

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение  
высшего образования  
«Московский авиационный институт»  
(национальный исследовательский университет)

На правах рукописи



Гуереш Джахид

**Методика многодисциплинарной оптимизации по выбору параметров  
законцовок крыльев магистральных самолетов**

Специальность **05.07.02**

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель

к.ф.-м.н., доцент

Попов Сергей Александрович

Москва – 2018

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
1 Анализ существующих проектно-конструкторских решений при проектировании законцовки крыла пассажирского самолета	
1.1 Типичная картина обтекания крыла пассажирского самолета.....	12
1.2 Выбор целевой функции топливной эффективности пассажирского самолёта.....	17
Выводы по главе 1.....	25
2 Вычислительное моделирование обтекания и напряженно-деформированного состояния крыла с законцовкой	
2.1 Схема и инструменты решения многодисциплинарной задачи в среде ANSYS Workbench.....	26
2.2 Методические исследования и верификация расчетной модели.....	28
2.2.1 Исследование сеточной сходимости.....	30
2.2.2 Описание модели Навье-Стокса, начальных и граничных условий.....	33
2.2.3 Выбор и обоснование используемой модели турбулентности.....	36
2.2.4 Описание расчетной модели конструкции и методы решения уравнений напряженно-деформированного состояния.....	40
2.3 Исследование проектировочного пространства законцовки	
2.3.1 Исследование проектировочного пространства концевой шайбы.....	42
2.3.2 Исследование проектировочного пространства законцовки «винглет» Уиткомба.....	46
2.3.3 Выбор оптимального угла развала законцовки Уиткомба.....	50
2.3.4 Криволинейная законцовка как компромиссное решение задачи выбора оптимального угла развала законцовки винглет .....	55
2.4 Результаты моделирования напряженно-деформированного состояния компоновки «крыло-фюзеляж-законцовка».....	60
2.5 Расчет итогового влияния разных концевых устройств на топливную эффективность.....	65
Выводы по главе 2.....	68
3 Разработка методики проектировочного расчета аэродинамической нагрузки на крыло с законцовкой	
3.1 Проектировочный расчет величины аэродинамической нагрузки на законцовку.....	69
3.1.1 Угол атаки законцовки как функция от угла атаки крыла.....	70
3.1.2 Угол скольжения законцовки как функция от угла атаки крыла.....	71

3.2 Схема работы крыла с законцовкой под аэродинамической нагрузкой.....	72
3.3 Проектировочный расчет величины и распределения аэродинамической нагрузки по размаху криволинейной законцовки.....	77
3.4 Обобщение полученного распределения аэродинамической нагрузки по размаху криволинейной законцовки на случай деформированного крыла.....	84
Выводы по главе 3.....	86
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	87
Список сокращений и условных обозначений.....	89
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	96

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы исследования.**

Крылья большинства современных пассажирских самолетов на сегодняшний день оснащены концевыми устройствами в виде разных конфигураций: законцовки типа «винглет», крылышки Уиткомба, концевые шайбы. По выбору оптимальных параметров различных агрегатов пассажирского самолета накоплен большой объем теоретических и экспериментальных данных, которые отражены в работах учеников академиков С.В. Ильюшина [1] и А.Н. Туполева [2]. Однако в существующих методиках аэродинамического проектирования крыла [3-8], как правило, не учитывается совмещенное влияние концевых устройств на аэродинамические характеристики, аэроупругость, характеристики веса и прочности конструкции консоли крыла. Большинство опубликованных за последнее десятилетие работ по тематике выбора оптимальных параметров законцовки [9-16] носят экспериментальный и/или статистический характер, к примеру, на основании продувок в аэродинамической трубе с последовательной оптимизацией по Парето в работе Кейзо и др. [9]. Тем не менее полученные законцовки оптимальны только с точки зрения аэродинамической эффективности в целом, в то время как местное обтекание законцовки, а также тема роста аэродинамической нагрузки вследствие установки концевых устройств по-прежнему недостаточно освещены. С выходом в 2017-м году сразу несколько новых моделей пассажирских самолетов средней дальности – российского МС-21, китайского Comac C919 и канадского Bombardier CS300, а также модернизированных Boeing B-737 Max и Airbus A-320 Neo, ожесточенная конкурентная борьба за освоение рынка гражданской авиации [17] ставит перед разработчиками новых прототипов все более актуальной задачу повышения топливной эффективности, что может быть достигнуто только рациональным выбором проектировочных решений, где количественно учитывается весовая стоимость роста аэродинамического качества. С учетом прочностных и аэроупругих ограничений на максимально возможное удлинение крыла во всем

мире ведутся интенсивные НИОКР, направленные на повышение качества за счет улучшения местной аэродинамики крыла, в первую очередь в его концевой зоне, где зарождаются концевые вихри и возникает связанное с ними индуктивное сопротивление, а также откуда начинается срыв на больших углах атаки. Это способствовало внедрению с недавних пор качественно новых технических решений, таких как криволинейные на виде спереди законцовки на А-350 [18-19]. Схожие решения внедрены на последней модификации самолета Сухой Суперджет-100 (конец 2017г.), где по результатам расчетно-экспериментальных работ было выявлено, что установка саблевидных законцовок позволяет одновременно улучшить взлетно-посадочные характеристики и снизить расход топлива не менее чем на 3% [20]. За счет аэроупругой деформации концевая часть композитного крыла самолета В-787 приобретает в полете сугубо криволинейный вид спереди [21]. Криволинейные на виде спереди несущие поверхности – относительно новое направление, которая нуждается в глубоком изучении, особенно в рамках оптимизации формы концевой зоны крыла. В настоящее время активно исследуется также модифицированная форма профиля в концевой части крыла, например, летающая лаборатория А-330 BLADE (сентябрь 2017 г.) с ламинарным профилем в концевой секции в  $\frac{1}{4}$  размаха крыла с целью снижения кроме индуктивной еще и профильной составляющей сопротивления трения [22].

Таким образом, задача разработки многодисциплинарной методики проектировочного расчёта крыла современного пассажирского самолета с учётом установки существующих концевых устройств и дополнительной нагрузки от них, а также с учётом криволинейного вида спереди концевой части аэроупругого крыла большого удлинения, является одной из наиболее актуальных задач в современном гражданском самолетостроении.

**Степень разработанности темы** определяется тем, что имеются результаты достаточно большого количества экспериментальных работ и продувок крыльев магистральных самолетов, в том числе с законцовками на примере выполненных Болсуновским и др. в ЦАГИ работ [23-30]. Целью данных

работ являлось нахождение оптимальной геометрии крыла и законцовки с точки зрения аэродинамической эффективности. Однако небольшое количество из них нацелены на разработку более общей инженерной методики оценки эффективности законцовки в контексте комплексного проектирования крыла, где бы помимо оценки роста его аэродинамической эффективности оценивалось также влияние законцовки на конструкционно-весовые характеристики консоли крыла, что и позволило бы определить конечный эффект законцовки на топливную эффективность самолета. Применение современного программного обеспечения автоматизированного проектирования, с возможностью решения задач, смежных к двум и более физическим явлениям, позволяет уточнить эффективность разных законцовок в многодисциплинарной постановке.

**Цель диссертационной работы** состоит в построении инженерной методики проектировочного расчета характеристик крыла с законцовкой, для обоснования выбора рациональной формы и размеров концевых устройств, ведущих к максимальной топливной эффективности самолета.

Для достижения поставленной цели **были решены следующие задачи:**

– на основании анализа типичной картины обтекания законцовок крыла с учетом его упругих характеристик и причинно-следственных связей, ведущих к росту массы конструкции крыла при существующих технических решениях, предложена целевая функция топливной эффективности пассажирского самолета;

– смоделировано обтекание крыла и его напряжённо-деформированное состояние под нагрузкой с помощью вычислительного эксперимента в его многодисциплинарной постановке;

– уточнены схема нагружения крыла с законцовкой и картина его работы под внешней нагрузкой на разных режимах с помощью учета приращений местных углов атаки и скольжения законцовки при изменении угла атаки самолета;

– разработана новая математическая модель криволинейной на виде спереди законцовки, основанная на параметризации ее фронтальной проекции через

функцию второго порядка и позволяющая проводить проектировочный расчёт местной величины аэродинамической нагрузки, учитывающая неравномерность распределения нагрузки по размаху криволинейной законцовки.

**Объектом исследования** является крыло современного магистрального дозвукового пассажирского самолета большого удлинения с концевыми устройствами.

**Предметом исследования** являются процессы изменения характера обтекания крыла, а также величин и распределения внутренних силовых факторов в элементах его конструктивно-силовой структуры в зависимости от внешней формы законцовки и ее геометрических параметров.

**Научная новизна** диссертационной работы состоит с следующим:

– предложена методика комплексной оптимизации геометрии законцовки крыла в междисциплинарной постановке с учетом компромиссного характера ее влияния на топливную эффективность;

– разработана методика проектировочного расчета величины и распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла с законцовкой, учитывающая величины местных углов атаки и скольжения законцовки, а также нагрузку на нее как на несущую поверхность;

– предложен способ параметризации криволинейной на виде спереди несущей поверхности применением функции второго порядка.

**Теоретическая значимость работы** заключается в исследовании новых постановок задач об оптимизации внешней геометрии несущих поверхностей. Важной особенностью данных постановок является заложенное в критериях оценки совмещенное влияние внешней формы как на характер обтекания, так и на внутренние силовые факторы несущей конструкции и, как следствие, – на ее массу.

**Практическая значимость работы** заключается в разработке аналитической методики проектировочного расчета величины аэродинамической

нагрузки на крыло с законцовкой на разных режимах. Результаты работы могут быть применены в ОКБ на ранних этапах проектирования крыла при оценке целесообразности применения концевого устройства и поиске его наиболее рациональных размеров, а также для оценки возможности дооснащения летающего прототипа концевым устройством. Это сокращает стоимость и срок дальнейших доработок и испытаний.

**Реализация результатов работы.** Результаты работы отражены в научно-исследовательском отчёте, выполненном для ЦАГИ по разработке рекомендаций для совершенствования аэродинамики и акустики самолета МС-21 (см. отчёт [31]), в рамках государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы». Результаты работы также используются для проведения учебного процесса по дисциплине «Аэродинамика летательных аппаратов» на кафедре 105 МАИ (НИУ).

**Методология и методы исследования.** При выполнении диссертационной работы применялись методы вычислительной аэродинамики и вычислительные методы расчета конструкции методом конечных элементов, математический анализ и тесная связь вычислительных и аналитических подходов.

**Достоверность полученных результатов** обоснована привлечением данных физических экспериментов при создании расчётной модели и проверке ее достоверности, а также сопоставлением результатов вычислительных экспериментов с аналитическими результатами. Полученные результаты коррелируют с текущей тенденцией выбора формы и параметров концевых устройств ведущими мировыми разработчиками гражданской авиационной техники, как отечественными, на примере модификации самолета Сухой Суперджет-100 с саблевидными законцовками, так и зарубежными на примере последних модификаций самолетов фирм Airbus и Boeing, ярко выраженной особенностью внешнего вида которых является применение новых концевых устройств. Результаты работы коррелируют с результатами, полученными в работах других авторов, опубликованных в открытой печати.



**На защиту выносятся:**

- многодисциплинарная методика количественной оценки выигрыша в топливной эффективности пассажирского самолета при установке законцовок с учётом конструктивно-весовых потерь;
- результаты моделирования обтекания консоли крыла прототипа пассажирского самолета с разными концевыми устройствами в совокупности с его напряженно-деформированным состоянием;
- аналитическая методика проектировочного расчета величины и распределения внешней нагрузки, действующей на консоль крыла, оснащённого разными законцовками;
- метод параметризации внешней формы криволинейной на виде спереди несущей поверхности с применением функции второго порядка.

**Соответствие паспорту специальности.** Содержание диссертации полностью соответствует задачам, указанным в паспорте специальности 05.07.02. Разработанная в работе методика проектировочного расчета характеристик компоновки крыла с законцовкой оптимальных размеров и формы, соответствует области исследования, указанной в пункте 1 паспорта: “Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программного-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы агрегатов и систем ЛА”. Широкое применение вычислительных программ инженерного анализа при оценке различных проектных решений соответствует указанным в пунктах 2, 3 и 9 паспорта специальности положениям о разработке методов поиска оптимальных проектно-конструкторских решений на ранних этапах проектирования ЛА с высоким уровнем применения CALS-технологий.

**Апробация работы.** Результаты работы прошли апробацию путём обсуждения на семинаре кафедры компьютерного моделирования факультета аэромеханики и летательной техники Московского физико-технического

института (г. Жуковский, ФАЛТ МФТИ, 2018 г.) и на 5-и международных научно-технических и научно-практических конференциях:

1. 49-я Конференция Серии «Scientific Federation»: «Международная авиационно-космическая конференция и выставка – ICEAAE», г. Абу-Даби, ОАЭ, 2018.
2. XLIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские Чтения», г. Москва, 2017 г.
3. 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», г. Москва, 2017 г.
4. 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», г. Москва, 2016 г.
5. «Инновации в авиации и космонавтике», г. Москва, 2015 г.

### **Публикации**

Полученные научные результаты опубликованы в 5-и печатных работах, в том числе в статье в международном журнале «Aerospace», входящем в Web of Science и Scopus. Остальные 4 – в российских журналах, рекомендованных ВАК, из них 2 – в журнале «Авиационная техника», входящем в Scopus. Результаты диссертации использованы в научно-техническом отчете.

**Структура и объем диссертационной работы.** Диссертация состоит из введения, 3-х глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений и списка литературы. Работа объемом 101 страницы, включает 46 рисунков и 3 таблицы. Список использованных источников содержит 63 наименования.

**Во введении** обоснована актуальность в разработке методики проектирования крыла пассажирского самолета с учетом применения современных концевых устройств, сформулированы цель и задачи исследования, выделены научная новизна и практическая значимость работы, представлена общая структура диссертации.

**В первой главе** рассматриваются различные проектные решения по увеличению аэродинамического качества крыла пассажирского самолета. Описаны основные достоинства и недостатки каждого из существующих решений. Разработана целевая функция топливной эффективности, позволяющая оценить как рост аэродинамического качества, так и рост массы конструкции крыла вследствие роста внешней нагрузки.

**Во второй главе** выполнено вычислительное моделирование работы крыла пассажирского самолета в многодисциплинарной постановке с помощью многомодульного программного комплекса ANSYS Workbench, позволяющего определить как суммарные аэродинамические коэффициенты и картину обтекания крыла с законцовкой, так и величины внешней нагрузки и максимальных напряжений по размаху крыла. Это позволяет в итоге каждого из рассмотренных проектных решений вычислить приращения критериев, применяемых для анализа топливной эффективности самолета.

**В третьей главе** разработана методика проектировочного расчета внешней нагрузки по размаху крыла современного пассажирского самолёта, учитывающая наличие концевых устройств и влияние геометрии законцовки. В итоге была получена аэродинамическая нагрузка на классическую и криволинейную на виде спереди законцовки, а также приращение изгибающего момента в корне крыла по углу атаки, как функция от угла развала законцовки  $U$ .

**В заключении** перечислены основные результаты и выводы по диссертационной работе, намечены пути развития новых технических решений, направленных на повышения топливной эффективности пассажирских самолетов.

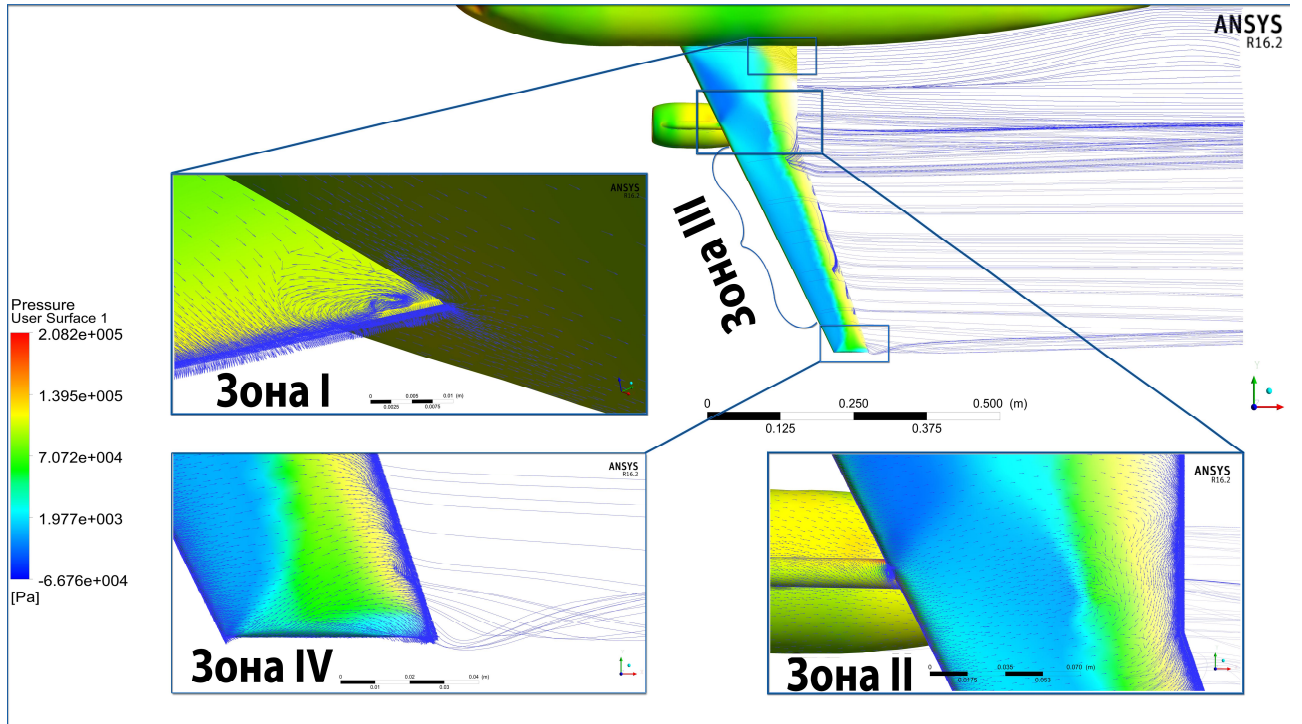
## 1 Анализ существующих проектно-конструкторских решений при проектировании законцовки крыла пассажирского самолета

### 1.1 Типичная картина обтекания крыла пассажирского самолета

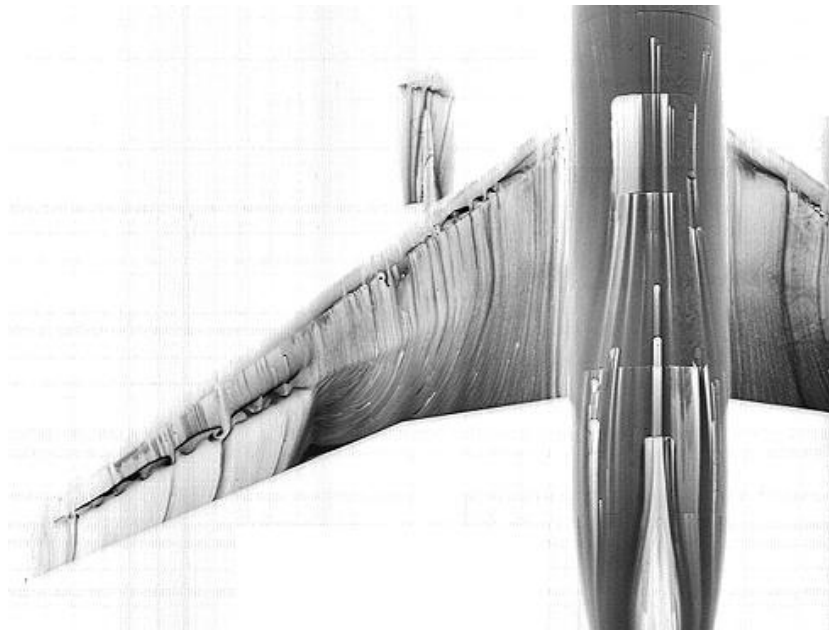
С целью визуализации поля течения вблизи крыла, было проведено вычислительное моделирование обтекания прототипа пассажирского самолета DLR-F6 с помощью CFD пакета ANSYS Fluent. На рисунке 1.1 а. приведена типичная картина обтекания крыла пассажирского самолета на умеренно большом угле атаки, где имеют место интерференции с корпусом, с пилоном и гондолой двигателя, а также общее поперечное течение по всему размаху крыла от корня к концевке, которое затем собирается в вихревую пелену, с увеличенной интенсивностью при увеличении угла атаки  $\alpha$ . Поле течения можно условно разделить на четыре характерные зоны (рисунок 1.1 а.):

- **Зона I** влияния корпуса: непосредственно в зоне стыка к фюзеляжу, из-за прилипания исходящего от крыла воздуха к корпусу, у стыка задней кромки крыла образуется скачок давления, который ведёт к обратному течению и образованию малого вихря. Для борьбы с сопротивлением интерференции в данной зоне, как правило достаточно ставить наплыв и зализ большой протяженности, вместе с обтекателем подфюзеляжной части крыла.
- **Зона II** влияния гондолы двигателя: проявляется в основном на больших углах атаки ( $\alpha \geq 3^\circ$ ) из-за эффекта затенения корневой части крыла гондолой двигателя. Кроме того, наличие в зоне II перелома задней кромки крыла вызывает заметное обратное течение по верхней поверхности крыла. Здесь можно предложить более гладкий перелом, например, в виде округлённого перехода с большим радиусом.
- **Зона III:** течение можно приближенно считать двумерным, ввиду отсутствия интерференций и слабого поперечного потока, квази-постоянный по размаху местный угол атаки. Данная зона отвечает за значительную часть подъёмной силы крыла, и она тем шире чем больше удлинение крыла.

- **Зона IV** влияния концевой вихря: здесь течение сугубо трёхмерное, уже с середины концевой хорды, начинается перетекание воздуха высокого давления с нижней поверхности крыла на верхнюю, и в результате её давление несколько увеличивается, и далее по потоку выравнивается с давлением нижней поверхности к задней кромке, где сходится вихревая пелена с низким давлением в ядре вихря, которое в свою очередь, тянет всё больше поперечного потока с концевых сечений крыла. Данный эффект вызывает потерю эффективности концевых сечений, и отвечает за значительную долю индуктивного сопротивления крыла конечного размаха. Зона IV расширяется по размаху тем больше, чем больше угол атаки. На сверхкритических  $\alpha$ , она может охватить до полуразмаха крыла (рисунок 1.1, б.). Распространенные способы борьбы с образованием зоны IV на умеренных  $\alpha$  и ее быстрым ростом на больших  $\alpha$  включают увеличение удлинения крыла, кутку и различные концевые устройства. Недавно началось исследование нового способа – в виде полу-W-образная форма крыла в плане, где концевая часть крыла имеет ламинарный профиль и выполнена уменьшенным углом стреловидности. С сентября 2017 г. начались испытания летающей лаборатории A330 с модифицированной концевой  $\frac{1}{4}$  частью размаха крыла (рисунок 1.2) в рамках европейского проекта по созданию прототипа самолета с ламинарным профилем BLADE [22] (Breakthrough Laminar Aircraft Demonstrator in Europe).



a)



б)

Рисунок 1.1 - типичная картина обтекания крыла пассажирского самолета

- а) CFD визуализация картины течения вблизи крыла прототипа пассажирского самолета DLR-F6 и выявление характерных зон поля течения;
- б) Визуализация обтекания крыла прототипа DLR-F6 в аэродинамической трубе на большом угле атаки  $\alpha \sim \alpha_{кр}$  и начало срыва с концевой зоны



Рисунок 1.2 – Летящая лаборатория A330 европейского проекта BLADE с концевой частью крыла уменьшенной стреловидности и с ламинарным профилем

Один из наиболее распространённых на сегодняшний день способов улучшения местной аэродинамики в концевой зоне  $ПV$ , и снижения индуктивного сопротивления основан на применении концевых устройств (рисунок 1.3). На самолетах транспортной категории, чаще всего применяются профилированные аэродинамические поверхности – так называемые крылышки (или винглет от англ. winglet – крылышко) с небольшой относительной площадью  $S_{\text{винглет}} \sim 0.017-0.2S_{\text{кр.}}$ . Экспериментальные и расчетные исследования, выполненные в ЦАГИ [23] показали, что установка таких крылышек на модели самолета со сверхкритическим крылом ( $c=30^\circ$ ,  $l=8.5$ ) позволяет дополнительно увеличить максимальное аэродинамическое качество  $K_{\text{max}}$  на  $DK_{\text{max}} \gg 0.8$  в диапазоне чисел  $M=0.6-0.8$ . Что в процентах составляет примерно до 5.5%. Причина такого благоприятного влияния крылышек на аэродинамическое качество самолета заключается в снижении индуктивного сопротивления крыла вследствие уменьшения перетекания потока с его нижней поверхности на верхнюю в районе законцовки, снижения интенсивности концевых вихрей и увеличения эффективного удлинения крыла. Следует отметить, что нередко в процессе эксплуатации самолета, принимается решение дооснастить крыло каким-либо

концевым устройством, к примеру, криволинейная законцовка, появившаяся на последней модификации самолета ОКБ Сухого Суперджет 100 (рисунок 1.4), а на модернизированном А-320 Neo решено заменить концевых шайб законцовками Винглет. На самолете МС-21, по результатам расчетно-экспериментальных исследований аэродинамической компоновки в ЦАГИ [24-30], также предполагается дооснащение крыла законцовками в последующих модификациях [32]. Однако, данный резерв пока не используется в связи с тем, что характеристики нынешней компоновки без крылышек, и так обеспечивают требуемый уровень конкурентоспособности [32].

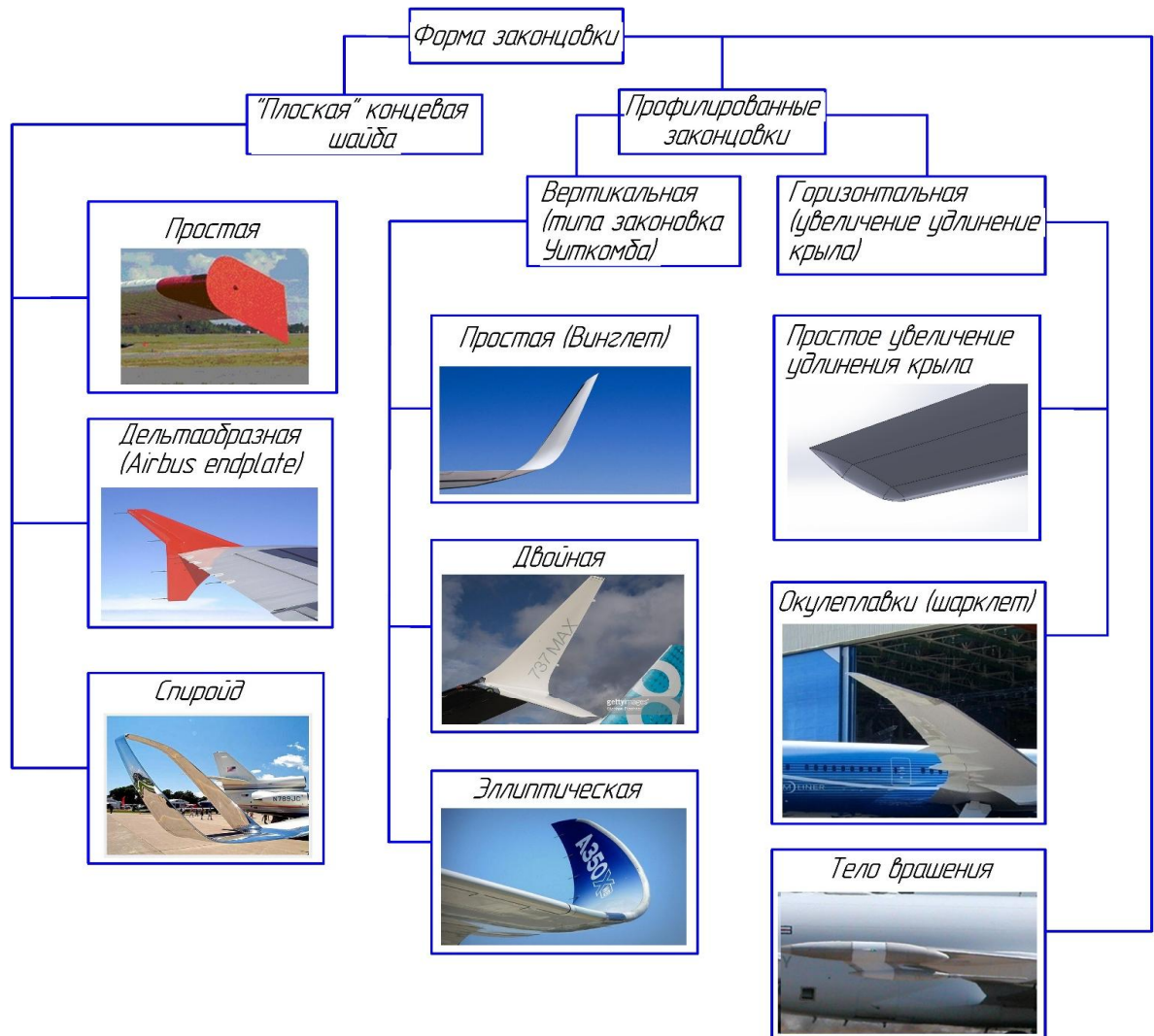


Рисунок 1.3 – Существующие концевые устройства, применяемые на самолетах транспортной категории





Рисунок 1.4 – Модификация самолета ОКБ Сухого Суперджет 100 с криволинейными законцовками

## 1.2 Выбор целевой функции топливной эффективности пассажирского самолёта

Существуют методики многорежимной оптимизации характеристик крыла пассажирского самолета, например, позволяющие компромиссному согласованию крейсерских характеристик крыла с минимальным сопротивлением, с его максимально-несущими взлётно-посадочными свойствами [33]. Однако расчётным случаем для оценки топливной эффективности пассажирских самолетов может быть только крейсерский режим полета, обладающий наибольшей протяженностью по времени работы двигателя. Для самолетов семейства Ту-204/214, крейсерский режим отвечает за более чем 90% всего профиля полета, с учетом набора высоты, снижения с эшелона и ожидания [2]. При обеспечении установившегося горизонтального полета на заданной крейсерской скорости, необходимая тяга двигателя равна силе лобового сопротивления и прямо пропорциональна силе тяжести  $G$ , но обратно пропорциональна аэродинамическому качеству:  $P_{\text{норм.кр.}} = \frac{G}{K}$  [34]. Отсюда, при одинаковой силовой установке и прочих равных условиях, выбранное проектное решение по увеличению аэродинамического качества крыла улучшает топливную эффективность, и тем самым является целесообразным, только если качество растёт быстрее чем масса самолета. Так как только в данном случае необходимая тяга уменьшается по сравнению с исходным значением.

Диаграмма на рисунке 1.5 показывает несколько проектных решений по снижению индуктивного сопротивления, все так или иначе ведущие к росту массы крыла. Ответ на вопрос: «На сколько можно утяжелить крыло, улучшая его аэродинамические характеристики», требует оценки «весовой стоимости» проектных решений, связанных с увеличением аэродинамического качества. Для каждого проектного решения, в качестве весового эквивалента  $DM_{ед.}^{DK}$  (кг), соответствующего единице роста аэродинамического качества  $DK$ , можно считать общее приращение взлетной массы самолёта  $Dm_0$  (кг), поделенное на общий рост качества  $DK$ :

$$DM_{ед.}^{DK} = \frac{Dm_0}{DK}. \quad (1.1)$$

Исходя из блок-схемы, приведенной на рисунке 1.5, приращение взлетной массы самолёта  $Dm_0$  складывается из роста массы крыла, обусловленного увеличением нагрузок и/или требованием увеличения жёсткости, а также в виде дополнительной массы при установке концевых устройств и их крепления. Используя метод градиентов взлетной массы [35], можно выделить влияние каждой из этих составляющих:

$$Dm_0 = \frac{\partial m_0}{\partial s_{max}} Ds_{max} + \frac{\partial m_0}{\partial m_{дон}} Dm_{дон}. \quad (1.2)$$

Сравнение частных производных взлётной массы  $\frac{\partial m_0}{\partial s_{max}}$  и  $\frac{\partial m_0}{\partial m_{дон}}$  позволяет выделить параметры с наибольшим влиянием на массу крыла и направить оптимизацию для их улучшения в первую очередь. Они, как правило, постоянны на всех стадиях проектирования самолета и могут быть заранее вычислены.

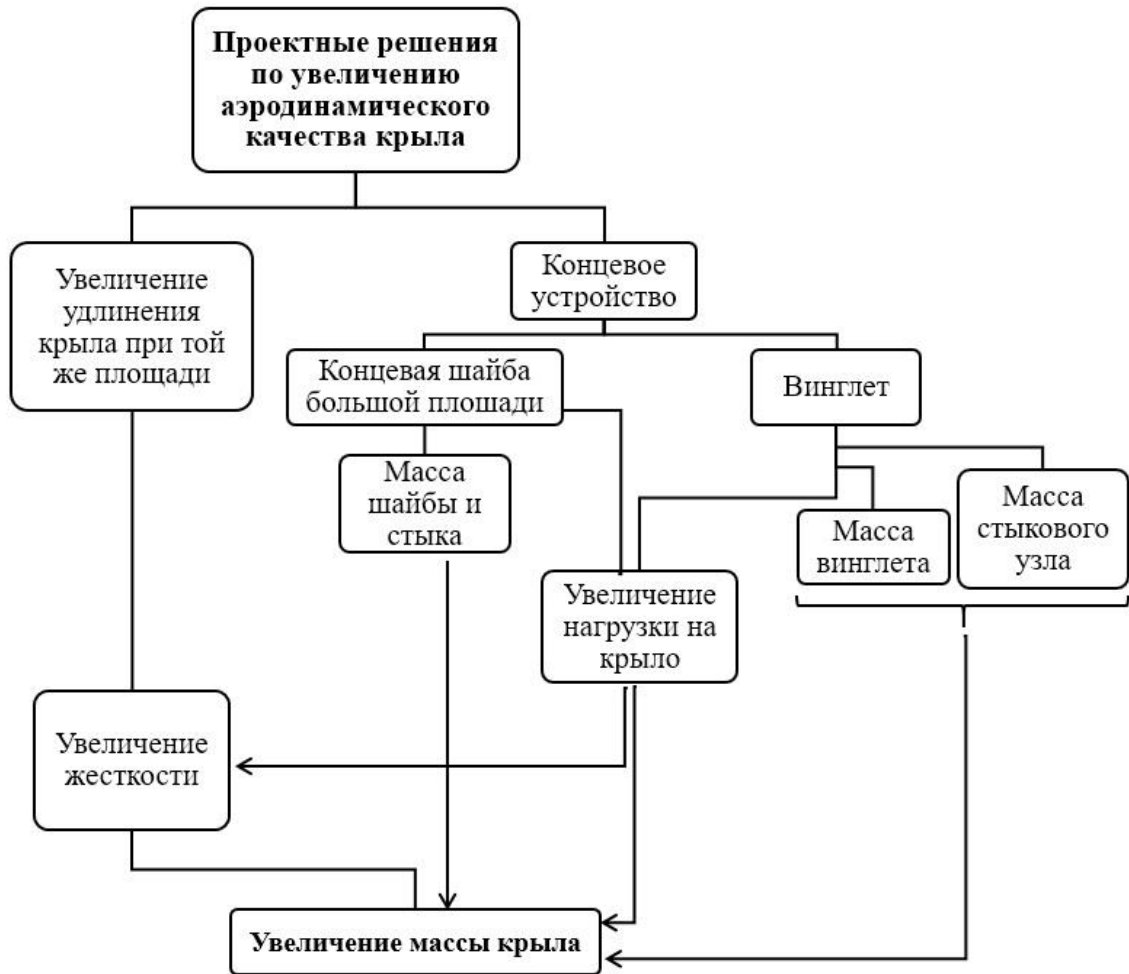


Рисунок 1.5 – Блок-схема причинно-следственной связи между ростом аэродинамического качества разными проектными решениями, и итоговым ростом массы крыла

Приращение взлётной массы в формуле (1.2) складывается из двух слагаемых:  $\frac{\rho m_0}{\rho s_{\max}} Ds_{\max}$  и  $\frac{\rho m_0}{\rho m_{\text{дон}}} Dm_{\text{дон}}$ . Первое слагаемое связано с ростом максимальных напряжений  $s_{\max}$ , требующих увеличения запаса прочности и жёсткости, где рост массы заложен в увеличенном поперечном сечении силовых элементов конструкции и/или в увеличенной плотности материала. К примеру, при запасе прочности  $n = \frac{s_s}{s_{\max}} = 1.15$ , рост максимальных напряжений вследствие роста и/или перераспределения аэродинамической нагрузки ведёт к падению запаса прочности, что обычно компенсируется двумя способами:

1. *Применением материала с более высоким пределом прочности и модулем упругости*, который как правило обладает более высокой плотностью (таблица 1.1). Для количественного анализа, в таблице 1.1 приведены авиационные материалы с разными характеристиками, откуда можно получить примерную зависимость плотности материала от его предела прочности:  $\rho \approx 0.007 \times \sigma_{\sigma}$ . Учитывая запас прочности:  $\rho \approx 0.007 \times 1.15 \times \sigma_{\max}$ . Таким образом, масса (г) элементарного объёма конструкции в  $1 \text{ см}^3$  равна:  $m_{1 \text{ см}^3} \approx 0.008 \times \sigma_{\max}$ , а частная производная взлётной массы, при неизменной конструкции  $\frac{\partial m_0}{\partial \sigma_{\max}}$  – константа, зависящая от общего объёма конструкции  $v$ , который не меняется при неизменной КСС:
- $$\frac{\partial m_0}{\partial \sigma_{\max}} = \frac{\partial (m_{1 \text{ см}^3} \times v)}{\partial \sigma_{\max}} \approx v \times \frac{\partial (0.008 \times \sigma_{\max})}{\partial \sigma_{\max}} \approx 0.008 \times v.$$

Таблица 1.1 – Характеристики механических свойств авиационных металлов

Материал	Характеристики механических свойств		
	$\sigma_{\sigma}$ , МПа	$E$ , МПа	$\rho$ , г/см <sup>3</sup>
Алюминиевый сплав (типа Д16Т)	400	72000	2,7...2,8
Сталь (типа 30ХГСА)	1100	210000	7,8...7,85
Титановый сплав (типа ОТ4)	700	110000	4,5...4,85

2. *Увеличением площади поперечных сечений силовых элементов*, ведущим к увеличению общего объёма конструкции  $v$ . К примеру, при моноблочном КСС типичного крыла пассажирского самолета (рисунок 1.6), установка законцовки ведёт к росту изгибающего момента, который в свою очередь ведёт к росту местных напряжений, особенно в нерегулярной зоне излома задней кромки (рисунок 1.7). Для компенсации падения запаса прочности в сечениях максимального роста напряжений, показанных укрупнённым планом на рисунке 1.7, необходимо увеличение толщин верхней и нижней панелей.

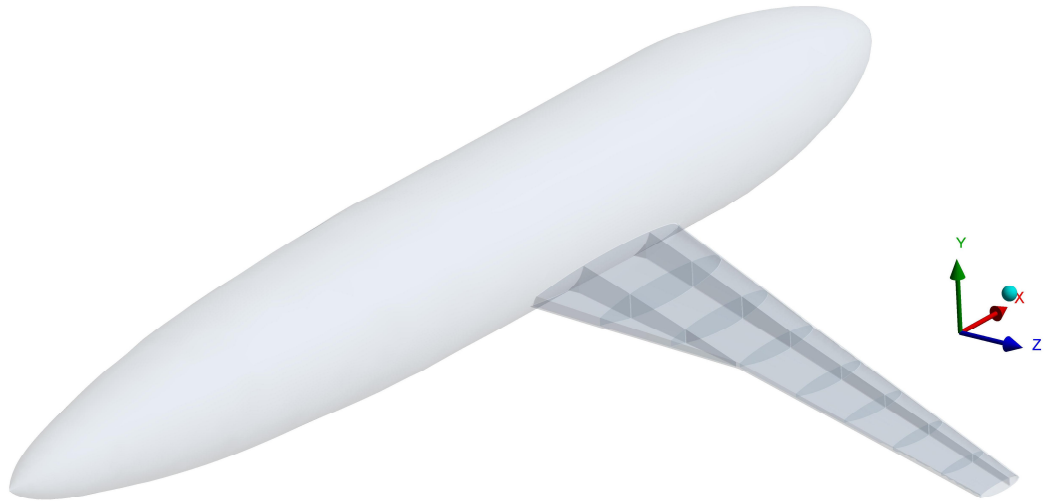


Рисунок 1.6 – Пример крыла пассажирского самолета моноблочной КСС

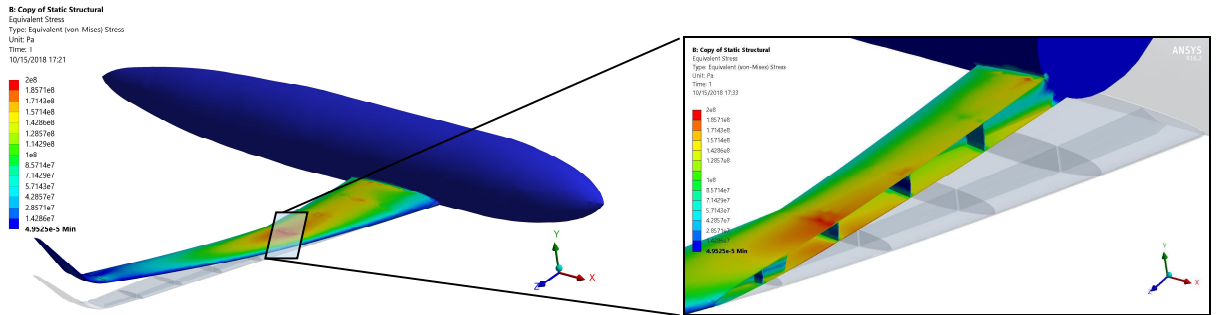


Рисунок 1.7 – Распределение максимальных напряжений по элементам КСС крыла после установки типичной законцовки «винглет»

Для получения количественной оценки роста массы панели вследствие роста напряжения, рассмотрим элементарный объём панели  $v_{эл.}$  площадью в плане  $S_{эл.}=1$  см<sup>2</sup> и толщиной  $d_{эл.}$ . Его масса – произведение толщины на плотность материала:

$$m_{1\text{см}^2}^{\text{панели}} = d_{эл.} \times \rho, \quad (1.3)$$

а напряжение растяжения, приходящееся на него равно:

$$s_{эл.} = \frac{F_{эл.}}{S_{сеч.}^{эл.}} = \frac{F_{эл.}}{d_{эл.} \times 1}, \quad (1.4)$$

где  $F_{эл.}$  – нормальная сила,  $S_{сеч.}^{эл.}$  – площадь поперечного сечения элементарного

объёма панели. Для сохранения запаса прочности эл. объёма  $n = \frac{s_{г}}{s_{эл.}} = 1.15$  без

изменения материала, необходимо сохранение величины  $s_{эл.} = s_{г} \times 1.15$ . Исходя

из (1.3), это может быть осуществлено увеличением его толщины  $d_{эл.}$ , пропорциональным роста  $F_{эл.}$ . Подставляя значение  $d_{эл.}$  из (1.3) в (1.4):

$$s_{эл.} = \frac{F_{эл.}}{m_{1см^2}^{панели} / r} = s_{\sigma} \times 1.15. \quad (1.5)$$

Отсюда, можно получить выражение массы элементарного объема панели как функция от материала ( $s_{\sigma}, r$ ) и внешней нагрузки  $F_{эл.}$ :

$$m_{1см^2}^{панели} = \frac{F_{эл.}}{s_{\sigma} \times 1.15 / r} \quad (1.6)$$

При неизменном материале знаменатель постоянен, к примеру для Д16Т (таблица 1.1):  $s_{\sigma} \times 1.15 / r = 400 \times 1.15 / 2.75 \approx 167.27$ . А масса всей нижней панели суммируется из масс элементарных объемов по поверхности панели:

$$m_{нижн.}^{панели} = \oint_{s_n} \frac{F_{эл.}}{s_{\sigma} \times 1.15 / r} ds_n \quad (1.7)$$

При проектировочном расчёте, можно принять растягивающую силу постоянной по всей нижней панели  $F_{эл.}^{расм.} = const$ , что позволяет ее вывести за знак интеграла.

Для верхней панели, работающей на сжатие, вместо предела прочности  $s_{\sigma}$  считаются критические напряжения сжатия общей потери устойчивости, по формуле Эйлера:

$$s_{кр.} = C \cdot \frac{\rho^2 \times E}{(l/i)^2}, \quad (1.8)$$

где:  $l$  – расстояние между нервюрами;  $c$  – коэффициент закрепления по краям;  $(l/i)^2$  - радиус инерции профиля силового элемента.

А также критические напряжения местной потери устойчивости:

$$s_{кр.}^{местн.} = k \cdot \frac{E}{(b/d)^2}, \quad (1.9)$$

где:  $k$  - коэффициент закрепления, значение которого выбирается в зависимости от соотношения сторон полки профиля и клетки обшивки  $a/b$ .  $b$  - наименьшая из сторон пластинки),  $\delta$  - толщина обшивки (стенки).

Второе слагаемое  $\frac{m_0}{m_{доп}} Dm_{доп}$  в формуле (1.2) связано с появлением дополнительной массы нового агрегата – концевого устройства и его крепления к концевой нервюре крыла. Очевидно, что приращение взлётной массы  $Dm_0$  из-за добавления к ней  $Dm_{доп}$ , равна величине этой дополнительной массы, то есть  $\frac{m_0}{m_{доп}} = 1$ , а формула (1.2) для случая неизменной КСС упростится:

$$Dm_0 = (0.008 \times \nu) Ds_{\max} + Dm_{доп}. \quad (1.10)$$

Исходя из формулы нормального напряжения:  $\sigma = F / S_c$ , где  $F$  – нагрузка, и  $S_c$  – площадь поперечного сечения силовых элементов конструкции: при установке законцовки без изменений в конструкции ( $S_c = const$ ), приращение  $Ds_{\max}^{зак}$  зависит только от величины и распределения аэродинамической нагрузки на крыло от законцовки  $F_{зак}$ . Проектировочный расчёт величины  $F_{зак}$  на каждом режиме и угле атаки крыла может быть произведен исходя из геометрических параметров законцовки, главным образом её площади и угла развала (см. главы 2 и 3). Распределение нагрузки по размаху крыла можно считать неизменным, т.к. законцовка заменяется сосредоточенными нагрузками. Распределение  $F_{зак}$  по размаху самой законцовки влияет на концентрацию напряжения и собственную массу законцовки и, как следствие, на приращение  $Dm_{доп}$ . Следует заметить что  $Dm_{доп}$  одновременно вызывает и снижение  $Ds_{\max}^{зак}$  вследствие разгрузки консоли крыла.

Существует множество способов расчета величин, выбранных при данной методике критерий топливной эффективности – приращение аэродинамического

качества и приращение взлётной массы. В данном исследовании, использовалось двух-дисциплинарное вычислительное моделирование на двух этапах: Сначала моделирование обтекания прототипа фюзеляжа с крылом большого удлинения со сверхкритическим профилем при типичных условиях крейсерского режима полета  $M=0,6 - 0,85$  и  $H=11$  км, позволяющее определить величины аэродинамических коэффициентов силы сопротивления и подъёмной силы для каждого из рассмотренных проектных решений, и при сравнении с исходным прототипом – приращение крейсерского аэродинамического качества. На втором этапе, моделирование напряженно-деформированного состояния было выполнено используя в качестве внешней нагрузки, полученного из предыдущего этапа распределения воздушного давления по поверхности крыла. Выбором материала и граничных условий позволил определение приращения максимальных напряжений, что позволяет определить приращение массы с помощью формулы (1.10). Граничные условия задавались в виде свободно перемещающей балки консоли крыла под внешними нагрузками, и зафиксированного фюзеляжа, имитирующего заделки свободнонесущей балки к центроплану. Результаты вычислительного моделирования приведены в главе 2.



## Выводы по главе 1

Выполнен краткий обзор литературы по вопросу проектирования крыльев магистральных пассажирских самолетов, оснащенных какими-либо концевыми устройствами. Для наглядности рассмотрен обзорный вычислительный эксперимент с целью визуализации картины обтекания типичных крыльев магистральных самолетов и выявления характерных и проблемных зон течения на которые сосредоточено внимание НИОКР по всему миру. В этом контексте выделена актуальная проблема улучшения обтекания в концевой зоне крыла с минимальными весовыми конструктивными затратами и приведены существующие на сегодняшний день проектно-конструкторские решения. Схематично показана причинно-следственная связь между ростом аэродинамического качества в итоге каждого проектного решения и ростом массы конструкции, как следствие изменения величины и распределения внешней нагрузки вдоль консоли крыла. Для количественного анализа предложена целевая функция топливной эффективности, в которой были заложены критерии оценки аэродинамического совершенства проектного решения в совокупности с его конструктивно-весовыми потерями. Прикладное применение данного критерия при оценке ряда проектных решений через серию вычислительных экспериментов приведено в последующей главе.

## 2 Вычислительное моделирование обтекания и напряженно-деформированного состояния крыла с законцовкой

### 2.1 Схема и инструменты решения многодисциплинарной задачи в среде ANSYS Workbench

Вычислительное моделирование обтекания консоли крыла, и впоследствии – его напряженно-деформированного состояния под действием аэродинамической нагрузки, было выполнено в многомодульной среде ANSYS Workbench с возможностью проведения совмещенного междисциплинарного моделирования модели крыла, используя несколько модулей разной дисциплины и назначения, что позволяет полноценный анализ взаимодействия газодинамики с конструкцией агрегата с учетом его аэроупругости. Схема проекта, приведенная на рисунке 2.1, показывает поэтапную передачу данных и обмен информацией о модели и нагрузках между разными модулями: Вначале, исходная твердотельная модель, построенная с помощью любой программы САПР, загружается в модуль геометрии и далее передается в модуль аэродинамического расчета Fluent, включающего подмодуль ANSYS Meshing (AM) по построению сетки воздушного пространства вокруг модели, и непосредственно модуль по вычислительной гидродинамике, где задаются граничные условия, параметры потока и выбирается метод решения RANS (осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса). Далее производится аэродинамический расчет. Решение, в виде численных значений аэродинамических коэффициентов и картин визуализации течения, включает распределение воздушного давления по поверхности крыла (рисунок 2.2), которое служит внешней нагрузкой для модуля статического расчета на прочность, включающего также подмодуль для построения сетки внутренней конструкции крыла. Как показано по схеме на рисунке 2.1, пункт Solution (решения) модуля Fluent привязан к пункту Setup (настройка расчетной модели) модуля расчета конструкции ANSYS Mechanical. Это обеспечивает обмен данными о величине и распределения внешней аэродинамической нагрузки. Кроме того, оба модуля привязаны к первоначальному модулю построения

геометрии, что обеспечивает единство геометрических параметров модели на всех этапах. При внесении изменений в исходной геометрии модели (к примеру задании нового угла развала законцовки, пункт 2.3), последующие модули в автоматическом режиме обновляют сетку, производят повторный расчет и выводят в отдельный файл обновленные результаты.

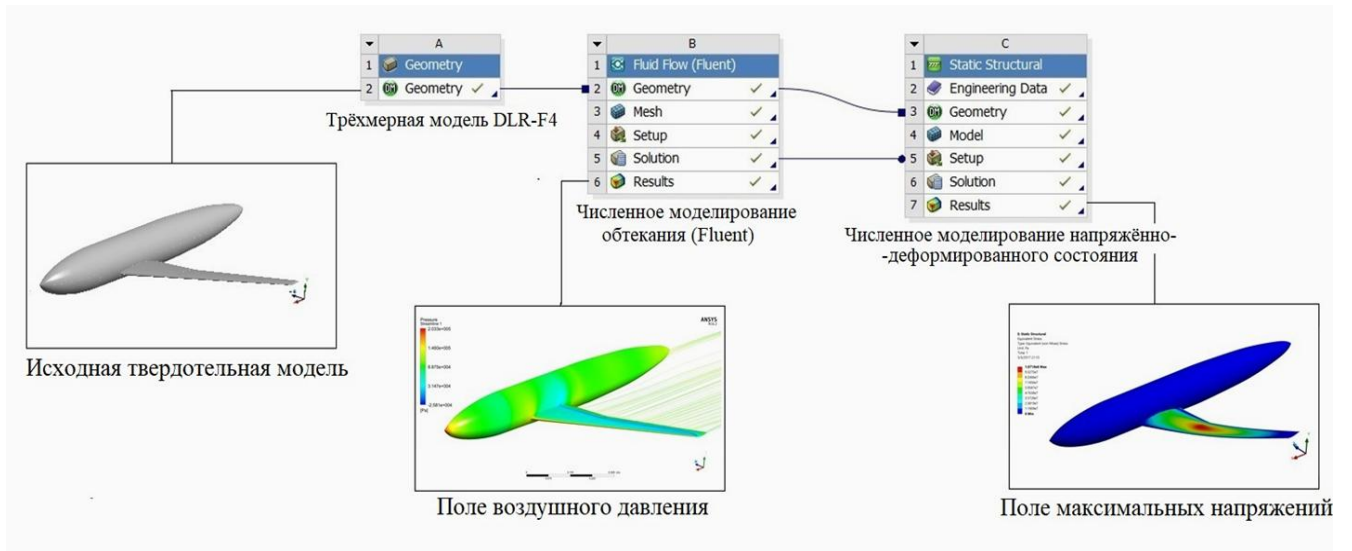


Рисунок 2.1 – Схема обмена данными об исследуемой модели между модулями построения геометрии, аэродинамического расчета и модулем расчета конструкции внутри среды ANSYS Workbench

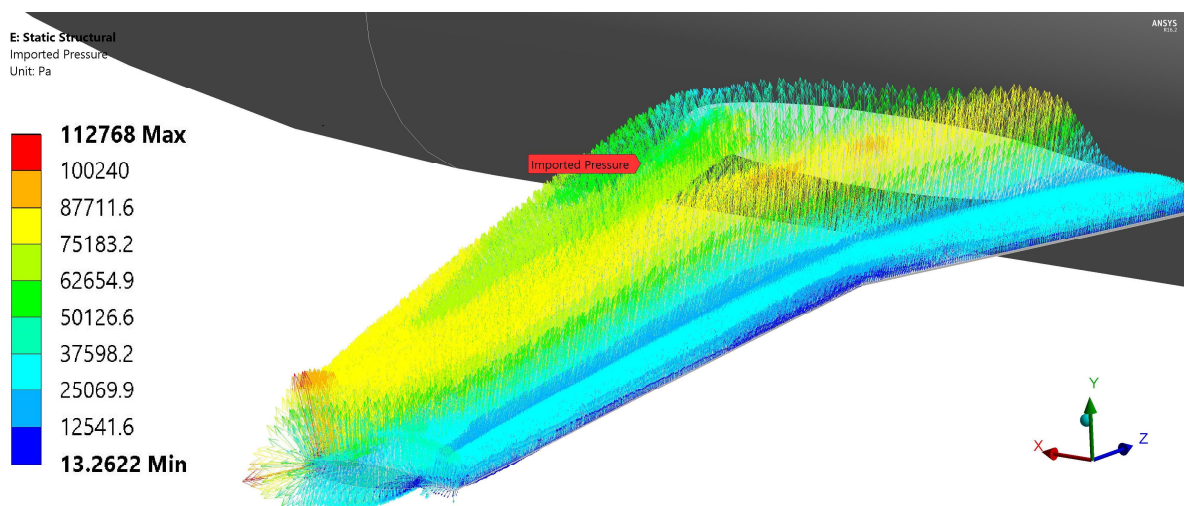


Рисунок 2.2 – Пример полученного расчетом распределения воздушного давления по поверхности крыла, которое служит внешней нагрузкой в модуле расчета конструкции

## 2.2 Методические исследования и верификация расчетной модели

С целью проверки работоспособности используемой методики исследования, выбранных граничных условий и моделей турбулентности для диапазона скоростей, соответствующего крейсерскому режиму полета современных дозвуковых пассажирских самолетов, была проведена серия контрольных численных экспериментов, где в качестве достоверной экспериментальной базы для сравнения, были использованы результаты отчета AGARD-AR-303 [36-37]. Физический эксперимент был проведен в 1994-м году в аэродинамических трубах «ONERA» (Франция), «DRA» (Великобритания) и «DLR» (Германия), где осуществлялась продувка комбинации крыло-фюзеляжа DLR-F4 (рисунок 2.3) в диапазоне чисел  $M=0.6-0.87$ , при числе Рейнольдса  $Re=3 \times 10^6$ .

Математическая модель DLR-F4 на семинарах «AIAA CFD Drag Prediction Workshop» [38-39] доступна как в виде координат точек поверхности, так и в виде твердотельной модели в формате IGES. Общий вид модели показан на рисунке 2.4. DLR-F4 – это прототип крыло-фюзеляжа пассажирского самолета, состоящего из корпуса в виде тела вращения, и стреловидного крыла большого удлинения трапецевидной формы в плане, со стандартным сверхкритическим профилем DFVLR R-4.



Рисунок 2.3 – Продувочная модель DLR-F4

Данный прототип позволяет имитировать упрощенную аэродинамическую компоновку современного пассажирского самолета средней дальности. Используя в качестве исходной модели, приведенную на рисунке 2.4 твердотельную САПР модель DLR-F4, было проведено исследование проектировочного пространства концевых устройств, и изучено влияние разных конфигураций выбранных устройств на величину аэродинамических коэффициентов и распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла.

В качестве характерной площади в экспериментах и в дальнейшем во всех расчетах принималась площадь крыла в плане с его подфюзеляжной частью  $S=0.148 \text{ м}^2$ . Вычислительный эксперимент по определению зависимостей аэродинамических коэффициентов сопротивления и подъемной силы модели DLR-F4 от угла атаки  $\alpha$  проводился при числах Маха набегающего потока  $M=0.6$ ;  $0.75$ ,  $0.8$  и числе Рейнольдса  $Re=3 \times 10^6$ .

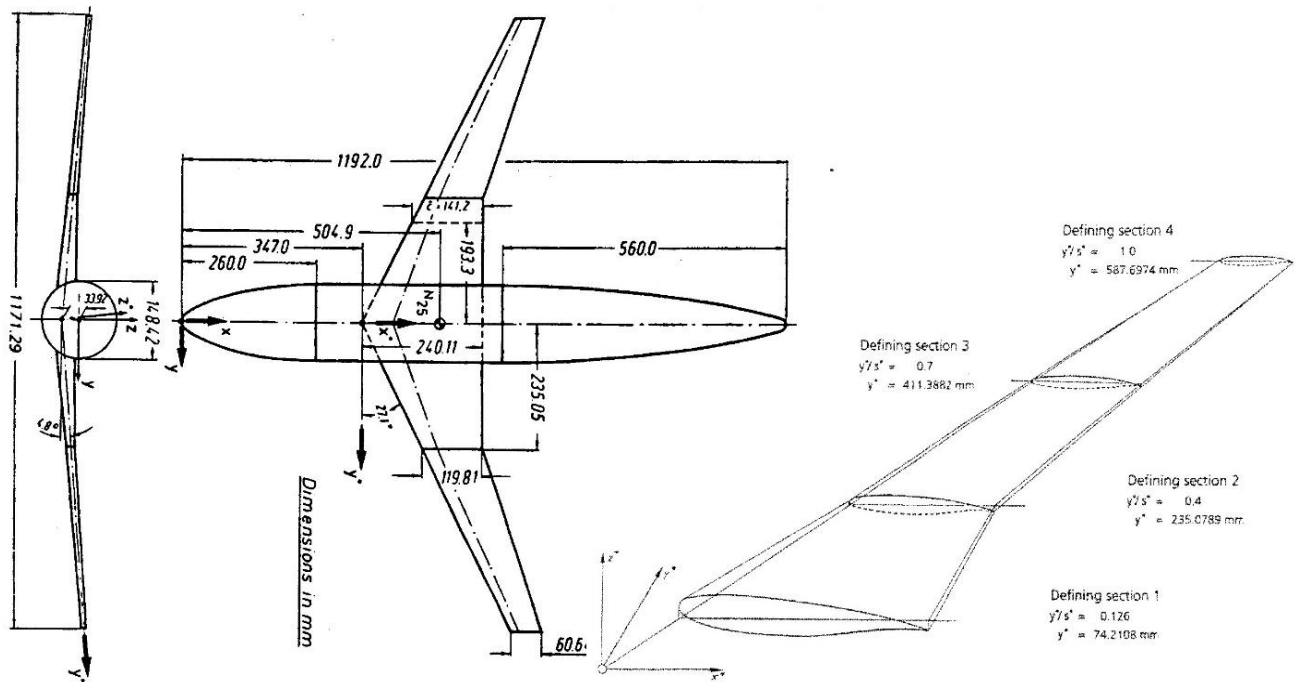


Рисунок 2.4 – Габаритные размеры модели DLR-F4

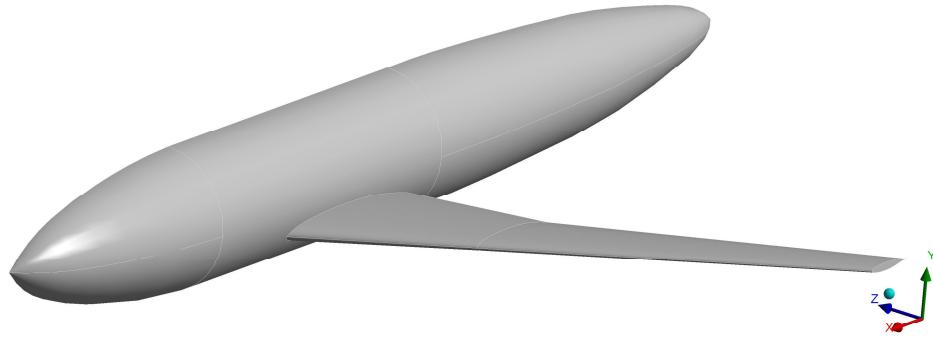


Рисунок 2.5 – Твёрдотельная компьютерная модель DLR-F4

Размеры расчетной области и разрешение расчетной сетки выбирались на основании материалов «6<sup>th</sup> AIAA CFD DPW семинара» [39]. Размеры области составляли 5 длин фюзеляжа вдоль оси симметрии модели DLR-F4, 2.6 длины корпуса вдоль вертикальной оси и 2.5 длины вдоль оси Z. Размерность расчетной сетки варьировалась от 4 до 20 млн. ячеек.

### 2.2.1 Исследование сеточной сходимости

Для расчетов использовалась неструктурированная сетка, состоящая из тетраэдральных ячеек, сгущающихся к поверхности тела [40], у которой строилась разрешающая пограничный слой структурированная подсетка, сопряженная с поверхностью и облегаящая контуры тела. Для расчета течений в прилегающей к поверхности области пограничного слоя в большинстве RANS моделей турбулентности безразмерное расстояние  $y^+$  вдоль поверхности тела должно быть или очень малым, или находиться в пределах так называемого логарифмического слоя. И только в стандартной модели  $k - \varepsilon$  величина  $y^+$  должна быть еще и больше 20. Для обеспечения этого условия, перед построением каждой из двух расчетных сеток по приближенной зависимости  $\delta_T \gg 0.37 \frac{x}{\text{Re}_x^{1/5}}$  [40], оценивалась толщина пограничного слоя на 10% длины и на полной длине фюзеляжа. После чего задавались параметры сеточного подслоя из 20 ячеек с коэффициентом разгона 1.3 таким образом, чтобы на 10% длины

фюзеляжа обеспечить разрешение пограничного слоя не менее, чем 10-ю ячейками сетки. Примеры типичной сетки, построенной в модуле ANSYS Meshing AM, используемой в расчетах, и распределения величины  $y^+$  вдоль поверхности тела на этой сетке приведены на рисунках 2.6 и 2.7.

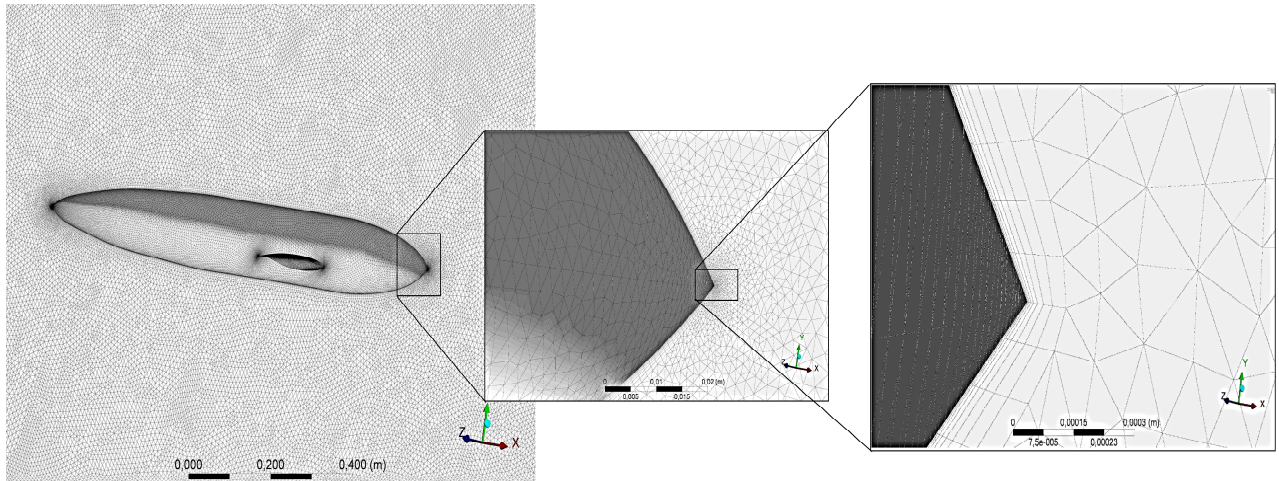


Рисунок 2.6 – Фрагменты типичной сетки, используемой в аэродинамических расчетах

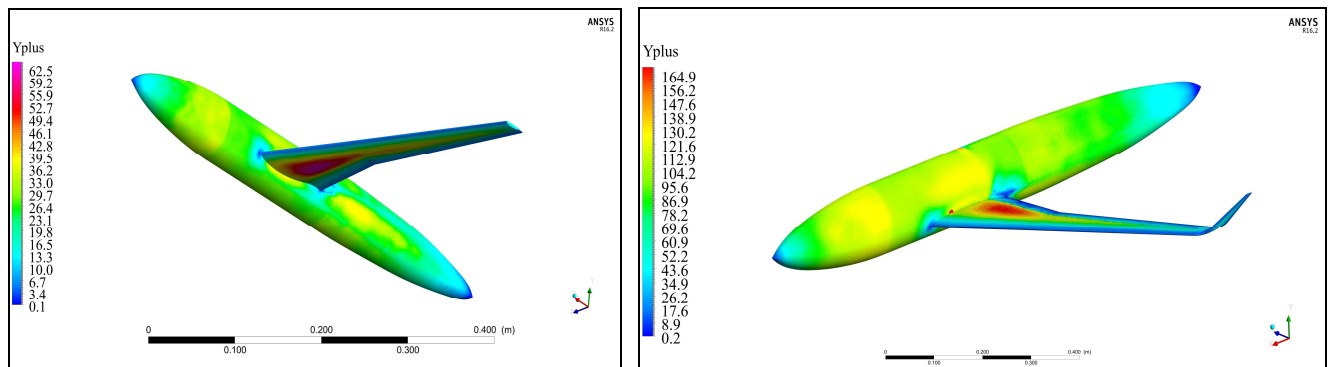


Рисунок 2.7 – Примеры распределения безразмерного параметра wall  $Y^+$  по верхней и нижней поверхностям модели прототипа DLR-F4

На рисунке 2.8 ниже показан типичный профиль скорости в турбулентном пограничном слое (ТПС), развивающемся на плоской пластине без градиента давления. Величина  $y^+$  выражает обезразмеренное расстояние от стенки. На рисунках 2.9 и 2.10 приведены зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления от угла атаки при  $M=0.6$  и  $Re=3 \cdot 10^6$ . Сравнение результатов с

экспериментом показывает, что влияние структурированной подсетки разрешающей пограничного слоя на точность расчета проявляется при  $\alpha > 3^\circ$ .

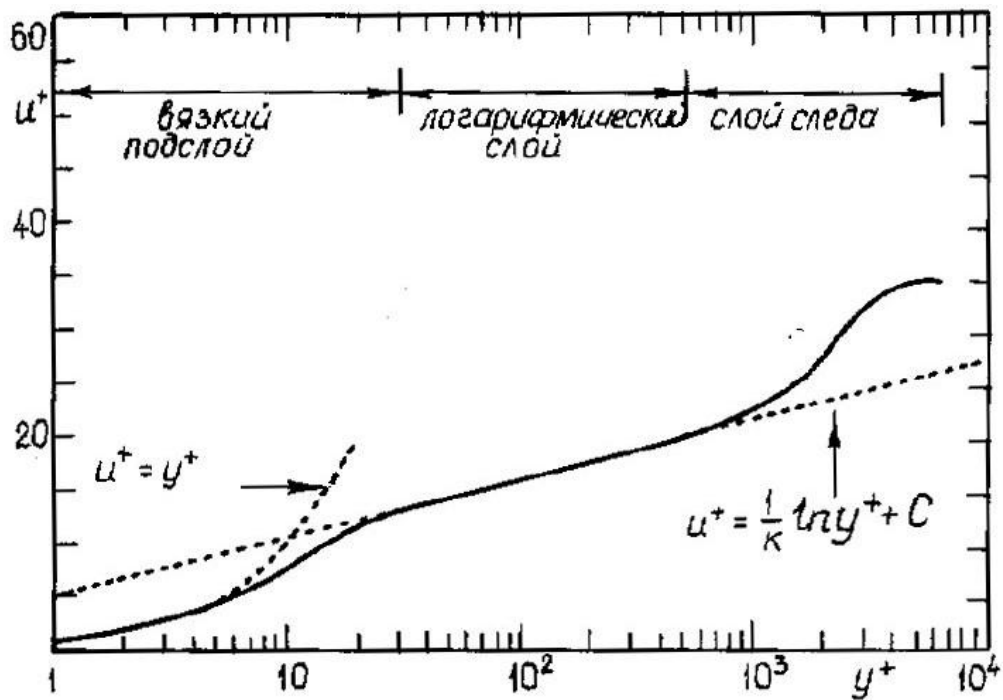


Рисунок 2.8 – Профиль скорости в ТПС

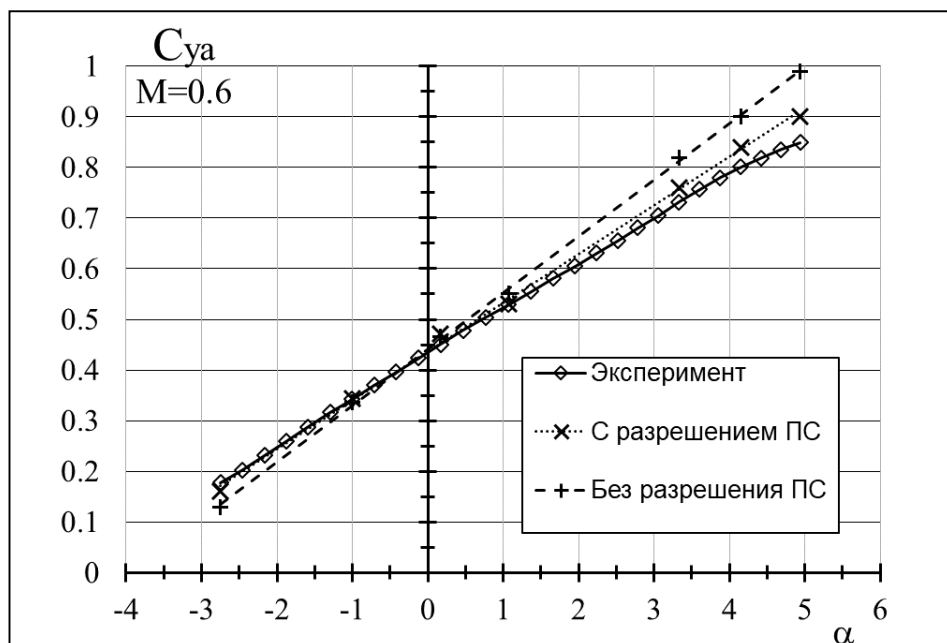


Рисунок 2.9 – Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки с разрешением и без разрешения пограничного слоя



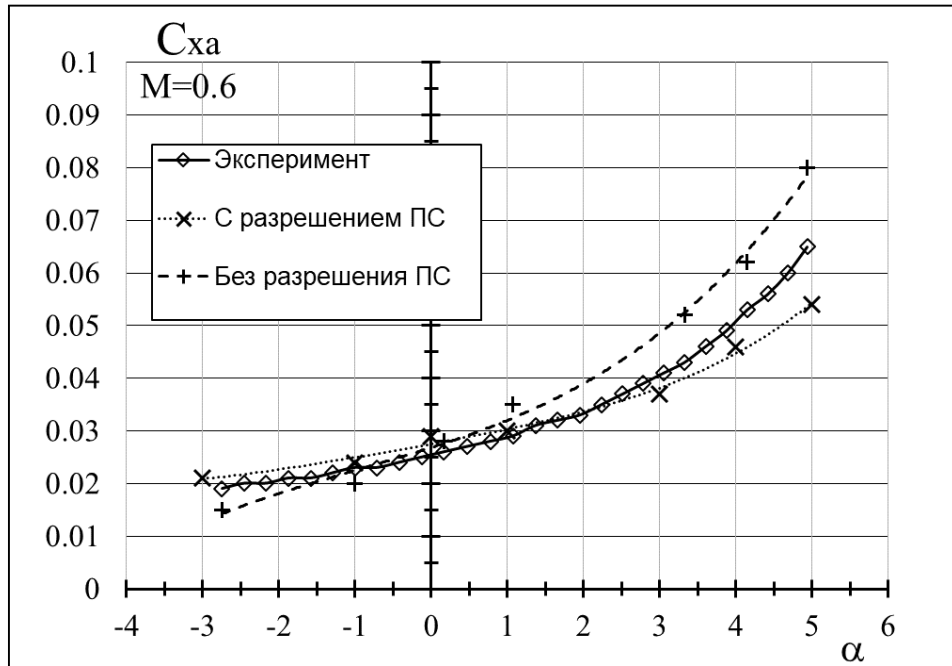


Рисунок 2.10 – Зависимость коэффициента сопротивления от угла атаки при и без разрешения пограничного слоя

### 2.2.2 Описание модели Навье-Стокса, начальных и граничных условий

При решении задач установившегося внешнего обтекания, в модуле ANSYS Fluent решаются уравнение сохранения массы, или уравнение неразрывности:

$$\tilde{N} \cdot (r \vec{v}) = 0 \quad (2.1)$$

и уравнение сохранения импульса [42]:

$$\tilde{N} \cdot (r \vec{v} \vec{v}) = - \tilde{N} p + \tilde{N} \cdot (\vec{t}) . \quad (2.2)$$

Уравнение неразрывности в представленном общем виде в (2.1) действует как для несжимаемого потока жидкости ( $M \leq 0.3$ ), так и для полностью сжимаемых течений. Трехмерное обтекание модели крыло-фюзеляжа DLR-F4 на высокой дозвуковой скорости  $M=0.6 \sim 0.85$ , очевидно включает в себя зоны действия сжимаемости. Следовательно, дополнительно решалось уравнение сохранения энергии:

$$\tilde{N} \cdot (r \vec{v} (E + p)) = \tilde{N} \cdot \left( \hat{e} \cdot \hat{e} k_{eff} \vec{t} \right) - \left( \hat{a} \cdot \hat{a} h_j J_j \right) + \left( \vec{t}_{eff} \cdot \vec{v} \right) \dot{u} \quad (2.3)$$

Полная система уравнений Навье-Стокса с объяснением физических принципов, лежащих в их основу приведена, например, в [43]. Плотность вязкого сжимаемого потока была определена с помощью закона идеального газа:

$$r = P_{abs} / (R / M_w T). \quad (2.4)$$

В решателе ANSYS Fluent доступны следующие формы задания вязкости жидкости и газа (рисунок 2.11): заданное (постоянное) значение, зависящая от температуры и/или зависящая от состава вязкость, кинетическая теория, неньютоновская вязкость, и наконец через пользовательскую функцию. В ходе валидации расчётной модели, была предпринята попытка улучшения точности аппроксимации вязкости учётом многоатомности газа (воздуха): Для одноатомных газов, согласно закону Стокса, вторая вязкость равна  $\lambda' = -2/3\mu$ . Для двух и более атомных газов выражение для коэффициента второй вязкости включает в себя еще так называемую *объемную вязкость*:  $\lambda = -\frac{2}{3}\mu + m\phi$ , где:

$$m\phi = \frac{2}{3} \frac{5-3\gamma}{2} f \times m, \quad f = Z \frac{(7-2s)(5-2s)}{30}.$$

Выражение для коэффициента объемной вязкости получается из молекулярно-кинетической теории газов и метода моментов. Параметр  $1/Z$  представляет долю неупругих столкновений по отношению к общему числу столкновений молекул. В первом приближении принято  $Z=5$ ;  $s$  – показатель степени температуры в аппроксимации коэффициента вязкости. Коэффициент объемной вязкости учитывает процесс обмена энергией между поступательными и внутренними степенями свободы молекул.

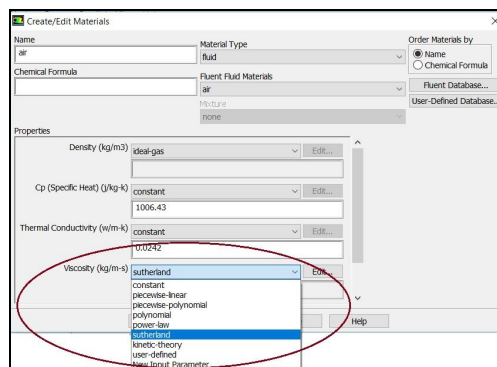


Рисунок 2.11 – Диалоговое окно выбора метода определения вязкости (ANSYS Fluent)

Таким образом была создана пользовательская функция задания вязкости в текстовом формате решателя как UDF (User Defined Function – польз. функция). Текст функции приведен на рисунке 2.12.

```

/*****
UDF for specifying viscosity property
*****/
#include "udf.h"
DEFINE_PROPERTY(viscosity,c,t)
{
real lamVisc=C_MU_L(c,t);
C_MU_L(c,t) = -0.66*lamVisc+(0.66*((5-3*gamma)/2)*f*lamVisc);
DEFINE_PROPERTY (f,c,t)
f=5*((7-2*1.5)(5-2*1.5))/30
return mu_laminar;
}

```

Рисунок 2.12 – Фрагмент текста пользовательской функции UDF, задающей алгоритм расчёта вязкости многоатомного газа

По итогу контрольных экспериментов на модели DLR-F4 было выявлено, что для исследуемых режимов обтекания, учёт многоатомности воздуха через вводимую функцию увеличивает расчётное время, при этом улучшенная точность аппроксимации вязкости не сильно улучшает точность расчёта суммарных аэродинамических коэффициентов модели. Для дальнейших расчётов было принято решение использовать встроенную аппроксимацию вязкости по Сатерленду:

$$\frac{m}{m_0} = \frac{T_{ref} + S_c}{T + S_c} \frac{\rho}{\rho_{ref}} \frac{T_{ref}}{T} \quad (2.5)$$

В качестве начальных условий задавались условия невозмущенного потока или продолжения расчетов с N-й итерации. В качестве граничных условий во всех расчетах использовались условия “Pressure Far Field” (Давление невозмущённого потока) с заданием числа Маха и направляющих косинусов вектора скорости невозмущённого потока в зависимости от угла атаки, кроме плоскости симметрии модели, где задавалось условие “Symmetry” (Симметрия), т.к. в расчете

исследовалась только половина модели с целью экономии расчетного времени. Процесс вычислений останавливался автоматически или вручную при выходе всех невязок уравнений на их асимптотические значения.

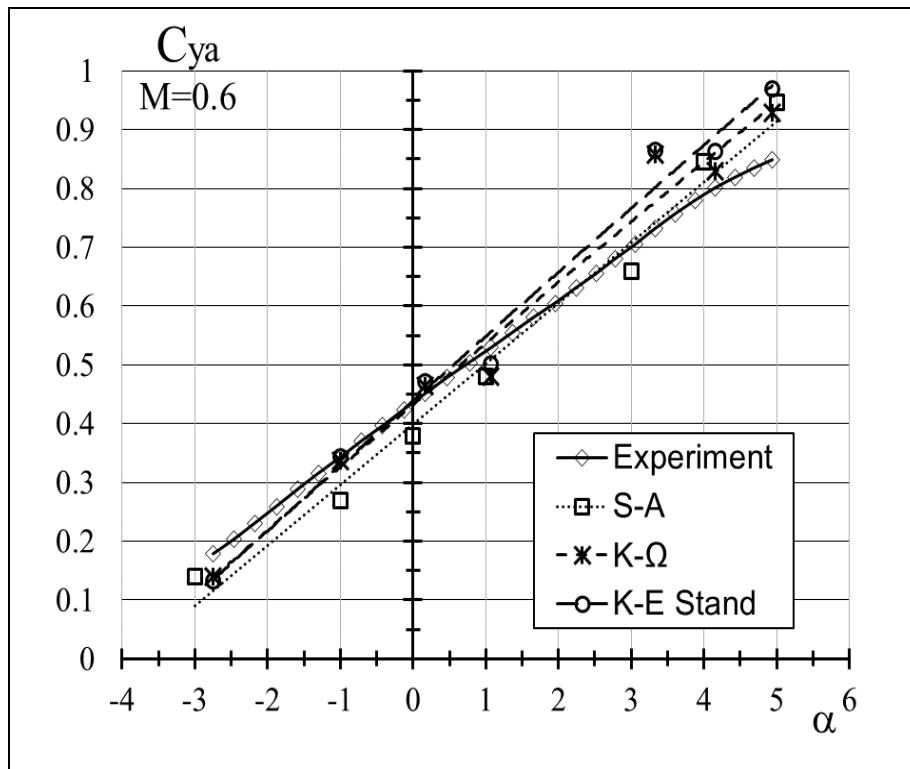
### 2.2.3 Выбор и обоснование используемой модели турбулентности

В исследованиях по выбору модели турбулентности рассматривались наиболее часто применимые для анализа внешнего обтекания модели: Спаларта-Алмараса «S-A», модель « $k-\omega$ » и стандартная модель « $k-\epsilon$  Stand». Были исследованы режимы обтекания по числам Маха, соответствующим имеющимся данным физического эксперимента:  $M=0.6, 0.75$  и  $0.8$ . На рисунках 2.13-2.15 приведены зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления от угла атаки. Результаты методических исследований показали удовлетворительное согласие расчетных данных с данными эксперимента для чисел Маха  $0.6$  и  $0.75$  и чуть хуже для  $M=0.8$ . По результатам расчетов было принято решение в дальнейшем использовать модель турбулентности  $k-\omega$ , ввиду оптимальной точности расчета по отношению к расчетному времени. Модель  $k-\omega$  основана на разработанных Вилоксом [44] модификациях эффектов низкого значения числа Рейнольдса, сжимаемости и распределения сдвиговых напряжений по потоку. Следующие уравнения переноса позволяют определить значения турбулентной кинетической энергии,  $k$ :

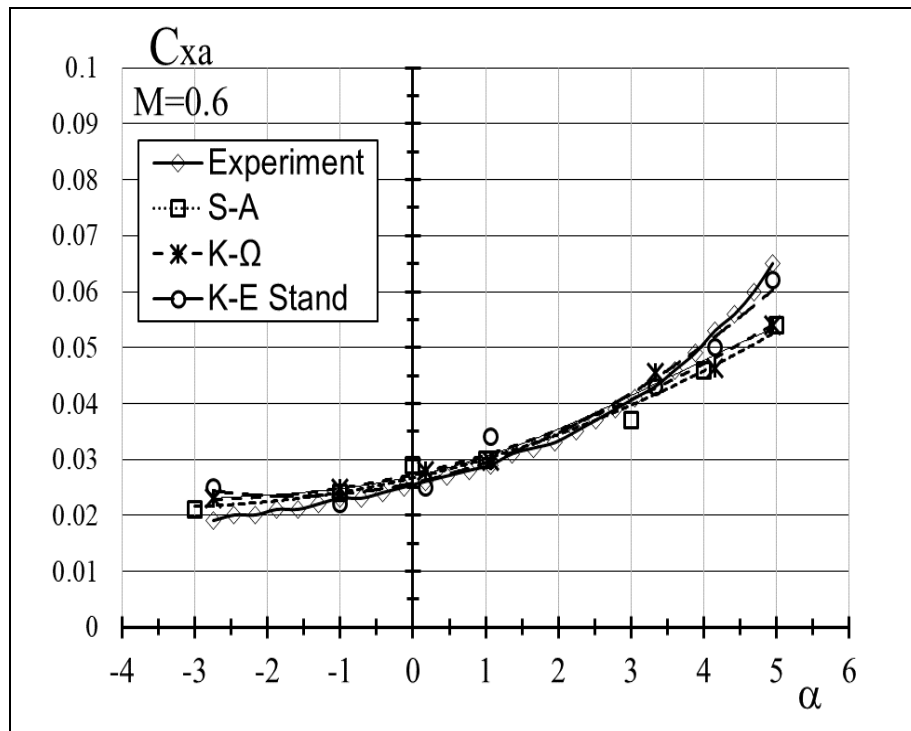
$$\frac{\partial}{\partial t}(r k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(r k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(G_k \frac{\partial k}{\partial x_j}) + G_k - Y_k, \quad (2.6)$$

а также скорости диссипации,  $\omega$ :

$$\frac{\partial}{\partial t}(r \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(r \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(G_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j}) + G_\omega - Y_\omega. \quad (2.7)$$



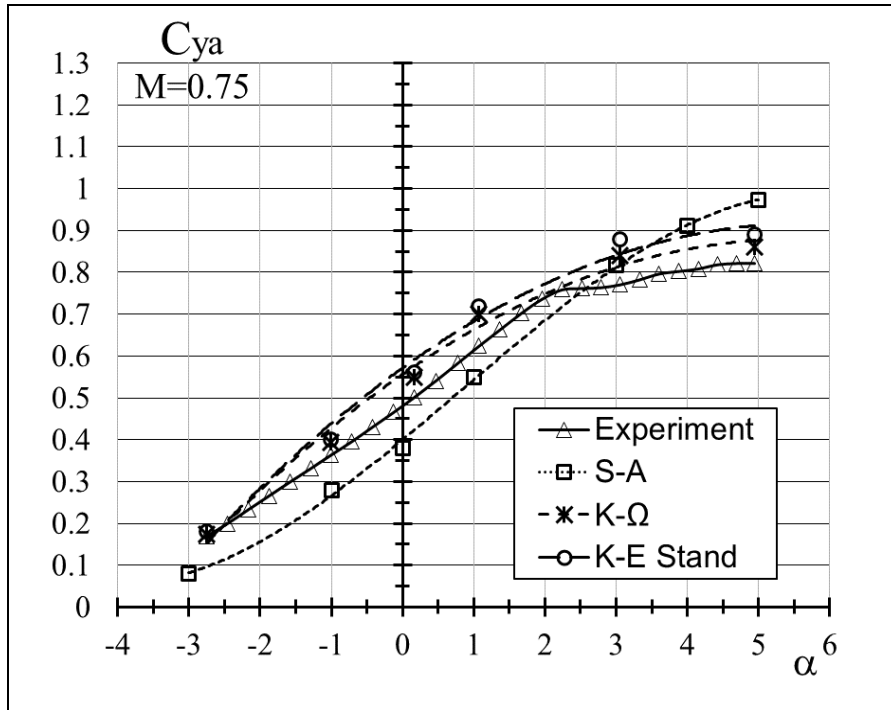
a)



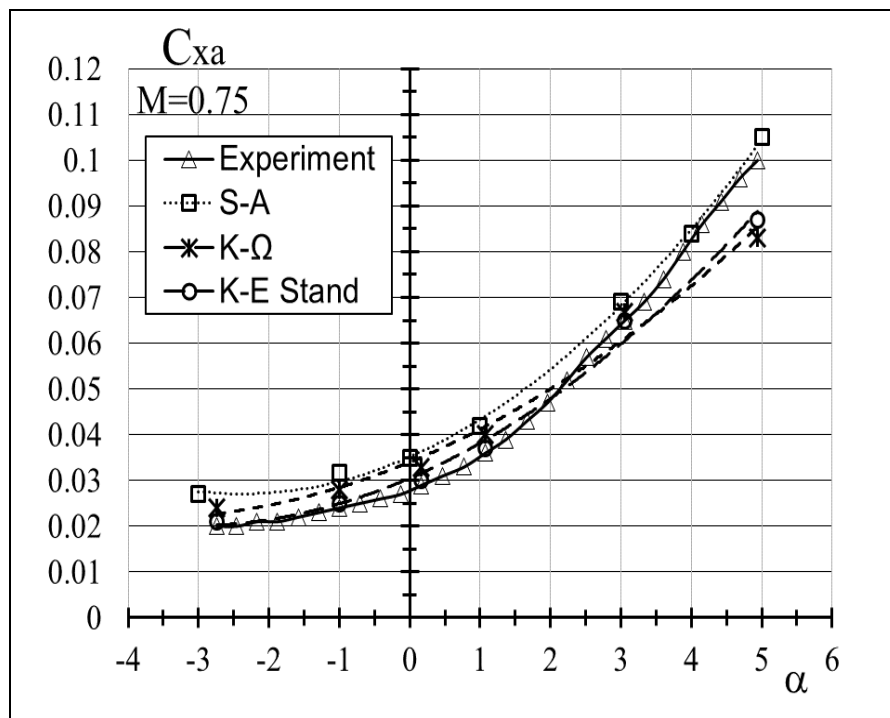
б)

Рисунок 2.13 – Зависимости коэффициентов от  $\alpha$ ,  $M=0.6$ :

а) подъемной силы; б) силы сопротивления



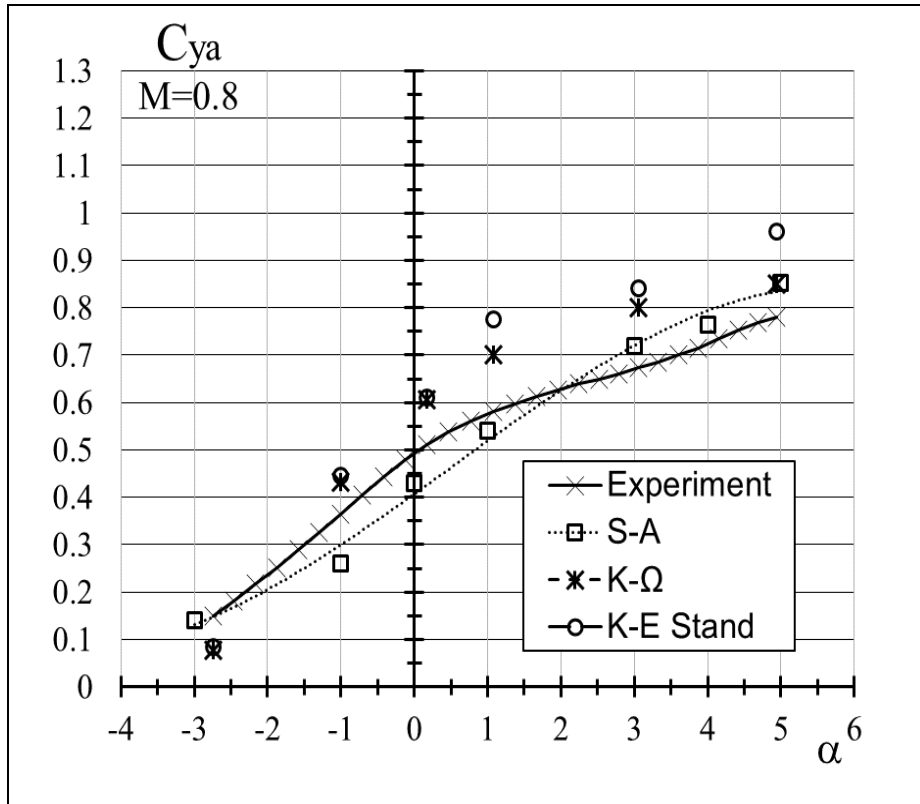
a)



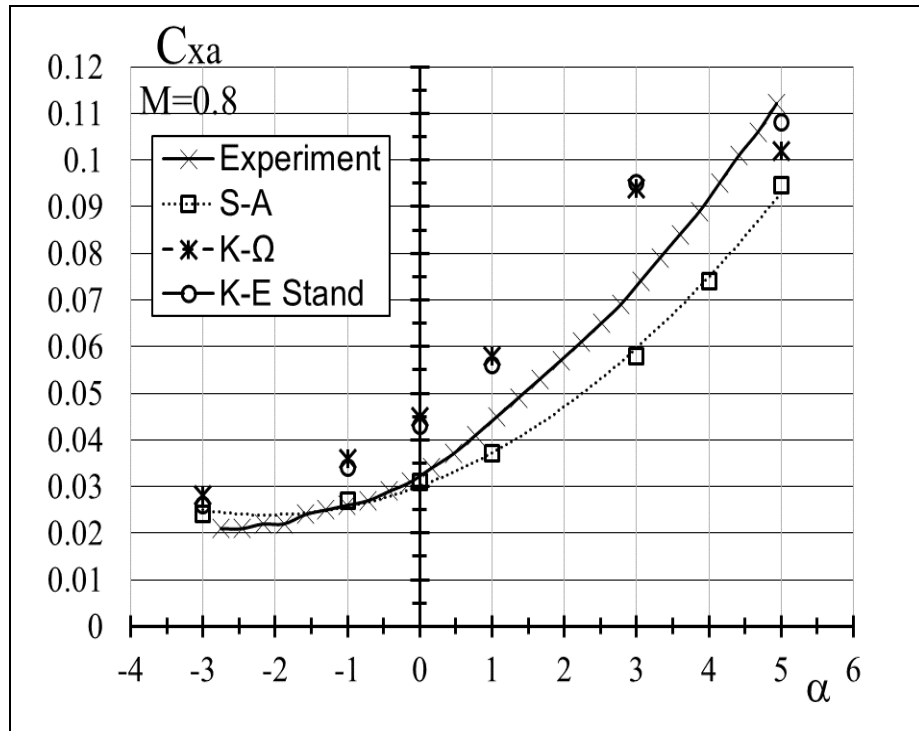
б)

Рисунок 2.14 – Зависимости коэффициентов от  $\alpha$ ,  $M=0.75$ :

а) подъемной силы; б) силы сопротивления



a)



б)

Рисунок 2.15 – Зависимость коэффициента от  $\alpha$ ,  $M=0.8$ :

а) подъемной силы; б) силы сопротивления

Из приведенных на рисунках графиков видно хорошее согласие расчетных данных с данными эксперимента для чисел Маха 0.6 и 0.75 и в целом удовлетворительное согласие для числа  $M=0.8$ . При этом, коэффициент подъемной силы в целом чуть лучше согласуется с экспериментом, чем коэффициент силы сопротивления.

#### 2.2.4 Описание расчетной модели конструкции и методы решения уравнений напряженно-деформированного состояния

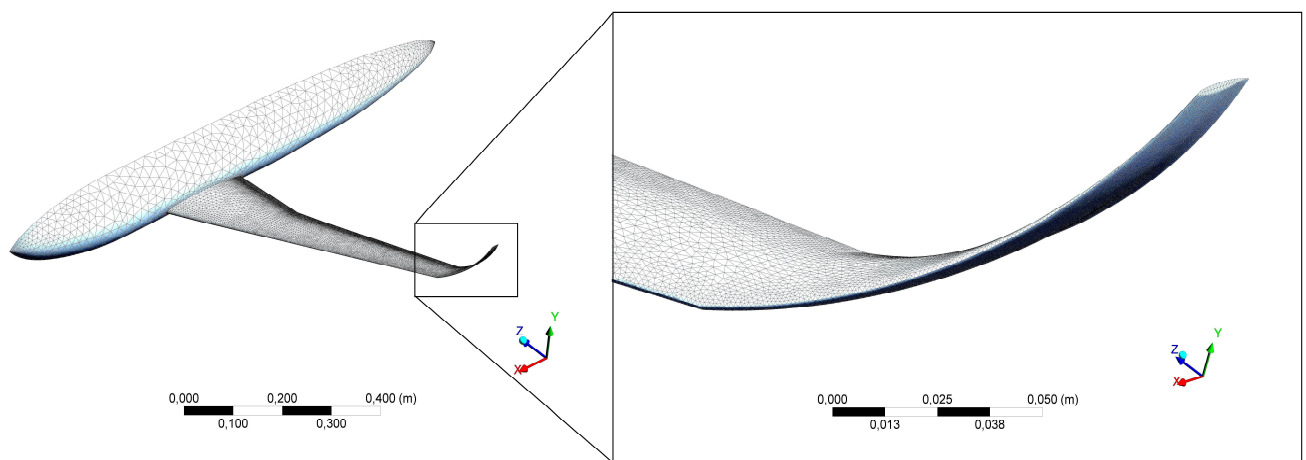
Для расчета напряженно-деформированного состояния крыла в конечно-элементном решателе ANSYS Mechanical, неструктурированная сетка конструкции крыла-фюзеляжа была также построена из тетраэдральных ячеек, с высоким разрешением для крыла, как основного объекта исследования, используя размельчение ячеек по критериям близости и кривизны. Сетка фюзеляжа выполнена с более низким разрешением для экономии расчетного времени, и было задано граничное условие «зафиксировано», обеспечивающее ноль перемещений фюзеляжа в пространстве под действием аэродинамической нагрузки. Это имитирует статическое уравновешивание подъемной силы крыла весом пассажирской кабины, и жесткую заделку консоли крыла к центроплану фюзеляжа. В результате, получается напряженно-деформированное состояние крыла, близкое к состоянию при установившемся горизонтальном полете в спокойной атмосфере без болтанки. Общая размерность сетки модели крыло-фюзеляжа прочностного расчета составляло около 1 миллиона ячеек. На рисунке 2.16 а. приведен пример сетки крыла-фюзеляжа с законцовкой. В конечно-элементном решателе ANSYS Mechanical определяются внутренние напряжения, деформации и перемещения в различных точках деформируемого твердого тела произвольной формы и размеров, где в каждой элементарной ячейке сетки (рисунки 2.16 а. и б.) напряжения связаны с деформацией через зависимость [42]:

$$\{s\} = [D]\{e\}, \quad (2.8)$$

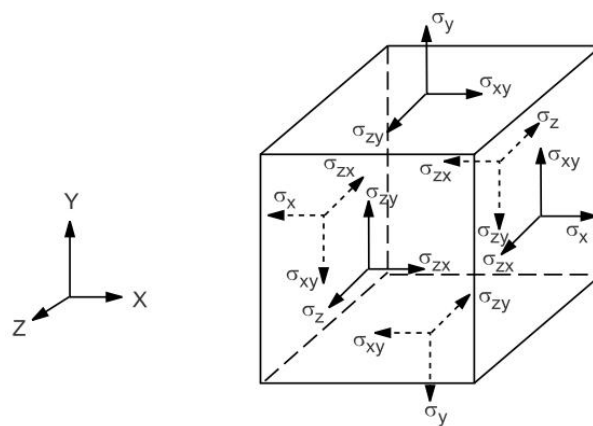


где:  $\{\mathbf{s}\}$  – тензор напряжений,  $\{\mathbf{s}\} = [s_x, s_y, s_z, s_{xy}, s_{yz}, s_{xz}]^T$ ;  $[D]$  – матрица жесткости;  $\{\mathbf{e}\}$  – тензор деформаций (в данной задаче без учёта тепловой деформации)  $\{\mathbf{e}\} = [e_x, e_y, e_z, e_{xy}, e_{yz}, e_{xz}]^T$ .

На рисунке 2.16 (б) показаны нормальные и касательные компоненты тензора напряжений. Во всех модулях ANSYS по расчету конструкции, напряжение и деформации считаются положительными при растяжении, и отрицательными при сжатии.



а)



б)

Рисунок 2.16 Пример сетки, используемой для моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции:

а) модели DLR-F4 с законцовкой; б) касательные и нормальные компоненты тензора напряжений по трем плоскостям конечного элемента сетки

## 2.3 Исследование проектировочного пространства законцовки

Ввиду практического отсутствия открыто доступных эмпирических зависимостей, или рекомендаций по выбору геометрических параметров законцовки для какого-либо прототипа дозвукового пассажирского самолета, решение задачи поиска оптимальных параметров законцовки для модели DLR-F4 началось с простого исследования проектировочного пространства классической законцовки и концевой шайбы [45]. В теории оптимизации, понятие *проектировочного пространства* обозначает все множество свободно варьируемых входящих параметров, которые в той или иной степени влияют на конечный критерий оптимизации. Для случая законцовки, проектировочное пространство включает все возможные значения геометрических размеров и углов установки, которые так или иначе влияют на показатель аэродинамического качества компоновки «крыло + законцовка». Таким образом, критерий выбора геометрических параметров законцовки на этом этапе – максимальный рост аэродинамического качества на крейсерском режиме полета, в сравнении с исходной моделью DLR-F4 без концевой шайбы.

### 2.3.1 Исследование проектировочного пространства концевой шайбы

Хорошо известно, что вертикальные шайбы, уменьшая перетекание с нижней поверхности крыла на верхнюю, снижают его индуктивное сопротивление (рисунок 2.17 б.). Патент на подобные устройства был получен Ф. Ланчестером еще в 1897 г. [46]. В отчете НАСА [47] приведены результаты экспериментальных исследований крыльев с различными концевыми шайбами (КШ), а также определена зависимость приращения коэффициента индуктивного сопротивления прямоугольного крыла от характеристик концевой шайбы, установленной на обоих его концах. Для общего случая получено, что это приращение определяется формулой:

$$-\Delta C_{xai} = \frac{C_{ya}^2 \times S}{\pi \times B^2} (1 - R_u) - 2C_{xa\_mp} \cdot \frac{\alpha \cdot h \cdot \delta}{\xi \cdot B_u \cdot \delta} \quad (2.8)$$

где:  $S$  – площадь крыла,  $2h$  – высота КШ,  $B_{ш}$  – хорда КШ,  $R_{ш}$  – коэффициент овальности шайбы  $R_{ш} = \frac{1}{1+1.66 \times (2h/B_{ш})}$ ,  $C_{xa\_тр.}$  – коэффициент сопротивления трения. Второе слагаемое в этой формуле учитывает дополнительное сопротивление трения за счет установки КШ. Первое слагаемое  $\frac{C_{ya}^2 \times S}{\pi \times B_{ш}^2} (1 - R_{ш})$  позволяет оценить эффективность снижения  $C_{xai}$  за счет использования концевой шайбы. На основе этой формулы была определена геометрия КШ, которая далее исследовалась в вычислительном эксперименте. Шайба устанавливалась на законцовку крыла модели DLR-F4 (рисунок 2.17).

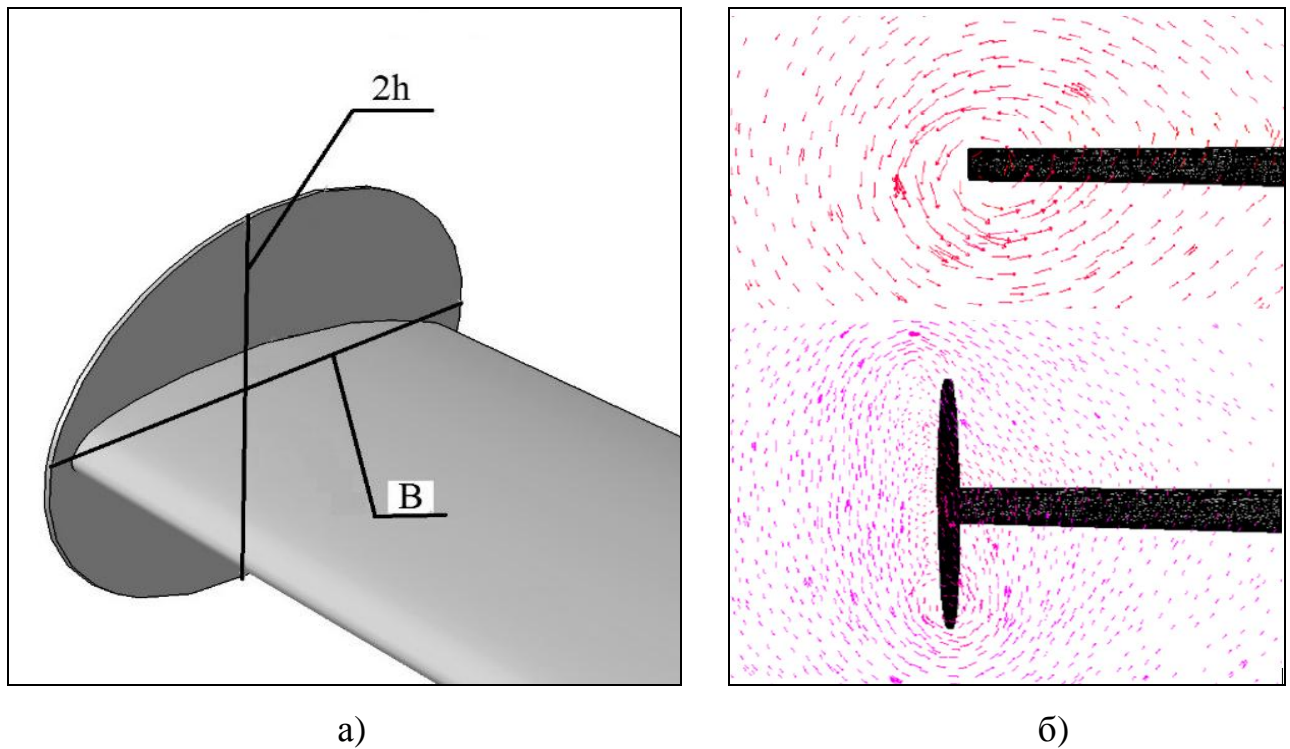


Рисунок 2.17

- а) геометрия концевой шайбы (КШ) овальной формы в плане;  
 б) снижение интенсивности концевой вихря в плоскости за крылом после установки КШ

Геометрические параметры  $B$  и  $2h$  нескольких исследованных концевых шайб различной площади приведены в таблице 2.1. Расчеты были выполнены при  $M=0.6$ .

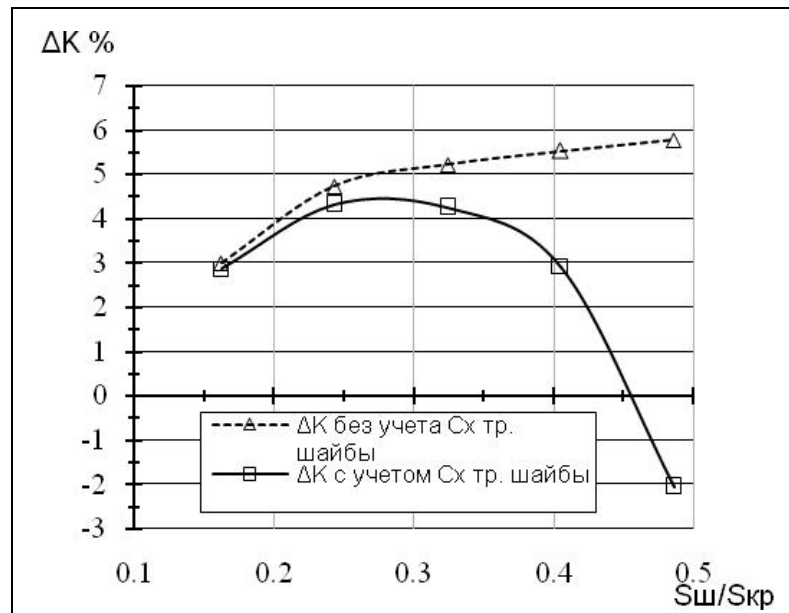
Таблица 2.1 – Геометрические параметры исследованных концевых шайб

Относительная площадь $S_{кш}/S_{кр}$	Высота $2h$ (м)	Хорда $B$ (м)
0.24	0.119	0.191
0.37	0.148	0.238
0.52	0.1753	0.277

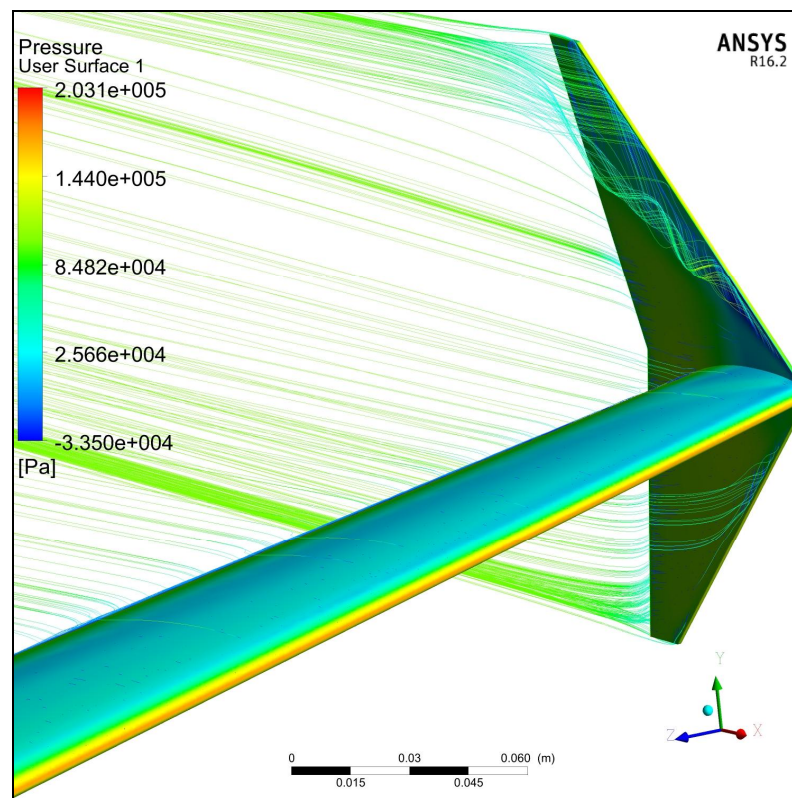
Так как предполагаемая шайба плоская, и расположена по отношению к набегающему потоку под нулевым собственным углом атаки, то она практически не влияет на значение  $C_{ya}$ , поэтому его можно считать постоянным. В результате аэродинамическое качество изменяется только за счёт изменения  $C_{xa}$  на

величину  $\Delta C_{xa}$ :  $\Delta K = K_{кш} - K_{исх} = \frac{C_{ya}}{C_{xa_{исх}} - DC_{xa}} - \frac{C_{ya}}{C_{xa_{исх}}}$ . В свою очередь,

$C_{xa}$  может изменяться при изменении его индуктивной составляющей либо из-за изменения сопротивления трения:  $\Delta C_{xa} = \Delta C_{xai} + \Delta C_{xa_{тр}}$ . На рисунке 2.16 приведен результирующий график расчетов, показывающий влияние относительной площади шайбы ( $S_{ш}/S_{кр}$ ) на величину выигрыша в аэродинамическом качестве крыла  $\Delta K$  в % по сравнению с крылом DLR-F4 без концевой шайбы для угла атаки  $\alpha=3^0$ . Таким образом, для получения ощутимого снижения индуктивного сопротивления, концевая шайба должна иметь достаточно большую площадь по сравнению с площадью крыла. Однако, с ростом относительной площади шайбы растёт и сопротивление трения. График на рисунке 2.18 (а) показывает, что оптимальная площадь концевой шайбы равна  $0.27 \div 0.32$  от площади крыла. При больших значениях ( $S_{кш}/S_{кр} > 0.45$ ), потери на трение превосходят выигрыш в индуктивном сопротивлении, тем самым снижая аэродинамическое качество крыла. Данный результат учитывался в дальнейших исследованиях по выбору относительной площади законцовки Уиткомба и концевой шайбы трапециевидной формы в плане (рисунок 2.18 (б)), широко применяемой на семействах самолетов фирмы Airbus A-320 и A-380, а также на новой модели самолета Ан-178.



а)



б)

Рисунок 2.18

- а) зависимость приращения аэродинамического качества модели DLR-F4 от относительной площади концевой шайбы с учетом и без учета роста сопротивления трения;
- б) визуализация линий тока и распределения давления по поверхности крыла с КШ трапециевидной формы в плане при  $M=0.8$  и  $\alpha=1^\circ$

### 2.3.2 Исследование проектировочного пространства законцовки «винглет» Уиткомба

В отличие от плоской концевой шайбы, законцовка Уиткомба представляет собой пространственную несущую поверхность с таким же как у крыла DLR-F4 сверхкритическим профилем DFVLR R-4. Законцовка Уиткомба имеет вертикальную и горизонтальную проекции. Вертикальная проекция законцовки работает как двумерная концевая шайба, изолируя верхнюю и нижнюю поверхности крыла, в то время как горизонтальная проекция увеличивает удлинение крыла, что также снижает его индуктивное сопротивление. Тем самым законцовка влияет одновременно как на  $C_{xa}$ , так и на  $C_{ya}$  на всех углах атаки. В зависимости от выбранного угла развала можно смещать работу законцовки Уиткомба в сторону либо вертикальной (малый угол развала), либо горизонтальной проекции с большим углом развала. Форма типичной законцовки Уиткомба с указанием характеризующих ее геометрических параметров, приведена на рисунке 2.19.

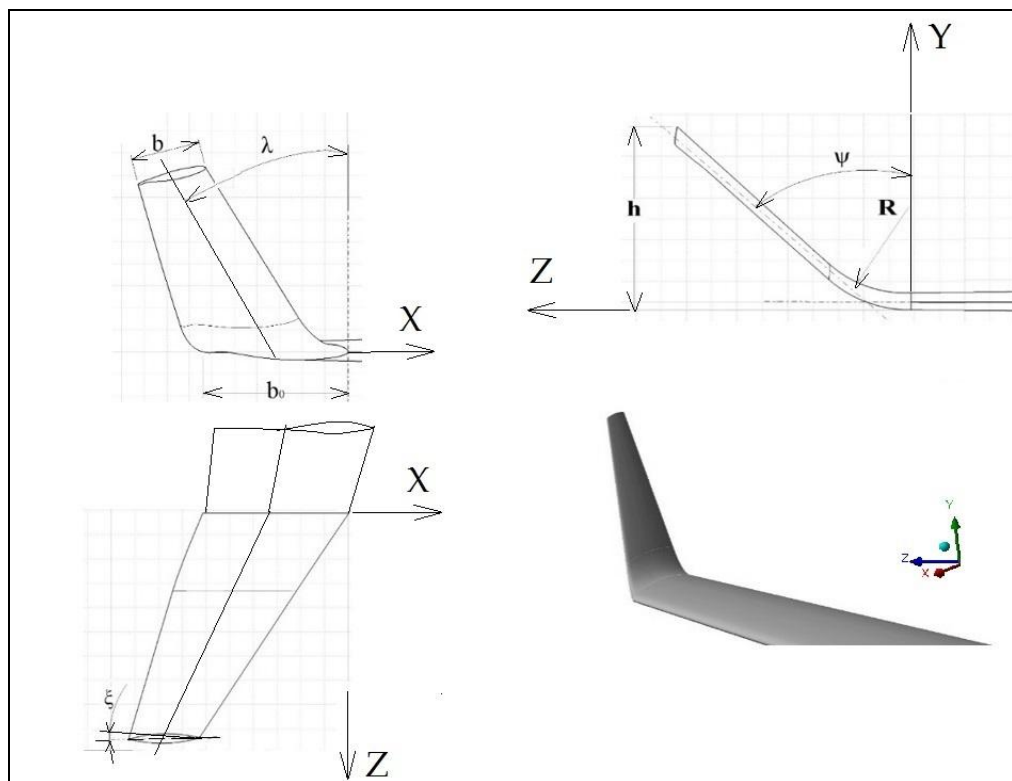


Рисунок 2.19 – Геометрические параметры законцовки Уиткомба

В достаточно общем виде законцовка может быть описана шестью геометрическими параметрами, влияющими в той или иной степени на аэродинамическое качество системы «крыло-законцовка», а именно: углы стреловидности  $\lambda$ , развала  $\psi$ , и крутки  $\xi$ , высота законцовки  $h$ , радиус галтели  $R$  и сужение  $B=b/b_0$ . К входным данным относится также угол атаки  $\alpha$ . Таким образом, качество системы крыло-законцовка при фиксированном угле атаки можно представить в виде целевой функции:

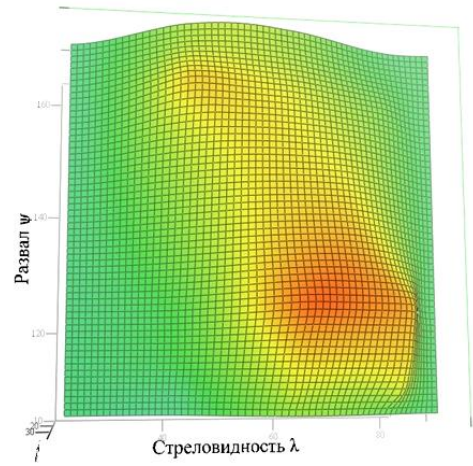
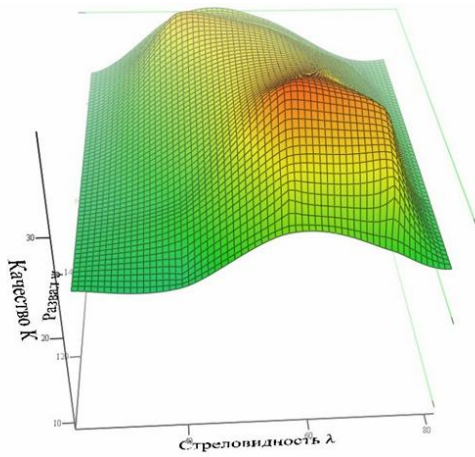
$$K_{\alpha=const} = K(\lambda, \psi, \xi, h, R, B). \quad (2.9)$$

Имея более чем 6 степеней свободы, проектировочное пространство законцовки Уиткомба невозможно полноценно исследовать варьированием вручную значений всех параметров. Для наиболее полного анализа множества всех возможных комбинаций входящих параметров, были проведены вычислительные эксперименты с помощью модуля автоматизированной оптимизации ANSYS Design Exploration на относительно грубых сетках для экономии расчетного времени ввиду большого количества проведенных в автоматическом режиме оптимизационных экспериментов. На рисунке 2.20, приведен пример поверхностей уровня зависимости аэродинамического качества компоновки «DLR-F4+законцовка» от различных комбинаций геометрических параметров законцовки.

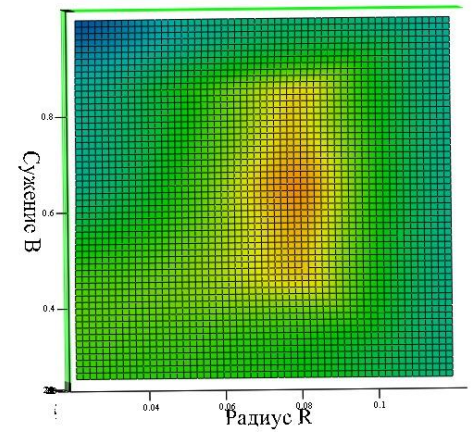
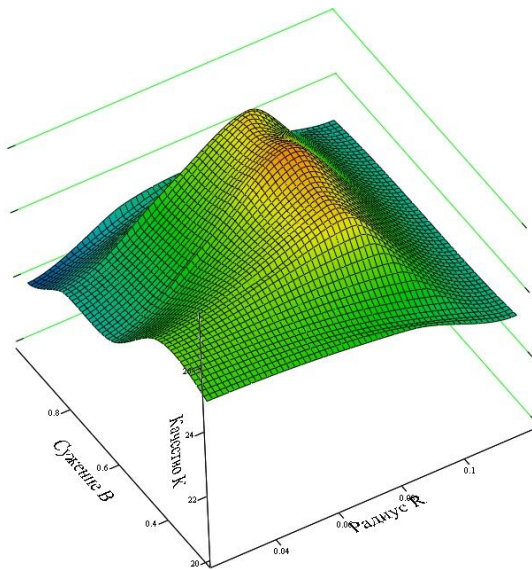
Несмотря на относительно низкую точность расчета на грубых сетках, поверхности уровня позволили выделить оптимальную область геометрических параметров законцовки (рисунок 2.20). Это в свою очередь позволяет сужению 6-и мерного проектировочного пространства к одномерному, где в дальнейших многодисциплинарных экспериментах высокой точности на более подробных сетках, достаточно варьирование только одного критического параметра, который в наибольшей степени влияет на аэродинамическое качество, и изгибающий момент в корне крыла. Остальные параметры при этом – зафиксированы исходя из значений максимума качества (рисунок 2.20). Для законцовки Уиткомба показано, что прирост аэродинамического качества, а также приращение максимальных напряжений, наиболее чувствительны к углу развала  $\psi$  (раздел

2.3.3). Следует заметить, что средство автоматизированной оптимизации допускает более одного критерия. К примеру, можно включить в оптимизационный цикл, помимо качества, величину максимальных напряжений, и получить оптимальную геометрию варьированием всех  $b$ -и параметров. Однако необходимые расчетное время и вычислительные ресурсы при этом были бы слишком большие. Поэтому обоснованной является приоритезация многодисциплинарной оптимизации только для угла развала законцовки  $\psi$ .

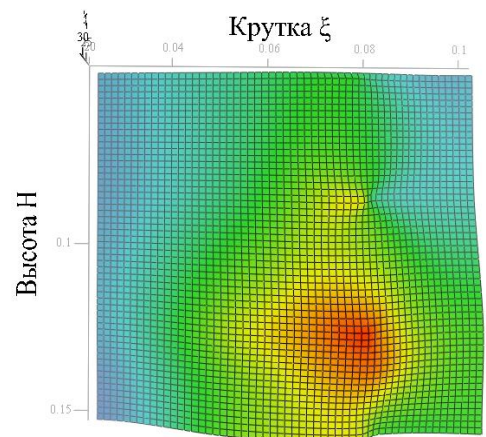
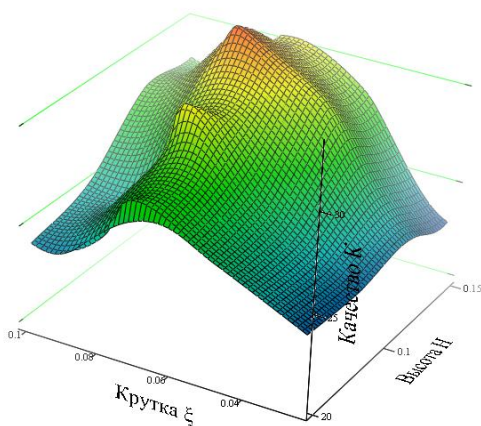




а)



б)



в)

Рисунок 2.20 – Области максимального значения аэродинамического качества компоновки «DLR-F4+законцовка» при  $M=0.75$  и  $\alpha=3^\circ$  в зависимости от разных комбинаций геометрических параметров законцовки: а)  $(\lambda, \psi)$ ; б)  $(R, B)$ ; в)  $(\xi, H)$

### 2.3.3 Выбор оптимального угла развала законцовки Уиткомба

С целью высокоточного исследования влияния угла развала законцовки Уиткомба на аэродинамические характеристики прототипа DLR-F4, на сетке высокого разрешения (примерно 20 млн. ячеек) проводился вычислительный эксперимент по моделированию течения в окрестности модели DLR-F4 на разных углах атаки, при числах Маха  $M=0.6$ ;  $M=0.75$  и  $M=0.8$  и числе Рейнольдса  $Re=3 \cdot 10^6$ , с законцовками трёх углов развала:  $\psi=25^\circ$ ,  $\psi=45^\circ$  и  $\psi=75^\circ$ . На рисунке 2.21 приведены характерные поляры модели DLR-F4 с законцовками и поляра модели без законцовок при  $M=0.6$ , построенные по данным вычислительного эксперимента с использованием модели турбулентности  $k - \omega$ .

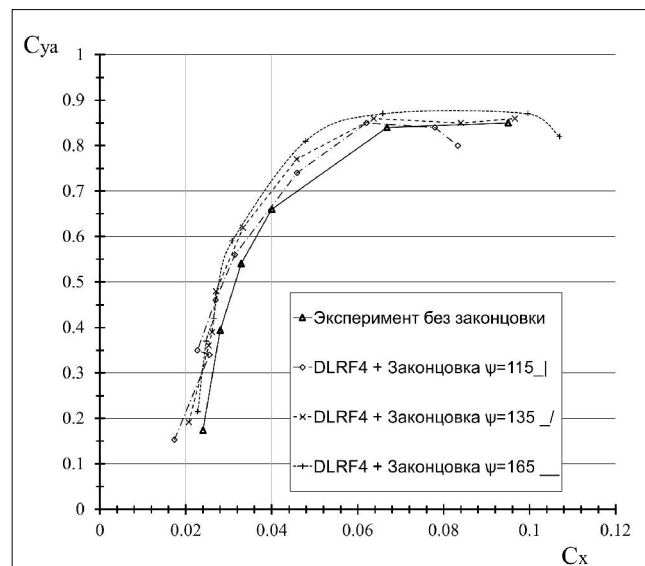


Рисунок 2.21 – Поляра модели DLR-F4 с различными вариантами угла развала законцовок при числе Маха  $M=0.6$

Из приведенных на рисунке 2.21 кривых, видно что на малых углах атаки выгоднее «горизонтальные» законцовки с большими углами развала, так как они увеличивают удлинение и  $C_{ya}$ . При  $C_{ya} \gg 0.6$  и выше лучше работают «вертикальные» законцовки с малым углом развала. Более наглядно это отражено на приведенной ниже зависимости приращения аэродинамического качества от угла атаки для разных законцовок при  $M=0.75$  (рисунок 2.22 ниже).

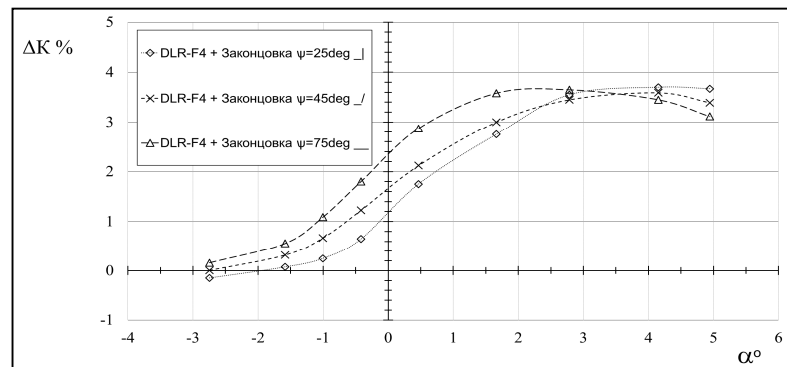
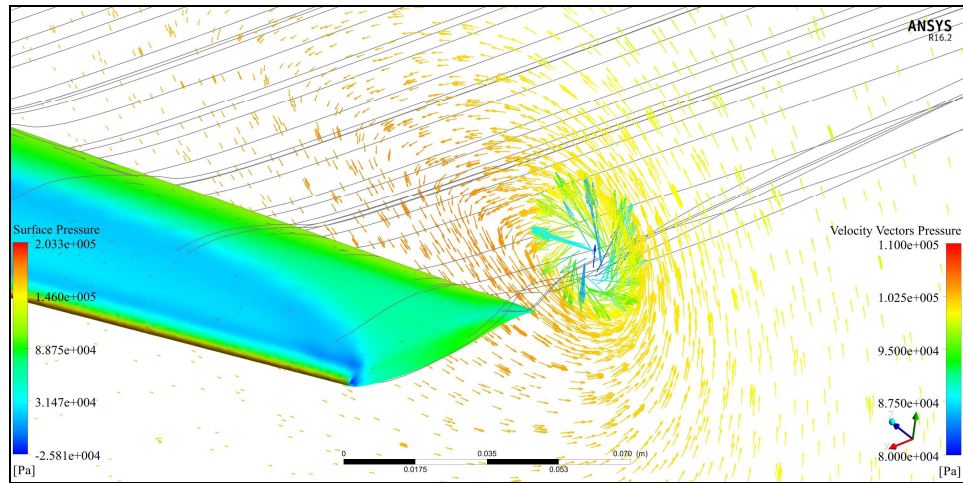
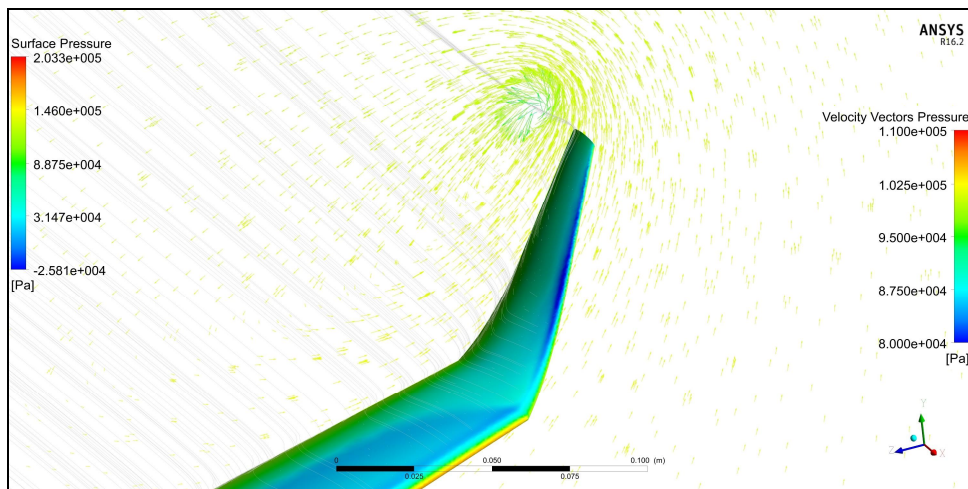


Рисунок 2.22 – Зависимость приращения аэродинамического качества (%) модели DLR-F4 после установки законцовок разного угла развала.  $M=0.75$

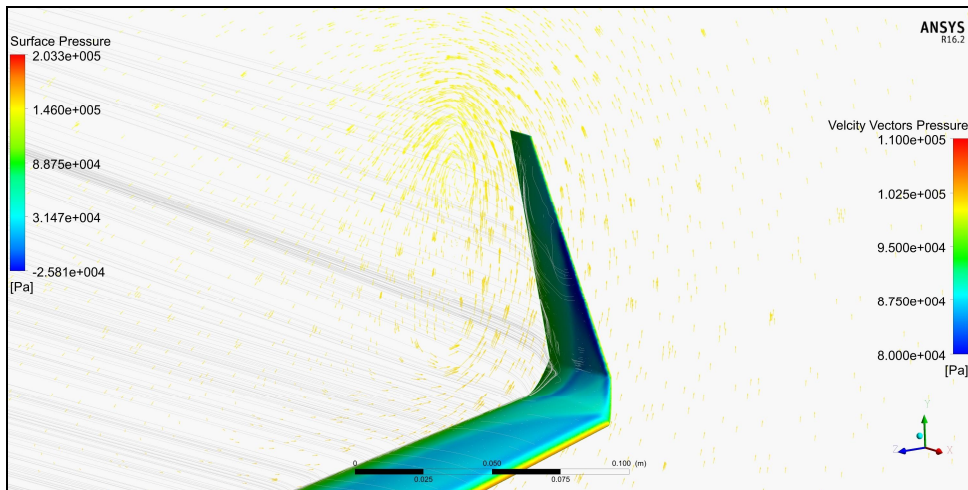
Для объяснения причин данной закономерности, на рисунках 2.23 и 2.24 приведено сравнение картин обтекания крыла с различными вариантами угла развала законцовок при  $\alpha=1^\circ$  (рисунок 2.23), и на угле атаки  $\alpha=4^\circ$  (рисунок 2.24): Визуализация линий тока и проекций векторов скорости в плоскости  $YZ$  за крылом (длина векторов – местная величина скорости, цвет – местное давление) показывает, что имеет место большее снижение интенсивности концевое вихря на вертикальной законцовке и, вследствие интерференции, вихрь разделяется на два вихря малой интенсивности. На горизонтальной законцовке интенсивность вихря снижается в меньшей степени, при этом сохраняется низкое давление в его ядре. Это говорит о меньшем выигрыше в индуктивном сопротивлении, а больший прирост качества на малых углах атаки объясняется в большей степени приростом  $C_{ya}$  ввиду большей несущей составляющей аэродинамической нагрузки на горизонтальную законцовку (в то время как на вертикальных законцовках боковая составляющая много больше чем несущая). Из рисунка 2.24 заметно, что, на больших углах атаки горизонтальная законцовка теряет преимущество из-за начала срыва на её концевых сечениях (рисунок 2.24 б.). Это объясняется тем, что увеличение угла атаки горизонтальной законцовки прямо пропорционально увеличению угла атаки крыла, в то время как у вертикальной законцовки рост угла атаки крыла ведёт к росту ее угла скольжения, а местный угол атаки остаётся равным углу установки законцовки, поэтому срыв начинается несколько позже (рисунок 2.24 в).



а)

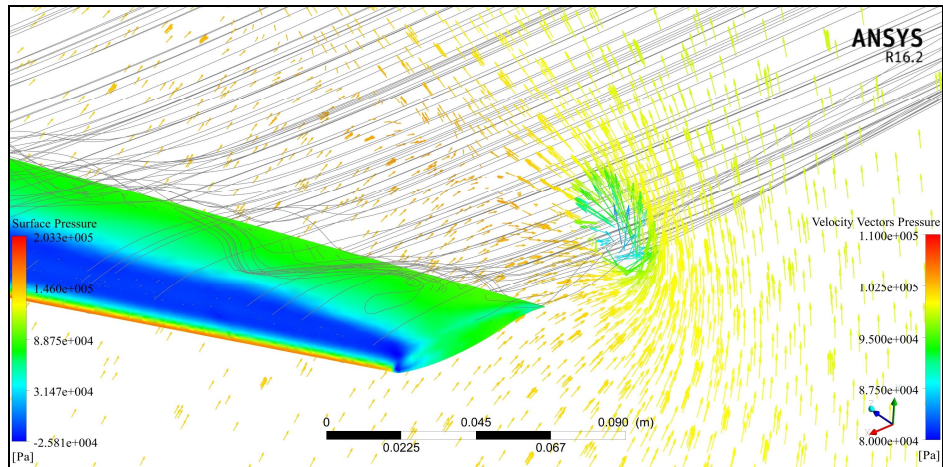


б)

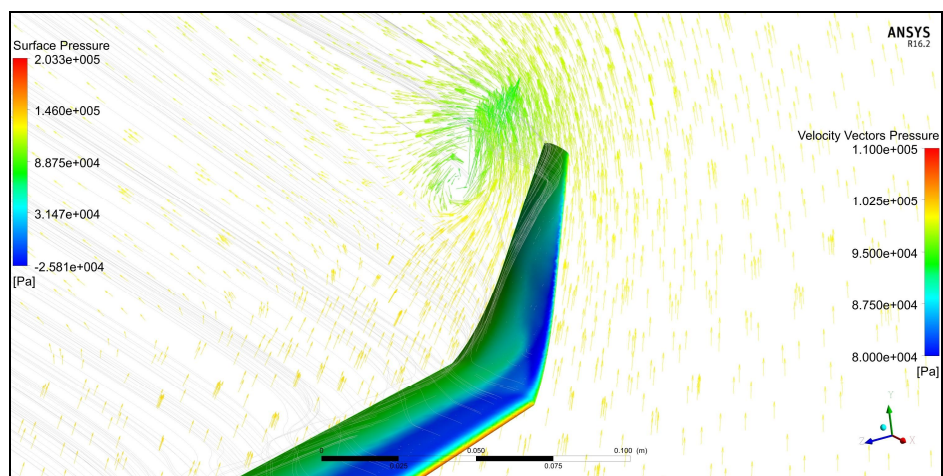


в)

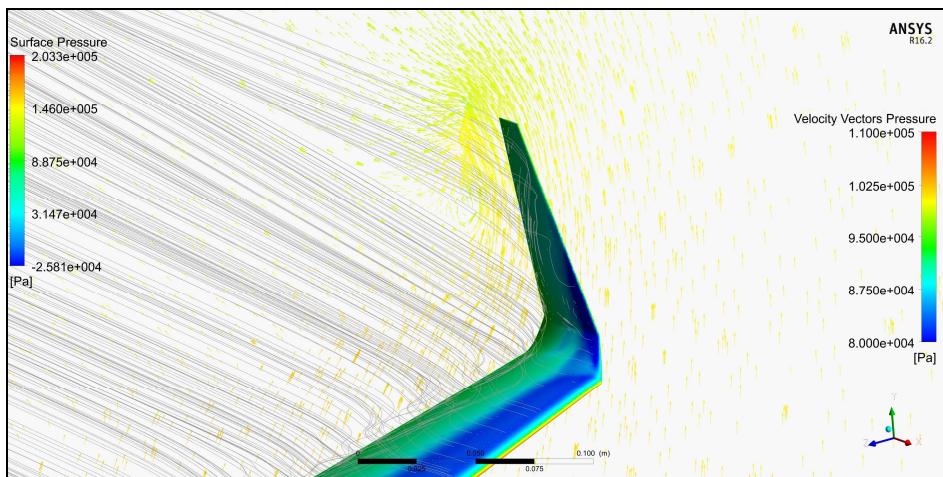
Рисунок 2.23 – Картина обтекания на угле атаки  $\alpha=10$  при  $M=0.6$ :  
 а) изолированного крыла DLR-F4; б) крыла DLR-F4 с горизонтальной законцовкой большого угла развала; в) крыла DLR-F4 с вертикальной законцовкой малого угла развала



а)



б)



в)

Рисунок 2.24 – Картина обтекания на большом угле атаки  $\alpha=4^\circ$ :  
 а) изолированного крыла DLR-F4; б) крыла с горизонтальной законцовкой  
 большого угла развала; в) крыла с вертикальной законцовкой малого угла развала

На рисунках 2.25 и 2.26 приведена более подробная картина местного обтекания в окрестности законцовки. Векторы скорости в плоскостях сечений по размаху законцовки, а также местное давление на верхней поверхности, показывают безотрывное обтекание в корневых сечениях с относительно высоким местным углом атаки, вследствие интерференции с концевым вихрем, исходящим от крыла у корня законцовки. В то время как на концевых сечениях законцовки, явно выражен срыв потока, вследствие собственного скоса потока у профилированной законцовки, ведущего к быстрому падению местного угла атаки, и потери эффективности на концевых сечениях законцовки, в тем большей степени, чем больше угол развала законцовки, и чем больше угол атаки самолета.

Безотрывное обтекание в корне законцовки

Срыв потока в концевых сечениях

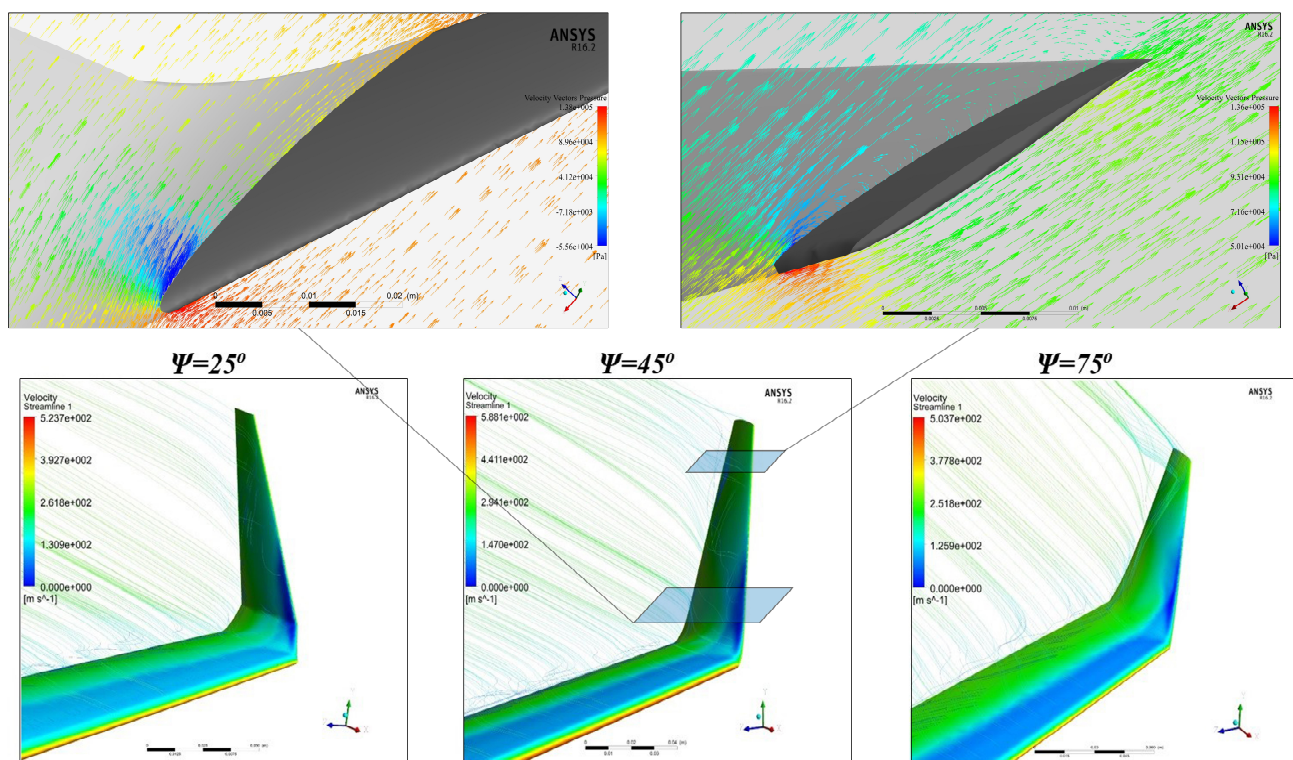


Рисунок 2.25 – Визуализация поля давления на поверхности крыла и законцовки, линий тока и векторов скорости в корневых и концевых сечениях законцовок разного угла развала при большом угле атаки  $\alpha=4^\circ$

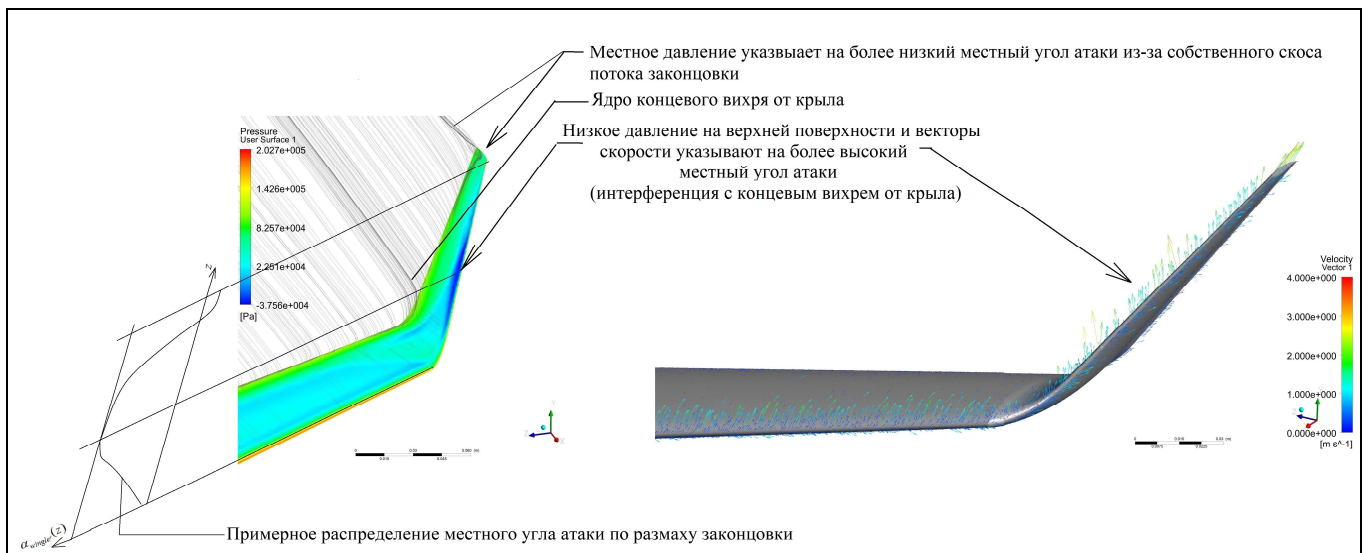


Рисунок 2.26 – Визуализация трехмерной картины обтекания законцовки углом развала  $\psi=\pi/4$  при  $M=0.8$ ,  $\alpha=20^\circ$ , и распределение местного угла атаки по размаху законцовки

### 2.3.4 Криволинейная законцовка как компромиссное решение задачи выбора оптимального угла развала законцовки винглет

Исходя из приведённых на рисунках 2.21-2.26 закономерностей, основной задачей при проектировании законцовки винглет является рациональный выбор угла развала, который позволил бы компенсировать проблему срыва потока в концевых сечениях законцовки на больших углах атаки при взлете, наборе высоты и заходе на посадку, и который в то же время обеспечил бы достаточного прироста коэффициента подъёмной силы и аэродинамического качества на умеренных  $\alpha$  во время крейсерского полета. Хорошо известным способом, ведущим к частичному исправлению проблемы концевое срыва у крыла, является геометрическая либо аэродинамическая крутка. Законцовки с большим углом развала могут быть выполнены с круткой для затягивания их собственного концевое срыва на больших  $\alpha$ . Однако, исходя из исследований проектировочного пространства, ранее приведенных на рисунке 2.20, крутка законцовки является предпочтительной для роста качества, только для законцовки с весьма большой высотой  $H$  (рисунок 2.20 б). Для законцовки с небольшой

высотой, обусловленной ограничением относительной площади законцовки не более чем в 0.27 (рисунок 2.18 а), крутка не дает выигрыша. В нескольких исследованиях [48-51], предложен более эффективный чем крутка способ, который заключается в динамической адаптации угла развала в зависимости от угла атаки самолета  $\alpha$ . Для этого законцовку необходимо оснащать механизмом, меняющим угол развала. Однако с учетом роста массы, итоговое влияние механизированной законцовки на топливную эффективность может оказаться негативным (см. главу 1). В данном исследовании рассматривается гораздо более легкий с точки зрения массы конструкции способ, который заключается в применении разного угла развала для корневых и концевых сечений. Это может быть осуществлено криволинейной формой с большим углом развала у основания законцовки. Затем, по криволинейной траектории осуществляется переход к малому углу развала в концевых сечениях (рисунок 2.27).

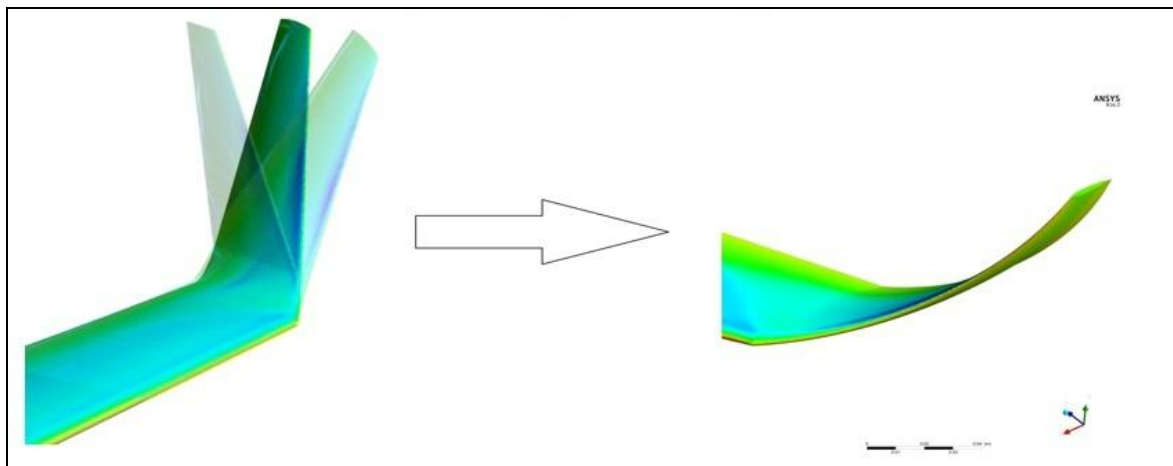


Рисунок 2.27 – Криволинейная законцовка как альтернатива для механизированной адаптивной по углу развала законцовки

Данная концепция криволинейной законцовки может быть математически параметризована следующим образом: криволинейная линия центров давления, или ее проекция на виде спереди в полкости (YZ), может быть параметризована через функцию второго порядка  $Y(z)$ , которая касательно соединена с линией центров давления крыла в точке крепления законцовки. Для примера, параметризирующая функция параболической законцовки на рисунке 2.28 может быть условно  $Y(z)=z^2$ .



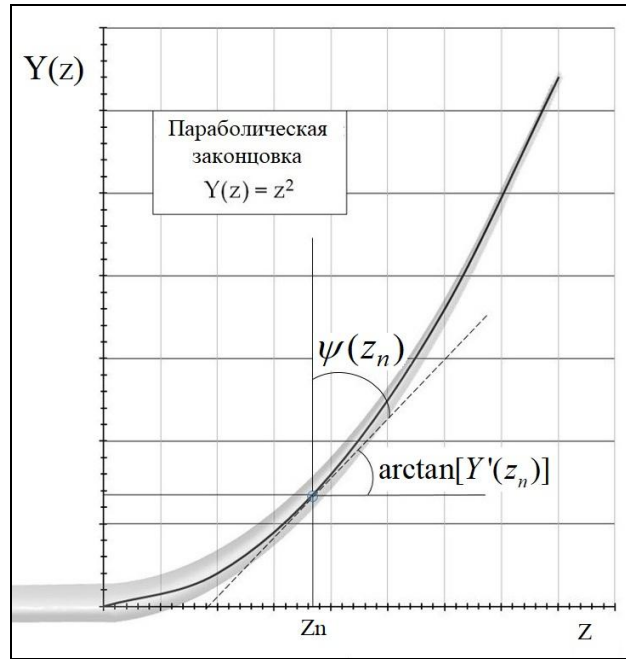


Рисунок 2.28 – Пример параболической параметризации криволинейной законцовки, где наклон касательной к параметризирующей кривой дает значение местного угла развала  $y(z_n)$

Для криволинейной законцовки, постоянный угол развала классической прямолинейной законцовки  $y$  должен быть заменен «функцией развала»  $y(z)$ , задающей местное значение угла развала по размаху законцовки ( $z$ ). Исходя из графика на рисунке 2.28, местный угол развала равен  $\pi/2$  минус угла наклона касательной к параметризирующей кривой  $Y(z)$  в данной точке. Таким образом, функция развала  $y(z)$  может быть найдена выводом производной от  $Y(z)$ :

$$y(z) = \frac{\rho}{2} - \arctan[Y'(z)]. \quad (2.10)$$

Для частного случая параболической законцовки, функция развала равна:  $y(z) = \frac{\rho}{2} - \arctan[Y'(z)] = \frac{\rho}{2} - \arctan[\frac{1}{2}z]$ . Это может быть проверено в корне законцовки с максимальным углом развала ввиду касательности  $Y(x)$  к плоскости крыла в точке  $z=0$ :  $y(0) = \frac{\rho}{2} - \arctan(0) = \frac{\rho}{2} = y_{\max}$ .

Вычислительное моделирование параболической законцовки подтвердило снижение чувствительности к большим углам атаки, где рост аэродинамического качества остается самым высоким вплоть до  $\alpha=5^\circ$ . Сплошная линия кривой на рисунке 2.29, соответствующая параболической законцовке показывает, что

криволинейная законцовка является хорошим компромиссом, совмещающим положительные свойства законцовки Уиткомба с большим углом развала, увеличивающей  $C_{ya}$  на малых углах атаки с достоинствами классической «вертикальной» законцовки с малым углом развала, которая на относительно больших углах атаки служит концевой шайбой, снижающей индуктивное сопротивление и  $C_{xa}$ . Это обеспечивает рост аэродинамического качества на всех полетных углах атаки.

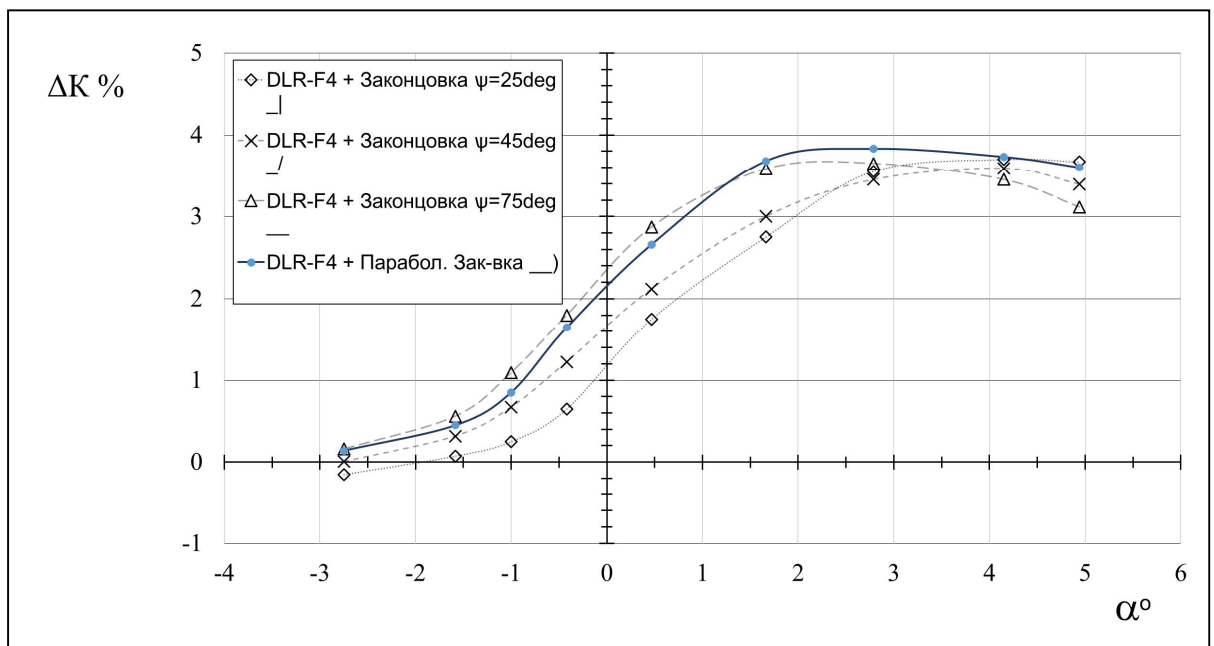
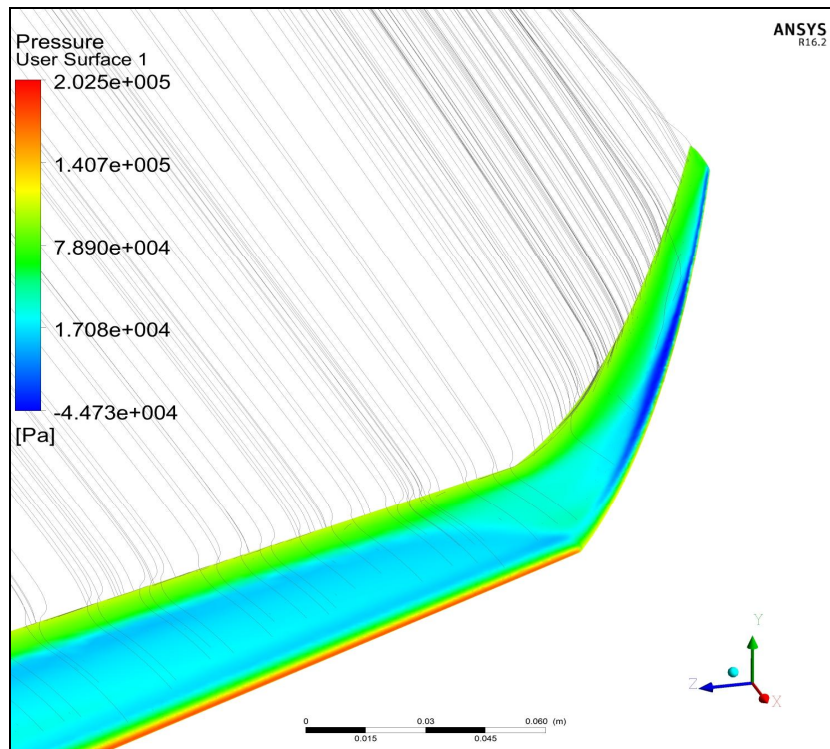
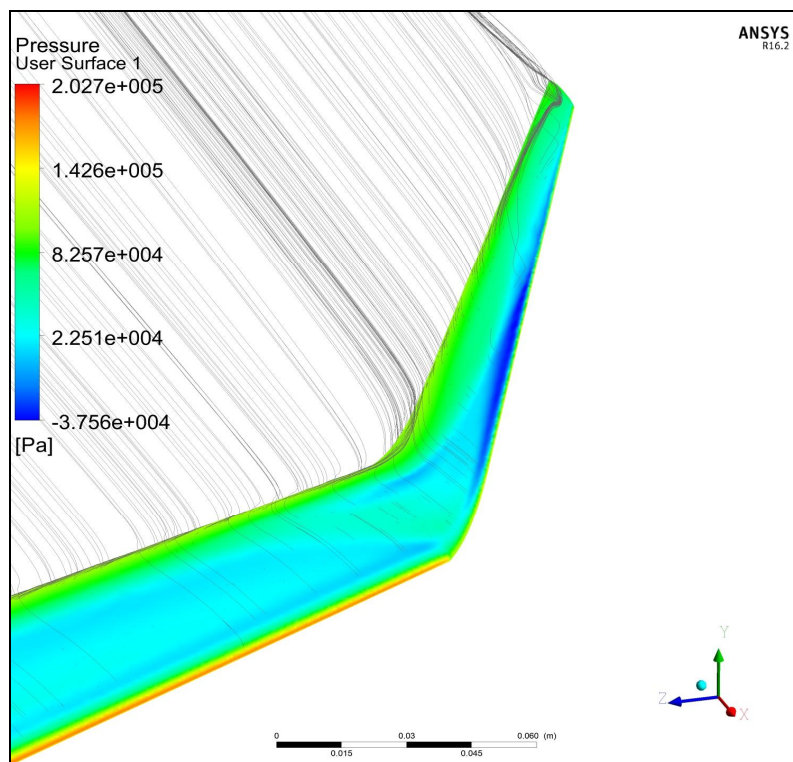


Рисунок 2.29 – Сравнение приращений аэродинамического качества (%) DLR-F4 при установке параболической законцовки с классическими законцовками разного угла развала при  $M=0.75$

Визуализация картины местного обтекания в окрестности законцовки на умеренном  $\alpha=2^\circ$  на рисунке 2.30, ясно показывает положительное влияние криволинейности законцовки на характер течения, особенно в концевых сечениях. Распределение давления на верхней поверхности законцовки показывает, что концевые сечения параболической законцовки, имея более низкий угол развала, ведут к более равномерному распределению местного угла атаки по размаху законцовки. Линии тока показывают затягивание образования концевого срыва, в сравнении с классической прямой законцовкой.



a)



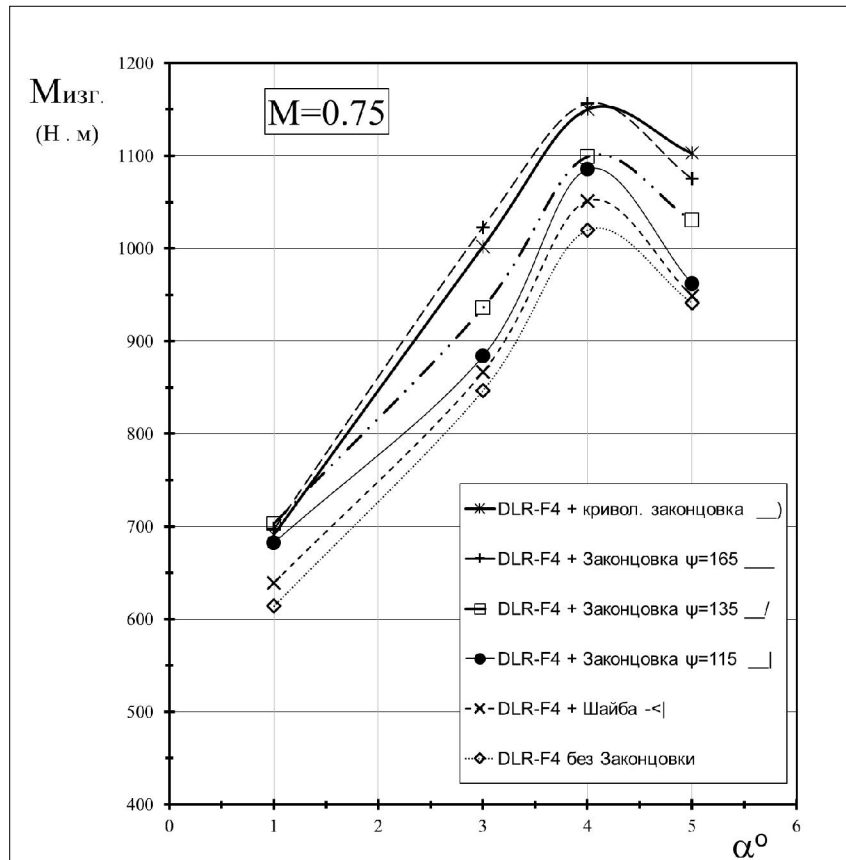
б)

Рисунок 2.30

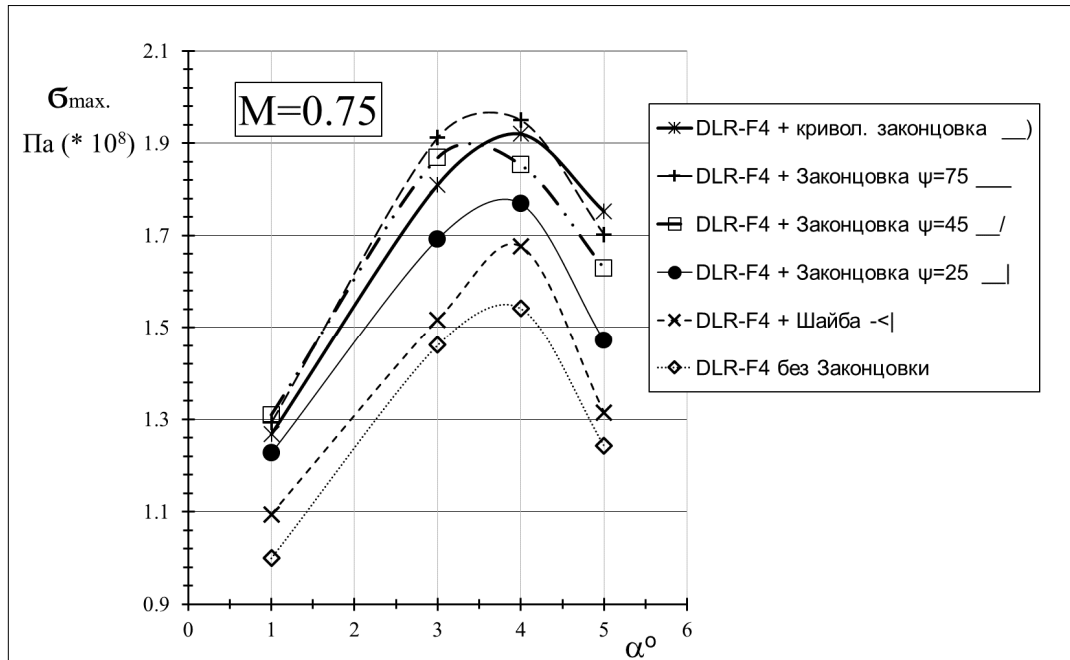
- а) поле давления на поверхности и линии тока при  $M=0.8$  и  $\alpha=2^\circ$  для параболической законцовки;
- б) поле давления на поверхности и линии тока при  $M=0.8$  и  $\alpha=2^\circ$  для классической прямолинейной законцовки под углом развала  $\Psi=45^\circ$

## 2.4 Результаты моделирования напряженно-деформированного состояния компоновки «крыло-фюзеляж-законцовка»

На рисунке 2.31 приведены зависимости изгибающего момента в корне крыла, и величин максимальных напряжений по размаху консоли изолированного крыла модели прототипа DLR-F4, и крыла оснащённого законцовками с углами развала  $\psi = 25^\circ$ ,  $45^\circ$  и  $75^\circ$ , концевой шайбой трапециевидной формы в плане и параболической законцовкой. Моделирование было осуществлено на положительных полетных углах атаки при числе Маха  $M = 0.75$ . Исходя из рисунка 2.31, рост изгибающего момента в корне крыла при установке профилированных законцовок – прямо пропорционален их углу развала. Это объясняется большим приростом величины подъемной силы для горизонтальной законцовки. Поэтому меньше всего рост изгибающего момента наблюдается для «ненесущей» концевой шайбы. На умеренных углах атаки  $\alpha \sim 1^\circ$ , все законцовки ведут к практически одинаковому приросту момента, однако с увеличением  $\alpha$  момент растет тем быстрее, чем больше угол развала законцовки. Это является прямым следствием роста подъемной составляющей аэродинамической нагрузки, действующей на горизонтальную законцовку. Параболическая законцовка, несмотря на примерно одинаковый рост изгибающего момента на больших  $\alpha$ , что и горизонтальная законцовка, на малых углах атаки вплоть до  $\alpha \sim 3^\circ$ , вызывает несколько меньший прирост момента ввиду более вертикальных ее концевых сечений. Однако при  $\alpha \sim 4^\circ$  и больше, момент растет в большей степени чем у всех классических законцовок. Это может быть объяснено началом срыва потока на концевых сечениях прямолинейных законцовок, и соответствующими потерями их несущей эффективности. В то время как концевые сечения криволинейной законцовки продолжают создавать аэродинамическую нагрузку вплоть до больших углов атаки (см. обтекание на рисунке 2.30).



а)



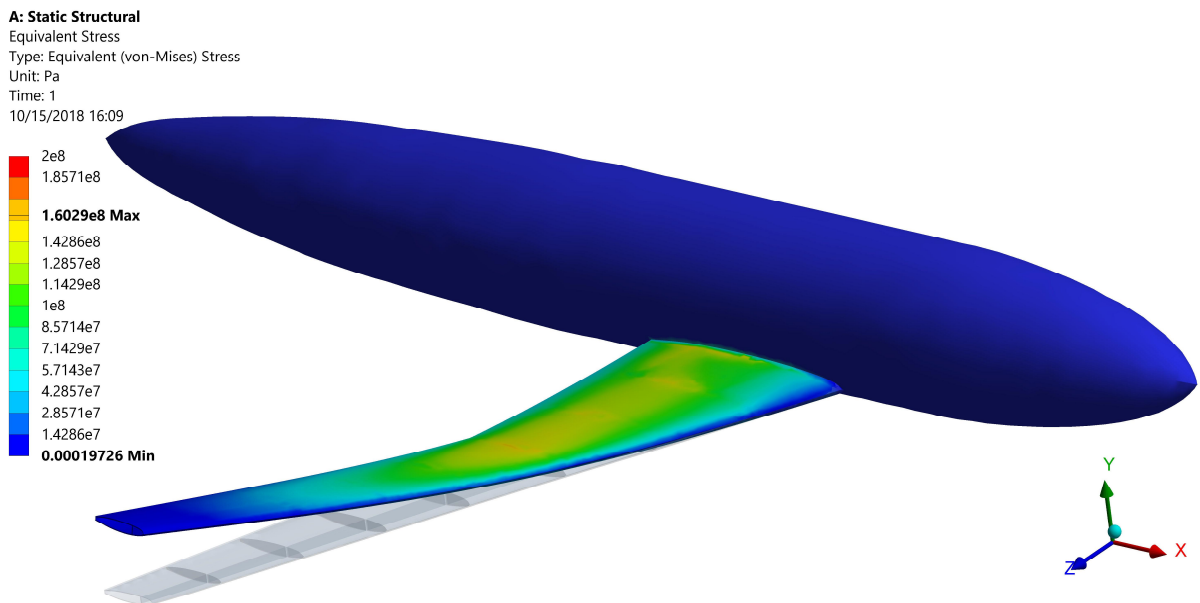
б)

Рисунок 2.31

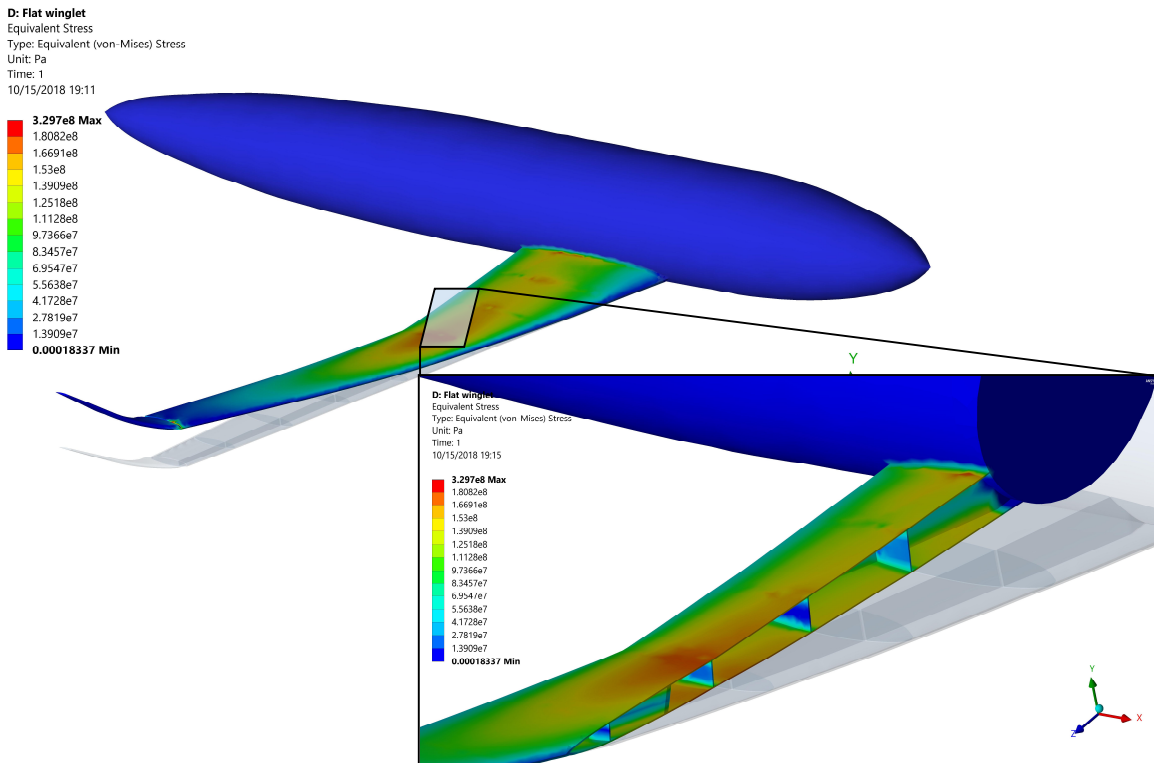
- а) зависимость от угла атаки величин изгибающего момента в корне крыла DLR-F4 при установке разных конфигураций законцовок и концевой шайбы;  
 б) зависимость от угла атаки величин максимальных напряжений по размаху крыла DLR-F4

Величина прироста изгибающего момента в корне крыла позволяет пересчитать конструктивно-силовую схему с сохранением запаса прочности и определить примерный итоговый рост массы конструкции. Однако, оценка влияния комбинированного изменения всех силовых факторов, может быть лучшее выполнено непосредственным анализом роста и перераспределения максимальных напряжений по размаху консоли крыла, используя приведенной в разделе 1.2 методике расчета градиентов взлетной массы. Для этого, сталь задавалась как материал консоли, которая выполнена цельной. Так как цель моделирования напряженно-деформированного состояния – исключительно для количественного сравнения роста нагрузки при разных решениях, выбор материала и конструктивно-силовой схемы на данном этапе значения не имеет. На рисунке 2.32 (б) показан пример 34% роста максимальных напряжений по Фон Мизесу после установки законцовки с большим углом развала  $\Psi=75^\circ$ , при  $M=0.8$  и  $\alpha=1^\circ$ . Сохранение прежнего запаса прочности при таком увеличении в напряжении влечет значительный рост массы конструкции.

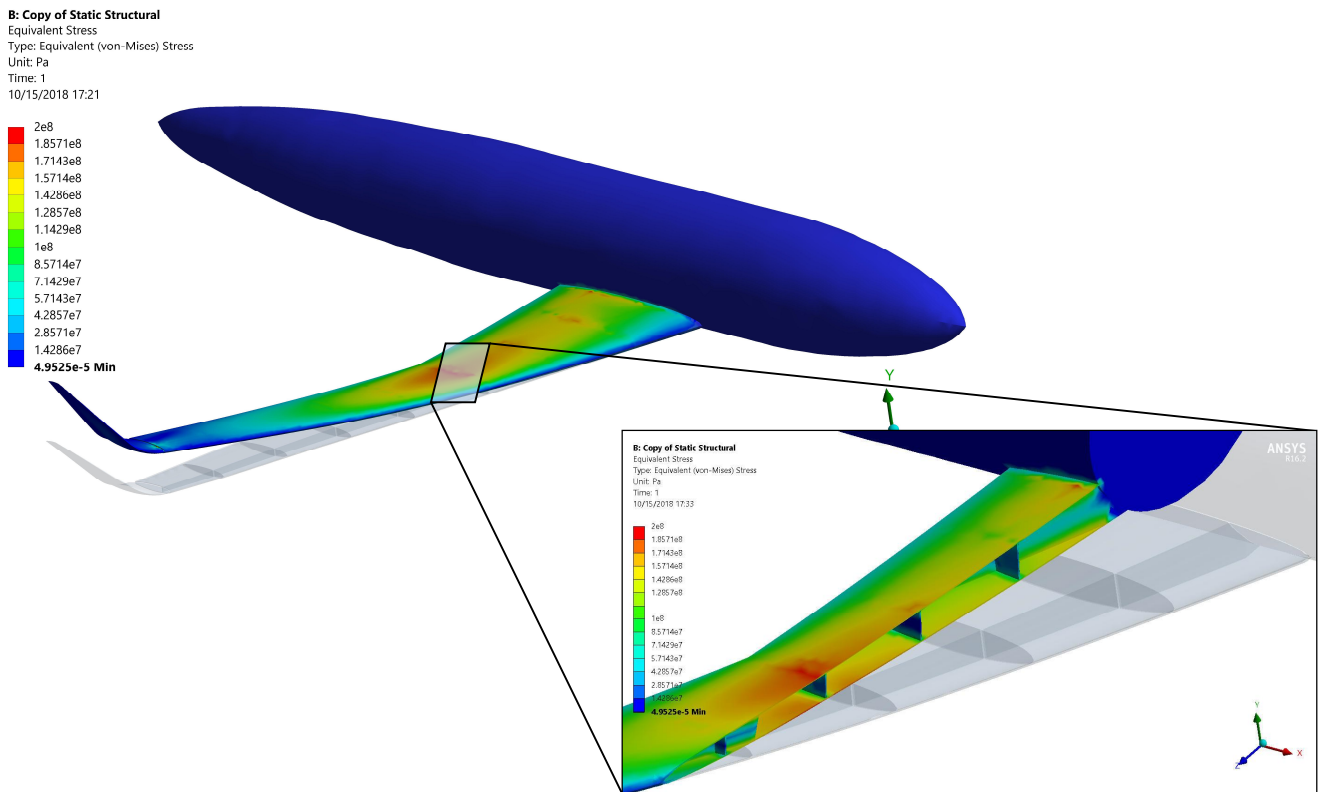
Рисунок 2.32 – Распределение максимальных напряжений по размаху исходного крыла DLR-F4:



а) без концевых устройств

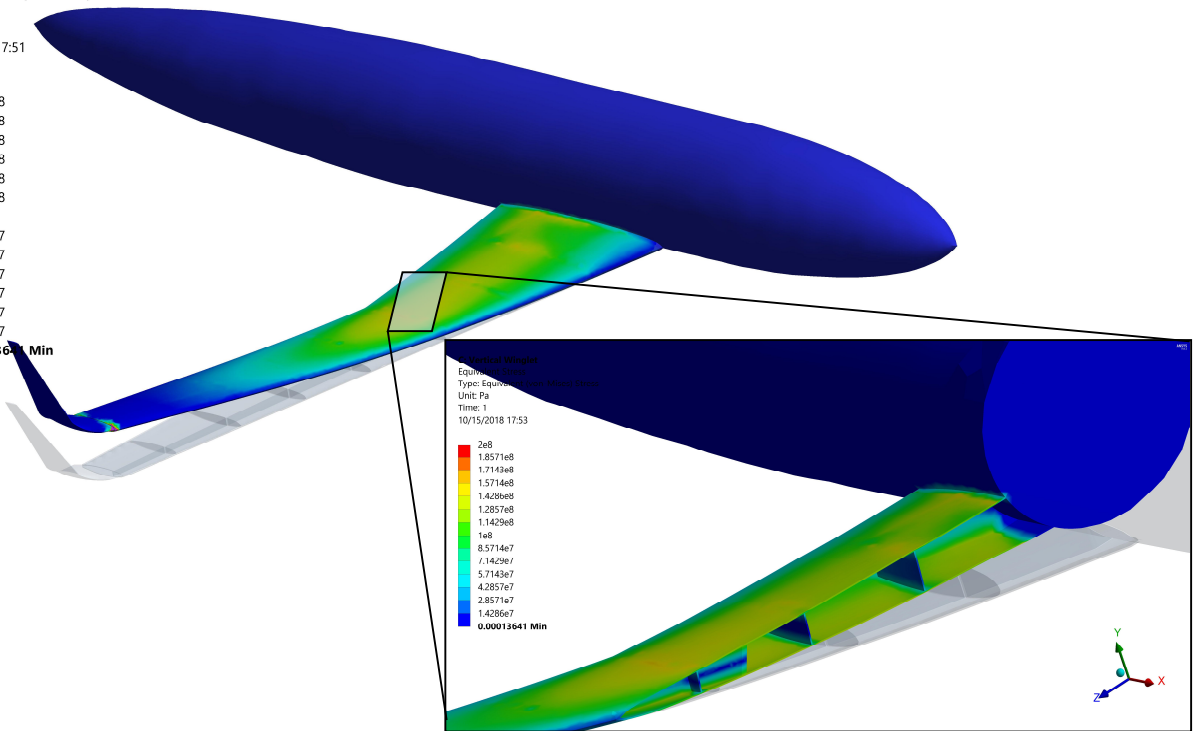
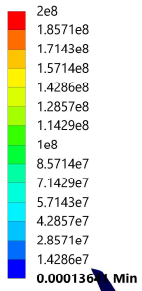


б) с законцовкой винглет с большим углом развала

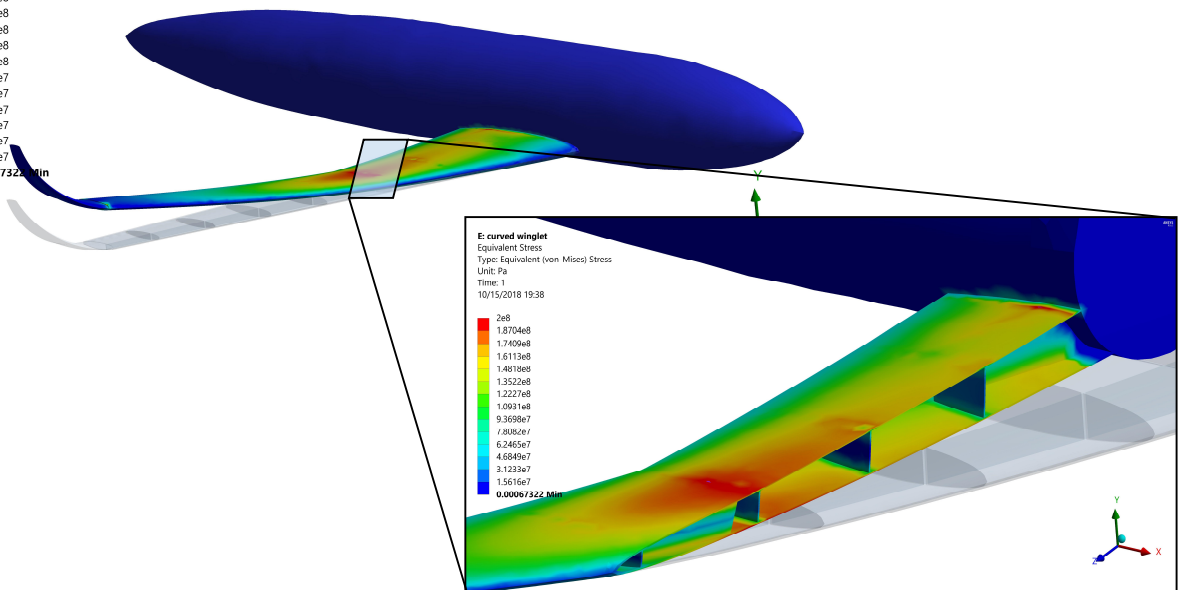
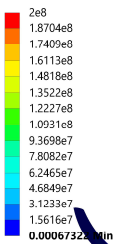


в) с законцовкой винглет со средним углом развала

**C: Vertical Winglet**  
 Equivalent Stress  
 Type: Equivalent (von-Mises) Stress  
 Unit: Pa  
 Time: 1  
 10/15/2018 17:51



г) с законцовкой винглет с малым углом развала



д) с криволинейной законцовкой винглет с переменным углом развала

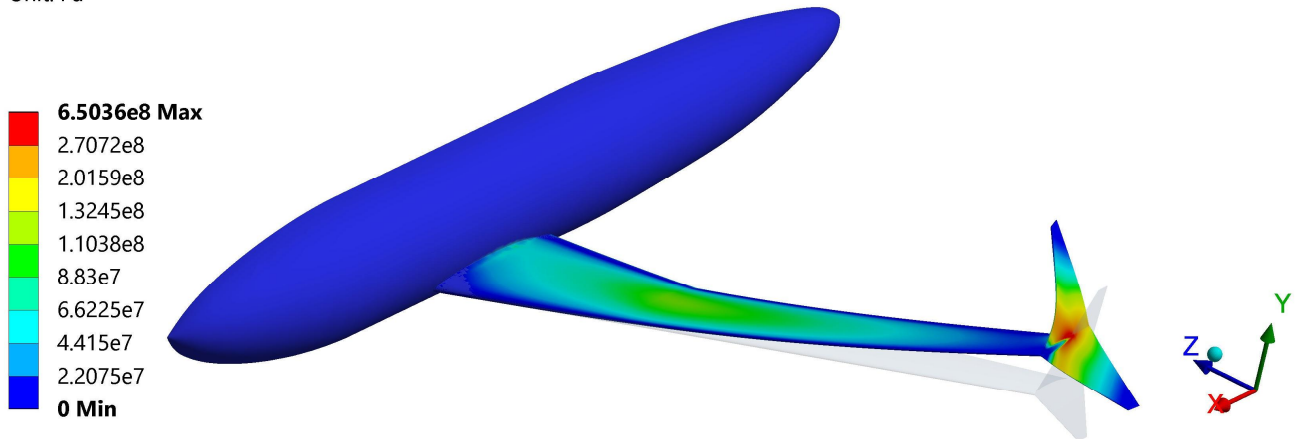


**E: Static Structural**

Equivalent Stress

Type: Equivalent (von-Mises) Stress

Unit: Pa



е) с трапецевидной в плане концевой шайбой

Исходя из рисунков 2.32 (а – е), можно сделать вывод о том, что наиболее оптимальным решением с точки зрения роста нагрузки на консоль крыла является установка концевой шайбы, что может быть осуществлено на летающих самолетах практически с полным сохранением прежней конструкции, без снижения ее запаса прочности. Следует заметить, однако, что соблюдение ранее полученного оптимального значения ее площади в  $S_{\text{кш}} \sim 0.27 S_{\text{кр}}$ . (на основании графика на рисунке 2.18 а.), ведет к значительным местным напряжениям и деформациям в зоне крепления шайбы (рисунок 2.32 е.). Это вызвано большой площадью шайбы в плане, в сочетании с ничтожно малой ее толщиной (или строительной высотой). Меры по усилению шайбы и увеличению ее толщины в зоне крепления к крылу с соответствующим выбором материала, могут вести к ухудшению как аэродинамических, так и весовых характеристик.

## 2.5 Расчет итогового влияния разных концевых устройств на топливную эффективность

Подставляя полученных вычислительным экспериментом значений максимальных напряжений из рисунка 2.32 в формуле (1.10), можно найти результирующие приращения взлётной массы, где общий объем крыла модели

DLR-F4 равен  $v_{DLR-F4}^{кр\text{ыло}} \approx 974.5 \text{ м}^3$ , а масса законцовки вне зависимости от ее конфигурации  $Dm_{доп.} = m_{зак.} \approx 766 \text{ г}$ . (1.10) становится:

$$Dm_0 = (0.008 \times 974.5) Ds_{\max} + 766. \quad (2.11)$$

Подставляя  $Dm_0$  в целевую функцию топливной эффективности (1.1) вместе с приращениями аэродинамического качества, полученных также вычислительно в пункте 2.3.3, можно найти окончательно весовой эквивалент в кг на единицу роста качества, для каждой конфигурации. Значения внесены в таблице 2.2, из которой следует, что для рассмотренной модели DLR-F4, весовая стоимость увеличения качества на единицу при установке законцовки составляет 1,6...1,8 кг. Можно заметить, что несмотря на меньший рост взлётной массы при установке вертикальной законцовки, весовой эквивалент оказывается выше вследствие более медленного роста аэродинамического качества.

Итоговая оценка улучшения топливной эффективности модели DLR-F4 при каждом из рассмотренных проектных решений была получена расчетом приращения (уменьшения) потребной тяги в % по сравнению с исходным значением, которое исходя из массы модели  $m_{DLR-F4} \approx 40 \text{ кг}$ , и ее максимального качества (которое будем считать крейсерским) из продувок в АТ [36-37]

$$K_{DLR-F4} \approx 17: P_{норм.}^{DLR-F4} \approx \frac{40}{17} \approx 2.35 \text{ кгс}.$$

Таблица 2.2 – Весовой эквивалент установки законцовки различных конфигураций к крылу DLR-F4 и приращение потребной тяги крейсерского режима полета

Тип законцовки	$S_{\max}$ , МПА	$Ds_{\max}^{зак}$ , МПА	Приращение взлётной массы, кг	Приращение качества	Весовой эквивалент, кг	Приращение потребной тяги, %
Крыло DLR-F4 без законцовки	107,18	-	-	-	-	-
Горизонтальная	142,85	35,67	1,044	0,62	1,68	-1.77
Вертикальная	127,59	20,41	0,925	0,51	1,79	-1.24
Параболическая	149,54	42,36	1,096	0,67	1,63	-2.05

Сравнение распределения максимальных напряжений по размаху прямой и криволинейной на виде спереди законцовок на рисунке 2.33 ниже, подтверждает более равномерное распределение давления по размаху, полученное ранее визуализацией обтекания на рисунке 2.30, а также указывает на преимущество криволинейной формы, в плане снижения концентрации напряжения в корне законцовки, что снижает вес самой законцовки.

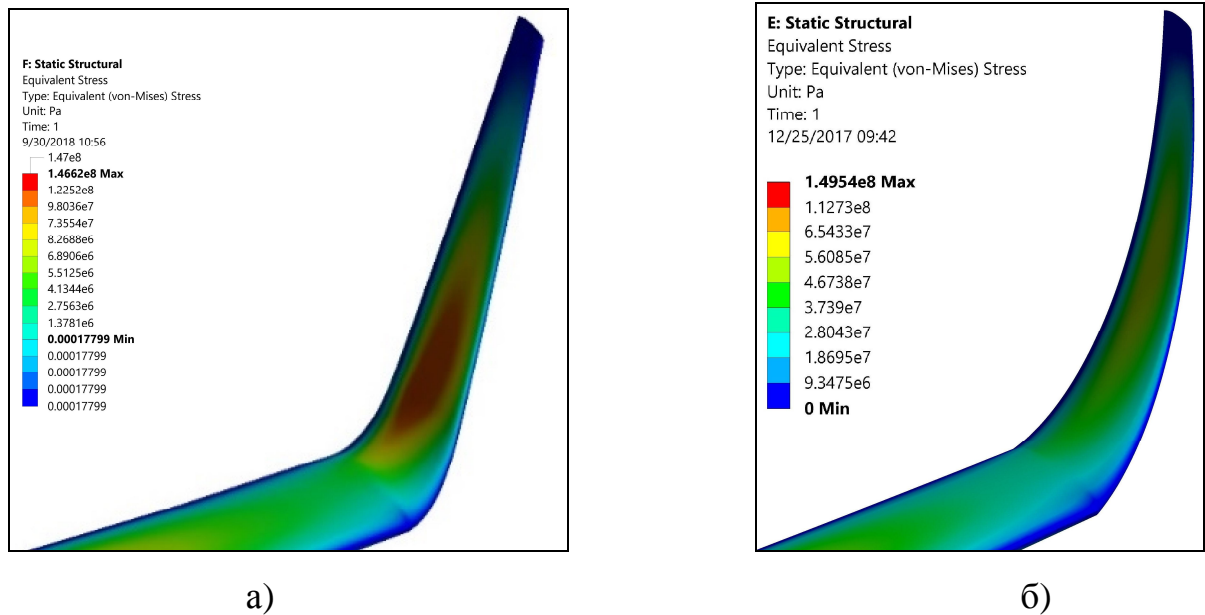


Рисунок 2.33 – Распределение максимальных напряжений:  
а) по размаху прямой законцовки; б) по размаху криволинейной на виде спереди законцовки, показывающее снижение концентрации напряжения около корня законцовки

## Выводы по главе 2

Приведена методология и описаны методы проведения вычислительных экспериментов по решению задач многодисциплинарной оптимизации на стыке аэродинамики и прочности конструкции в среде ANSYS Workbench. Предварительная верификация методологии, выполненная путем сравнения данных численных экспериментов с результатами физического эксперимента, позволила повысить точность расчетных моделей и более обоснованно подходить к выбору граничных условий, модели турбулентности, типа и размерности расчетной сетки.

Приведены результаты моделирования обтекания и напряженно-деформированного состояния крыла с разными концевыми устройствами и выявлены закономерности изменения характера обтекания крыла, а также величин и распределения внутренних силовых факторов в элементах его конструктивно-силовой структуры в зависимости от внешней формы законцовки и ее геометрических параметров. В результате найден оптимальный вариант оформления геометрии законцовки в виде криволинейной законцовки, позволяющей совмещать положительные свойства законцовок с разными углами развала и предложен способ параметризации ее фронтальной проекции через функцию второго порядка, что позволило в последующей главе разработать инженерную методику по расчету характеристик законцовок различной формы.

### 3 Разработка методики проектировочного расчета аэродинамической нагрузки на крыло с законцовкой

#### 3.1 Проектировочный расчет величины аэродинамической нагрузки на законцовку

Исходя из результатов численного моделирования в предыдущей главе, определяющим для характеристик компоновки крыла с законцовкой является угол развала законцовки -  $\gamma$ . Параметр  $\gamma$  определяет как величину аэродинамической нагрузки, так и ее боковую и несущую доли, и напрямую влияет на местные углы атаки и скольжения, которые одновременно меняются при изменении угла атаки самолёта [52]. К местному углу скольжения законцовки добавляется ее собственный угол стреловидности, который как правило несколько больше  $\gamma$  крыла. Для крыла с законцовкой площадью  $S_{зак.}$ , поскольку это профилированная несущая поверхность подобная крылу, аэродинамическая нагрузка [кгс], действующая на нее равна:

$$F_{зак.} = C_F^{зак.} \times S_{зак.} \times \gamma \frac{V^2}{2}. \quad (3.1)$$

Коэффициент аэродинамической силы, действующей на законцовку  $C_F^{зак.}$  зависит от её собственного угла атаки и, в меньшей степени, – собственного угла скольжения:  $C_F^{зак.} = C_F^{зак.}(a_{зак.}, b_{зак.})$ . Приблизённо можно определить его зависимость от угла атаки  $C_F^{зак.}(a_{зак.})$  исходя из линейной части графика зависимости  $C_{ya}(a)$  для профиля законцовки. Для примера законцовки с профилем DFVLR-R4, исследованной во главе 2, линейная часть данного профиля [53]:  $C_{ya}^{DFVLR-R4}(a^o) \approx 0.1a + 0.45$ . Для крыла с коэффициентом  $C_{ya}$  без скольжения, известно, что коэффициент подъёмной силы такого же крыла при скольжении с углом  $b$  равен [5]:  $C_{ya}^{скольж.} = C_{ya} \times \cos^2(b)$ . Тогда, с учётом скольжения законцовки на DLR-F4, коэффициент аэродинамической нагрузки, действующей на нее равен:

$$C_{F\_зак.}^{DLR-F^4}(a_{зак.}, b_{зак.}) \approx [0.1a_{зак.} + 0.45] \cdot \cos^2(b_{зак.}). \quad (3.2)$$

Площадь законцовки равна  $S_{зак.}^{DLR-F^4} = 0.004 \text{ м}^2$ , и скоростной напор при крейсерском  $M=0.6$  и высоте полёта  $H=11 \text{ км}$ :  $r \frac{V^2}{2} = 0.364 \times \frac{177^2}{2} = 5.7 \times 10^3 \text{ кгс/м}^2$ .

Подставляя это в (3.1), для нагрузки получим:

$$F_{зак.}^{DLR-F^4}(a_{зак.}, b_{зак.}) \approx [2.3a_{зак.} + 10.26] \cos^2(b_{зак.}). \quad (3.3)$$

Геометрические углы атаки  $a_{зак.}$  и скольжения  $b_{зак.}$  законцовки могут быть выражены через угол атаки крыла (самолёта), что позволяет упростить формулу (3.3).

### 3.1.1 Угол атаки законцовки как функция от угла атаки крыла

В [54] установлено, что для законцовки без крутки, при пренебрежении поперечного потока и интерференции с крылом, угол атаки законцовки  $a_{зак.}$  прямо пропорционален углу атаки основного крыла, или самолета ( $a_{кр.}$ ):

$$a_{зак.} = \chi'_{зак.}(z) + K_y a_{кр.} + a_{попер.}^0 = K_y^a a_{кр.}, \quad (3.4)$$

где: коэффициент пропорциональности  $0 \leq K_y^a \leq 1$  и зависит от угла развала законцовки  $y$  следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Для вертикальной законцовки: } K_{y=0}^a = 0, \\ \text{Для горизонтальной законцовки: } K_{y=p/2}^a = 1, \end{array} \right. \longrightarrow \text{Для общего случая: } K_y^a = \frac{y}{p/2}$$

Тогда собственный угол атаки законцовки есть линейная функция от угла атаки крыла с наклоном, зависящим от угла развала законцовки  $\arctan(\frac{y}{p/2})$  (рисунок 3.1 (а):

$$a_{зак.}(a_{кр.}) = \frac{y}{p/2} a_{кр.} \quad (3.5)$$

### 3.1.2 Угол скольжения законцовки как функция от угла атаки крыла

Угол скольжения законцовки  $b_{зак.}$  равен ее углу стреловидности  $l_{зак.}$  при нулевом угле атаки крыла, а дальше также прямо пропорционален углу атаки крыла:

$$b_{зак.} = l_{зак.} + K_y^b a_{кр.} \quad (3.6)$$

Здесь: коэффициент пропорциональности  $K_y^b$  определяется в зависимости от угла развала  $y$  таким же образом исходя из частных случаев:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Для вертикальной законцовки: } K_{y=0}^b = 1, \\ \text{Для горизонтальной законцовки: } K_{y=p/2}^b = 0. \end{array} \right. \longrightarrow \text{Для общего случая: } K_y^b = 1 - \frac{y}{p/2}$$

Таким образом, угол скольжения законцовки по углу атаки крыла равен:

$$b_{зак.}(a_{кр.}) = l_{зак.} + \left[1 - \frac{y}{p/2}\right] a_{кр.} \quad (3.7)$$

Подставляя (3.5) и (3.7) в (3.3), можно выразить величину аэродинамической нагрузки на законцовку в виде функции от угла атаки крыла  $F_{зак.}^{DLR-F4}(a_{кр.})$ :

$$F_{зак.}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \approx \left[ 2.3 \frac{y}{p/2} a_{кр.} + 10.26 \right] \times \underbrace{\cos^2 \left[ l_{зак.} + \left(1 - \frac{y}{p/2}\right) a_{кр.} \right]}_{\text{от скольжения законцовки}} \quad (3.8)$$

Угол стреловидности законцовки  $l_{зак.}^{DLR-F4} = 45^\circ = \frac{p}{4}$ . Подставляя значений разных

углов развала в (3.8), можно получить зависимости  $F_{зак.}^{DLR-F4}(a_{кр.})$  для частных случаев:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Для горизонтальной законцовки } y = \frac{p}{2}: F_{зак\_y=\frac{p}{2}}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \approx [2.3 a_{кр.} + 10.26] \times \cos^2\left(\frac{p}{4}\right) \\ \text{Для вертикальной законцовки } y = 0: F_{зак\_y=0}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \approx 10.26 \times \cos^2\left[\frac{p}{4} + a_{кр.}\right] \\ \text{Для законцовки с развалом } y = \frac{p}{4}: F_{зак\_y=\frac{p}{4}}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \approx [1.15 a_{кр.} + 10.26] \times \cos^2\left[\frac{p}{4} + 0.5 a_{кр.}\right] \end{array} \right. \quad (3.9)$$

На рисунке 3.1 приведены графики данных зависимостей, показывающие влияние угла развала законцовки  $y$  на проектировочную величину нагрузки на нее, где при нулевом  $\alpha_{кр.}$ ,  $F_{зак.}^{DLR-F^4}$  не зависит от  $y$ , а вследствие роста собственного угла атаки с ростом угла атаки крыла, уже на  $\alpha_{кр.} \gg 4^\circ$  горизонтальная законцовка испытывает аэродинамическую нагрузку в 2 раза больше чем вертикальная, нагрузка на которую наоборот уменьшается из-за роста ее собственного угла скольжения.

### 3.2 Схема работы крыла с законцовкой под аэродинамической нагрузкой

Из приведенной на рисунке 3.2 схемы нагружения консоли крыла с законцовкой, компоновка «крыло-законцовка» может быть заменена свободнонесущей балкой, где законцовка заменяется сосредоточенными нагрузками в виде сосредоточенного момента силы  $F_{зак}$  на плечо в полуразмах законцовки:

законцовки:  $M_{зак.}^{Соср.} = F_{зак.} \times \frac{L_{зак.}}{2}$ , и сосредоточенная подъёмная составляющая

$Y_{зак.}$ , увеличивающей  $M_{изг.}$  в корне крыла на величину:  $M_{зак.}^Y = Y_{зак.} \times L_{зак.}^Y$ .

Из рисунка 3.3 б., подъёмная и боковая составляющие равны: 
$$\begin{cases} Y_{зак.} = F_{зак.} \times \sin(y) \\ Z_{зак.} = F_{зак.} \times \cos(y) \end{cases}$$



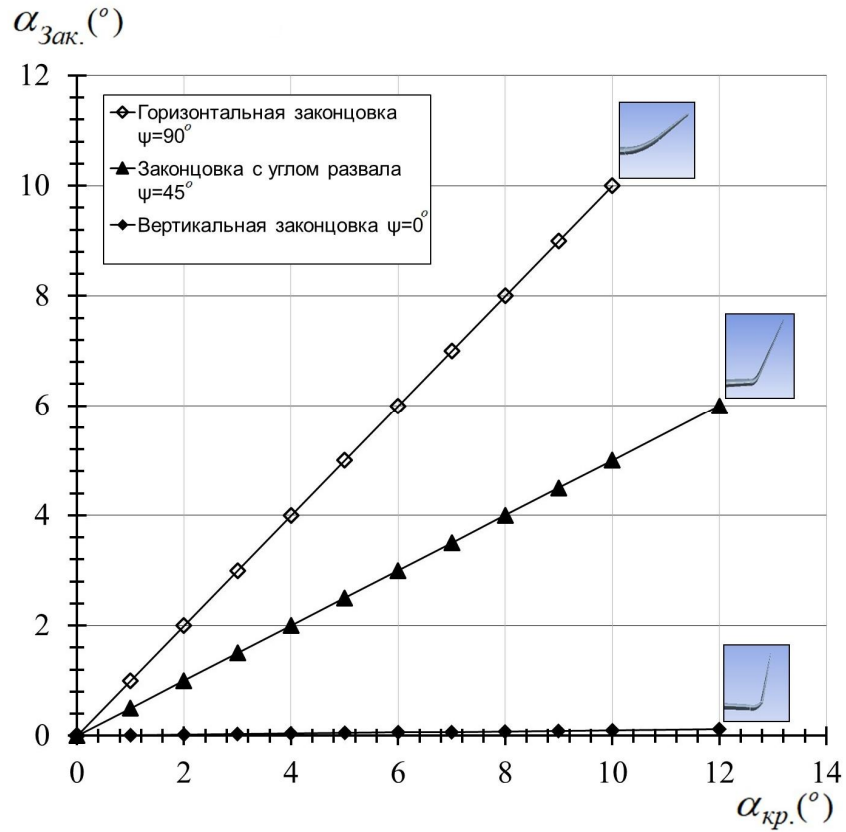
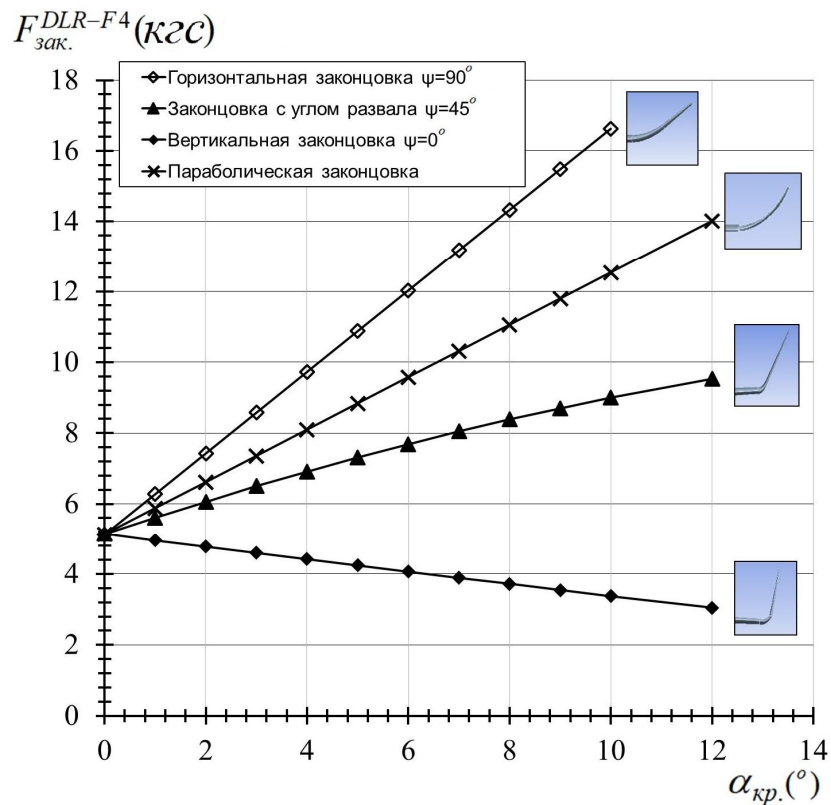


Рисунок 3.1

а) теоретическая зависимость собственного угла атаки законцовки без крутки от угла атаки самолёта при разных углах развала;



б) проектировочная аэродинамическая нагрузка, действующая на разные законцовки крыла DLR-F4 в зависимости от угла атаки крыла  $\alpha_{кр.}$

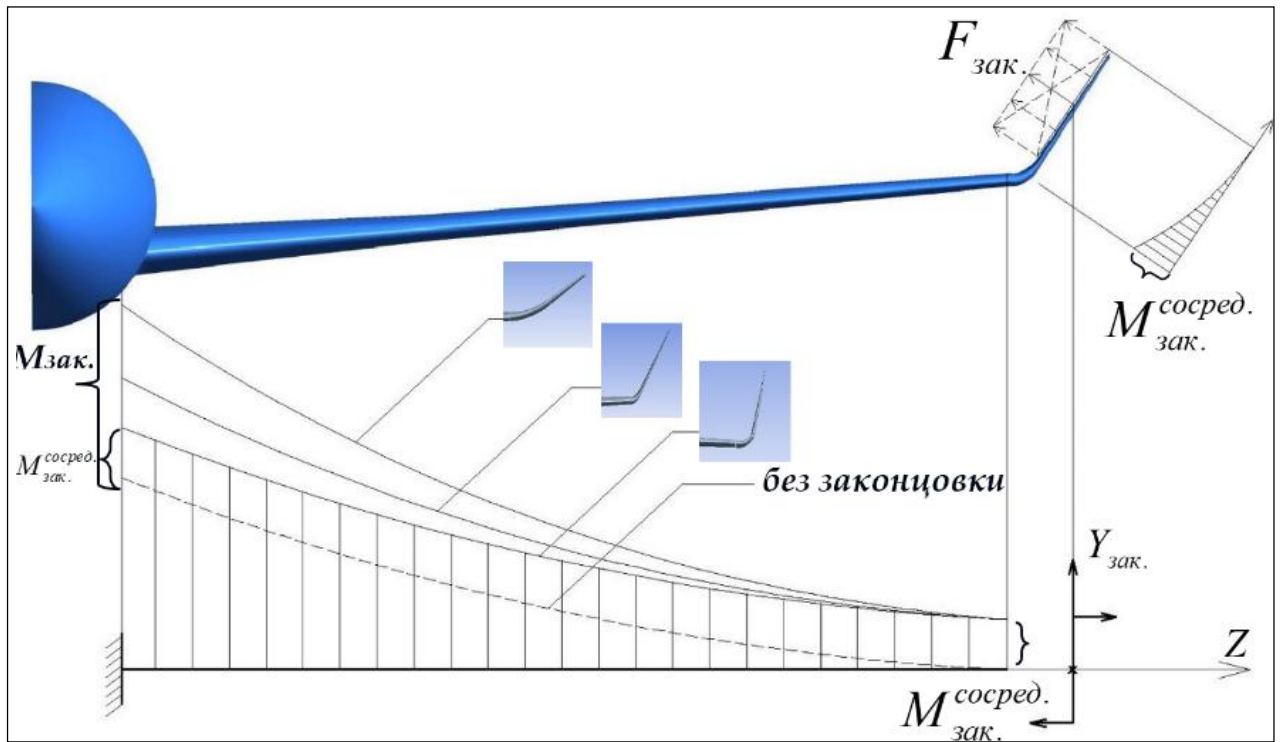


Рисунок 3.2 – Схема нагружения консоли крыла с учётом дополнительной аэродинамической нагрузки  $F_{зак.}$ , действующей на законцовки с разными углами развала

Плеcho несущей силы  $Y_{зак.}$  складывается из размаха крыла и дополнительного плеча, в виде проекции полуразмаха законцовки, которая зависит от угла развала (рисунок 3.3 б):  $L_{Зак.}^Y = L_{кр.} + \frac{L_{зак.}}{2} \times \sin(\gamma)$ . Тогда приращение  $M_{изг.}$ , обусловленное

наличием  $Y_{зак.}$ :  $M_{Зак.}^Y = Y_{зак.} \times \frac{\dot{\epsilon}}{\epsilon} L_{кр.} + \frac{L_{зак.}}{2} \times \sin(\gamma) \frac{\dot{\epsilon}}{\epsilon}$ , а общее приращение

$M_{изг.}$  [кгсЖм] от законцовки получается:

$$M_{зак.} = F_{зак.} \times \frac{L_{зак.}}{2} + Y_{зак.} \times \frac{\dot{\epsilon}}{\epsilon} L_{кр.} + \frac{L_{зак.}}{2} \times \sin(\gamma) \frac{\dot{\epsilon}}{\epsilon} \quad (3.10)$$

Здесь, боковая  $Z_{зак.}$  исключена т.к. она мало влияет на изгибающий момент, а лишь увеличивает не критичных для консоли крыла сжимающих усилий (пренебрегая здесь влияния небольшого поперечного  $V$  крыла, ведущего к образованию внецентренного сжатия от  $Z_{зак.}$ ). Подставляя в (3.10) значение

$Y_{зак.} = F_{зак.} \times \sin(\gamma)$ , получим окончательное выражение приращения проектировочной величины изгибающего момента от установки законцовки под углом развала  $\gamma$  :

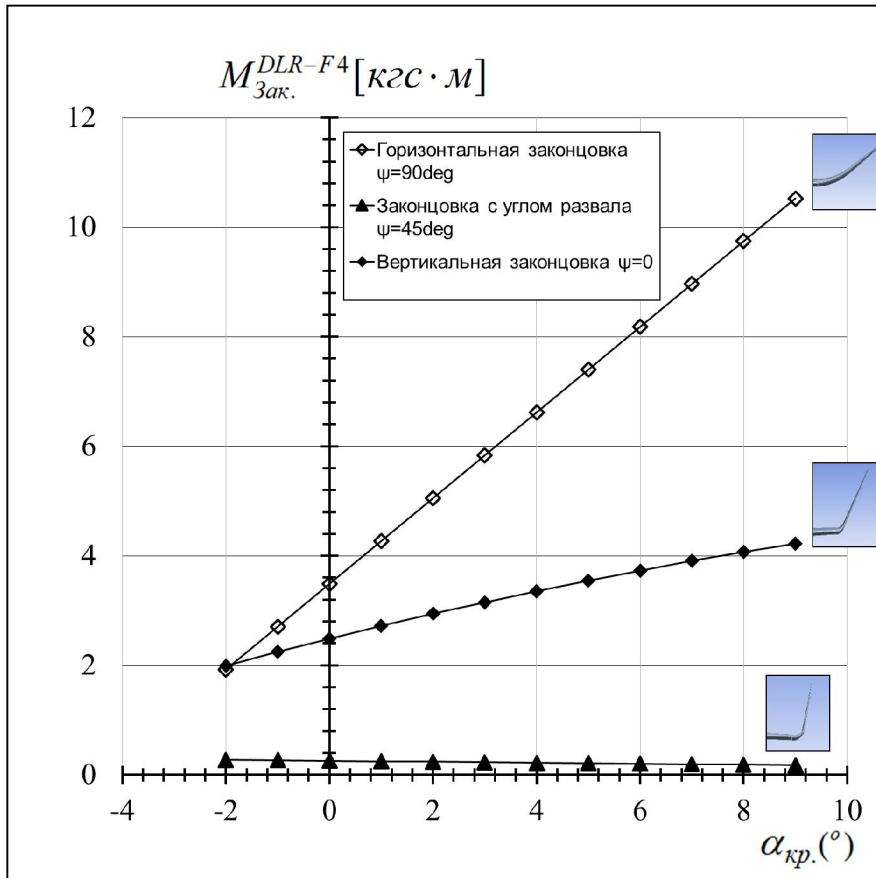
$$M_{зак.} = F_{зак.}(\gamma) \times \frac{\dot{e} L_{зак.}}{\ddot{e}} + \sin(\gamma) \times L_{кр.} + \frac{L_{зак.}}{2} \times \sin^2(\gamma) \frac{\dot{u}}{\ddot{u}} \quad (3.11)$$

Из (3.11) видно, что увеличение  $M_{зак.}$  из-за большего угла развала законцовки, складывается из одновременного увеличения величины нагрузки  $F_{зак.}(\gamma)$  (см. Рисунок 3.1 б.), несущей составляющей этой нагрузки  $Y_{зак.} = F_{зак.} \times \sin(\gamma)$ , а также несколько из-за увеличения плеча  $Y_{зак.}$  до корня крыла, из-за увеличения проекции полуразмаха законцовки  $\frac{L_{зак.}}{2} \times \sin(\gamma)$  (см. схему на рисунке 3.3б далее). Для количественного сопоставления теоретической величины изгибающего момента в корне крыла при установке разных законцовок, можно подставлять в (3.11) значения аэродинамической нагрузки из (3.9), полуразмах крыла DLR-F4  $L_{кр.}^{DLR-F4} = 0.58 м$ , и размах законцовки, исследованной во главе 2  $L_{зак.}^{DLR-F4} = 0.1 м$  :

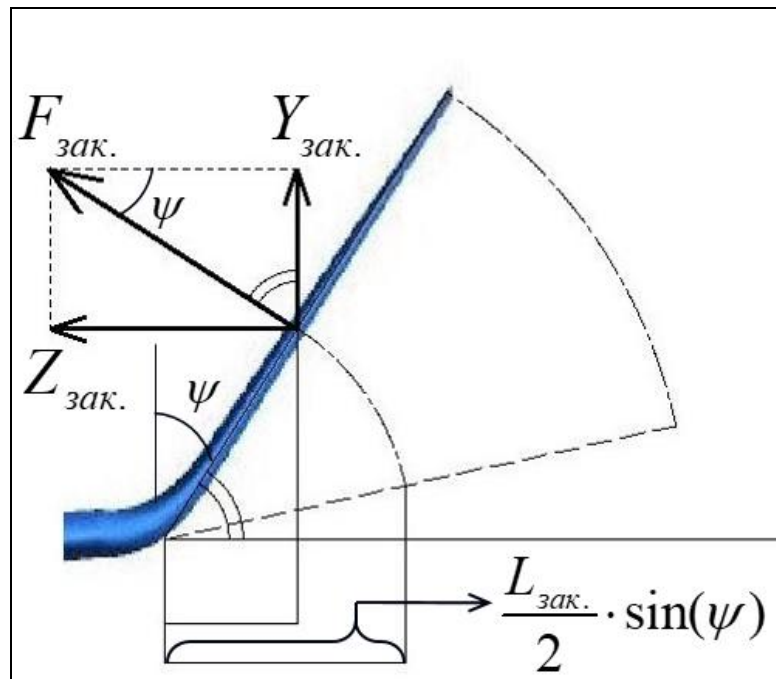
$$\left\{ \begin{array}{l} \text{Для горизонтальной законцовки } \gamma = \frac{\rho}{2} : \\ M_{зак\_y=\frac{\rho}{2}}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \gg [2.3a_{кр.} + 10.26] \times \cos^2\left(\frac{\rho}{4}\right) \times 0.68 \quad \text{Для вертикальной законцовки } \gamma = 0 : \\ M_{зак\_y=0}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \gg 10.26 \times \cos^2\left[\frac{\rho}{4} + a_{кр.}\right] \times 0.05 \end{array} \right. \quad (3.12)$$

Для законцовки с  $\gamma = \frac{\rho}{4}$  :  $M_{зак\_y=\frac{\rho}{4}}^{DLR-F4}(a_{кр.}) \gg [0.56a_{кр.} + 4.97] \times \cos^2\left[\frac{\rho}{4} + 0.5 \times a_{кр.}\right]$

На рисунке 3.3 а, приведены графики приращения изгибающего момента в корне крыла модели DLR-F4 при установке вертикальной, горизонтальной и законцовки общего случая с  $\gamma = \frac{\rho}{4}$ , из формул (3.12).



а)



б)

Рисунок 3.3

а) приращение изгибающего момента в корне крыла в зависимости от угла атаки крыла DLR-F4 для законцовок с разными углами развала; б) боковая и подъемная составляющие, плечо аэродинамической нагрузки на законцовку

Из графика на рисунке 3.3а можно сделать вывод, что поскольку вся аэродинамическая нагрузка, действующая на вертикальную законцовку – боковая, и уменьшающаяся с ростом  $\alpha_{кр.}$ , данная законцовка практически не увеличивает  $M_{изг.}$  в корне крыла и ничтожно малое его приращение обусловлено лишь сосредоточенным моментом в ее корне. В сравнении с законцовкой общего случая, горизонтальная законцовка в 3 раза быстрее увеличивает  $M_{изг.}$  из-за роста как величины нагрузки на нее вместе с ее несущей составляющей, так и плеча данной нагрузки до корня крыла. Также заметим, что несмотря на одинаковую величину нагрузки на разных законцовках при нулевом угле атаки крыла (рисунок 3.1 б), приращение изгибающего момента при  $\alpha_{кр.} = 0$  получается разной вследствие разной несущей составляющей, а также разного ее плеча до корня крыла.

### 3.3 Проектировочный расчет величины и распределения аэродинамической нагрузки по размаху криволинейной законцовки

Результатом оптимизации геометрии законцовки по критерию максимального аэродинамического качества во главе 2 является концепция криволинейной на виде спереди законцовки, имеющей переменный по размаху (координате  $z$ ) угол развала:  $Y(z)$ . Для такой законцовки, в ранее полученных для прямолинейной законцовки зависимостях (3.8) и (3.11), постоянные величины аэродинамической нагрузки на законцовку и изгибающего момента заменяются функциями от координаты  $z$ , задающими местную величину аэродинамической нагрузки. Угол атаки прямой законцовки в функции (3.5) заменяется функцией от местного угла развала, задающей местный угол атаки по размаху законцовки:

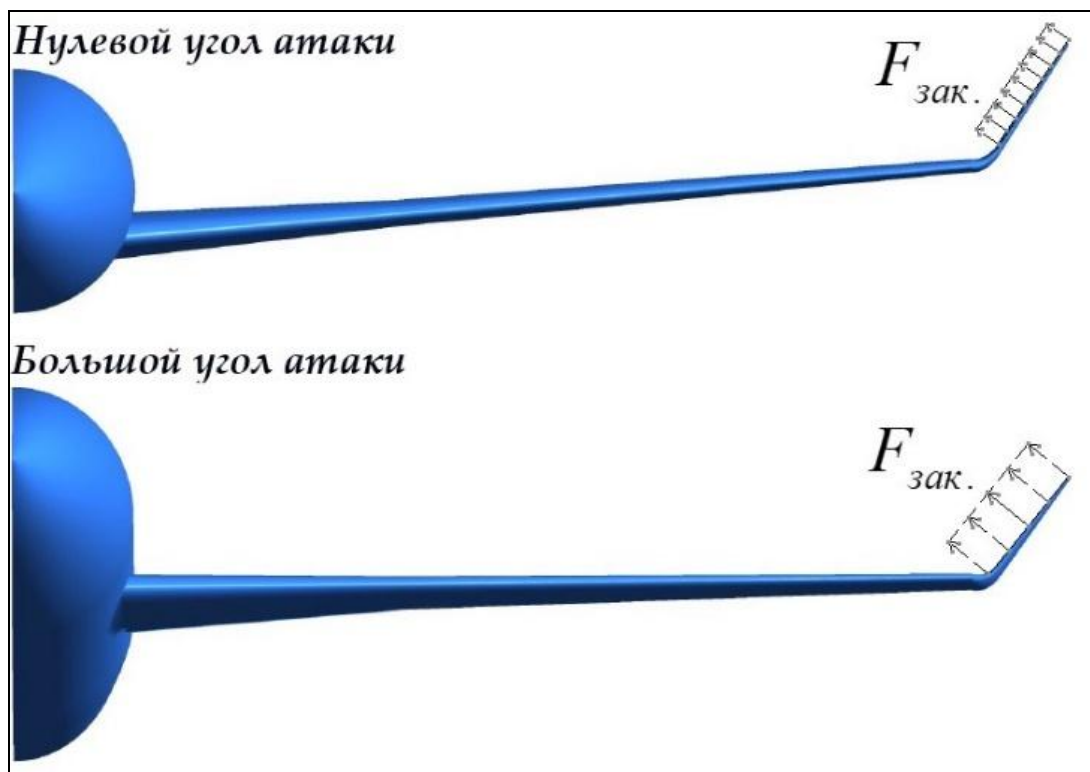
$$a_{зак.}(z) = \frac{Y(z)}{\rho/2} a_{кр.}$$
 При увеличении угла атаки крыла, местный угол атаки по размаху законцовки  $a_{зак.}(z)$  увеличивается в тем меньшей степени, чем ближе к концевым сечениям криволинейной законцовки, обладающим меньшими углами развала  $Y(z)$ . Это ведёт к неравномерному росту аэродинамической нагрузки

$F_{зак.}(z)$  по размаху законцовки в сторону разгрузки ее концевых сечений (рисунок 3.4 б.). Таким образом, из формулы (3.2), каждое элементарное сечение  $z$  по размаху законцовки будет иметь свой коэффициент аэродинамической нагрузки, который для законцовки с профилем DFVLR-R4, исходя из (3.2), равен:

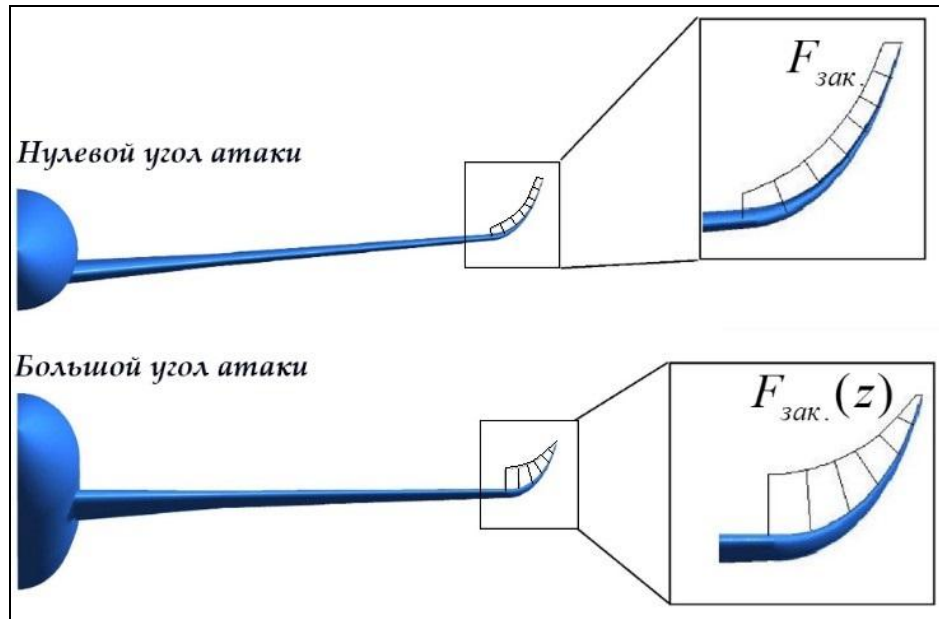
$$C_{F_{зак.}}^{DLR-F^4}(z) \approx [0.1a_{зак.}(z) + 0.45] \cdot \cos^2[b_{зак.}(z)] . \quad (3.13)$$

Подставляя (3.5) и (3.7), получим выражение  $C_{F_{зак.}}^{DLR-F^4}(z)$  по углу атаки крыла:

$$C_{F_{зак.}}^{DLR-F^4}(z) \approx [0.1 \frac{y(z)}{p/2} a_{кр.} + 0.45] \cdot \cos^2[l_{зак.} + (1 - \frac{y(z)}{p/2}) \alpha_{кр.}] . \quad (3.14)$$



а)



б)

Рисунок 3.4 – Закономерности роста аэродинамической нагрузки по размаху  
 а) примерно одинаковый рост аэродинамической нагрузки по размаху прямой законцовки с ростом  $a_{кр.}$ ; б) неравномерный рост нагрузки криволинейной законцовки вследствие неравномерного роста местного угла атаки

В разделе 2.3.4 функция переменного развала по размаху криволинейной на виде спереди законцовки, фронтальная проекция которой задана в виде параметризирующей функции второго порядка  $Y(z)$ , равна:

$$y(z) = \frac{\rho}{2} - \arctan[Y'(z)]. \quad (3.15)$$

Кроме того, исходя из местной величины хорды (при известном сужении законцовки), и элементарной длины дуги кривой  $Y(z)$ :  $dL_{зак.}(z)$ , можно определить площадь элементарного сечения криволинейной на виде спереди законцовки как:

$$S_{зак.}(z) = b_{зак.}(z) \times dL_{зак.}(z) = b_{зак.}(z) \times \sqrt{1 + [Y'(z)]^2}. \quad (3.16)$$

Из (3.1), проектировочная аэродинамическая нагрузка в каждом сечении по координате  $(z)$  криволинейной законцовки равна:

$$F_{зак.}(z) = C_F^{зак.}(z) \times S_{зак.}(z) \times \frac{V^2}{2}. \quad (3.17)$$

Подставляя сюда (3.14), (3.15) и (3.16) получим окончательно функцию теоретического распределения аэродинамической нагрузки по размаху законцовки с профилем DFVLR-R4, заданной произвольной параметризующей функцией второго порядка  $Y(z)$ :

$$F_{зак.}(z) = \left[ 0.1 \frac{\frac{\rho}{2} - \arctan[Y'(z)]}{\rho/2} a_{кр.} + 0.45 \right] \cdot \cos^2 \left[ \frac{\rho}{4} + \left( 1 - \frac{\frac{\rho}{2} - \arctan[Y'(z)]}{\rho/2} \right) a_{кр.} \right] \times \mathcal{S}_{зак.}(z) \times \sqrt{1 + [Y'(z)]^2} \times r \frac{v^2}{2} \quad (3.18)$$

А ее общая величина может быть просуммирована интегрированием (3.17) или (3.18) по размаху законцовки:

$$F_{зак.}^{DLR-F4}(a_{кр.}) = \int_{z_0}^{z_1} C_F^{зак.}(z) \mathcal{S}_{зак.}(z) \times r \frac{v^2}{2} dz = \left( r \frac{v^2}{2} \right) \times \int_{z_0}^{z_1} C_F^{зак.}(z) \mathcal{S}_{зак.}(z) dz. \quad (3.19)$$

В качестве примера для количественного сопоставления величины нагрузки на криволинейную законцовку и её изменение по углу атаки крыла (в сравнении с классическими законцовками той же площади), рассмотрим простейший частный случай параболической законцовки (рисунок 3.5 а.). Передняя проекция параболической законцовки приведённой на рисунке 3.5, задаётся с помощью параметризующей функции параболы  $Y^{Параб.}(z) = 10z^2$ . Из (3.15), ее местный угол развала задаётся функцией:

$$y(z) = \frac{\rho}{2} - \arctan[Y'(z)] = \frac{\rho}{2} - \arctan[20z]. \quad (3.20)$$

Подставляя (3.20) в (3.18) получим распределение аэродинамической нагрузки по размаху этой параболической законцовки при скоростном напоре крейсерского

режима  $r \frac{V^2}{2} = 5.7 \times 10^3 \text{ кгс} / \text{м}^2$ , и крейсерском угле атаки крыла

$a_{кр.} = 2^\circ \approx 0.035 \text{ рад}$ :

$$F_{параб\_зак.}^{DLR-F4}(z) = \left[ 0.1 \frac{\frac{\rho}{2} - \arctan[20z]}{\rho/2} 0.035 + 0.45 \right] \cdot \cos^2 \left[ \frac{\rho}{4} + \left( 1 - \frac{\frac{\rho}{2} - \arctan[20z]}{\rho/2} \right) 0.035 \right] \times \mathcal{S}_{зак.}(z) \times \sqrt{1 + [20z]^2} \times 5.7 \times 10^3. \quad (3.21)$$



Распределение нагрузки  $F_{\text{параб\_зак.}}^{DLR-F4}(z)$  по размаху параболической законцовки согласно (3.21) приведено на рисунке 3.5б, на котором видно смещение нагрузки к корню и разгружение концевых сечений. Интегрируя (3.21) по размаху законцовки, можно вычислить общую величину нагрузки  $F_{\text{параб\_зак.}}^{DLR-F4}$ . Для упрощения интегрирования, пренебрегаем эффектом скольжения (косинус), который проявляется только на концевых сечениях с малыми  $y(z) \ll \frac{\rho}{2}$ , и принимаем местный угол скольжения постоянным по размаху и равным углу стреловидности законцовки:  $l_{\text{зак.}} = \frac{\rho}{4}$ . Значение конечной координаты  $z_1$  можно

определить из площади законцовки, равной  $S_{\text{зак.}}^{DLR-F4} = 0.004 \text{ м}^2 \gg L_{\text{зак.}} \times \frac{b_{\text{зак.}}^0 + b_{\text{зак.}}^1}{2}$ .

В случае криволинейной законцовки, её общий размах равен длине дуги кривой

$$Y(z): L_{\text{зак.}} = \int_{z_0}^{z_1} \sqrt{1+[Y'(z)]^2} dz.$$

Для параболической законцовки с корневой хордой  $b_{\text{зак.}}^0 = 0.06 \text{ м}$ , концевой  $b_{\text{зак.}}^1 = 0.018 \text{ м}$  и площадью  $S_{\text{зак.}}^{DLR-F4} = 0.004 \text{ м}^2$ :

$$0.004 \gg \int_0^{z_1} \sqrt{1+[Y'(z)]^2} dz \times \frac{0.06+0.018}{2} \gg \int_0^{z_1} \sqrt{1+[20z]^2} dz \times 0.039 \approx z_1 \gg 0.076 \text{ м}$$

Местная хорда меняется по закону:  $b_{\text{зак.}}(z) = b_{\text{зак.}}^0 - \frac{b_{\text{зак.}}^0 - b_{\text{зак.}}^1}{z_1} z = 0.06 - 0.55z$

Подставляя в (3.18) и (3.19) найдем общую величину аэродинамической нагрузки на параболическую законцовку по углу атаки крыла как интеграл по размаху законцовки:

$$F_{\text{параб\_зак.}}^{DLR-F4}(a_{\text{кр.}}) \gg r \frac{V^2}{2} \times \int_0^{0.076} \left[ 0.1 \frac{\frac{\rho}{2} - \arctan(20z)}{\rho/2} a_{\text{кр.}} + 0.45 \right] \cos^2(l_{\text{зак.}}) \times (0.06 - 0.55z) \sqrt{1+[20z]^2} dz \quad (3.22)$$

Подставляя сюда скоростной напор:  $r \frac{V^2}{2} = 5.7 \times 10^3 \text{ кгс} / \text{м}^2$  и  $l_{\text{зак.}} = \frac{\rho}{4}$ ,

применением программных комплексов математического расчёта, находим:

$$F_{\text{параб\_зак.}}^{DLR-F4}(a_{\text{кр.}}) \approx 0.74a_{\text{кр.}} + 5.364. \quad (3.23)$$

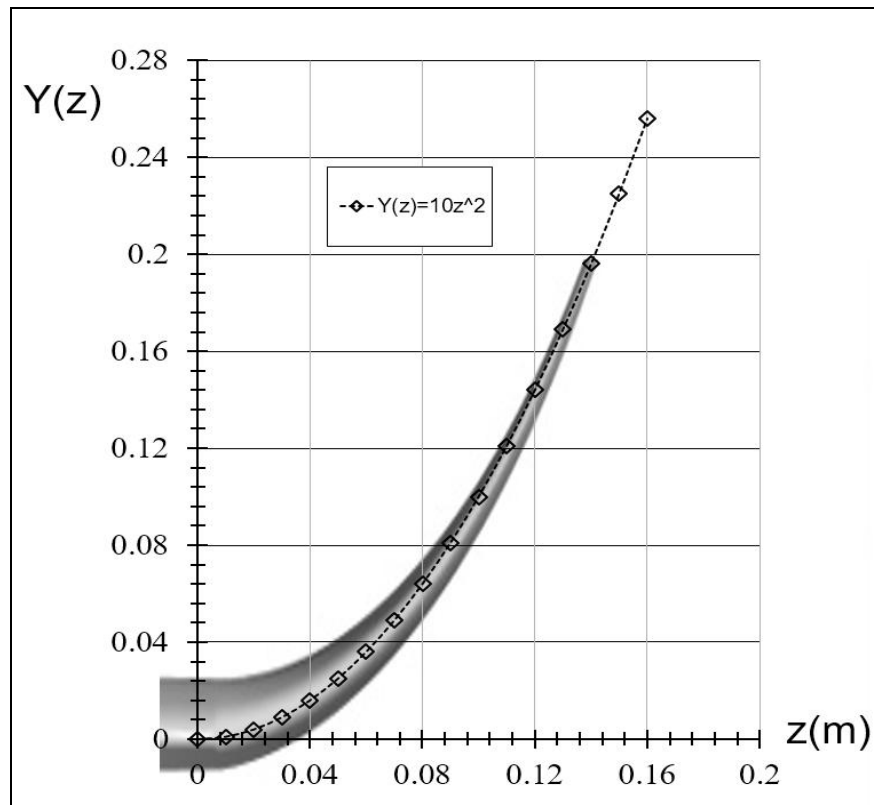
График  $F_{\text{параб\_зак.}}^{DLR-F4}(a_{\text{кр.}})$  из (3.23) был внесен на рисунке 3.1 б. вместе с графиками нагрузок, действующих на другие (прямые) законцовки для наглядного сравнения. Можно заметить, что рост проектировочной величины аэродинамической нагрузки по углу атаки, быстрее чем у прямолинейной законцовки среднего развала  $\gamma = \frac{\rho}{4}$ , однако заметно медленнее чем у горизонтальной законцовки. Если при интегрировании учесть скольжение на концевых сечениях и падение нагрузки на них, рост по синусоиде (вместо приближённо полученного линейного роста) получился бы еще более заметно медленнее, особенно на больших углах атаки крыла.

Из зависимости (3.11) следует, что вклад в рост изгибающего момента в корне крыла от каждого элементарного сечения координаты  $z$  криволинейной законцовки равен:

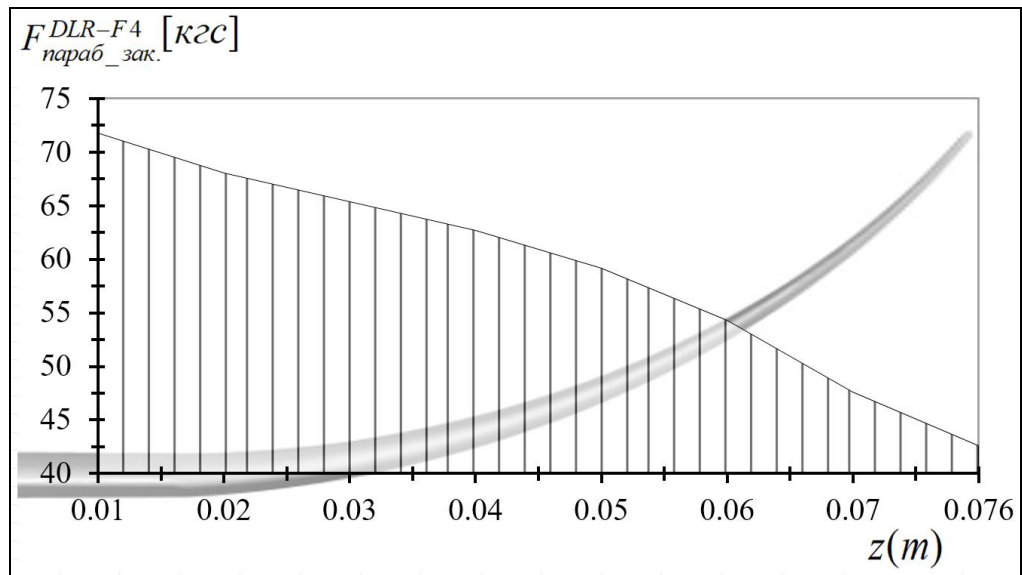
$$M_{\text{зак.}}(z) = F_{\text{зак.}}(z) \times \frac{\rho L_{\text{зак.}}}{2} + \sin(\gamma(z)) \times L_{\text{кр.}} + \frac{L_{\text{зак.}}}{2} \times \sin^2(\gamma(z)) \quad (3.24)$$

А общее приращение изгибающего момента суммируется интегрированием функции (3.24) по размаху законцовки:

$$M_{\text{зак.}} = \int_{z_0}^{z_1} F_{\text{зак.}}(z) \times \frac{\rho L_{\text{зак.}}}{2} + \sin(\gamma(z)) \times L_{\text{кр.}} + \frac{L_{\text{зак.}}}{2} \times \sin^2(\gamma(z)) dz. \quad (3.25)$$



а)



б)

Рисунок 3.5

а) пример параметризации криволинейной на виде спереди законцовки через функцию второго порядка (парабола); б) теоретическое распределение аэродинамической нагрузки по размаху параболической законцовки, полученное применением формулы (3.18)

### 3.4 Обобщение полученного распределения аэродинамической нагрузки по размаху криволинейной законцовки на случай деформированного крыла

Широкое применение композитных материалов в конструкции крыльев современных пассажирских самолетов позволяет увеличить удлинение крыла без потери жёсткости ввиду повышенного модуля Юнга у углепластиков в сравнении с алюминиевыми сплавами. Однако более легкая конструкция композитной консоли ведёт к значительной пассивной деформации под аэродинамической нагрузкой. К примеру, перемещение законцовки крыла самолета Boeing 787 составляет около 3-х метров [21]. Деформированное крыло, как правило, образует криволинейную на виде спереди форму, которую можно легко параметризовать через функцию второго порядка. На рисунке 3.6 приведен пример деформированного крыла модели DLR-F4, полученного в результате вычислительного моделирования обтекания дозвуковым потоком  $M=0.6$  на угле атаки  $\alpha = 2^\circ$ , и моделирования напряженно-деформированного состояния консоли. Как показано на рисунке 3.6, проекция (YZ) изогнутой плоскости хорд крыла DLR-F4 может быть задана параметризирующей функцией параболы  $Y(z)=0.22z^2$ . Используя зависимость (3.18), подставляя геометрических параметров крыла вместо законцовки, можно получить распределение аэродинамической нагрузки по размаху деформированного крыла DLR-F4:

$$F_{\text{зак.}}(z) = [0.1 \frac{\rho}{2} - \arctan[0.44z] \frac{\rho}{2} - 0.035 + 0.45] \cdot \cos^2[0.38 + (1 - \frac{\rho}{2} - \arctan[0.44z] \frac{\rho}{2}) \times 0.035] \times \times [0.24 - 0.25z] \times \sqrt{1 + [0.44z]^2} \times 5.7 \times 10^3 \quad (3.26)$$

Распределение нагрузки согласно (3.26) внесена на рисунке 3.6 ниже по размаху (z) деформированного крыла.

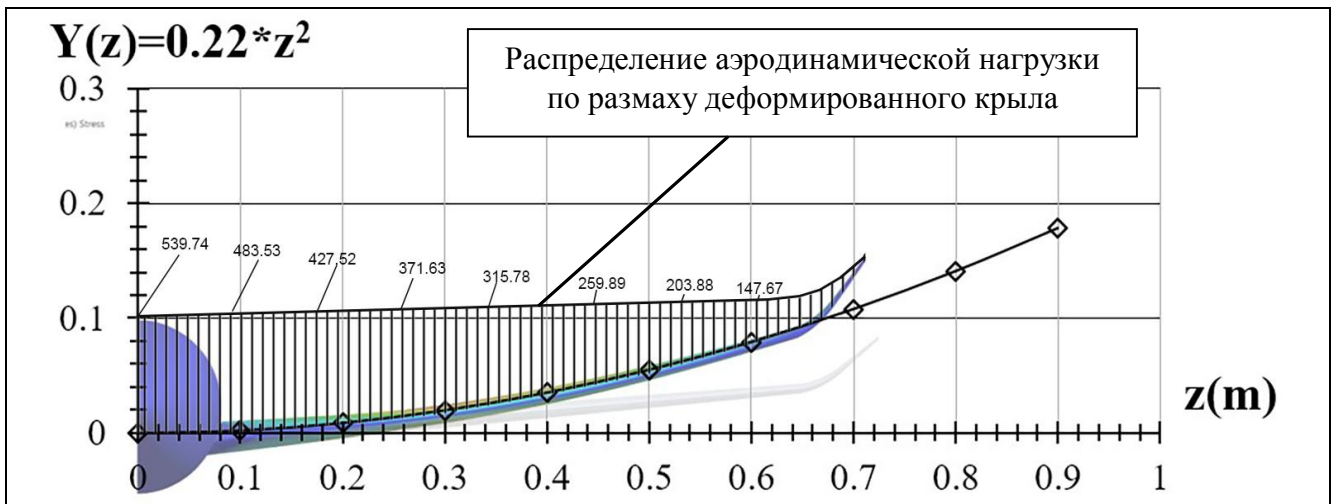


Рисунок 3.6 – Применение функции распределения аэродинамической нагрузки (3.18) для проектировочного расчёта нагрузки по размаху деформированного крыла модели DLR-F4

Следует заметить, что с учетом положительной стреловидности крыла  $c_{DLR-F4} = 27.1^\circ$ , которая вызывает закручивание крыла в пикирующем направлении, на тем больший угол, чем дальше от корня крыла [55-56], угол атаки концевых сечений изогнутого крыла оказывается меньше полученного расчетом при представленной методике. Таким образом для полноценного проектировочного расчета распределения нагрузки по размаху аэроупругого крыла, формула (3.18) нуждается в соответствующей корректировке значения местного угла атаки, учитывая стреловидность крыла и распределения по размаху жесткости на кручение.

## Выводы по главе 3

На основании выявленных в главе 2 закономерностей, в частности обнаруженной высокой чувствительности к углу развала законцовки характера обтекания в концевой части крыла и величин нагрузки на нее, разработана система инженерных формул проектировочного расчета нагрузки от законцовки в зависимости от ее геометрии: ее углов развала и стреловидности, профилировки, площади и других параметров. В основу разработанной методики положен анализ приращения местных углов атаки и скольжения по размаху законцовки. Поскольку это профилированная несущая поверхность, то величина угла атаки законцовки и его зависимость от угла атаки крыла оказались определяющими факторами при расчете величины и распределения нагрузки, действующей на законцовку и итогового приращения изгибающего момента в корне крыла.

Применением предложенной функции второго порядка, параметризирующей фронтальную проекцию криволинейной законцовки, разработанные в главе 2 формулы проектировочного расчета были расширены на случай криволинейной законцовки, у которой ввиду переменного угла развала наблюдается неравномерный рост нагрузки вдоль размаха. Интегрированием параметризирующей функции по размаху законцовки получены проектировочная величина суммарной аэродинамической нагрузки на нее и ее распределение.

Полученная система инженерных формул проектировочного расчета нагрузки от законцовки в зависимости от ее геометрии положена в основу разработанной методики проектировочного расчета внешней нагрузки по размаху крыла современного пассажирского самолёта.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Оценка влияния проектных решений на топливную эффективность пассажирского самолета была произведена в многодисциплинарной постановке, в которой количественно сопоставлены рост аэродинамического качества крыла в результате увеличения его удлинения и/или применения концевых устройств и рост массы конструкции вследствие роста внешних нагрузок. В результате вычислительного моделирования работы крыла под нагрузкой выделены ключевые геометрические параметры законцовки, оказывающие наибольшее влияние на критерии топливной эффективности, а именно ее угол развала и относительная площадь. Разработана методика проектировочного расчета аэродинамической нагрузки, действующей на законцовку, отличительной особенностью которой является учет влияния угла развала на местные углы атаки и скольжения. Эффективность разработанной методики заключается в количественной оценке весового эквивалента различных проектных решений по улучшению аэродинамики крыла. Цель диссертационной работы достигнута за счет совмещенного применения средств вычислительной гидродинамики, средств прочностного расчета, а также комплексного математического анализа полученных закономерностей изменения картины обтекания в концевой части крыла и его напряженно-деформированного состояния.

Получены следующие основные результаты, обладающие научной новизной и практической ценностью:

1. Предложены целевая функция и методика по анализу весовой стоимости проектных решений по улучшению характеристик крыльев пассажирских самолетов.

2. Предложена система инженерных формул, позволяющая на этапе проектировочного расчёта определить величину аэродинамической нагрузки на законцовку и оценить ее вклад в подъёмную и боковую силы крыла, а также ее вклад в приращение изгибающего момента в корне крыла.

3. Доказано сравнительное преимущество криволинейной на виде спереди законцовки, как компромиссное решение, совмещающее на разных углах атаки преимущества классической законцовки винглет с малым углом развала и горизонтальной законцовки, увеличивающей удлинение крыла.

4. Разработана новая методика параметризации и расчёта характеристик криволинейных на виде спереди несущих поверхностей.

Полученные результаты позволяют повысить точность проектировочного расчета крыла пассажирского самолета и обоснованность выбора его характеристик, с учётом применения современных, в том числе криволинейных на виде спереди, концевых устройств. Внедрение результатов исследования в производство выполнено посредством участия в ФЦП «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы».

Одним из наиболее перспективных направлений исследования по оптимизации концевой части крыла может стать модификация формы профиля в концевых сечениях, на примере ведущихся в ЦАГИ исследований по проектированию высоконесущих профилей для пассажирских самолетов [57], или исследованной на кафедре аэродинамики ЛА МАИ концепции концевого профиля с заостренным носком [58-63]. Такие новые концепции концевых устройств могут иметь достаточно хорошую весовую отдачу, сравнимую с рассмотренными в данной диссертации конфигурациями законцовки типа винглет, однако они нуждаются в большом объёме исследований для подтверждения их преимуществ.



## Список сокращений и условных обозначений

В настоящей работе использованы следующие сокращения:

НИОКР – Научно-исследовательские опытно-конструкторские работы

ОКБ – Опытное-конструкторское бюро

КСС – Конструктивно-силовая схема

САПР – Система автоматизированного проектирования

ПС – Пограничный слой

ТПС – Турбулентный пограничный слой

КШ – Концевая шайба

АТ – Аэродинамическая труба

CALS – Continuous Acquisition and Life Cycle Support (непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукции)

CFD – Computational Fluid Dynamics (вычислительная гидродинамика)

UDF – User Defined Function (задаваемая пользователем функция)

BLADE – Breakthrough Laminar Aircraft Demonstrator in Europe (европейский проект перспективного самолета с ламинарным крылом)

RANS – Reynolds-Averaged Navier-Stokes (осреднённые по-Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса)

AGARD – Advisory Group for Aerospace Research and Development (консультативная группа по аэрокосмическим исследованиям и разработкам)

AIAA – American Institute of Aeronautics and Astronautics (Американский институт аэронавтики и астронавтики)

DPW – Drag Prediction Workshop (Семинар по вычислительному расчёту аэродинамических коэффициентов)

В настоящей работе использованы следующие условные обозначения:

---

$P_{\text{потр.кр.}}$	Потребная тяга двигателя на крейсерском режиме полета
$G$	Вес самолета
$K$	Аэродинамическое качество
$DM_{\text{ед.}}^{\text{DK}}$	Весовой эквивалент, соответствующий единице роста аэродинамического качества $DK$
$m_0$	Взлетная масса самолета
$F$	Нормальная сила
$S_c$	Площадь поперечного сечения элемента конструкции
$S_{\text{Винглет}}$	Площадь в плане законцовки типа «винглет»
$S$	Нормальное напряжение, $S = F / S$
$S_{\text{max}}$	Максимальные нормальные напряжения
$S_{\sigma}$	Предел прочности (характеристика материала)
$n$	Запас прочности, $n = S_{\sigma} / S_{\text{max}}$
$m_{\text{доп.}}$	Дополнительная масса при установке доп. агрегата (законцовки)
$m_{1\text{см}^2}^{\text{панели}}$	Масса элементарного объёма панели площадью $1 \text{ см}^2$
$d_{\text{эл.}}$	Толщина элементарного объёма панели площадью $1 \text{ см}^2$
$S_{\text{эл.}}$	Напряжение на элементарном объёме панели площадью $1 \text{ см}^2$
$F_{\text{эл.}}$	Нормальная сила на элементарный объём панели площадью $1 \text{ см}^2$
$S_{\text{сеч.}}^{\text{эл.}}$	Площадь поперечного сечения эл. объёма панели площадью $1 \text{ см}^2$
$m_{\text{нижн.}}^{\text{панели}}$	Масса нижней панели
$S_n$	Площадь панели
$S_{\text{кр.}}$	Общие критические напряжения сжатия
$S_{\text{кр.}}^{\text{Местн.}}$	Местные критические напряжения сжатия

$(l/i)^2$	Радиус инерции сечения
$\rho$	Плотность
$m_{1\text{см}^3}$	Масса элементарного объема 1 см <sup>3</sup> конструкции
$v$	Общий объем конструкции
$E$	Модуль упругости материала
$F_{\text{зак.}}$	Аэродинамическая нагрузка, действующая на законцовку крыла
$Ds_{\text{max}}^{\text{зак}}$	Приращение $S_{\text{max}}$ консоли крыла вследствие установки законцовки
$y^+$	Безразмерное расстояние вдоль поверхности тела
$\delta_T$	Толщина пограничного слоя
Re	Число Рейнольдса
$M$	Число Маха
$\alpha$	Геометрический угол атаки модели DLR-F4
$\vec{v}$	Вектор скорости
$\bar{t}$	Тензор напряжений
$E$	Полная энергия
$p$	Статическое давление
$k_{\text{eff}} \tilde{N}T$	Передача энергии за счет проводимости
$\dot{a}_j h_j \vec{J}_j$	Передача энергии за счет диффузии видов
$\bar{t}_{\text{eff}} \vec{v}$	Передача энергии за счет вязкой диссипации
$k_{\text{eff}}$	Эффективная проводимость ( $k + k_t$ , где $k_t$ - турбулентная теплопроводность, определяемая по используемой модели турбулентности)
$T$	Температура
$h_j$	Энтальпия для видов $j$
$\vec{J}_j$	Диффузионный поток видов $j$

$\bar{\bar{t}}_{eff}$	Эффективный (истинный) тензор напряжений сдвига в потоке газа
$P_{abs}$	Абсолютное давление
$R$	Универсальная газовая постоянная
$M_w$	Молекулярная масса
$m$	Динамическая вязкость
$m_0$	Исходная молекулярная вязкость
$T_{ref}$	Эталонная (исходная) температура, обычно 273.0 К
$S_c$	Постоянная Сатерлэнда, характеристика газа
$n_T$	Показатель температуры, обычно равно 1.5 для большинства газов
$t$	Время
$k$	Кинетическая энергия турбулентности
$u_i$	Величина компонента скорости
$G_k$	Эффективная диффузия $k$
$G_k$	Образование кинетической энергии турбулентности из-за средних градиентов скорости
$Y_k$	Диссипация $k$ из-за турбулентности
$w$	Удельная скорость диссипации
$G_w$	Эффективная диффузионность $\varpi$
$G_w$	Образование $\varpi$ из-за средних градиентов скорости
$Y_w$	Диссипация $\varpi$ из-за турбулентности
$\{s\}$	Тензор механических напряжений
$[D]$	Матрица жесткости
$\{e\}$	Тензор механических деформаций
$C_{xa}$	Коэффициент силы сопротивления
$C_{xai}$	Коэффициент индуктивного сопротивления
$C_{xa\_тр.}$	Коэффициент сопротивления трения

$C_{ya}$	Коэффициент подъёмной силы
$S$	Площадь крыла, площадь крыла модели DLR-F4 в плане, с учётом его подфюзеляжной части
$B_{ш}$	Хорда шайбы
$R_{ш}$	коэффициент овальности концевой шайбы
$2h$	Высота концевой шайбы
$S_{ки}$	Площадь концевой шайбы в плане
$S_{кр.}$	площадь крыла модели DLR-F4 в плане, без учёта его подфюзеляжной части
$K_{ки}$	Аэродинамическое качество крыла после установки шайбы
$K_{исх}$	Исходное аэродинамическое качество крыла (без шайбы)
$C_{хаисх}$	Коэффициент силы сопротивления исходного крыла (без шайбы)
$K_{\alpha=const}$	Аэродинамическое качество системы крыло-законцовка при фиксированном угле атаки
$\lambda$	Угол стреловидности законцовки
$\psi$	Угол развала законцовки
$\xi$	Угол крутки законцовки
$h$	Высота законцовки
$R$	Радиус галтели законцовки
$B$	Сужение законцовки
$Y(z)$	Функция развала (криволинейной законцовки)
$Y(z_n)$	Местный угол развала (криволинейной законцовки) в координате $z_n$
$Y(z)$	Параметризирующая функция фронтальной проекции криволинейной законцовки
$Y_{max}$	Максимальный местный угол развала криволинейной законцовки
$v_{DLR-F4}^{крыло}$	Общий внутренний объём крыла прототипа DLR-F4
$m_{зак.}$	Масса законцовки
$m_{DLR-F4}$	Общая масса прототипа DLR-F4 из стали
$K_{DLR-F4}$	Предполагаемое крейсерское качество прототипа DLR-F4

$P_{\text{потр.}}^{\text{DLR-F4}}$	Предполагаемая потребная крейсерская тяга прототипа DLR-F4
$S_{\text{Зак.}}$	Площадь законцовки общего случая
$C_F^{\text{Зак.}}$	Коэффициент аэродинамической силы, действующей на законцовку
$V$	Скорость невозмущённого потока
$\alpha_{\text{Зак.}}$	Угол атаки законцовки
$\alpha_{\text{кр.}}$	Геометрический угол атаки крыла, он же угол атаки модели DLR-F4
$b_{\text{Зак.}}$	Угол скольжения законцовки
$C_{\text{ya}}^{\text{DFVLR-R4}}$	Коэффициент подъёмной силы стандартного профиля DFVLR–R4
$b$	Угол скольжения крыла (модели DLR-F4)
$C_{\text{ya}}^{\text{скольж.}}$	Коэффициент подъёмной силы скользящего крыла (модели)
$K_y$	Коэффициент развала законцовки
$\alpha_{\text{попер.}}$	Составляющая местного эффективного угла атаки по размаху законцовки, обусловленная трёхмерным (поперечным) течением
$M_{\text{Зак.}}^{\text{Соср.}}$	Сосредоточенный в конне законцовки изгибающий момент
$L_{\text{кр.}}$	Размах крыла
$L_{\text{Зак.}}$	Размах законцовки
$M_{\text{изг.}}$	Суммарный изгибающий момент в конне крыла
$Y_{\text{Зак.}}$	Подъёмная составляющая аэродинамической нагрузки на законцовку
$Z_{\text{Зак.}}$	Боковая составляющая аэродинамической нагрузки на законцовку
$M_{\text{Зак.}}^Y$	Составляющая изгибающего момента в конне крыла, обусловленная наличием $Y_{\text{Зак.}}$
$L_{\text{Зак.}}^Y$	Плечо момента $M_{\text{Зак.}}^Y$
$M_{\text{Зак.}}$	Составляющая $M_{\text{изг.}}$ , обусловленная наличием законцовки
$b_{\text{Зак.}}^0$	Корневая хорда законцовки
$b_{\text{Зак.}}^1$	Концевая хорда законцовки
$C_{\text{DLR-F4}}$	Угол стреловидности крыла модели DLR-F4

$l_{кр.}$	Удлинение крыла
$e$	Коэффициент характеризующий форму крыла в плане
$N$	Константа, характеризующая форму крыла в плане равна $\rho A_{кр.} \times e$

---

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Новожилов Г.В.* Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. – М.: Наука, 1976. – 440 с.
2. *Кощеев А. Б., Платонов А. А., Хабров А. В.* Аэродинамика самолетов семейства Ту-204/214. – М.: Полигон-Пресс, 2009. – 304 с.
3. *Краснов Н. Ф.* Аэродинамика: Часть 1 Основы теории, Аэродинамика профиля и крыла. – М.: URSS, 2009. – 496 с.
4. *Аржаников Н.С., Садекова Г.С.* Аэродинамика летательных аппаратов: Учебник. – М.: Высшая школа, 1983. — 359 с.
5. *Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т.* Аэродинамика отрывных течений. – М.: Высшая школа, 1988. — 351 с.
6. *Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А. и др.* Аэрогидромеханика. – М.: Машиностроение, 1993. — 608 с.
7. *Горяинов А.А.* Справочник авиаконструктора: Том I. Аэродинамика самолета. – М.: ЦАГИ, 2012. – 512 с.
8. *А.С. Ляскин, В.А. Фролов.* Расчёт аэродинамических характеристик крыльев летательных аппаратов по моделям идеального и вязкого газа: Учебное пособие. М.: Самарский Государственный Аэрокосмический Университет имени С. П. Королева, 2012. – 49 с.
9. *Keizo T., Keita H.* Multidisciplinary Design Exploration for a Winglet. // Journal of Aircraft. – 2008. – Vol. 45. – P. 1601-1611. – doi:10.2514/1.33031.
10. *Himisch, J.* Winglet Shape and Load Optimization with a numerically supported Lifting Line Method // Proceedings of the 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. –2008. – doi:10.2514/6.2008-5902.
11. *Ning A.S., Kroo I.* Multidisciplinary Considerations in the Design of Wings and Wing Tip Devices. // Journal of Aircraft. – 2010. –Vol. 47. – P. 534-543.
12. *Strei T., Himisch J., Heinrich R., Nagel B., Horstmann K.H., Liersch C.* Design of a Retrofit Winglet for a Transport Aircraft with Assessment of Cruise and Ultimate Structural Loads // New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI // Springer 2006. – P. 61-69.
13. *Mann, A.; Elsholz, E.* The M-DAW Project Investigations in Novel Wing Tip Device Design // Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. –2005. –Vol. 461.– doi:10.2514/6.2005-461.
14. *Hesham S.M., Essam E.K., Osama E.A., Gamal E.* Effect of Raked Winglet on Aircraft Performance // Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. –2017. –Vol. 1841. – doi:10.2514/6.2017-1841.



15. *Hesham S.M., Essam E.K., Osama E.A., Gamal M.E.* Aircraft-Blended Winglet Performance Analyses // Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. – 2017.–Vol. 1838.– doi:10.2514/6.2017-1838.
16. *Pfeifferm N.J.* Numerical Winglet Optimization // Proceedings of the 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.– 2004.– Vol.213.– doi:10.2514/6.2004-213.
17. Обзор рынка «ОАК 2017-2036» [Электронный ресурс]. URL:  
<http://uacrussia.ru/ru/investors/presentations/?year=2017>
18. Airbus Group. A 350 XWB MS1 Winglet Close Up: Shaping Efficiency [Электронный ресурс]. URL: <http://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/05/first-air-mauritius-a350-xwb-takes-shape-in-airbus-final-assembly-line.html>
19. Airbus Group. Winglets: A Tip-Top Solution for More Efficient Aircraft. [Электронный ресурс]. URL:  
<http://www.airbus.com/newsroom/news/en/2017/02/winglets-a-tip-top-solution-for-more-efficient-aircraft.html>
20. Статья газеты «Ведомости»: «Успешно выполнен первый испытательный полет SSJ100 с законцовками крыла» от 21.12.2017 г. [Электронный ресурс]. URL: [https://www.vedomosti.ru/press\\_releases/2017/12/21/uspeshno-vipolnen-pervii-ispitatel'nii-polet-ssj100-s-zakontsovkami-krila](https://www.vedomosti.ru/press_releases/2017/12/21/uspeshno-vipolnen-pervii-ispitatel'nii-polet-ssj100-s-zakontsovkami-krila)
21. Сайт фирмы Boeing: Boeing 787. [Электронный ресурс]. URL:  
<http://www.boeing.com/commercial/787/>
22. Сайт фирмы Airbus. [Электронный ресурс]. URL:  
[http://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/09/airbus\\_-\\_blade\\_-\\_laminar-flow-wing-demonstrator-makes-first-flight.html](http://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/09/airbus_-_blade_-_laminar-flow-wing-demonstrator-makes-first-flight.html)
23. *Г.С. Бюшгенс.* Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов –М.: Пекин: ЦАГИ. 1995.– 772 с.
24. *Ляпунов С.В., Андреев Г.Т., Баринов В.А., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л., Чернавских Ю.Н., Матросов А.А., Подобедов В.А.* Аэродинамика самолета МС-21 // Материалы XXIII научно-технической конференции по аэродинамике, 2012.– С.158
25. *Андреев Г.Т., Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Губанова М.А., Ляпунов С.В., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В., Чернышев И.Л.* Расчетно-экспериментальные исследования аэродинамической компоновки самолета МС-21 на этапе эскизного проектирования // Материалы XXI научно-технической конференции по аэродинамике, 2010.– С.18
26. *Ляпунов С.В., Андреев Г.Т., Баринов В.А., Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В., Чернышев*

- И.Л.* Расчётно-экспериментальные исследования аэродинамической компоновки самолёта МС-21. Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, 2011.– С.103
27. *Богомазова Г.Н., Вялков А.А., Головкин М.А., Головкин А.М., Головкина Е.В., Грудинин В.В., Дець Д.О., Ефремов А.А., Подобедов В.А., Матросов А.А.* Исследование штопора модели самолета МС-21-300 в аэродинамической трубе Т-105 // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике, 2014.– С.66-67
28. *Вялков А.В., Головкин М.А., Ефремов А.А., Подобедов В.А., Матросов А.А., Марченко В.Г., Дятлов В.Н., Кошелев А.А., Назаров О.И.* Система измерения высотно-скоростных параметров самолета МС-21 на основе многофункциональных приемников воздушного давления // Материалы XXV научно-технической конференции по аэродинамике, 2014.– С.97-98
29. *Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л.* Расчетно-экспериментальные исследования по определению крейсерской аэродинамической компоновки самолета МС-21 // Материалы XX школы-семинара «аэродинамика летательных аппаратов», 2009.– С.28-29
30. *Губанова М.А., Брагин Н.Н., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Баринов В.А.* Исследования по совершенствованию взлетно-посадочной механизации самолета МС-21 // Материалы XXII научно-технической конференции по аэродинамике, 2011.– С.55
31. *Гуереш Д., Попов С. А.* Расчетные исследования и разработка рекомендаций для совершенствования аэродинамики и акустики самолета МС-21. Шифр «Эволюция», этап 1 // Отчёт о научно-исследовательской работе, выполненной в рамках государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы» и государственного контракта от «31» августа 2016 г. №16411.1770290019.18.031
32. *Сергей Ляпунов:* почему на МС-21 нет законцовок крыла // материал из журнала "Авиатранспортное обозрение" – Деловой авиационный портал АТО.– 2011.–№121. Электронный ресурс. [URL]: <http://www.ato.ru/content/pochemu-na-ms-21-net-zakoncovok-kryla>  
(вход выполнен 30.06.2018)
33. *Губанова М.А., Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П.* Применение процедуры многорежимной оптимизации для согласования крейсерских и взлетно-посадочных характеристик крыла пассажирского самолета // Материалы XVIII школы-семинара “аэродинамика летательных аппаратов”, 2007. – С.50-51
34. *Ефремов Захарченко, В.; Овчаренко, В.* Динамика полета. –М.: Машиностроение, 2011.– С. 135

35. *Egert C. M.* Проектирование самолетов.–М.:Логос, 2005.– 612 с.
36. *Redeker, G.* DLR-F4 Wing Body Configuration/A Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes // AGARD-AR-303; Advisory Group for Aerospace Research and Development. 1994.– Vol. II, P. 1–24.
37. *McDonald, M.A.* AGARD-AR-303 report // Advisory Group for Aerospace Research and Development. 1994.– Vol. 1B. P. 896
38. *Vassberg, J.; Lee-Rausch, B.* Drag Prediction Workshops IV // Journal of Aircraft. 2014.– Vol. 51.– doi:10.2514/1.C033081.
39. *Tinoco, E.N.* Summary of Data from the Sixth AIAA CFD Drag Prediction Workshop: CRM Cases 2 to 5 // Proceedings of the 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2017.– doi:10.2514/6.2017-1208.
40. *Ляпунов С.В., Сакович В.С., Сорокин А.М., Волков А.В., Лифшиц Ю.Б.* Применение неструктурированных сеток в вычислительной аэродинамике. «Аэродинамика летательных аппаратов» // Материалы IX Школы-семинара: Восемидесятилетию ЦАГИ посвящается. 1998.– С. 20
41. *Бондарев Е.Н., Дубасов В.Т., Рыжов Ю.А.* Аэрогидромеханика. М.: Машиностроение, 1993. — 608 с.
42. Документация ПО «ANSYS»: ANSYS Theory Guide. Электронный ресурс. [URL]: [www.ansys.com](http://www.ansys.com)
43. *Anderson, J.; Hughes, W.* Fundamentals of Aerodynamics, 5th ed. McGraw-Hill Series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 2011. – 1152 p.
44. *Wilox, D.C.* Multiscale model for turbulent flows // AIAA Journal, 1988.– Vol. 26, P. 1311–1320.
45. *Гуереш Д., Попов С. А.* К определению формы и размеров законцовки крыла дозвукового пассажирского самолета. Авиационная Техника. 2018.– №3
46. *Richard T. Whitcomb* A Design Approach and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-tip Mounted Winglets // NASA Technical Note D-8260, 1976 .– 33 p.
47. *Hemke P.E.*, Drag of Wings with End Plates // NACA-TR-267, 1927. – P. 1-13.
48. *Mills, J.; Ajaj, R.* Flight Dynamics and Control Using Folding Wingtips: An Experimental Study // Aerospace 2017. – Vol. 14. – doi:10.3390/aerospace4020019.
49. *Gomes, A.A.; Falcao, L.* Study of an Articulated Winglet Mechanism // Proceedings of the 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013.– doi:10.2514/6.2013-1452.

50. *Afonso, F.; Vale, J.; Lau, F.; Suleman, A.* Multidisciplinary Performance Based Optimization of Morphing Aircraft // Proceedings of the AIAA SciTech 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2014.– doi:10.2514/6.2014-0761.
51. *Zhang, M.; Nangia, R.; Rizzi, A.* Design and Shape Optimization of Morphing Winglet for Regional Jetliner // Proceedings of the 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2013.– doi:10.2514/6.2013-4304.
52. *Гуереш Д., Попов С.А.* Повышение топливной эффективности пассажирского самолета за счет минимизации веса неплоской несущей поверхности. – Труды МАИ.– 2018, №100.– 31 с.
53. *Jenkins, R. V., Johnson, W. G.* Data from tests of a R4 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel // NASA Technical Report. NASA-TM-85739, 1984.– 360 p.
54. *Gueraiche D, Popov S.* Winglet Geometry Impact on DLR-F4 Aerodynamics and an Analysis of a Hyperbolic Winglet Concept // Aerospace, 2017.– Vol.4(4):60. Электронный ресурс [URL]: <https://doi.org/10.3390/aerospace4040060>
55. *Житомирский Г. И.* Конструкция самолетов: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.
56. *Ляпунов С.В., Боксер В.Д., Владимирова Н.А., Висков А.Н., Ковалева Н.Н.* Проектирование сверхкритического крыла перспективного БСМС // тезисы доклада на конференции «Аэродинамика летательных аппаратов». Материалы X Школы-семинара, 1999.– С. 37
57. *Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышев И.Л., Фабрициус Е.В., Климов В.Т.* Проектирование высоконесущих профилей для легких пассажирских и транспортных самолетов с крейсерским числом  $M=0.6-0.72$  // Материалы XV школы-семинара “Аэродинамика летательных аппаратов”, 2004.– С.21-22
58. *Гуереш Д., Попов С.А.* Улучшение аэродинамики крыла пассажирского самолета с помощью законцовки треугольной формы в плане.– Научный вестник МГТУ ГА, 2018.– Т. 21. № 1.– С.124-136.
59. *С. А. Попов, Дж. Гуереш, А. В. Кузнецов.* Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик крыла с треугольным выступом различных конфигураций.– Изв. вузов. «Авиационная техника», 2016.– №3.– DOI: 10.3103/S1068799816030132
60. *Кощеев А. Б., Платонов А. А., Хабров А. В.* Аэродинамика самолетов семейства Ту-204/214. . – М.: Полигон-Пресс, 2009. – С. 53

61. *Kandil O.A., Mook, D.T., Nayfeh A. H.* Subsonic Loads on Wings having Sharp Leading Edges and Tips // *Journal of Aircraft.*– 1976, Vol.13№1 DOI: 10.2514/3.44512
62. *Сакорнсин Р.* Улучшение аэродинамических характеристик комбинированного крыла путем добавления треугольного выступа.– *Труды МАИ*, 2013.– №65.– 29 с.
63. *Сакорнсин Р.* Аэродинамические характеристики крыла с выступом при разных углах отклонения выступов и различных компоновках крыла гидросамолета в местах соединения.– *Труды МАИ*, 2013.– выпуск №70.– 23с.