

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ УКРАИНЫ
“КИЕВСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ”

На правах рукописи

УДК 531.383

Бондарь Юрий Иванович

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ
ВНЕШНИХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО САМОЛЕТА С УЧЕТОМ
СТАТИЧЕСКОЙ АЭРОУПРУГОСТИ**

Специальность 05.07.02 - проектирование, производство и
испытания летательных аппаратов.

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
Сухов Виталий Викторович,
доктор технических наук,
профессор

Киев – 2015

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	3
РАЗДЕЛ 1	
ОБЗОР МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК ДЛЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	10
1.1. Внешняя нагрузка, как фактор прочности	11
1.2. Методы определения нагрузки на крыло	15
1.2.1. Статистические методы определения нагрузки на крыло	16
1.2.2. Экспериментальные методы	19
1.2.3. Численные методы определения аэродинамической нагрузки на крыло	23
1.3. Распределение внешней нагрузки по крылу	26
1.4. Методы интеграции расчетных и экспериментальных данных при создании равнопрочных авиационных конструкций	32
1.5. Постановка задачи и цель исследования	35
РАЗДЕЛ 2	
МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО И ЕГО СТРУКТУРНЫЕ МОДЕЛИ	36
2.1. Аэродинамическая модель	40
2.1.1. Численная аэродинамическая модель	41
2.1.1.1. Безотрывное обтекание	47
2.1.1.2. Отрывное обтекание с учетом вязкости и сжимаемости	56
2.1.1.3. Отрывное обтекание с учетом развитой пелены и функции сходимости	60
2.2. Экспериментальная аэродинамическая модель	70
2.2.1. Алгоритм выбраковки ошибок при обработке вторичных данных дренажного эксперимента	73
2.3. Массовая модель	85
2.4. Упругая модель	91
2.4.1. Итерационный метод расчета упругих деформаций.	94

2.4.2. Определение деформаций методом конечно-элементной аппроксимации	97
2.5. Выводы по разделу 2	109
РАЗДЕЛ 3	
ОРГАНИЗАЦИЯ МЕТОДИЧЕСКОГО, ИНФОРМАЦИОННОГО, ПРОГРАММНОГО И ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ	111
3.1. Требования к структурной организации расчета внешних нагрузок	112
3.2. Процедура комплексирования моделей метода	114
3.3. Информационное обеспечение расчета внешних нагрузок	118
3.4. Технология вычислительной среды	123
3.5. Выводы по разделу 3	126
РАЗДЕЛ 4	
РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК ПО ПРЕДЛОЖЕННОЙ МЕТОДИКЕ	127
4.1. Модель специального транспортного самолета	127
4.2. Модель среднемагистрального пассажирского самолета	133
4.3. Модель среднего транспортного самолета М1	139
4.4. Модель среднего транспортного самолета М2	145
4.5. Модель тяжёлого транспортного самолета	151
4.6. Выводы по разделу 4	159
ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ	160
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	162
ПРИЛОЖЕНИЕ А Листинг программы расчета отрывного обтекания с учетом развитой пелены и функции сходимости	171
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Листинг программы расчета внешних нагрузок на крыло и обработки вторичных данных дренажного эксперимента	185
ПРИЛОЖЕНИЕ В Материалы по внедрению и использованию работы	211

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы. Одним из направлений развития современной авиационной промышленности является реструктуризация проектно-конструкторских работ на основе применения современных расчётных и экспериментальных методов с использованием информационных технологий (ИТ). Основной задачей реструктуризации является повышение качества проектно-конструкторских работ. Проектные исследования основаны на расчётных и экспериментальных методах исследования. Взаимное сочетание этих методов определяет качество исследований в целом. В этом сочетании главным фактором является достоверность информации и скорость принятия решений для проведения объективных исследований в режиме реального времени.

При проектировании и конструировании самолетов транспортной категории важное место занимает процесс определения внешних нагрузок.

В условиях проектной неопределенности и временной лимитации циклов проектирования, когда экспериментальные данные доступны только по аналогам объекта проектирования, на первое место выходят расчётные методы (РИ) определения параметров внешней нагрузки. Эти методы требуют создания математической модели объекта проектирования, которая имеет свои упрощения, погрешности и требуют настройки таким образом, чтобы полученный результат гарантированно совпадал с результатами будущих экспериментов. Научно-техническое и информационное обеспечение этого процесса имеет определяющее влияние на достоверность результатов. Точность определения внешних нагрузок на элементы летательного аппарата (ЛА) имеет исключительное значение потому, что нагрузки являются источником для расчетов прочности, весовой эффективности и ресурса изделия.

Нагрузки определяются согласно нормам летной годности, которые изложены в Авиационных Правилах, часть 25 (АП-25), и являются исходными данными для расчетов на прочность. Под действием аэродинамической и массовой нагрузки крыло деформируется и, как следствие, изменяется характер ее распределения по размаху крыла. Такое

явление аэроупругости приводит к изменению действующих факторов нагружения. Это изменение может достигать 9÷12% в сечении по бортовой нервюре крыла, особенно для стреловидных крыльев большого удлинения ($\lambda \geq 8$) [6].

Параметры аэродинамической нагрузки определяются численными методами (ЧМ) и экспериментальными исследованиями (ЭИ) в аэродинамической трубе (АДТ). Наиболее достоверным и трудоемким методом определения распределения давления по поверхности самолета являются ЭИ его дренированной модели в аэродинамической трубе. До настоящего времени остается проблемным изготовление упругой дренированной аэродинамической модели самолета, которая деформировалась бы под действием внешних нагрузок подобно реальному самолету при проведении испытаний в АДТ. С развитием вычислительной техники появилась возможность увязать численные и экспериментальные методы в единый метод определения нагрузок на несущие поверхности самолета. Этими вопросами занимаются ведущие аэрокосмические организации мира, такие как Boeing, NASA, Onera, ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, ГП «Антонов», Национальный авиационный университет, Национальный аэрокосмический университет "ХАИ им. Н.Е. Жуковского" и другие.

Основными направлениями являются разработка и совершенствование методов численных аэродинамических исследований, разработка методов и средств экспериментальных аэродинамических исследований, разработка общей методологии промышленного эксперимента, разработка экспериментальных стендов и устройств и т.д. Значимые результаты, в вопросах разработки теории и практики промышленного эксперимента, получены такими учеными: Виттиха В.А., Выставкин А.Н., Вышенков Ю.И., Гродзовским Г.Л., Египко В.М., Квачовим В.Н., Ляшко И.И., Палагин А.В., Руденко М.В., Скурихин В.И. и др.. Также в работе использовались фундаментальные труды по теоретической аэродинамике Жуковского Н.Е., Христиановича С.А., Чаплигина С.А., Фабриканта Н.Я., Нужина С.Г.,

Некрасова А.И., Билоцеркиського С.М., Скрипач Б.К., Гуревича Л.А., Бураго Г.Ф. и др. авторов.

К середине 90-х годов XX века были разработаны: прикладные методы аэродинамических вычислений, теория научных исследований, в том числе теория проектирования систем автоматизации ЭИ, принципы интеграции типичных видов экспериментальных данных (ЭД), созданы высокоэффективные измерительные приборы, специализированные проблемно-ориентированные комплексы.

На современном этапе развития актуальными вопросами совершенствования расчетных и экспериментальных исследований МЛА является разработка проблемно-ориентированных информационных технологий (ИТ), которые позволяют в едином комплексе определять и оценивать различные характеристики и нагрузки ЛА, включая определение влияния эффектов статической аэроупругости, обеспечивая высокий уровень каждого этапа проектирования. Это позволяет сократить сроки исследований, уменьшить их трудоемкость, обеспечить заданное качество ЛА. В этой связи актуальной научной задачей является разработка средств и методов сочетания расчетных и экспериментальных исследований модели ЛА (МЛА).

Связь работы с научными программами, планами, темами.

Диссертационная работа выполнялась в соответствии с «Государственной комплексной программой развития авиационной промышленности Украины до 2010 года» (Постановление КМ Украины от 12.12.2001 года №1665-25), и согласно приказа НТУУ «КПИ» № 2-4 от 22.01.2013р., (тема № 2660п) «Разработка методов и методик проектирования оптимального беспилотного авиационного комплекса для задач промышленно-экологического мониторинга окружающей среды, № госрегистрации 0113U000718.

Цель и задачи исследования. Целью работы является создание метода определения внешних нагрузок на крыло большого удлинения ($\lambda \geq 8$) дозвукового самолета транспортной категории, с учетом эффектов статической аэроупругости, на основе расчетных и экспериментальных исследований с использованием информационных технологий.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Разработать математическую модель крыла самолета, которая позволяет получить нагрузки с учетом эффектов статической аэроупругости в условиях трехмерного нагружения.

2. Выявить и исследовать факторы, негативно влияющие на совпадение результатов теоретического расчета и аэродинамического эксперимента с целью минимизации расхождения, синтезировать алгоритм настройки математических моделей и само обеспечения теоретических расчетов входными данными в условиях дефицита информации на основе статистических данных.

3. Разработать алгоритм обработки вторичных результатов дренажных исследований в аэродинамической трубе для условий автоматической или полуавтоматической коррекции и регистрации контролируемых величин в режиме реального времени проведения экспериментальных исследований.

4. Довести метод до инженерного использования и разработать комплекс программ, который обеспечит адаптивное управление исследованиями внешних нагрузок на крыло большого удлинения в режиме реального времени.

5. Провести апробацию метода при решении конкретных проектных задач.

Объектом исследования являются внешние нагрузки, действующие на крыло дозвукового самолета транспортной категории.

Предметом исследования является математическая модель крыла и внешних нагрузок, позволяющие определить нагрузки с учетом эффектов статической аэроупругости в условиях проектной неопределенности.

Методы исследования. В работе использованы: аналитические методы аэродинамики и теории упругости; численный панельный метод возмущенного потенциала; методы системного анализа и математической статистики; методы построения компьютерных систем и информатики.

Научная новизна полученных результатов. В диссертации представлены следующие результаты:

1. Впервые предложена математическая модель крыла для определения распределённых и интегральных нагрузок действующих на крыло, которая имеет возможность самонастройки на основе минимизации погрешностей между расчетными и экспериментальными исследованиями самолета-аналога, что в свою очередь минимизирует расхождение расчетных и экспериментальных исследований проектируемого крыла.

2. Усовершенствована трехмерная модель крыла для расчёта внешних нагрузок с учетом статической аэроупругости, которая обеспечивает трёхмерным конечно-элементную модель для расчётов на прочность крыла и его элементов.

3. Получена новая математическая модель выявления и выбраковки вероятных ошибок вторичных данных дренажного аэродинамического эксперимента на основе свойств непрерывности функции формы профиля и построения доверительного интервала производных функции распределения давления по хорде дренированного сечения, что позволяет решить проблему автоматизации процесса обработки экспериментальных данных и сокращает время обработки, согласно хронометражу, более чем в 6 раз.

4. Впервые системно комплексированы аэродинамическая, массовая и упругая математические модели крыла большого удлинения на основе компьютерно-интегрированной технологии, которая позволяет обеспечить определение напряженно-деформированного состояния крыла в автоматическом режиме, что ведет к сокращению во времени циклов проектирования на ~ 20%.

Практическая ценность и реализация результатов работы.

1. Получена совокупность процедурных моделей для поддержки проведения расчетных и экспериментальных исследований нагружения крыла самолета в условиях неполных или неопределенных данных с учетом эффектов статической аэроупругости.

2. Разработаны алгоритмы, реализующие усовершенствованную технологию расчетного исследования внешней нагрузки действующей на упругое крыло.

3. Решена задача оперативного контроля и анализа данных экспериментальных исследований в режиме реального времени его проведения.

4. Разработано прикладное программное обеспечение, расширяющее функциональность расчетных и экспериментальных исследований, которое обеспечивает решение специализированных задач прочностных исследований.

5. Результаты работы внедрены на ГП « Антонов » и были применены при определении внешних нагрузок на крыло самолета с учетом эффектов статической аэроупругости при проектировании изделий Ан -74, Ан -71, Ан -70, Ан -124, Ан -225, Ан -140 («Акт о внедрении результатов диссертационной работы », ГП « Антонов», от 9.11.2012г.).

Основные положения диссертационной работы используются в учебном процессе НТУУ "КПИ" на кафедре приборов и систем управления факультета авиационных и космических систем в виде методических указаний (Решение методического совета ФАКС 28. 11.2011р. Протокол № 4).

Личный вклад соискателя. Основные положения и результаты работы получены автором лично и представлены в публикациях. В работе [1] сформулирован принцип построения математической модели, проведен анализ вихревой системы сложной пространственной конфигурации; в [2,12]] приведено методическое обеспечение проектирования и прогнозирования внешних нагрузок на крыло; в [3] обоснованы методы комплексирования структурных моделей на основе информационных технологий; в [5] предложена математическая модель упруго самолета и влияние ее параметров на внешние нагрузки, полученные с учетом эффектов статической аэроупругости; в [6,13,17] систематизированы методы анализа вторичных результатов промышленного эксперимента, предложена новая его технология; в [7,15] представлен метод приведения расчетных аэродинамических характеристик к результатам дренажного эксперимента, его методическое обеспечение и порядок и его реализация; в [4, 16,14,19] представлены результаты исследований в сравнение с трубным экспериментом и летными испытаниями.

Апробация работы. Основные результаты исследований, включенные в диссертацию, докладывались и обсуждались на:

- VII Международной научно-технической конференции «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование подвижных объектов» (Киев, 2009 г. НТУУ «КПИ»);

- IX Международной научно-технической конференции «Приладобудування 2010, стан та перспективи" (Киев, 2010, НТУУ "КПИ");

-VIII Международной научно-технической конференции «Гиротехнологии, навигация, управление движением и конструирование подвижных объектов» (Киев, 2010 г. НТУУ «КПИ»);

- Научно-практическая конференция «Актуальні проблеми розвитку авіаційної техніки» , (Киев, 2011 г. МОУ, ДНДІА,НАУ);

-Научные семинары кафедры ПСКЛА ФАКС НТУУ «КПИ» (2009-2013 год).

Публикации по работе. Результаты диссертации опубликованы в 12 работах: из них 7 статей в специализированных изданиях и изданиях, входящих в перечень ГАК МОН Украины, 1 работа в периодическом издании, которое входит в международную базу данных, 4 - тезисы докладов конференций.

Структура работы. Диссертация содержит введение, четыре раздела, выводы и список использованной литературы. Общий объем диссертации составляет 165 страниц, включает 84 рисунка, 3 приложения. Список использованной литературы содержит 116 наименований отечественных и зарубежных

РАЗДЕЛ 1

ОБЗОР МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК ДЛЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Решение проблем определения внешних нагрузок на крыло самолета связано с решением задач повышения эффективности проектных исследований путем развития численных методов расчетов и проведения экспериментальных исследований в режиме реального времени на основе проблемно-ориентированных информационных технологий. Эти задачи требуют всестороннего анализа технологического процесса (ТП) определения внешних нагрузок с целью формирования новых требований к функциям расчетно-экспериментальных методов (РЕМ) и их дальнейшей модификации.

Основными видами проектных исследований ЛА являются расчетные и экспериментальные исследования. Методы исследований включают, как правило, численное и экспериментальное решение поставленных задач, обработку эмпирического материала с целью его осмысления, анализа, синтеза и обобщения для целенаправленного отбора факторов, их дифференцирования, исключения всего случайного и несущественного для решаемой проектной задачи и моделирования физических процессов проходящих при ЭИ. Они направлены на формирование параметров и структур конструкции ЛА с целью обеспечения заданных функциональных свойств, изучение конкретных функций ЛА с учетом статистических данных, потенциальных значений параметров и характеристик, построение модели для гипотез проекта.

Определение внешних нагрузок на крыло самолета связано с решением задач повышения эффективности проектных исследований путем развития численных методов расчетов и проведения экспериментальных исследований. Для экспериментальных исследований применяются АДТ, а

для расчетных исследований разработаны математические алгоритмы, которые реализованы в виде прикладного программного обеспечения (ППО).

Значительная часть характеристик самолета подтверждается РИ, что в конечном итоге приведет к сокращению сроков проектирования самолета с гарантированным качеством. Особая роль при этом отводится развитию комплексов наземных испытаний с использованием современных информационных технологий.

Слабым звеном данного технологического процесса является расчет характеристик объекта, когда экспериментальных данных нет или они в дефиците.

1.1. Внешняя нагрузка, как фактор прочности.

По физической природе нагрузки, действующие на ЛА, можно разделить на несколько типов:

- поверхностные силы - аэродинамические силы, возникающие на поверхности летательного аппарата, тяга двигателей и силы реакции на опорах при движении по земле;
- массовые силы - силы веса и инерции конструкции и оборудования ЛА.

Аэродинамические силы, возникающие на поверхности летательного аппарата, представляют наибольший интерес в виду своей первоначальной неопределенности по величине и форме распределения по агрегатам ЛА. В свою очередь они зависят от множества факторов, которые определяются законами аэродинамики. Массовые силы и их распределение более прогнозируемы и не подвержены параметрической неопределенности.

При определении внешних нагрузок, как фактора прочности, используются знания:

- аэродинамики и динамики полета – воздушные нагрузки, действующие на агрегаты планера ЛА в различных условиях эксплуатации;
- строительной механики и сопротивление материалов – основные законы расчета на прочность различных схем и элементов конструкции;

- конструкция ЛА – массовые нагрузки и силовые схемы реальных конструкций ЛА;
- материаловедение – свойства конструкционных материалов;
- нормы летной годности – требования к прочности.

Авиационные правила (АП) [1] регламентируют основные расчетные случаи нагружения самолета. Каждый расчетный случай характеризуется своими начальными условиями по величине подъемной силы крыла, вертикальной скорости снижения, положению самолета в пространстве, соотношению между проекциями на оси принятой системы координат вектора нагрузки. Дополнительными факторами могут быть угловая скорость вращения, углы отклонения рулевых поверхностей, усилие на штурвале (ручке) и др. Представление о рассматриваемых сочетаниях перегрузок и скоростей дает диаграмма V- n, где по оси абсцисс откладываются возможные скорости полета V , а по оси ординат — соответствующие перегрузки n . Эти режимы создают наибольшие эксплуатационные нагрузки, которые характеризуют предельно возможный уровень нагружения в эксплуатации. На рис.1.1 приведены диаграммы V-n, принятые в требованиях ИКАО по прочности к самолетам на случай маневра и полета в неспокойном воздухе.

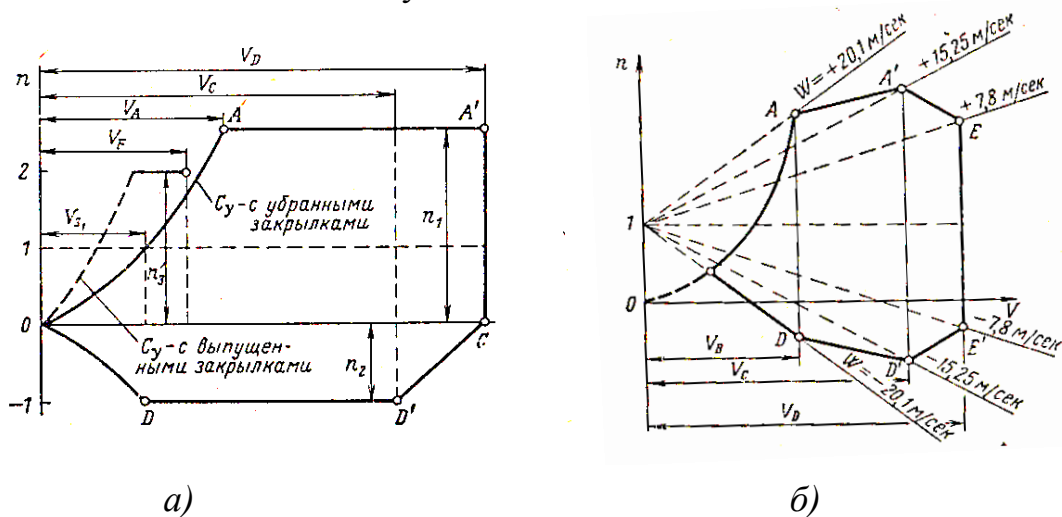


Рис.1.1. Диаграммы [1]: а) V-n для маневренных нагрузок; б) V-n для полетов в неспокойном воздухе.

Следующим этапом после нормирования нагрузок в полетных случаях нагружения является определение эпюр распределения поперечных сил и изгибающих моментов по крылу, фюзеляжу и оперению самолета.

Современные концепции проектировании условно можно разделить на три группы: детерминистические, вероятностные и оптимизационные.

Основу *детерминистического* подхода составляет коэффициент безопасности, определяемый как отношение разрушающей нагрузки к эксплуатационной $f = \frac{N_{\text{разр}}}{N^{\text{э}}}$, где $N_{\text{разр}}$ – разрушающая нагрузка при которой возникает предельное напряженно-деформированное состояние материала элементов конструкции, соответствующее началу разрушения или появлению деформаций, при которых нарушается работа конструкции, $N^{\text{э}}$ – эксплуатационная нагрузка, наибольшая возможная нагрузка при нормальной эксплуатации, определяется расчетом. Определение параметров конструкции и расчет прочности ведется, как правило, по разрушающим нагрузкам.

Коэффициент безопасности вводится с целью учета неопределенных отклонений, имеющих место на практике. В числе таких неопределенностей:

- отклонения, вызванные неточностью определения и случайным характером внешних нагрузок;
- неточности расчетных методов на прочность;
- отклонения в прочностных свойствах материалов;
- отклонения, вызываемые износом в процессе эксплуатации;
- технологические отклонения при производстве и сборке.

Для уменьшения коэффициента безопасности необходимо изучать эти пять источников отклонений. Для беспилотных ЛА коэффициент безопасности, равный 1,3, считается общепринятым стандартом. Для ответственных элементов конструкции принимают $f = 1,5$. Для пилотируемых ЛА коэффициент безопасности имеет значения: $f = 1,5 \div 2$.

Вероятностные методы определения расчетных условий прочности основаны на установлении соотношения между прочностью конструкции и ее надежностью. Уровень надежности задается детерминистически на основе опыта эксплуатации существующих ЛА или по требованиям заказчика. Кроме того, в некоторых методах вероятностного подхода задается распределение надежности по различным элементам конструкции. При этом расчетные нагрузки и коэффициент безопасности определяются в соответствии с заданным уровнем надежности.

Вероятностные подходы к конструированию рассматриваются как более реалистичные по сравнению с детерминистическими. Вместе с тем пока не приходится говорить об их широком внедрении. Одна из причин такого положения состоит в отсутствии систематизированных статистических материалов по внешним нагрузкам и прочностным характеристикам конструкции.

В *оптимизационных* методах регламенты прочности формируются на основе решения оптимизационной задачи. Чаще всего оптимизируется коэффициент безопасности. С его увеличением, с одной стороны, растет масса и, следовательно, уменьшается эффективность ЛА, но, с другой стороны, уменьшаются потери от возможного разрушения.

В качестве критериев оптимальности в этих задачах выбираются условия получения минимальной массы при заданном уровне надежности или минимуме экономических затрат при выполнении целевой задачи. Возможны и другие целевые функции. Трудности, возникающие при практическом решении оптимизационных задач, заключаются в сложности способов отыскания экстремумов функций многих переменных при наличии дополнительных ограничений, а также в сложности получения достоверных стоимостных данных при использовании экономических критериев.

Анализ концепций нормирования прочности указывает на то, что в настоящее время детерминистический подход является преобладающим. Однако и другие подходы нельзя сбрасывать со счетов. Можно ожидать, что

со временем более широко будут использоваться вероятностные подходы к проектированию конструкций, но степень их применимости может иметь определенную границу. Будущие подходы станут более строгими и одновременно будут включать упрощения статистического характера.

1.2. Методы определения нагрузки на крыло.

Для дозвуковых самолетов процесс получения внешней нагрузки на крыло определяется задачами поиска нагрузки аэродинамических и массовых сил. Исходными данными для решения этих задач есть форма крыла в плане, аэродинамическая компоновка, массы топлива, конструкции и оборудования при заданных тактико-технических требованиях.

Методы расчета массы крыла основаны на весовых формулах. Весовые формулы по обоснованности вывода, характеру и структуре можно подразделять на теоретические (функциональные), полуэмпирические и эмпирические (статистические). Теоретические, а часто и статистические формулы представляют собой многочлен, каждый из членов которого учитывает массу элементов конструкции, выполняющих определенные функции. Формулы можно подразделять по их назначению - на формулы укрупненных, поагрегатных и подетальных весовых расчетов, а по их сложности - на формулы прикидочных расчетов, первого и второго приближения. За критерий сложности принимают число учитываемых параметров [2].

Наиболее сложной и неопределенной задачей, на решение которой накладывается ряд требований технического задания, есть задача получения аэродинамических нагрузок. При расчете аэродинамической нагрузки на стреловидное крыло существуют требования аэродинамического проектирования, согласно которым необходимо обеспечить: -минимальную величину индуктивного сопротивления при максимально возможном

приближении к эллиптическому закону распределения аэродинамической нагрузки вдоль размаха крыла;

- минимальную величину волнового сопротивления на режиме крейсерского полета (M , C_y);

- безотрывное обтекания сечений крыла при $C_{y \text{ крейс.}}$ и по возможности отрыв небольшой интенсивности при $C_{y \text{ доп.}} \approx 1,5 \div 1,6 C_{y \text{ крейс.}}$;

- обеспечение приемлемых характеристик продольной устойчивости на больших углах атаки, соответствующих срыву и режимам глубокого сваливания.

Достоверность определения значений аэродинамических нагрузок на крыло при заданных условиях имеет существенное значение. При этом каждое проектируемое крыло имеет свои аэродинамические особенности. Это вид крыла в плане, геометрическая и аэродинамическая крутка крыла, форма его законцовок, механизация и др. На этапе проектирования крыла необходимо выполнить противоречивые условия: используя определенную методику расчета определить характеристики изделия, не имеющего по ряду параметров ближайших аналогов.

1.2.1. Статистические методы определения нагрузки на крыло.

Ранее применялся, и применяются в настоящий момент, статистический метод определения нагруженности крыла. Сущность метода заключается в том, что по полученным в ходе физического эксперимента результатам для определенного типа крыла с помощью функций влияния определяется ожидаемый результат:

$$X_n = f_1 * \dots * f_n * X_e \quad ,$$

где X_n , X_e - соответственно ожидаемая и базовая величина;

$f_1 \dots f_n$ - функции, учитывающие влияние различных параметров

С помощью статистической оценки определяется величина приращений коэффициентов аэродинамических сил и моментов, как функция угла атаки

при различных положениях механизации крыла. Функции влияния, используемые при пересчете, учитывают изменение относительной геометрии крыла, аэродинамических характеристик самолета, которая определяется на основе статистической информации. Например, согласно [3], приращение коэффициента подъемной силы может быть определено как:

$$\Delta C_Y(\alpha, \delta_3)_n = f(\bar{b}_3, \bar{d}) * f(\bar{l}_3, \eta) * f(\bar{C}_Y^\alpha(\delta_3 = 0)) * f(\bar{c}, \bar{h}) * \Delta C_Y(\alpha, \delta_3)_0,$$

где $\Delta C_Y(\alpha, \delta_3)_n, \Delta C_Y(\alpha, \delta_3)_0$ - предполагаемое и базовое приращения с учетом отклоненной механизации крыла; $f(\bar{b}_3, \bar{d}); f(\bar{l}_3, \eta)$ - функции, учитывающие положение механизации, изменения относительной хорды и перекрытия, относительного размаха и сужения крыла;

$f(\bar{C}_Y^\alpha(\delta_3 = 0)); f(\bar{c}, \bar{h})$ - функции, учитывающие влияние изменения аэродинамических характеристик самолета без отклоненной механизации, относительных параметров щелей и перекрытий между элементами механизации. Значение искомой аэродинамической характеристики определяется либо как сумма приращений и ее первоначального значения, либо приведением результата подобного эксперимента.

Статистические методы основаны на анализе результатов экспериментальных исследований, которые являются основой методов изложенных в Руководстве для конструкторов [4] (рис 1.2).

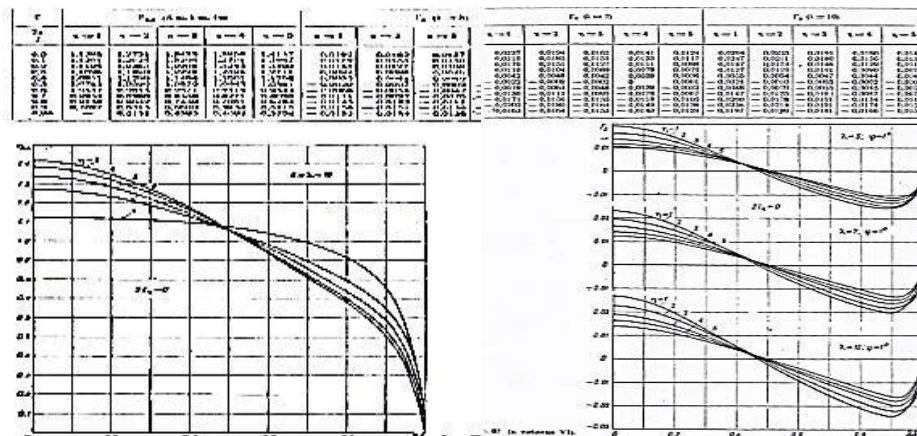


Рис.1.2. Распределение подъемной силы по размаху несущей поверхности, параметрические таблицы Руководства для конструкторов [4].

При определении характеристик нагружения такие методы позволяют с достаточной точностью определить основные параметры такие, как производные подъемной силы по углу атаки $c_{y_i}^\alpha = \Gamma_{пл i} \pi \mu_k \lambda \frac{b_{ср}}{b_i}$, значение коэффициента силы сопротивления $c_{x_i} = \frac{1+\delta}{\pi \lambda} (c_{y_i}^\alpha)^2$, коэффициенты момента $c_{m_i кр} = \frac{dc_{m кр}}{dc_{y кр}} c_{y_i кр}$ и др.

К достоинствам такого подхода надо отнести: применимость на этапе эскизного проектирования; есть возможность учета влияния механизации крыла; поддается программированию.

К недостаткам относятся: низкая точность для этапа рабочего проектирования; невозможен учет эффектов аэроупругости; необходим очень большой статистический материал; статистические методы предусматривают нагружение крыла только силой Q_y , моментами M_x и M_z .

Надо отметить недостатки статистического метода которые можно определить из анализа данных приведенных на рис. 1.3.

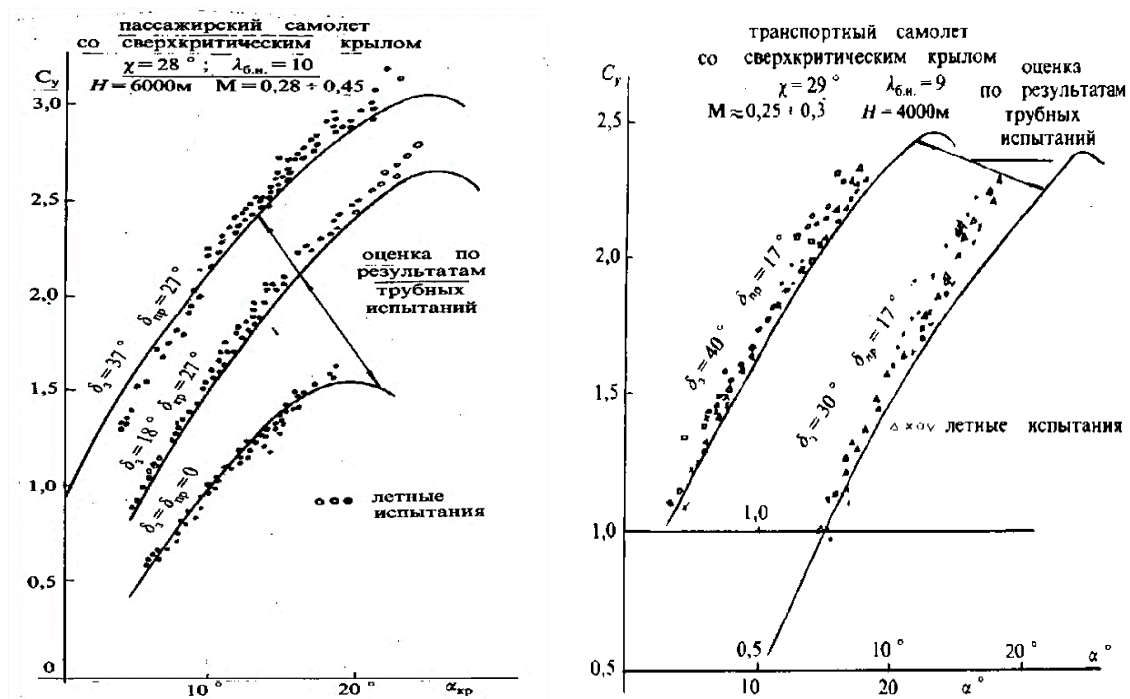


Рис. 1.3. Сравнение зависимостей $C_y = f(\alpha)$ транспортных самолетов с крыльями сверхкритической профилировки [5].

Видно, что разница между расчетным значением коэффициента подъемной силы и значением, полученным в ходе летных испытаний, при заходе на посадку, может достигать 0,15 единиц. Для самолета с площадью крыла $87,3 \text{ м}^2$ и посадочной массой до 35т это эквивалентно изменению посадочной скорости на 15–20 км/ч и, как следствие, потребной длины взлетно-посадочной полосы.

Несовпадение максимальных значений коэффициентов подъемной силы, определенных с помощью статистики при заходе на посадку, с полученными в летных испытаниях составляет 0,15 – 0,2 (7–10%). Это является не приемлемым для оптимального проектирования конструкции самолета, в частности оптимального выбора колес шасси, ресурс которых напрямую зависит от скорости касания.

Такая потеря точности определения аэродинамических характеристик самолета связано с тем, что при использовании статистической методики предполагает подобие физической картины нагружения проектируемого крыла и базовой модели. Используемая, в качестве базовой, информация основана на результатах трубных и летных испытаний изделий, спроектированных в 60÷80-е годы.

1.2.2. Экспериментальные методы

Типовыми видами экспериментальных исследований (ЭИ) в аэродинамической трубе (АДТ) являются дренажные, весовые, флатерные, тензометрические и стендовые. Их отличие определяется целью ЭИ, методикой и алгоритмами обработки ЭД, применяемой аппаратурой ИВС и технологией испытаний. Под каждый из них и для конкретной АДТ проектируется и изготавливается модель летательного аппарата (МЛА).

Основным методом определения распределения давления по поверхности МЛА или ее элементов являются дренажные испытания в

аэродинамической трубе (АДТ) [6, 7, 8]. Распределение давлений дает возможность понять характер обтекания, определить суммарную аэродинамическую силу и момент, определить наличие скачков уплотнения.

В основе аэродинамических ЭИ лежит процесс продувок МЛА в АДТ различных типов (рис.1.4), среди которых можно выделить АДТ дозвуковые ($0 < M_\infty < 0,8$), околозвуковые ($0,8 < M_\infty < 1,2$), сверхзвуковые ($1,2 < M_\infty < 5$), гиперзвуковые ($M_\infty > 5$) [23, 81]. Здесь M_∞ - значение числа Маха в рабочей части АДТ.

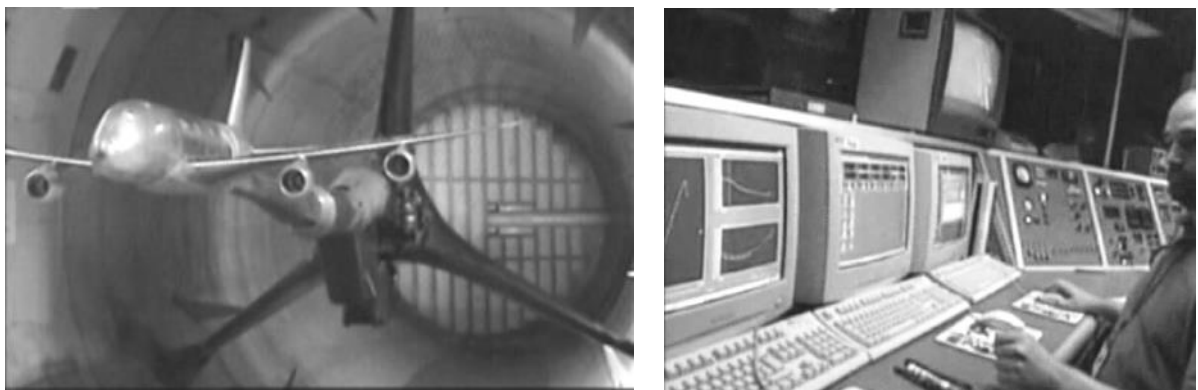


Рис. 1.4. Дренажная модель в аэродинамической трубе.

При конструировании ЛА экспериментальные исследования в АДТ имеют двойное значение. Во-первых, они позволяют определить аэродинамические характеристики как полной МЛА, так и ее частей, что необходимо для изучения конструктивных особенностей ЛА и их влияния на взлетно-посадочные, летно-технические характеристики и условия безопасности. Во-вторых, дают возможность изучать фундаментальные свойства течений, особенно, если исследования проводятся в сочетании с теоретическими методами анализа, подтверждая и расширяя, тем самым, теорию, что в результате создает необходимые предпосылки для качественного улучшения конструкции ЛА. Для того, чтобы результаты аэродинамических ЭИ МЛА можно было переносить на моделируемые явления, необходимо реализовать условия подобия. Такими условиями является выполнение геометрического подобия МЛА с ЛА и равенства

критериев по числам Рейнольдса ($Re = \frac{VL}{\nu}$), Маха ($M = \frac{V}{\alpha}$), Струхала ($Sh = \frac{L}{\nu T}$), Эйлера ($Eu = \frac{P}{\rho V^2}$), Фруда ($Fr = \frac{V^2}{Lg}$), Прандтля ($Pr = \frac{\nu C_p}{k}$).

Здесь приняты следующие обозначения:

V - скорость потока в рабочей части АДТ; L - характерный размер МЛА;

ν, ρ - кинематическая и динамическая вязкость;

α - скорость звука; T - температура, °К; g - ускорение свободного падения;

C_p - удельная теплоемкость при постоянном давлении;

k - коэффициент теплопроводности.

Практически невозможно достичь равенства всех безразмерных параметров для двух геометрически подобных тел. Поэтому в АДТ в каждом конкретном случае учитывают равенство тех критериев подобия, которые имеют преобладающее значение. Например, если относительная скорость меньше одной третьей скорости звука, то требуется равенство чисел Рейнольдса. Любой промышленный эксперимент в АДТ сводится к изучению силового воздействия потока на МЛА или ее элементы, что обычно выражается в определении безразмерных коэффициентов сил и моментов в выбранной системе координат или к определению распределенных нагрузок на заданной площади.

Для задач определения внешних нагрузок на элементы ЛА дренажных ЭИ являются источником информации для получения:

- распределенных аэродинамических характеристики - распределение давления по поверхности МЛА и ее сечениям.

- интегральных аэродинамических характеристик - коэффициенты аэродинамических сил и моментов, которые являются определяющими при формировании геометрии ЛА. Относительное значение давления \bar{P}_{ij} в дренажных точках на МЛА определяется при условии учета величины скоростного напора q_i в АДТ, что обусловлено технологией эксперимента:

$$\bar{P}_{ij} = Z_0 \left(\frac{P_{ij}}{\mu q_i} \right), \quad (1.1)$$

где μ - коэффициент поля потока в рабочей части АДТ.

Так как подключение дренажных точек к КД не соответствует порядку их размещения на МЛА, то выполняется пересортировка значений \bar{P}_{ij} в порядке расположения дренажных точек в разрезе МЛА:

$$\bar{P}_{\eta\lambda} = Z_g(R_{\eta\lambda}), \quad (1.2)$$

где $R_{\eta\lambda}$ - матрица соответствия размещения дренажных точек на МЛА и подключения их к КД, η - номера сечений на МЛА, λ - порядок размещения дренажных точек в сечении МЛА (по часовой стрелке). Задача сводится к численному интегрированию распределения давления $\bar{P}_{\eta\lambda}$ (1.1), (1.2) по сложному (замкнутому) контуру полученного для заданного сечения МЛА и вычислению в связанной системе координат значений коэффициентов нормальной C_n и тангенциальной C_τ составляющих аэродинамической силы, коэффициентов продольного момента m_z , относительного положения центра давления \bar{X}_d, \bar{Y}_d для заданных поверхностей МЛА. Для этого используются соотношения:

$$c_{y_a} = \int \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x}, \quad c_{x_a} = \oint \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y}, \quad m_{z_p} = \frac{1}{2} \oint \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x} - \frac{1}{2} \oint \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y}, \quad (1.3)$$

где $d\bar{x}$, $d\bar{y}$ - безразмерные проекции элементарных площадок на хорду крыла и на линию, перпендикулярную к хорде крыла (рис.1.5).

Исследования МЛА в аэродинамической трубе (АДТ) связаны с получением и переработкой больших объемов разнородной информации. Каждому эксперименту предшествует продолжительный процесс подготовки МЛА и аппаратуры к испытаниям, который сопровождается множеством ошибок и неточностей. Это приводит не только к повторению этапов обработки, но и эксперимента в целом. Названные недостатки приводят к существенному увеличению времени проектирования ЛА.

Поэтому, совершенствование дренажных ЭИ является важным направлением повышения эффективности проектных исследований с целью получения более качественных аэродинамических характеристик проектируемых ЛА.

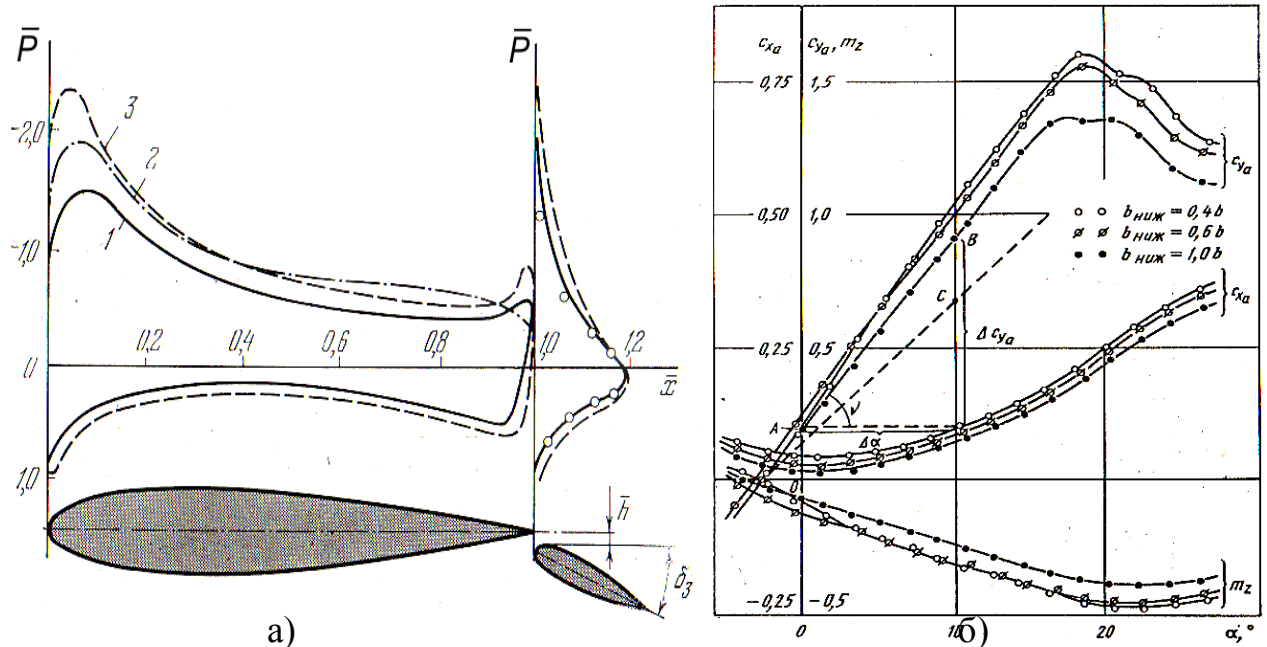


Рис. 1.5. Пример: а) распределение относительного давления по хорде профиля при различных условия; б) результаты обработки вторичных данных дренажного эксперимента.

Как показывает практика, обеспечить решение этой задачи можно путем разработки проблемно-ориентированной системы дренажных испытаний (СДИ) МЛА в АДТ, которая позволит комплексно определять и оценивать требуемые характеристики ЛА, обеспечивая сокращение сроков, уменьшение трудоемкости, повышение качества ЭД.

1.2.3. Численные методы определения аэродинамической нагрузки на крыло.

Используемые в настоящее время в авиастроении программные продукты CATIA, CADD5, Solidworks, NASTRAN, ANSYS, Fluint, Flow3D, StarCD, LSDyna и другие как правило включают в себя расчетные модули,

позволяющие решать задачи термогазодинамики при обтекании летательного аппарата. Многие из программных продуктов при решении задач обтекания летательного аппарата используют конечно-элементный метод решения системы уравнений Навье-Стокса.

Метод конечных элементов в начальной стадии своей разработки рассматривался как специализированная инженерная процедура для построения матричных решений при расчетах напряжений и смещений в анализе конструкций. Инженерная трактовка метода конечных элементов дается в [9]. Математические аспекты и перспективы метода более подробно излагаются в [10]. Техника вычислений, преимущественно для приложений метода конечных элементов к анализу конструкций, излагается в [11]. Приложения традиционного метода конечных элементов к аэромеханике рассматриваются в книгах [12].

Приближенное решение на нулевой итерации записывается непосредственно в форме комбинации узловых значений неизвестной функции:

$$T = \sum_{j=1}^n T_j \phi_j(x, y, z) \quad (1.4)$$

Это выражение может интерпретироваться как интерполяция по отношению к локальному решению в узловой точке T_j . Благодаря тому, что метод рассматривает непосредственно узловые значения неизвестной переменной, отпадает один уровень в процессе вычислений на этапе решения уравнения и решение в узле приобретает прямой физический смысл. Становится очевидной интерпретация метода конечных элементов в качестве средства дискретизации исходного дифференциального уравнения в частных производных. Входящие в уравнение аппроксимирующие функции $\phi_j(x, y, z)$ часто называются в математической литературе пробными или интерполяционными функциями, а в инженерной литературе — функциями формы (при замене символа ϕ_j на N_j). Вторая важная особенность рассматриваемого метода состоит в том, что аппроксимирующие функции $\phi_j(x, y, z)$ выбираются почти исключительно из числа кусочно-линейных

полиномов низкого порядка, причем выбор ограничивается ближайшими элементами. Тем самым достигается сравнительно малое число отличных от нуля членов, которые при их надлежащей расстановке [13] могут располагаться вблизи главной диагонали матрицы уравнений. Это является важным на стадии решения уравнений, так как при подобной ситуации решение матричных уравнений будет более экономичным.

Приемлемая точность и сходимость решения обеспечивается количеством элементарных объемов (узлов, расчетных точек), которое при решении задачи вязкого трехмерного обтекания может достигать нескольких десятков миллионов. Максимально возможную точность решения согласно [14] возможно достичь, используя конечно-элементные методы при условии неограниченного количества элементов. Вычислительные мощности, заявленные в источнике [15] также являются весьма дорогими.

Наиболее глубоко проработанными в настоящий момент являются численные алгоритмы, реализованные на основе метода дискретных вихрей, возмущенного потенциала, которые позволяют решать задачи обтекания летательного аппарата при удовлетворении сформулированных выше требований. Рассматривая среду непрерывной можно описать ее состояние посредством представления скорости и термодинамических параметров как непрерывных функций времени и пространства. Применение принципов сохранения массы, импульса и энергии позволяет получить систему дифференциальных уравнений в частных производных для скорости и термодинамических переменных, как функций времени и координат. В случае отсутствия массовых сил система уравнений двумерного обтекания в безразмерном виде описанная в декартовых координатах имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial \rho}{\partial y} = \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right] \\ \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial \rho}{\partial x} = \frac{1}{\text{Re}} \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right] \\ \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0. \end{array} \right. \quad (1.5)$$

Решения этой схемы при малых числах Рейнольдса ($\text{Re} < 200$) описывают

ламинарные течения. Однако при больших числах Рейнольдса течения становятся турбулентными. Методика решения систем уравнений метода дискретных вихрей, основанного на теории Белоцерковского [16] детально изложена в [17], [18], [19], [20] .

1.3. Распределение внешней нагрузки по крылу.

Для дозвуковых самолетов процесс получения внешней нагрузки на крыло определяется задачами поиска форм распределения нагрузки по его размаху и хорде. Важным современным требованием является требование к высокому уровню аэродинамического качества $K = C_y/C_x$ при заданных значениях крейсерской скорости, числа M . Соответственно, в выражении расчета дальности полета L параметр $K_{\max} \cdot M$ определяет качество проекта:

$$L = 1020 \frac{KM_{\text{крейс}}}{c_p} \frac{\bar{m}_\Pi}{\sqrt{1-\bar{m}_\Pi}}, \quad (1.6)$$

где K - аэродинамическое качество самолета; $M_{\text{крейс}}$ - крейсерське число M ; \bar{m}_Π – относительная масса топлива.

Повышение K стало возможным благодаря применению сверхкритических профилей (СП), что позволяет увеличить удлинение крыла на $\Delta\lambda = 2,5 \div 3,0$ или уменьшить его стреловидность χ на $\Delta\chi = 5^\circ \div 10^\circ$ при значении $M_{\text{крейс}} = M_{\text{кр}}$. Повышение удлинения крыла приводит к увеличению влияние эффектов аэроупругости на характер перераспределения воздушной нагрузки по размаху крыла. Особенностью использования СП есть завышенный коэффициент тангажа m_{z0} на пикировании при нулевой подъемной силе. Уменьшить m_{z0} можно за счет использования отрицательной крутки крыла. Расчет углов крутки связан с расчетом нагрузок на крыло, как правило, в условиях проектной неопределенности. .
Особенностью суперкритических профилей является уплощенная верхняя поверхность в сочетании с большей величиной подрезки хвостового участка нижней поверхности по сравнению с СП первого поколения (рис.1.6).

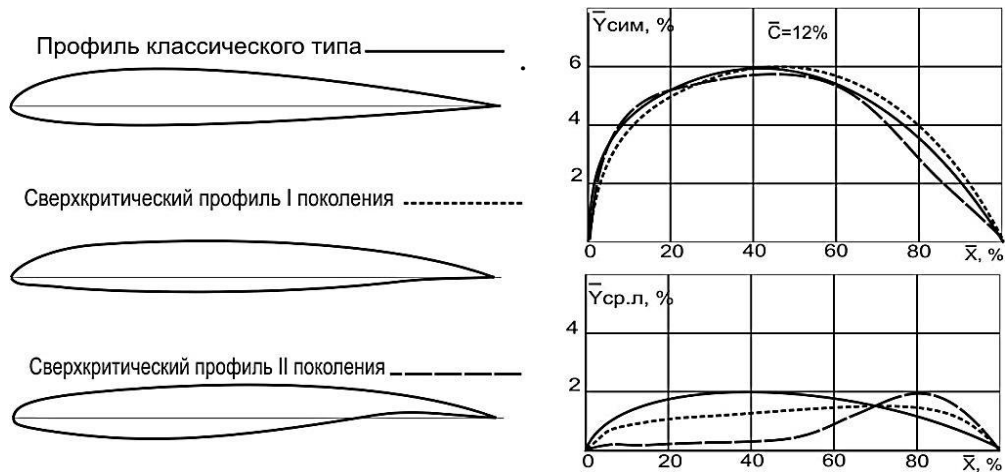


Рис.1.6. Геометрия обычного и сверхкритических профилей I и II поколения

Средняя линия СП второго поколения имеет характерный S-образный вид. Одним из путей сохранения подъемной силы на этих профилях является плавный отгиб вниз хвостового участка, что может привести к отрыву пограничного слоя при больших значениях чисел Рейнольдса. Именно эти особенности геометрии не позволяют использовать статистический подход при предварительном определении исходных аэродинамических характеристик сверхкритического крыла. Особенности обтекания СП по сравнению с обтеканием скоростного профиля отражены на рис.1.7.

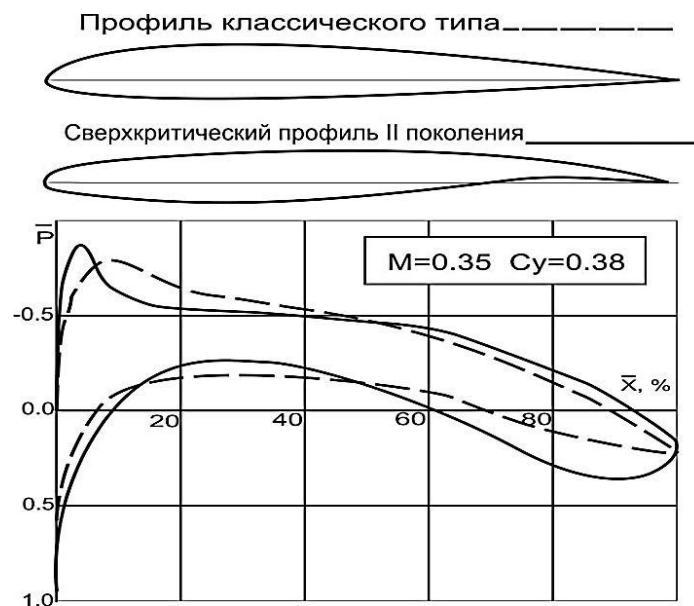


Рис.1.7. Геометрия обычного и сверхкритического профиля и распределение давления вдоль хорды.

На нижней поверхности СП за счет большей искривленности по сравнению с обычным профилем эпюра давлений имеет ярко выраженный неравномерный характер с более высоким уровнем скоростей в средней части и значительно более низким их уровнем в области "подрезки". Наличие "подрезки" в хвостовой части СП приводит к более повышенному значению угла нулевой подъемной силы α_0 в исследованном диапазоне чисел Маха (рис. 1.8).

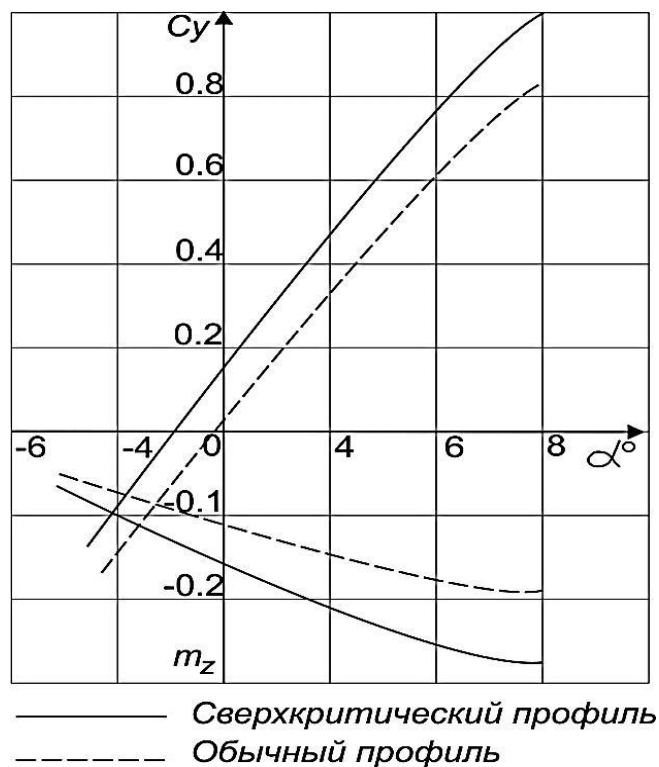


Рис. 1.8. Несущие и моментные характеристики для обычного и сверхкритического профиля ($M = 0,4$)

При расчетах распределения аэродинамической нагрузки по хорде следует учесть следующие особенности обтекания СП:

- наличие активного гидродинамического контура в нишах предкрылка и основной консоли крыла;
- наличие участков ламинарного и турбулентного течения на поверхности элементов механизации;
- взаимовлияние вихревой пелены, сходящей с задних кромок элементов механизации;

- наличие зон местных отрывов на поверхности крыла;
- пиковый характер эпюры распределенного давления на элементах механизации.

Для дозвуковых самолетов, имеющих крейсерский $C_y = 0.45 \div 0.6$ величина индуктивного сопротивления C_{xi} составляет значительную долю сопротивления крыла, поэтому первым условием проектирования крыла является обеспечение максимально близкого к эллиптическому распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла, т.е. относительной циркуляции, которая определяется как:

$$\bar{\Gamma}(\bar{z}) = \frac{C_y(\bar{z})b(\bar{z})}{C_y b_{cp}}, \quad (1.7)$$

где \bar{z} - относительная координата сечения крыла,

- $C_y(\bar{z})$ - значение коэффициента подъемной силы в \bar{z} -сечении крыла,
- $b(\bar{z})$ – хорда крыла в \bar{z} -сечении по размаху крыла,
- $b_{cp} = S/L$ – средняя хорда крыла,
- C_y – коэффициент подъемной силы.

Применение необходимого закона распределения угла геометрической крутки по размаху крыла позволяет благоприятно изменить циркуляцию, приблизить ее к эллиптическому закону распределения (рис.1.9) и, следовательно, уменьшить индуктивное сопротивление крыла до значений, соответствующих крылу минимального сопротивления.

Особое внимание надо уделить деформациям крыла от действующей нагрузки. Деформации зависят от режима полета и массы самолета (включая выгорание топлива) и меняются во времени, что приводит к изменению распределения нагрузки по размаху крыла. Чтобы минимизировать эти изменения и обеспечить в полете сохранение заданного распределения циркуляции по размаху крыла, в стапельную форму следует внести поправки на величины деформаций крыла под действием внешних нагрузок. Увеличение скорости потока (числа М) приводит к появлению на

поверхности крыла зоны сверхзвуковых скоростей, которая замыкается скачком уплотнения.

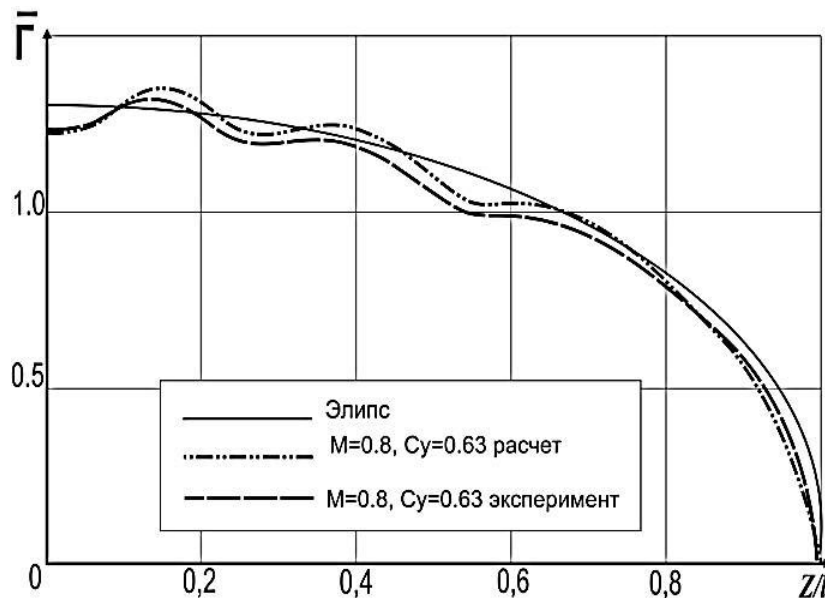


Рис.1.9. Распределение циркуляции $\bar{\Gamma}_{\text{Эллипс}} = f(\bar{z})$ и $\bar{\Gamma}_{\text{сеч}} = f(\bar{z})$ для геометрически закрученного сверхкритического крыла $\chi=35^\circ$, $\lambda = 8.5$ при $M = 0,8$ и $C_y = 0,63$, полученные расчетным и экспериментальным путем.

Это сопровождается возникновением волнового сопротивления - $C_{\text{хв}}$. Уменьшение волнового сопротивления является основной задачей при проектировании крыльев, рассчитанных на большие дозвуковые скорости полета. Общеизвестным средством снижения волнового сопротивления является применение стреловидных крыльев, т.е. крыльев, реализующих эффект скольжения. При обтекании стреловидных крыльев имеет значение составляющая скорости, нормальная к передней кромке, вследствие чего начало волнового кризиса смещается в область больших чисел Маха на величину $\Delta M_{\text{кр}} = M_{\text{кр}} (1 - \cos\chi) / \cos\chi$. Трудность заключается в том, что на стреловидном крыле конечного размаха наряду с областью, реализующей эффект "скользящего крыла", имеются области, где этот эффект практически отсутствует [27]. Это имеет место в корне и на конце крыла- "корневой" и "концевой" эффекты.

Крылья с малонесущим центропланом, характеризующиеся расположением первоначальной зоны срыва в центроплане, обеспечивают

продольную статическую устойчивость в широком диапазоне углов атаки (рис.1.10). Крылья с несущим центропланом и с консольной областью первоначального срыва потока характеризуются более значительной нелинейностью зависимости $m_z(\alpha)$ (рис.1.11).

Выбор формы распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла (формы профилей, распределения относительных толщин и углов кривки по размаху) имеют целью обеспечение необходимого значения $C_{y \text{ доп.}}$ соответствующего расчетным режимам полета.

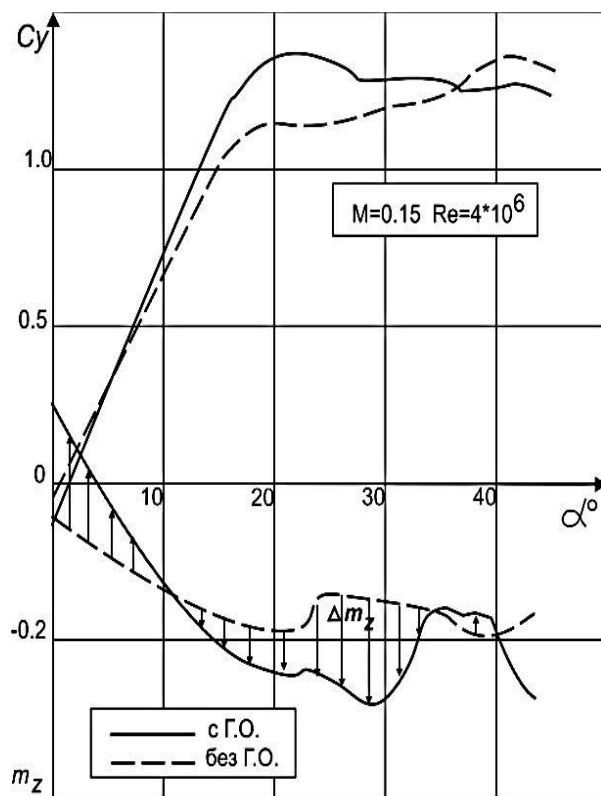


Рис.1.10. Зависимости $C_y = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ при $M = 0.15$, $Re = 4 \times 10^6$ для самолета с малонесущим центропланом с горизонтальным оперением и без него

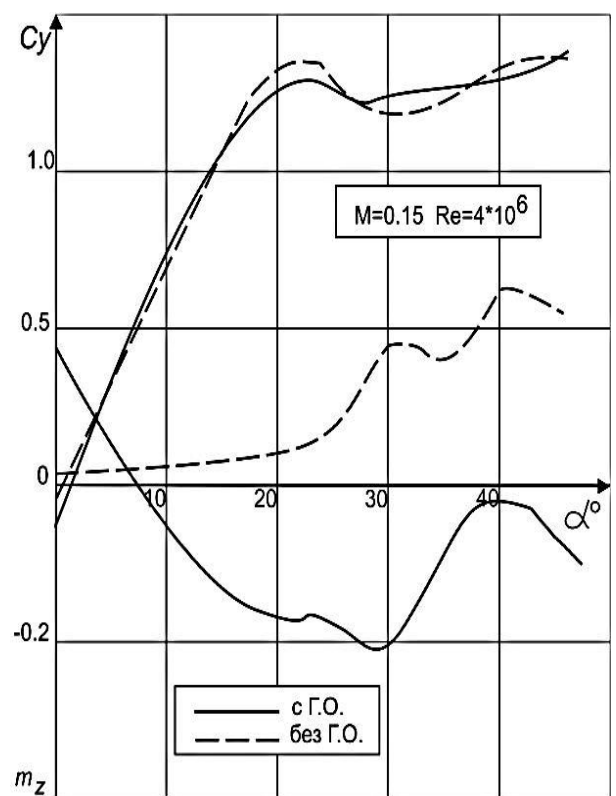


Рис.1.11. Зависимости $C_y = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$ при $M = 0.15$, $Re = 4 \times 10^6$ для самолета с несущим центропланом с горизонтальным оперением и без него.

Величина $C_{y \text{ доп.}}$ согласно НЛГ должна превышать $C_{y \text{ крейс}}$ примерно в 1,5 раза. Нелинейный характер зависимости $m_z(\alpha)$ определяется развитием

срывных явлений на крыле. При рассмотрении значений $C_y(\bar{z})$ определяемых формой крыла в плане, его аэродинамической компоновкой, и зависимости $C_{y\max} = f(\bar{z})$ профилей, из которых спроектировано крыло, можно определить место расположения зоны срыва потока как область, где $C_y(\bar{z}) = C_{y\max}$.

1.4. Методы интеграции расчетных и экспериментальных данных при создании равнопрочных авиационных конструкций.

При описании существующих методов определения внешней нагрузки на летательный аппарат невозможно полагаться только на данные открытых источников или литературы в виду ограниченности и изменчивости этой информации. Ограниченность объясняется высокой долей секретности такой информации, а изменчивость тем, что на каждом предприятии ежедневно идет работа по усовершенствованию технологических процессов со скоростью пропорциональной скорости развития вычислительной техники.

Понятие «создание равнопрочных авиационных конструкций» подразумевает итерационный процесс проектирования новой авиационной техники, который сходится при удовлетворении нового изделия всем параметрам проектирования при соблюдении заданного уровня прочности изделия.

Эти вопросы требуют всестороннего анализа проблемы разработки технологического процесса (ТП) определения внешних нагрузок с целью изучения существующих и планируемых расчетных и экспериментальных исследований, а также формирования требований к функциям расчетно-экспериментального метода (РЕМ) и его структуре [65], [67], [69], [70]. Существующая структура технологического процесса проектных исследований для решения задачи создания «равнопрочных» авиационных конструкций, согласно требований технического задания (ТЗ) к

проектируемому самолету, показана на рис.1.12. Процесс построен на основании данных получаемых в результате ЭИ и РИ аэродинамических компоновок моделей самолетов (МС) [66], [68].

Основными недостатками интеграции данных получаемых в результате ЭИ и РИ является разобщенность выполнения отдельных этапов работ (подготовки наборов данных, вычисления отдельных характеристик, документирования), невозможность проводить ЭИ в режиме реального времени.



Рис.1.12. Существующая структура технологического процесса проектных исследований.

Для выполнения задач обеспечения прочности необходимо использование методов, которые обеспечены алгоритмами и реализованы в

комплексы программ (КП) расчета внешних нагрузок на крыло самолета (КС) на основе расчетных данных (РД) и экспериментальных данных (ЭД). Для получения ЭД используются аппаратно-программные средств наземных исследований (аэродинамические трубы), а для получения РД математические методы и программное обеспечение [63].

В данном случае требуется разработка метода, алгоритм которого необходимо реализовать в комплексе программ, что позволит доукомплектовать экспериментальные данные расчетными исследованиями (РИ). Необходимо создание информационного технологического процесса реализованного в комплекс программ, который является системой обработки данных со своей вычислительной средой и со своей концептуальной схемой. Кроме того, должна быть описана информационная и программная среда, а так же их отношения, которые определяются процедурами поддержки соответствующих процессов и ресурсов РИ.

Наиболее узкими местами, сдерживающими темпы разработки ЛА, являются ЭИ. Несмотря на имеющиеся тенденции широкого применения при проектировании методов ЧИ, аэродинамические ЭИ, как и ранее, занимают основополагающее место в процессе проектных исследований ЛА. Это обусловлено тем, что в настоящее время математические методы эффективного расчета трехмерных турбулентных течений находятся в развитии. Кроме того, достоверность результатов, полученных теоретическими или численными методами, может быть подтверждена только в аэродинамическом эксперименте. Поэтому в проектных исследованиях ЛА методы ЧИ только дополняют ЭИ, способствуя тем самым ускорению решения проблем, связанных с созданием новых ЛА.

Проблема создания методов интеграции базируется на противоречии между существующими и необходимыми методами и средствами поддержки технологии РИ и ЭИ с учетом изменившейся технологической базы промышленного эксперимента в АДТ, а также наличия прогрессивных технологий обработки данных. Задачей улучшения РИ самолета является задача создания новых средств и методов обработки данных, объединенных в единую технологическую систему процессов (сбор, передача, переработка, сохранения и представление информации) и управления.

1.5. Постановка задачи и цель исследования.

Проведенный анализ методик определения нагрузки на несущие поверхности самолета демонстрируют характерные недостатки существующих статистических, экспериментальных и численных методов.

Нахождение оптимального алгоритма оценки внешней нагрузки является актуальной задачей. При оценке различных вычислительных схем предпочтительно рассматривать показатели вычислительной эффективности совместно с показателями точности и экономичности.

Таким образом, инженерный метод оценки параметров внешней нагрузки на несущие поверхности самолета должен обладать свойствами:

- метод должен обладать точностью расчета, которая сопоставима с точностью физического эксперимента;
- требования к мощности аппаратных средств вычисления должны быть сопоставимы с реальным уровнем развития вычислительной техники.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

-разработать метод определения внешних нагрузок на крыло большого удлинения ($\lambda \geq 8$) дозвукового самолета транспортной категории, с учетом эффектов статической аэроупругости, на основе расчетных и экспериментальных исследований с использованием информационных технологий.

- выявить факторы, негативно влияющие на совпадение результатов теоретических и экспериментальных исследований с целью минимизации расхождения;
- синтезировать алгоритм настройки математических моделей и самообеспечения теоретических расчетов входными данными в условиях дефицита информации на основе статистических данных.

РАЗДЕЛ 2

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК НА КРЫЛО И ЕГО СТРУКТУРНЫЕ МОДЕЛИ

Нагрузки на крыло являются исходными данными для расчета на прочность, проведения статических и динамических испытаний, а так же для проведения анализа напряженно-деформированного состояния конструкции. Нагрузки, заложенные в прочность авиационной конструкции должны соответствовать нагрузкам, действующим в реальных условиях полета. От степени этого соответствия зависит прочность, заложенная в конструкцию крыла, его весовая эффективность, параметры ресурса и др.

Известно, что тангенс угла наклона кривой усталости λ (кривая Веллера) [21] для алюминиевых сплавов составляет ~ 4 (рис.2.1). А это значит, что усталостная долговечность зависит от напряжений в 4-й степени. Отсюда, ошибка в расчетах нагрузки на $\pm 5\%$ ведет к потерям или увеличению ресурса на 20%. Как следствие, высокие напряжения в конструкции крыла ведут к росту трещин, или заниженные напряжения - ведут к потере весовой эффективности и повышению эксплуатационных расходов.



Рис.2.1. Кривые усталости алюминия и стали [21].

Решение задачи повышения точности расчетов осложняется тем, что при прочностном проектировании ЛА с большим удлинением крыла повышаются требования к количеству и качеству исходной информации. Если рассматривать аэродинамическую трубу (АДТ) как традиционный и основной источник аэродинамических данных, то необходимо усложнять экспериментальные исследования. Существует предел таких усложнений.

Проблематичность данного подхода заключается в сложности экспериментального определения параметров нагрузки, поэтому возникает необходимость разработки математических моделей на основе анализа физических явлений, которые обуславливают действие внешних нагрузок на крыло, и используют статистический материал самолетов-аналогов в условиях дефицита информации по объекту, особенно на начальных этапах проектирования. Эта сверхсложная задача требует, как минимум, создания новых методов и моделей ЛА для обеспечения точности расчетных и экспериментальных данных, дополняющих друг друга, на основе численных методов и информационных технологий.

Метод основан на работе и взаимодействии аэродинамической (АМ), массовой (ММ) и упругой моделей (УМ), которые интегрированы в единый алгоритм, что позволяет обеспечить комплексную автоматизацию процесса решения задачи по определению внешних нагрузок, повышает точность расчетов и сокращает период циклов проектирования до 20% [53].

Метод представлено как решение m параметрических задач $T_{i=1}^m$, которые выполняются на структурных компонентах математических моделей. Каждая параметрическая задача состоит из n подзадач $P_{j=1}^n$ при условии существования области проектных параметров $U_{j=1}^n$, соответственно, параметрическая задача $T_{i=1}^m, (i > 1)$ выполняется после завершения подзадач $P_{j=1}^n$. Алгоритмы решения $T_{i=1}^m$ построено, как алгоритм минимизации $P_{j=1}^n$ в условиях проектных ограничений:

$$\min (T) = \sum_{i=1}^m \min \{ \sum_{j=1}^n U_{ij} P_{ij} \} \quad (2.1)$$

Соответственно (2.1) целевая функция определения нагрузок имеет вид:

$$\min F(T_{i=1}^m) = \begin{cases} \text{AM}[\sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n \cup_{ij}^{\text{AM}} P_{ij}^{\text{AM}}\}] \\ \text{MM}[\sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n \cup_{ij}^{\text{MM}} P_{ij}^{\text{MM}}\}] \\ \text{УМ}[\sum_{i=1}^m \min\{\sum_{j=1}^n \cup_{ij}^{\text{ПМ}} P_{ij}^{\text{ПМ}}\}] \end{cases} = \min f \begin{cases} Q_x; Q_y; Q_z \\ M_x; M_y; M_z \end{cases} \quad (2.2)$$

Схема взаимодействия моделей метода и перечень задач, которые решаются, представлено в виде треугольника (рис.2.2).

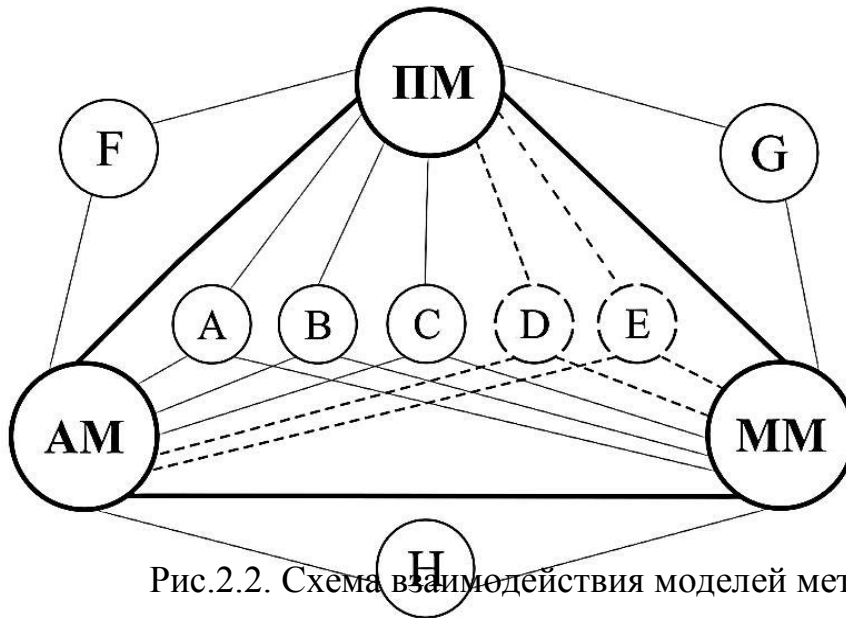


Рис.2.2. Схема взаимодействия моделей метода.

Упругая, массовая и аэродинамическая модели расположены на вершинах треугольника. Каждая задача расположена на диаграмме согласно своим связям с вершинами треугольника:

- А-определения нагрузок на упругое крыло;
- В- деформации крыла под нагрузкой и выбор геометрической крутки крыла;
- С- перераспределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла;
- F- деформации крыла под действием аэродинамической нагрузки;
- G- деформации крыла под нагрузкой от массовых сил;
- Н- определения нагрузок на жесткое крыло.

Родственные задачи:

- D- эффективность органов управления;
- E- влияние аэроупругости на статическую устойчивость;

Входными данными для работы этих моделей являются мастер-геометрия крыла, ограниченное количество первичных аэродинамических исследований и статистика по самолетам-аналогам, сведены в проблемно ориентированную базу данных (БД) [56]. На рис.2.3 приведена логическая схема расчета внешних нагрузок.



Рис.2.3. Логическая схема расчета внешних нагрузок.

Особенность метода является то, что нагрузки, полученные на основании расчетных данных, имеют прогнозируемую достоверность в условиях частичного или полного отсутствия экспериментальных данных,

особенно на начальных этапах проектирования. Эти данные можно получить в ходе расчетных и экспериментальных исследований проводя их взаимную верификацию, экстраполяцию и интерполяцию на натурные условия.

Качественное отличие между расчетными и экспериментальными исследованиями в том, что:

-расчетные исследования направлены на формирование параметров облика самолета (гипотетическое проектирование), определение его конкретных параметров с учетом статистических данных, потенциальных значений параметров и характеристик (самолета нет, но существуют модели-гипотезы) и построения моделей для проектирования;

-экспериментальные исследования представляют собой апробацию созданного самолета и являются базой для решения проблем проектирования по конкретной модели, а так же для проверки или подтверждения отдельных положений процесса проектирования.

2.1. Аэродинамическая модель.

Задачей аэродинамической модели является получение аэродинамических нагрузок и определения их распределения по поверхности модели ЛА на основе теоретического расчета и данных дренажных исследований. Для аналитического исследования необходимо иметь математическую модель объекта (ММО). Модель должна правильно отражать основные свойства исходной реальной системы и быть достаточно простой для исследования. Основным способом получения ММО является способ приведения реальной системы с бесконечным числом степеней свободы, описываемой дифференциальными уравнениями в частных производных, к эквивалентной системе с ограниченным числом степеней свободы, движение которой может быть представлено конечным числом обыкновенных дифференциальных уравнений.

2.1.1. Численная аэродинамическая модель.

Принимая течение газа адиабатическим и исключая тепловые функции, уравнение Бернулли для механической энергии потока газа имеет вид [22]:

$$-\vartheta dp = d \frac{V^2}{2} + dl_T + dl_{\text{тр}} = 0 \quad (2.3)$$

где $d \frac{V^2}{2}$ - изменение кинетической энергии, dl_T - совершение технической работы, $dl_{\text{тр}}$ - совершение работы на преодоление сил трения. В конечной форме уравнение (1) примет вид:

$$-\int \vartheta dp = \frac{V_x^2 - V_\infty^2}{2} + \frac{p_x - p_\infty}{\rho} + g(z_x - z_\infty) + l_{\text{тр}} = 0 \quad (2.4)$$

Предполагая равенство статического давления потока в начале разгона и на рассматриваемом участке траектории, можно записать, что $\frac{p_x - p_\infty}{\rho} = 0$.

Изменение высоты траектории частиц при обтекании крыла на участке разгона-торможения по отношению к общей высоте полета имеет четвертый и более порядок малости, тогда изменением потенциальной энергии частицы также можно пренебречь: $g(z_x - z_\infty) = 0$. Уравнение (2.3)

приводится к сумме кинетических энергий и работе сил трения на участке разгона-торможения: $\frac{V_x^2 - V_\infty^2}{2} = l_{\text{тр}}$. Распределение относительного давления

по хорде несущего элемента $\bar{p}_i(x) = 1 - \left(\frac{V_i}{V_\infty}\right)^2 = 1 - \frac{E_i}{E_\infty}$ является функцией расхода кинетической энергии частицы газа на совершение работы сил трения и давления на участках разгона и торможения. Значения относительных давлений $\bar{p}_p(x)$, полученные расчётным путем отличаются от экспериментальных значений $\bar{p}_э(x)$ потому, что в численном панельном методе, который принят в качестве базового, расчет обтекания потоком связан исключительно с геометрией самолёта без учета трения и сжимаемости, что приводит к недостоверности распределенных и интегральных коэффициентов аэродинамических сил и моментов. Трение не изменяя общей энергии потока, сильно влияет на изменение давления.

Течение реального вязкого потока (РВП) при больших числах Рейнольдса ($Re > 1$ млн.) описывается уравнениями Навье-Стокса, осреднёнными по

времени, в приближении тонкого слоя в криволинейных координатах для сжимаемого турбулентного потока [23]:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial s}(\rho u) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho v)] = 0 \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho u^2) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho uv)] - k_w \rho uv = -\frac{\partial p}{\partial s} + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\tau)] - \frac{\partial}{\partial s}(\rho \bar{u}'^2) - k_w \rho \bar{u}' \bar{v}' \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho uv) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho v^2)] - k_w \rho u^2 = -(1 - k_w n) \frac{\partial p}{\partial n} - \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n) \rho \bar{v}'^2] - \frac{\partial}{\partial s}(\rho \bar{u}' \bar{v}') - k_w \rho \bar{u}'^2 \\ \tau = \mu \frac{\partial u}{\partial n} - \rho \bar{u}' \bar{v}' \end{cases}$$

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

Предложено моделировать свойства РВП эквивалентным невязким потоком (ЭНП) системой уравнений [23]:

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i v_i)] = 0 \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i^2) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i u_i v_i)] - k_w \rho_i u_i v_i = -\frac{\partial p_i}{\partial s} \\ \frac{\partial}{\partial s}(\rho_i u_i v_i) + \frac{\partial}{\partial n}[(1 - k_w n)(\rho_i v_i^2)] + k_w \rho_i u_i^2 = -(1 - k_w n) \frac{\partial p_i}{\partial n} \end{cases} \quad (2.5)$$

Граничные условия (2.5) на бесконечности аналогичны граничным условиям РВП. На поверхности обтекаемого тела граничные условия подбираются из условия совпадения свойств РВП и ЭНП на расстояниях больших, чем δ от обтекаемого тела. Интегрируя по нормали от 0 до δ и учитывая эквивалентность потоков при $n > \delta$, получим разницу системы уравнений ЭНП и системы РВП [24]. Таким образом, задача расчёта обтекания тела потоком вязкого турбулентного газа сводится к решению эквивалентной невязкой задачи, описываемой системой уравнений Эйлера со следующими условиями на границе обтекаемого тела:

$$\begin{cases} v_{iw} = \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds}(\rho_{iw} u_{iw} \delta^*) & (a) \\ \frac{\theta}{ds} + (H + 2 - M^2) \frac{\theta}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} - \frac{1}{2} C_f \approx 0 & (b) \\ u_{iw} - u_w \approx k^* u_{iw} (\theta + \delta^*) & (c) \end{cases} \quad (2.6)$$

Соответственно $u_i(n) = u_e + \theta(s)$ где u_e - значение тангенциальной скорости на внешней границе пограничного слоя ($n=\delta$), и, следовательно, переменные могут быть приближенно записаны в виде:

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

δ^* - аналогично толщине вытеснения пограничного слоя,

θ - аналогично толщине потери импульса пограничного слоя.

Уравнение (2.6a) является граничным условием, предложенным Лайтхиллом [25], связывающим величину нормальной скорости на поверхности обтекаемого тела и толщину вытеснения пограничного слоя. На поверхности контура располагаются источники, интенсивность которых такова, что линии тока отесняются на расстояние δ^* [26,27]. Уравнение (2.6b) отражает закон сохранения импульса в пограничном слое в продольном направлении и аналогично уравнению Кармана для пограничного слоя. Уравнение (2.6c) после определения решение в эквивалентном невязком потоке позволяет получить решение в реальном вязком потоке.

Данные соотношения действительны для присоединенного потока, но не могут быть применены для расчёта отрывных зон. Для отрыва использован метод Грина [28], где предполагается, что пограничный слой имеет двухслойную структуру: слой с логарифмическим законом распределения скоростей и наиболее толстый слой смешения (следовая часть пограничного слоя). При этом семейство профилей скорости определяется соотношением:

$$\frac{u}{u_e} = 1 + c_1 \ln(\eta) - c_2 F(\eta); \quad \mu = \frac{y}{\delta}; \quad F(\eta) = \begin{cases} 1, & 0 \leq \eta \leq \eta^* \\ f(\xi), & \eta^* \leq \eta \leq 1; \quad \xi = \frac{\eta - \eta^*}{1 - \eta^*} \end{cases}$$

где:

$$c_1 = \frac{c_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|c_f|}} \frac{1}{k}; \quad k = 0.41; \quad 1 - c_2 = c_1 \left[\ln \left(\text{Re}_{\delta^*} \frac{c_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|c_f|}} \right) + D_1 k \right]; \quad D_1 = -5.25$$

Это семейство профилей скорости включает в себя зоны возвратных течений, характерные для отрывного пограничного слоя, где c_2 определяет скорость возвратного течения в зоне отрыва. Функция $f(\xi)$ определяет следовую часть профиля скорости (различные способы задания этой функции рассматривались Вильямсом [29], Кроссом [30]).

Для расчёта ламинарного пограничного слоя используется метод Дрела [31]. Система уравнений не имеет особенности в точке отрыва и позволяет получать решение в области отрицательных значений коэффициента поверхностного трения. В предлагаемой методе положение перехода пограничного слоя может быть либо заданным, либо определяться в процессе расчёта. Расчёт положения ламинарно-турбулентного перехода был разработан В.М.Галкиным [32]. Определение начальной амплитуды возмущений в точке потери устойчивости требует определения коэффициента преобразования внешних возмущений в волны неустойчивости в зависимости от типа и спектрального состава внешних возмущений (турбулентного внешнего потока), а также шероховатости поверхности обтекаемого тела.

Определяемая в расчёте точка перехода соответствует середине зоны перехода. В области перехода проводится расчёт характеристик как ламинарного, так и турбулентного слоя, после чего результирующие значения толщин вытеснения и потери импульса, а также местного коэффициента трения определяются по формулам:

$$\begin{aligned}\delta^* &= (1 - \gamma)\delta_{lamin}^* + \gamma\delta_{turb}^*; \\ \theta &= (1 - \gamma)\theta_{lamin} + \gamma\theta_{turb}; \\ c_f &= (1 - \gamma)c_{f\ lamin} + \gamma c_{f\ turb},\end{aligned}\tag{2.7}$$

Система интегральных уравнений ламинарного пограничного слоя дает возможность продолжать расчёт за точкой ламинарного отрыва. Типичный отрывной пузырь имеет большой градиент скорости на внешней границе u_e и величину потери импульса θ вблизи точки присоединения. Эти величины

на малом расстоянии претерпевают заметные скачки Δu_e и $\Delta \theta$, особенно при небольших числах Рейнольдса. Численное решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих ламинарный пограничный слой, проводится с использованием алгоритма Рунге-Кутты третьего порядка с последовательным повышением точности. При вычислении сопротивления существует погрешность, т.к. рассчитывается малая величина, которая является результатом разности больших величин. Корректировка величины сопротивления проводится по формуле $\Delta C_x = 2(V^* - 1)Q$, где: V^* - относительная критическая скорость, Q - суммарная интенсивность источников в поле течения вблизи скачка уплотнения [33].

Способ Сквайра-Янга [34], вычисляет величину полного профильного сопротивления по параметрам пограничного слоя на задней кромке $C_x = 2\theta_\infty$, где: θ_∞ - толщина потери импульса далеко вниз по потоку. Предполагается, что аэродинамический след развивается при нормальном градиенте давления. Подход основан на оценивании величины потери импульса в следе профилей на бесконечности. Этот метод требует точного расчёта турбулентного следа с учетом кривизны профилей и взаимодействия вязких слоев. Необходимо отметить, что в данном методе при расчете толщины потери импульса следа не учитывается волновое сопротивление [35].

При использовании панельного метода существует проблема, связанная с построением математической модели на основе расчётной сетки. От тщательности создания сетки, а именно от количества и формы панелей сетки, зависит конечный результат теоретических аэродинамических расчётов. Предложено проводить настройку работы численного метода путем создания математической модели самолёта-аналога таким образом, чтобы результаты, полученные теоретическим путем, совпадали с экспериментальными данными. Это достигается за счет использования предложенной функции сходимости $\nabla(i, z, x, \dots, n)$ которая компенсирует расхождение результатов теории и эксперимента, связанное

с особенностями формирования расчётной сетки. Дальнейший пересчет функций сходимости на параметры проектируемого самолёта и использование уже «настроенного» математического аппарата позволяет получить результаты высокой достоверности при сравнении с результатами будущего аэродинамического эксперимента.

Характеристикой распределения аэродинамической нагрузки есть относительная циркуляция

$$\bar{\Gamma}(z) = \frac{c_n(z)b(z)}{C_{n_{кр}}B_{ср}} \quad \text{и относительный центр давления } \bar{x}_d(z) = -\frac{m_z(z)}{c_n(z)} \quad \text{в}$$

сечениях Z_i по размаху крыла. При условии $\bar{\Gamma}_{не}(z) = \bar{\Gamma}_{рп}(z)$ можно

$$\text{утверждать, что: } \frac{c_{n_e}(z)b(z)}{C_{n_e_{кр}}B_{ср}} = \frac{c_{n_p}(z)b(z)}{C_{n_p_{кр}}B_{ср}}, \quad \text{соответственно - } \frac{c_{n_p}(z)}{c_{n_e}(z)} = \frac{\int_0^1 \bar{p}_p(z, \bar{x}) d\bar{x}}{\int_0^1 \bar{p}_e(z, \bar{x}) d\bar{x}} =$$

$$\frac{\int_0^1 \nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n) \bar{p}_p(z, \bar{x}) d\bar{x}}{\int_0^1 \bar{p}_e(z, \bar{x}) d\bar{x}} = 1, \quad \text{где } c_{n_e}(z) \text{ - значения коэффициента нормальной}$$

подомной силы в сечении Z_i , $b(z)$ - хорда крыла в сечении Z_i ; $C_{n_e_{кр}}$ -

суммарное значение коэффициента нормальной подомной силы; $B_{ср}$ - средняя

хорда крыла; $\bar{p}_e(z, \bar{x})$ и $\bar{p}_p(z, \bar{x})$ - функции экспериментального и

теоретического распределения относительного давления по хорде;

$\nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n) = \text{tg}(Fip(z, \bar{x}, \dots, i, n)) / \text{tg}(Fie(z, \bar{x}, \dots, i, n))$ - функция

сходимости результатов, полученная на основе экспериментальных и

расчётных данных (рис.2.4). Индексы при коэффициентах: е -

экспериментальный, р - расчётный.

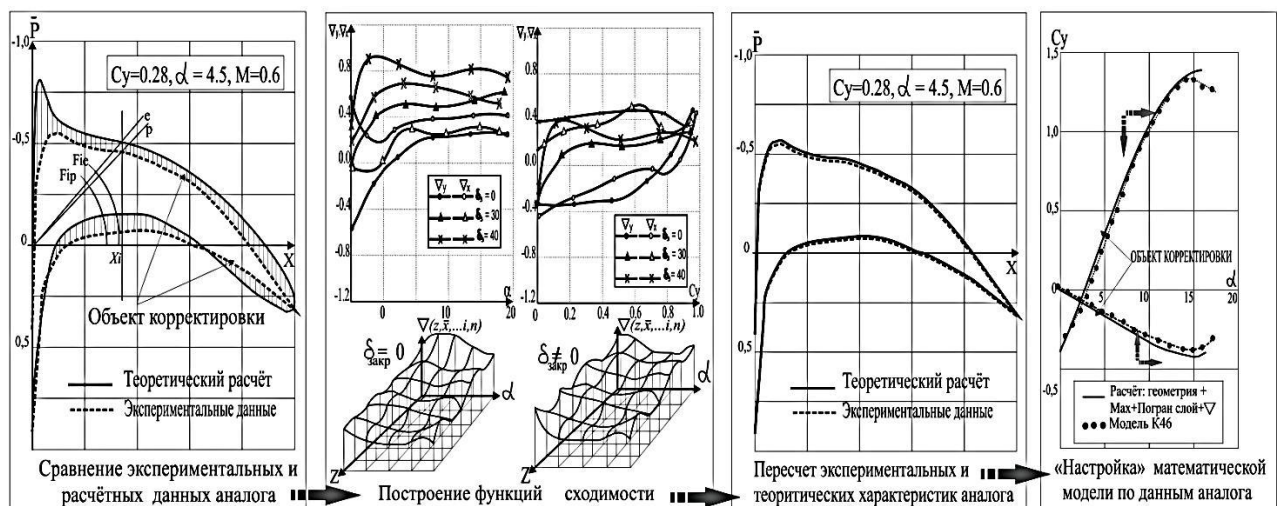


Рис.2.4. Последовательность формирования функций сходимости $\nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n)$ и настройки математической модели по данным аналога.

Последовательность выполнения расчёта по предложенному методу изображена на рис.2.5:

- а) проводится теоритический расчёт обтекания безотрывным несжимаемым потоком, используя панельный метод, сетка которого геометрически подобна и соответствует по числу панелей, вихревых особенностей и контрольных точек сетке самолёта-аналога;
- б) проводится расчёт обтекания с учетом вязкости, сжимаемости и толщины пограничного слоя;
- в) выполняется уточняющий расчёт с учетом энергетических потерь на развитую пелену с учетом функции сходимости, учитывающей особенности математической модели объекта расчёта.

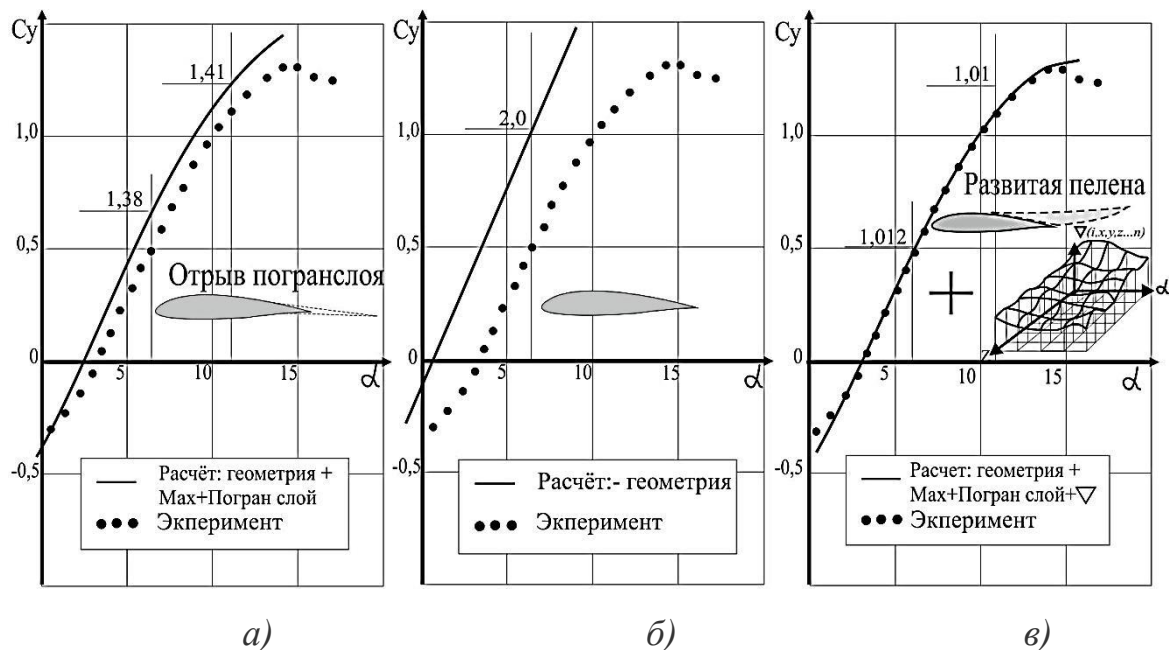


Рис.2.5. Последовательность расчёта: а - безотрывное обтекание, б- с учетом вязкости и сжимаемости, в- с учетом развитой пелены и функции сходимости.

2.1.1.1. Безотрывное обтекание.

Основы безотрывного обтекания, изложенные в [78], модифицированы и требуют пояснений. В качестве базовой системы координат, которая будет использоваться в дальнейшем, принята декартова система координат $OXYZ$ жестко связана с самолетом. Начало этой системы совпадает с точкой 25%

бортовой хорды крыла. Ось Ox лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части. Ось Oy тоже лежит в базовой плоскости самолета, при этом она перпендикулярна оси Ox и направлена к верхней части самолета. Ось Oz перпендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правого полукрыла (рис. 2.6).

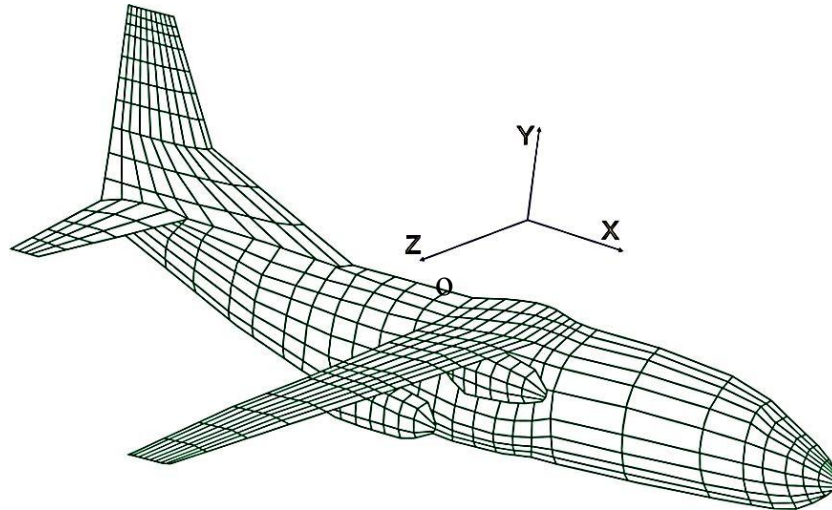


Рис.2.6. Система координат расчетной модели .

Геометрия ЛА структурирована как сетка с двумя параметрами: i - счетчик числа панелей по хорде элемента и j - счетчик числа панелей по размаху несущего элемента ЛА. Нумерация панели очень важна и принята в соответствии с определенным правилом. На рис. 2.7 показан элемент крыла с правилом индексирования панелей.

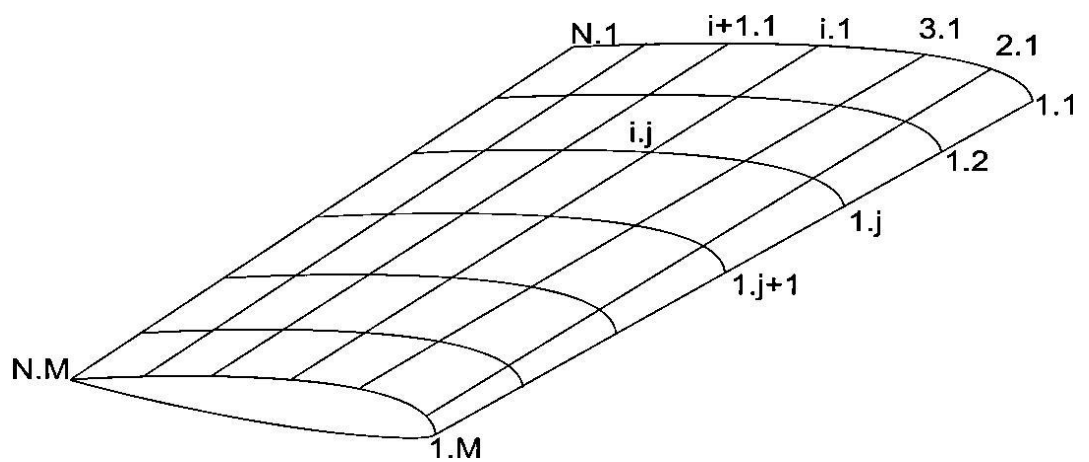


Рис.2.7. Правило индексации панелей

Математическая модель сетки представляет собой прямоугольную матрицу $M \times N$ элементов. Если геометрия ЛА сложная и общая сетка не может быть представлена прямоугольной матрицей, то формируется

«массив» матриц в виде матрицы третьего порядка $M \times N \times K$, где M и N являются максимальными числом поперечных и продольных панелей и K количество элементов, которые формируют геометрию ЛА.

Положение единичных векторов в плоскости панели- продольного u , поперечного p и вектора q , перпендикулярного единичным векторам u и p , показано на рис.2.8. Контрольная точка находится в середине вихревой панели и определяется координатами:

$$x_c = \frac{(x_1+x_2+x_3+x_4)}{4}; \quad y_c = \frac{(y_1+y_2+y_3+y_4)}{4}; \quad z_c = \frac{(z_1+z_2+z_3+z_4)}{4} \quad (2.5)$$

где x_c, y_c, z_c – координаты контрольной точки;

x, y, z - координаты вершин панели с индексом от 1 до 4.

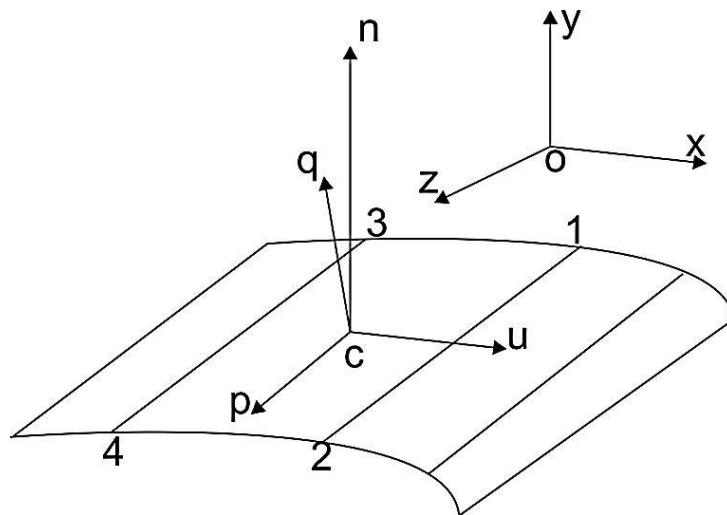


Рис.2.8. Положение контрольной точки и единичных векторов панели.

Расчет единичных векторов в продольном и поперечном направлении:

$$x_u = \frac{(x_1+x_2-x_3-x_4)}{2}; \quad y_u = \frac{(y_1+y_2-y_3-y_4)}{2}; \quad z_u = \frac{(-z_1+z_2-z_3+z_4)}{2} \quad (2.6)$$

$$x_p = \frac{(x_1+x_2-x_3-x_4)}{2}; \quad y_p = \frac{(y_1-y_2+y_3-y_4)}{2}; \quad z_p = \frac{(-z_1+z_2-z_3+z_4)}{2}$$

Единичный вектор \mathbf{q} определяется произведением:

$$\mathbf{q} = \mathbf{p} \cdot \mathbf{u} \quad (2.7)$$

Для расчета коэффициентов влияния необходимо преобразовать координаты вершин вихревой панели и контрольной точки в местную систему координат. Координаты вершин вихревой панели и контрольной точки вычисляются аналогично (рис.2.8):

$$\begin{bmatrix} x \\ 0 \\ z \end{bmatrix}_{\text{местн}} = \begin{bmatrix} u_1 & u_2 & u_3 \\ 0 & 0 & 0 \\ p_1 & p_2 & p_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{связан}} \quad (2.8)$$

где $\begin{bmatrix} x \\ 0 \\ z \end{bmatrix}_{\text{местн}}$ координаты вершины i панели в местной системе координат,

где u координата равна нулю, $\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{\text{связан}}$ координаты вершины i панели в связанной системе координат, $u_1 \ u_2 \ u_3$ и $p_1 \ p_2 \ p_3$ единичные векторы i панели.

Расчета коэффициентов влияния для потенциального потока имеет граничное условие Дирихле-Неймана в котором говорится, что потенциал вихревых особенностей внутри тела равна нулю, а на поверхности тела имеет нулевой расход. Использование 3D четырехугольных панелей с регулярным распределением источников и диполей позволяет определить потенциал скорости в местной системе координат для произвольной точки пространства $P(x,y,z)$ (Рис.2.9). Интенсивность диполя определяется как:

$$I_d = \frac{\mu}{4\pi} \left\{ \begin{array}{l} \tan^{-1} \left(\frac{m_{12}e_1 - h_1}{zr_1} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{12}e_2 - h_2}{zr_2} \right) \\ + \tan^{-1} \left(\frac{m_{23}e_2 - h_2}{zr_2} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{23}e_3 - h_3}{zr_3} \right) \\ + \tan^{-1} \left(\frac{m_{34}e_3 - h_3}{zr_3} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{34}e_4 - h_4}{zr_4} \right) \\ + \tan^{-1} \left(\frac{m_{41}e_4 - h_4}{zr_4} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{41}e_1 - h_1}{zr_1} \right) \end{array} \right\} \quad (2.9)$$

Интенсивность источника:

$$I_i = \frac{-\sigma}{4\pi} \left\{ \begin{array}{l} \left[\begin{array}{l} \frac{(x-x_1)(z_2-z_1)-(z-z_1)(x_2-x_1)}{d_{12}} \ln \frac{r_1+r_2+d_{12}}{r_1+r_2-d_{12}} \\ + \frac{(x-x_2)(z_3-z_2)-(z-z_2)(x_3-x_2)}{d_{23}} \ln \frac{r_2+r_3+d_{23}}{r_2+r_3-d_{23}} \\ + \frac{(x-x_3)(z_4-z_3)-(z-z_3)(x_4-x_3)}{d_{34}} \ln \frac{r_3+r_4+d_{34}}{r_3+r_4-d_{34}} \\ + \frac{(x-x_4)(z_1-z_4)-(z-z_4)(x_1-x_4)}{d_{41}} \ln \frac{r_4+r_1+d_{41}}{r_4+r_1-d_{41}} \end{array} \right] \\ -|z| \left[\begin{array}{l} \tan^{-1} \left(\frac{m_{12}e_1-h_1}{zr_1} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{12}e_2-h_2}{zr_2} \right) \\ + \tan^{-1} \left(\frac{m_{23}e_2-h_2}{zr_2} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{23}e_3-h_3}{zr_3} \right) \\ + \tan^{-1} \left(\frac{m_{34}e_3-h_3}{zr_3} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{34}e_4-h_4}{zr_4} \right) \\ + \tan^{-1} \left(\frac{m_{41}e_4-h_4}{zr_4} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{m_{41}e_1-h_1}{zr_1} \right) \end{array} \right] \end{array} \right\} \quad (2.10)$$

Где, в соответствии с рис. 2.9, x_i, y_i, z_i – координаты вершин панели, x, y, z – координаты контрольной точки P , μ и σ – интенсивность диполей и источников. Остальные входящие параметры имеют вид:

$$m_{12} = \frac{z_2-z_1}{x_2-x_1}, \quad m_{23} = \frac{z_3-z_2}{x_3-x_2}, \quad m_{34} = \frac{z_4-z_3}{x_4-x_3}, \quad m_{41} = \frac{z_1-z_4}{x_1-x_4}$$

$$r_k = \sqrt{(x-x_k)^2 + (y-y_k)^2 + (z-z_k)^2}, \quad k=1,2,3,4$$

$$e_k = (x-x_k)^2 + y^2, \quad k=1,2,3,4$$

$$h_k = (x-x_k)(z-z_k), \quad k=1,2,3,4$$

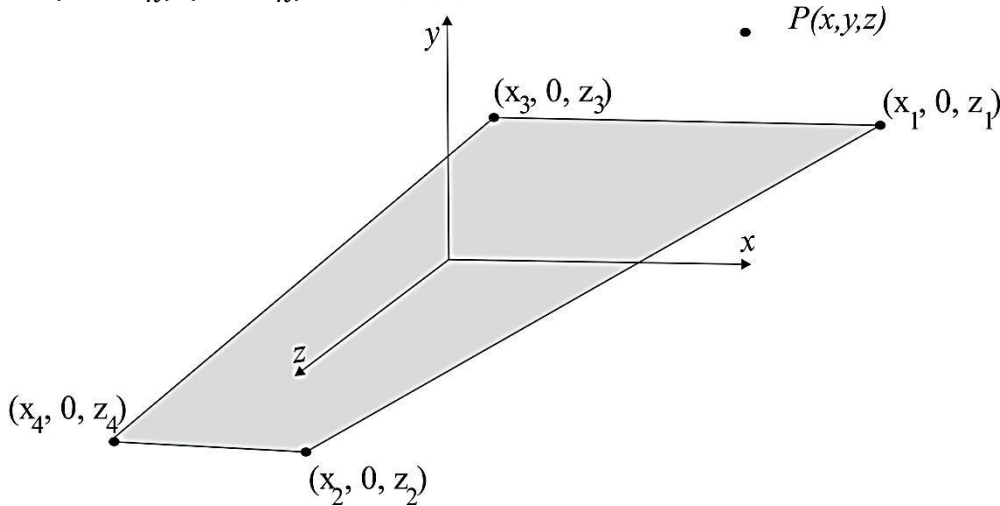


Рис.2.9. Четырехугольная панель

Выражения (2.9) и (2.10) являются результатом интеграции источников и диполей на поверхности произвольной четырехугольной панели и подробно изложены в [36].

Треугольная панель представляется четырехугольной панелью с парой «почти» смежных вершин. Понятие «почти смежной вершины» предполагает минимальную разницу координат с целью избежания деления на ноль. В случае использования треугольной панели контрольная точка располагается в центре тяжести панели.

Уравнения (2.11) и (2.12) представляют собой потенциал вихревых особенностей в контрольной точке с координатами x, y, z .

$$I_d(x, y, z) = \frac{-\mu S}{4\pi} z (x^2 + y^2 + z^2)^{-3/2} \quad (2.11)$$

$$I_i = \frac{-\sigma S}{4\pi \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}, \quad (2.12)$$

где S - площадь панели.

В сборке матрицы коэффициентов влияния правая часть представляет собой вектор в котором включены граничные условия, позволяющие решить систему уравнений относительно интенсивности диполей:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1o} \\ a_{21} & a_{12} & \dots & a_{1o} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{o1} & a_{o2} & \dots & a_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \dots \\ \mu_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & \dots & b_{1o} \\ b_{21} & b_{12} & \dots & b_{1o} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_{o1} & b_{o2} & \dots & b_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \dots \\ \sigma_o \end{bmatrix}, \quad (2.13)$$

где o количество панелей, a_{oo} - коэффициенты матрицы дипольного влияния, b_{oo} - коэффициенты матрицы влияния источников.

Правая сторона (2.13) содержит известные элементы и может быть представлена как вектор c_{RHS} (*right hand side*):

$$\begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & \dots & b_{1o} \\ b_{21} & b_{12} & \dots & b_{1o} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ b_{o1} & b_{o2} & \dots & b_{oo} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \dots \\ \sigma_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{RHS1} \\ c_{RHS2} \\ \dots \\ c_{RHSo} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

или

$$a \cdot \mu = c_{RHS} \quad (2.14)$$

Отсюда следует:

$$\mu = a^{-1} \cdot c_{RHS} \quad (2.15)$$

При проведении расчетов подъемной силы и индуктивного сопротивления обязательным краевым условием является условие Кутта на задней кромке, а именно, интенсивность вихревого слоя на задней кромке и вниз по потоку равняется разнице интенсивности вихрей нижней и верхней панелей вихревого кольца (рис.2.10).

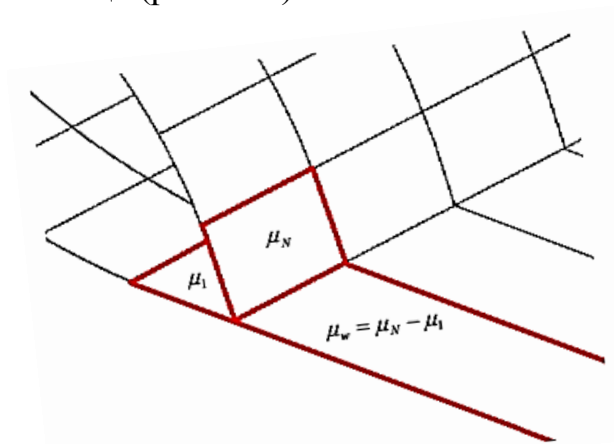


Рис.2.10. Условие Кутта на задней кромке крыла

Таким образом, матрица коэффициентов влияния модифицируется и коэффициент влияние панели на задней кромке добавляется или вычитается с учетом коэффициента вихревого следа панели, в зависимости от того, где находится панель- на верхней или нижней границе.

$$(a_{11} - a_{1w})\mu_1 + \dots + a_{1i}\mu_i + \dots + (a_{1N} - a_{1w})\mu_N + \sum_{j=1}^N b_{1j}\sigma_j = 0 \quad (2.16)$$

После того как сформированы матрицы аэродинамического влияния и рассчитаны интенсивности вихрей и источников, определяются скорости потока и давления в контрольных точках. Компоненты скорости рассчитываются по формуле:

$$q_u = -\frac{\partial \mu}{\partial u}, \quad q_p = -\frac{\partial \mu}{\partial p} \quad (2.17)$$

В данном случае это сила диполя в продольном и поперечном направлении панели. Обычный способ (способ центральной разницы):

$$q_u = -\frac{\mu_{i-1}-\mu_i}{\Delta u} \quad (2.18)$$

Для того чтобы преобразовать скорость от местной системы координат к связанной системе, необходимо использовать продольные и нормальные единичные векторы:

$$q_q = (p \cdot q)q_p \quad (2.19)$$

где \mathbf{p} и \mathbf{q} - поперечные и вертикальные единичные векторы, q_p и q_q поперечная и перпендикулярно индуцированные скорости.

Компоненты скорости набегающего потока преобразуется в локальной системе координат:

$$\mathbf{g}_u = \mathbf{u} \cdot \mathbf{V}_\infty, \quad \mathbf{g}_q = \mathbf{q} \cdot \mathbf{V}_\infty \quad (2.20)$$

где \mathbf{g}_u и \mathbf{g}_q являются компонентами скорости набегающего потока в локальной системе координат, скорость \mathbf{V}_∞ вектор набегающего потока, а \mathbf{u} и \mathbf{q} продольной и перпендикулярной единичные векторы рассматриваемой панели. Индуцированные скорости и скорость свободного потока складываются, чтобы получить общую скорость:

$$\begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x & q_x \\ u_y & q_y \\ u_z & q_z \end{bmatrix} [(\mathbf{g}_u - q_u) (\mathbf{g}_q - q_q)] \quad (2.21)$$

Имея поле скоростей, поле давления вычисляется с использованием уравнения Эйлера-Бернулли:

$$\bar{p}(x, y, z) = 1 - \frac{\sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}}{V_\infty^2} \quad (2.22)$$

Силы и моменты рассчитывается по формуле:

$$F_i = -\sum_{k=1}^q C_k S_k n_k Q \quad (2.23)$$

где F_i -сила в i направлении, S_k -площадь поверхности панели, n_k - нормальный вектор, q - количество панелей и Q - скоростной напор,

$$\begin{aligned} M_x &= \sum_{i=1}^q C_i S_i n_{zi} Q c_{yi} - \sum_{i=1}^q C_i S_i n_{yi} Q c_{zi} \\ M_z &= -\sum_{i=1}^q C_i S_i n_{xi} Q c_{yi} + \sum_{i=1}^q C_i S_i n_{yi} Q c_{xi} \end{aligned} \quad (2.24)$$

$$M_y = \sum_{i=1}^q C_i S_i n_{xi} Q c_{yi} - \sum_{i=1}^q C_i S_i n_{zi} Q c_{xi}$$

где M_x - момент относительно продольной оси X;

M_z - момент относительно поперечной оси Z;

M_y - момент относительно вертикальной оси Y;

c_x, c_y, c_z - координаты контрольных точек i -й панели.

Пример расчета безотрывного обтекания с учетом сжимаемости отсека крыла с профилем NACA2412 показан на рис. 2.11.

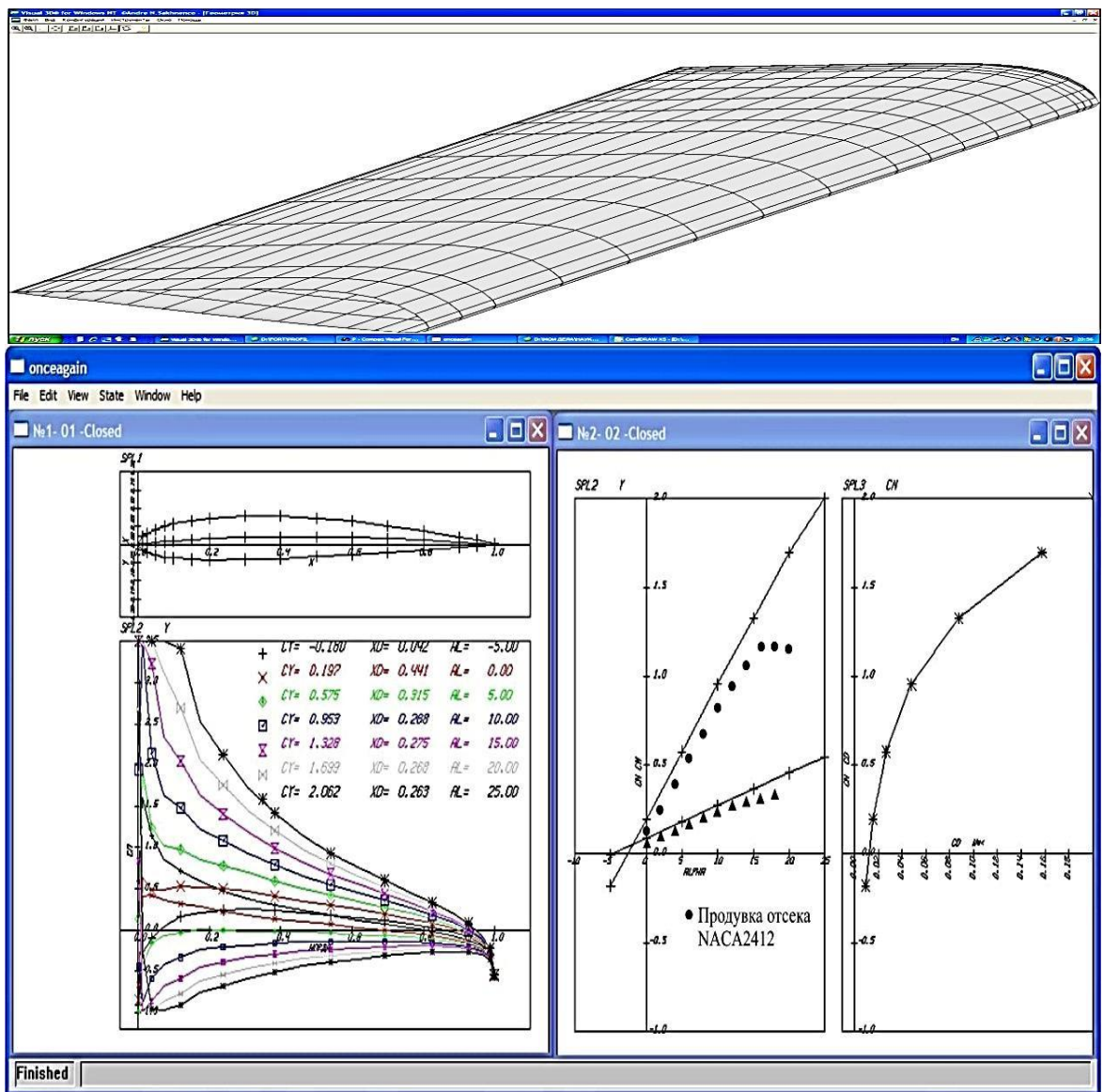


Рис.2.11. Расчет безотрывного обтекания с учетом сжимаемости отсека крыла с профилем NACA2412.

2.1.1.2. Отрывное обтекание с учетом вязкости и сжимаемости.

Граничные условия на поверхности обтекаемого тела приняты из условия совпадения свойств РВП и ЭНП на расстояниях больших, чем δ от поверхности [37]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \rho_{iw} v_{iw} = \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i - \rho u) dn \\ \frac{d}{ds} \left[\int_0^{\delta} (\rho_i u_i^2 - \rho u^2) dn \right] - \rho_{iw} u_{iw} v_{iw} - \tau_w = \\ k_w \int_0^{\delta} (\rho_i u_i v_i - \rho uv) dn - k_w \int_0^{\delta} \overline{\rho u' v'} dn - \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (p_i - p) dn + \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn \\ p_{iw} - p_w = \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i v_i - \rho uv) dn - \rho_{iw} v_{iw}^2 + \\ k_w \int_0^{\delta} (\rho_i u_i^2 - \rho u^2) dn + k_w \int_0^{\delta} (p_i - p) dn - k_w \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn + \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (-\overline{\rho u' v'}) dn \end{array} \right. \quad (2.25)$$

Здесь символ w означает значение величины на стенке. Введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} \delta^* &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i - \rho u) dn; & \theta &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} [\rho u (u_{iw} - u) - \rho_i u_i (u_{iw} - u)] dn; \\ \theta_n &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} (\rho_i u_i v_i - \rho uv) dn; & C_\tau &= \int_0^{\delta} \frac{(-\overline{\rho u' v'})}{\rho_{iw} u_{iw}^2} dn; & \Delta p &= p_{iw} - p_w. \end{aligned} \quad (2.26)$$

Тогда систему (2.25) можно переписать в виде:

$$\begin{aligned} v_{iw} &= \frac{1}{\rho_{iw}} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw} \delta^*) \\ \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw}^2 \theta) + \frac{\delta^*}{u_{iw}} \frac{du_{iw}}{ds} &= \frac{1}{2} C_f + k_w (\theta_n + C_\tau) + \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \left[- \int_0^{\delta} (p_i - p) dn + \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn \right] \\ \frac{\Delta p}{\rho_{iw} u_{iw}^2} &= \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} (\rho_{iw} u_{iw}^2 \theta_n) \left(\frac{v_{iw}}{u_{iw}} \right)^2 + k_w (\theta + \delta^*) + \frac{k_w}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} (p_i - p) dn - \frac{k_w}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \int_0^{\delta} \overline{\rho u'^2} dn + \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \int_0^{\delta} (-\overline{\rho u' v'}) dn \end{aligned} \quad (2.27)$$

Согласно [38], значения этих величин могут быть записаны как:

$$\theta_n = (\theta + \delta^*) \frac{d\delta^*}{ds}; \quad \int_0^\delta (p_i - p) dn = \frac{1}{2} \rho_{iw} u_{iw}^2 k^* (\theta + \delta^*)^2 + \int_0^\delta \overline{\rho v \odot^2} dn;$$

$$\int_0^\delta \overline{\rho v \odot^2} dn \cong 0.05 \rho_{iw} u_{iw}^2 \left(\frac{\overline{H} - 1}{\overline{H}} \right) \theta; \quad \int_0^\delta \overline{\rho u \odot^2} dn \cong 0.12 \rho_{iw} u_{iw}^2 \left(\frac{\overline{H} - 1}{\overline{H}} \right) \theta;$$

$$\int_0^\delta \overline{\rho u \odot v \odot} dn \cong 0.03 \rho_{iw} u_{iw}^2 \left(\frac{\overline{H} - 1}{\overline{H}} \right)^2 \delta; \quad \overline{H} = \frac{\delta^*}{\theta}$$

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

Тогда система (2.27) примет вид:

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

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

$$E_1 = k_w \left\{ \overbrace{(\theta + \delta^*) \frac{d\delta^*}{ds}}^{1.1} + \overbrace{0.03 \left(\frac{H-1}{H} \right)^2 \delta}^{1.2} \right\} + \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \left\{ \rho_{iw} u_{iw}^2 \left[\overbrace{-\frac{1}{2} k^* (\theta + \delta^*)^2}^{1.3} + \overbrace{0.07 \left(\frac{H-1}{H} \right) \theta}^{1.4} \right] \right\}$$

$$E_2 = \frac{d\delta^*}{ds} \left\{ \overbrace{\frac{1}{2} C_f}^{2.1} - \overbrace{\delta^* (1 - M^2) \frac{du_{iw}}{u_{iw} ds}}^{2.2} \right\} - \left\{ \overbrace{\delta^* (1 - M^2) \frac{du_{iw}}{u_{iw} ds}}^{2.3} \right\}^2 +$$

$$k_w \left\{ \overbrace{\frac{1}{2} k^* (\theta + \delta^*)^2}^{2.4} - \overbrace{0.07 \left(\frac{H-1}{H} \right) \theta}^{2.5} \right\} + \frac{1}{\rho_{iw} u_{iw}^2} \frac{d}{ds} \left\{ \rho_{iw} u_{iw}^2 \overbrace{0.03 \left(\frac{H-1}{H} \right)^2 \delta}^{2.6} \right\}$$

Поправками E_1, E_2 можно пренебречь так, как:

- поправка 1.1 вызвана кривизной обтекаемой поверхности и может быть существенна лишь для профилей с резким изменением кривизны в диффузорной части профиля;
- поправки 1.3 и 2.4, связанные с кривизной линий тока всегда малы;

- поправки 1.2, 2.6 представляют собой интегралы от тангенциальных напряжений Рейнольдса поперёк пограничного слоя, и они дают малый вклад;
- поправки 1.4 и 2.5 это интегралы от продольных (нормальных) напряжений Рейнольдса, которые также дают малый вклад;
- в поправке 2.1 в присоединённой области пограничного слоя $d\delta^*/ds$ мал;
- поправка 2.2 аналогична 2.1, в области отрыва пограничного слоя мал градиент скорости;
- поправка 2.3 имеет второй порядок малости относительно толщины пограничного слоя.

Согласно [39], дополним систему уравнений (2.6) уравнением для турбулентной кинетической энергии, полученным из уравнений Навье-Стокса:

$$\frac{1}{2} \rho \left[u \frac{\partial (\overline{u^2 + v^2})}{\partial x} + v \frac{\partial (\overline{u^2 + v^2})}{\partial y} \right] - \tau_T \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\overline{p^c v^c} + \frac{1}{2} \rho \overline{(u^c)^2 + (v^c)^2} v^c \right] + \rho \varepsilon = 0, \quad (2.28)$$

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

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

В методе Грина [40] уравнение турбулентного пограничного слоя приводится к уравнению "запаздывающей" эжекции:

$$\theta \frac{dC_E}{ds} = 2 \left\{ \frac{C_\tau}{C_\tau'} \right\} \left\{ \frac{a_1}{(u_m / u_e)(L / \delta)} \frac{C_{\tau EQ0}^{1/2} - \lambda C_\tau^{1/2}}{H + H_1} + \left[\frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} \right]_{EQ} - \right. \\ \left. - \frac{\theta}{u_e} \frac{du_e}{ds} \left[1 + 0.075 M^2 \left(\frac{1 + 0.2 M^2}{1 + 0.1 M^2} \right) \right] \right\} \quad (2.29)$$

где: C_τ - коэффициент касательного напряжения;

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

a_1 - параметр структуры турбулентности;

L/δ - безразмерная длина;

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

M - число Маха на внешней границе пограничного слоя.

Коэффициент эжекции в уравнении (2.29) есть количество газа, инжектируемое вязким течением из внешнего невязкого течения:

$$C_E = \frac{1}{\rho_e u_e} \frac{d}{ds} (\rho_e u_e H_1 \theta), \quad \text{где: } H_1 = \frac{\delta - \delta^*}{\theta}$$

Для моделирования вытесняющего воздействия следа при решении эквивалентной невязкой задачи необходимо, чтобы на линии разрыва перепад нормальной составляющей скорости составлял [40]:

$$(\Delta v)_c = v_{iu} - v_{il} = \frac{1}{\rho_{iu}} \frac{d}{ds} (\rho_{iu} u_{iu} \delta_u^*) + \frac{1}{\rho_{il}} \frac{d}{ds} (\rho_{il} u_{il} \delta_l^*) \quad (2.30)$$

Символ c означает значение величины в следе.

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

$$\begin{aligned} u_w - u_{iu} &\approx k_u^* u_{iu} (\theta_u + \delta_u^*) \\ u_w - u_{il} &\approx k_l^* u_{il} (\theta_l + \delta_l^*) \end{aligned} \quad (2.31)$$

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

Разница скорости между верхней и нижней сторонами разрыва составляет:

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

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

Решение системы уравнений (2.29), (2.30) и (2.31), описывающие развитие турбулентного пограничного слоя, позволяют сформировать граничное условие на обтекаемом контуре и в аэродинамическом следе за ним, необходимое при решении эквивалентной невязкой задачи и в конечном итоге получить решение реальной вязкой задачи.

На основе расчёта невязкого обтекания получена скорость на внешней границе пограничного слоя u , после расчёта параметров вязкого слоя получают толщину вытеснения пограничного слоя δ^* . Так как замыкающие соотношения пограничного слоя выведены для несжимаемой жидкости, вводится формпараметр эквивалентного несжимаемого течения \bar{H} , который связан с H соотношением [40]:

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

Расчёт во внешней области течения дает значения величины “невязкого” градиента скорости du^i/ds на обтекаемом контуре, расчет обратным методом вязкой области дает величину “вязкого” градиента du^v/ds . Разность между значениями этих градиентов (или между значениями скоростей) используется для оценки новой величины нормальной скорости v :

$$v_{new} = v_{old} + \omega \left\{ \left(\frac{du}{ds} \right)^v - \left(\frac{du}{ds} \right)^i \right\} \quad (2.32)$$

2.1.1.3. Отрывное обтекание с учетом развитой пелены и функции сходимости.

Используя метод Грина [40] для расчета отрыва предполагается, что пограничный слой имеет двухслойную структуру: слой с логарифмическим законом распределения скоростей и наиболее толстый слой смешения (следовая часть пограничного слоя). При этом семейство профилей скорости определяется следующим соотношением:

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

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

где: $C_1 = \frac{C_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|C_f|}} \frac{1}{\kappa}; \kappa = 0.41; \quad 1 - C_2 = C_1 \left[\ln \left(\text{Re}_{\delta^*} \frac{C_f}{2} \sqrt{\frac{2}{|C_f|}} \right) + D_1 \kappa \right]; D_1 = -5.25$

Данное семейство профилей скорости включает в себя профили с зоной возвратных течений, характерные для отрывного пограничного слоя. C_2 определяет скорость возвратного течения в зоне отрыва. Функция $f(\xi)$ определяет следовую часть профиля скорости (различные способы задания этой функции рассматривались Вильямсом [41], Кроссом [42]). Величина η^* ограничивает зону возвратного течения по высоте пограничного слоя. В присоединенном потоке она равна нулю, а в отрывном определяется эмпирически через величину $\alpha = \delta^*/\delta$. При больших значениях H (в зоне развитого турбулентного отрыва), $d\eta^*/d\alpha \approx 2.3$. В промежуточной области, между безотрывным обтеканием и областью с сильным отрывом, связь между η^* и α определяется квадратичной функцией [42]:

$$\eta^* = \begin{cases} 0 ; 0 \leq \alpha < \alpha_0 \\ \frac{2.3}{2(\alpha_1 - \alpha_0)} (\alpha_1 - \alpha_0)^2 ; \alpha_0 \leq \alpha < \alpha_1 \\ 2.3 \cdot \alpha + 1 - 2.3 ; \alpha_1 \leq \alpha < 1 \end{cases} \quad (2.33)$$

Величина α_0 ограничивает область отрывного обтекания и определяется выбором функции $f(\xi)$. Значение величины α однозначно определяет формпараметры:

$$\bar{H} = \frac{\alpha}{\theta/\delta}; H_1 = \bar{H} \left(\frac{1}{\alpha} - 1 \right). \quad (2.34)$$

Выбор следовой части профиля скорости $f(\xi)$ определяет различные зависимости $H_1(\bar{H})$. После многочисленных параметрических исследований зависимость $H_1(\bar{H})$ была представлена на рис.2.12 и в аналитическом виде:

$$\text{на профиле - } H_1 = \begin{cases} \frac{0.63\bar{H} + 1}{\bar{H} - 1} \bar{H} + 0.75; \bar{H} < 2.61 \\ 7.27 + \frac{25.07}{\bar{H} - 0.42} - \frac{35.78}{\bar{H}}; \bar{H} \geq 2.61 \end{cases} \quad (2.35)$$

$$\text{в следе - } H_1 = \begin{cases} \frac{0.40\bar{H} + 1}{\bar{H} - 1} \bar{H}; \bar{H} < 2.61 \\ 4.00 + \frac{1.83}{\bar{H} - 1.18} - \frac{5.12}{\bar{H}}; \bar{H} \geq 2.61 \end{cases}.$$

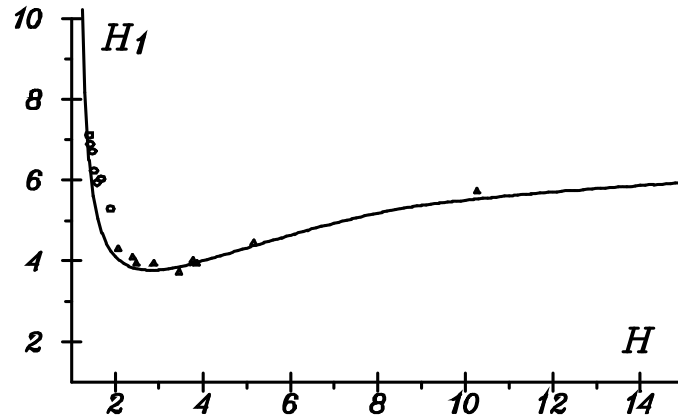


Рис.2.12. Зависимость $H_1 = f(H)$ [8].

В оторвавшемся потоке необходимо изменить величины a_1 , L/δ и u_m/u_e , которые в присоединенном потоке имели соответственно значения 0.15, 0.08 и 0.67, а в отрывном течении эти величины равнялись 0.16, $0.08 \cdot (1 - \eta^*)$ и $1 - 0.7 \cdot C_2$ [45]. При $2 < \bar{H} < 5$ осуществляется плавное сопряжение для присоединенного пограничного слоя. Для расчета ламинарного пограничного слоя используется метод Дрела [43]. Система уравнений не имеет особенности в точке отрыва и позволяет получать решение в области отрицательных значений коэффициента поверхностного трения. Возможен расчет течений, в которых формируются короткие ламинарные отрывные пузыри. В предлагаемой методике положение перехода пограничного слоя может быть либо заданным, либо определяться в процессе расчета. Расчет положения ламинарно-турбулентного перехода был разработан В.М.Галкиным [44]. Полагается, что переход происходит в результате развития неустойчивых возмущений в пограничном слое и наступает в точке, в которой значение местной амплитуды наиболее неустойчивых волн Толлмина-Шлихтинга становится равным заданному эмпирическому

значению. Местная амплитуда возмущений определяется величиной возмущений в точке потери устойчивости, а также коэффициентом n нарастания возмущений (отношение местной амплитуды возмущений к амплитуде возмущений в точке потери устойчивости $n=A/A_{кр}$) с местными характеристиками пограничного слоя.

Определение начальной амплитуды возмущений в точке потери устойчивости требует определения коэффициента преобразования внешних возмущений в волны неустойчивости в зависимости от типа и спектрального состава внешних возмущений (турбулентного внешнего потока), а также шероховатости поверхности обтекаемого тела. Обработка имеющихся экспериментальных данных позволила сформулировать параметрическую зависимость уровня начальных возмущений в точке потери устойчивости от степени турбулентности внешнего течения, шероховатости поверхности и числа Рейнольдса.

Для расчета параметров пограничного слоя в зоне перехода вводится распределение коэффициента перемежаемости вдоль этой зоны, зависящее от степени внешней турбулентности и местного градиента давления. В области перехода проводится расчет характеристик как ламинарного, так и турбулентного слоя, после чего результирующие значения толщин вытеснения и потери импульса, а также местного коэффициента трения определяются по формулам:

$$\begin{aligned}\delta^* &= (1 - \gamma)\delta_{lamin}^* + \gamma\delta_{turb}^*; \\ \theta &= (1 - \gamma)\theta_{lamin} + \gamma\theta_{turb}; \\ c_f &= (1 - \gamma)c_{f\ lamin} + \gamma c_{f\ turb},\end{aligned}\tag{2.36}$$

В предлагаемой методике при продолжении расчета за точку ламинарного отрыва предполагается $c_f=0$, и расчет устойчивости ведется также, как и для присоединенного слоя. За точкой ламинарного отрыва считается, что происходит присоединение турбулентного пограничного слоя.

Типичный отрывной пузырь имеет большой градиент скорости на внешней границе u_e и толщины потери импульса θ вблизи точки присоединения. Эти величины на малом расстоянии претерпевают заметные скачки Δu_e и $\Delta \theta$, особенно при небольших числах Рейнольдса. Соотношение, связывающее скачки Δu_e и $\Delta \theta$, легко получить, если проинтегрировать уравнение импульса по x на малом интервале Δx без учета трения на стенке C_f . Это соотношение имеет вид:

$$\frac{\Delta \theta}{\theta} \cong - (2 + H - M^2) \frac{\Delta u_e}{u_e}, \quad (2.37)$$

и применяется для определения начальных условий для расчета турбулентного пограничного слоя за точкой присоединения. Численное решение системы обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающих ламинарный пограничный слой, проводится с использованием алгоритма типа Рунге-Кутты третьего порядка с последовательным повышением точности. Способ расчёта основывается на интегрировании по поверхности профилей коэффициентов давления и трения:

$$\begin{aligned} C_\tau &= \oint C_f dx + \oint C_p dy \\ C_n &= \oint C_p dx + \oint C_f dy \\ C_x &= C_\tau \cos(\alpha) + C_n \sin(\alpha) \\ C_y &= C_n \cos(\alpha) - C_\tau \sin(\alpha) \end{aligned} \quad (2.38)$$

Базовый панельно-вихревой метод расчета предусматривает безотрывное обтекание поверхности связанное только с геометрией самой поверхности. В общем случае скорость V_i есть суперпозиция скоростей, которые определяются геометрией, силами вязкости, сжимаемости и потерей импульса в следе профиля на бесконечности в условиях ламинарного или турбулентного потока, желательно, с учетом волнового сопротивления.

При этом каждый подход к решению этой задачи имеет свои упрощения и ряд неучтенных факторов. Из опыта известно, что решение задачи обтекания панельно-вихревым методом дает разные результаты по одному объекту,

которые зависят от способа разбиения объекта на панели и описания его геометрии. Здесь особое внимание необходимо уделять «гладкости» производных функций, которые описывают поверхности, особенно для суперкритических профилей. При этом, точность результатов на прямую не зависит от количества панелей и вихревых особенностей. Достигнуть максимального (не абсолютного) совпадения результатов расчетных и экспериментальных исследований возможно за счет использования функции сходимости $\nabla(i, z, x, \dots, n)$. Задача функции сходимости – минимизировать расхождение результатов теоритических и экспериментальных исследований, связанное с особенностями формирования расчётной сетки и условий упрощения теоритических методов. Результатом расчета обтекания поверхности самолета являются эпюры распределения относительного давления по хорде дренированного или расчетного сечения $\bar{p}_i(x)$. В любой точке поверхности коэффициент давления можно представить в виде:

$$\bar{p}_i(x) = 1 - \left(\frac{V_i}{V_\infty}\right)^2 \quad (2.39)$$

где: V_i – скорость потока в рассматриваемой точке;

V_∞ – скорость потока на бесконечности.

Квадрат скорости потока может быть представлен в виде :

$$V_i = a \cdot t = \frac{x}{t} \rightarrow V_i^2 = a \cdot x \quad (2.40)$$

где : x – путь, пройденный частицей с начала разгона;

a – среднее ускорение на участке разгона частицы.

$$\bar{p}_i(x) = 1 - \frac{a \cdot x}{V_\infty^2} \quad (2.41)$$

Сила, действующая на тело постоянной массы в рассматриваемый момент времени в проекции на некоторое направление n может быть представлена в виде:

$$F_\Sigma(t) = m \cdot a(t)$$

Проекция аэродинамической силы на ось Y связанной системы координат можно представить как :

$$Y = ma = c_y q S = q S \int_0^1 \bar{p}_i(x) dx \quad (2.42)$$

Параметр коррекции действующей по направлению оси Oy силы, может быть выражен как функция отношения площадей эпюр распределенного давления по хорде тела обтекания:

$$\frac{c_{n_p}(z)}{c_{n_e}(z)} = \frac{\int_0^1 \bar{p}_p(z, \bar{x}) d\bar{x}}{\int_0^1 \bar{p}_e(z, \bar{x}) d\bar{x}} = \frac{\int_0^1 \nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n) \bar{p}_p(z, \bar{x}) d\bar{x}}{\int_0^1 \bar{p}_e(z, \bar{x}) d\bar{x}} = 1,$$

где $c_{n_e}(z)$ - значения коэффициента нормальной подомной силы в сечении Z_i , $b(z)$ - хорда крыла в сечении Z_i ; $C_{n_e \text{ кр}}$ - суммарное значение коэффициента нормальной подомной силы; B_{cp} -средняя хорда крыла; $\bar{p}_e(z, \bar{x})$ и $\bar{p}_p(z, \bar{x})$ - функции экспериментального и расчётного распределения относительного давления по хорде; $\nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n) = \text{tg}(Fip(z, \bar{x}, \dots, i, n)) / \text{tg}(Fie(z, \bar{x}, \dots, i, n))$ - функция сходимости результатов, полученная на основе экспериментальных и расчётных данных (рис.2.4). Составляющие работы сил давления на рассматриваемом участке траектории будут пропорциональны составляющим коэффициента суммарной аэродинамической силы c_{n_e} , действующей на частицу газа в направлении движения. При обтекании самолета в реальных условиях полета работа сил давления может быть выражена как сумма работ физических составляющих:

$$L_x \Sigma = L_{xp} + L_{xi} + \Delta L_{xturb} + \Delta L_{xnest} + \Delta L_{xvr} + \Delta L_{xsj},$$

где: $L_{xp} = c_{xp} * C_q S_x$ – работа профильного лобового сопротивления при безотрывном обтекании;

$L_{xi} = c_{xi} * C_q S_x$ – работа индуктивного сопротивления;

$L_{xturb} = \Delta c_{xturb} * C_q S_x$ – работа сил лобового сопротивления, вызванных турбулентностью атмосферы;

$L_{xnest} = \Delta c_{xnest} * C_q S_x$ – работа сил лобового сопротивления, вызванных нестационарностью движения ;

$L_{xvr} = \Delta c_{xvr} * C_q S_x$ – работа сил лобового сопротивления, вызванных неучтенными дефектами поверхности – выступами, конструктивными и эксплуатационными особенностями;

$\Delta L_{xsj} = \Delta c_{xsj} * C_q S_x$ - работа сил лобового сопротивления, вызванных эффектом сжимаемости;

$C_q S_x = q \cdot S \cdot x$ – произведение скоростного напора, характерной площади и рассматриваемого участка траектории.

Определив физический смысл параметра коррекции [82] проведены параметрические исследования, дающие зависимость схемы расходования энергии от критериев газодинамического подобия, состояния поверхности тел обтекания, геометрических параметров элементов механизации. Проведено исследование и сравнительный теоретический расчет для дренированных моделей ряда крыльев с различными профилями.

По результатам сравнения для каждого сечения построены функции сходимости нормальной и тангенциальной составляющей аэродинамической силы по углу атаки α° и C_y для разных положений механизации (Рис.2.13)

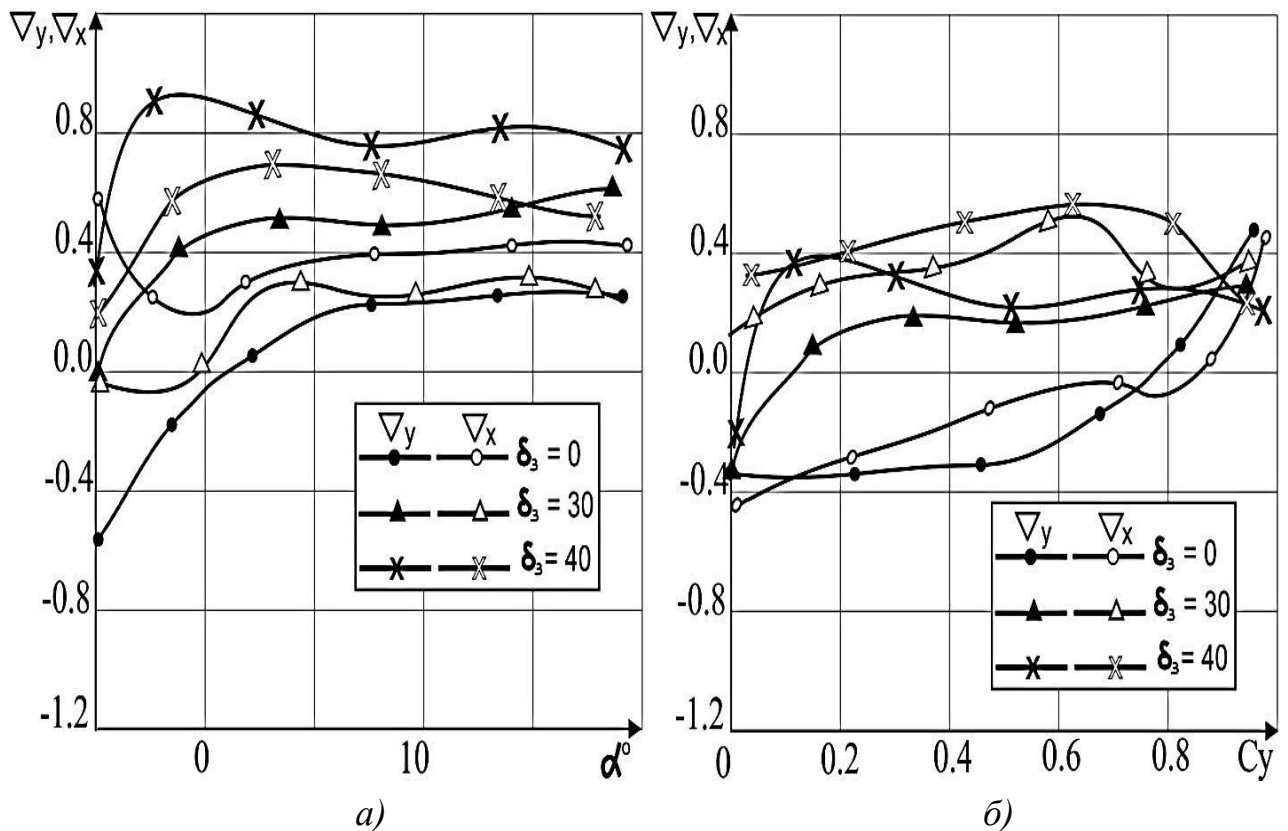
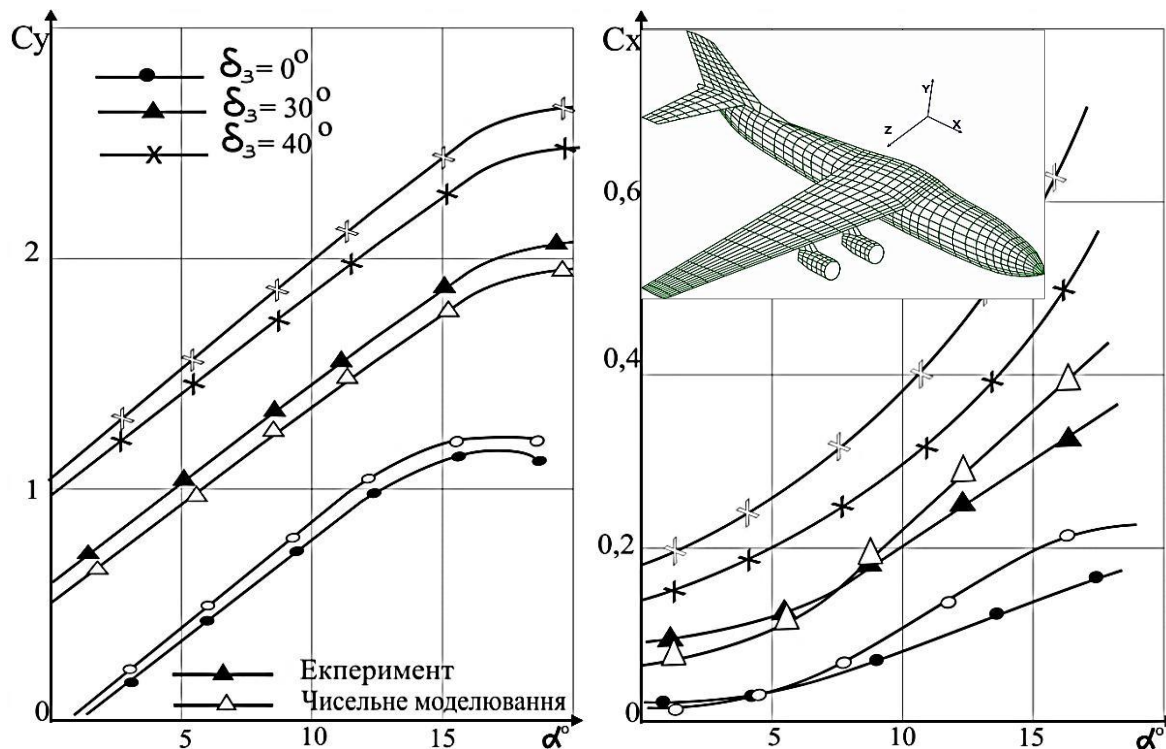


Рис.2.13. Характер распределения функции сходимости для подъемной силы и силы сопротивления по бортовому сечению крыла тяжелого транспортного самолета при положении механизации $\delta_{закр} = 0^\circ, 30^\circ$ и 40° : а- зависимость по углу атаки α ; б- зависимость от коэффициента подъемной силы C_y .

Для тяжёлого транспортного самолета, проведено сравнение результатов расчетных и трубных испытаний (рис.2.14).



33

Внесение поправок в аэродинамические характеристики при помощи функций сходимости самолета в диапазоне полетных углов атаки, соответствующих безотрывному обтеканию поверхности летательного аппарата целесообразно проводить на расчетное распределение относительного давления по хорде $\bar{p}_p(z, \bar{x})$:

$$\bar{p}_{pp}(z, \bar{x}, \dots, i, n) = \bar{p}_p(z, \bar{x}, \dots, i, n) * \nabla(z, \bar{x}, \dots, i, n), \quad (2.43)$$

При этом, значения коэффициента подъемной силы в сечении $c_{n_{pp}}$ целесообразно определять как :

$$c_{n_{pp}}(z, \alpha) = \int_0^1 \nabla(z, \bar{x}, \alpha, \dots, i, n) \bar{p}_p(z, \bar{x}, \alpha) d\bar{x}, \quad (2.45)$$

где $\nabla(z, \bar{x}, \alpha, \dots, i, n)$ параметр функции сходимости для коррекции нормальной силы в сечении.

Поскольку адекватность значения функции сходимости определяется отсутствием отрывных течений на поверхности обтекания, то целесообразно

рассмотреть влияние количества вихревых панелей на сходимость результатов расчета с экспериментальными данными.

С помощью программного обеспечения [83], в основе которого лежит алгоритм панельно-вихревого метода симметричных особенностей изложенный в п.2.1.1.1.1., определены коэффициенты подъемной силы для отсека крыла с профилем NACA2412 при удлинении $\lambda = 2,74$, сужении отсека $\mu = 1,72$ и угле стреловидности по передней кромке $\chi = 9^\circ$, в зависимости от числа вихревых панелей по размаху и хорде отсека (рис.2.15).

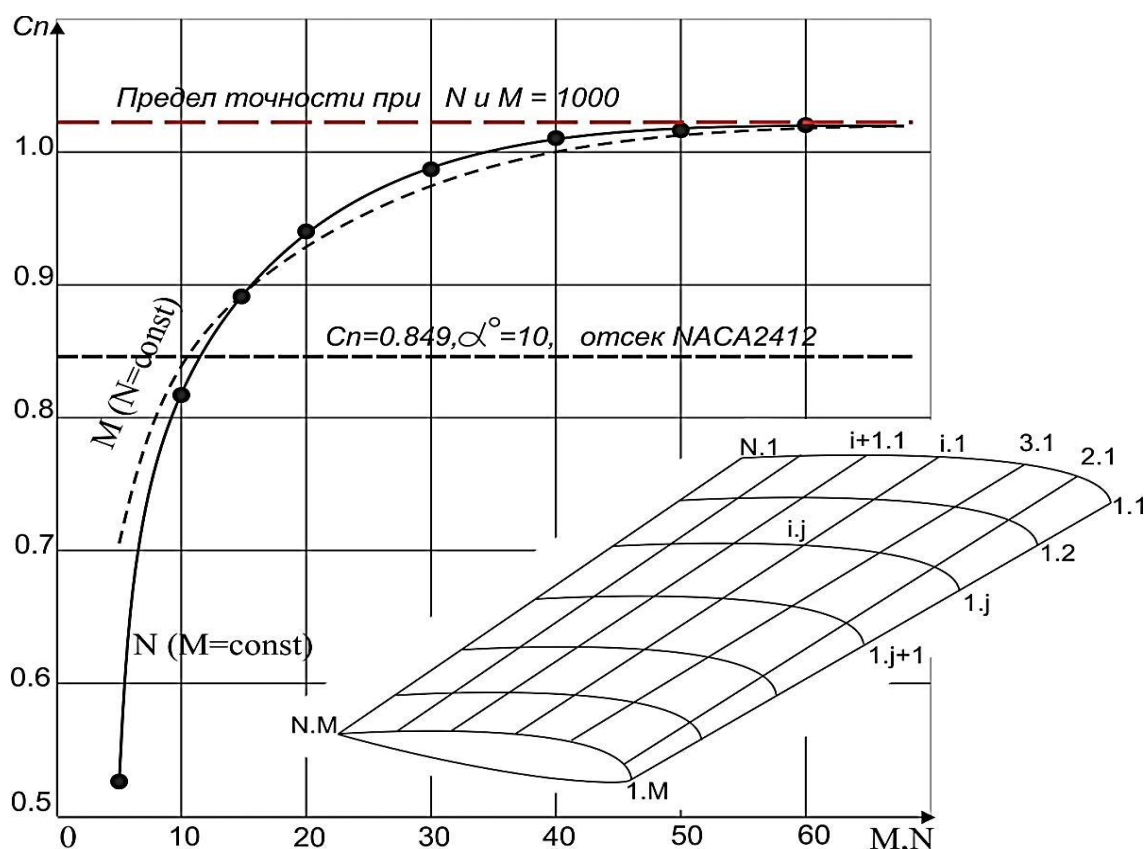


Рис.2.15. Сравнение экспериментального значения C_{n_3} отсека и расчетного C_{n_p} при разных значениях M и N расчетной схемы.

Известно, что для такого отсека экспериментальное значение коэффициента нормальной силы $C_{n_3} = 0,849$ при $\alpha = 10^\circ$. При значениях числа панелей $M=1000$ и $N = 1000$ по верхней и нижней поверхности, получено расчетное значение $C_{n_p} = 1,1568$ при $\alpha = 10^\circ$. В ходе

параметрического исследования получено, что значение $c_{n_p} = 1,1568$ достигается с точностью в 1,5% при числе панелей $M \times N$ (MN) не более, чем 50×50 . Разница $\Delta c_n = c_{n_s} - c_{n_p} = 0,3078$ определяется потерями импульса потока на вязкость, сжимаемость и генерацию вихревого следа.

По результатам параметрического исследования можно сделать вывод о том, что достаточно точное значение c_{n_p} для данного отсека можно получить при числе панелей $M \times N = 12 \times 12$ на верхней и нижней поверхности. Таким образом, предложенный метод имеет возможность настройки на выполнение задач расчёта аэродинамической нагрузки с точностью до 1%. Критериями настройки является число вихревых панелей, а форм-факторами этих настроек являются удлинение λ , сужении μ , угол стреловидности по передней кромке χ и геометрия профиля.

Расчет нового изделия необходимо начинать с «настройки» параметров MN панельно-вихревой решётки по самолету аналогу с учетом форм-факторов λ , μ и χ таким образом, что бы значения расчетных распределенных и интегральных аэродинамических характеристик максимально совпадали с экспериментальными данными по аналогу, что минимизирует значения функций сходимости $\nabla(z, \bar{x}, \alpha \dots, i, n)$.

Используя значения MN для построения панельно-вихревой решётки нового изделия и перенося $\nabla(z, \bar{x}, \alpha \dots, i, n)$ на результаты расчета распределенных характеристик получаем результаты достаточно высокой точности.

2.2. Экспериментальная аэродинамическая модель.

Экспериментальные данные представляют собой показания датчиков измерительной аппаратуры системы, считанные в процессе проведения исследований. Исследования МЛА в аэродинамической трубе (АДТ) связаны с получением и переработкой больших объёмов разнородной информации. Каждому эксперименту предшествует продолжительный процесс подготовки

МЛА и аппаратуры к испытаниям, который сопровождается множеством ошибок и неточностей. Это приводит к повторению этапов обработки и эксперимента в целом. Названные недостатки приводят к существенному увеличению времени проектирования ЛА. Поэтому, организация технологического цикла проведения экспериментальных исследований имеет принципиальное значение.

Общую структуру предложенного технологического цикла экспериментальных исследований МЛА в АДТ можно представить следующей логической схемой на рис.2.16 [45], [46], [54], [55], где:

- Н(i) - рабочая гипотеза или то, что ждет исследователь от эксперимента;
- М(i) - вариант МЛА, удовлетворяющий необходимым критериям подобия;
- Р(i) - программа эксперимента;
- L(i) - алгоритм вычислений;
- D(i)- процесс формирования экспериментальных данных;
- I(i) - интерпретация полученных результатов;
- R(i) - критерий достижения цели, где i - порядковый номер технологического цикла.

Сущность приведенного алгоритма:

- Исследователь формирует цель экспериментальных исследований (рабочая гипотеза – Н(i)) или предполагаемый результат. Для этого он использует существующую априорную информацию (отчеты об исследованиях МЛА; научные статьи и т.п.).
- Для достижения цели экспериментальных исследований проектируется и изготавливается первоначальный вариант МЛА – М(i).
- Подготавливаются тематическая и рабочая программы эксперимента – Р(i), а также оговаривается или разрабатывается методика обработки экспериментальных данных.
- Для стандартных (промышленных) экспериментальных исследований методика обработки данных известна- L(i).

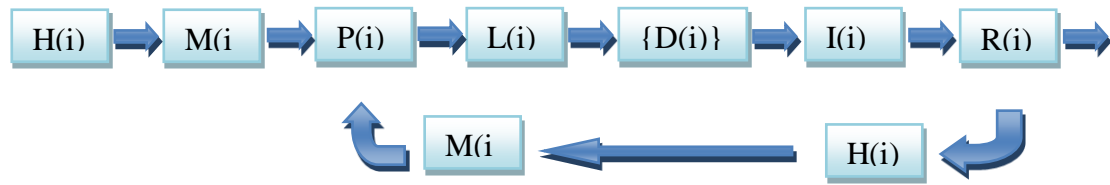


Рис. 2.16. Структурная схема технологического цикла экспериментальных исследований.

- Проводится эксперимент, результатом которого являются сформированные данные в стандартной форме $\{D_i\}$. Традиционный способ представления экспериментальных данных - это таблицы, графики.
- таблицы и графики используются исследователем для интерпретации $I(i)$ и анализа данных, а также проверки критерия достижения цели $R(i)$. Если он достигнут, тогда экспериментальные исследования прекращаются, а если нет, тогда уточняется рабочая гипотеза, дорабатывается МЛА – $M(i+1)$ и технологический цикл экспериментальных исследований повторяется.

Результат экспериментальных исследований МЛА в АДТ заключается в достижении поставленной цели на одном из его технологических циклов. Задачи расчетов можно разделить на четыре группы.

В первую группу входят расчеты технологических параметров управления экспериментом, используемые для оценки их текущего состояния. К таким параметрам относятся: скорость потока (M), углы и расход воздуха, барометрическое давление, температура, угловая скорость вращения вентилятора, опорные напряжения, опорные давления, состояние измерительной аппаратуры. Расчеты данных параметров необходимо производить в реальном времени с заданной периодичностью.

Вторую группу образуют задачи, связанные с обработкой данных, которая может выполняться как в процессе выполнения эксперимента, так и по окончании его.

Третью группу составляют задачи обработки и документирования экспериментальных данных согласно существующим методикам.

Четвертая группа задач связана с осмысливанием результатов экспериментальных исследований при анализе аэродинамических характеристик ЛА с применением средств автоматизации.

Поэтому четвертая группа задач определяет следующие свойства алгоритмов:

- существует алгоритм и есть программный модуль;
- существует алгоритм, но нет программного модуля;
- нет алгоритма, но известно как его реализовать;
- нет алгоритма, и неизвестно как его реализовать.

Далее фиксируется совокупность свойств алгоритмов, которые делают их:

- приемлемыми алгоритмами для реализации на данном комплексе задач;
- неприемлемыми алгоритмами, если алгоритмы слишком сложные и их реализация занимает недопустимо большой объем памяти;
- алгоритмы не могут быть реализованы за требуемое время.

Исходя из этого, на данном уровне схемы классификации, можно выделить три качественных признака алгоритма:

- решает все задачи и является приемлемым;
- решает все задачи, по некоторым признакам требует улучшения;
- не обеспечивает решения всех задач, но является приемлемым.

2.2.1. Способ выявления и выбраковки ошибок при обработке вторичных данных дренажного эксперимента

Основы вторичной обработке экспериментальных данных изложены в работах [47,48]. По значениям относительных давлений \bar{P} , полученным в АДТ как функцию угла атаки (рис.2.17) для жесткой модели, определяются значения коэффициентов нормальной $c_{n_p} = \int \bar{P}(\bar{x}) d\bar{x}$ и продольной

$c_{\tau_p} = \int \bar{P}(\bar{y}) d\bar{y}$ составляющих аэродинамической силы, коэффициент

продольного момента $m_{z_p} = \int \bar{P}(\bar{x})\bar{x} d\bar{x}$ и относительное положение центра давления $\bar{x}_d = -\frac{m_{z_p}}{c_{n_p}}$.

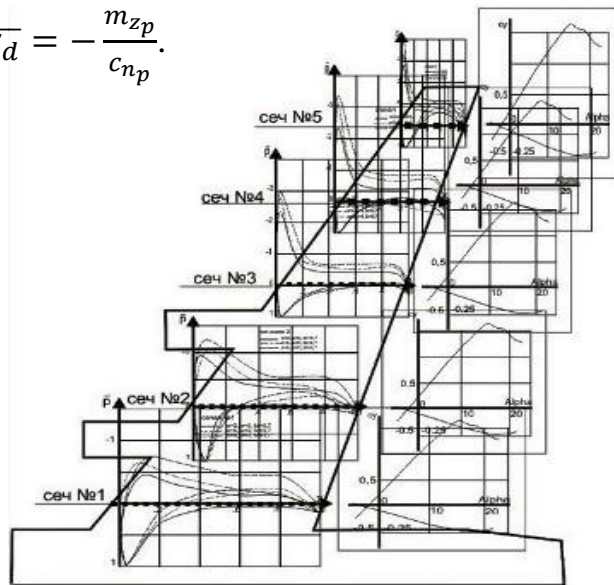


Рис.2.17. Схема дренированной модели крыла.

Этот этап обработки требует диалоговой формы работы пользователя с ЭВМ, что позволяет оперативно контролировать исходные и промежуточные данные, быстро оценивать конечный результат.

Система обработки (СО) обязана обеспечить следующие возможности:

- контроль, редактирование и аппроксимация полученных давлений в точках;
- определение производных функций распределения аэродинамических характеристик;
- визуализация и документирование результатов вторичной обработки в соответствии с требованиями на оформление.

Прежде чем приступить к проведению полномасштабного опыта и обработке данных, необходимо убедиться в том, что принятая технология проведения опыта воспроизводима. Для определения эффективности функционирования системы обработки предлагается проводить оценку нормируемых параметров на основе априорно известных (эталонных) данных давления. Метод проверки предполагает:

1. Считывание опытных данных (ОД) и формирование матрицы с элементами p_{jit} значений давления в точке t при i -м повторе опыта (кратном опыте) в предполагаемом диапазоне функций отклика для j -й серии опытов.
2. Определение доверительного интервала, на основании которого и выполняется оценка качества ОД.
3. Поиск и исключение "выпавших" точек по ансамблю ОД.

Для каждой серии повторных опытов (рис.2.18) вычисляют среднее арифметическое значение функции отклика - давления:

$$\bar{p}_{jt} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k p_{ijt} \quad (j = 1, 2, \dots, N; t = 1, 2, \dots, M) \quad (2.46)$$

где k — количество повторных опытов, проведенных при одинаковых условиях, $2 \leq k \leq 9$,

p_{ijt} — значений давления в точке t при i -ом повторе для j -й серии опытов;
 j - номер серии опытов; t — номер точки.

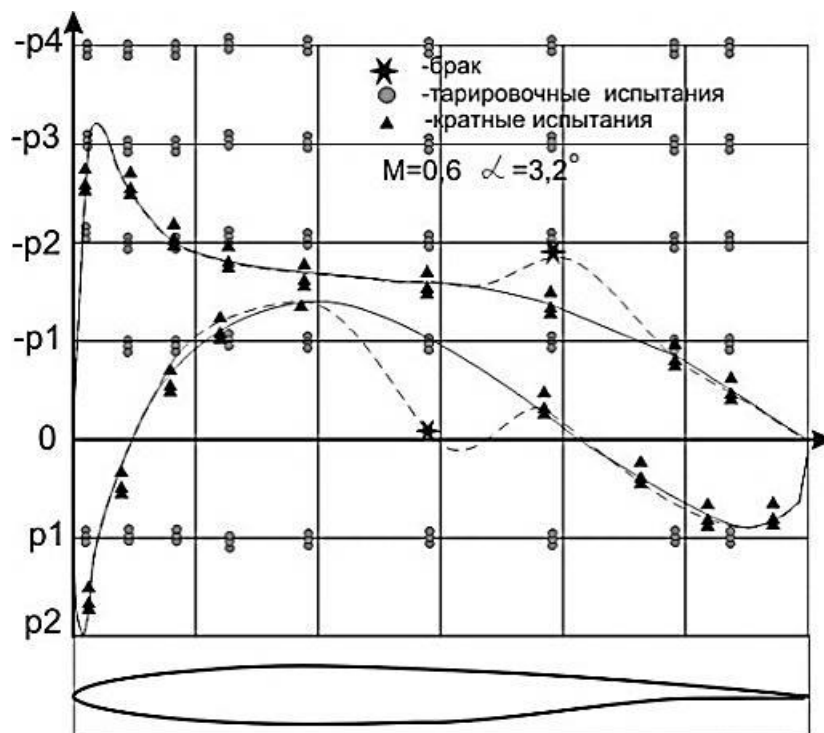


Рис.2.18. График тарировочных и кратных испытаний отсека крыла

$$M=0.6, \alpha = 3.2^\circ$$

Далее вычисляется оценка дисперсии для каждой серии повторных опытов в точке t :

$$s_{jt}^2 = \frac{1}{k-1} \sum_{i=1}^k (p_{jit} - \bar{p}_{jt})^2 \quad (j = 1, 2, \dots, N; \quad t = 1, 2, \dots, M) \quad (2.47)$$

Для проверки воспроизводимости показаний давлений в точках t находят отношение наибольшей из оценок дисперсий к сумме всех оценок дисперсий:

$$G_{qt} = \frac{\max s_{jt}^2}{\sum_{j=1}^N s_{jt}^2} \quad (2.48)$$

Этот расчетный критерий Кохрена [49] соответствует доверительной вероятности $P = 0,95$ и сравнивается с табличным значением критериев Кохрена G [49]. Критерий определяется по общему количеству оценок дисперсий N (количество серий опытов) и число степеней свободы f , связанных с каждой из них, причем $f = k - 1$, численное значение которых должно быть не меньше трех. Если выполняется условие $G_q < G$, то опыты считаются воспроизводимыми, а оценки дисперсий однородными. Для $N = 3$ и $f = 4$, $G_q < 0,746$.

В тех случаях, когда имеются результаты несколько серий с разным количеством повторных опытов, по уравнению (2.46) для каждой серии опытов вычисляют среднее арифметическое значение давления в точке. Оценка дисперсии для каждой серии повторных опытов в точке определяют из выражения (2.47). С каждой из этих оценок связано число степеней свободы $f_{jt} = k_{jt} - 1$ и рассчитывается средневзвешенная оценка дисперсии

$$s_{ct}^2 = \left(\sum_{j=1}^N f_{jt} s_{jt}^2 \right) \left(\sum_{j=1}^N f_{jt} \right)^{-1} \quad (t = 1, 2, \dots, M) \quad (2.49)$$

Введя обозначение $f_t = \sum_{j=1}^N f_{jt}$ и вспомогательный коэффициент [49]

$$C_t = 1 + \frac{1}{3(N-1)} \left(\sum_{j=1}^N \frac{1}{f_{jt}} - f_t \right), \quad (2.50)$$

вычисляется значение критерия Бартлетта [8]:

$$B_t = \frac{2.3026}{C_t} \left(f_t \lg s_{ct}^2 - \sum_{j=1}^N f_{jt} \lg s_{jt}^2 \right) \quad (2.51)$$

Проверяется условие $B_t \leq C_t^2$ для уровня значимости p и числа степени свободы $f_t = N - 1$. Если условие выполняется, то воспроизводимость показаний точки принимается и точка допускается к работе.

Кроме проверки адекватности проводится проверка значимости показаний давлений. Учитывая нелинейность функции отклика и зная диапазон исследуемых параметров проводится серия кратных опытов. В процессе работы практически гарантированно появляются «бракованные» показания (рис.2.19). Такие данные относятся к случайным ошибкам, природа которых определяется свойствами объекта и измерительного инструмента, методами измерений, внешними факторами и личными качествами персонала проводящего измерения.

Исключение «бракованных» точек выполняется с использованием t -статистики Стьюдента.

$$t = \frac{p_{min}^{max} - \bar{p}_j}{s},$$

где p_{min}^{max} – минимальное или максимальное значение давления в группе повтора, которые проверяются на «брак».

$$s = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^k (p_{ji} - \bar{p}_j)^2}{f}}$$

-стандарт (среднеквадратичное отклонение) в j -й точке при i -м повторе, имеющий размерность давления.

При минимальном числе степеней свободы $f=2$ и уровне значимости $\alpha=0,05$ табличное значение $t=4.303$.

Регрессионный анализ применим при определенных условиях:

1) параметр оптимизации — случайная величина с нормальным законом распределения. Дисперсия воспроизводимости — одна из характеристик этого закона распределения.

2) дисперсия параметра оптимизации не зависит от значений параметра оптимизации.

Выполнимость этого условия проверяется с помощью критериев однородности дисперсий в разных точках факторного пространства. Если

однородность дисперсий все же отсутствует, то необходимо такое преобразование *параметра*, которое делает дисперсии однородными.

3) значения факторов — неслучайные величины; Это означает, что установление каждого фактора на заданный уровень и его поддержание существенно точнее, чем ошибка воспроизводимости.

4) факторы не коррелированы.

Такой подход обеспечивает необходимый результат при обработке результатов дренажного эксперимента, если не нарушается нормальный закон распределения.

В практике встречается ситуация когда в процессе проведения опыта давление в точке измерить правильно не удастся, например по причине засорение точки. В данном случае давление в точке близко к нулю или неадекватному значению (рис.2.19). Это «бракованная» точка. Такая точка может удовлетворять всем рассмотренным выше условиям, но за ее показаниями ничего не стоит.

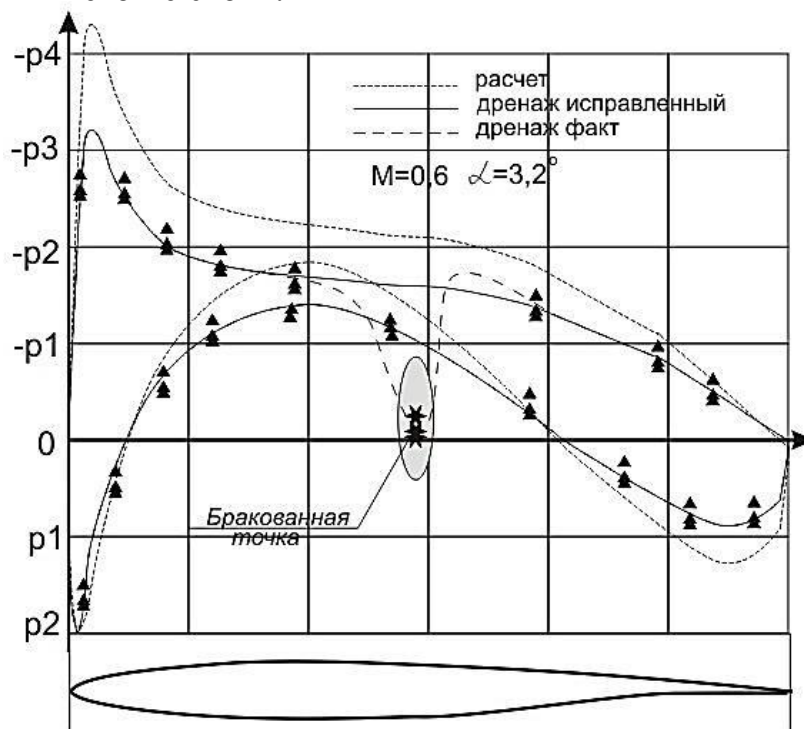


Рис.2.19. Выбраковка дренажа, $M=0.6$, $\alpha = 3.2^\circ$

Для выбраковки такой точки предложено использовать свойства, основанные на непрерывности функции обтекаемой поверхности:

- производная функции распределения в окрестности точки меняет свой знак на противоположный.

- производная функции распределения выхлтит за границы доверительного интервала производных.

Если эти свойства характерны для дренажной точки, то можно говорить о ее бракованности на уровне значимости $\alpha=0,05$.

Для построения доверительного интервала определяется дисперсия коэффициента регрессии производных функции распределения давления по хорде:

$$s_{\{b'_{jt}\}}^2 = \frac{s_{y'_t}^2}{N},$$

где $s_{y'_t}^2$ - дисперсия производных функции распределения давления по хорде дренированного сечения.

Доверительный интервал (рис.2.20) определяется как:

$$\Delta b'_{jt} = \pm Et \left| \sqrt{s_{\{b'_{jt}\}}^2} \right|,$$

где t - табличное значение критерия Стьюдента при числе степеней свободы с которыми определена $s_{\{b'_{jt}\}}^2$ на уровне значимости $\alpha=0,05$.

E - параметр регулировки диапазона, $E=1.0$ при $\alpha=0,05$.

$\left| \sqrt{s_{\{b'_{jt}\}}^2} \right|$ - квадратичная ошибка коэффициента регрессии.

Доверительный интервал задается верхней и нижней границами $b'_{jt} + \Delta b'_{jt}$ и $b'_{jt} - \Delta b'_{jt}$, где b'_{jt} - базовая функция производных распределения давления по хорде дренированного сечения (рис.2.20).

В качестве базовой функции производных при отсутствии данных кратных испытаний используется численный панельно-вихревой метод расчета. Далее выполняется документирование полученных характеристик в виде эпюр относительного давления \bar{P}_{ijt} для заданных сечений МЛА. Для построения соответствующих графиков выполняется сплайн-аппроксимация \bar{P}_{ijt} и контура профиля $y(x)$.

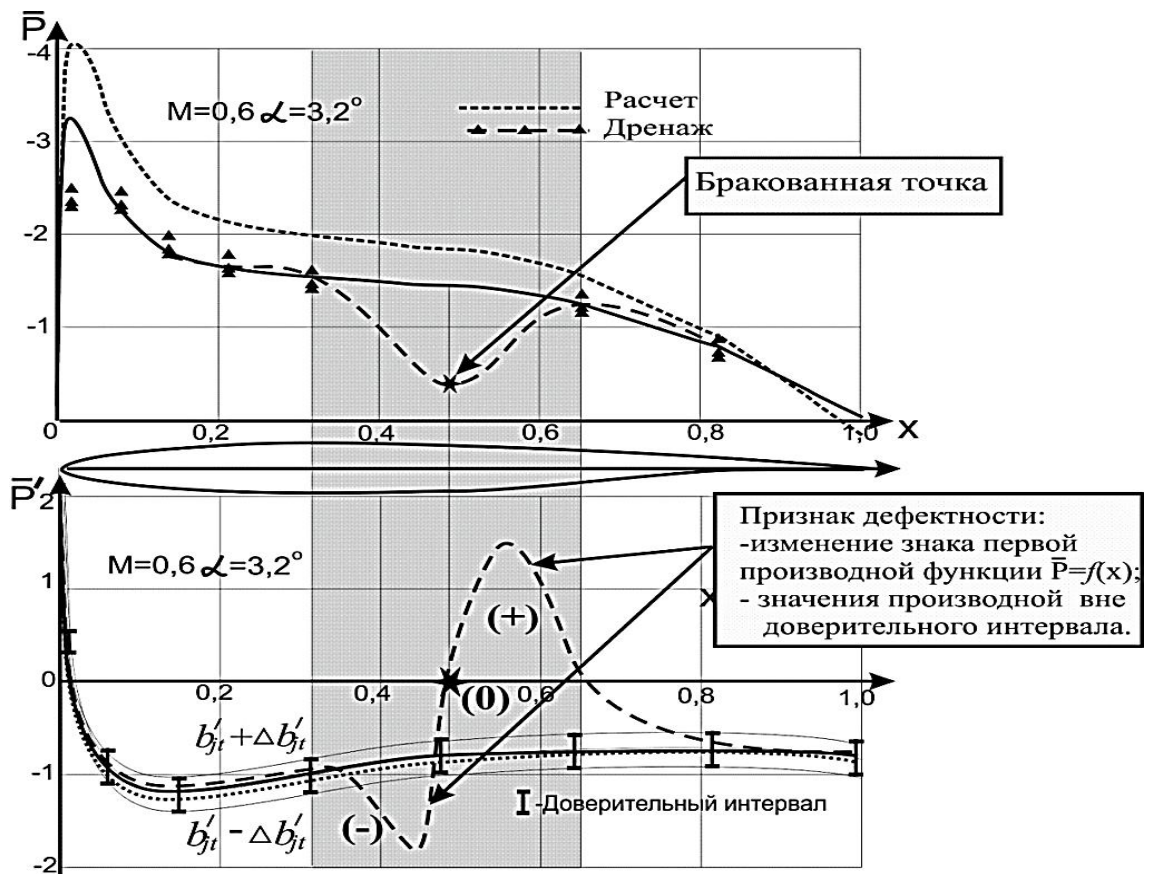


Рис.2.20. Построение доверительного интервала для верхней поверхности сечения, $M=0.6$, $\alpha = 3.2^\circ$

Такой способ построения эпюр дает возможность определять относительное значение давления \bar{P}_{ijt} во всех заданных точках на МЛА. Задача определения интегральных характеристик сводится к численному интегрированию по сложному (замкнутому) контуру полученного распределения давления \bar{P}_{ijt} для заданного сечения МЛА и вычислению в связанной системе координат значений коэффициентов нормальной C_n и тангенциальной C_τ составляющих аэродинамической силы, коэффициентов продольного момента m_z и относительного положения центра давления x_d

Схема предложенного способа выявления и выбраковки ошибок при обработке вторичных данных дренажного эксперимента на рис.2.21.

При оценке правильности ЭД необходимо решать задачу обнаружения события по искаженным данным (рис.2.22).

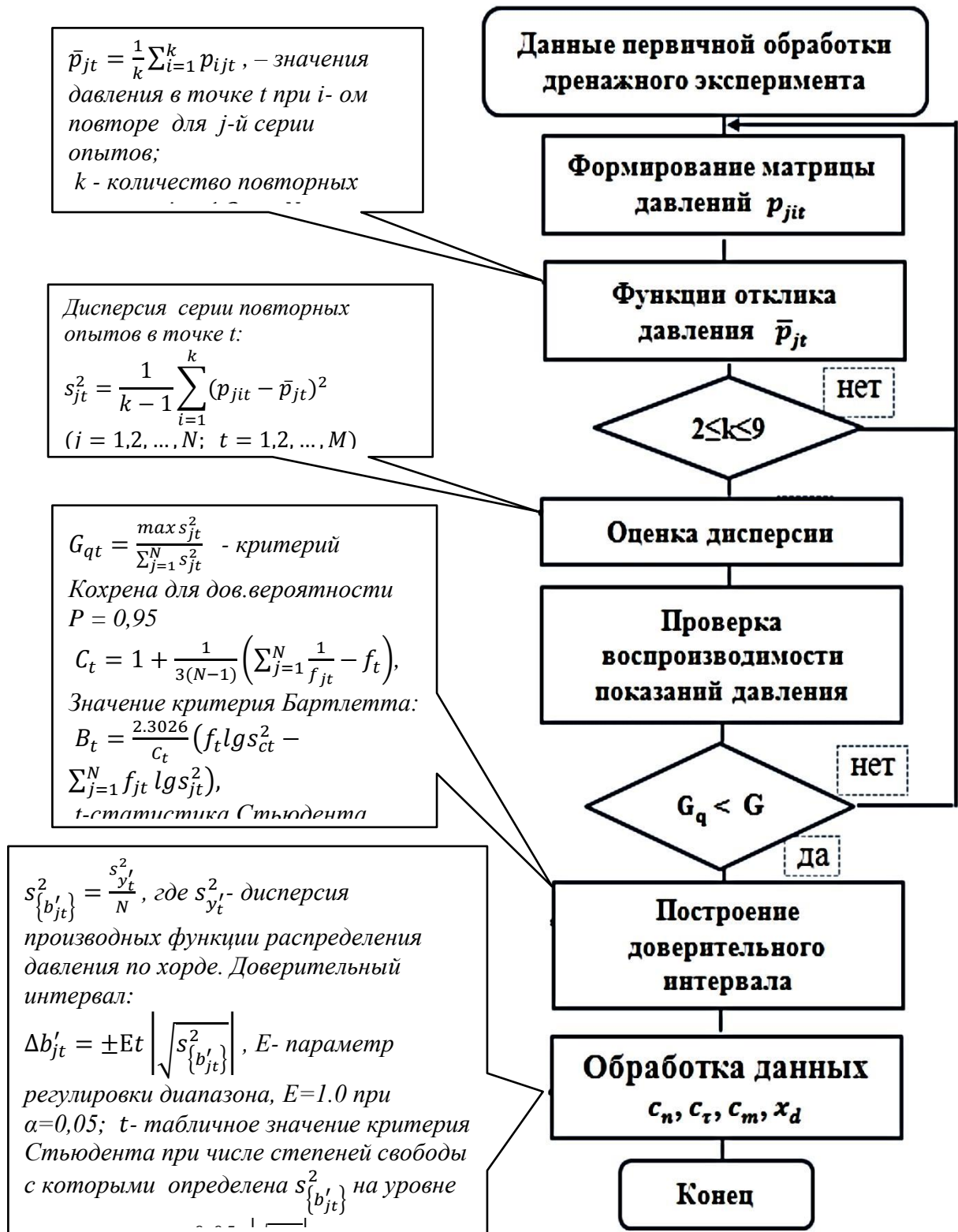


Рис.2.21. Схема способа выявления и выбраковки ошибок при обработке вторичных данных дренажного эксперимента.

Эта задача решается методами теории статистических решений и формулируется как задача двухальтернативного обнаружения [85]. При этом пространство возможных значений контролируемого параметра x делится на область допустимых (I) и недопустимых (II) значений.

При определении принадлежности x к областям I или II вследствие искажений возможны ошибки двух типов: ошибки I рода - когда значение x , принадлежащее области I, алгоритмом обнаружения относится к области II; ошибки II рода – ошибки отнесения x к области I, в то время когда он принадлежит к области II.

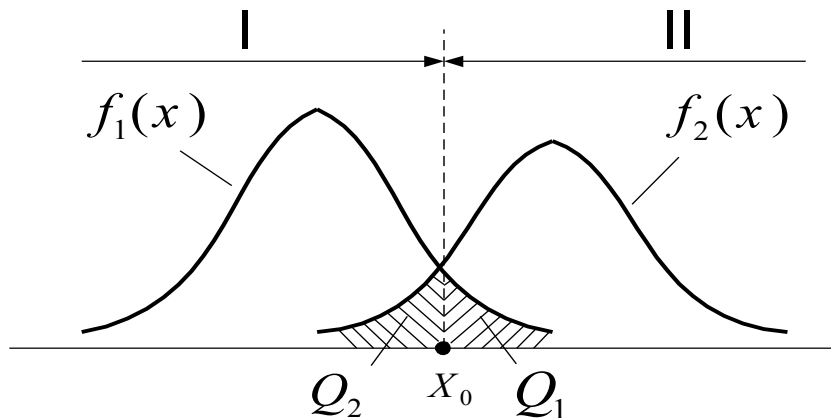


Рис.2.22. Распределение условных плотностей вероятности нахождения контролируемого параметра.

Если обозначить через x_0 точку, для которой $x \in I$, если $x \leq x_0$, и $x \in II$, если $x > x_0$, то вероятности возникновения ошибок I (Q_1) и II (Q_2) рода в предположении, что искажения x обусловлены только случайными погрешностями (систематические погрешности могут быть предварительно скорректированы) определяются по формулам:

$$Q_1 = \int_{x_0}^{\infty} f_1(x) dx \quad Q_2 = \int_{-\infty}^{x_0} f_2(x) dx$$

где $f_1(x)$ и $f_2(x)$ - условные плотности вероятности распределения значений x в случае принадлежности переменной x к области I или II (рис.1);

Q_1, Q_2 - вероятность ложной тревоги / пропуска события.

Если известны априорные вероятности принадлежности x к областям I и II ($P_1, P_2 = 1 - P_1$), то при многократных измерениях оценку качества работы системы регистрации ЭД целесообразно производить по средней оценке потерь :

$$C = P_1 C_{11}(1 - Q_1) + P_1 C_{12} Q_1 + P_2 C_{22}(1 - Q_2) + P_2 C_{21} Q_2, \quad (2.52)$$

где C_{12}, C_{21} - оценка потерь из-за ложной тревоги / пропуска события;

C_{11}, C_{22} - оценка получения правильного решения (область I и II);

Q_j - риск принятия j -й гипотезы при отнесении переменной x к одной из областей.

Из рис.2.22 и выражения (2.52) следует, что при заданных $P_1, P_2, f_1(x), f_2(x)$ потери из-за ошибок обнаружения существенно зависят от выбора точки x_0 , поэтому, важным моментом является выбор предела x_0 . Возможны различные стратегии его выбора: исходя из требования минимизации среднего риска (критерий Байеса), минимизации максимального значения среднего риска (минимальный критерий), с использованием критерия Неймана - Пирсона и др. Учитывая наличие априорных данных о вероятности принадлежности x к областям I и II, выбор x_0 проводится исходя из минимизации средних потерь (2.54). Решая уравнение вида:

$$\frac{dC}{dx} = P_1 [C_{11} f_1(x_0) - C_{12} f_1(x_0)] + P_2 [C_{21} f_2(x_0) - C_{22} f_2(x_0)]_{x=x_0} = 0, \quad (2.53)$$

после преобразований получим

$$\frac{f_2(x_0)}{f_1(x_0)} = \frac{P_1(C_{12} - C_{11})}{P_2(C_{21} - C_{22})} = \lambda,$$

где λ - коэффициент правдоподобия, $f_2(x_0) - \lambda f_1(x_0) = 0$.

Из соотношения (2.53) методом бисекций определяется значение x_0 , которое при заданных $P_1, P_2, f_1(x_0), f_2(x_0)$, а также оценке потерь C_k обеспечивает минимум средних потерь (2.52). Его использование для проверки гипотезы о равенстве средних значений ЭД по t – статистике

$t_{\bar{u}} = \left| \frac{\bar{u} - u_0}{D_{u_0}} \right|$ повышает точность характеристик ЭД и, как следствие, их достоверность. Исследование особенностей диагностики ЭД в рамках технологического цикла дренажных ЭИ позволяет выделить следующие ограничения, которые присущи ее устройствам:

- вероятность появления неисправности в двух и более элементах пренебрежимо мала;
- выход за допустимые пределы одной из величин приводит к выходу за допустимые пределы всех других величин, на которые она воздействует;
- компенсации вышедшей за допустимые пределы величины какой-либо другой / другими на входе любого элемента не происходит;
- выход за допустимые пределы любой переменной контролируемого элемента за счет совокупности других величин, находящихся в норме, маловероятен.

Метод контроля предполагает:

1. Считывание ЭД и формирование матрицы с элементами u_{ij} значений измеряемой величины в i -й точке при j -м повторе;
2. Поиск и исключение "выпавших" точек по ансамблю ЭД используя:
 - формирование статистических характеристик канала - дисперсий, стандартных отклонений, критерия Кохрена, средних значений;
 - исследование характеристик производных функций аппроксимации данных и их реакцию на случайную входную погрешность (автокорреляционная функция).
 - имплантация производных функций распределения давления полученные расчетным путем с учетом непрерывности функции формы при безотрывном обтекании в невязкой среде.
3. Определение доверительного интервала, на основании которого и выполняется оценка качества ЭД.

2.3. Массовая модель.

Массовая модель определяет значение нагрузки от погонных и сосредоточенных масс конструкции крыла и топливной системы в общей системе погрузки крыла. На ранних стадиях проектирования крыла самолета транспортной категории (КСТК) проблемой является определение взаимосвязи между аэродинамическими нагрузками, массой силовой конструкции крыла и ее деформациями, которые в свою очередь влияют на распределение аэродинамической нагрузки. Существующие методы весового анализа позволяют оценить массу основных элементов самолета (крыла, фюзеляжа, оперения, шасси, механизации крыла), но прогнозирование распределения этих масс вдоль их основных осей является специальной задачей, особенно на начальных этапах. При определении нагрузок от масс конструкции и оборудования крыла исходными данными являются сосредоточенные и погонные значения массы конструкции и оборудования, которые определяются специальными методами расчета. Задание недостаточно точного распределения массовых нагрузок может приводить к необоснованным избыткам или недостаткам прочности конструкции. Первоначальное завышение массы конструкции крыла увеличивает эффект разгрузки от собственной массы и, в конечном итоге, частично снижает величину расчетной массы и наоборот- первоначальное занижение массы крыла уменьшает упомянутую разгрузку и утяжеляет его конструкцию. Процесс весового расчета имеет итерационный характер.

Весовые формулы дают высокую точность определения масс конструкции и оборудования для самолета с традиционными обводами и клепаной конструкцией. В случае проектирования ЛА с современной аэродинамической компоновкой, а также в случае разработки больших или малых размеров, по сравнению со средне статистическими, возникает необходимость разработки новых методов весовых расчетов. В [50] предложена новая структура весовых формул, основу которых составляет коэффициент силового фактора, учитывающий особенности конструкции

и распределения нагрузки. Для оценки абсолютной и относительной массы крыльев эти формулы имеют следующий вид:

$$m_{кр} = \frac{\varphi}{\sigma} C_k n_y m_0 g \sqrt{S} . \quad (2.54)$$

$$\bar{m}_{кр} = \frac{m_{кр}}{m_0} = \frac{\varphi}{\sigma} C_k n_y g \sqrt{S} = \frac{\varphi}{\sigma} C_k n_y g \sqrt{\frac{m_0}{p_0}} , \quad (2.55)$$

где $m_{кр}$ – масса крыла; σ – удельная прочность материала; φ – коэффициент полной массы; n_y – перегрузка; p_0 – удельная нагрузка на крыло; m_0 – взлетная масса самолета; S – площадь крыла. Особенности вычисления коэффициента силового фактора C_k для крыльев обсуждаются в [51].

В основе массовой модели находятся условия:

1. В объем крыла вписывается тело переменной плотности с модулем упругости и предельными напряжениями, линейно зависящими от плотности.
2. Оптимизируется распределение плотностей и определяются градиенты распределения на основе обработки статистических данных самолетов-аналогов.
3. Рассчитываются аэродинамические нагрузки с учетом деформации крыла,
4. Определяется деформированное состояние крыла и повторяется оптимизация распределения материала.

Для весового анализа конструкции крыла самолета транспортной категории на этапах эскизного проектирования предложен способ прогнозирования погонных значений массы крыла и распределения топлива по баком. В условиях ограниченной информативности, на этапах эскизного проектирования распределение относительной погонной массы крыла предложено проводить как:

$$q_{m i} = \frac{m_{кр}}{L} \Lambda_i, \quad (2.56)$$

где $\Lambda_i = \frac{\rho_i b_i^2}{\rho_{cp} b_{cp}^2}$ – функция распределения плотности отсеков крыла по размаху, i – количество отсеков.

Условие существования тела переменной плотности на полукрыле имеет вид:

$$\int_0^{0.5} \Lambda d\bar{z} = \int_0^{0.5} \frac{\rho_i b_i^2}{\rho_{\text{ср}} b_{\text{ср}}^2} d\bar{z} = 1, \quad (2.57)$$

где ρ_i – плотность материала i -го сечения;

$\rho_{\text{ср}} = \frac{m_{\text{кр}}}{V}$ - средняя плотность крыла, V - внутренний объем крыла.

b_i^2 - квадрат хорды i -го сечения;

$b_{\text{ср}}^2$ - квадрат средней хорды крыла.

Проведена модификация формулы Шэнли для расчета истинного значения массы конструкции крыла в виде:

$$m_{\text{кр}} = \varphi m_{\text{кр}}^{\text{T}} + \mu. \quad (2.58)$$

где φ - коэффициент полной массы крыла; μ - постоянный регрессивный коэффициент.

$m_{\text{кр}}^{\text{T}}$ - теоретическое значение массы конструкции крыла,

$$m_{\text{кр}}^{\text{T}} = k_{\text{м}} k_{\text{дм}} k_{\eta} k_{\text{дв}} k_{\text{ш}} [k_{\text{изг}} n_{\text{кр}}^{\text{р}} (m_i^{\text{р}} - 0,8 m_{\text{кр}1})]^{0,55} \frac{(L_{\text{кр}}^{\text{р}})^{1,675}}{\bar{c}_0^{0,45} (\cos \chi_{0,5})^{1,325}} + m_{\text{мех}},$$

$k_{\text{м}}$ – массовый коэффициент (0,00468);

$k_{\text{дм}}$ и k_{η} - коэффициенты, учитывающие массу дополнительного материала и сужение крыла в плане:

$$k_{\text{дм}} = 1 + \frac{1,38}{\sqrt{L_{\text{кр}}^{\text{р}}}}; \quad k_{\eta} = \left(1 + \frac{1}{\eta}\right)^{0,4}; \quad L_{\text{кр}}^{\text{р}} = L_{\text{кр}} / \cos \chi_{0,5};$$

$k_{\text{изг}} = 1 - \bar{z}_{\text{под}}^2$ - коэффициент, учитывающий влияние подкоса крыла, для свободно несущих крыльев $\bar{z}_{\text{под}}^2 = 0$.

$k_{\text{ш}}$ - коэффициенты, учитывающий влияние расположения шасси, $k_{\text{ш}} = 1.0$ для шасси установленном на крыле; $k_{\text{ш}} = 0,95$ - в случае, когда шасси на крыле отсутствует;

$m_i^{\text{р}}$ - расчетное значение массы самолета без топлива в консольной части крыла i –й итерации;

$m_{\text{кр}1}$ - масса крыла, найденная по формулам первого приближения;

$k_{дв} = 0,98 \div 1,05$ - значение коэффициента учитывающего тип, число и положение двигателей;

\bar{c}_o - максимальная относительная толщина крыла для хорды по потоку;

$\chi_{0,5}$ - угол стреловидности по 1/2 хорд $\text{tg}\chi_{0,5} = \text{tg}\chi_{0,25} - \frac{\eta-1}{\lambda(\eta+1)}$.

Масса механизации крыла $m_{мех} = m_{закр} + m_{пр}$, определяется по Торенбику или по формулам Паттерсона, как сумма массы закрылков $m_{закр}$ и предкрылков $m_{пр}$ различных типов. Значение расчетной перегрузки определяется как $n_{кр}^p = f n_{кр}^a \max = 1.5 n_{кр}^a \max$, где f -коэффициент безопасности.

Выполнена оценка достоверности расчёта массы конструкции крыла на основе приведенного подхода. Используя статистические данные о массах крыльев самолетов транспортной категории диапазоне взлетной массы $m_0 = 46 \div 320$ тонн, на основе регрессионного анализа определены значения коэффициента полной массы крыла $\varphi = 1,13427$ и постоянный регрессивный коэффициент $\mu = 0,298 \times 10^4$ (рис.2.22).

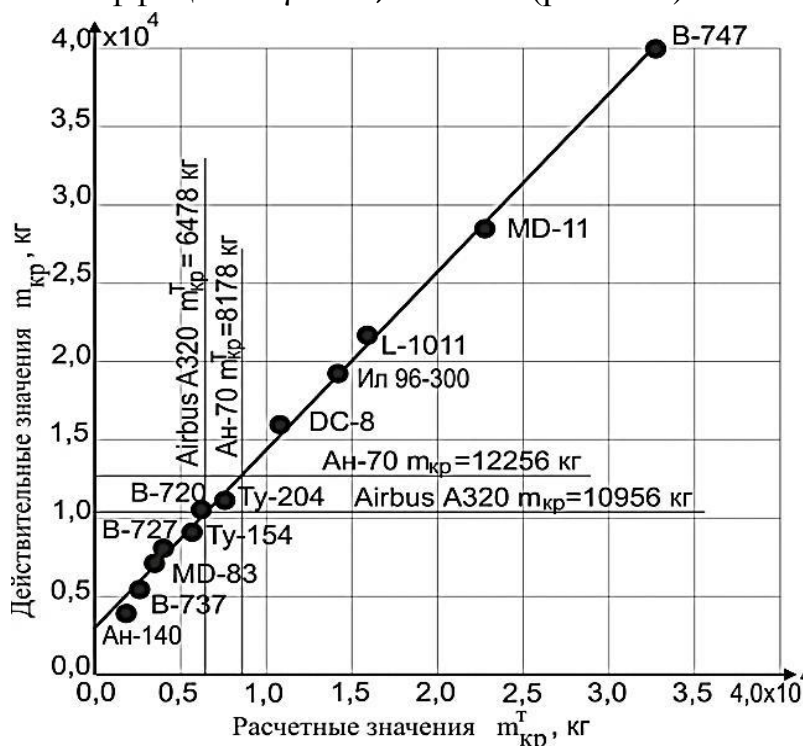


Рис.2.22. Линейный регрессионный статистический анализ массы крыльев самолетов транспортной категории.

Зависимость действительной массы крыла от теоретической, для проектируемого крыла имеет вид:

$$m_{\text{кр}} = 1,13427 \cdot m_{\text{кр}}^T + 0,298 \times 10^4 \text{ (кг)}. \quad (2.59)$$

Анализ показывает, что значение отношения $\frac{m_{\text{кр}}^T}{m_{\text{кр}}}$ находится в пределах $0,67 \div 0,84$, это означает, что расчет $m_{\text{кр}}^T$ дает заниженное значение массы крыла относительно $m_{\text{кр}}$ и дальнейшие расчеты нагрузок будут вестись с запасом прочности [81]. Исследование запаса свидетельствует, что расчетный относительный массовый изгибающий момент $\bar{M}_{\text{ХМ}}$ в сечении по бортовой нервюре крыла тяжелого самолета транспортной категории будет увеличен в пределах от 1.5% до 2.2% (рис.2.23).

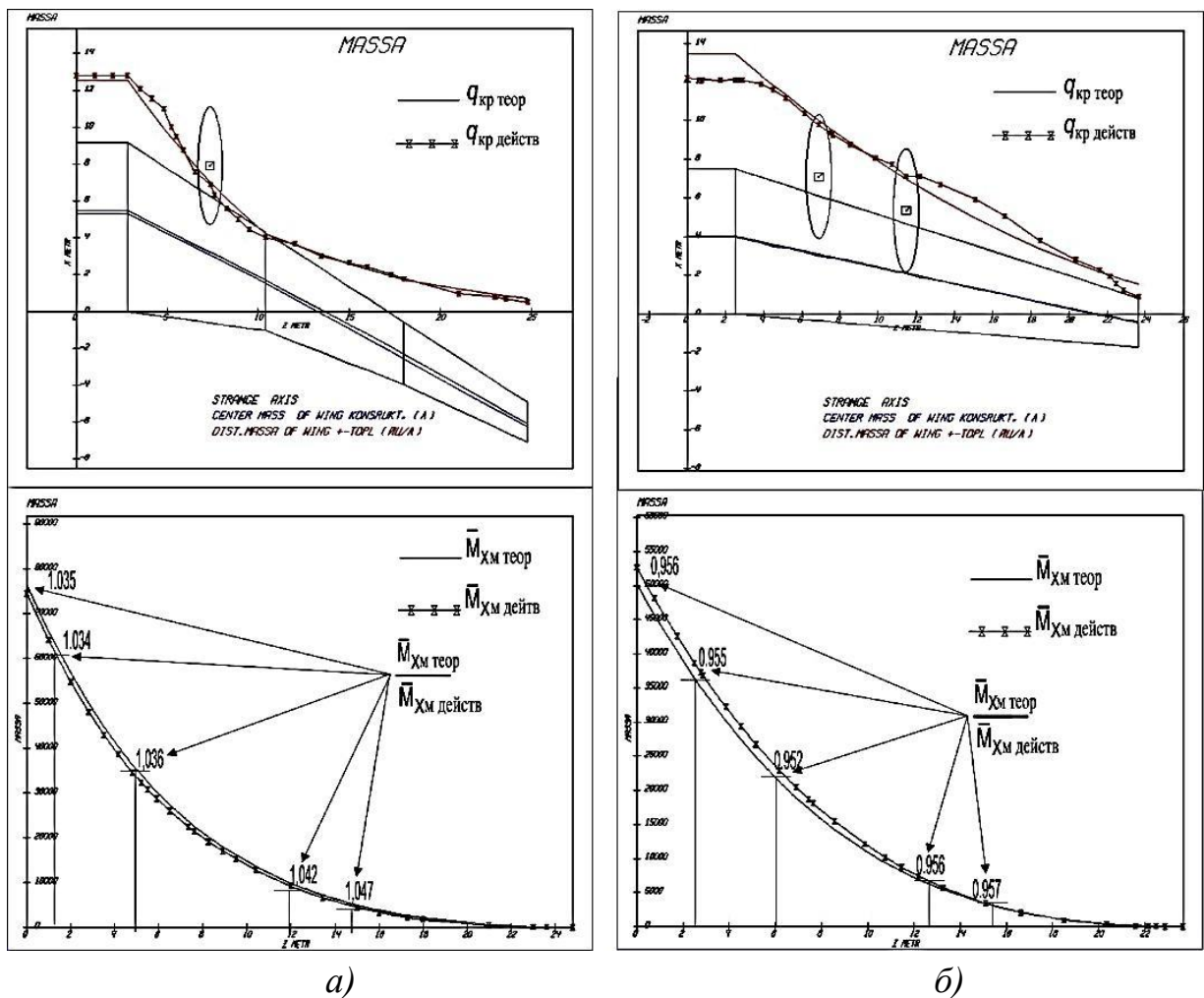


Рис.2.23. Сравнение расчетной и действительной распределенной массы крыла q_z мас кр и массового изгибающего момента $\bar{M}_{\text{ХМ}}$ для самолетов: а- Airbus A320; б- средний транспортный самолёт (аналог Ан-70).

Создан алгоритм работы топливной системы, генерирующий распределение веса топлива по бакам. Распределение топлива проводился по группам баков с учетом порядка заправки-выработки топлива. Принято, что отношение погонной нагрузки топлива по длине бака пропорционально отношению квадратов межлонжеронной части хорды крыла, где установлены баки и определяется решением системы уравнений:

$$\begin{cases} \frac{H_i}{H_{i+1}} = \frac{b_i^2}{b_{i+1}^2} \\ \frac{H_i + H_{i+1}}{2} * (z_{i+1} - z_i) = G_{Tn} \end{cases}, \quad (2.60)$$

где H_i и H_{i+1} – значение погонной нагрузки топлива в начале и конце бака;
 z_i и z_{i+1} - координаты начала и конца бака; b_i^2 и b_{i+1}^2 - квадраты хорд междулонжеронной части крыла; G_{Tn} - вес топлива в баке n.

Алгоритм работы массовой модели представлен на рис.2.24.

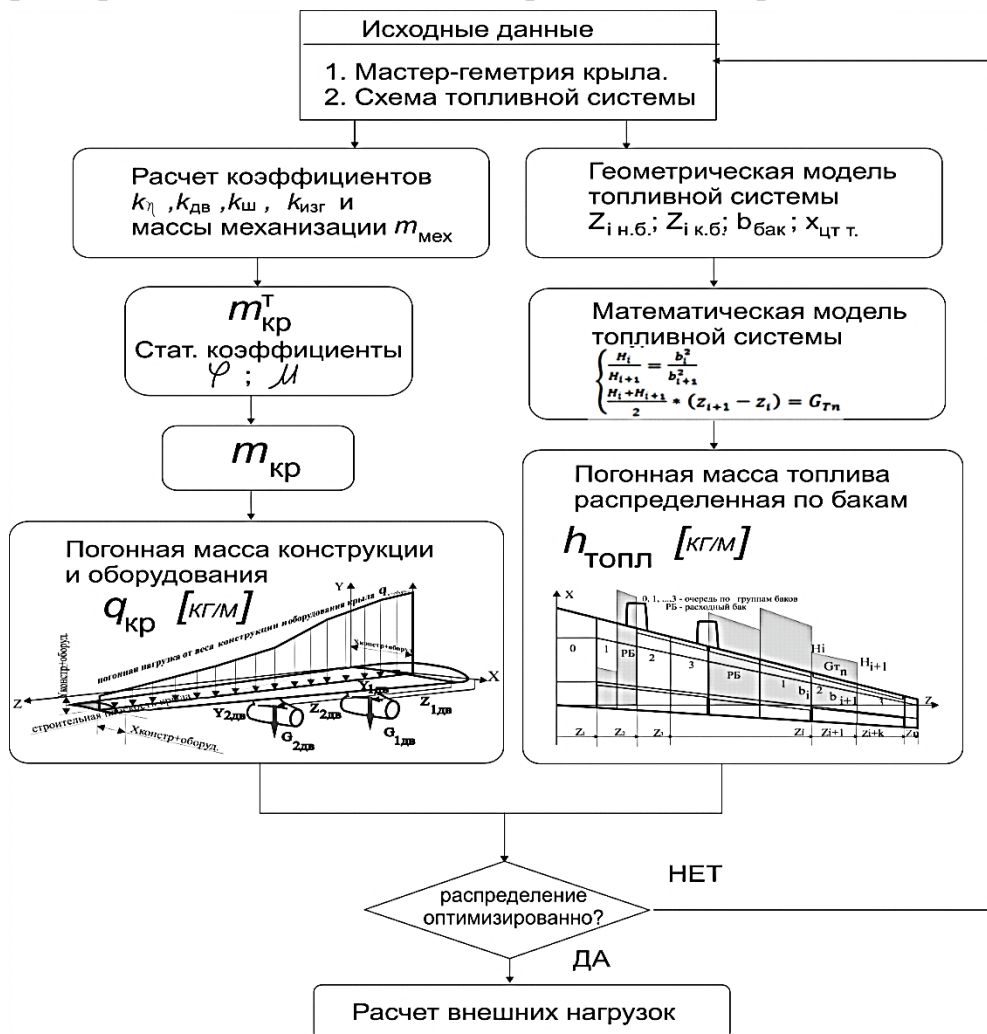


Рис.2.24. Алгоритм работы массовой модели.

Метод конструирования на заниженное значение массы или заниженные нагрузки ради достижения весовой эффективности в данном случае не рассматривался. Алгоритм работы предложенного способа показан на рис.2 и реализуется выполнением последующих операций:

1. Сбор исходных данных по проектируемому крылу.
2. Определение распределенных масс крыла конструкции и оборудования.
3. Определение распределенных масс топлива по бакам.
4. Контроль полученных распределений.
5. Передача данных для расчета внешних нагрузок.

2.4. Упругая модель.

С увеличением скорости и размеров самолета большее влияние на его аэродинамические характеристики оказывает деформация конструкции самого самолета. Эта взаимосвязь деформации конструкции с внешними нагрузками определяется явлениями статической аэроупругости (СА) [52], которые могут привести к снижению или увеличению аэродинамических нагрузок и их перераспределению вдоль размаха стреловидного крыла большого удлинения ($\lambda \geq 8$).

До настоящего времени остаётся нерешенной проблема изготовления упругих дренированных аэродинамических моделей самолета, которые в зависимости от режима испытаний, деформировались под действием внешних нагрузок подобно крылу реального самолета. В свое время проводились отдельные попытки изготовления гибких дренированных отсеков для решения отдельных экспериментальных задач. Для инженерных расчетов, на сегодняшний день, учет эффектов статической аэроупругости ведется численными методами.

Для аналитического исследования проблем СА создана математическая модель объекта [53], которая отражает основные свойства исходной реальной системы и достаточно проста для исследования. Основным способом получения математической модели объекта (ММО) является

способ приведения реальной системы с бесконечным числом степеней свободы, описываемой дифференциальными уравнениями в частных производных, к эквивалентной системе с ограниченным числом степеней свободы, движение которой может быть представлено конечным числом обыкновенных дифференциальных уравнений. При учете влияния эффектов СА расчетная схема самолета с несущей поверхностью большого удлинения ($\lambda \geq 8$) может быть представлена системой перекрестных балок нагруженных распределенной и сосредоточенной нагрузками, которые работают на изгиб и кручение (рис.2.25).

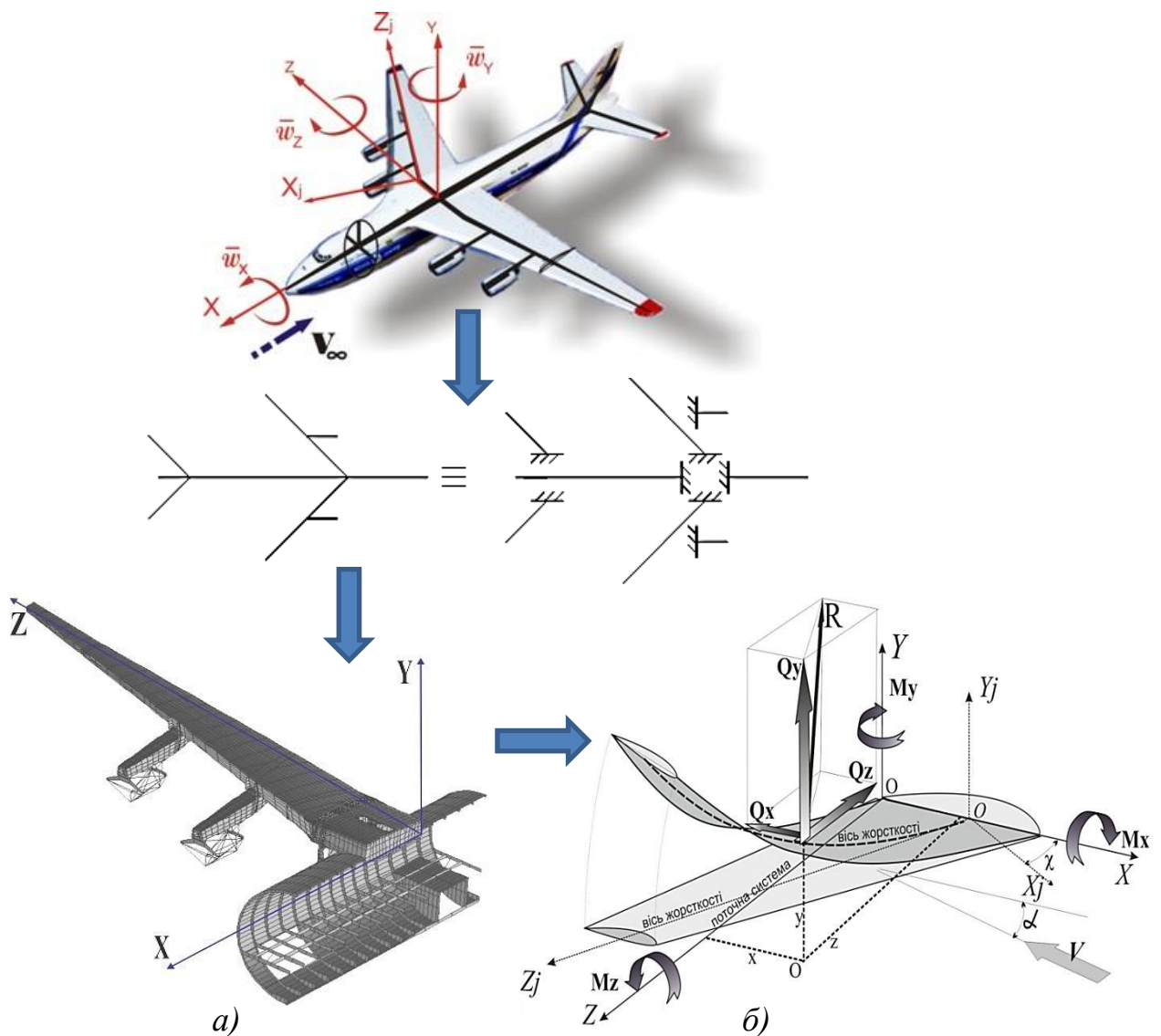


Рис.2.25. Построение схемы нагружения и деформации стреловидного крыла: а) конструктивно-силовая схема; б) расчетная геометрическая модель упругого крыла и действующие параметры нагружения:

$$Q_x, Q_y, Q_z, M_x, M_y, M_z.$$

Эта схема предполагает непрерывное или дискретное распределением масс и жесткостей конструкции и соответствующих аэродинамических характеристик. Согласно рис.2.25, построение начинается с анализа геометрии проектируемого изделия и расчленения его на элементы по принципу независимости действий сил и деформаций. Следующим шагом является построение конструкционно-силовой схемы и расчетной геометрической модели упругого крыла. При нагружении внешними силами конструкция самолета имеет линейные перемещения в направлении действия сил Q_x, Q_y, Q_z и угловые перемещения от моментов M_x, M_y, M_z . В виду сложности расчета упругих деформаций следует сделать упрощения. Методика учета эффектов СА [84] основана на принципе независимости действий сил и деформаций и имеет следующие допущения:

- поворот сечений крыла происходит в перпендикулярной плоскости вокруг оси жесткости Z_j ;
- изгиб крыла происходит в вертикальной плоскости, перпендикулярной плоскости кручения, и проходящей через ось жесткости Z_j ;
- крыло рассматривается как консольная балка с жесткой заделкой по бортовой нервюре ;
- при кручении и изгибе хорды профилей крыла не деформируются и ориентированы параллельно вектору скорости полета V_∞ ;
- распределенная нагрузка в пределах одного сечения постоянна по ширине сечения .
- значения производной $c_{n_i}^\alpha$ в i -ом сечении по размаху крыла переменны и определяются по функции $c_{n_i} = f(\alpha, M, i)$ на заданном угле атаки α для самолета.
- рассматриваются изменения положения центров давления \bar{x}_d сечений в зависимости от изменения местных углов атаки. Алгоритм определения распределенных нагрузок по поверхности дренированной модели самолета

начинается с вычисления давления по показаниям датчиков в соответствующих дренажных точках [54].

2.4.1. Итерационный метод расчета упругих деформаций.

Численные методы расчета упругих деформаций предполагают известными значения упругих характеристик исследуемой конструкции. Деформации конструкции определяются методом итераций при интегрировании дифференциальных уравнений [21]:

$$\frac{d^2 y_j}{dz_j^2} = \frac{M_{xj}}{EI}, \quad \frac{d\varphi_j}{dz_j} = \frac{M_{zj}}{GI_p}, \quad (2.61)$$

где EI - жесткость крыла на изгиб, GI_p - жесткость крыла на кручение.

M_{xj} и M_{zj} – изгибающий и крутящий моменты в системе оси жесткости.

y_j и φ_j - линейное вдоль оси Y_j и угловое относительно оси Z_j перемещение сечения крыла p .

Значения M_{xj} и M_{zj} вычисляются по значениям распределенных аэродинамических и массовых нагрузок, с учетом сосредоточенных масс конструкции и оборудования. Подробное решение уравнений (2.61) изложено в [21].

Процесс расчета заканчивается тогда, когда происходит уравновешивание внешней нагрузки нагрузками от упругих деформаций крыла. В данном методе задается точность уравновешивания нагрузок. При изгибе стреловидного крыла местные углы атаки в направлении набегающего потока уменьшаются (рис.2.27).

Если направленная вверх сила Q_u прикладывается к оси жесткости крыла в сечении Z_j , то точки A_j и B_j переместятся приблизительно на одинаковые расстояния, которые будут больше расстояния, на которое переместится точка A и меньше перемещения точки B . Угол атаки сечения AB , расположенного в плоскости набегающего потока, будет меньше и появится отрицательное приращение подъемной силы. Эта отрицательная подъемная сила оказывает стабилизирующее влияние, так как стремится уменьшить

подъемную силу, возникающую от закручивания элемента ВС, при котором его носок перемещается вверх. В результате этого изгиб стреловидного крыла со стреловидностью назад ведет к смещению центра давления аэродинамической нагрузки к корневому сечению крыла.

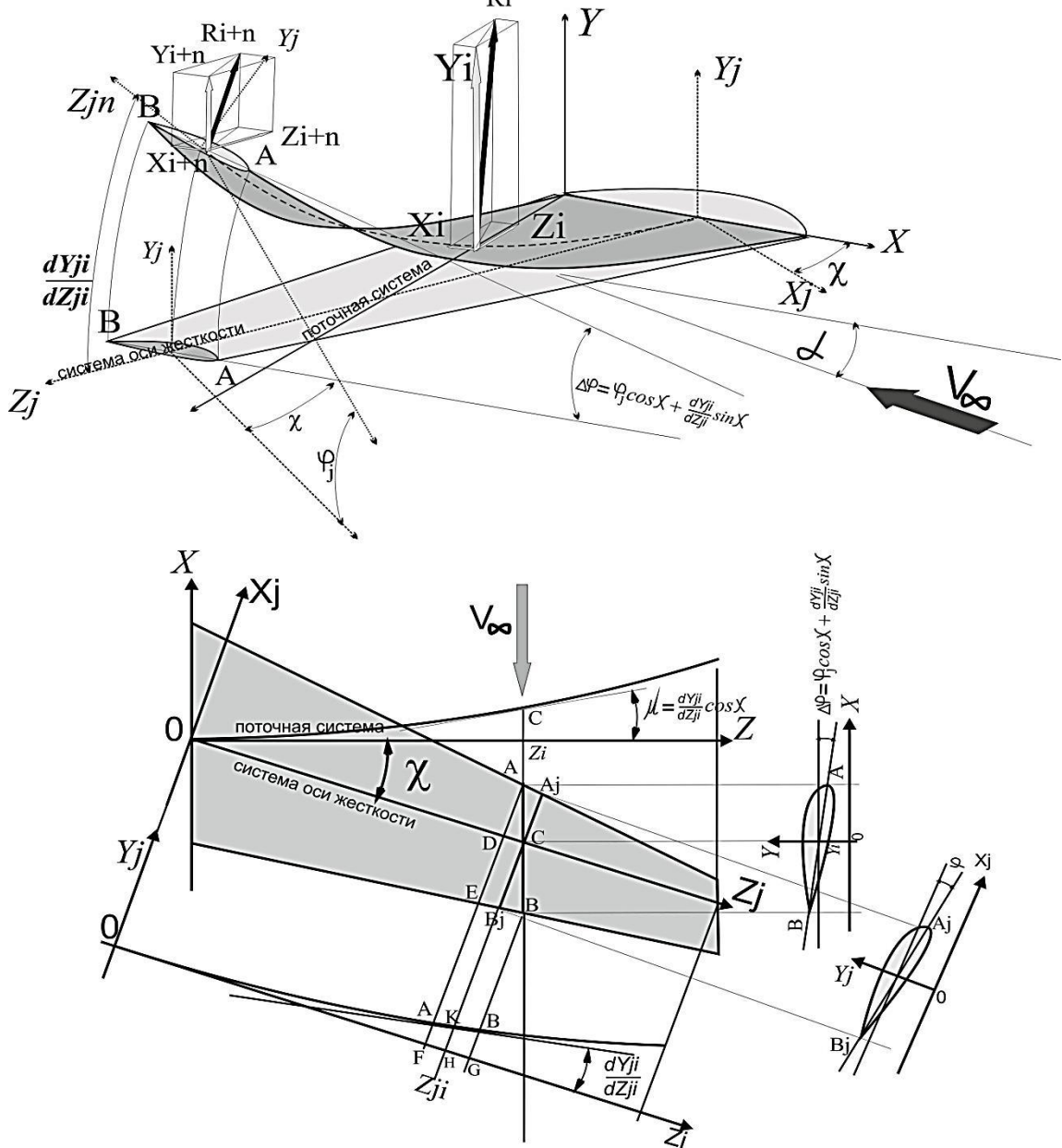


Рис. 2.27. Деформация стреловидного крыла

При изгибе стреловидного крыла, сечения параллельные вектору V_∞ , совершают линейные и угловые перемещения. При этом связь между деформацией изгиба крыла и поворотом поточного сечения определяется как:

$$\mu = -\frac{dy}{dz_j} \sin \chi,$$

где χ - угол между осью жесткости крыла и осью Z самолета;

z_j - расстояние от сечения до бортовой нервюры крыла вдоль оси жесткости;
Соответственно, местные углы поперечного V крыла в результате изгиба

увеличиваются на: $\vartheta_{кр} = \frac{dy}{dz_j} \cos \chi$.

Таким образом, можно записать:

$$c_n(z) = c_{n_0}(z) + c_n^\alpha(z) \left(\varphi(z_j) \cos \chi - \frac{dy}{dz_j} \sin \chi \right). \quad (2.62)$$

$$m_z(z) = m_{z_0}(z) + m_z^\alpha(z) \left(\varphi(z_j) \cos \chi - \frac{dy}{dz_j} \sin \chi \right). \quad (2.63)$$

Распределение c_n^α и m_z^α по углу атаки (рис. 2.28) для сечений принятой расчетной схемы рассмотрены в пределах угла атаки $0 \leq \alpha \leq \alpha_{max}$ предполагая, что явлений гистерезиса и моментных «ложек» нет.

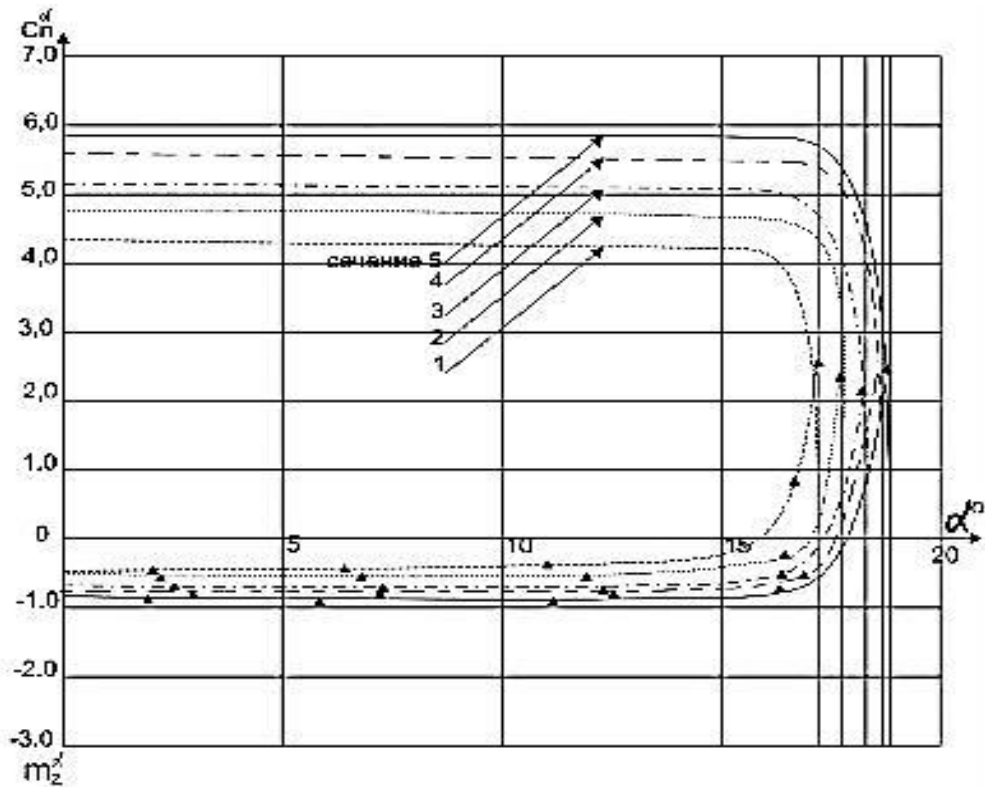


Рис.2.28. Распределение $c_n^\alpha = f(\alpha)$ и $m_z^\alpha = f(\alpha)$

Рассмотрена закономерность влияние угла стреловидности χ на распределение функции $\Omega = \frac{\varphi(z_j)}{\frac{dy}{dz_j}} \operatorname{tg}^{-1} \chi$ в сечениях по размаху крыла (рис. 2.29).

Это отношение позволяет оценить вклад угловых и линейных деформаций оси жесткости в изменения поточной крутки крыла. Для

выбранных расчетных условий полета, при удельной расчетной нагрузке на крыло $q^p = 1980 \frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$, при заданных жесткостях на изгиб и кручение значение $\Omega = 1$ для сечений при угле стреловидности $\chi = 19,42^\circ \div 19,63^\circ$.

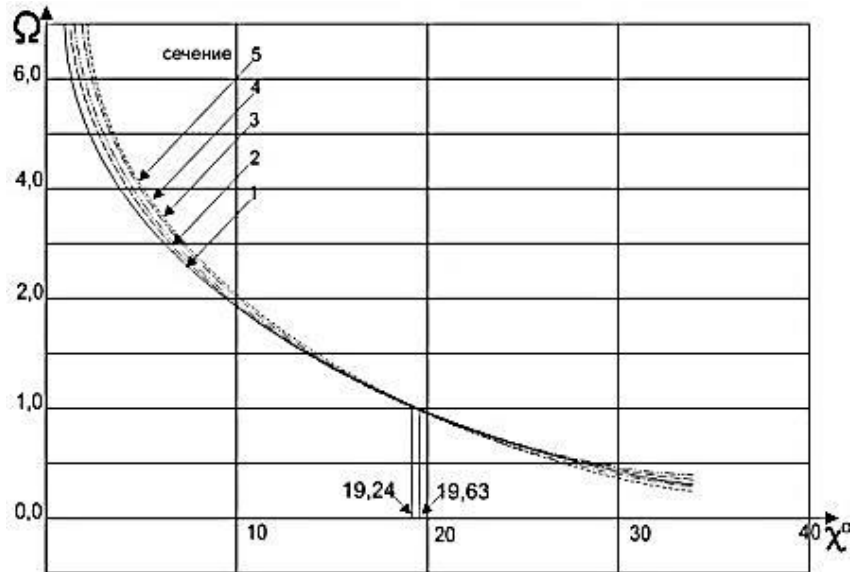


Рис. 2.29. Распределение $\Omega = f(\chi)$

При известных сочетаниях жесткостей на изгиб и кручение существует угол стреловидности при котором приращение местных поточных углов атаки, вызванное действием на крыло внешних нагрузок, стремится к минимальному значению, что минимизирует изменение аэродинамических характеристик самолета за счет деформации конструкции.

Надо отметить, что это условие сохраняется для широкого диапазона перегрузок одного направления, но является индивидуальным для каждого крыла или определенного сочетания жесткостей на изгиб и кручение.

2.4.2. Определение деформаций методом конечно-элементной аппроксимации.

Деформация упругого крыла под действием распределенной нормальной нагрузки $h(x, z)$ может быть выражена через [52]:

$$w(x, z) = \iint_S C(x, z; \xi, \eta) h(\xi, \eta) d\xi d\eta \quad , \quad (2.55)$$

где $C(x, z; \xi, \eta)$ является двумерной функцией влияния, представляющей деформацию в точке с координатами x, z под действием силы, приложенной в точке с координатами ξ, η .

В случаях, когда крыло является достаточно тонким, чтобы сечения крыла, направленные по хорде, можно было считать жесткими, функция влияния имеет вид:

$$C(x, z; \xi, \eta) = C^{yy}(z, \eta) - x C^{\theta y}(z, \eta) + \xi x C^{\theta\theta}(z, \eta) - \xi C^{y\theta}(z, \eta), \quad (2.61)$$

где функции влияния $C^{pq}(z, \eta)$ – есть линейное или угловое смещение в направлении p в точке с координатой z от единичной силы или единичного момента, параллельными p и приложенными в точке с координатой η . Деформация, в системе координат рис.2.30, определяется как :

$$w(x, z) = w(z) - x \theta(z). \quad (2.62)$$

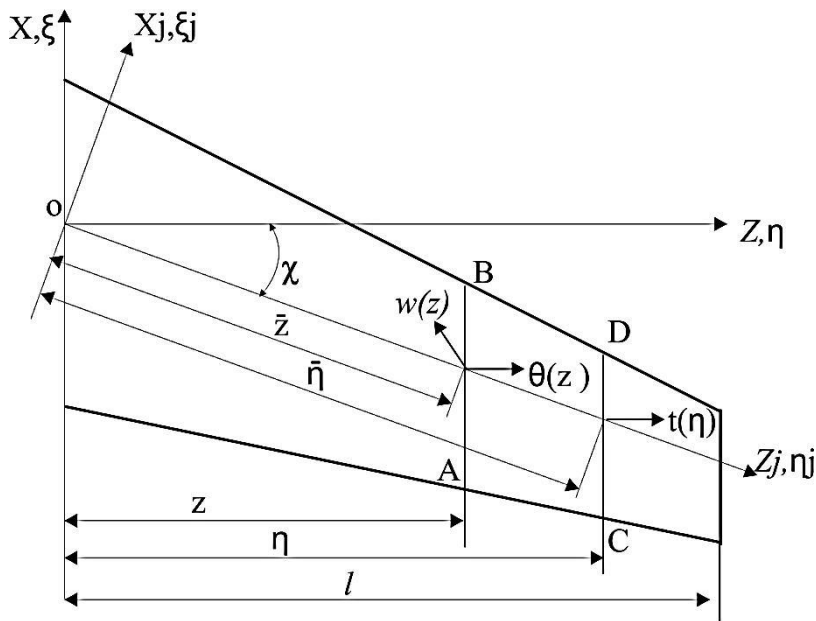


Рис. 2.30. Система координат функций влияния.

Подставляя выражения (2-61) и (2-62) в равенство (2-55), получаем

$$w(z) = \int_0^l C^{yy}(z, \eta) h(\eta) d\eta + \int_0^l C^{y\theta}(z, \eta) t(\eta) d\eta, \quad (2.63)$$

$$\theta(z) = \int_0^l C^{\theta y}(z, \eta) h(\eta) d\eta + \int_0^l C^{\theta\theta}(z, \eta) t(\eta) d\eta. \quad (2.64)$$

$$h(\eta) = \int_{\text{хорда}} h(\xi, \eta) d\xi, \quad (2.65)$$

$$t(\eta) = - \int_{\text{хорда}} \xi h(\xi, \eta) d\xi, \quad (2.66)$$

где $t(\eta)$ – крутящий момент относительно оси жесткости. Формулы (2-63) и (2-64) применимы для стреловидных и нестреловидных крыльев с конструктивными разрывами непрерывности. Влияние сужения крыла и конструктивных разрывов возникает при взаимодействии изгиба и кручения. Влияние сил сопротивления, параллельных хорде, пренебрегалось.

Учитывая, что вклад изгибающего момента в угловую деформацию оси жесткости определяется углом стреловидности χ через $\sin\chi$, особое внимание следует уделить определению углов закручивания сечений крыла, направленных по потоку.

Основой метода конечно-элементной аппроксимации (МК-ЭА) служит метод узловой конденсации (МУК) [1], в котором реальная конструкция крыла заменяется набором n эквивалентных конечных элементов-участков, под действием внешних и упругих сил. Каждый из участков имеет свой угол атаки α_i ($i = 1, n$), линейную W_i ($i = 1, n$) и угловую θ_i ($i = 1, n$) деформации, которые измеряются на эквивалентном конечном элементе крыла (рис.2.31). При этом является очевидным, что $\alpha_i = \alpha + \sum_{i=1}^n \theta_i$.

Таким образом, в конце i -го участка действует система следующих обобщенных моментов:

- момент от действия упругих сил $M_{ci} = c_{(i-1,i)4,4} \theta_i$;
- момент от действия внешних сил $M_{Ai} = a_{(0,i)4,4} \alpha_i$.

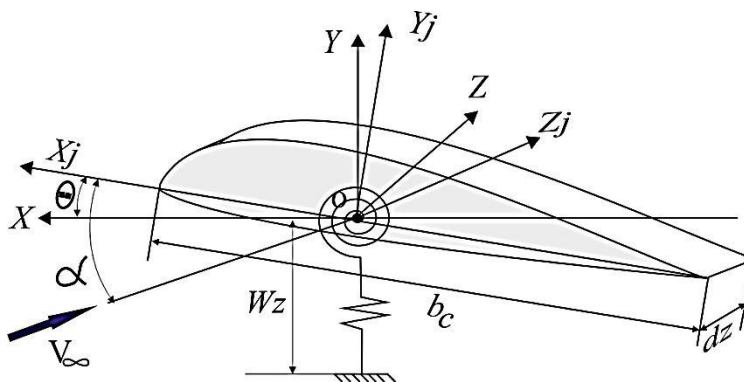


Рис.2.31. Эквивалентный конечный элемент крыла самолета

Здесь коэффициенты влияния $c_{(i-1,i)4,4}$ и $a_{(0,i)4,4}$ представляют собой соответствующие элементы матриц жесткости $C_{(i-1,i)}$ и антижесткости $A_{(i-1,i)}$, описывающие жесткость на кручение и действующие внешние нагрузки на эквивалентный конечный элемент относительно оси Z системы нормальных координат $Oxyz$ (рис.2.31).

Расчетная схема эквивалентного конечного элемента показана на рис.2.32, как базовый фрагмент расчетной схемы МК-ЭА, состоящий из упругого и антиупругого элементов, соединяющих базовый узел (i) соответственно с предыдущим ($i-1$)-ым узлом и основанием (рис.2.32).

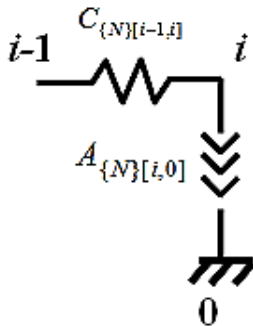


Рис.2.32 Базовый фрагмент расчетной схемы

Построение расчетной схемы, соответствующей исследуемой конструкции, проводится следующим образом:

- в расчетной схеме каждый из упругих и антиупругих элементов исследуемой конструкции заменяется упругой и антиупругой межузловыми связями, ограниченными с двух концов узлами и характеризуемыми соответствующими матрицами жесткости и антижесткости;
- в расчетной схеме инерционные абсолютно жесткие элементы исследуемой конструкции отображаются узлами;
- в расчетной схеме группа узлов, соединяемых в исследуемой конструкции с помощью абсолютно жестких связей (включая жесткую связь через основание), объединяется в один общий узел;

- каждый из узлов расчетной схемы нумеруется, соответствующие номера присваиваются межузловым упругим и антиупругим связям.

Таким образом, рассматриваемая расчетная схема (рис.2.33) представляет собой упорядоченную систему, состоящую из узлов, соединенных между собой с помощью упругих и антиупругих связей.

Жесткостные характеристики каждой упругой связи расчетной схемы описываются матрицами жесткости. В частности, матрица жесткости r -ой упругой связи, проходящей от узла k к узлу m , описывается следующим выражением:

$$C_{\{d\}[k,m]}^{(r)} = \left[c_{\{d\}[k,m]i,j}^{(r)} \right], \quad (i, j = \overline{1,6}). \quad (2.67)$$

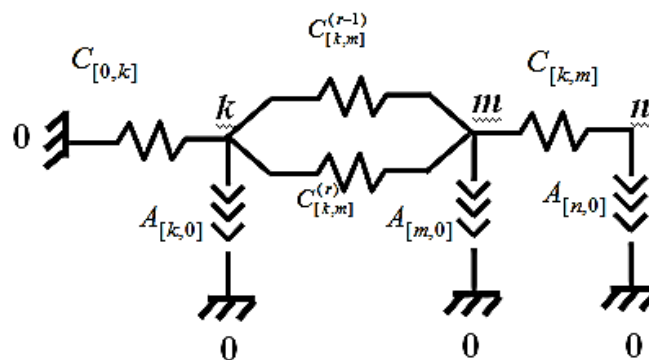


Рис.2.33. Расчетная схема исследуемой конструкции.

Здесь введены обозначения: в верхнем индексе (r) матрицы жесткости записан номер упругой связи; в нижних индексах $\{d\}$ и $[k,m]$ указан номер базовой координатной системы, в которой данная матрица жесткости определена, и номера узлов, между которыми находится рассматриваемая упругая связь;

$c_{\{d\}[k,m]i,j}^{(r)}$ ($i, j = \overline{1,6}$) - элементы матрицы жесткости, представляющие собой соответствующие коэффициенты пропорциональности между обобщенными силами и перемещениями в уравнениях равновесия, записанных в координатной форме.

Характеристики антиупругих связей расчетной схемы описываются матрицами антижесткости $A_{\{d\}[0,m]}^{(r)}$, индексы, в обозначениях которых имеют смысл аналогичный обозначениям, введенным для матриц жесткости $C_{\{d\}[0,m]}^{(r)}$.

Причем, элементами матриц антижесткости являются коэффициенты пропорциональности из соответствующих уравнений равновесия. Так, например, матрица антижесткости конечного элемента (рис.1) в своей системе нормальных координат $Ox_N y_N z_N$ будет иметь диагональный вид

$$A_{\{N\}[0,m]}^{(r)} = \text{diag} (0 \ 0 \ 0 \ a_{[0,m]4,4}^{(r)} \ 0 \ 0),$$

где коэффициент $a_{[0,m]4,4}^{(r)}$ описывает угловую аэродинамическую антижесткость относительно оси Ox_N .

В рамках общей постановки задачи может рассматриваться два типа решений.

- Первый тип содержит численное решение в виде матриц жесткости межузловых связей, эквивалентных всей рассматриваемой системе, либо отдельным ее частям. В рамках данного решения матрицы антижесткости $A_{\{d\}[k,m]}^{(r)}$ задаются в численном виде, причем рассмотрению подлежат только докритические скорости самолета, уступающие скорости дивергенции.

- Второй тип решений заключается в определении величины скорости дивергенции. В рамках данного решения матрицы антижесткости $A_{\{d\}[k,m]}^{(r)}$ задаются в аналитическом виде, как функции от искомой скорости дивергенции, причем матричные операции, предусмотренные МК-ЭА, должны выполняться в символьном виде.

Прежде всего, необходимо задаться единой глобальной системой координат $Ox_0 y_0 z_0$ и определить относительно нее положение локальных координатных систем, применяемых в качестве базовых систем координат для получения матриц жесткости или антижесткости межузловых связей в рассматриваемой расчетной схеме. Так, в частности, смещение начала координат O_w локальной системы координат $O_w x_w y_w z_w$ относительно

глобальной координатной системы $Ox_0y_0z_0$ будет характеризоваться вектором-столбцом $R_{0w} = [r_{x0}^{(w)} \ r_{y0}^{(w)} \ r_{z0}^{(w)}]^T$ и построенной на его основе кососимметричной матрицей

$$R_{0w}^\vee = \begin{bmatrix} 0 & -r_{z0}^{(w)} & r_{y0}^{(w)} \\ r_{z0}^{(w)} & 0 & -r_{x0}^{(w)} \\ -r_{y0}^{(w)} & r_{x0}^{(w)} & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.68)$$

где $r_{x0}^{(w)}$, $r_{y0}^{(w)}$ и $r_{z0}^{(w)}$ соответствующие координаты точки O_w в системе координат $Ox_0y_0z_0$.

В свою очередь, угловое положение осей локальной координатной системы $O_w x_w y_w z_w$ относительно глобальной системы координат $Ox_0y_0z_0$ будет характеризоваться матрицей направляющих косинусов

$$D_{0w} = \begin{bmatrix} \cos(x_0 \hat{x}_w) & \cos(x_0 \hat{y}_w) & \cos(x_0 \hat{z}_w) \\ \cos(y_0 \hat{x}_w) & \cos(y_0 \hat{y}_w) & \cos(y_0 \hat{z}_w) \\ \cos(z_0 \hat{x}_w) & \cos(z_0 \hat{y}_w) & \cos(z_0 \hat{z}_w) \end{bmatrix}, \quad (2.69)$$

где в качестве элементов матрицы выступают косинусы углов между соответствующими осями локальной ($O_w x_w y_w z_w$) и глобальной ($Ox_0y_0z_0$) координатных систем.

Кососимметричная матрица R_{0w}^\vee и матрица направляющих косинусов D_{0w} формируют матрицу преобразования координат A_{0w} , позволяющую осуществлять переход из локальной ($O_w x_w y_w z_w$) в глобальную ($Ox_0y_0z_0$) базовые координатные системы и имеющую следующий вид:

$$A_{0w} = \begin{bmatrix} D_{0w} & O \\ R_{0w}^\vee D_{0w} & \pm D_{0w} \end{bmatrix}, \quad (2.70)$$

где $O = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ - нулевая матрица третьего порядка;

отрицательный знак в формуле (2.70) ставится перед матрицей D_{0w} в случае, если локальная координатная система $O_w x_w y_w z_w$, в отличие от глобальной системы координат $Ox_0 y_0 z_0$, представляет собой левую координатную систему.

Для получения матриц жесткости упругих связей прежде всего необходимо матрицы жесткости и антижесткости всех межузловых связей расчетной схемы перевести из локальных координатных систем в единую глобальную систему координат $Ox_0 y_0 z_0$. В частности, расположенная между k -ым и m -ым узлами расчетной схемы r -я упругая связь, характеризуемая матрицей жесткости $C_{\{d\}[k,m]}^{(r)}$, определяемой в локальной системе координат $O_d x_d y_d z_d$, будет описываться матрицей жесткости $C_{\{0\}[k,m]}^{(r)}$, определяемой в глобальной системе координат $Ox_0 y_0 z_0$,

$$C_{\{0\}[k,m]}^{(r)} = \Lambda_{0d} C_{\{d\}[k,m]}^{(r)} \Lambda_{0d}^T, \quad (2.71)$$

где Λ_{0d} - матрица преобразования координат, описываемая выражениями (2.70) и позволяющая осуществлять переход из локальной базовой системы координат $O_d x_d y_d z_d$ в глобальную базовую координатную систему $Ox_0 y_0 z_0$.

Аналогичным образом проводится расчет матриц антижесткости при переходе из локальной базовой системы координат $O_d x_d y_d z_d$ в глобальную базовую координатную систему $Ox_0 y_0 z_0$:

$$A_{\{0\}[km]}^{(r)} = \Lambda_{0d} A_{\{d\}[km]}^{(r)} \Lambda_{0d}^T. \quad (2.72)$$

При этом, учитывая «параллельность» соединения связей, описываемых матрицами жесткости $C_{\{0\}[k,m]}^{(r)}$ и антижесткости $A_{\{0\}[k,m]}^{(r)}$, матрица жесткости $C_{\{0\}[k,m]}$ межузловой упругой связи, лежащей между k -ым и m -ым узлами системы, может определяться по формуле

$$C_{\{0\}[k,m]} = \sum_{(\forall r)} (C_{\{0\}[k,m]}^{(r)} + A_{\{0\}[k,m]}^{(r)}). \quad (2.73)$$

Таким образом, в результате преобразований, проведенных в расчетной схеме, получена упорядоченная система МК-ЭА, состоящая из узлов, связанных между собой соответствующими связями. При этом в качестве характеристик межузловых упругих связей выступают матрицы жесткости $C_{\{0\}[k,l]} \in M_6$ ($k, l = \overline{1, n}$; $k \neq l$), а в качестве характеристик межузловых антиупругих связей используются матрицы антижесткости $A_{\{0\}[k,l]} \in M_6$ ($k, l = \overline{1, n}$; $k \neq l$), определенные в глобальной базовой системе координат $Ox_0y_0z_0$.

Алгоритм МК-ЭА состоит в последовательном преобразовании исходной системы в эквивалентные системы с меньшим количеством узлов.

На каждой итерации МК-ЭА исключается только один узел, а преобразованию подлежат только связи, находящиеся между теми узлами, которые имели непосредственную связь с исключенным узлом.

На рис.2.34 показано проводимое в соответствии с МК-ЭА преобразование исходной системы, состоящее в исключении l -го узла. Здесь при обозначении матриц жесткости в преобразованной системе (например, $C_{\{0\}[k,m]^{(l)}}$) в нижних индексах после фигурных и квадратных скобок, содержащих соответствующие данные, вводится индекс в круглых скобках с указанием номеров всех узлов, исключенных в рассматриваемой преобразованной системе.

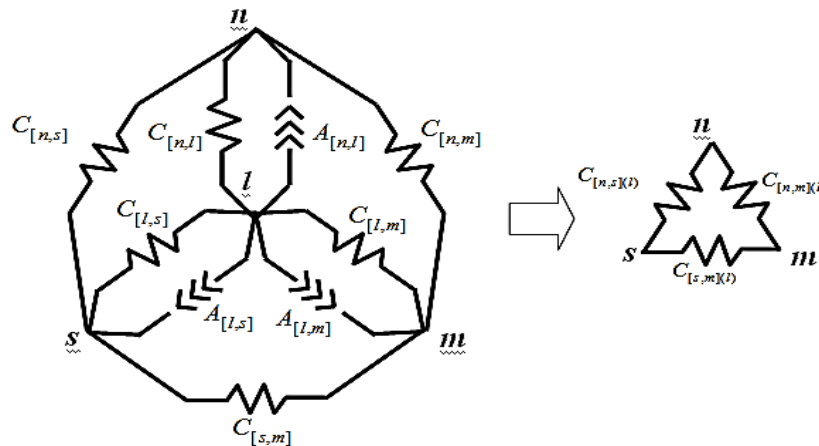


Рис.2.34. Преобразование упругой системы в соответствии с МК-ЭА

Рекуррентная формула МК-ЭА представляет собой формулу для расчета матриц жесткости межузловых связей, получаемых при эквивалентных преобразованиях исходной системы. Например, при преобразовании, состоящем в исключении l -го узла (рис.4), матрицы жесткости $C_{\{0\}[k,m](l)}$ определяется по следующей рекуррентной формуле:

$$C_{\{0\}[k,m](l)} = C_{\{0\}[k,m]} + (C_{\{0\}[k,l]} + A_{\{0\}[k,l]})(C_{\{0\}[l,l]})^{-1}(C_{\{0\}[l,m]} + A_{\{0\}[l,m]}), \quad (2.74)$$

где $C_{\{0\}[l,l]} \equiv \sum_{(\forall s)} (C_{\{0\}[l,s]} + A_{\{0\}[l,s]})$ - сумма матриц жесткости всех межузловых

связей, непосредственно примыкающих к l -му узлу.

Необходимо отметить ряд замечаний:

- обязательным условием работы алгоритма является положительная определенность матрицы жесткости $C_{\{0\}[l,l]}$, свидетельствующая об устойчивости исследуемой конструкции ;

- получающиеся в результате преобразований матрицы могут терять или, наоборот, приобретать свойства антижесткости, становясь обычными матрицами жесткости $C_{\{0\}[k,m](l)}$ или антижесткости $A_{\{0\}[k,m](l)}$.

Рассмотрим задачу определения жесткостных характеристик эквивалентной межузловой связи, которая наряду с прямыми связями учитывает также не прямые связи, связывающие обозначенную пару узлов через другие узлы исследуемой системы. Для решения поставленной задачи необходимо выполнить преобразования исходной системы и найти решение в виде матрицы жесткости соответствующей межузловой связи. Например, если требуется определить матрицу жесткости эквивалентной связи, расположенной между узлами k и m , то необходимо исключить все узлы упругой системы, кроме узлов k и m , между которыми и будет находиться эквивалентная упругая связь с искомой матрицей жесткости $C_{\{0\}[k,m](\forall l=\overline{1,n}; l \neq k,m)}$.

В ходе решения задачи относительных перемещений узлов системы k и m определяется матрица жесткости эквивалентной межузловой связи,

расположенной между узлами k и m , как функция от внешнего нагружения, которая находится из уравнения

$$\det(C_{(0)[k,m,(0)l=1,n;l \neq r,m]}(h(k,m))) = 0$$

Разделим исследуемое идеализированное крыло на n ($n \geq 2$) одинаковых участков. Затем составим расчетную схему (рис.2.35), где матрица жесткости $C_{[k-1,k]}^{(n)}$ обуславливается действием упругих восстанавливающих сил, а матрица антижесткости $A_{[k-1,k]}^{(n)}$ характеризует влияние аэродинамических сил на k -ом участке крыла. Теперь, проведем «конденсацию» всех промежуточных узлов и определим результирующую матрицу $C_{[0,n](1,n-1)}^{(n)}$ ($n \geq 2$). При этом конечное перемещение находится из уравнения

$$\det(C_{[0,n](1,n-1)}^{(n)}) = 0, \quad (n \geq 2). \quad (2.75)$$

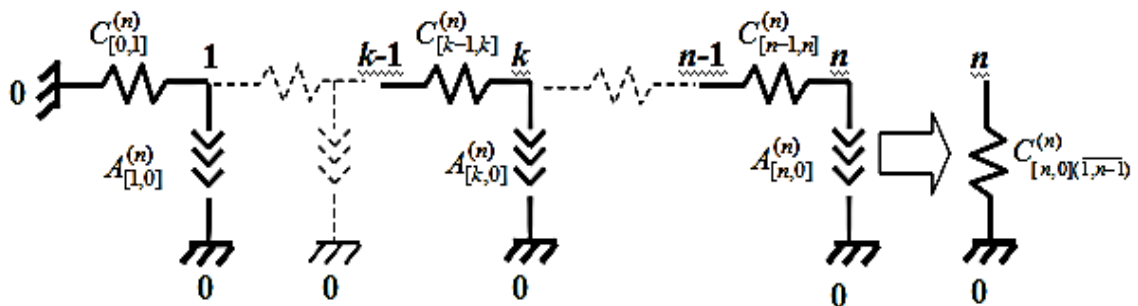


Рис.2.35. Расчетная схема идеализированного крыла.

Отметим, что в связи с симметричностью идеализированного крыла [3] матричные операции заменяются на математические действия между скалярными величинами, соответствующими однокомпонентному случаю. В этом случае, матрице жесткости $C_{[k-1,k]}^{(n)}$ ставится в соответствие угловая жесткость $c_{\delta}^{(n)}$ k -го участка крыла, а матрице антижесткости $A_{[k-1,k]}^{(n)}$ будет соответствовать коэффициент $a_{\delta}^{(n)}$ крутящего аэродинамического момента на k -ом участке крыла. К тому же при определении искомой скорости дивергенции $V_{div}^{(n)}$ вместо уравнения (2.71), где проводится расчет общего

определителя результирующей матрицы жесткости, относительно $h(k, m)$ решается полиномиальное уравнение

$$C_{(0,n)[k,m],l,l}^{(n)}(h(k, m)) = 0, (n \geq 2) \quad (2.76)$$

Здесь нижний индекс l, l диагонального элемента $C_{(0,n)[k,m],l,l}^{(n)}$ результирующей матрицы должен соответствовать угловой координате, характеризующей кручение крыла.

При этом согласно введенным обозначениям величина жесткости $c_\delta^{(1)}$ и антижесткости $a_\delta^{(1)}$ крыла, представленного в конечно-элементном виде, состоящим из одного участка, будут описываться выражениями [2]

$$c_\delta^{(1)} = \frac{GJ_{кр}}{l_s}; \quad a_\delta^{(1)} = -\frac{\rho V_0^2}{2} k_a k_e l_c l_s, \quad 0 \leq V_0 \leq V_{div}. \quad (2.77)$$

где ρ - плотность газа;

$J_{кр}$ и G - момент инерции поперечного сечения и модуль упругости материала при кручении крыла;

l_s и l_c - длина крыла и хорды крыла;

k_a и k_e - коэффициенты пропорциональности, характеризующие наклон кривой подъемной силы c_y^α и относительного центра давления \bar{x}_d .

На рис.2.36 показано сравнение линейных и угловых деформаций.

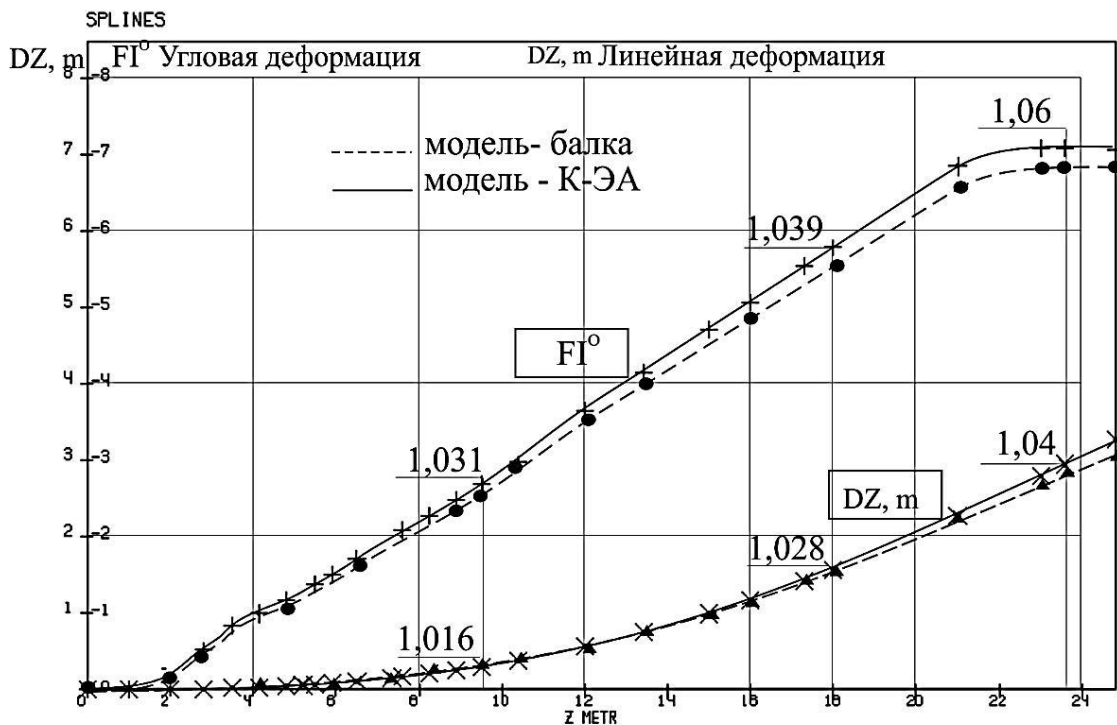


Рис.2.36. Расчет линейных и угловых деформаций не предельном расчетном режиме нагружения крыла самолета Airbus A320 проведенный по двум расчетным упругим моделям.

Расчет проведен для предельного расчетного случая нагружения крала самолета - Airbus A320 (рис.2.25), определенных двумя способами: крыло моделировалось как балка и методом конечно-элементной аппроксимации. Расчет проводился при одинаковых условиях нагружения. Алгоритм сравнения построен на свойствах взаимозаменяемости и унификации блоков программного комплекса расчета внешних нагрузок. В данном случае сравнивалась работа двух блоков расчета упругих деформаций, которые параллельно подключались к работе. Сравнение моделей «балка» и К-ЭА показывает, что модель К-ЭА дает завышенные результаты деформаций по кручению в диапазоне от 3% до 6% по размаху крыла, а по изгибу от 1.6% до 4%. Это существенный запас снижения нагрузки, учитывая, что между изменениями местных значений аэродинамических коэффициентов c_y деформациями зависимость линейная.

2.5. Выводы по разделу 2.

В разделе 2 проведен анализ математических моделей параметров внешней нагрузки и конструкции крыла и представлены математические алгоритмы их работы. Полученные результаты показали, что:

1. Параметрические исследования функции сходимости, в основе которой находится функция зависимости расходования энергии от критериев газодинамического подобия, путем суперпозиции скоростей в контрольных точках, получаем распределенное относительное давление по несущей поверхности достоверность которого на уровне достоверности проведения дренажного эксперимента.

2. Формирование статистических характеристик каналов получения ЭД ведет к достаточно точному, на уровне $P=5$, значению: дисперсий, стандартных отклонений, средних значений, что позволяет:

- исследовать характеристики производных функций аппроксимации данных и их реакцию на случайную входную погрешность.
- имплантировать производные функций распределения давления, полученные расчетным путем с учетом формирования доверительного интервала.

3. Предложен способ определения интегральных и распределенных массовых характеристик крыла самолета транспортной категории, который на ранней стадии проектирования может обеспечить данными расчет внешних нагрузок с точность в первой итерации от 1.5% до 2.2% по изгибающему моменту в бортовом сечении крыла.

4. Точность способа может быть повышена путем использования при обработке статистического материала регрессий более высокого порядка, чем линейная.

5. Предложенный способ определения интегральных и распределенных массовых характеристик крыла на основе статистики дает хорошие результаты для крыльев самолетов разных проектирующих организаций.

РАЗДЕЛ 3

ОРГАНИЗАЦИЯ МЕТОДИЧЕСКОГО, ИНФОРМАЦИОННОГО, ПРОГРАММНОГО И ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Каждая структурная модель (аэродинамическая, массовая, упругая) [53] имеет методическое и программное обеспечение, которое определяет интеграционные формы представления входной и выходной информации и являются общей областью `Main_visual_model` для всех окружающих структурных моделей (рис.3.1.).

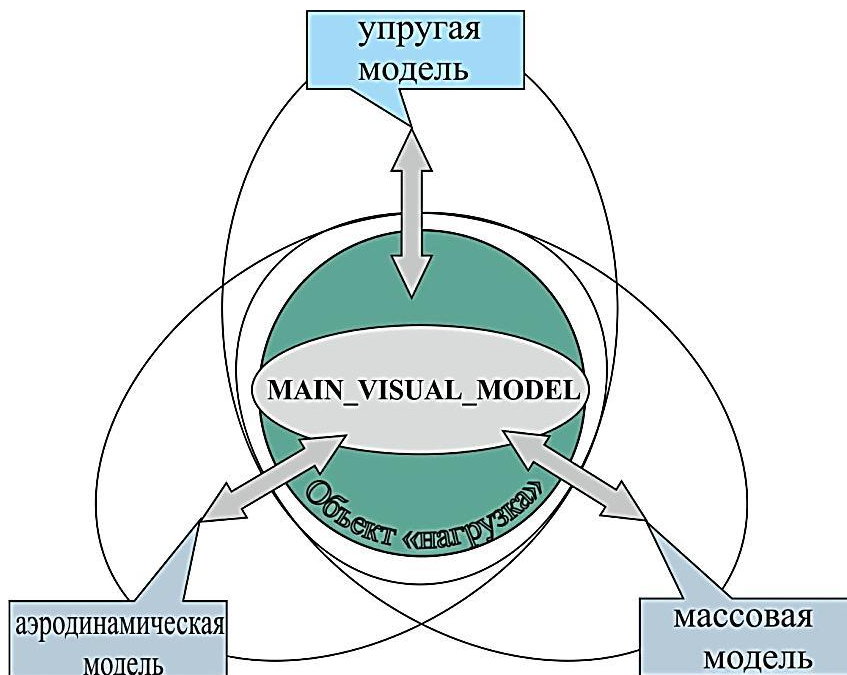


Рис.3.1. Схема интеграции методического и программного обеспечения моделей метода.

Сформировано информационное обеспечение предложенного метода и созданы средства диалога пользователя с программным обеспечением (ПО) системы. Реализованные два способа диалога: инициированный пользователем и инициированный системой. Диалоги первого типа ведутся на естественном языке, ограниченном естественном языке и языке программирования.

Диалоги второго типа ведутся на языке директив. Этот тип диалога характеризуется высокой гибкостью и большими возможностями

использования в автоматизированных системах. При организации процесса получения РД и ЭД исследовались вопросы поступления и хранения информации, и разработки БД, состоящие из специально организованной совокупности данных большого объема, сложной структуры, а также рассматривалась необходимость разработки программных средств управления данными - СУБД.

3.1. Требования к структурной организации расчета внешних нагрузок.

Процедура расчета внешних нагрузок (РВН), как системное понятие, характеризуется определенной структурой совокупностью методической, организационной, информационной, программной и технической компонент (рис. 3.2). Эта процедура рассматривается как технология переработки информации.

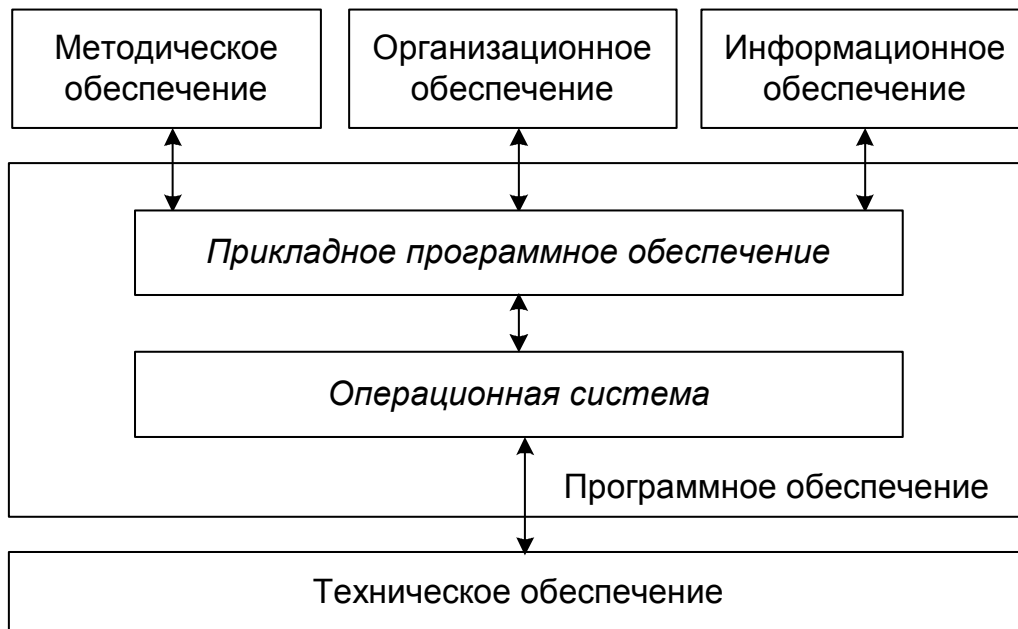


Рис. 3.2. Схема взаимодействия системных компонент процедуры переработки информации.

Главное место в структурной организации РВН занимает компонента информационного обеспечения - совокупность данных (программы расчетные схемы ЛА, РД и ЭД, библиотеки модулей, таблицы, графики и др.), необходимых для поддержки технологического цикла проведения РВП

[55]. Данные могут быть представлены в различных формах (бумажные, микрографические, электронные документы, КП и т.д.) и на различных носителях информации (накопители на магнитных дисках, CD-ROM и т.д.).

При этом следует учитывать, что:

- существует территориальная и функциональная рассредоточенность аппаратных средств поддерживающих технологию РВН;
- имеется необходимость в коллективном использовании расчетной и экспериментальной информации специалистами, участвующими в РВН, и дальнейшей передаче готовых проектных решений в базу данных (БД);
- имеется большое количество оперативной и справочной информации в виде бумажных и микрографических документов;
- имеет место ручная обработка части ЭИ;
- технология РВН должна иметь заданную скорость поиска и доступа к данным, достаточную надежность их хранения.

Анализ взаимодействия моделей РВН [56] позволяет выделить следующие требования к технологии их комплексирования и информационного обеспечения:

- полнота обеспеченности данными всех участников ЭИ в соответствии с их целями, задачами и функциями;
- доступность использования расчётной экспериментальной информации для всех участников РВН в соответствии их задачами и приоритета, наличия соответствующих прав на пользование данными;
- защищенность информации;
- регламентация очередности, режимов обращения пользователей к системе и процесса обмена данными между различными моделями;
- унификация и стандартизация форм, видов и типов передач и обмена данными между участниками РВН и пользователями готовых проектных решений;
- комплексность обработки данных при решении задач ЭИ

Анализ методов проектирования проблемно-ориентированных информационных технологий (ИТ) показывает, что тенденцией при их разработке является построение распределенных комплексов с децентрализацией функций обработки в соответствии со спецификой выполняемых работ. Это позволяет реализовать рациональное распределение функций между аппаратными и программными средствами, улучшая, тем самым, организацию вычислительного процесса. Поэтому, предлагаемым подходом к комплексированию программного обеспечения (ПО) для задач РВН является создание вычислительной среды, реализованной на принципах распределенной обработки информации и коллективного доступа к данным.

Принципами разработки прикладного ПО является:

- модульное построение;
- системное единство,
- комплексность (связанность разработки отдельных модулей и ПО в целом);
- совместимость (языки программирования, связи между модулями должны обеспечивать совместное их функционирование с сохранением открытости структуры ПО);
- адаптация к различным конфигурациям ПК и операционным системам.

3.2. Процедура комплексирования моделей метода.

Основными задачами, требующими решения при комплексировании моделей РВН, является разработка унифицированных их структур и выбор состава средств комплексирования, поддерживающих эффективное функционирование компонент системы.

Этап разработки базовых структур моделей РВН обычно предполагает анализ исходных данных (полученных на этапе системного анализа) и формирование ряда системотехнических решений (таблиц, схем, моделей и т.д.), отражающих специфику реализации конкретной модели. При этом,

применение предложенного принципа проектирования моделей РВН, ведет к проблеме выбора средств комплексирования, которая обусловлена:

- наличием большого количества типовых средств, имеющих одинаковое назначение и схожие характеристики;
- значительным количеством характеристик, которые определяют различные свойства средств.

Взаимосвязь и взаимовлияние моделей определяется общими критериями. Часть из них может рассматриваться как конечные критерии, и как факторы, влияющие на другие критерии. Поэтому в зависимости от класса, функций и особенностей объектов для анализа выбирают наборы критериев, адекватные свойствам конкретного средства и наиболее полно отражающие его назначение и функциональные характеристики. При выборе таких критериев учитываются практические возможности объективного и достоверного определения значений показателей.

Для обеспечения совместимости предметных областей моделей метода обеспечена процедура оценки, которая реализует основные функции экспертизы показателей качества предметных областей, функции обобщения расчетных и экспериментальных данных и генерации соответствующих решений. Предусмотрены этапы процедуры: экспертиза, обработка мнений экспертов и получение нечетких оценок, принятие решений.

Данную методику оценки качества данных от моделей целесообразно использовать при выборе средств комплексирования [66]. При этом для выполнения экспертизы различных групп исследуемых средств предложено разработать процедурные модели мониторинга, основанные на итерационном анализе характеристик средств комплексирования в соответствии с критериями, которые в наибольшей степени влияют на требуемое качество соответствующей модели. Реализация итерационности позволит значительно сократить сроки получения конечного результата за счет обоснованного сужения множества анализируемых объектов [67].

Если на каком-то из этапов окажется, что исследуемое средство не обеспечивает выполнение анализируемого критерия, то оно исключается из рассмотрения. В противном случае для каждого средства формируется множество показателей $\{y_i\}_{i=1}^{\tau}$, отражающих степень его соответствия требуемому качеству по каждому из выделенных критериев.

Для обобщения экспертных данных с целью качественной оценки средств комплексирования предлагается использовать метод построения оценок [68], предусматривающий вычисление на основе показателей качества для каждого исследуемого средства его общей оценки O :

$$O = \frac{(\prod_{i=1}^q Yu_i) \sum_{k=1}^i Yu_i}{\prod_{j=1}^r Yd_j}. \quad (3.1)$$

где Yu_i - показатели, для которых большие количественные значения означают лучшие качественные характеристики, Yd_j – показатели, для которых лучшими являются значения, имеющие меньшее количественное выражение; Yrk - дополнительные свойства, например, качество пользовательского интерфейса, цена и т.п. ($Yrk = 1$, если нет таких свойств).

Процедура комплексирования моделей метода РВН имеет несколько этапов (рис. 3.3):

1. Формирование системотехнических решений, которые отображают специфику реализации конкретной компоненты, в том числе ее унифицированной структуры.

2. Формирование групп однотипных средств комплексирования:

$$\{\psi_v^j\}_{v=1}^g, \text{ где } j = [f, m, p, t, r]. \quad (3.2)$$

3. Мониторинг средств каждой группы $\{\psi_{vq}^j\}_{q=1}^{n_v}$ согласно соответствующей процедурной модели и формирование на основе метода экспертных оценок множеств показателей: $Yq = \{yqi\}$, $i=1, \dots, \tau$, где τ - количество показателей для оценки.

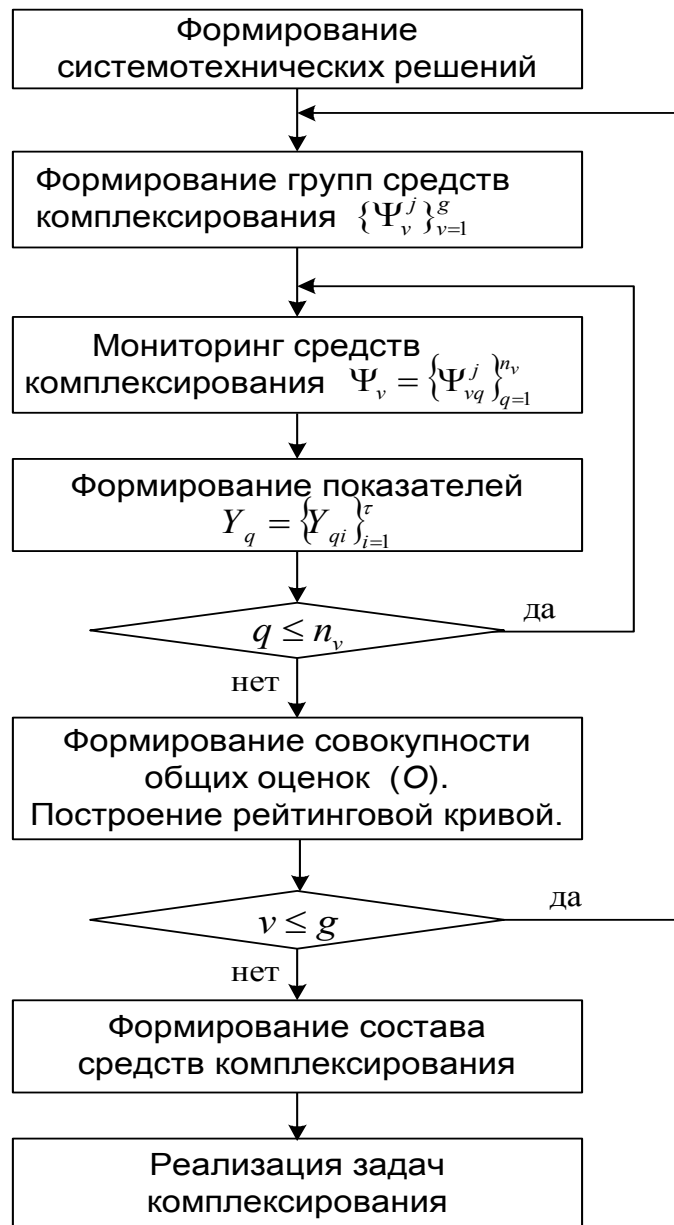


Рис. 3.3. Процедура комплексирования моделей метода РВН.

4. Обобщение ЭД по каждой группе средств на основе метода построения оценок.

5. Качественная оценка средств комплексирования на основе анализа рейтинговой кривой, построенной для каждой группы средств $\{\Psi_{vq}^j\}_{q=1}^{n_v}$ и формирование окончательного их состава.

Представленная процедура формализует алгоритмы анализа и синтеза компонент моделей РВН, что повышает эффективность решения задач их комплексирования.

3.3. Информационное обеспечение расчета внешних нагрузок.

На стадиях технического проектирования рассматриваются задача информационного обеспечения проектных исследований (ОПИ) и выбора общесистемного и прикладного программного обеспечения (ПО). Необходимо обеспечить процесс проектирования пакетом прикладных программ (ППП), предназначенных для осуществления автоматизированной технологии численных и экспериментальных исследований. Решение задачи комплексирования информационного обеспечения РВН основано на использовании предложенных требований (п. 3.1) и разработанной процедуры комплексирования (п. 3.2).

Информационное обеспечение РВН классифицируется как совокупность технологических (T_{jk} , $j = 1, \dots, m$; $k = 1, \dots, n$), расчетно-экспериментальных ($\{D_i\}_k$, $i = 1, \dots, g$) и программных (Q) данных [70]. Наборы технологических данных включают в себя данные, необходимые для контроля процесса передачи и хранения данных [69]. Алгоритм информационного обеспечения предполагает выполнение последовательности операций в соответствии со схемой на рис.3.4.

Выбор общесистемного ПО связан с использованием стандартных и специальных телекоммуникационных методов доступа и передачи информационных потоков. Конечной задачей считается создание многопользовательской системы, работающей в режимах реального времени и мультипрограности.

Каждый этап проектирования обеспечен определенным прикладным ПО, которое включает в себя последовательное решение таких вопросов:

- определение набора типовых (стандартных) программ и подпрограмм;
- определение списка программ и подпрограмм, которые необходимо разработать;
- определение объема решаемых задач с учетом внешних связей с другими системами;

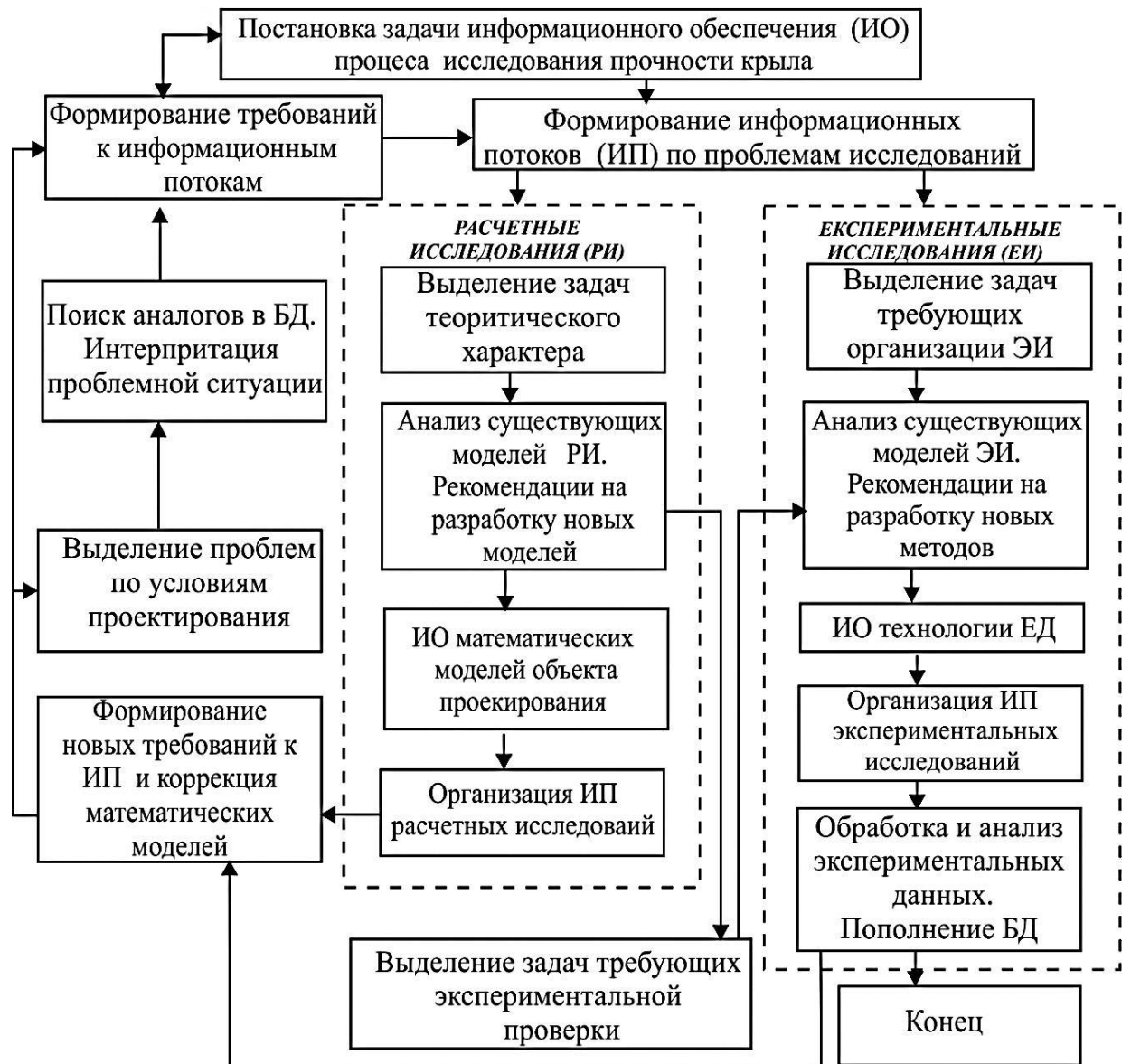


Рис.3.4. Алгоритм информационного обеспечения РИ и ЭИ.

- оценка трудоемкости и времени создания ПО;
- определение производительности и стоимости работ проектирования с учетом стоимости ПО.

Выбор стандартного набора программ и подпрограмм должен производиться с учетом выполнения требований программной (языковой) совместимости. В случае, если набор стандартных программ не может обеспечить всех потребностей ОПИ, как правило, ставится задача создания новых программ и подпрограмм, которые реализуют требования методического обеспечения по обработке данных. В этом случае производится выделение характерных задач методического обеспечения и

составляется список необходимых программ. При этом анализируется взаимосвязанность алгоритмов в рамках одной подсистемы (вида эксперимента) и в рамках всей системы.

Распределение баз данных (БД) определяется видом информации [66], которая в них сохраняется: локальные БД (ЭД и РД) находятся на рабочих местах (РМ) инженеров, которые ведут расчетные и экспериментальные работы, а общедоступные (экспериментальная информация, выходные документы) - на сервере. Схема взаимодействия информационных подсистем проектных работ показана на рис.3.5.



Рис.3.5. Функциональная схема взаимодействия информационных подсистем проектных исследований.

База выходных документов, содержит результаты ЭИ, которые доступны в любое время для центральной БД, которая хранит всю справочную информацию по проведенным экспериментам. Реализованы средства универсальных СУБД, способные принимать, обрабатывать и хранить

данные, а также оптимально формировать и обрабатывать SQL-запросы, подключаясь к удаленному серверу и т.п. В базе выходных документов сохраняются наборы данных, определяющие полученные аэродинамические характеристики. Связь между базовыми отношениями и файлами данных устанавливается за счет реализации гиперссылок

Информационно поисковая система (ИПС) организована в виде БД фактографической информации, которая имеет жесткую структуру и атрибутику. Результаты исследований заносятся в нее в виде карточки документа, где по определенному шаблону сохраняется набор определенных атрибутов (модель, технологические параметры и т.д.) в соответствии с которыми в дальнейшем и осуществляется поиск. ИПС хранит не только электронную карточку на документ, но и поддерживает контроль стандартных архивных операций над ним: выдача, возврат и т.п. Поскольку при поиске известных документов более применим атрибутивный подход, когда документ ищется на совпадение значений его атрибутов полям запроса, то именно он реализован при обработке запросов к ИПС.

Поскольку при поиске известных документов более применим атрибутивный подход, когда документ ищется на совпадение значений его атрибутов полям запроса, то именно он реализован при обработке запросов к ИПС. Многообразие технологий информационного анализа формируется на основе некоторого представления о нормативной модели рассматриваемого процесса, которая может быть формализованной либо неформализованной. Системы, предполагающие получение конкретных технических и технологических решений, относятся к классу формализованных и представляются с помощью формализованных моделей, к которым относятся модели поведения технического объекта, его характеристик и т.п. Если проблемными вопросами является представление и анализ идей, концепций, то подобный комплекс работ относится к классу неформализованных (экспертных) задач. При этом экспертные системы могут использоваться для синтеза, анализа и интерпретации моделей при принятии решений,

накопления опыта использования различных методов при решении задач предметной области, определения рейтинга применяемых методов, генерации алгоритмов принятия корректных проектных и исследовательских решений, применения комбинированных методов представления знаний. Основные модели неформализованных задач – это модели распознавания и классификации возможных ситуаций, поиска решений в конкретной ситуации, анализа действий персонала и др.

Функциональная схема взаимодействия информационной базы данных с целью обеспечения выполнения информационных задач (рис.3.6).

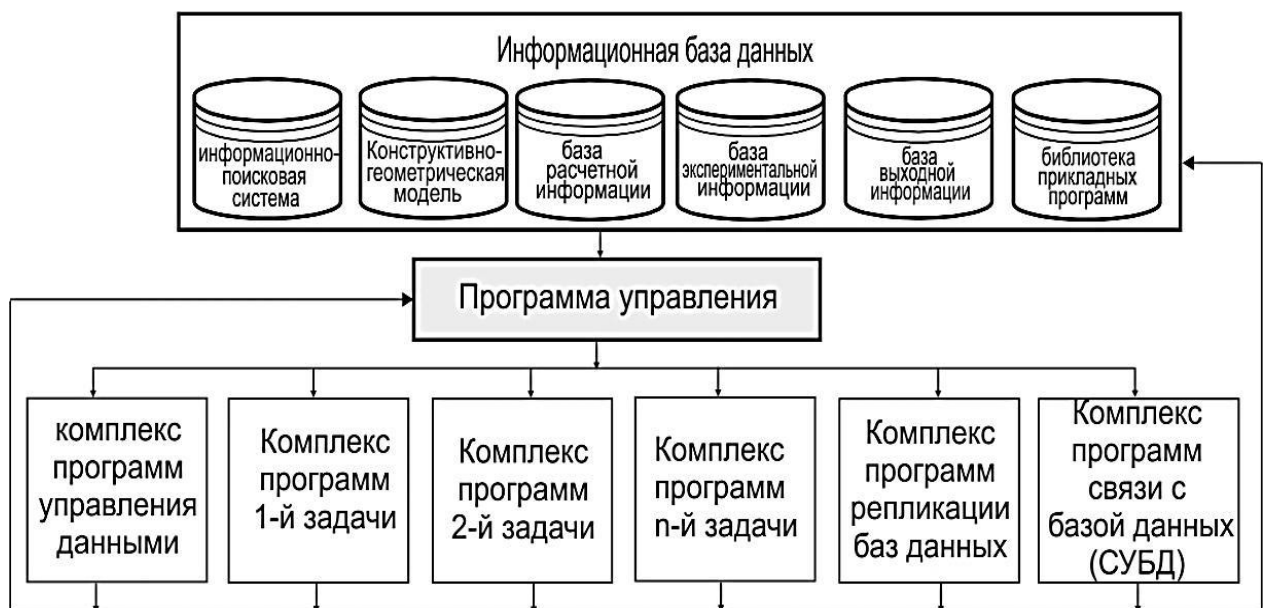


Рис. 3.6. Функциональная схема взаимодействия подсистем ИПС.

В части обеспечения регламента движения документов поддерживается простейший его вариант: каждый специалист имеет доступ к части информации на другой РС, либо в папку каждому пользователю помещается его индивидуальное задание (средствами электронной почты).

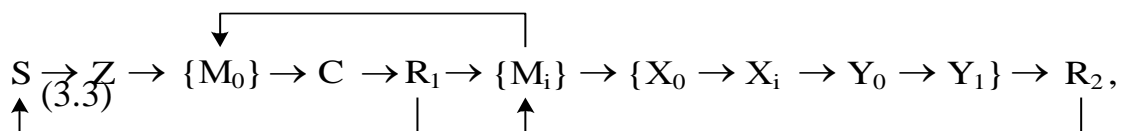
Вся экспериментальная информация имеет резервные копии. Для длительного хранения она архивируется на компакт-дисках, что обусловлено их приемлемыми характеристиками по скорости чтения, устойчивости к ошибкам записи, стоимости, возможности автономного чтения на любом ПК.

3.4. Технология вычислительной среды.

Использование логических моделей взаимодействия программных средств (файл-серверная, клиент-сервер, многозвенная, распределенная) с учетом выделенных требований к компонентам ИТ позволяет взять за основу модели взаимодействия вычислительных ресурсов технологию «клиент-сервер», предполагающую выполнение прикладных задач на клиентских местах при одновременной возможности выполнения определенного объема вычислений на сервере. Общая надежность компьютерной системы в этом случае выше, так как сервер работает более устойчиво, чем ПК. Кроме того, такой подход позволяет снять лишнюю нагрузку с клиентских мест, на которых можно использовать более дешевые ПК.

Установленное системное ПО включает сервисные средства для тестирования ПО и технических средств, архивирования и резервного копирования данных, распознавания вирусов и т.д. Для организации обмена между РС использованы стандартные протоколы обмена, которые определяют методы доступа к сетевым каналам данных [63].

Вне зависимости от типа решаемых на задач, алгоритм работы одинаков и может быть представлен следующей формализованной моделью (3.3) и :



где S – запуск main- ПО; Z – загрузка (репликация) наборов данных, определяющих условия проведения РИ-ЭИ; M_0 – главное меню ПО; R_1 – результат тестирования информации; C – тестирование задачи; M_i – меню i -задачи; X_0 – ПО управления РИ-ЭИ; X_i – ПО / программный пакет, реализующий i -ю задачу; Y_0 – ПО связи с БД; Y_i – ПО репликации БД; R_2 – принятие решения об окончании работы ПО.

Унифицированная структура вычислительной среды ИТ представлена на рис.3.4. Для повышения ее надежности и устойчивости создан вычислительный кластер серверов (сервер БД, сервер приложений), между

которыми реализовано распределение/ перераспределение всех выполняемых функций.

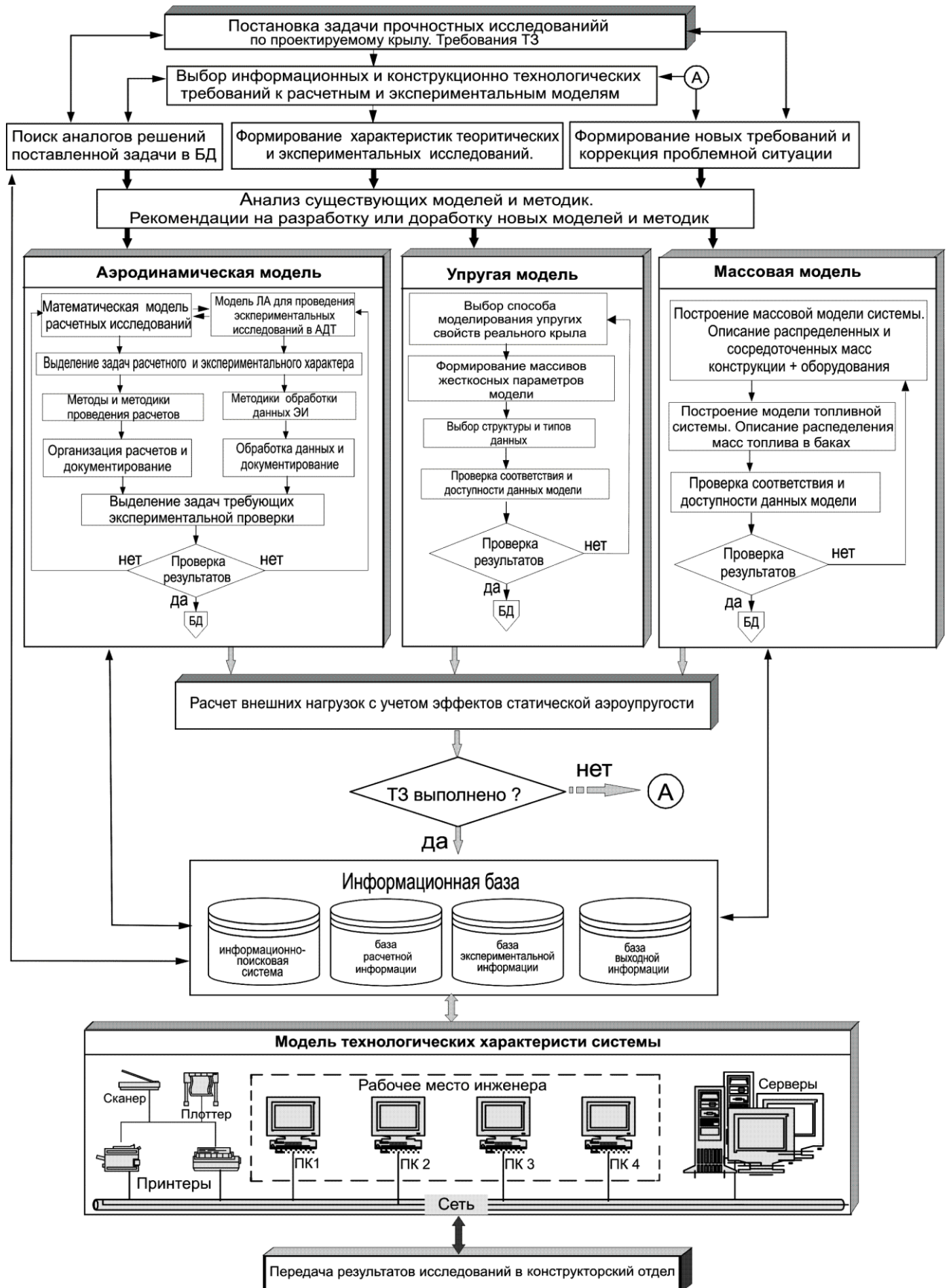


Рис.3.4. Унифицированная структура вычислительной среды ИТ.

Правила доступа к узлам сети предусматривают возможность обращения с РМ к совместно используемым БД. Статус приоритета установлен для программ управления процессом определения нагрузки при решении теоритических и экспериментальных задач на основе экспресс-анализа текущей информации. Реализация созданной с применением разработанных средств и методов комплексирования программной компоненты расширяет функциональные возможности РВН, значительно повышает информативность процесса получения прочностных решений, снижает его трудоемкость. Названные факторы эквивалентны одному эффекту - повышению эффективности данного вида РИ и ЭИ в рамках прочностных исследований .

Комплексирование ПО путем интеграции специализированных программ для реализации стандартных алгоритмов обработки данных и проблемно-ориентированных программных пакетов (для реализации перенастраиваемых и новых алгоритмов). Первый метод основан на предложенном фирмой Nanional Instruments подходе, который предполагает реализацию трехуровневой архитектуры ПО :

- верхний уровень образуется специализированной языковой средой, которая содержит программные средства для регистрации, обработки и отображения данных, а также средства разработки и программ управления периферийными устройствами непосредственно или с помощью специального ПО дополняющего типа;
- средний уровень включает библиотеку подпрограмм, присоединяемые библиотеки специальных функций и совместимое с верхним уровнем архитектуры ПО дополняющего типа, ориентированное на управление стандартизированными системами сбора данных и управления;
- нижний уровень составляют программные драйверы, используемые для работы с конкретными аппаратными модулями.

В этом случае элементы ПО всех трех уровней (ОС, программные средства сбора, обработки и отображения ЭД, программы управления

периферийными устройствами) объединяются в единую гибкую событийную рабочую программу, допускающую перестройку по усмотрению пользователя. Листинг программ расчета отрывного обтекания с учетом развитой пелены и функции сходимости представлен в приложении А. Листинг программы расчета внешних нагрузок на крыло и обработки вторичных данных дренажного эксперимента представлен в приложении Б.

3.5. Выводы по разделу 3.

В разделе 3 предложены решения задач методического, информационного программного и технического обеспечения метода расчёта внешних нагрузок на крыло. Полученные результаты показали, что:

1. Разработанные требования к структуре организации расчета внешних нагрузок как технологии переработки информации позволили создать цепь логических моделей взаимодействия программных средств.
2. Разработана процедура комплексирования моделей метода расчета внешних нагрузок на крыло.
3. На основе анализа методов проектирования проблемно ориентированных-информационных технологий комплексированы элементы программного обеспечения путем интеграции специализированных программ для реализации стандартных алгоритмов обработки данных и проблемно-ориентированных программных пакетов.
4. Сформулированы принципы разработки прикладного программного обеспечения.
5. Проведена классификация информационного обеспечения расчета внешних нагрузок.
6. Разработана унифицированная структура вычислительной среды расчета внешних нагрузок.

РАЗДЕЛ 4

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ВНЕШНИХ НАГРУЗОК ПО ПРЕДЛОЖЕННОЙ МЕТОДИКЕ

4.1. Модель специального легкого транспортного самолета (СЛТС).

Характеристики СЛТС, полученные в ходе летных и трубных испытаний. Геометрические характеристики, необходимые для формирования расчетной модели принимались согласно [60]. Необходимые исходные данные приведены в таблице 4.1:

Таблица 4.1.

Основные исходные данные модели СЛТС

N	Параметр	Обозначение	Величина
1	Площадь крыла:	$S, \text{ м}^2$	75,0
2	САХ крыла	$b_{САХ}, \text{ м}$	2,984
3	Размах крыла	$L, \text{ м}$	29,19
4	Профиль крыла		Ср-5
5	Угол установки крыла	φ_K	3,020
6	Положение центра масс в принятой с.к. модели	$X_c, \text{ м}$ $Y_c, \text{ м}$	9,485 0,0
7	Площадь ГО	$S_{ГО}, \text{ м}^2$	17,18
8	САХ ГО	$b_{САХГО}, \text{ м}$	1,89
9	Размах ГО	$l_{ГО}, \text{ м}$	9,102
10	Профиль ГО		NACA00
11	Площадь ВО	$S_{ВО}, \text{ м}^2$	15,6
12	САХ ВО	$b_{САХВО}, \text{ м}$	3,266
13	Профиль ВО:		NACA00
14	Мидель фюзеляжа	$S_{МФ}, \text{ м}^2$	6,92

Аэродинамические и геометрические характеристики СЛТС принимались согласно [50]. Уровень вредного сопротивления принимается равным:

$$C_{x_{вп1}} = 0,020 * C_{x_0}$$

Расчетная схема СЛТС показаны на рис.4.1.

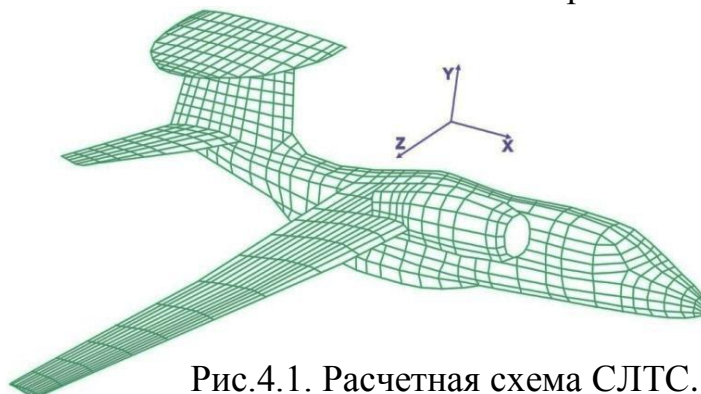


Рис.4.1. Расчетная схема СЛТС. Вихревых панелей 12800.

Аэродинамические характеристики СЛТС с убранной и отклоненной механизацией, определенные по результатам летных испытаний приведены ниже в табл.4.2:

Таблица 4.2.

Аэродинамические характеристики СЛТС.

α	$\delta 3 = 0$		$\delta 3 = 150.$		$\delta 3 = 380.$	
	Cx	Cy	Cy	Cy	Cx	Cy
0	0.0262	0.05	0.041	0.48	0.1345	1.15
2	0.0248	0.25	0.048	0.7	0.1533	1.37
4	0.0285	0.45	0.0586	0.91	0.1758	1.58
6	0.0354	0.64	0.0736	1.12	0.204	1.8
8	0.0467	0.82	0.0938	1.32	0.232	2
10	0.062	1	0.117	1.5	0.268	2.2
12	0.0828	1.16	0.1443	1.67	0.3052	2.4
14	0.1084	1.31	0.178	1.83	0.3419	2.57
16	0.1405	1.45	0.211	1.94	0.3541	2.6241
18	0.1644	1.56	0.229	2		

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СЛТС приведены ниже в табл.4.3.

Таблица 4.3.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СЛТС.

α	$\delta 3 = 0$		$\delta 3 = 150.$		$\delta 3 = 380.$	
	Cx	Cy	Cx	Cy	Cx	Cy
0	0.024	0.0766	0.1607	1.291	0.2242	1.5258
2	0.0258	0.2953	0.1909	1.4881	0.2748	1.7519
4	0.0329	0.4993	0.227	1.6887	0.3289	1.963
6	0.0459	0.7118	0.2724	1.9021	0.3951	2.1911
8	0.0639	0.9164	0.3226	2.1095	0.4674	2.3869
10	0.0897	1.1248	0.3843	2.3412	0.5472	2.6174
12	0.1281	1.3525	0.4503	2.5844	0.6332	2.8427
14	0.1688	1.5652	0.5177	2.8005	0.7247	3.0611
16	0.2153	1.7764	0.5731	2.9435	0.8164	3.2715
18	0.2706	1.9872	--	--	--	--

Сравнение результатов численного моделирования и натурного эксперимента дано ниже на рис.4.2

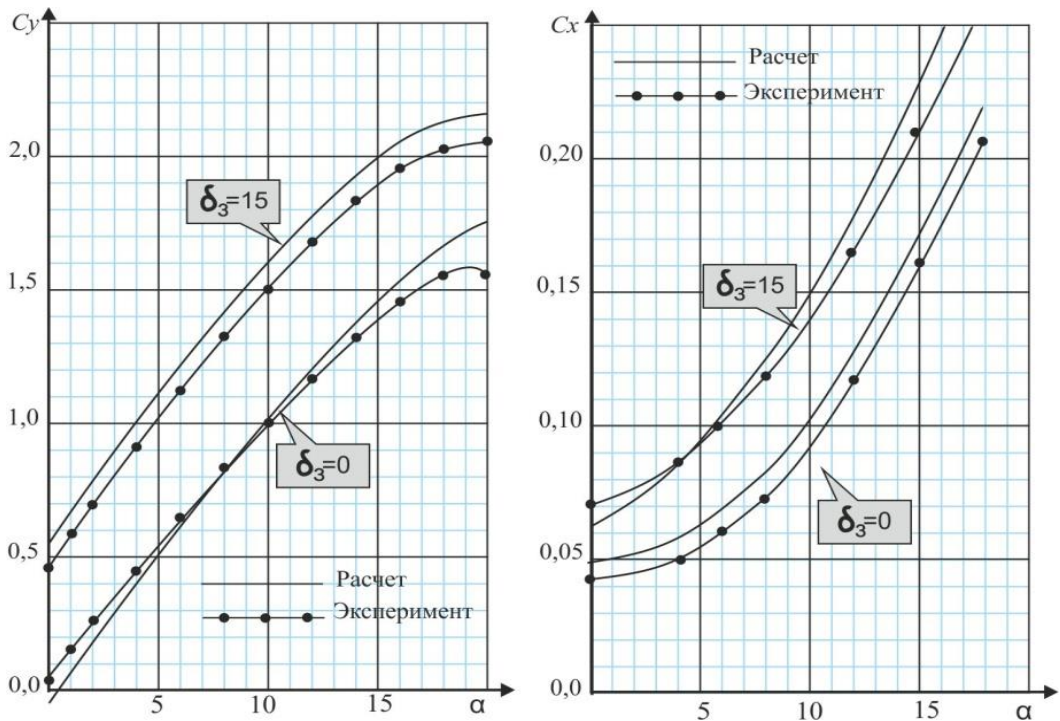


Рис.4.2. СЛТС. Сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента. Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$.

Значения разности экспериментальных и расчетных значений аэродинамических характеристик и параметров коррекции подъемной силы и лобового сопротивления для сечения $\bar{z} = 0.5$, приведены в табл.4.4 и на рис. 4.3 - 4.4.

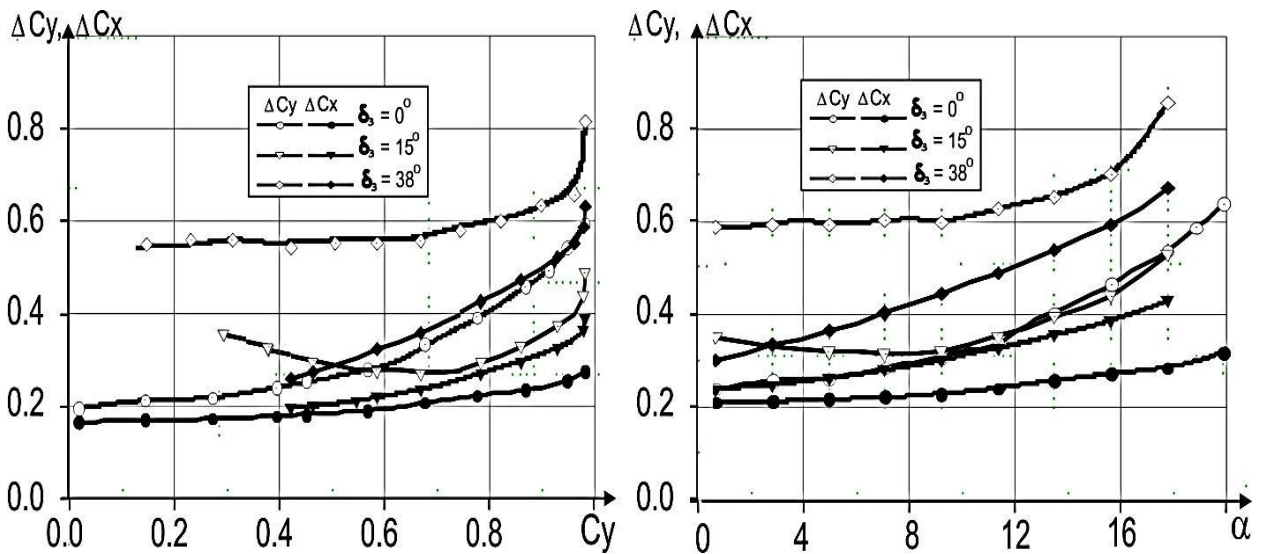


Рис.4.3. СЛТС. Разница результатов численного моделирования и физического эксперимента $\Delta C_y(\alpha)$, $\Delta C_y(C_y)$, $\Delta C_x(\alpha)$, $\Delta C_x(C_y)$.

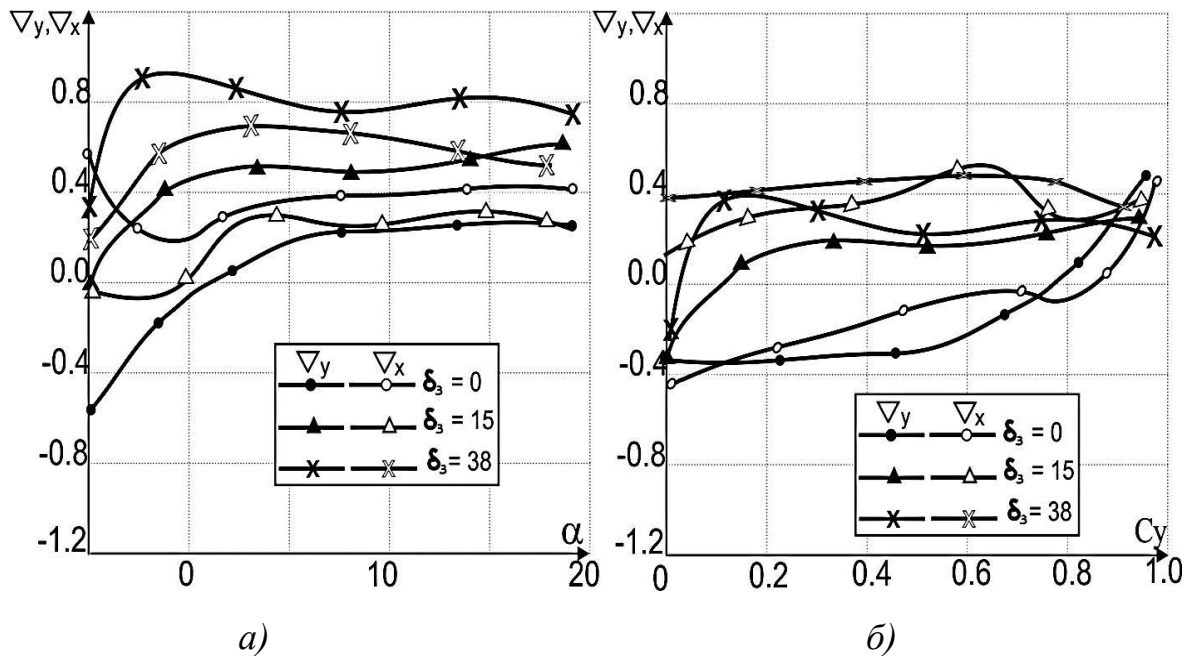


Рис.4.4. СЛТС. Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления по бортовому сечению крыла СЛТС при положении механизации $\delta_{\text{закр}} = 0^\circ, 15^\circ$ и 38° : а) зависимость от угла атаки α ; б) зависимость коэффициента подомной силы c_y .

Таблица 4.4.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания СЛТС.

Закрылок убран					Закрылок отклонен на 150.				
α	ΔC_y	Δy	ΔC_x	Δx	α	$\Delta C_{y\alpha}$	Δy	ΔC_x	Δx
0	-0,0023	0,02662	0,34745	-0,095	0	0.141	0.227	0.0262	0.4001
2	0,001	0,04529	0,15337	0,03898	2	0.1181	0.1443	0.0376	0.4421
4	0,00444	0,04925	0,09865	0,13471	4	0.1087	0.1067	0.0512	0.4655
6	0,01047	0,07183	0,10091	0,22824	6	0.1021	0.0835	0.0684	0.4837
8	0,01718	0,09635	0,10515	0,26898	8	0.1095	0.0766	0.0906	0.5036
10	0,02772	0,1248	0,11095	0,30895	10	0.1412	0.086	0.1163	0.5102
12	0,04529	0,1925	0,14233	0,35358	12	0.1844	0.0994	0.1451	0.518
14	0,06042	0,2552	0,16305	0,358	14	0.2305	0.1119	0.1758	0.5282
16	0,07478	0,3264	0,18374	0,34736	16	0.3194	0.1414	0.219	0.5662
18	0,10618	0,4272	0,21498	0,39242					

Закрылок отклонен на 380.				
α	ΔC_y	Δy	ΔC_x	Δx
0	0.3758	0.2927	0.0897	0.612
2	0.3819	0.2602	0.1215	0.6216
4	0.383	0.2341	0.1531	0.6237
6	0.3911	0.2144	0.1911	0.6242
8	0.3869	0.1958	0.2354	0.6295
10	0.4174	0.1904	0.2792	0.6262
12	0.4427	0.1844	0.328	0.6256
14	0.4911	0.187	0.3828	0.6285
16	0.6474	0.2217	0.4623	0.6568

Сравнение расчетного и экспериментального распределения по размаху крыла СЛТС относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$ для заданного режима $\alpha = 6^\circ$ и $M = 0.6$ полёта показано на рис.4.5

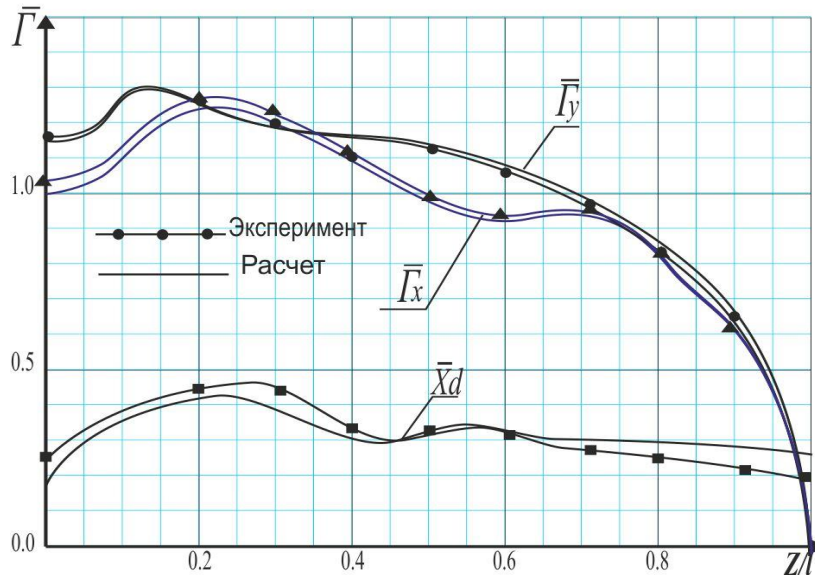


Рис. 4.5. Распределение относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(z)$ и центров давления $\bar{x}_d = f(z)$ по размаху крыла СЛТС режима ($\alpha = 6^\circ$, $M = 0.6$) .

Сравнение эпюр расчетных и экспериментальных относительных воздушных сил \bar{Q}_x , \bar{Q}_y , \bar{Q}_z по размаху крыла СЛТС относительной показано на рис.4.6

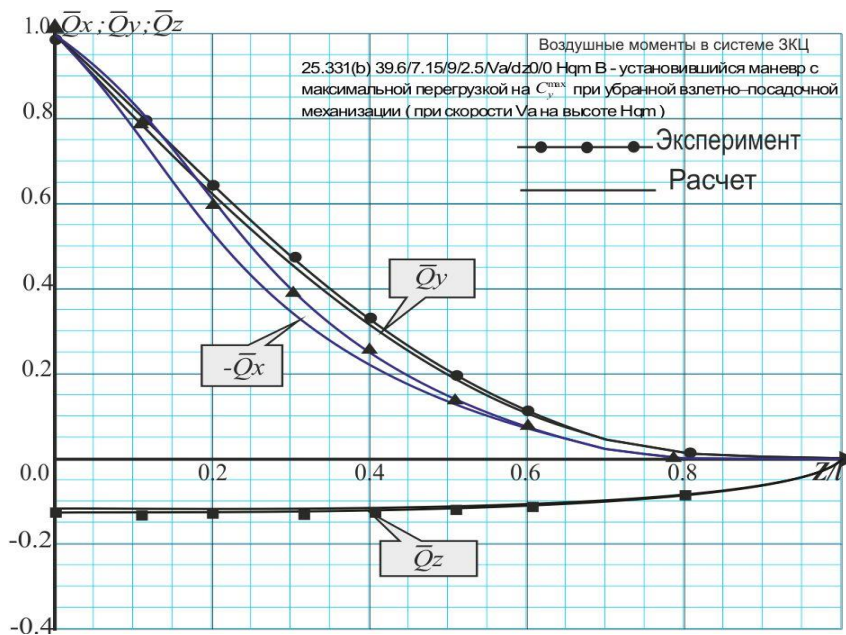


Рис. 4.6. Распределение относительных воздушных сил \bar{Q}_x ; \bar{Q}_y ; \bar{Q}_z по размаху крыла СЛТС в системе ЗКЦ

На рис.4.7. показано сравнение эпюр относительных моментов

$\bar{M}_x = \iint_1^z \bar{\Gamma}_y d\bar{z}$, $\bar{M}_z = \int_1^z \bar{\Gamma}_y \bar{x}_d d\bar{z}$ и $\bar{M}_y = \int_1^z \bar{\Gamma}_x \bar{z}_d d\bar{z}$, полученных по экспериментальным данным и расчетным данным для 3-х (2D) и 6-ти (3D) мерного наружения крыла.

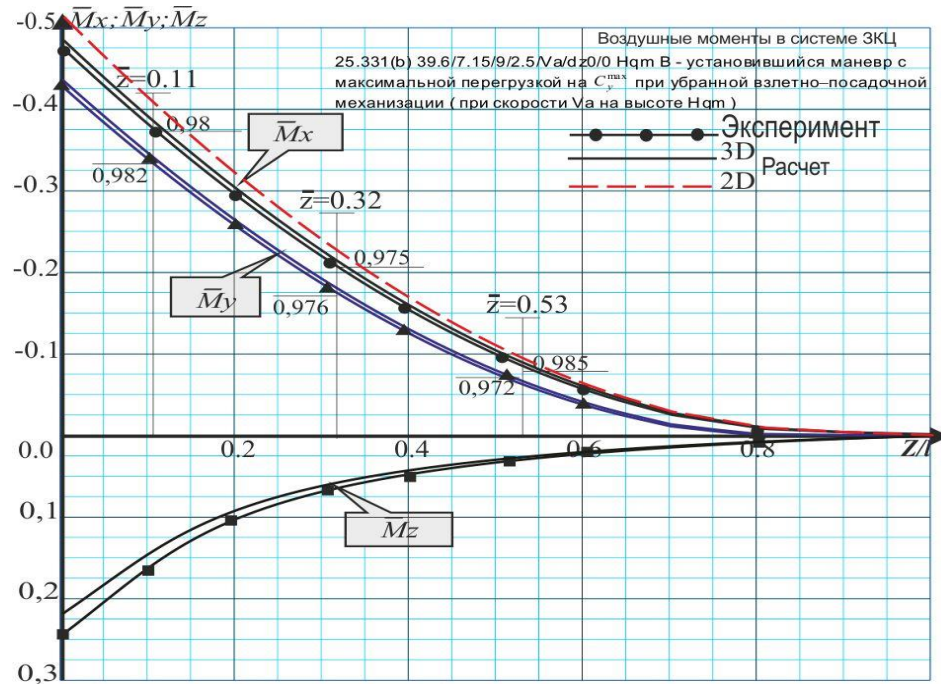


Рис.4.7. Распределение воздушных относительных моментов \bar{M}_x ; \bar{M}_y ; \bar{M}_z по размаху крыла в системе ЗКЦ.

Сравнение относительных моментов, приведенное на рис.4.7, показывает, что значения изгибающего момента, полученное по алгоритму предложенного метода (3D) максимально совпадает с эпюрой изгибающего момента, полученного по экспериментальным данным. Сравнение моментов, полученных расчетным путем показывает, что при использовании прежнего способа расчета (2D) наблюдается запас прочности от 2.5% до 2% по размаху крыла.

Расчетная схема СЛТС включает 12800 вихревых панелей. Дальнейшее увеличение числа панелей повышает трудоёмкость описания вихревой сетки с изменением результатов в пределах 0,1-0,3%.

Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления находится в пределах $\nabla = \pm 0.4$, что подтверждает устойчивость к погрешности расчетных данных самолета-аналога.

4.2. Модель среднемагистрального пассажирского самолета (СМПС).

Характеристики СМПС, полученные в ходе летных и трубных испытаний. Геометрические характеристики, необходимые для формирования расчетной модели принимались согласно [60]. Необходимые исходные данные приведены в таблице 4.5:

Таблица 4.5.

Основные исходные данные модели СМПС.

N	Параметр	Обозначение	Величина
1	Площадь крыла:	$S, \text{ м}^2$	55,0
2	САХ крыла	$b_{\text{САХ}}, \text{ м}$	2,284
3	Размах крыла	$L, \text{ м}$	24,92
4	Профиль крыла		П-301
5	Угол установки крыла	φ_K	1,00
6	Положение центра масс в принятой с.к. модели	$X_c, \text{ м}$ $Y_c, \text{ м}$	9,85 0,0
7	Площадь ГО	$S_{\text{ГО}}, \text{ м}^2$	25,18
8	САХ ГО	$b_{\text{САХ ГО}}, \text{ м}$	2,39
9	Размах ГО	$l_{\text{ГО}}, \text{ м}$	12,102
10	Профиль ГО		NACA0012
11	Площадь ВО	$S_{\text{ВО}}, \text{ м}^2$	25,6
12	САХ ВО	$b_{\text{САХ ВО}}, \text{ м}$	4,266
13	Профиль ВО:		NACA0010
14	Мидель фюзеляжа	$S_{\text{МФ}}, \text{ м}^2$	6,34

Аэродинамические и геометрические характеристики СМПС принимались согласно [50]. Уровень вредного сопротивления принимается равным $C_{X_{\text{ВР I}}} = 0,025 * C_{X_0}$. Расчетная схема СМПС показаны на рис.4.8.

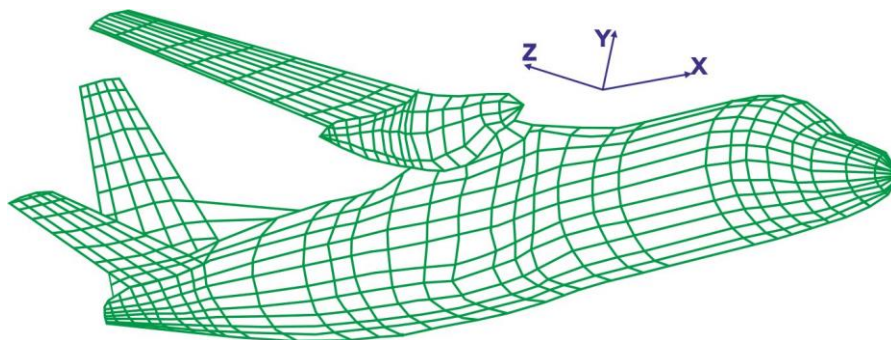


Рис.4.8. Расчетная схема СМПС. Вихревых панелей 10520.

Аэродинамические характеристики СМПС с убранной и отклоненной механизацией, определенные по результатам летных испытаний приведены ниже в табл.4.6:

Таблица 4.6.

Аэродинамические характеристики СМПС.

$\delta_3 = 0$			$\delta_3 = 15^0$		
α	C_x	C_y	α	C_x	C_y
-2	0,0312	-0,0431	-5	0,0496	0,0022
0	0,0304	0,1523	-3	0,0483	0,2256
2	0,0319	0,3432	-1	0,0499	0,4401
4	0,0386	0,5317	1	0,0565	0,6526
6	0,0483	0,7228	3	0,0664	0,8539
8	0,0614	0,9179	5	0,0788	1,0566
10	0,0772	1,1044	7	0,0938	1,2625
12	0,0985	1,3022	9	0,1113	1,4674
14	0,1231	1,4822	11	0,1323	1,6712
16	0,1572	1,6752	13	0,1577	1,8715
18	0,1982	1,7771	15	0,19	2,078

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СЛТС приведены ниже в табл.4.7.

Таблица 4.7.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СМПС.

$\delta_3 = 0$			$\delta_3 = 15^0$		
α	C_{xa}	C_{ya}	α	C_{xa}	C_{ya}
-2	0.0223	-0.0969	-5	0.0289	0.049
0	0.0201	0.103	-3	0.0288	0.2784
2	0.0225	0.3073	-1	0.0344	0.5125
4	0.0325	0.5461	1	0.0468	0.7389
6	0.0477	0.7855	3	0.0654	0.9691
8	0.0679	1.0263	5	0.0901	1.1968
10	0.0921	1.2562	7	0.1205	1.4198
12	0.1236	1.4982	9	0.1563	1.6396
14	0.16	1.73	11	0.1982	1.8561
16	0.2019	1.8421	13	0.2465	2.0653
18	0.2493	2.0514	15	0.2969	2.264
19	0.275	2.1732	17	0.352	2.4585

Сравнение результатов численного моделирования и натурального эксперимента дано ниже на рис.4.9.

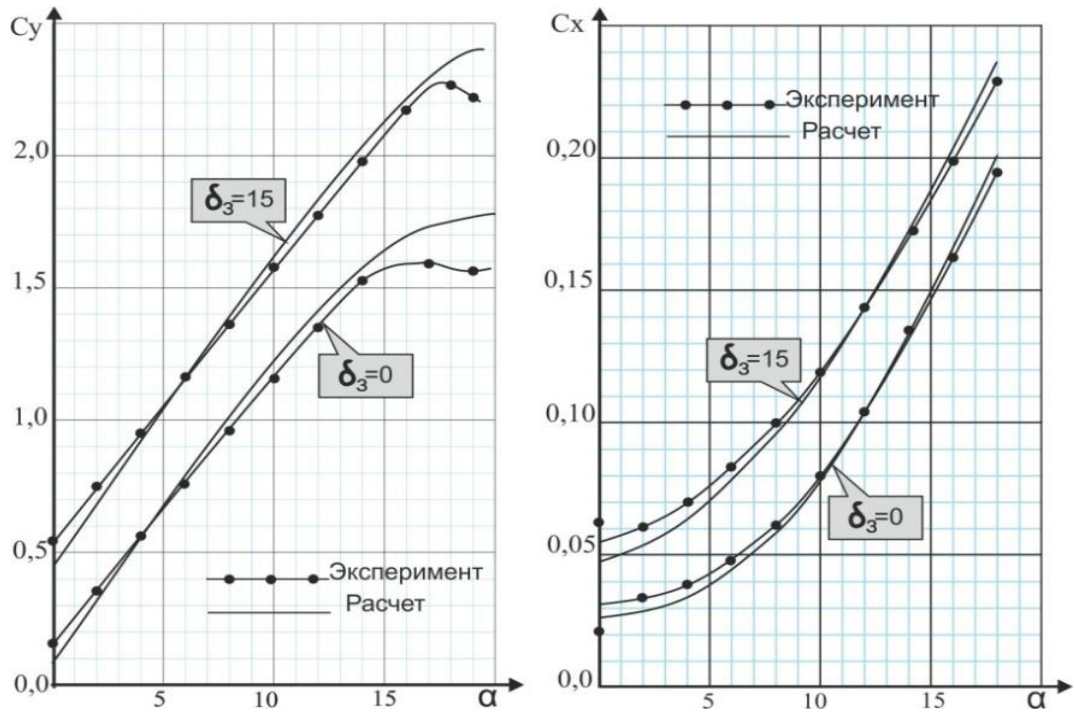


Рис.4.9. СМПС. Сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента. Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$.

Значения разности экспериментальных и расчетных значений аэродинамических характеристик и параметров коррекции подъемной силы и лобового сопротивления для сечения $\bar{z} = 0.5$, приведены в табл.4.8 и на рис. 4.10 - 4.11.

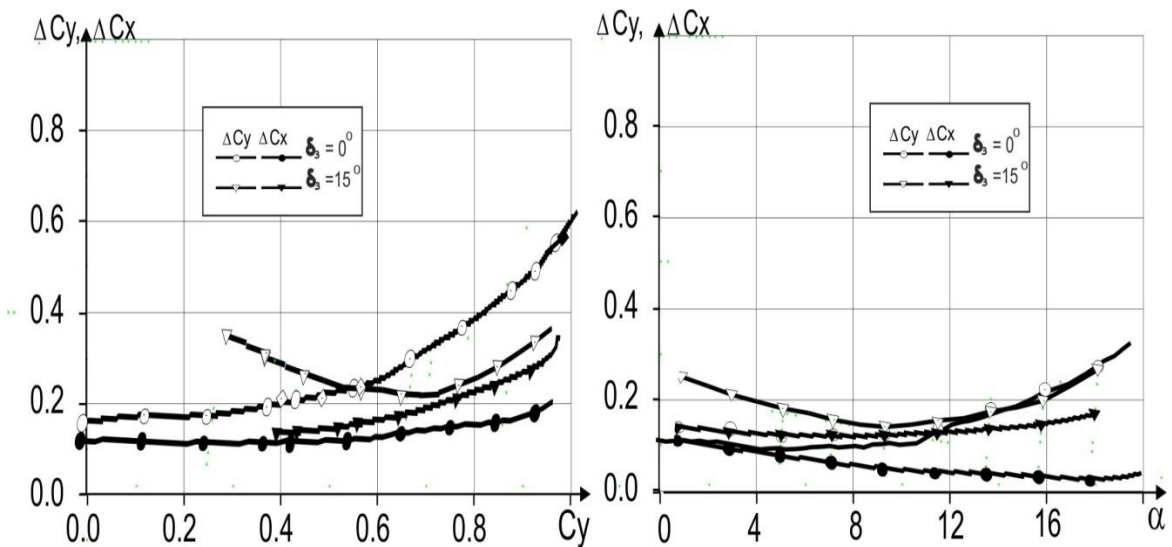


Рис.4.10. СМПС. Разница результатов численного моделирования и физического эксперимента $\Delta C_y(\alpha)$, $\Delta C_y(C_y)$, $\Delta C_x(\alpha)$, $\Delta C_x(C_y)$.

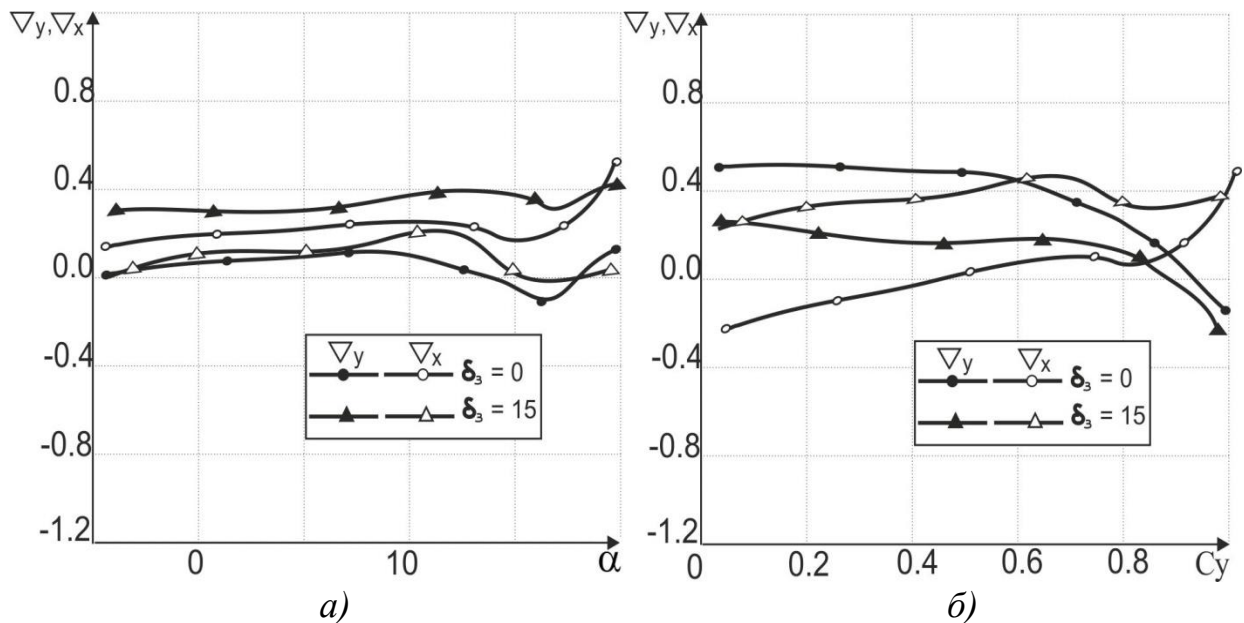


Рис.4.11. СМПС. Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления по бортовому сечению крыла СМПС при положении механизации $\delta_{\text{закр}} = 0^\circ, 15^\circ$, а) зависимость от угла атаки α ; б) зависимость коэффициента подомной силы C_y .

Таблица 4.8.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания СМПС.

		$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 15^\circ$	
	C_x	C_y	α	C_x	C_y
-2	0.0223	-0.0969	-5	0.0289	0.049
0	0.0201	0.103	-3	0.0288	0.2784
2	0.0225	0.3073	-1	0.0344	0.5125
4	0.0325	0.5461	1	0.0468	0.7389
6	0.0477	0.7855	3	0.0654	0.9691
8	0.0679	1.0263	5	0.0901	1.1968
10	0.0921	1.2562	7	0.1205	1.4198
12	0.1236	1.4982	9	0.1563	1.6396
14	0.16	1.73	11	0.1982	1.8561
16	0.2019	1.8421	13	0.2465	2.0653
18	0.2493	2.0514	15	0.2969	2.264
19	0.275	2.1732	17	0.352	2.4585

Сравнение расчетного и экспериментального распределения по размаху крыла СЛТС относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$ для заданного режима $\alpha = 8^\circ$ и $M = 0.6$ полёта показано на рис.4.12.

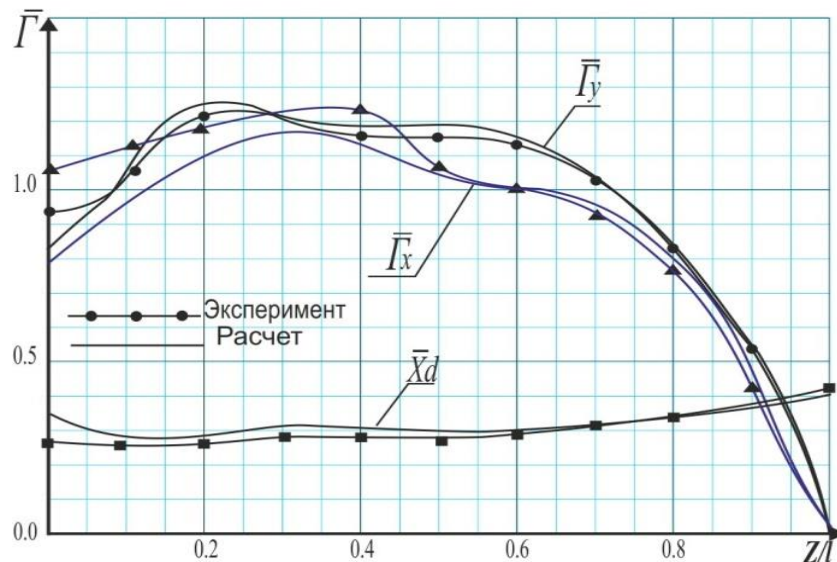


Рис. 4.12. Распределение относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(z)$ и центров давления $\bar{x}_d = f(z)$ по размаху крыла СМПС.

Сравнение эпюр расчетных и экспериментальных относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла СМПС относительной показано на рис.4.13.

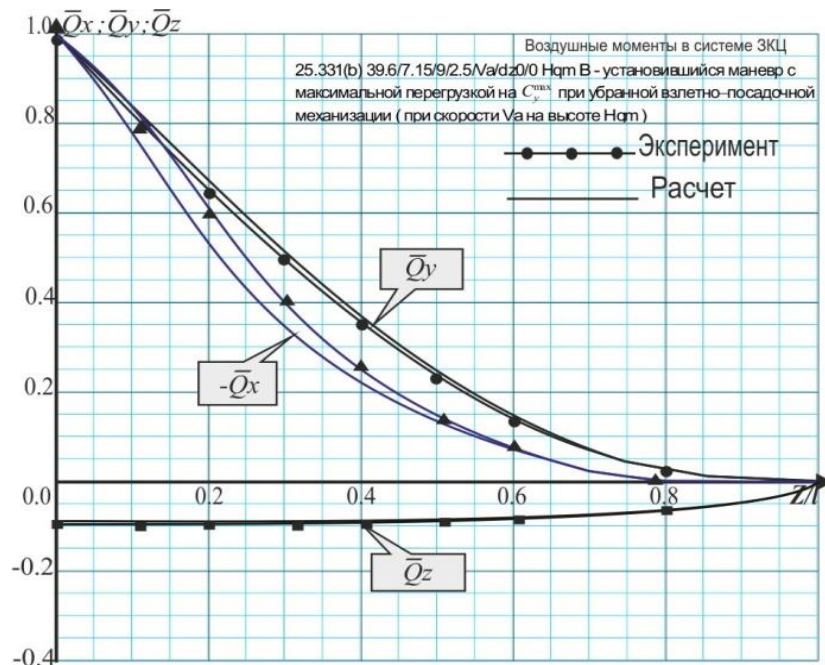


Рис. 4.13. Распределение относительных воздушных сил $\bar{Q}_x; \bar{Q}_y; \bar{Q}_z$ по размаху крыла СМПС в системе ЗКЦ

На рис.4.14. показано сравнение эпюр относительных моментов $\bar{M}_x = \iint_1^z \bar{\Gamma}_y d\bar{z}$, $\bar{M}_z = \int_1^z \bar{\Gamma}_y \bar{x}_d d\bar{z}$ и $\bar{M}_y = \int_1^z \bar{\Gamma}_x \bar{z}_d d\bar{z}$, полученных по

экспериментальным данным и расчетным данным для 3-х (2D) и 6-ти (3D) мерного наружения крыла.

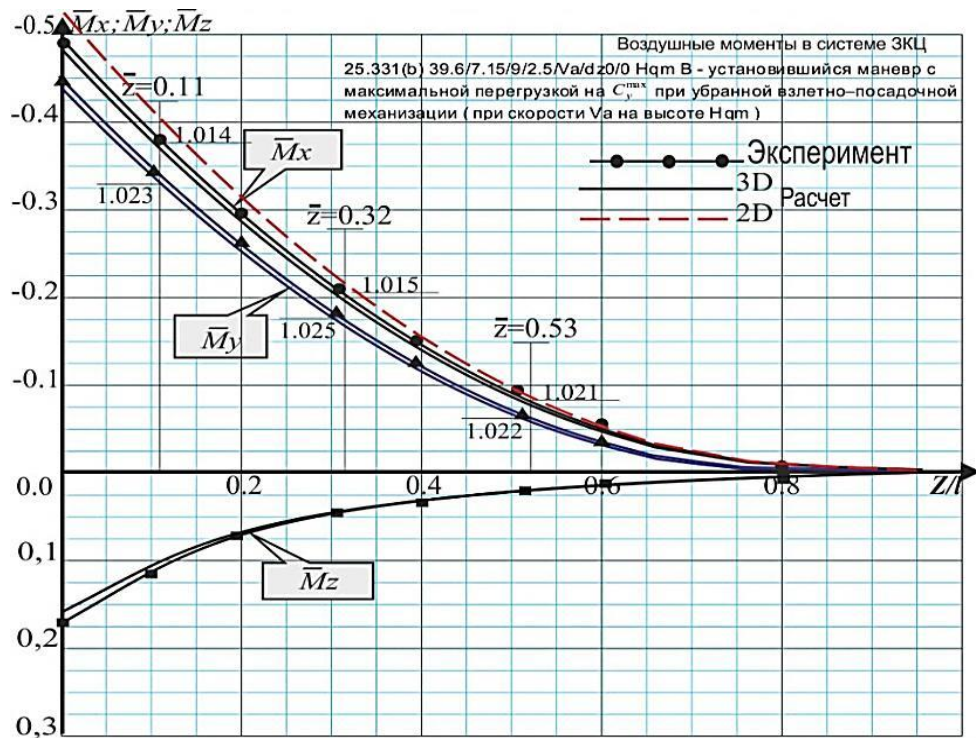


Рис.4.14. Распределение воздушных относительных моментов \bar{M}_x ; \bar{M}_y ; \bar{M}_z по размаху крыла в системе ЗКЦ.

Сравнение относительных моментов, приведенное на рис.4.7, показывает, что значения изгибающего момента, полученное по алгоритму предложенного метода (3D) максимально совпадает с эпюрой изгибающего момента, полученного по экспериментальным данным. Сравнение моментов, полученных расчетным путем показывает, что при использовании прежнего способа расчета (2D) наблюдается запас прочности от 2.4% до 2.8% по размаху крыла.

Расчетная схема СЛТС включает 10520 вихревых панелей. Дальнейшее увеличение числа панелей повышает трудоёмкость описания вихревой сетки с изменением результатов в пределах 0,07-0,25%.

Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления находится в пределах $\nabla = \pm 0.4$, что подтверждает устойчивость к погрешности расчетных данных самолета-аналога.

4.3. Модель среднего транспортного самолета М1 (СТСМ1).

Характеристики СТСМ1, полученные в ходе летных и трубных испытаний. Геометрические характеристики, необходимые для формирования расчетной модели принимались согласно [60]. Необходимые исходные данные приведены в таблице 4.9:

Таблица 4.9.

Основные исходные данные модели СТСМ1

N	Параметр	Обозначение	Величина
1	Площадь крыла:	$S, \text{ м}^2$	122.0
2	САХ крыла	$b_{САХ}, \text{ м}$	3.45
3	Размах крыла	$L, \text{ м}$	38.9
4	Профиль крыла		ЦАГИ С-5-16,5
5	Угол установки крыла	φ_K	4
6	Положение центра масс в принятой с.к. модели	$X_c, \text{ м}$ $Y_c, \text{ м}$	12.485 0,0
7	Площадь ГО	$S_{ГО}, \text{ м}^2$	25.18
8	САХ ГО	$b_{САХГО}, \text{ м}$	2.39
9	Размах ГО	$l_{ГО}, \text{ м}$	12,102
10	Профиль ГО		NACA0010
11	Площадь ВО	$S_{ВО}, \text{ м}^2$	25.6
12	САХ ВО	$b_{САХВО}, \text{ м}$	4,266
13	Профиль ВО:		NACA0010
14	Мидель фюзеляжа	$S_{МФ}, \text{ м}^2$	13,92

Аэродинамические и геометрические характеристики СТСМ1 принимались согласно [50]. Уровень вредного сопротивления принимается равным $C_{x_{вп1}} = 0,02 * C_{x_0}$. Расчетная схема СТСМ1 показаны на рис.4.15.

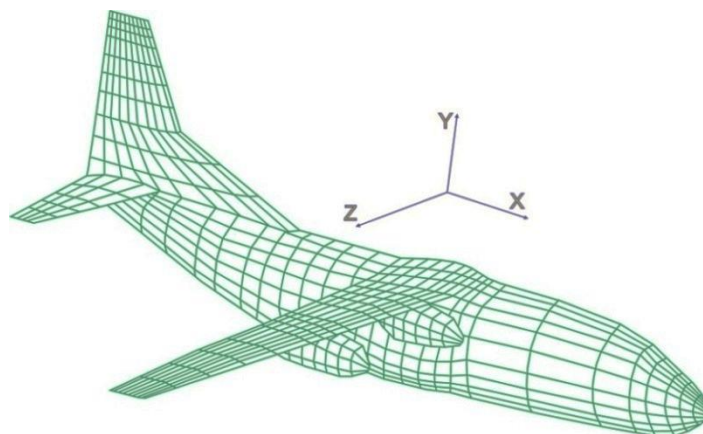


Рис.4.15. Расчетная схема СТСМ1 Вихревых панелей 14722.

Аэродинамические характеристики СТСМ1 с убранной и отклоненной механизацией, определенные по результатам летных испытаний приведены ниже в табл.4.10:

Таблица 4.10.

Аэродинамические характеристики СТСМ1.

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 25^0$	
	C_x	C_y	C_y	C_y
-4				
-2			0,073	0,5
0	0,0355	0	0,081	0,66
2	0,032	0,18	0,0915	0,87
4	0,033	0,38	0,1032	1,08
6	0,0515	0,55	0,1195	1,3
8	0,057	0,74	0,1362	1,51
10	0,0625	0,93	0,1622	1,71
12	0,0775	1,12	0,1942	1,92
14	0,0955	1,365	0,226	2,14
16	0,121	1,485	0,2679	2,34
18	0,155	1,665	0,2938	2,45
20	0,186	1,8		
22	0,24	1,8875		
23	0,267	1,9		

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СЛТС приведены ниже в табл.4.11.

Таблица 4.11.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СТСМ1.

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 25^0$	
	C_{xa}	C_{ya}	C_{ya}	C_{ya}
-4				
-2			0,073	0,5
0	0,0355	0	0,081	0,66
2	0,032	0,18	0,0915	0,87
4	0,033	0,38	0,1032	1,08
6	0,0515	0,55	0,1195	1,3
8	0,057	0,74	0,1362	1,51
10	0,0625	0,93	0,1622	1,71
12	0,0775	1,12	0,1942	1,92
14	0,0955	1,365	0,226	2,14
16	0,121	1,485	0,2679	2,34
18	0,155	1,665	0,2938	2,45
20	0,186	1,8		
22	0,24	1,8875		
23	0,267	1,9		

Сравнение результатов численного моделирования и натурального эксперимента дано ниже на рис.4.16.

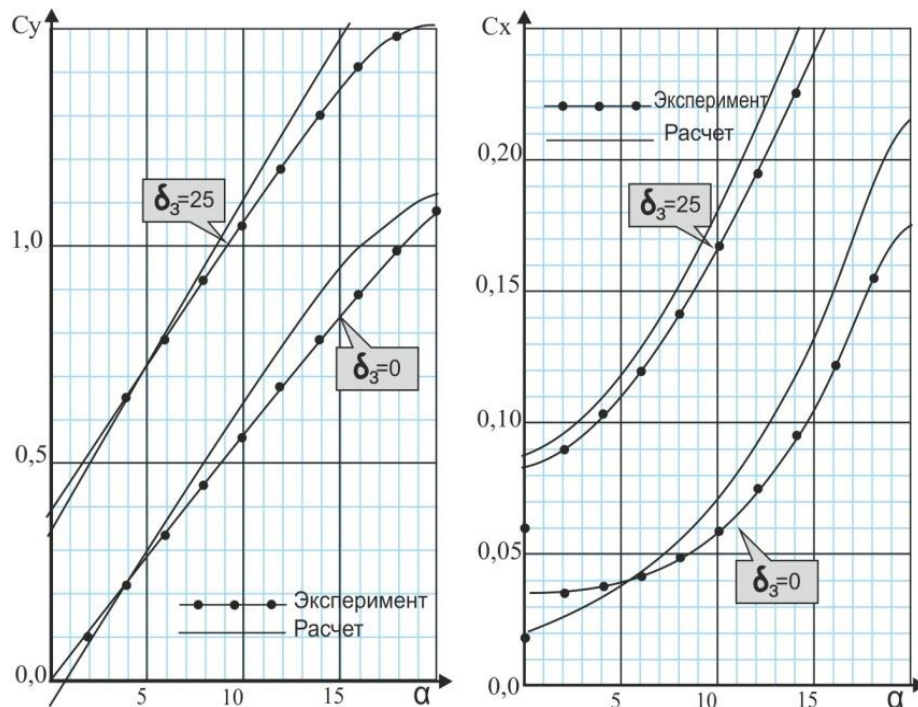


Рис.4.16. СТСМ1. Сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента. Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$.

Значения разности экспериментальных и расчетных значений аэродинамических характеристик и параметров коррекции подъемной силы и лобового сопротивления для сечения $\bar{z} = 0.5$, приведены в табл.4.12 и на рис. 4.17 - 4.18.

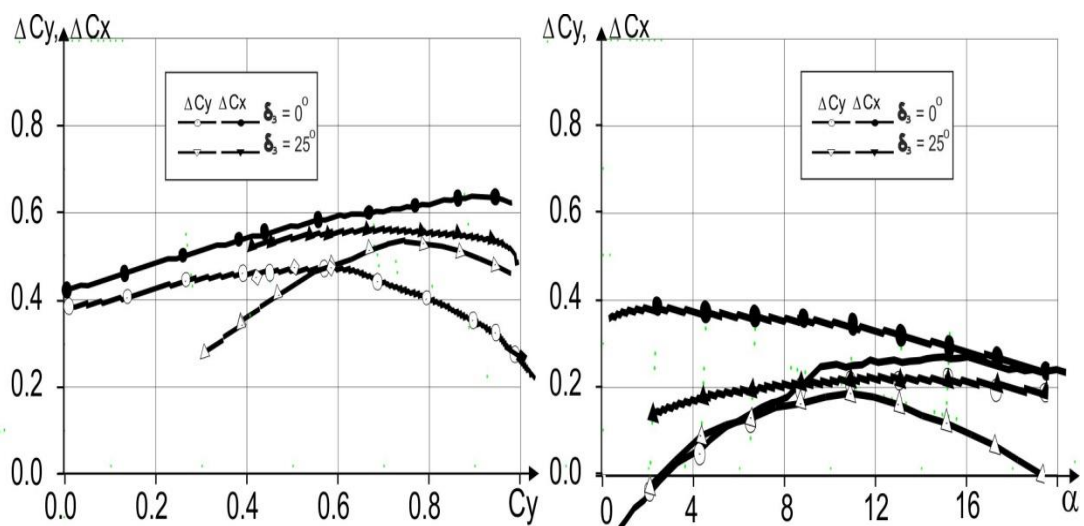


Рис.4.17. СТСМ1. Разница результатов численного моделирования и физического эксперимента $\Delta C_y(\alpha)$, $\Delta C_y(C_y)$, $\Delta C_x(\alpha)$, $\Delta C_x(C_y)$.

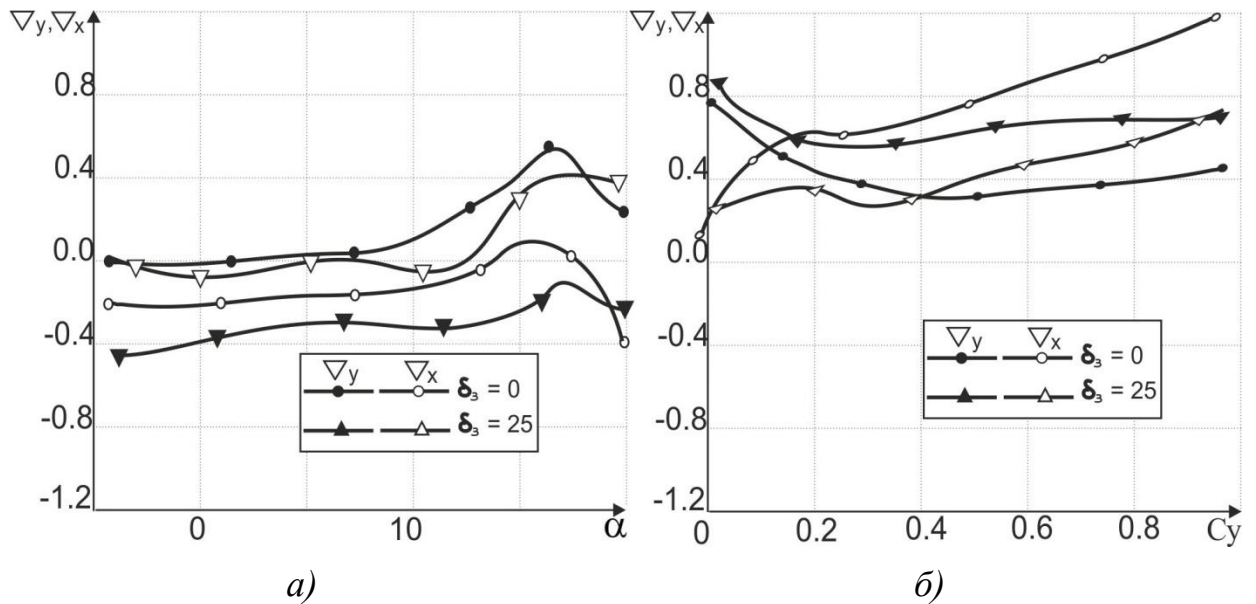


Рис.4.18. СТСМ1. Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления по бортовому сечению крыла СТСМ1 при положении механизации $\delta_{закр} = 0^\circ, 25^\circ$, а) зависимость от угла атаки α ; б) зависимость коэффициента подъемной силы C_y .

Таблица 4.12.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания СТСМ1.

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 25^\circ$	
	C_{xa}	C_{ya}	C_{ya}	C_{ya}
-4				
-2			0,0106	0,6724
0	0,0355	0	0,0694	0,9012
2	0,032	0,18	0,134	1,1419
4	0,033	0,38	0,1996	1,3786
6	0,0515	0,55	0,2627	1,6385
8	0,057	0,74	0,3211	1,8823
10	0,0625	0,93	0,3677	2,1213
12	0,0775	1,12	0,4005	2,3538
14	0,0955	1,2983	0,4152	2,5767
16	0,121	1,485	0,4088	2,7833
18	0,155	1,665	0,3728	2,9749
20	0,186	1,8		
22	0,24	1,8875		
23	0,267	1,9		

Сравнение расчетного и экспериментального распределения по размаху крыла СТСМ1 относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$ для заданного режима $\alpha = 8^\circ$ и $M = 0.6$ полёта показано на рис.4.19.

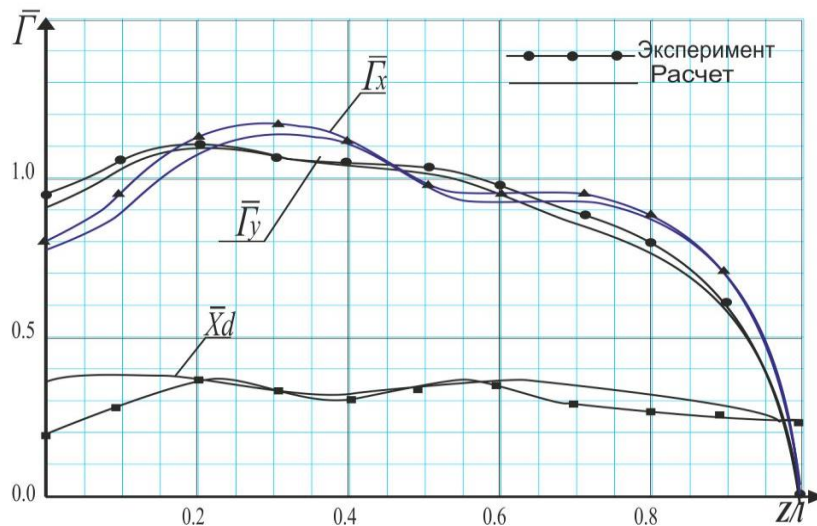


Рис. 4.19. Распределение относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(z)$ и центров давления $\bar{x}_d = f(z)$ по размаху крыла СТСМ1.

Сравнение эпюр расчетных и экспериментальных относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла СТСМ1 относительной показано на рис.4.20.

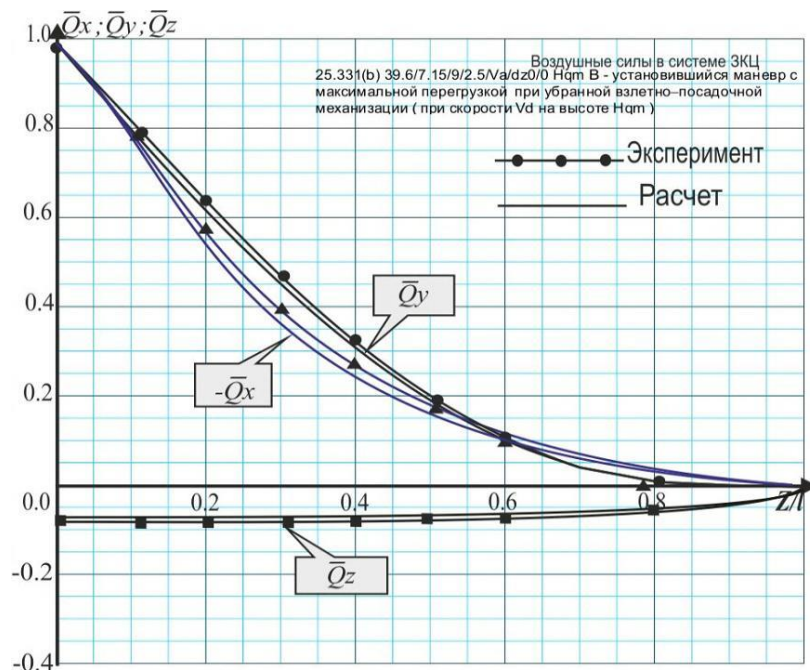


Рис. 4.20. Распределение относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла СТСМ1 в системе ЗКЦ.

На рис.4.21. показано сравнение эпюр относительных моментов $\bar{M}_x = \iint_1^z \bar{\Gamma}_y d\bar{z}$, $\bar{M}_z = \int_1^z \bar{\Gamma}_y \bar{x}_d d\bar{z}$ и $\bar{M}_y = \int_1^z \bar{\Gamma}_x \bar{z}_d d\bar{z}$, полученных по

экспериментальным данным и расчетным данным для 3-х (2D) и 6-ти (3D) мерного наружения крыла.

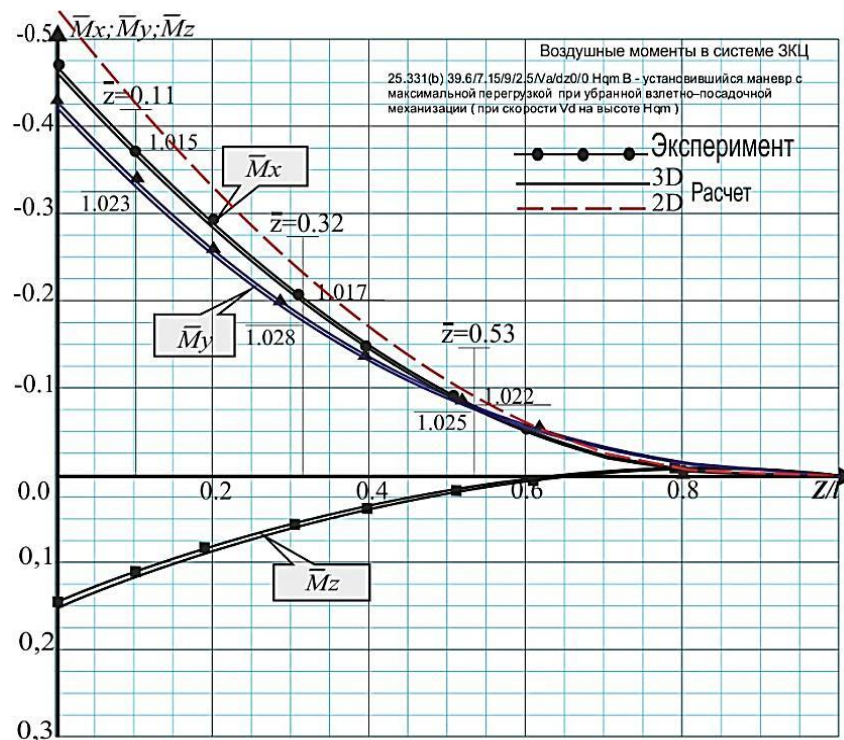


Рис.4.21. Распределение воздушных относительных моментов \bar{M}_x ; \bar{M}_y ; \bar{M}_z по размаху крыла в системе ЗКЦ.

Сравнение относительных моментов, приведенное на рис.4.7, показывает, что значения изгибающего момента, полученное по алгоритму предложенного метода (3D) максимально совпадает с эпюрой изгибающего момента, полученного по экспериментальным данным. Сравнение моментов, полученных расчетным путем показывает, что при использовании прежнего способа расчета (2D) наблюдается запас прочности от 2.15% до 2.5% по размаху крыла.

Расчетная схема СЛТС включает 14722 вихревых панелей. Дальнейшее увеличение числа панелей повышает трудоёмкость описания вихревой сетки с изменением результатов в пределах 0,05-0,22%.

Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления находится в пределах $\nabla = \pm 0.4$, что подтверждает устойчивость к погрешности расчетных данных самолета-аналога.

4.4. Модель среднего транспортного самолета М2 (СТСМ2).

Характеристики СТСМ1, полученные в ходе летных и трубных испытаний. Геометрические характеристики, необходимые для формирования расчетной модели принимались согласно [60]. Необходимые исходные данные приведены в таблице 4.13:

Таблица 4.13.

Основные исходные данные модели СТСМ2.

N	Параметр	Обозначение	Величина
1	Площадь крыла:	$S, \text{ м}^2$	187
2	САХ крыла	$b_{САХ}, \text{ м}$	3,98
3	Размах крыла	$L, \text{ м}$	48,92
4	Профиль крыла		ЦАГИ С-5-16,5
5	Угол установки крыла	φ_K	2,00
6	Положение центра масс в принятой с.к. модели	$X_c, \text{ м}$ $Y_c, \text{ м}$	14,85 0,0
7	Площадь ГО	$S_{ГО}, \text{ м}^2$	24,1
8	САХ ГО	$b_{САХГО}, \text{ м}$	2,4
9	Размах ГО	$l_{ГО}, \text{ м}$	12,8
10	Профиль ГО		NACA0012
11	Площадь ВО	$S_{ВО}, \text{ м}^2$	27,9
12	САХ ВО	$b_{САХВО}, \text{ м}$	4,1
13	Профиль ВО:		NACA0010
14	Мидель фюзеляжа	$S_{МФ}, \text{ м}^2$	14,3

Аэродинамические и геометрические характеристики СТСМ1 принимались согласно [50]. Уровень вредного сопротивления принимается равным $C_{X_{ВР I}} = 0,025 * C_{X_0}$. Расчетная схема СТСМ1 показаны на рис.4.22.

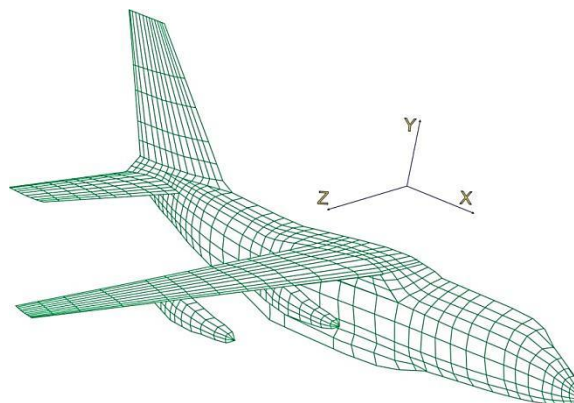


Рис.4.22. Расчетная схема СТСМ2. Вихревых панелей 16802.

Аэродинамические характеристики СТСМ2 с убранной и отклоненной механизацией, определенные по результатам летных испытаний приведены ниже в табл.4.14:

Таблица 4.14.

Аэродинамические характеристики СТСМ2.

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 10^0$		
	C_{xa}	C_{ya}	α	C_{xa}	C_{ya}
0	0.0243	-0.18	0	0.0631	0.021
4	0.0243	0.2197	4	0.0631	0.4371
6	0.0261	0.4158	8	0.073	0.8661
8	0.0386	0.6066	12	0.0997	1.2905
10	0.0532	0.8074	16	0.1456	1.725
12	0.071	0.9981	18	0.1823	1.9398
14	0.0938	1.1388	20	0.225	2.1146
16	0.1239	1.2494	21	0.2477	2.1795
18	0.1428	1.3	22	0.2711	2.2094
18.5	0.1407	1.2951	22.4	0.2831	2.2144
19	0.1367	1.2852	23	0.3114	2.2043

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СЛТС приведены ниже в табл.4.15.

Таблица 4.15.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СТСМ2.

α	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 10^0$		
	C_{xa}	C_{ya}	α	C_{xa}	C_{ya}
0	0.0119	-0.13	0	0.0611	0.1113
4	0.0203	0.2909	4	0.0685	0.5356
6	0.0301	0.505	8	0.0994	0.9792
8	0.0475	0.721	12	0.1516	1.4269
10	0.0733	0.9583	16	0.2369	1.8918
12	0.1057	1.1951	18	0.3055	2.1365
14	0.1426	1.3779	20	0.3845	2.3636
16	0.1798	1.5271	21	0.4237	2.4597
18	0.2156	1.597	22	0.4554	2.5069
18.5	0.2309	1.5902	22.4	0.4688	2.5149
19	0.249	1.5765	23	0.4942	2.4987

Сравнение результатов численного моделирования и натурального эксперимента дано ниже на рис.4.23.

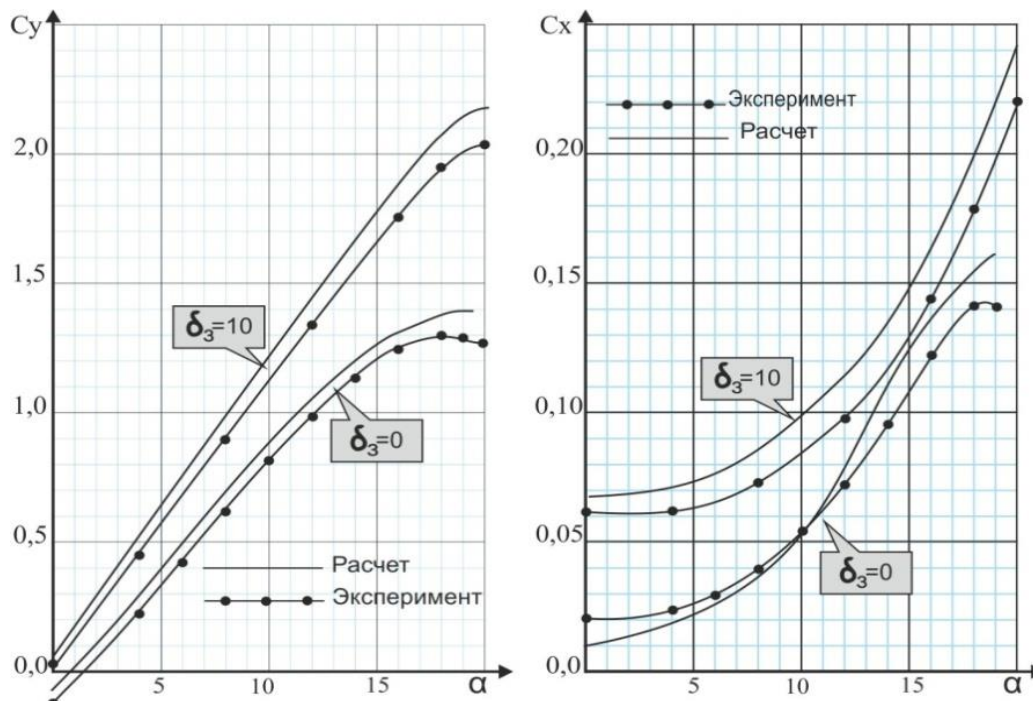


Рис.4.23. СТСМ2. Сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента. Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$.

Значения разности экспериментальных и расчетных значений аэродинамических характеристик и параметров коррекции подъемной силы и лобового сопротивления для сечения $\bar{z} = 0.5$, приведены в табл.4.16 и на рис. 4.24 - 4.25.

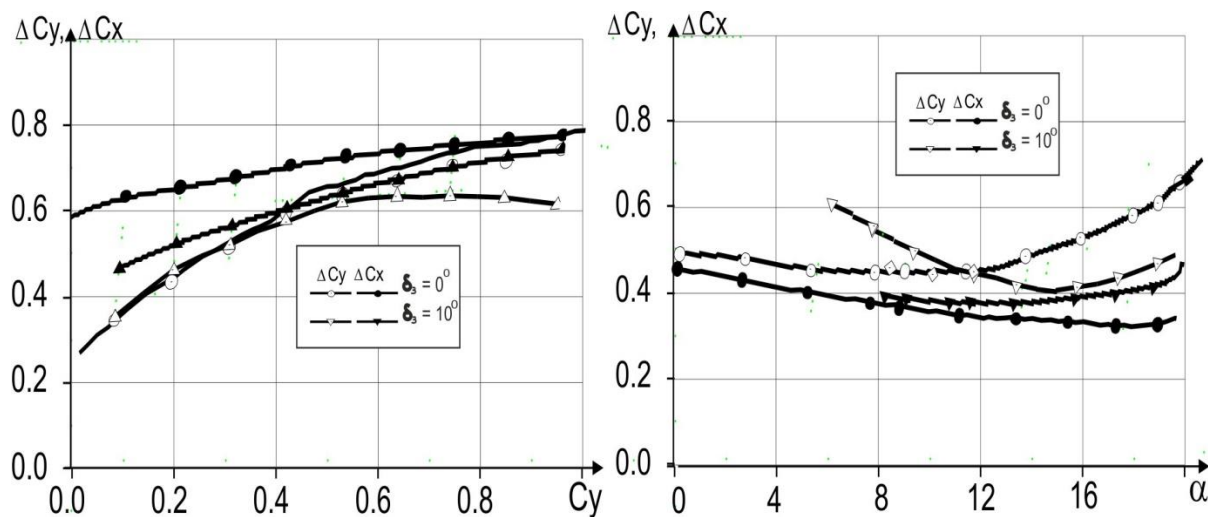


Рис.4.24. СТСМ2. Разница результатов численного моделирования и физического эксперимента $\Delta C_y(\alpha)$, $\Delta C_y(C_y)$, $\Delta C_x(\alpha)$, $\Delta C_x(C_y)$.

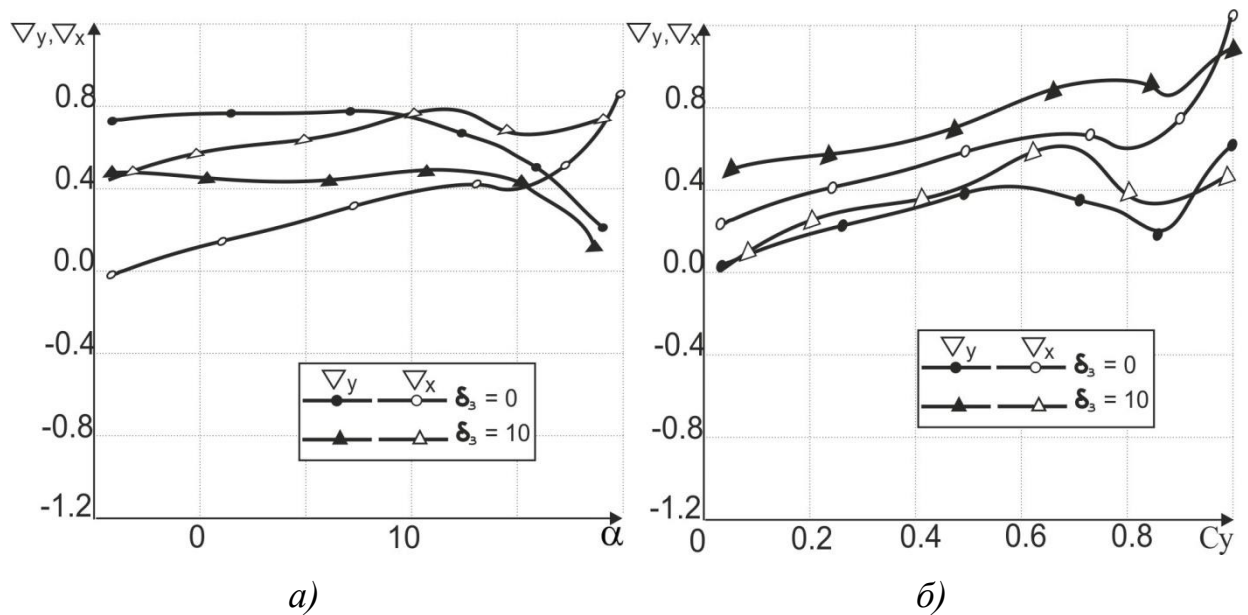


Рис.4.25. СТСМ2. Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления по бортовому сечению крыла СТСМ2 при положении механизации $\delta_{\text{закр}} = 0^\circ, 25^\circ$, а) зависимость от угла атаки α ; б) зависимость коэффициента подомной силы c_y .

Таблица 4.16.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания СТСМ2.

Закрылок убран					Закрылок отклонен на 10° .				
	ΔC_y	Δy	ΔC_x	Δx		ΔC_y	Δy	ΔC_x	Δx
0	0.0506	-0.3913	-0.0124	-1.0427	0	0.0903	0.8114	-0.0019	-0.0316
4	0.0712	0.2447	-0.004	-0.1979	4	0.0986	0.184	0.0054	0.0792
6	0.0893	0.1767	0.0014	0.0476	8	0.113	0.1154	0.0264	0.2653
8	0.1144	0.1586	0.0089	0.1871	12	0.1364	0.0956	0.0518	0.3419
10	0.1509	0.1574	0.02	0.2734	16	0.1668	0.0882	0.0913	0.3853
12	0.1969	0.1648	0.0348	0.3288	18	0.1967	0.0921	0.1232	0.4032
14	0.2391	0.1735	0.0488	0.342	20	0.249	0.1054	0.1595	0.4149
16	0.2777	0.1818	0.0619	0.3442	21	0.2801	0.1139	0.176	0.4155
18	0.297	0.186	0.0686	0.3182	22	0.2974	0.1186	0.1843	0.4047
18.5	0.2951	0.1856	0.0679	0.2942	22.4	0.3005	0.1195	0.1857	0.3962
19	0.2912	0.1847	0.0666	0.2675	23	0.2943	0.1178	0.1829	0.37

Сравнение расчетного и экспериментального распределения по размаху крыла СТСМ2 относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$ для заданного режима $\alpha = 7,3^\circ$ и $M = 0.6$ полёта показано на рис.4.26.

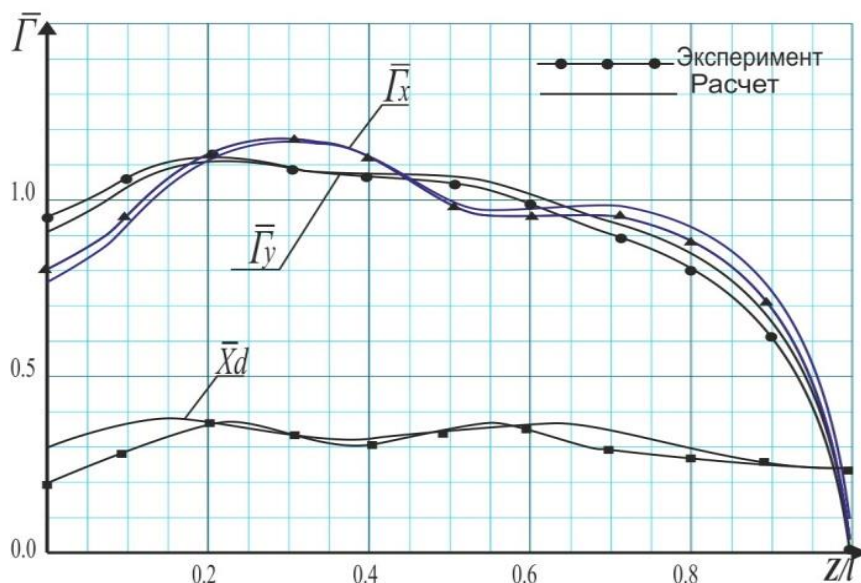


Рис. 4.26. Распределение относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(z)$ и центров давления $\bar{x}_d = f(z)$ по размаху крыла СТСМ2.

Сравнение эпюр расчетных и экспериментальных относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла СТСМ2 относительной показано на рис.4.27.

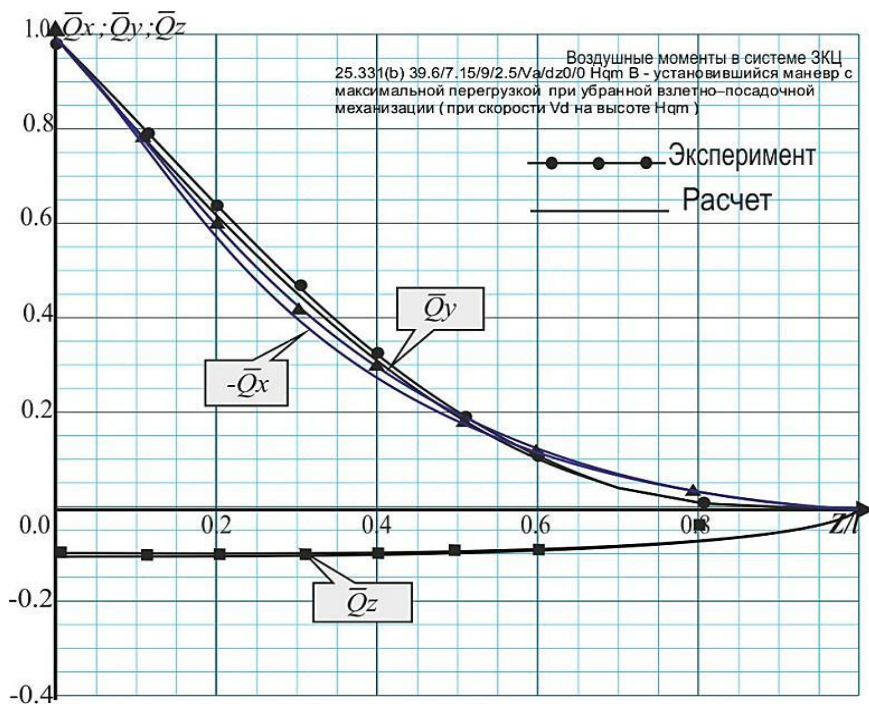


Рис. 4.27. Распределение относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла СТСМ2 в системе ЗКЦ

На рис.4.28. показано сравнение эпюр относительных моментов $\bar{M}_x = \iint_1^z \bar{\Gamma}_y d\bar{z}$, $\bar{M}_z = \int_1^z \bar{\Gamma}_y \bar{x}_d d\bar{z}$ и $\bar{M}_y = \int_1^z \bar{\Gamma}_x \bar{z}_d d\bar{z}$, полученных по

экспериментальным данным и расчетным данным для 3-х (2D) и 6-ти (3D) мерного наружения крыла.

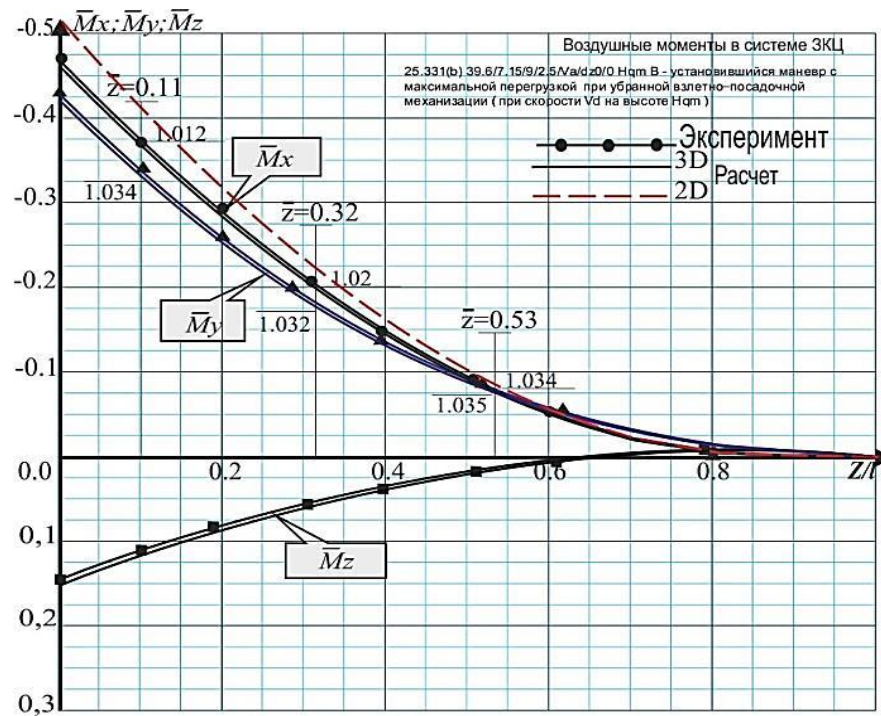


Рис.4.28.Распределение воздушных относительных моментов \bar{M}_x ; \bar{M}_y ; \bar{M}_z по размаху крыла в системе ЗКЦ.

Сравнение относительных моментов, приведенное на рис.4.7, показывает, что значения изгибающего момента, полученное по алгоритму предложенного метода (3D) максимально совпадает с эпюрой изгибающего момента, полученного по экспериментальным данным. Сравнение моментов, полученных расчетным путем показывает, что при использовании прежнего способа расчета (2D) наблюдается запас прочности от 1,8% до 3,3% по размаху крыла.

Расчетная схема СЛТС включает 16802 вихревых панелей. Дальнейшее увеличение числа панелей повышает трудоёмкость описания вихревой сетки с изменением результатов в пределах 0,09-0,3%.

Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления находится в пределах $\nabla = \pm 0.4$, что подтверждает устойчивость к погрешности расчетных данных самолета-аналога.

4.5. Модель тяжёлого транспортного самолета (ТТС).

Характеристики ТТС, полученные в ходе летных и трубных испытаний. Геометрические характеристики, необходимые для формирования расчетной модели принимались согласно [60]. Необходимые исходные данные приведены в таблице 4.17:

Таблица 4.17.

Основные исходные данные модели ТТС

N	Параметр	Обозначение	Величина
1	Площадь крыла:	$S, \text{ м}^2$	628
2	САХ крыла	$b_{\text{САХ}}, \text{ м}$	7,9
3	Размах крыла	$L, \text{ м}$	96,92
4	Профиль крыла		ЦАГИ С-8-16
5	Угол установки крыла	$\varphi_{\text{К}}$	3,00
6	Положение центра масс в принятой с.к. модели	$X_{\text{с}}, \text{ м}$ $Y_{\text{с}}, \text{ м}$	24,8 0,0
7	Площадь ГО	$S_{\text{ГО}}, \text{ м}^2$	148,1
8	САХ ГО	$b_{\text{САХГО}}, \text{ м}$	5,4
9	Размах ГО	$l_{\text{ГО}}, \text{ м}$	22,8
10	Профиль ГО		NACA0012
11	Площадь ВО	$S_{\text{ВО}}, \text{ м}^2$	97,9
12	САХ ВО	$b_{\text{САХВО}}, \text{ м}$	4,1 м
13	Профиль ВО:		NACA0010
14	Мидель фюзеляжа	$S_{\text{МФ}}, \text{ м}^2$	17,12

Аэ
ро
ди
на
ми
че
ск
ие
и
ге
ом

етрические характеристики ТТС принимались согласно [50]. Уровень вредного сопротивления принимается равным

$C_{X_{\text{ВР I}}} = 0,025 * C_{X_0}$. Расчетная схема ТТС показаны на рис.4.29.

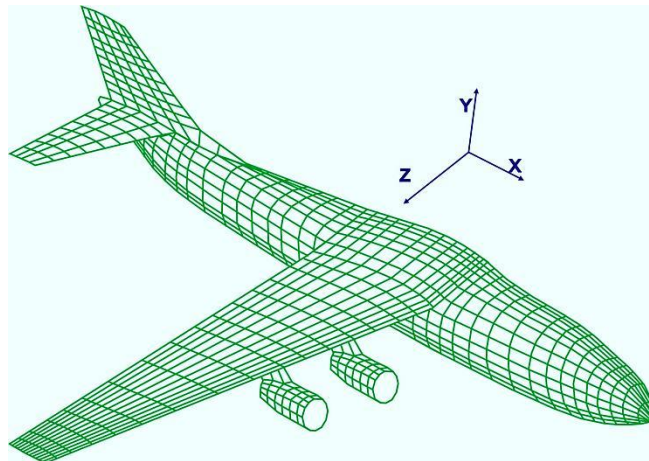


Рис.4.29. Расчетная схема ТТС Вихревых панелей 16420.

Аэродинамические характеристики ТТС с убранной и отклоненной механизацией, определенные по результатам летных испытаний приведены ниже в табл.4.18:

Таблица 4.18.

Аэродинамические характеристики ТТС.

	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 30^0$			$\delta_3 = 40^0$		
	C_x	C_y	α	C_y	C_y	α	C_x	C_y
0	0.0263	-0.12	-4	0.0823	0.15	-4	0.0707	0.3439
2	0.0259	0.045	-2	0.0746	0.35	-2	0.0855	0.558
4	0.0274	0.22	0	0.0736	0.55	0	0.096	0.77
6	0.0312	0.38	2	0.0789	0.75	2	0.106	0.96
8	0.0387	0.548	4	0.0902	0.95	4	0.123	1.155
10	0.0511	0.71	6	0.106	1.14	6	0.142	1.345
12	0.0724	0.88	8	0.1263	1.33	8	0.164	1.524
14	0.0942	1	10	0.1507	1.52	10	0.19	1.695
16	0.1053	1.05	12	0.1806	1.72	12	0.222	1.86
18	0.1179	1.1	14	0.2106	1.9	14	0.259	2.02
			16	0.2434	2.08	16	0.298	2.17
			18	0.2745	2.24	18	0.342	2.31

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели СЛТС приведены ниже в табл.4.19.

Таблица 4.19.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания модели ТТС.

	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 30^0$			$\delta_3 = 40^0$		
	C_x	C_y	α	C_y	C_y	α	C_x	C_y
0	0.0123	-0.068	-4	0.0752	0.25	-4	0.0713	0.678
2	0.0155	0.1066	-2	0.0716	0.4545	-2	0.1161	0.9039
4	0.0224	0.2994	0	0.0785	0.6599	0	0.1533	1.1267
6	0.0331	0.4791	2	0.0902	0.8662	2	0.191	1.326
8	0.0495	0.6801	4	0.1122	1.0738	4	0.2402	1.5287
10	0.0733	0.8738	6	0.138	1.274	6	0.2871	1.7276
12	0.1083	1.0887	8	0.1713	1.4753	8	0.3328	1.9128
14	0.1478	1.2455	10	0.2122	1.6801	10	0.3943	2.0905
16	0.1732	1.3245	12	0.2571	1.8975	12	0.4597	2.2638
18	0.1932	1.397	14	0.3142	2.0976	14	0.5378	2.4357
			16	0.3895	2.3072	16	0.6186	2.6076
			18	0.4863	2.5219	18	0.7236	2.7791

Сравнение результатов численного моделирования и натурального эксперимента дано ниже на рис.4.30.

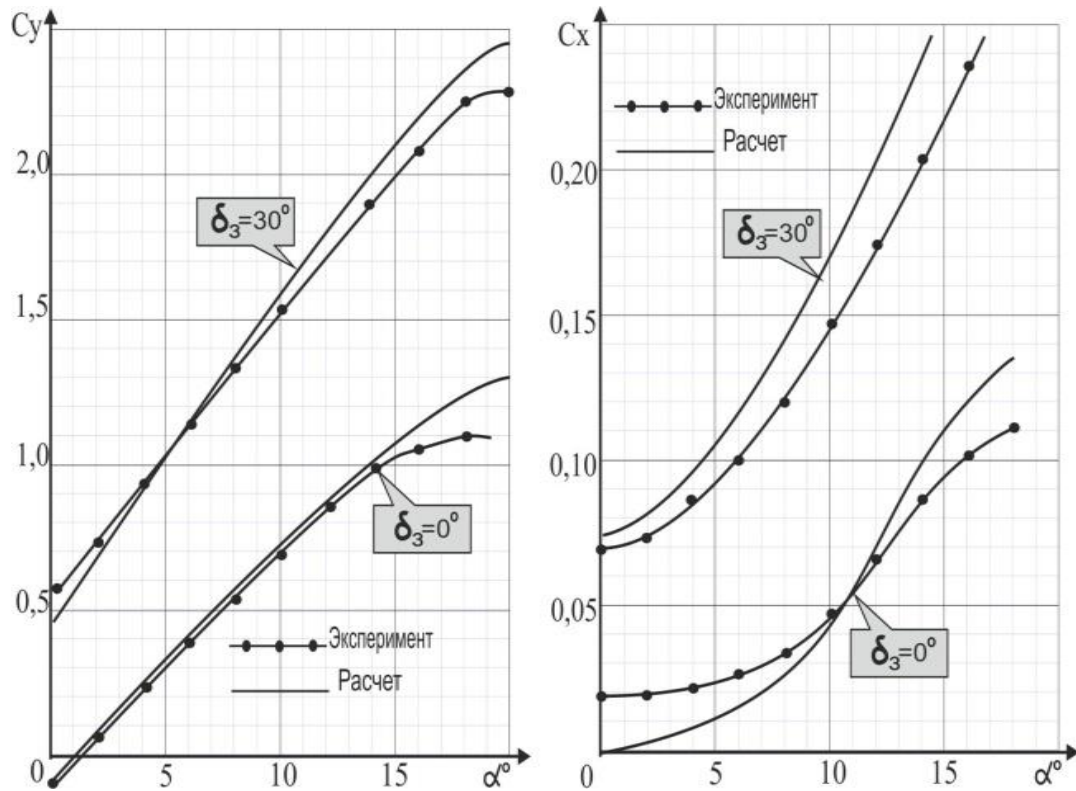


Рис.4.30. ТТС. Сравнение результатов численного моделирования и физического эксперимента. Зависимости $C_y(\alpha)$, $C_x(\alpha)$.

Значения разности экспериментальных и расчетных значений аэродинамических характеристик и параметров коррекции подъемной силы и лобового сопротивления для сечения $\bar{z} = 0.5$, приведены в табл.4.20 и на рис. 4.31 - 4.32.

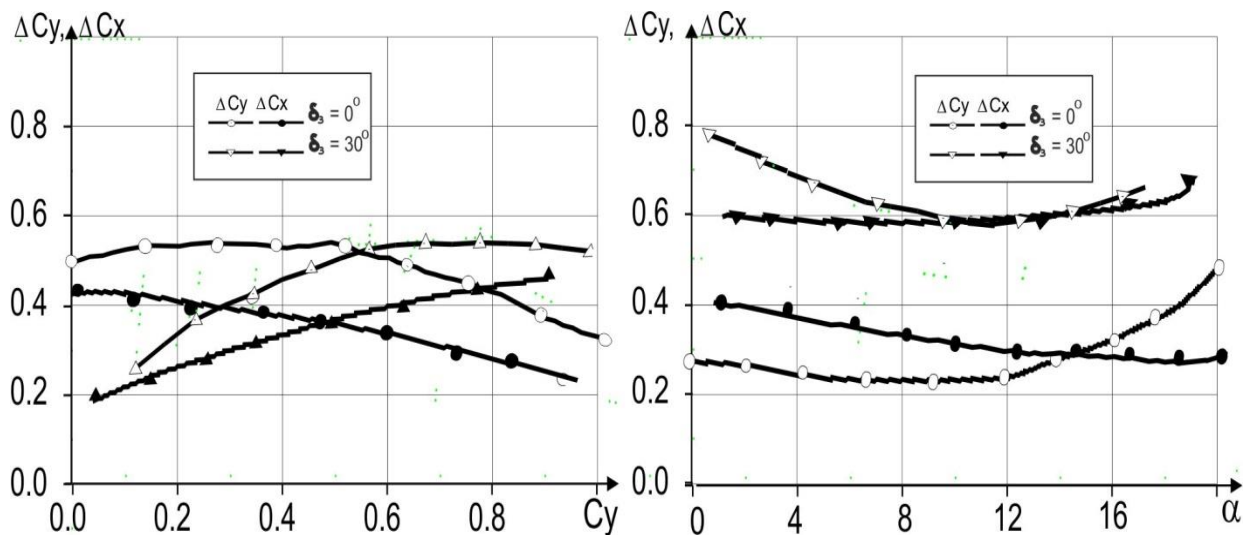


Рис.4.31. ТТС. Разница результатов численного моделирования и физического эксперимента $\Delta C_y(\alpha)$, $\Delta C_y(C_y)$, $\Delta C_x(\alpha)$, $\Delta C_x(C_y)$.

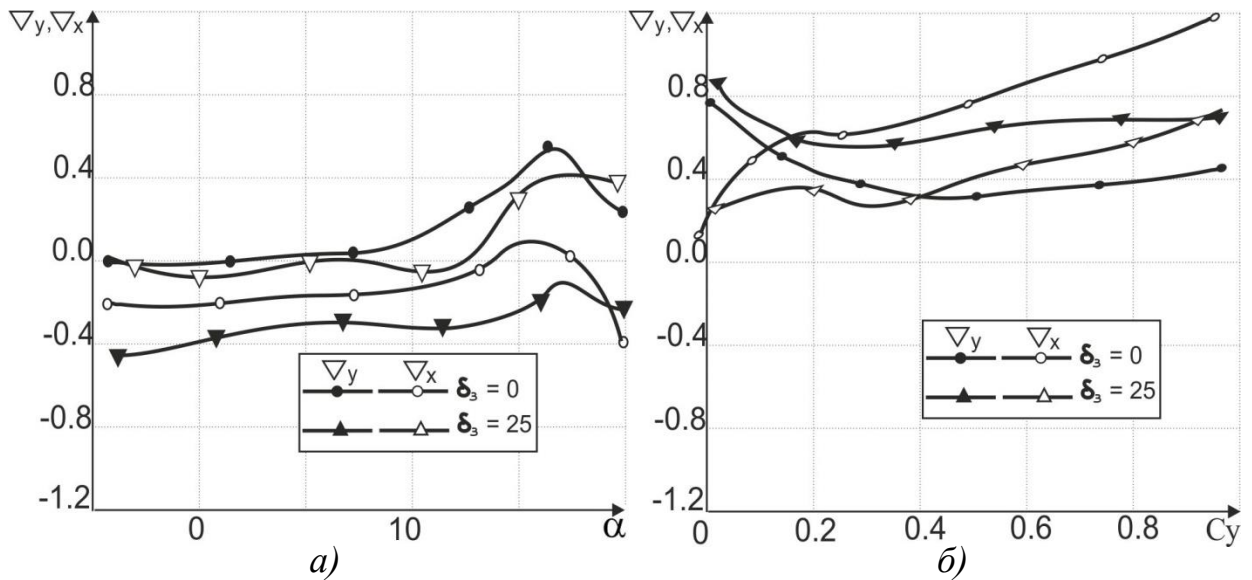


Рис.4.32. ТТС. Распределение функций сходимости для подъемной силы и лобового сопротивления по бортовому сечению крыла ТТС при положении механизации $\delta_{закр} = 0^\circ, 35^\circ$, а) зависимость от угла атаки α ; б) зависимость коэффициента подъемной силы C_y .

Таблица 4.20.

Результаты численного моделирования вязкого обтекания ТТС.

	$\delta_3 = 0$		$\delta_3 = 30^\circ$			$\delta_3 = 40^\circ$		
	C_x	C_y	α	C_y	C_y	α	C_x	C_y
0	0.0123	-0.068	-4	0.0752	0.25	-4	0.0713	0.678
2	0.0155	0.1066	-2	0.0716	0.4545	-2	0.1161	0.9039
4	0.0224	0.2994	0	0.0785	0.6599	0	0.1533	1.1267
6	0.0331	0.4791	2	0.0902	0.8662	2	0.191	1.326
8	0.0495	0.6801	4	0.1122	1.0738	4	0.2402	1.5287
10	0.0733	0.8738	6	0.138	1.274	6	0.2871	1.7276
12	0.1083	1.0887	8	0.1713	1.4753	8	0.3328	1.9128
14	0.1478	1.2455	10	0.2122	1.6801	10	0.3943	2.0905
16	0.1732	1.3245	12	0.2571	1.8975	12	0.4597	2.2638
18	0.1932	1.397	14	0.3142	2.0976	14	0.5378	2.4357
			16	0.3895	2.3072	16	0.6186	2.6076
			18	0.4863	2.5219	18	0.7236	2.7791

Сравнение расчетного и экспериментального распределения по размаху крыла ТТС относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(\bar{z})$ для заданного режима $\alpha = 8,2$ и $M = 0.6$ полёта показано на рис.4.33.

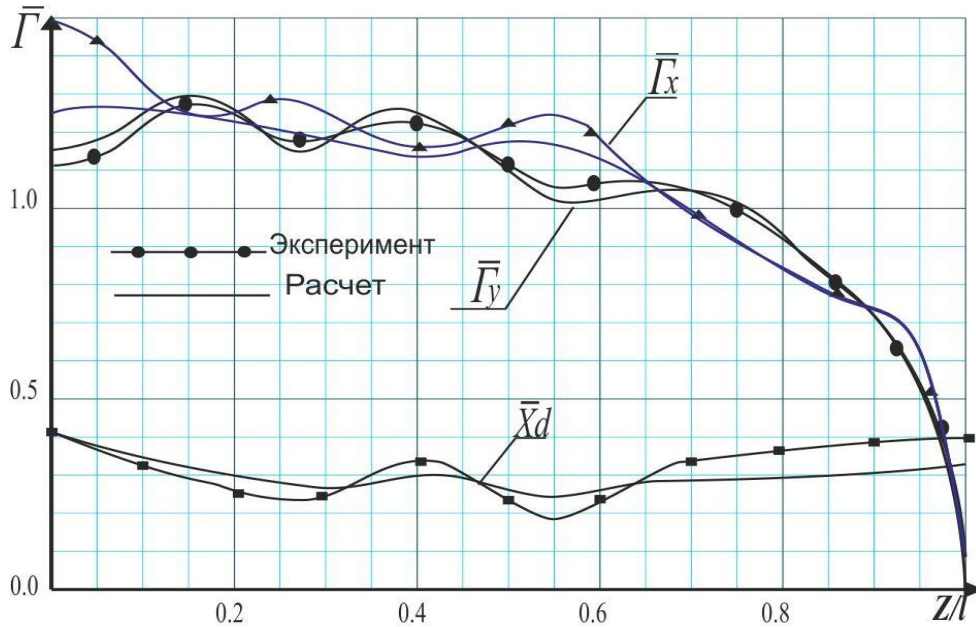


Рис. 4.33. Распределение относительной циркуляции $\bar{\Gamma}_z = f(z)$ и центров давления $\bar{x}_d = f(z)$ по размаху крыла ТТС.

Сравнение эпюр расчетных и экспериментальных относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла ТТС относительной показано на рис.4.34.

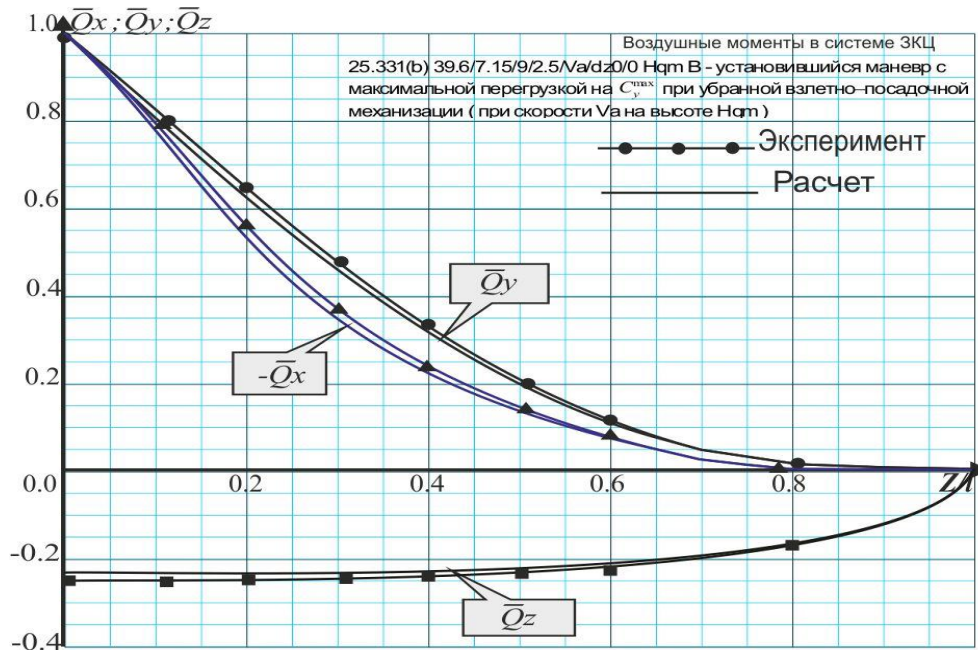


Рис. 4.34. Распределение относительных воздушных сил $\bar{Q}_x, \bar{Q}_y, \bar{Q}_z$ по размаху крыла ТТС в системе ЗКЦ

На рис.4.35. показано сравнение эпюр относительных моментов $\bar{M}_x = \int_1^z \bar{\Gamma}_y d\bar{z}$, $\bar{M}_z = \int_1^z \bar{\Gamma}_y \bar{x}_d d\bar{z}$ и $\bar{M}_y = \int_1^z \bar{\Gamma}_x \bar{z}_d d\bar{z}$, полученных по

экспериментальным данным и расчетным данным для 3-х (2D) и 6-ти (3D) мерного наружения крыла.

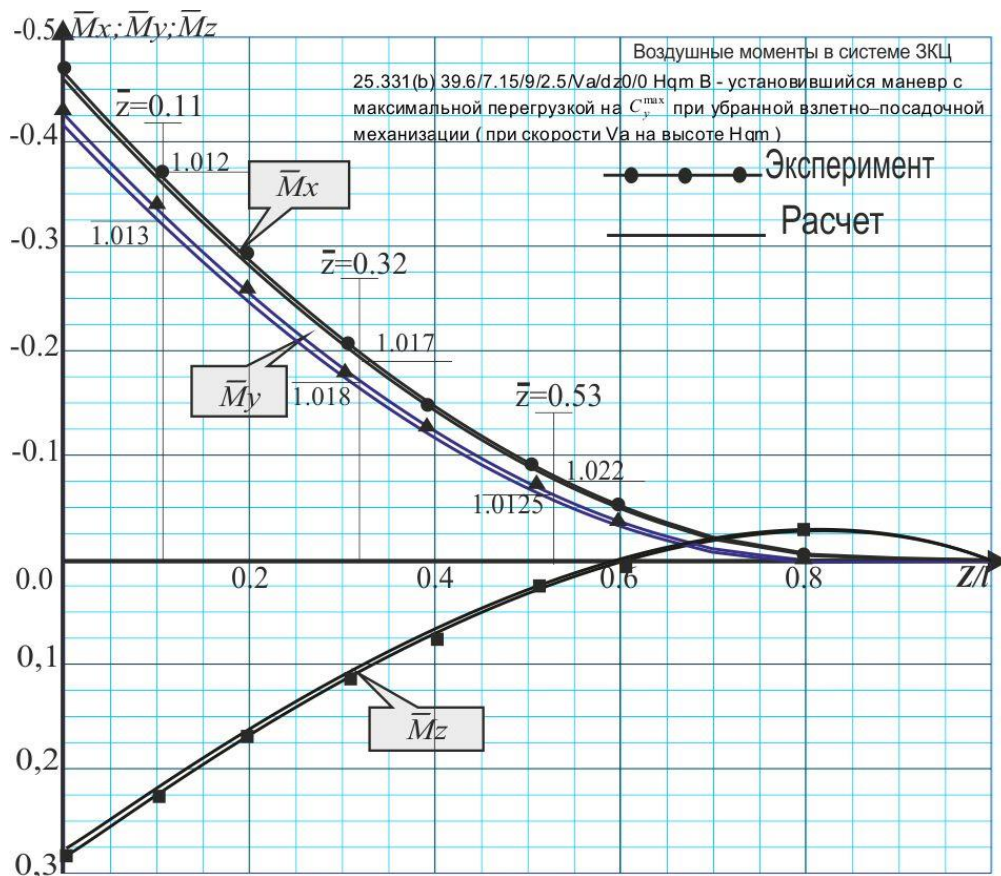


Рис.4.35. Распределение воздушных относительных моментов \bar{M}_x ; \bar{M}_y ; \bar{M}_z по размаху крыла в системе ЗКЦ.

Сравнение относительных моментов, приведенное на рис.4.35, показывает, что значения изгибающего момента, полученное по алгоритму предложенного метода (3D) максимально совпадает с эпюрой изгибающего момента, полученного по экспериментальным данным. Сравнение моментов, полученных расчетным путем показывает, что при использовании прежнего способа расчета (2D) наблюдается запас прочности от 2% до 4% по размаху крыла.

Расчетная схема СЛТС включает 16420 вихревых панелей. Дальнейшее увеличение числа панелей повышает трудоёмкость описания вихревой сетки с изменением результатов в пределах 0,1-0,2%.

Распределение функций сходимости для подъёмной силы и лобового сопротивления находится в пределах $\nabla = \pm 0.4$, что подтверждает устойчивость к погрешности расчетных данных самолета-аналога.

На рис.4.36 показано сравнение расчетных относительных изгибающих моментов \bar{M}_{xj} и расшифровка осциллографических записей изгибающих моментов в бортовом сечении крыла тяжёлого транспортного самолета 17 контрольных точек профиля полёта при выполнении типового руления, разбега, полёта, приземления и пробега, в цикле «земля-воздух-земля», в процессе специального лётного эксперимента.

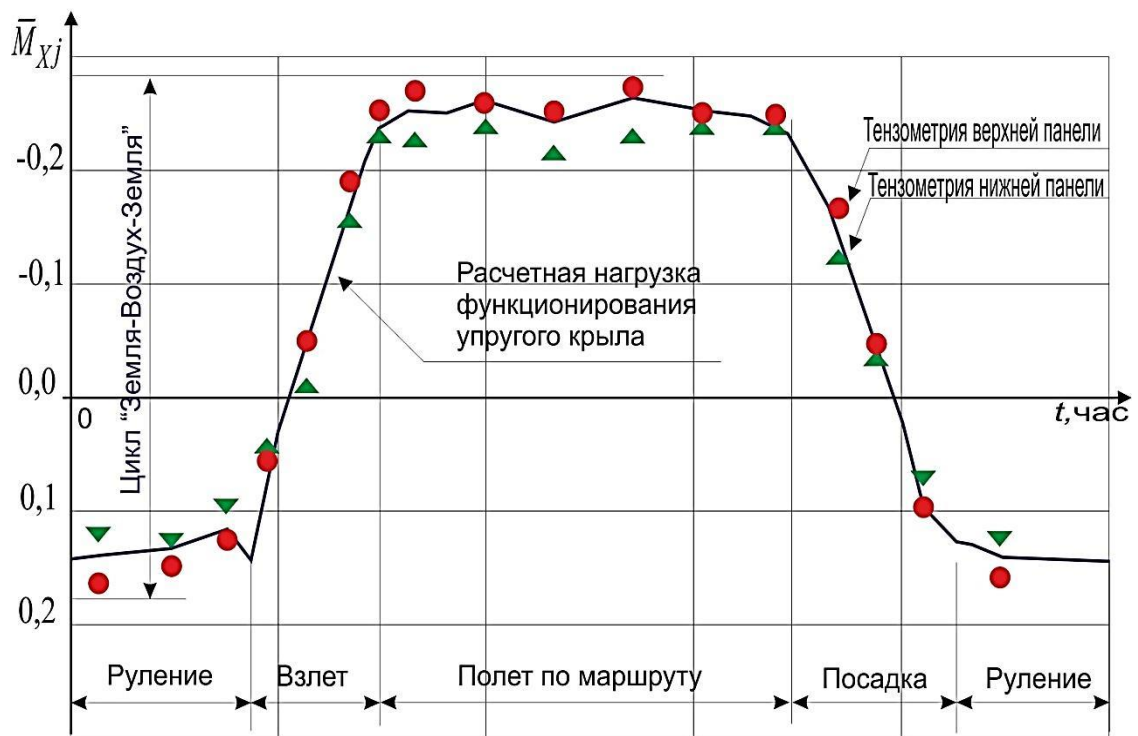


Рис.4.36. Сравнение расчетного относительного момента \bar{M}_{xj} в бортовом сечении упругого крыла с данными осциллографических записей изгибающего момента полученного в ходе лётного эксперимента.

На рис.4.37 показано сравнение расчетного относительного изгибающего момента \bar{M}_{xj} и расшифровки осциллографических записей изгибающего момента, в четырёх сечениях крыла z , для определенного сочетания массы нагрузки и массы топлива в крыле при испытаниях с перегрузкой $n_y = 2,0$ и -

1.0 с максимальной скоростью V_D , полученных при выполнении трёх маневров.

Решение о сходимости результатов ЛЭ, РД и ЭД принимаются на основании данных обработки записей бортовых самописцев по осредненным данным для большого количества полетов данного типа самолета с использованием методов математической статистики, которые соответствуют доверительной вероятности $P = 0,95$.

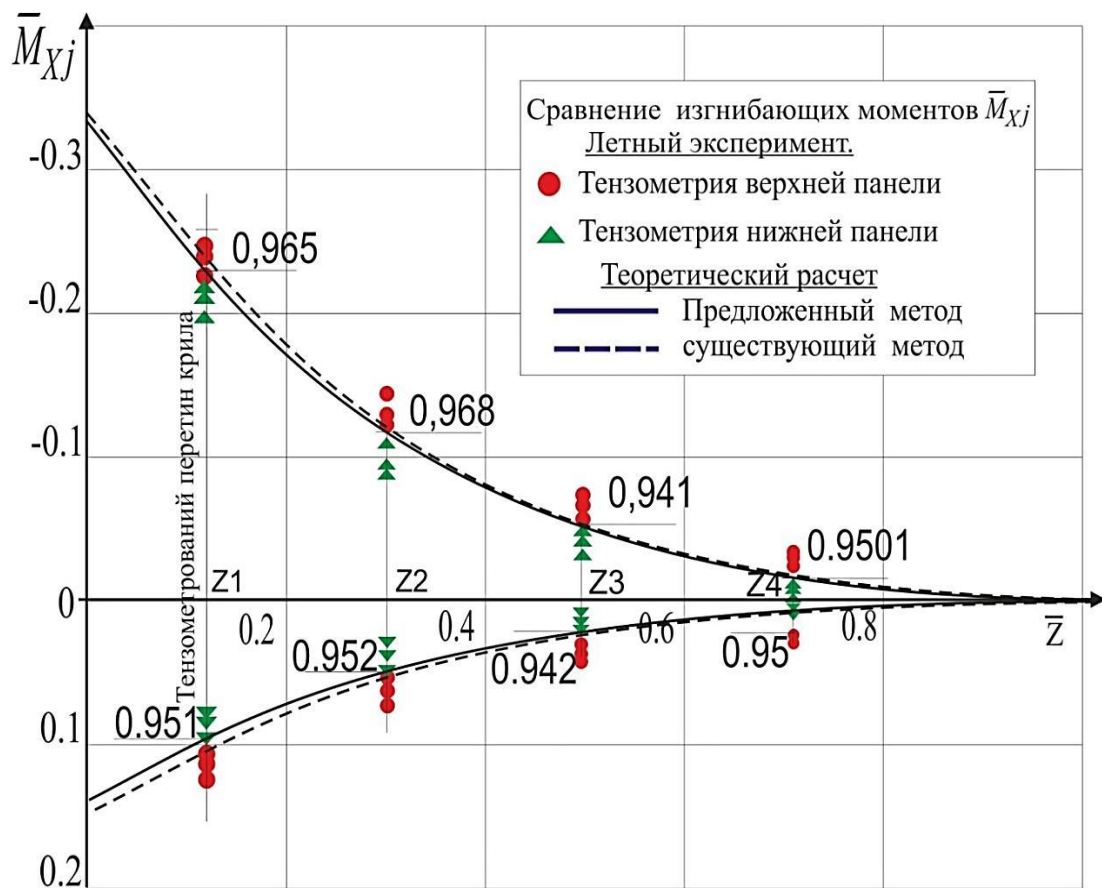


Рис.4.37. Сравнение относительных моментов \bar{M}_{xj} по данным тензометрии и расчетных значений, полученных предложенным и существующим методом

Большое значение имеет точность проведения летного эксперимента. Здесь есть свои особенности, но принято считать, что это последний критерий в оценке правильности выбора внешних нагрузок на несущие поверхности проектируемого изделия.

4.6. Выводы по разделу 4

Проведенные исследования показали:

1. Достигнута возможность получения внешних нагрузок на упругое крыло в условиях проектной неопределённости, которые совпадают с данными летного эксперимента с точностью до 4.5 %.
2. Предложенный метод дает снижение действующей нагрузки от 1.15% до 4.9% в сравнении с использовавшимися ранее способами расчета. Это снижение нагрузки оправдано тем, что реальная эксплуатация показывает завышенный ресурс крыла по сравнению с расчетным. Соответственно – имеется возможность повысить весовую эффективность авиационных конструкций.
3. Функции сходимости показывают стабильный разброс $\Delta \approx \pm 0,4$ в зависимости от угла атаки α и коэффициента подъемной силы c_y . Такой разброс позволяет утверждать, что предложенный способ повышения сходимости данных, полученных теоретическим и экспериментальным путем имеет принципиальную возможность достижения точности расчетов соизмеримую с точностью экспериментальных исследований.
4. Установлено, что существует объективный предел сложности вихревой сетки крыла при котором достигается точность расчетов 99.8%. Дальнейшее увеличение числа панелей повышает трудоёмкость описания вихревой сетки с изменением результатов в пределах 0,1-0,2%.

ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

В работе проведена разработка метода расчета внешней нагрузки на крыло большого удлинения ($\lambda \geq 8$) самолета транспортной категории с учетом статической аэроупругости на основе расчетных и экспериментальных исследований. Разработаны структурные модели проектируемого изделия (аэродинамическая, массовая, упругая), методы формирования исходных данных для расчетов на основе статистики, численных методов расчета и результатов эксперимента. Разработаны алгоритмы и программные средства автоматической обработки вторичных данных дренажных исследований в АДТ в режиме реального времени проведения экспериментальных исследований. При реализации технологических решений использованы принципы проектирования информационных технологий.

В результате исследований в работе впервые получены новые научные результаты:

1. Разработан метод определения внешней загрузки на крыло самолета транспортной категории, который в условиях проектной неопределенности и временных ограничениях циклов проектирования, обеспечивает повышение точности расчетов до 4,5% по сравнению с существующими методами, что обеспечивает лучшее совпадение с нагрузками, полученными в ходе летного эксперимента.
2. Разработана комплексная математическая модель нагружения крыла большого удлинения на основе компьютерно-интегрированной технологии, которая позволяет обеспечить определение напряженно-деформированного состояния крыла в автоматическом режиме, что ведет к сокращению во времени циклов проектирования на $\sim 20\%$.
3. Предложен алгоритм построения аэродинамической модели крыла на основе численных методов с мониторингом результатов вычислений и их корректировки с помощью функций сходимости, полученных по данным самолета-аналога или по ограниченным результатам аэродинамических экспериментов, что позволило повысить достоверность численных исследований и расширить область их использования в проектных работах,

- что позволит сократить программу дренажных исследований в АДТ до 30%.
4. Разработана трехмерная упругая модель крыла для расчета шести-компонентного внешнего нагружения (силы Q_x , Q_y , Q_z и моменты M_x , M_y , M_z), что обеспечивает объемной нагрузкой конечно элементную модель для расчетов на прочность крыла и его элементов.
 5. Предложена автоматизированная технология обработки вторичных данных дренажных исследований с функциями выполнения технологических операций формирования, обработки и анализа экспериментальных данных в режиме реального времени проведения эксперимента, что повышает эффективность этого вида аэродинамических исследований и снижает трудоемкость обработки экспериментальных данных более чем в 6 раз.
 6. Разработано методическое и программное обеспечение для автоматической обработки вторичных данных дренажных трубных исследований с возможностью графической диагностики и документирования экспериментальных данных, что расширяет функциональные возможности аэродинамических исследований и повышает на 60% скорость доступа к исходным данным, которые используются в расчетах внешних нагрузок.
 7. Предложенный метод обеспечен алгоритмами, которые доведены до инженерного использования, с помощью которых создан программный комплекс и полученные внешние нагрузки использованные при проектировании крыльев самолетов Ан-74, Ан-71, Ан-70, Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрія», Ан-140.
 8. Результаты диссертационной работы внедрены на ДП «АНТОНОВ», что подтверждено соответствующим Актом.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.

1. Авиационные правила. Ч. 25, приложение С. Нормы летной годности самолетов транспортной и пассажирской категории. -М,: МАК,1994.-322с
2. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.М. Шейнин В.И., Козловский // .- М.: Машиностроение, 1977.-337с.
3. D.Kuchemann F.R.S. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press Inc. Oxford OX3 0BW, England. 1985. 688 p.
4. Справочник авиаконструктора: ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского, М., 1938.
5. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов:/ Под ред. академика РАН Бюшгенс Г.С. //-М.-Пекин: Изд. отдел ЦАГИ авиа-издательство КНР, 1995 г. -772 с.
6. Бородецкий М.Д., Шпак С.И., Харитонов А.М. Программное обеспечение АСНИ ИТПМ. Вторичная обработка результатов аэродинамического эксперимента/ М.Д.Бородецкий, С.И Шпак., А.М. Харитонов//-М.: Мир, 2007. - 975 с.
7. Руденко И.В., Нациокс Т.Г., Зинченко В.П. Алгоритм обработки результатов дренажных испытаний моделей с внутримодельными пневмокоммутаторами в аэродинамических трубах малых скоростей. / И.В.Руденко, Т.Г.Нациокс, В.П. Зинченко // Третья Всесоюзная школа по методам аэрофизических исследований. Сб. доклад. - Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982. - С. 204-208.
8. Жук К.Д. Автоматизированная система обработки экспериментальных данных/ К.Д. Жук //Энциклопедия кибернетики. Т.1. - Киев, 1975. - стр.35-36.
9. Zienkiewicz O.C. The finite element method. 3rd ed. McGraw Hill, London. 1977.
10. Strang G. Fix G.J. An analysis of Finite element method. Prentice Hall, Englewood Cliffs, N.J. 1973.
11. Mitchell A.R. Wait R. The Finite Element Method in Partial Differential Equations. Wiley, Chichester. 1977
12. Baker A.J. The Finite Element Computational Fluid Mechanics. McGraw Hill, New York. 1983
13. Jennings A. Matrix Computation of Engineers and Scientists. Wiley, Chichester. 1977
- 14.К.Флетчер Вычислительные методы в динамике жидкости / К.Флетчер. // - М.: Мир, 1991.– 501 с.; 2. – 552 с. .

15. AIAA 2003 – 0592. "Understanding Abrupt Wing Stall With CFD". Woodson, S.H., Green, B.E., Chung, J.J., Grove, D.V., Parikh, P.C., Forsythe, J.R.,
16. Белоцерковский С. М., Ништ М. И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью/ С.М.Белоцерковский, М.И.Ништ // - М.: Наука, 1978, 352 с.
17. Довгий С.А., Лифанов И.К. Методы решения интегральных уравнений / С.А. Довгий, И.К. Лифанов // К. Наукова думка. 2002 г. – 343 с.
18. Belotserkovsky S. M., Lifanov I. K. Method of discrete vortices. Boca Raton: CRC Press, 1994.
19. В.А. Апаринов, А.В. Дворак Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / В.А. Апаринов, А.В. Дворак.// -М.: Труды ВВИА, вып. 1313, 1986. с 18 – 26.
20. Ляскин А. С., Шахов В. Г. Метод расчета аэродинамических характеристик деформируемого крыла/ А.С.Ляскин, В. Г.Шахов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. №4. С. 15-18.
21. Тимошенко С.П. Соппротивление материалов/ С.П. Тимошенко// М.:Физматлит,1960.-382с.
22. Исаев С.И., Миронов Б.М. Основы термодинамики, газовой динамики / С.И Исаев., Б.М Миронов//: -М.: Труды ВВИА, вып. 2413, 1999. с 126.
23. Lock, R.C., Firmin, M.C.P. Survey of Techniques for Estimating Viscous Effects in External Aerodynamics. Proceedings of IMA Conference on Numerical Methods in Aeronautical Fluid Dynamics, 30 March - 1 April 1981, edited by P. Roe, Academic Press, 1983
24. Ляпунов С.В., Михайлов Ю.С. Расчёт трансзвукового безотрывного обтекания профиля с учетом вязкости/ С.В.Ляпунов, Ю.С. Михайлов //Труды ЦАГИ,вып.2254,1984.48 с.
25. Lighthill, M.J. On Displacement Thickness. / J. Fluid Mech, Vol4, 1958, p383
26. Lighthill, M.J. On Displacement Thickness. / J. Fluid Mech, Vol4, 1958, p383
27. Брутян М.А. Савицкий В.И. Влияние вязкости на безотрывное околосзвуковое обтекание профиля/ М.А. Брутян // Ученые записки ЦАГИ, т. VIII, N5, 1977.
28. Green, J.E., Weeks, D.J., Brooman, J.W.F. Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method. RAE Technical Report 72231 (ARC-RM 3791), 1977.
29. Williams B.R. The Prediction of Separated Flow Using a Viscous-Inviscid Interaction Method. ICAS-84-2.3.3, 1984.

30. Cross A.G.T. Boundary Layer Calculation and Viscous-inviscid coupling. ICAS-86-2.4.1, 1986.
31. M.Drela and M.B.Giles. Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils. AIAA Journal Vol. 25, No. 10, pp. 1347-1355.
32. Галкин В.М., Крымасова Г.В. Реализация программы расчёта ламинарного и турбулентного пограничного слоя, перехода и следа на микро-ЭВМ APPLE-II и возможности развития её вычислительной мощности / В.М.Галкин, Г.В.Крымасова // НТО-1250 дсп., 1985 г.
33. Ляпунов С.В. Расчёт волнового сопротивления при околозвуковом обтекании профиля с применением неконсервативных разностных схем/ С.В. Ляпунов // НТО ЦАГИ N-7561, 1987.
34. Cooke J.C. The drag of infinite swept wings, with a addendum. ARC. CP N-1040, 1964.
35. Боксер В.Д., Серебрянский Я.М. Приближенный метод определения волнового сопротивления при наличии местной сверхзвуковой зоны / В.Д.Боксер, Я.М. Серебрянский // Ученые записки ЦАГИ. Том IX, N-5, 1978.
36. Katz J, Plotkin A, Low Speed Aerodynamics - Second edition, Cambridge University Press, New York, 2001.
37. Daniel Reckzeh. Aerodynamics design of the high-lift wing for a Megaliner aircraft. Aerospace Science and Technology. № 7. 2003. p.107-119.
38. East L.F. A representation of second-order boundary layer effects in the momentum integral equation and in viscous-inviscid interactions. RAE TR 81002, 1981.
39. Брэдшоу П. Турбулентность. Пер. с англ. 1980. 344 с.
40. Green, J.E., Weeks, D.J., Brooman, J.W.F. Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method. RAE Technical Report 72231 (ARC-RM 3791), 1977.
41. Williams B.R. The Prediction of Separated Flow Using a Viscous-Inviscid Interaction Method. ICAS-84-2.3.3, 1984.
42. Cross A.G.T. Boundary Layer Calculation and Viscous-inviscid coupling. ICAS-86-2.4.1, 1986.
43. 9. M.Drela and M.B.Giles. Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils. AIAA Journal Vol. 25, No. 10, pp. 1347-1355.
44. Галкин В.М., Крымасова Г.В. Реализация программы расчёта ламинарного и турбулентного пограничного слоя, перехода и следа на

- микро-ЭВМ APPLE-II и возможности развития её вычислительной мощности. НТО-1250 дсп., 1985 г.
45. Жук К.Д. Автоматизированная система обработки экспериментальных данных / К.Д. Жук // Энциклопедия кибернетики. Т.1. - Киев, 1975. - стр.35-36.
46. Зинченко В.П. Автоматизация экспериментальных исследований в аэродинамической трубе / В.П.Зинченко // УСиМ, N 1, 1989. – С. 95-99. стр.35-36.
47. Амелкина М.А., Вышинков Ю.М. Системное математическое обеспечение обработки эксперимента/ М.А.Амелкина, Ю.М. Вышинков // Третье Всесоюзное совещание "Экспериментальные методы и аппаратура для исследования турбулентности": Сб. доклад. -Новосибирск, 1980. -с.183-188.
48. Бородецкий М.Д., Шпак С.И., Харитонов А.М. Программное обеспечение АСНИ ИТПМ. Вторичная обработка результатов аэродинамического эксперимента/М.Д.Бородецкий,С.И.Шпак,А.М.Харитонов // - М.: Высшая школа, 1986. - 240 с.
- 49.Хеммельблау Д. Анализ процессов статистическими методами. / Пер. с нем. - М.: Мир, 1973. - 975 с.
50. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы/ В.А.Комаров // Полет. 2000, №1. С. 31-39.
51. Гуменюк, А.В. Критерий силового совершенства конструкции крыльев/ А.В. Гуменюк, В.А. Кома-ров// Полет. 2003. №6. С. 24-30.
52. Р.Л.Бисплингхофф, Х.Эшли и Р.Л.Халфмен. Аэроупругость.- Издательство иностранной ситературы. Москва, 1958, с.9-72.
53. Бондарь Ю.И. Математическая модель крыла упругого самолета и влияние ее параметров на внешние нагрузки, полученные с учетом эффектов статической аэроупругости / Ю.И. Бондарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ".- Вып. 53.-Х., 2012. -С. 144-151.
54. Бондарь Ю.И. Вторичная обработка результатов аэродинамических дренажных испытаний / Ю.И. Бондарь // Открытые информационные и компьютерные интегриро-ванные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 55.-Х., 2012. -С. 118-126.
- 55.Бондарь Ю.И. Прилади та інженерні технології визначення зовнішніх навантажень на несучі поверхні літака./ Бондарь Ю.И.,Зинченко В.П. // Приладобудування 2010, стан та перспективи: ІХ Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ".- К., 2010. -С. 112.

56. Бондар Ю.І. Технології розрахунків зовнішніх навантажень на несучі поверхні літака / В.В.Сухов, Ю.І.Бондар // Механіка гіроскопічних систем: Науково-технічн.збірн. НТУУ "КПІ".- Вып. 21.- К., 2010. -С. 141-150.
56. Артамонов В.К., Зинченко В.П., Овчаренко В.В. Автоматизированная система управления и обработки результатов экспериментов в дозвуковой аэродинамической трубе АТ-1/ В.К.Артамонов, В.П.Зинченко, В.В. Овчаренко// Вопросы аэродинамики и динамики полета летательных аппаратов. Сборник научных трудов. - М.: ЦНТИ "Волна", 1985. - 222 с.
57. Бармин В.Н., Босис А.А., Босис А.Ц. Инвариантная система регулирования чисел М в аэродинамической трубе с использованием ЭВМ /В.Н.Бармин, А.А., Босис А.Ц. Босис // Третья Всесоюзная школа по методам аэрофизических исследований. Сборник докладов. - Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982. - стр.236-242.
58. Гнеденко В.В., Коваленко И.Н. Введение в теорию массового обслуживания / В.В.Гнеденко, И.Н.Коваленко // - М.: Наука, 1966. - 432 с.
59. Гродзовский Г.Л. Приложения метода максимума правдоподобия к задачам оптимизации обработки данных аэродинамического эксперимента /Г.Л. Гродзовский// Ученые записки ЦАГИ, том 8, N 3, 1977. - С.74-87
60. Дрейпер Н.,Смит Г. Прикладной регрессионный анализ / Н.Дрейпер, Г.Смит // - М.: Статистика, 1973. - 392 с.
61. Египко В.М., Акимов А.П., Горин Ф.Н. Процедуры и методы проектирования автоматизированных систем в научных исследованиях/ В.М.Египко, Акимов А.П., Горин Ф.Н.//- Киев: Наукова думка, 1982. - 176 с.
62. Египко В.М. Методологические аспекты массовой автоматизации эксперимента/ В.М. Египко // Системы сбора и обработки измерительной информации. - Таганрог: Радиотехн. ин-т, 1987. - С. 3-7.
63. Зинченко В.П. Автоматизация экспериментальных исследований в аэродинамической трубе/ В.П. Зинченко // УСиМ, N 1, 1989. – С. 95-99.
64. Керниган Б., Ритчи Д. Язык программирования Си. Задачи по языку. / Пер. с англ. - М.: Финансы и статистика, 1985. - 279 с.
65. Кузьмичев Д.А., Радкевич И.А., Смирнов А.Д. Автоматизация экспериментальных исследований/ Д.А.Кузьмичев, И.А., Радкевич, А.Д. Смирнов // - М.: Наука, 1983. - 392 с.
66. Мартин Дж. Организация баз данных в вычислительных системах. / Пер. с англ. - М.: Мир, 1978. - 662 с.

67. Налимов В.В. Теория эксперимента/ В.В. Налимов//- М.: Наука,1971. - 208 с.
68. Ордынцев В.М. Системы автоматизации экспериментальных научных исследований/ В.М. Ордынцев // - М.: Машиностроение, 1984. - 328 с.
69. Палагин А.В., Яковлев Ю.С., Новиков Б.В. Проблемноориентированные комплексы на основе ПЭВМ и средств их профессиональной ориентации для автоматизации экспериментальных исследований / А.В.Палагин, Ю.С. Яковлев, Б.В. Новиков// - Киев: Препринт АН УССР, Ин-т кибернетики, N 89, 1989.Труды ЦИАМ, вып.972, 1981.
70. Стогинов Р.П. Управляющие машины и их применение/ Р.П. Стогинов // Учебное пособие. - М.: Высшая школа, 1986. - 240 с.
71. Экономическая эффективность использования вычислительной техники в экспериментальных исследованиях. - М.: Обзоры ЦАГИ, N 603, 1981. - 108 с.
72. Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета/ Н.Ф.Краснов, В.Ф. Захарченко, В.Н.Кошевой // М. Высшая школа. 1984 г. 264 с.
74. Белоцерковский С. М. О моделировании на ЭВМ турбулентных струй и следов методом дискретных вихрей / С. М. Белоцерковский // Этюды по турбулентности. М.: Наука, 1994. с. 246-248.
75. Belotserkovsky S. M., Lifanov I. K. Method of discrete vortices. Boca Raton: CRC Press, 1994.
76. Лемко О.Л. Формування аеродинамічного обрису безпілотних літальних апаратів схеми «літаюче крило» : Автореф. дис. доктора техн. наук / НАУ К.2006 р. – 35 с.
77. Зинченко Д. Н. Расчетно-экспериментальная оценка аэродинамических характеристик самолета с механизированным крылом: Автореф. дис. к.т.н /НАУ К.2007 р. – 98 с.
78. Бондарь Ю.И. Расчет интенсивности вихревой системы самолета АН-2 для оптимизации расположения навесного оборудования для проведения сельско- хозяйственной химобработки / С.А.Евдокимов, Ю.И.Бондарь, С.Л.Приходько // Сб. науч. Трудов МАП, ГОСНИИГА.-Вып. 268. -М.,1987.- С. 60-72.
79. Бондарь Ю.И. Средства и методы расчета нагрузок на несущие поверхности летательного аппарата с учетом эффектов статической аэроупругости на дозвуковых скоростях полета / Ю.И.Бондарь, В.П. Зинченко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные

- технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 44. -Х., 2009. -С. 13-20.
80. Бондарь Ю.И., Сухов В.В. Концевые аэродинамические поверхности / Ю.И.Бондарь, В.В.Сухов // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм, ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 49. -Х., 2011. -С. 5-13.
81. Бондарь Ю.И. Прогнозирование массовых характеристик крыла самолета транспортной категории в условиях проектной неопределенности / Ю.И. Бондарь, В.В.Сухов // Механіка гіроскопічних систем: науково-технічн.збірн НТУУ "КПІ". - Вып. 28, - К., 2014. -С. 27-32.
82. Бондарь Ю.И. Метод приведения расчетных аэродинамических характеристик к результатам дренажных испытаний модели самолета транспортной категории / Ю.И. Бондарь // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П.Королёва. - Вып.1. -Самара, 2014. -С. 19-27.
83. Бондарь Ю.И. Комплекс программ расчета нагрузок на крыло сложной пространственной конфигурации с учетом эффектов статической аэроупругости / Бондарь Ю.И., Зинченко В.П.// Гіротехнології, навігація, керування рухом: VII Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ". Тези допов. - К., 2009. -С. 132-138.
84. Бондарь Ю.И. Влияние эффектов статической аэроупругости на перераспределение аэродинамической нагрузки по стреловидному крылу упругого самолета / Ю.И. Бондарь // Гіротехнології, навігація, керування рухом:VIII Між-нар. наук-техн. конф. НТУУ "КПІ". Тези доповідей. - К., 2011. -С. 96-104.
85. Бондарь Ю.И. Методика проведения аэродинамических дренажных испытаний с использованием численных методов расчета и обработки результатов / Ю.И. Бондарь / Актуальні проблеми розвитку авіа.техніки: наук-практ. конф. МОУ, ДНДІА, НАУ. Тези доповідей. - К., 2011. -С. 19.
86. Мартин Дж. Программирование для вычислительных систем реального времени. - М.: Наука, 1975. - 359 с.
87. Цикритзис Д., Бернстайн Ф. Операционные системы. - М.:Мир, 1977. - С. 336.
89. Янг С. Алгоритмические языки реального времени. Конструирование и разработка. - М.: Мир, 1985. - С. 400.
90. Дейкстра Е. Взаимодействие последовательных процессов // Языки

- программирования / Под ред. Женюи Ф. - М.: Мир, 1972. - С. 9-86.
91. Dijkstra E. W. Solution to a Problem in Concurrent Programming Control. - SACM, 1965, 8, N=9. -P. 569.
92. Knuth D. Additional Comments on a Problem in Concurrent Programming Control. - SACM, 1966, 9. - N=5. P. 321 - 322.
93. Dijkstra E. W. Hierarchical Ordering of Sequential Processes.- Acta Informat., 1. - P. 115-138.
94. Hoare C. A. R., Perrot R. H. Operating Systems Techniques. - N. Y.: Academic Press, 1972.
95. Hoare C. A. R. Communicating Sequential Processes. - SACM, 1976, 21. - N=8. - P. 666-677.
96. Hansen P. B. Distributed Processes: Concurrent Programming Concept. - SACM, 1978, 21. - N=11. - P. 934 - 941.
97. Теория расписаний и вычислительные системы / Под ред. Коффмана Э. Г. - М.: Наука, 1984. - С. 334.
98. Филлипс Д., Гарсиа-Диас А. Методы анализа сетей / Пер. с англ. под ред. Сушкова Б. Г. - М.: Мир, 1984. - С. 496.
99. Танаев В. С., Гордон В. С., Шафранский Я. М. Теория расписаний. Одностадийные системы. - М.: Наука, 1984. - С. 381.
100. Головкин Б. А. Расчет характеристик и планирование параллельных вычислительных процессов. - М.: Радио и связь, 1983. - С. 272.
101. Логинова И. В., Сушков Б. Г. Динамическое распределение памяти в системах реального времени при имеющемся расписании использования центрального процессора // Теория и реализация систем реального времени. - М.: Изд. ВЦ АН СССР, 1984. - С. 49 - 69.
102. Теория и реализация систем реального времени. - М.: Изд. ВЦ АН СССР, 1984. - С. 104.
103. Буланже Д. Ю., Сушков Б. Г. Алгоритмы управления вычислительными системами жесткого реального времени. // Изд. АН СССР. Техн. кибернетика, 1982 - N=6.
104. Борисов В.В. Проблемы обеспечения надежности функционирования программного обеспечения РДМ-систем // Интеллектуальные информационно-аналитические системы и комплексы. – К.: НАН Украины Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова, 2000. - С. 136 - 141.
105. Борисов В.В., Горин Н.Ф., Зинченко Н.П., Броварская Н.И. Исследование вопросов повышения качества разработки программного

- обеспечения PDM - систем за счет повышения независимости программных модулей// Интеллектуальные информационно-аналитические системы и комплексы. – К.: НАН Украины Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова, 2000. - С. 136 - 141.
106. Вирт Н. Алгоритм и структуры данных. – М.: Мир, 1989. – 360 с.
107. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. - М.: Высшая шк., 1970. - 423 с.
108. ТЗ на предварительную версию системы управления базой данных конструкторской бригады // Документ РКК, 2000.
109. ТЗ на предварительную версию системы управления базой данных конструкторского отдела (сектора) // Документ РКК, 2000.
110. Египко В. М., Зинченко В. П. Метод и инструментальные средства обработки данных эксперимента в реальном времени. – К., 1995. - 24 с. (Препр./ АН Украины Ин-т кибернетики им. В.М. Глушкова; 95 - 20).
111. Египко В.М., Зинченко В.П. Методология проектирования инструментальных средств поддержки автоматизированных технологий сложных научно-технических экспериментов. – К., 1991. - 19 с. - (Препр./ АН УССР Ин-т кибернетики им. В. М. Глушкова; 91-46).
112. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. - М.: Мир, 1975. – xxxx с.
113. Зинченко В.П. Автоматизация экспериментальных исследований в аэродинамической трубе // УСиМ. – 1989. - № 1. - С. 95 - 99.
114. Зинченко В.П., Зинченко С.В., Борисов В.В., Абрамов Ю.В. Электронный документооборот: средства и методы // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Харьков: Гос. Аэроком. Ун-т “ХАИ”, 2001. – Вып. № 10. – С. 165 – 177.
116. Зінченко В.П. Інформаційна технологія проектних досліджень складних технічних об'єктів // Наукові вісті НТУУ “КПІ”. – 2000. - № 4. – С. 32-42.

ПРИЛОЖЕНИЕ А Б В