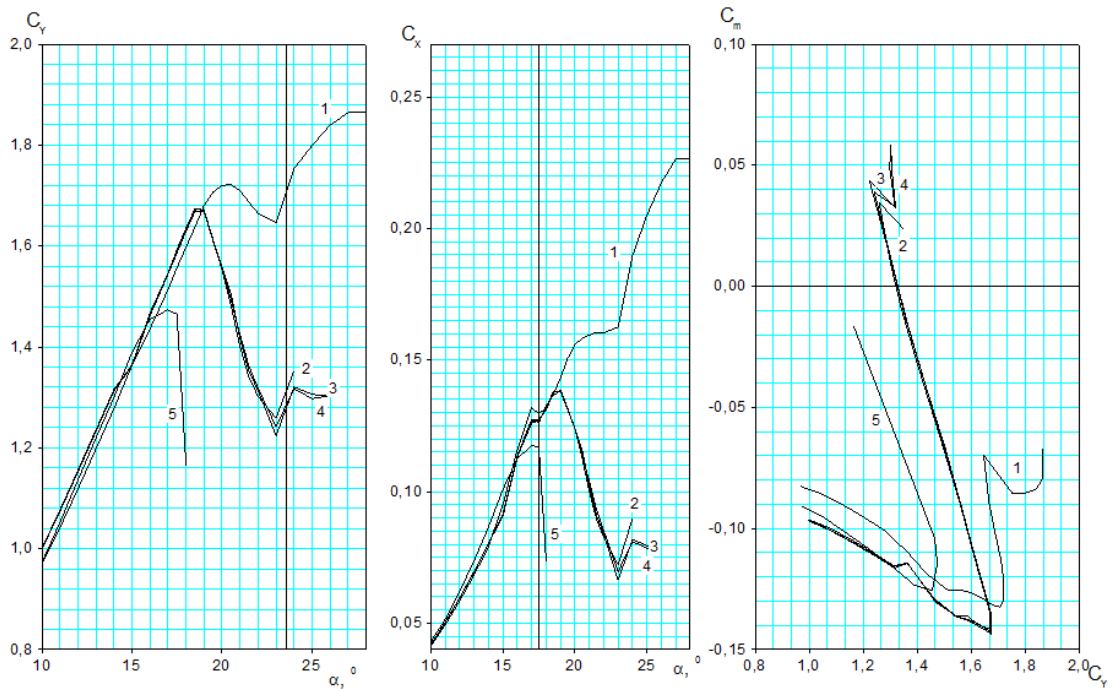
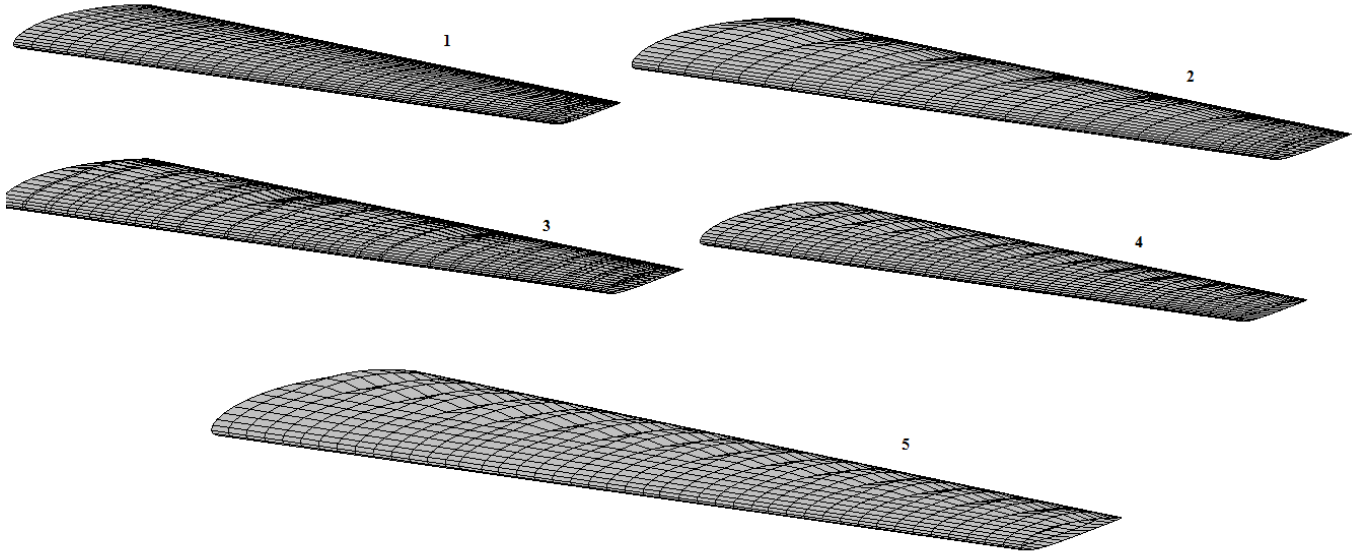


Рис. 5.37. Модель отсека крыла с профилем NACA2412.

Удлинение $\lambda=10$. Сужение $\eta = 2$

Зависимости $C_Y(\alpha)$, $C_X(\alpha)$, $mZ(C_Y)$

$$M = 0.61 \quad Re = 3.25 \cdot 10^6$$

1 – исходная компоновка

Комбинированное крыло

2- $n_{\text{отс.}} = 12$; 3- $n_{\text{отс.}} = 18$; 4- $n_{\text{отс.}} = 24$; 5- $n_{\text{отс.}} = 30$

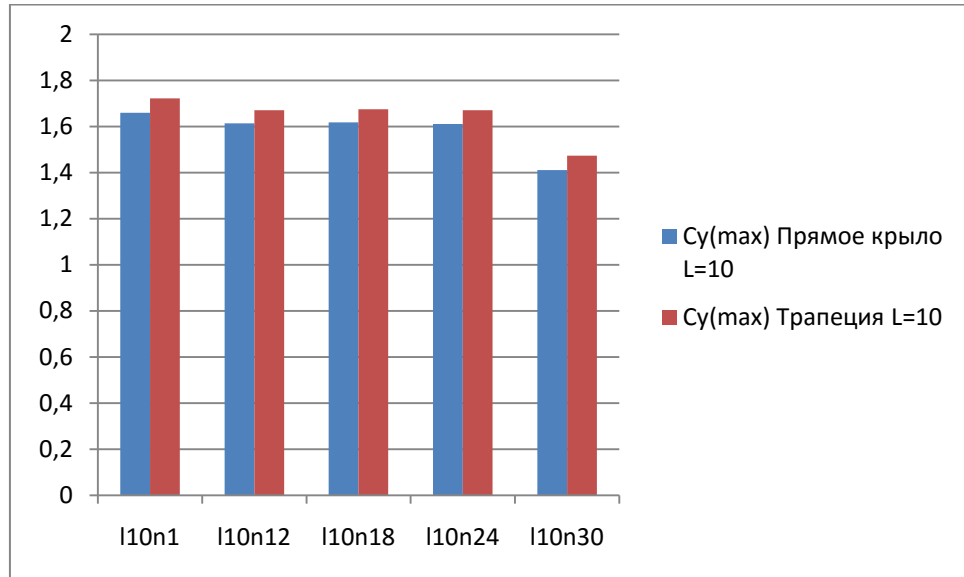


Рис. 5.38. Сравнение Зависимости $C_Y(a)$ при разных количествах отсеков крыла с профилем $NACA2412$. Удлинение $\lambda=10$. Сужение $\eta = 2$.

$n_{отс.}$ = Исходная компоновка 1; Комбинированное крыло 12;18;24;30.

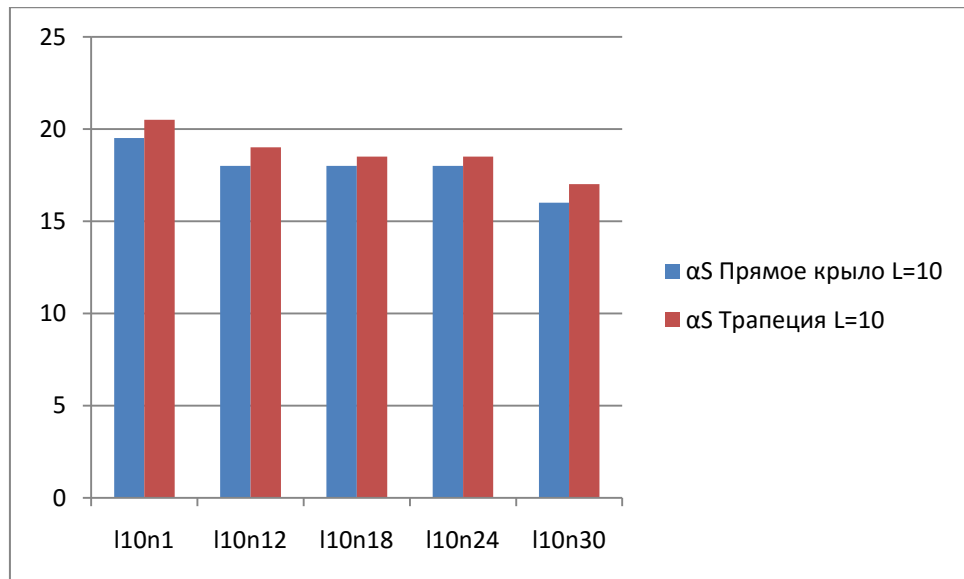


Рис. 5.39. Сравнение зависимости α_S при разных количествах отсеков крыла с профилем $NACA2412$. Удлинение $\lambda=10$. Сужение $\eta = 2$.

$n_{отс.}$ = Исходная компоновка 1; Комбинированное крыло 12;18;24;30.

5.3. Алгоритм оценки аэродинамических характеристик летательного аппарата с мягким комбинированным крылом

На Рис. 5.40 представлен алгоритм оценки аэродинамических характеристик летательного аппарата с мягким комбинированным крылом.

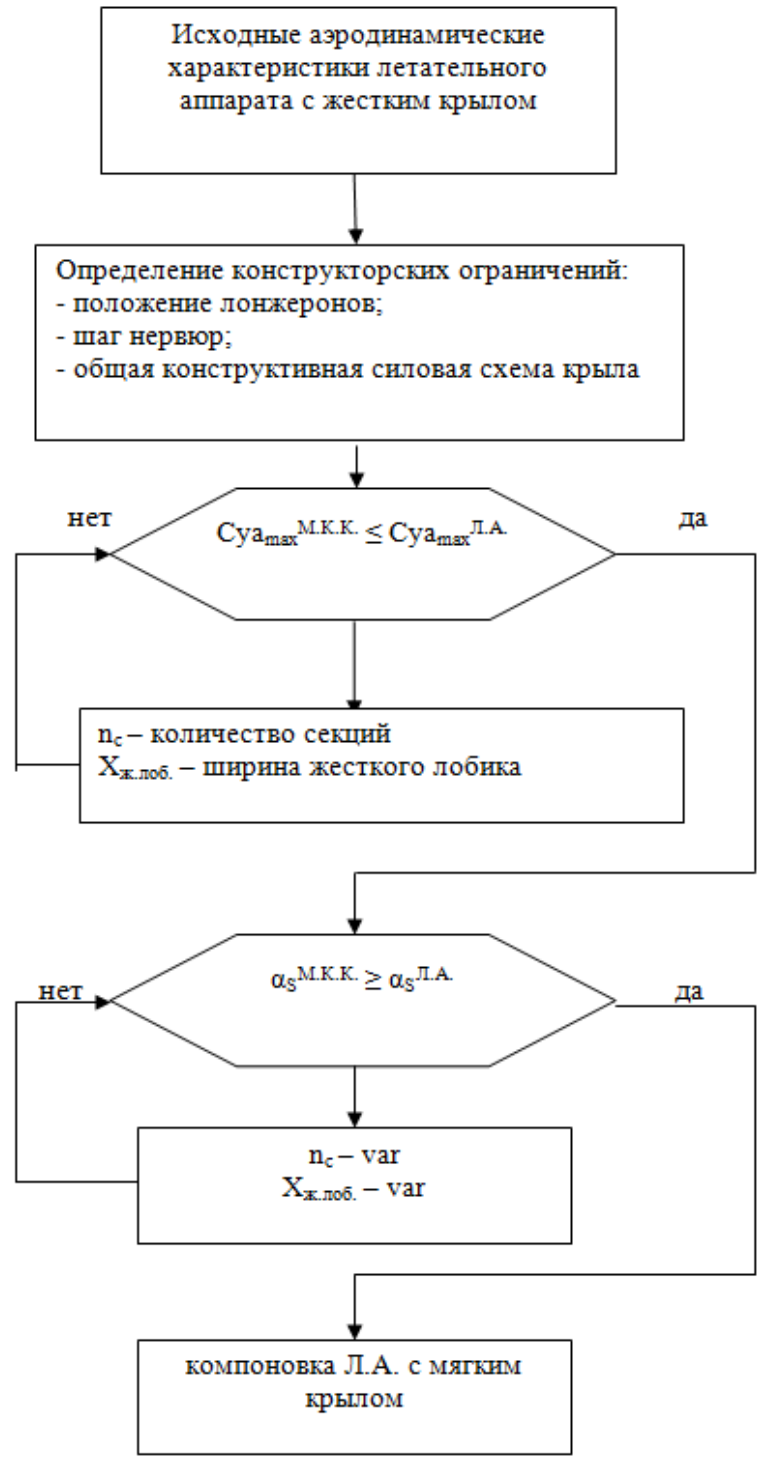


Рис. 5.40. Алгоритм оценки аэродинамических характеристик летательного аппарата с мягким комбинированным крылом.

5.4. Общий алгоритм летательного аппарата с мягким комбинированным крылом

Разработан алгоритм формирования аэродинамической компоновки летательного аппарата с мягким деформируемым крылом на основании результатов

вычислительного и физического эксперимента. На Рис. 5.41 представлен общий алгоритм летательного аппарата с мягким комбинированным крылом.

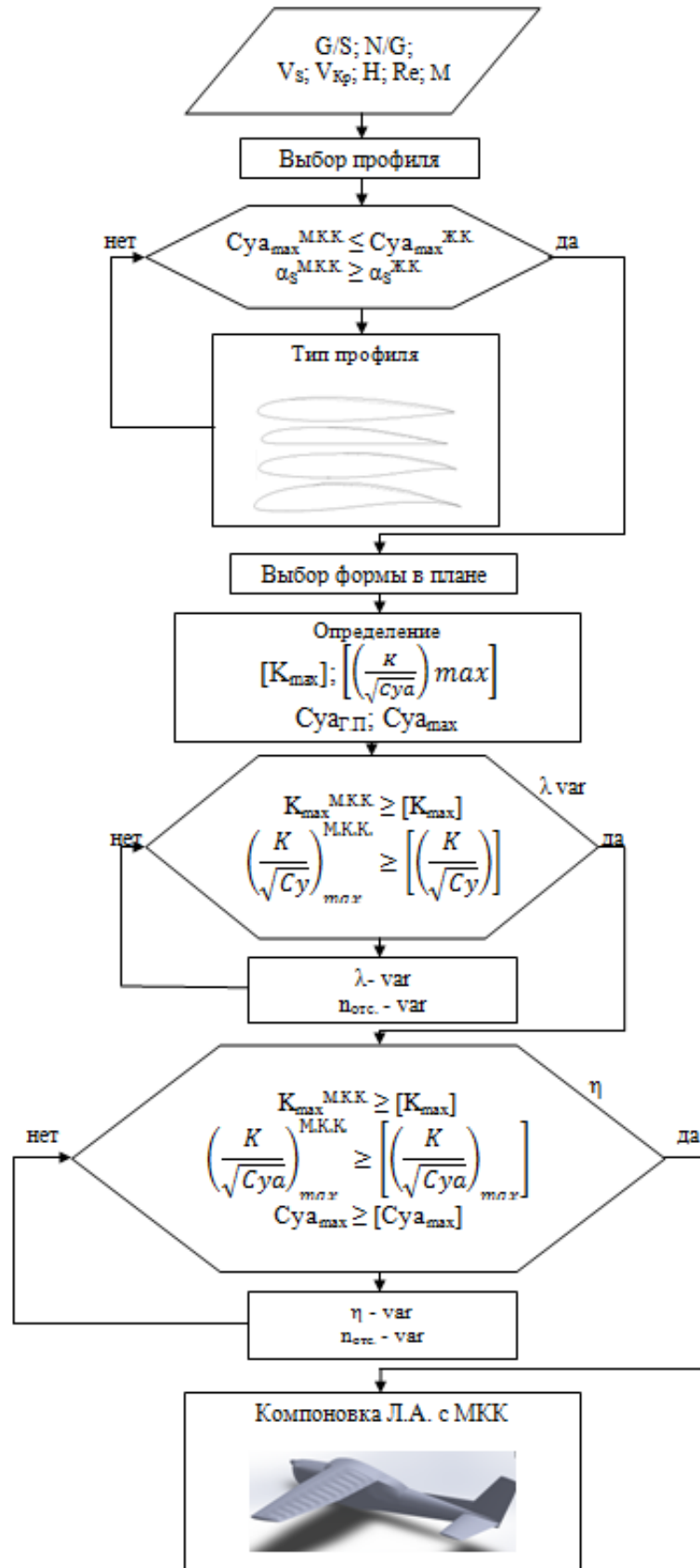


Рис. 5.41. Общий алгоритм летательного аппарата с мягким комбинированным крылом.

Выводы по разделу 5

1. Деформация верхней задней части профиля оказывает благоприятное влияние как на максимальные несущие свойства классических профилей серий НАСА, DFS, ЦАГИ, так и на характер обтекания профиля на критическом угле атаки. Этот эффект устойчиво проявляется как при увеличении числа Рейнольдса при заданном числе Маха ($M=0.15$), так и при увеличении числа Маха при заданном числе Рейнольдса ($Re=30*106$) (см. Рис. 5.2 – 5.22);
2. Деформация верхней задней части ламинарных профилей и профилей с отогнутой задней кромкой серий Fx (Wortmann), GA(W) в общем оказывает отрицательное влияние как на максимальные несущие свойства профиля, так и на характер обтекания профиля на критическом угле атаки. Этот эффект устойчиво проявляется как при увеличении числа Рейнольдса при заданном числе Маха ($M=0.15$), так и при увеличении числа Маха при заданном числе Рейнольдса ($Re=30*106$) (см. Рис. 5.2 – 5.22).
3. Влияние удлинения мягкого комбинированного крыла на максимальный коэффициент подъемной силы оказывает благотворное влияние при увеличении удлинения, а увеличение количества секций незначительно влияет на максимальный коэффициент подъемной силы. При этом, исходя из Рис. 5.27 - 5.31, наиболее оптимальным количеством секций на размахе является между 12 и 18. При появлении на размахе 30 секций наблюдается спад максимального значения коэффициентом подъемной силы, что вызвано присоединением большого количества вихрей.
4. При увеличении удлинения крыла, критическое значение угла атаки α_S падает. Но в сравнении с жестким крылом, критическое значение угла атаки α_S изменяется незначительно (см. Рис. 5.32 – 5.36).
5. Наличие сужения оказывает благотворное влияние на максимальное значение коэффициента подъемной силы и критическое значение угла атаки α_S во всем диапазоне удлинения крыла. Во всех случаях $C_{y_{max}}$ увеличивается на 0,5 ед. и α_S становится больше на 2-3° по сравнению с прямым крылом (см. Рис. 5.38 – 5.39).

ВЫВОДЫ

В диссертационной работе изложено теоретическое обобщение и решение актуальной научной задачи – определение зависимостей аэродинамических коэффициентов комбинированного крыла с деформируемой хвостовой частью от геометрических параметров компоновки и обтекания на основании расчетных и экспериментальных аэродинамических исследований, обобщения и систематизации их результатов, формирования методики аэродинамического проектирования, что имеет существенное значение для повышения точности расчета аэродинамических характеристик новых компоновок деформируемых крыльев при проектировании перспективных летательных аппаратов.

Теоретическое значение полученных результатов заключается в определении закономерностей влияния параметров компоновки комбинированного крыла с деформируемой хвостовой частью на аэродинамические характеристики такого крыла.

Практическое значение полученных результатов заключается в существенном улучшении характеристик безопасности летательного аппарата с предложенным комбинированным крылом, снижении аэродинамических нагрузок, действующих на конструкцию планера.

На основании выполненных исследований сделаны следующие выводы:

1. По сравнению с жестким крылом, появление мягкой части вызывает незначительное уменьшение максимальных несущих свойств и сопротивления крыла одновременно с увеличением критического угла атаки, также существенно возрастают демфирующие свойства крыла, что позволяет значительно сократить максимально реализуемые значения нагрузок, действующих на конструкцию. На основании результатов параметрических экспериментальных исследований прямого отсека крыла определено наиболее целесообразное соотношение жесткой и деформируемой частей по хорде -состоящего 30% жесткой и 70% мягкой частей, при этом критический угол атаки достигает больше 30°, характер протекания отрыва потока более плавный, что оказывает положительное влияние на параметры безопасности полета.

2. На основании результатов математического моделирования обтекания расчетной модели самолета общего назначения с типовым и комбинированным крылом определено, отсутствие дополнительных аэродинамических нагрузок при установке комбинированной наддуваемой несущей поверхности. Наличие присоединенных вихрей, генерируемых продольными впадинами на стыках наддуваемых секций комбинированной несущей поверхности оказывает благоприятное влияние на максимальные несущие свойства компоновки, а также на характер процесса сваливания.

3. Сравнительный анализ результатов ПВМ и МКЭ показывает, что при проектировании ЛА с комбинированным крылом ПВМ для моделирования приемлем для проведения расчетов аэродинамических нагрузок, действующих на конструкцию аэроупругого крыла при заведомо безотрывном обтекании, соответствующем на линейному участку зависимости $C_y(\alpha)$. При вероятном наличии на поверхности крыла присоединенных отрывных вихрей целесообразно выполнить моделирование обтекания с помощью МКЭ.

4. Выполненные испытания летающей экспериментальной модели самолета общего назначения Cessna 172, как наземные так и летные показывают, что в полетном диапазоне углов атаки экспериментальная модель с надувным деформируемым крылом имеет характер обтекания и деформации крыла, сопоставимые с классической компоновкой. Это позволяет сделать вывод о адекватности результатов расчета, выполненных по теории крыла конечного размаха с помощью методов вычислительной аэродинамики. При этом фактические несущие свойства и сопротивление модели с жестким и деформируемым крыльями сопоставимы, а отличие в значениях коэффициента лобового сопротивления модели с жестким и мягким крыльями, ориент. равно $\Delta C_X = 0.024$ практически совпадает с результатами испытаний прямоугольного отсека крыла. Характеристики управляемости модели по каналу крена (угловая скорость крена, время входа и выхода в установившийся вираж, парирование возмущений) для обоих вариантов крыльев идентичны. Выполнение энергичного маневрирования по каналу тангажа,

выход экспериментальной модели на большие углы атаки не приводит к сваливанию и входу в штопор.

5. Применение в компоновке ЛА комбинированного крыла в сравнении с классической схемой исключает дополнительный прирост расчетных нагрузок, скорость сваливания изменяется в пределах погрешности измерительной системы самолета, а значение критического угла атаки α_S реализуется на значительно больших значениях угла атаки крыла, при этом характер протекания процесса сваливания становится значительно мягче. Величина критерия максимальной дальности $(K/CY_{0.5})_{\max}$, возрастает 1.35 раз и позволяет реализовать существенный прирост дальности при достаточно большом значении скорости полета более чем в 1.4 раза.

6. Деформация верхней задней части профиля оказывает благоприятное влияние как на максимальные несущие свойства классических профилей серий NACA, DFS, ЦАГИ, так и на характер обтекания профиля на критическом угле атаки. Этот эффект устойчиво проявляется как при увеличении числа Рейнольдса при заданном числе Маха ($M=0.15$), так и при увеличении числа Маха при заданном числе Рейнольдса ($Re=30*10^6$) (см. Рис. 5.2 – 5.22).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Rademacher B. In-flight trajectory planning and guidance for autonomous parafoils: дис. Doctor of Philosophy: Aerospace Engin / Rademacher Branden James – Ames, Iowa, 2009. – 131 с.
2. Mittal S. Computation of two-dimensional flows past ram-air parachutes / S. Mittal, P. Saxena, A. Singh. // INTERNATIONAL JOURNAL FOR NUMERICAL METHODS IN FLUIDS. – 2001. – №35. – С. 643–667.
3. Иванов П. И. Построение поляры скоростей для балансировочных положений планирующих парашютных и парапланерных систем / П. И. Иванов. // Динам. системы. – 2004. – №18. – С. 64–69.
4. Babbar Y. COMPUTATIONAL ANALYSIS OF RAM AIR PARACHUTE CANOPY USING PANEL METHODS "Aeronautical Engineering" / Babbar Yogesh – Punjab Engineering College, Chandigarh 160012. – 11 с.
5. Forostoski M. In partial fulfillment of the requirements for the Degree of Bachelor of Science / Investigation of Variable-Glide Parafoils / Forostoski Michael, Justin Riley, Virgil Vaillancourt, Jeffrey Wilfong // WORCESTER POLYTECHNIC INSTITUTE. - 2006. – 155 с.
6. Kalro V. A parallel 3D computational method for fluid structure interactions in parachute systems / V. Kalro, T. Tezduyar. // Computer methods in applied mechanics and engineering. – 2000. – №190. – С. 321–332.
7. CHAMBERS J. LONGITUDINAL DYNAMIC MODELING AND CONTROL OF POWERED PARACHUTE AIRCRAFT : Master of Science : Mechanical Engi / CHAMBERS JOHN R. – Rochester, New York 14623, 2007. – 130 с.
8. Lingard J. RAM-AIR PARACHUTE DESIGN / J.Stephen Lingard. // 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference / Clearwater Beach - May 1995. – С. 51.
9. Slegers N. Dynamic Modeling, Control Aspects and Model Predictive Control of a Parafoil and Payload System : дис. Doctor of Philosophy : Mechanical Engi / Slegers Nathan J. – Oregon State University, 2004. – 111 с.

10. Zhifei W. Inflatable Wing Design Parameter Optimization Using Orthogonal Testing and Support Vector Machines / W. Zhifei, W. Hua. // Chinese Journal of Aeronautics. – 2012. – №25. – С. 887–895.
11. Jacob J. Design and Flight Testing of Inflatable Wings with Wing Warping / J. Jacob, A. Simpson, S. Smith. // Society of Automotive Engineers, Inc.. – 2005. - №05WAC-61. – С. 10.
12. Morphing Inflatable Wing Development for Compact Package Unmanned Aerial Vehicles / D.Cadogan, T. Smith, F. Uhelsky, M. MacKusick. // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2004. – С. 13.
13. A High-Altitude Test of Inflatable Wings for Low-Density Flight Applications / [S. Smith, J. Jacob, R. Jones та ін.]. // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2005. – С. 13.
14. Brown G. INFLATABLE STRUCTURES FOR DEPLOYABLE WINGS / G. Brown, R. Haggard, B. Norton. // American Institute of Aeronautics & Astronautics. – 2001. – №2068. – С. 19–26.
15. Analysis and Flight Test for Small Inflatable Wing Design / Z.Jun-Tao, H. Zhong-xi, G. Zheng, G. Li-li. // International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering. – 2012. – №9, Vol:6. – С. 1934–1939.
16. Brown A. INFLATABLE WING UAV EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL FLIGHT MECHANICS : дис. Master of Science: Aerospace Engin / Brown Ainsmar – Georgia Institute of Technology, 2011. – 90 с.
17. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкости. / К. Флетчер. – Москва: Мир, 1991. – Том 1 – С. 501, Том 2 – С. 552.
18. Белоцерковский С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – Москва: Наука, 1978. – 352 с.
19. Апаринов В. А. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / В. А. Апаринов, А. В. Дворак. // Труды ВВИА. – 1986. – №1313. – С. 18–26.

20. Ляскин А. С. Метод расчета аэродинамических характеристик деформируемого крыла / А. С. Ляскин, В. Г. Шахов. // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2004. – №4. – С. 15–18.
21. Довгий С. А. Методы решения интегральных уравнений / С. А. Довгий, И. К. Лифанов. – Киев: Наукова думка, 2002. – 343 с.
22. Belotserkovsky S. M. Method of discrete vortices / S. M. Belotserkovsky, I. K. Lifanov. // Boca Raton: CRC Press. – 1994.
23. Зінченко Д. М. Розрахунок аеродинамічних характеристик гібридного аеростатичного літального апарату / Д. М. Зінченко, Г. Ортамевзі, А. Рахмати. // Механіка гідроскопічних систем. – 2014. – №27. – С. 102–111.
24. Зінченко Д. М. Исследования аэродинамических характеристик гибридного крыла / Д. М. Зінченко, Г. Ортамевзі. // Механіка гідроскопічних систем. – 2014. – №28. – С. 131–139.
25. Галлагер Р. Метод конечных элементов. Основы: Пер. с англ. — М.: Мир, 198.
26. Деклу Ж. Метод конечных элементов: Пер. с франц. — М.: Мир, 1976.
27. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике — М.: Мир, 1975.
28. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов — М.: Мир, 1979. — 392 С.
29. Chen Y. Computation of turbulent flows using an extended $k-\varepsilon$ turbulence closure model / Y. Chen, S. Kim. // NASA. – 1987.
30. Menter F. Zonal two equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows / F.R. Menter. // AIAA Paper. – 1993. – С. 21.
31. ЗИНЧЕНКО Д. Н. РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА С МЕХАНИЗИРОВАННЫМ КРЫЛОМ : дис. канд. техн. наук : 05.07.01 / ЗИНЧЕНКО Дмитрий Николаевич – Киев, 2007. – 138 с.
32. Maskew B. Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis / B. Maskew, F. A. Woodward. // J. Aircraft. – 1976. – №9.

33. Hess J. L. Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies / J. L. Hess, A. O. Smith. // *Progress in Aeronautical Sciences*. – 1966. – №8.

34. Глушков Н. Н. Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов / Н. Н. Глушков, Ю. Л. Инешин, Ю. Н. Свириденко., 1989. – 18 с. – (1).

35. Бабенко В. В. Пограничный слой на эластичных пластинах / В. В. Бабенко, М. В. Канарский, В. И. Коробов. – Киев: Наукова думка, 1993. – 264 с.

36. Lock R. Survey of Techniques for Estimating Viscous Effects in External Aerodynamics. Proceedings of IMA Conference on Numerical Methods in Aeronautical Fluid Dynamics / R. Lock, M. Firmin. // *Academic Press*. – 1983.

37. Ляпунов С. В. Расчет трансзвукового безотрывного обтекания профиля с учетом вязкости / С. В. Ляпунов, Ю. С. Михайлов. // *Труды ЦАГИ*. – 1984. – №2254. – С. 48.

38. East L. A representation of second-order boundary layer effects in the momentum integral equation and in viscous-inviscid interactions / L.F. East. // *RAE TR*. – 1981. – №81002.

39. Lighthill M. On Displacement Thickness / M.J. Lighthill. // *J. Fluid Mech*. – 1958. – №4. – С. 383–392.

40. Брутян М. А. Влияние вязкости на безотрывное околозвуковое обтекание профиля / М. А. Брутян, В. И. Савицкий., 1977. – (8).

41. Ляпунов С. В. Расчет трансзвукового безотрывного обтекания профиля с учетом вязкости / С. В. Ляпунов, Ю. С. Михайлов. // *Труды ЦАГИ*. – 1984. – №2254. – С. 48.

42. Брэдшоу П. Турбулентность / П. Брэдшоу., 1980. – 344 с.

43. Green J. Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method / J. Green, D. Weeks, J. Brooman. // *RAE Technical Report*. – 1977. – №72231.

44. Lock R. Viscous-Inviscid Interactions in External Aerodynamics / R. Lock, B. Williams. // *Progress in Aerospace Sciences*. – 1987. – №24. – С. 51–171.

45. Wigton L. Viscous-Inviscid Interaction in Transonic Flow / L. Wigton, M. Holt. // AIAA Paper. – 1981. – №81.
46. Catherall D. The integration of the two-dimensional laminar boundary-layer equations past the point of vanishing skin friction / D. Catherall, K. Mangler. // JFM. – 1966. – №26. – С. 163–182.
47. Prediction of Post-Stall Flows on Airfoils / T.Cebeci, J. Jau, D. Vitiello, D. Chang. // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows. – 1990. – №4.
48. A Simulation Method for Strongly Interacting Viscous Transonic Flow / A.Veldman, J. Lindhout, E. Boer, M. Somers. // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows. – 1990. – №4.
49. Williams B. The Prediction of Separated Flow Using a Viscous-Inviscid Interaction Method / B.R. Williams. // ICAS. – 1984. – №84-2.3.3.
50. Cross A. Boundary Layer Calculation and Viscous-inviscid coupling / A.G.T. Cross. // ICAS. – 1986. – №86-2.4.1.
51. Melnik R. E. The Computation of Viscous-Inviscid Interaction on Airfoils with Separated Flow / R. E. Melnik, J. Brook. // Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows. – 1986. – №3.
52. Mani K. A Multiple Separation Model for Multi-Element Airfoils / K.K. Mani. // AIAA Paper. – 1983. – №83-1844.
53. Результаты дренированных испытаний отсека 033МОК77.001. // Технический отчет АНТК им.О.К. Антонова. – 1992. – №1148. – С. 84.
54. Drela M. Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils / M. Drela, M. Giles. // AIAA Journal Vol. 25. – №10. – С. 1347–1355.
55. Галкин В. М. Реализация программы расчета ламинарного и турбулентного пограничного слоя, перехода и следа на микро-ЭВМ APPLE-II и возможности развития ее вычислительной мощности / В. М. Галкин, Г. В. Крымасова. // НТО-1250. – 1985.
56. Ляпунов С. В. Расчет волнового сопротивления при околосзвуковом обтекании профиля с применением неконсервативных разностных схем / С. В. Ляпунов. // НТО ЦАГИ. – 1987. – №7561.

57. Cooke J. The drag of infinite swept wings, with a addendum / J.C. Cooke. // ARC. CP. – 1964. – №1040.

58. Боксер В. Д. Приближенный метод определения волнового сопротивления при наличии местной сверхзвуковой зоны / В. Д. Боксер, Я. М. Серебрянский., 1978. – (9).

59. Щербонос О. Г. Аеродинамічні характеристики крила з генераторами вихрів в умовах нестационарного обтікання : дис. канд. техн. наук : УДК 533.694.73 / Щербонос О. Г. – НАУ. Київ, 2011

60. Овчаренко В. Н. Идентификация аэродинамических характеристик и модели двигателя самолета Cessna 172 SP в продольном движении по результатам имитационных летных экспериментов / В. Н. Овчаренко. // X Международная конференция «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO'15 Москва. – 2015.

61. <http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics>.

62. Ортамевзи Г. Исследования аэродинамических характеристик гибридного крыла / Г. Ортамевзи, Д. Н. Зинченко. // Механика гіроскопічних систем. – 2014. – №28. – С. 131–139.

63. Ортамевзи Г. Расчет аэродинамических характеристик гибридной аэростатических ЛА / Г. Ортамевзи, Д. Н. Зинченко, А. Рахмати. // Механика элементов конструкций. – 2014. – №27.

64. Ортамевзи Г. Ожидаемое улучшение эксплуатационных характеристик летательного аппарата с деформируемым комбинированным крылом / Г. Ортамевзи, Д. Н. Зинченко. // Информационные системы, механика и управление. – 2015. – №12. – С. 61-71.

65. Ortamevzi G. Wing with Soft Skin: Effectiveness and Assesment / G. Ortamevzi, D. Zinchenko. // Universal Journal of Aerodynamics. – 2015. – №3. – С. 34–40.

66. «CS-VLA». DECISION NO. 2003/18/RM OF THE EXECUTIVE DIRECTOR OF THE AGENCY of 14 November 2003.

67. Мхитарян А. М. Аэродинамика / А. М. Мхитарян. // М. Машиностроение. – 1976. – С. 448.

68. Ударцев Е. П. Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: Учебное пособие. / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Ищенко. // Киев: КМУГА. – 1998. – С. 136.