

На правах рукописи



Чернышёв Иван Леонидович

**АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СКОРОСТНЫХ
ДОЗВУКОВЫХ КРЫЛЬЕВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ
САМОЛЁТОВ**

Специальность: 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени доктора наук

Жуковский 2025

Работа выполнена в Федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»), г. Жуковский, Московская область.

Официальные оппоненты:

- Бойко Андрей Владиславович - д.ф.-м.н., член-корреспондент РАН, Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН, г. Новосибирск.
- Исаев Сергей Александрович - д.ф.-м.н., Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации им. Главного Маршала авиации А.А. Новикова, г. Санкт-Петербург;
- Калугин Владимир Тимофеевич - д.т.н., Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), г. Москва;

Ведущая организация:

Акционерное общество «Уральский завод гражданской авиации», г. Екатеринбург.

Защита диссертации состоится « ____ » _____ 2025 г. в « ____ » часов на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном аэрогидродинамическом институте по адресу 140180, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.tsagi.ru Центрального аэрогидродинамического института.

Автореферат разослан « ____ » _____ г.

Ученый секретарь
диссертационного совета 31.1.006.01
д. ф.-м.н., доцент

Брутян Мурад Абрамович

Общая характеристика работы

Актуальность темы диссертации обусловлена возросшим уровнем требований к лётно-техническим и экономическим характеристикам перспективных российских гражданских самолётов (критерием экономичности магистрального самолёта является себестоимость пассажирских перевозок, она зависит от топливной эффективности, стоимости самолёта и стоимости его эксплуатации, уровень топливной эффективности отражает технический прогресс в авиастроении и зависит, в том числе, от совершенства аэродинамики) и ужесточающимися требованиями экологии и охраны окружающей среды (выбросы CO_2 и других парниковых газов в атмосферу, эмиссия вредных веществ и шум в районе аэропортов).

Цель работы заключается в апробации известных и создании новых оптимизационных методов применительно к задаче проектирования аэродинамических компоновок дозвуковых гражданских самолётов и разработке на базе данных методов и экспериментальной верификации ряда крыльев большого удлинения для самолётов классической схемы и крыльев для компоновок нетрадиционных схем в диапазоне крейсерских чисел Маха $M=0.78\div 0.92$.

Объектами исследования являются перспективные самолёты транспортной категории с трансзвуковыми скоростями крейсерского полёта.

Предметом исследований является аэродинамическое совершенство перспективных самолётов транспортной категории с трансзвуковыми скоростями крейсерского полета.

Методы исследований: решение задач диссертации осуществляется на основе комплексных методов аэродинамического проектирования с дальнейшей верификацией при помощи экспериментальных методов моделирования в аэродинамических трубах.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

- разработан новый многорежимный гибридный генетический алгоритм, позволяющий за счёт эффективной организации двухуровневых по сложности вычислений добиться общего сокращения временных затрат приблизительно в три раза;
- проведено сравнение оптимизационных алгоритмов на базе реальных целевых функций, показано, что, по крайней мере, при небольшом числе варьируемых параметров ($n \leq 10$) рельеф целевой функции достаточно монотонен, что позволяет с уверенностью применять градиентные алгоритмы оптимизации. Показано, что генетические алгоритмы целесообразно применять для поиска окрестности глобального оптимума, особенно в многокритериальных задачах;
- выработаны рекомендации по применению известных и разработанных автором теоретических методов оптимизации к реальным задачам аэродинамического проектирования;

- для диапазона повышенных чисел Маха $M=0.88\div 0.92$ разработаны новые сверхкритические крылья с приемлемыми для реального конструирования формой в плане, стреловидностью и относительной толщиной;
- впервые в отечественной практике разработаны компоновки скоростного крыла с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.83\div 0.85$ с учётом влияния близко расположенных мотогондол большой степени двухконтурности, которые подтвердили заявленные высокие аэродинамические характеристики в условиях АДТ;
- разработана аэродинамическая компоновка и два варианта скоростных крыльев малой стреловидности для административного самолёта с повышенным уровнем комфорта для пассажиров;
- разработана методика проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания;
- разработана аэродинамическая компоновка регионального самолёта с крылом малой стреловидности ($\sim \chi_{1/4}=15^\circ$) с мотогондлами двигателя, расположенными на верхней поверхности крыла с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.78$;

Достоверность результатов работы подтверждается использованием методов расчёта обтекания ЛА, верифицированных и валидированных результатами экспериментальных исследований аэродинамических моделей в аэродинамических трубах.

Практическая значимость

- разработанные алгоритмы доведены до конкретных программ, которые могут быть использованы в КБ для практического проектирования крыльев перспективных дозвуковых ЛА;
- расширен банк данных перспективных крыльев для магистральных дозвуковых самолётов с высоким крейсерским числом Маха $0.85\div 0.92$, который может быть использован для выдачи предварительных рекомендаций на компоновку крыла перспективного ДМС;
- предложены аэродинамические компоновки ЛА нетрадиционных схем с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.78\div 0.82$.

Основные положения диссертации, выносимые на защиту:

- методология применения оптимизационных алгоритмов к задачам аэродинамического проектирования элементов пространственных аэродинамических компоновок (крыльев, фюзеляжей, зализов) современных самолётов транспортной категории с трансзвуковыми скоростями крейсерского полета;
- сверхкритические трансзвуковые скоростные крылья для перспективных самолётов транспортной категории классической схемы;
- компоновка скоростного административного самолёта с повышенным уровнем комфорта для пассажиров;
- методика проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания;

– компоновка перспективного регионального самолёта с крылом малой стреловидности и с двигателями, расположенными над задней кромкой крыла.

Апробация и реализация работы.

Основные результаты выполненной работы опубликованы в 16 публикациях, из них 12 статей опубликованы в научных изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве образования России. По результатам выполненных работ получено 16 патентов. Результаты выполненной работы докладывались и получили положительную оценку на заседаниях школы-семинара ЦАГИ (п. Володарского, 2002-2009, 2011, 2013, 2014, 2016, 2018-2020, 2022, 2025 гг.), школе-семинаре «Модели и методы аэродинамики», г. Евпатория, Россия, (2014-2018 гг.), международном авиационно-космическом научном семинаре им. С.М. Белоцерковского (Москва, 2025 г.), международных конференциях Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) (2002, 2014), международных конференциях European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS) (2005, 2011, 2013, 2019) и др.

Результаты диссертации использованы при аэродинамическом проектировании самолётов CR-929, SSJ-Next, административного самолёта Аурус.

Личный вклад автора

Основные положения диссертации получены автором лично, либо с его определяющим участием в постановке задач, выборе методов их решения и анализе результатов, что подтверждено публикациями.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы из 202 наименований, содержит 317 рисунков и 8 таблиц. Общий объём диссертации составляет 299 страниц.

Краткое содержание работы

Во введении кратко обосновывается актуальность темы диссертации, определяется цель и задачи исследований, даётся представление о методах исследований, о научной новизне работы, достоверности и практической значимости результатов исследований, излагается краткое содержание диссертации и полученных результатов, приводятся положения, которые выносятся на защиту, сведения об апробации работы и публикациях, объём и структура диссертации.

В главе 1 дано подробное описание оригинального гибридного генетического алгоритма, основанного на организации многоуровневых вычислений, при которой большинство расчётов ведётся с применением простейших прямых методов, а редкие расчёты по точным, но затратным методам осуществляются для проверки найденных на низших уровнях оптимумов и для коррекции простейших моделей. Вторая часть главы 1 посвящена вопросам сходимости и единственности получаемых оптимальных решений, а также сравнению различных оптимизационных алгоритмов на модельной задаче, максимально приближенной к реальной практике. В

третьей части главы 1 указана роль аэродинамического эксперимента в валидации результатов аэродинамического проектирования.

В первой главе описан бинарный генетический алгоритм (ГА) нулевого уровня, моделирующий естественный отбор в живой природе. Как и в живой природе вводятся три главных оператора: селекция, скрещивание и мутация. По мере эволюции происходит приспособление качеств индивидов к внешним условиям. В переводе на технический язык происходит улучшение характеристик отдельных объектов (профилей, крыльев и т.д.), растёт целевая функция в среднем и максимальная целевая функция. К достоинствам ГА относятся: необходимость вычисления только целевых функций, а не их производных, устойчивость к шумам, простое распараллеливание вычислений, групповой, а не индивидуальный поиск с элементами случайности, что позволяет избегать застревания в локальных экстремумах, гибкая адаптация к многорежимной оптимизации и др. Основным недостатком ГА является необходимость больших вычислительных затрат (расчётов целевой функции). Это значительно снижает привлекательность данного метода, т.к. для его использования требуются очень быстрые прямые методы с временными затратами порядка одной секунды. Такие методы, как правило, не обладают достаточной точностью и могут применяться только для грубых оценок целевой функции (аэродинамических характеристик). Получается некий парадокс, когда, с одной стороны, налицо стремление использовать наиболее точные методы (например, методы решения уравнений Навье-Стокса) на самых ранних стадиях проекта, а с другой стороны, большие временные затраты препятствуют использованию эффективных методик оптимизации. Выход из этой ситуации видится в организации многоуровневых вычислений, при которых большинство расчётов ведётся с применением приближенных прямых методов – так называемых суррогатов, а редкие расчёты по точным, но затратным методам осуществляются для проверки найденных на низших уровнях оптимумов и для коррекции простейших моделей. На базе двухуровневой схемы вычислений в диссертации разработан оригинальный гибридный генетический алгоритм. Основным принципом гибридного алгоритма является допущение, что разница между вычислениями по точным и приближенным методам $\Delta(X)=F(X)-G(X)$ является монотонной функцией, которую можно с достаточной точностью аппроксимировать кусочно-линейной N-мерной функцией:

$$\tilde{\Delta}(X) = \Delta(X^k) + C^T \cdot (X - X^k)$$

где X^k – ближайшая точка («маяк»), где известны как точное $F(X^k)$ так и приближённое значение $G(X^k)$ целевой функции; а C – искомый вектор коэффициентов линейной формы. Для поиска коэффициентов C_i можно воспользоваться процедурой интерполяции по N ближайшим соседним маякам:

$$\tilde{\Delta}(X^j) = \Delta(X^k) + C^T \cdot (X^j - X^k), \quad j=1,2,\dots,N$$

Для хорошей обусловленности данной системы линейных алгебраических уравнений необходимо, чтобы система векторов $X^j - X^k$ была линейно независимой. В работе используется ГА с бинарным представлением переменных, т.е. пространство переменных проектирования дискретно. Вследствие этого соседние маяки часто образуют зависимую систему векторов, поэтому для построения независимой системы применяется известный из курса линейной алгебры процесс ортогонализации Грамма-Шмидта. Если в процессе ортогонализации какой-либо из векторов $X^j - X^k$ оказывается линейной комбинацией из предыдущих (т.е. ортогональная проекция стремится к нулю), то этот маяк устраняется из рассмотрения и берётся следующий. Заметим, что процесс ортогонализации Грамма-Шмидта эквивалентен приведению матрицы системы к нижнему треугольному виду, и определение коэффициентов линейной формы в новом ортонормированном базисе осуществляется непосредственным образом.

Для исследования эффективности гибридного алгоритма оптимизации был рассмотрен модельный аналитический пример (рисунок 1). Тестовые расчёты проводились для случаев $N=10$ и $N=50$. Сравнивались базовый и гибридный генетические методы по критерию сходимости к абсолютному максимуму.

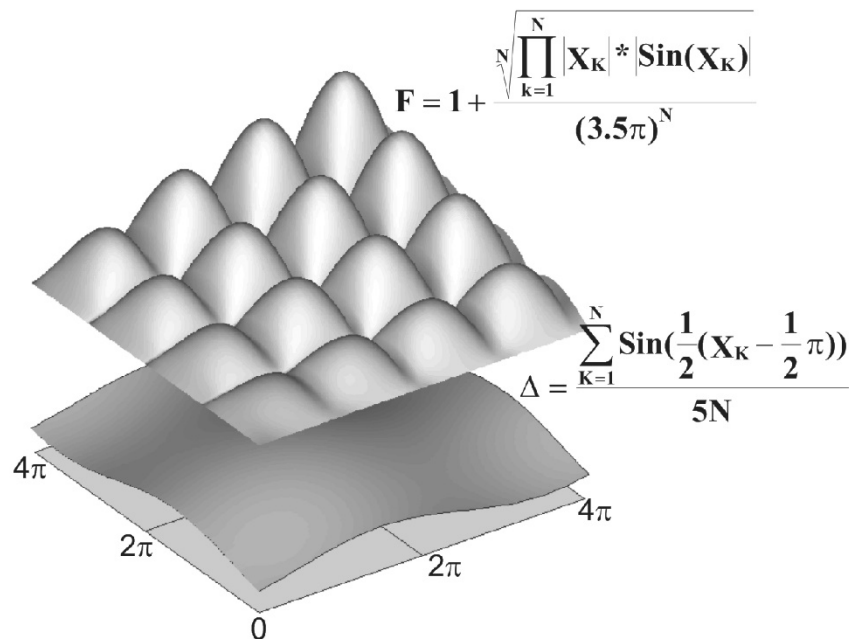


Рисунок 1 - Вид функций F и Δ в случае двух переменных

На рисунке 2 дано сравнение сходимости осреднённых величин, где горизонтальная линия соответствует абсолютному максимуму функции F , полученному аналитически. При $N=10$ усреднялись результаты 100 реализаций, а при $N=50$ усреднение осуществлялось по 10 реализациям. Видно, что гибридный алгоритм уступает базовому при одинаковых размерах популяции, но имеет приблизительно такую же эффективность при удвоенной популяции. В последнем случае число расчетов по точной модели у гибридного метода меньше в 5 раз, а чистый выигрыш во времени зависит от

соотношений временных затрат на единичный расчёт у точной и грубой модели.

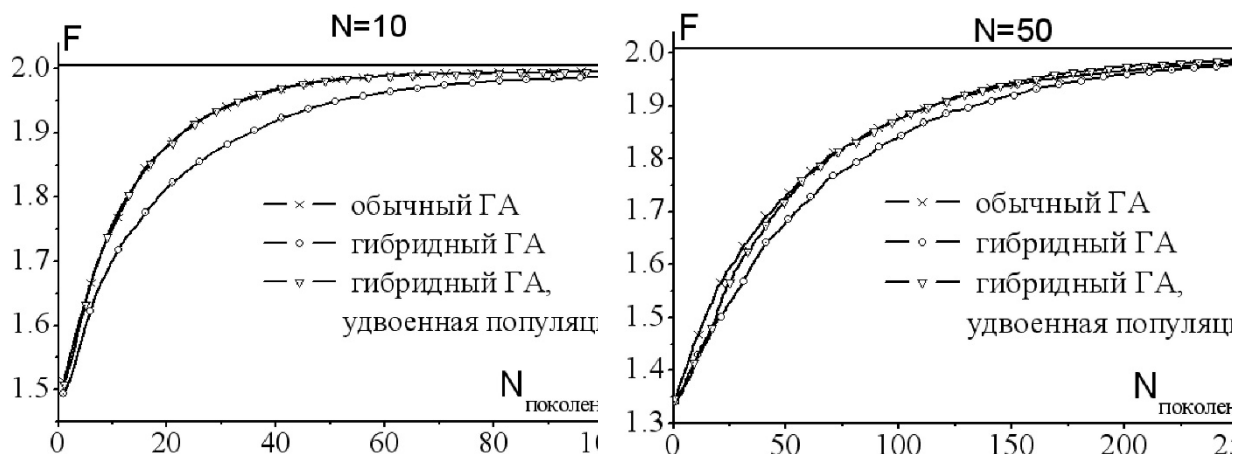


Рисунок 2 - Сравнение обычного и гибридного ГА

Практические задачи проектирования являются, как правило, многокритериальными. Выбор того или иного решения обусловлен целым рядом различных, порой противоречащих друг другу факторов. В многокритериальных задачах существует не одно оптимальное решение, а целое семейство оптимальных неувлучшаемых решений. Набор оптимальных неувлучшаемых решений (векторов) составляет так называемый Парето-фронт. Знание топологии Парето-фронта необходимо проектировщику для получения количественных оценок компромисса между различными критериями и принятия взвешенного решения. Одно из дополнительных достоинств генетического алгоритма заключается в том, что он достаточно просто трансформируется для решения многокритериальных задач, причем Парето-фронт может быть определен за один прогон при сравнительно небольшом увеличении объема вычислений. Для этого достаточно лишь изменить критерии отбора (селекционного давления) на стадии селекции. Вероятность передачи своих генов в следующие поколения должна быть выше для неувлучшаемых в Парето-смысле индивидов. Это может быть достигнуто ранжированием индивидов по критерию неувлучшаемости. Для иллюстрации рассмотрен пример из реальной практики аэродинамического проектирования. Данный пример моделирует типичную ситуацию из практики – проектирование крыла для нескольких режимов полета. Многорежимным может быть один и тот же самолет, но здесь рассматривается ситуация с двумя самолетами семейства: региональным самолетом и административным самолетом с укороченным фюзеляжем. Характерные режимы полета для этих самолетов $M=0.78$ $C_y=0.5$ и $M=0.815$ $C_y=0.4$ соответственно. Геометрические параметры крыла: $S=50 \text{ м}^2$, $\lambda=10$, $\eta=3.88$, $\bar{Z}_{\text{изл}}=0.4$. Крыло образовано по 3-м опорным сечениям с относительными толщинами $\bar{c}=15.5 - 12.2 - 10.8$. Расчет обтекания полной компоновки производится при помощи программы BLWF-31. Вязкость учитывалась только на крыле. Число Рейнольдса принималось равным $Re=2.5$ млн по САХ, протяженность ламинарных участков задавалась

в 10% и 30% от хорды на верхней и нижней поверхности крыла соответственно. Проектировочная задача решалась в два этапа. Первоначально для каждого из режимов было спроектировано свое крыло (крыло 1 на $M=0.78$ и крыло 2 на $M=0.815$) при помощи обратного метода TRAWDES-II. В качестве начальной геометрии для оптимизации было выбрано крыло, полученное линейной интерполяцией профилей крыла 1 и крыла 2 в пропорции один к трем. Девять переменных проектирования составили кривизны, крутки и положения $U_{vmax}(x)$ трех базовых сечений. Десятой переменной являлась вариация геометрии, соответствующая разнице между крылом 2 и начальным крылом. Решалась скалярная оптимизационная задача с целевой функцией: $FSCAL=w_1 \cdot K_1 + w_2 \cdot K_2$, с пятью наборами весов: $w_1=1 \ w_2=0$; $w_1=0.75 \ w_2=0.25$; $w_1=0.5 \ w_2=0.5$ (трижды с различными генерациями), $w_1=0.25 \ w_2=0.75$ и $w_1=0 \ w_2=1$. Для этого популяции из 20 индивидов эволюционировали в течение 50 поколений, т.е. всего проводилось 1000 прямых расчетов. Каждый расчет при двух числах Маха и $C_y=f(x)$ соответствует примерно четырем прямым расчетам – около 4 минут процессорного времени. Многокритериальный генетический алгоритм запускался на ПК с популяцией из 30 индивидов на 50 поколений. Вероятность мутации принималась равной $P_m=0.01$ как для ГА, так и для многокритериального генетического алгоритма (МКГА). Результаты расчетов представлены на рисунке 3. За счет оптимизации удалось повысить аэродинамическое качество начального крыла приблизительно на $\Delta K \sim 0.07$ на обоих режимах. Видно, что Парето-фронт при равномерном изменении весов w_1, w_2 покрывается неравномерно, поэтому заранее было бы трудно подобрать соответствующие веса для получения удовлетворительного конечного результата. Окончательный выбор крыла следует производить, используя данные огибающего Парето-фронта. Результаты МКГА по Парето-фронту хорошо согласуются с результатами отдельных скалярных оптимизаций за исключением слабого покрытия правой ветви. Отметим, что суммарные затраты МКГА по определению всего фронта только в 1.5 раза превышают затраты отдельных скалярных оптимизаций. Еще больший выигрыш в эффективности МКГА следует ожидать с ростом числа критериев.

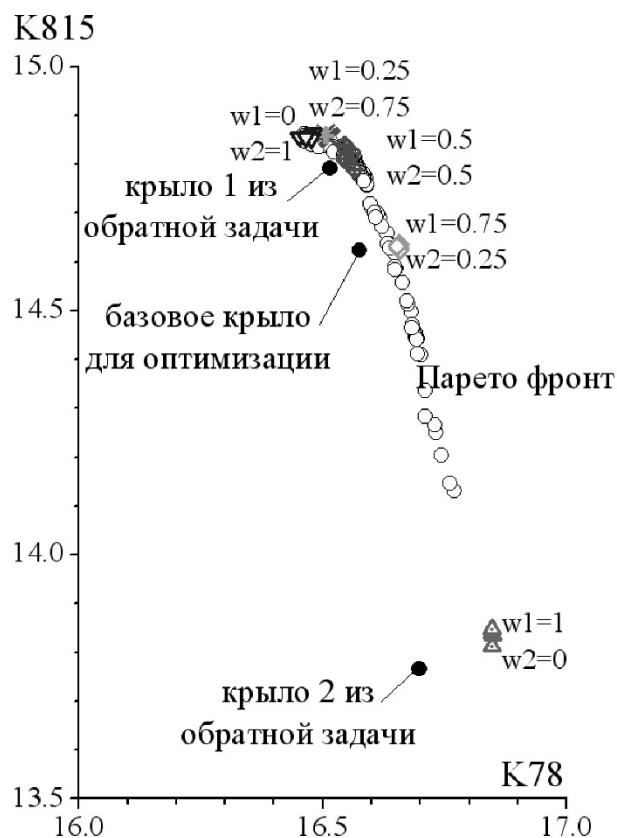


Рисунок 3 - Парето-фронт

Далее в первой главе анализируются особенности применения оптимизационных алгоритмов, рассмотренных выше, к реальным задачам аэродинамического проектирования. Информация о реальных проектах является наиболее закрытой, чаще всего конфиденциальной информацией. Не только детали, но и конечный результат, как правило, недоступны в открытой литературе, и полную картину приходится восстанавливать по обрывочным, часто противоречивым, фрагментам. Проектирование реальных аэродинамических форм – это трудно формализуемый процесс, на который влияют многочисленные факторы различного происхождения. «Чистые» сравнения «оптимальных» вариантов возможны, как правило, на тематических моделях, хотя финансовые возможности для их изготовления и испытаний всегда ограничены.

В работе рассмотрена структура оптимизационных процедур аэродинамического проектирования, включая описание прямых методов расчёта аэродинамических характеристик, методов вариации геометрии и собственно оптимизационных алгоритмов. Подробное внимание уделено корректному выбору целевой функции, учёту ограничений аэродинамического и технологического происхождения и др.

Известно, что применимость тех или иных методов оптимизации зависит от конкретно решаемой задачи и специфического вида целевой функции и ограничений. Часто в литературе сравнение различных оптимизационных алгоритмов проводится на модельных примерах или даже на базе искусственно придуманных аналитических функций, которые могут не

иметь ничего общего с интересующей нас задачей. Вторая часть главы 1 посвящена вопросам сходимости и единственности получаемых оптимальных решений, а также сравнению различных оптимизационных алгоритмов на модельной задаче, максимально приближенной к реальной практике. Для прояснения рельефа типичной целевой функции при оптимизации аэродинамических характеристик была насчитана обширная база данных по влиянию параметров крыла регионального самолёта на его аэродинамические коэффициенты (C_y , C_x , m_z). Для тестового примера была выбрана компоновка регионального самолёта, крыло которого составлено из трёх базовых сечений: корневого, изломного и концевого соответственно. Характеристики формы в плане следующие: $S=51.1 \text{ м}^2$, $\lambda=9.82$, $\chi_{1/4}=25.8^\circ$, $\eta=3.88$. Были выбраны 4 стандартные геометрические вариации, три из которых (вогнутость, положение максимальной высоты верхней поверхности и крутка) относятся к изломному сечению, а четвёртая (крутка) – к концевому сечению. Диапазон изменения амплитуд вариаций (переменных проектирования) составлял от -0.8 до 0.8 для всех переменных. Рассматривалось два режима обтекания: $M=0.78$ $C_y=0.525$ и $M=0.81$ $C_y=0.4$. Первый из этих режимов характерен для регионального пассажирского самолёта, а второй - для административного самолёта. В качестве целевой функции выбиралась скалярная величина, соответствующая взвешенной сумме аэродинамических качеств на двух режимах:

$$I=w \cdot K_1 + (1-w) \cdot K_2,$$

где w – параметр, пробегающий значения от 0 до 1. Величина аэродинамического качества рассчитывалась по формуле:

$$K = \frac{C_y}{C_{x0ф} + C_{xпроф} + C_{xинд} \cdot \left(\frac{C_{y0}}{C_y} \right)^2 + 1.5 \cdot C_{xB} - 0.0025 \cdot (m_z - m_{z0})}$$

Для исходного крыла $K_1=15.0594$, $K_2=12.7892$, расчёты велись по версии программы BLWF-31. После получения прямой базы данных, в которой оптимумы можно найти простым перебором, эта же оптимизационная задача решалась при помощи альтернативных оптимизационных методов: градиентного, генетического и многорежимного генетического.

В градиентном методе для каждого значения $w=0, 0.1, 0.2, \dots, 0.9, 1$ оптимум искался, стартуя с пяти различных начальных точек: $(0., 0., 0., 0.)$, $(0., 0., 0., 0.4.)$, $(0., 0., 0.4., 0.)$, $(0., 0.4., 0., 0.)$, $(0.4, 0., 0., 0.)$. Для полной сходимости требовалось около 10 итераций или ~160 расчётов (8 расчётов для вычисления градиента центральными разностями и 8 расчётов на одномерном спуске). Так как градиентный метод работает с действительными непрерывными числами, то оптимум, найденный этим методом, может превосходить оптимум, полученный прямым дискретным перебором.

В стандартном генетическом методе использовался дискретный шаг по каждой переменной $\Delta X=0.05$, число двоичных разрядов для каждой переменной равнялось пяти, т.е. диапазон изменений переменных совпадал с тем, который рассматривался в прямом переборе. Число индивидов в поколении задавалось равным 20, а эволюционный поиск осуществлялся в течении 100 поколений. Рассматривались различные коэффициенты мутации, $P_m=0.02$ и 0.04 . численный эксперимент показал, что при большом коэффициенте мутации процесс поиска слишком хаотичен и менее эффективен, чем в первом случае. В среднем, оптимум находился за ~ 60 поколений, или ~ 600 расчётов (выбрасываемые случайным образом комбинации переменных часто повторяются, поэтому в каждом поколении нет необходимости рассчитывать целевую функцию для всех индивидов).

В многорежимном генетическом методе весь Парето-фронт искался за один прогон. В отличие от стандартного генетического метода число индивидов в поколении было увеличено до 50, а поиск продолжался в течение 200 поколений, т.е. по затратам такой прогон превосходил скалярный генетический поиск примерно в пять раз. Но учитывая, что параметр w принимал 11 независимых значений, многорежимный генетический алгоритм всё равно потребовал вдвое меньших суммарных затрат.

Результаты расчётов представлены в интегральном виде на рисунке 4. На графике нанесены оптимальные точки, полученные каждым из методов. Жирными большими маркерами нанесены данные, полученные прямым перебором насчитанной базы данных. Перевёрнутыми большими маркерами нанесены данные, соответствующие результатам поиска генетическим алгоритмом.

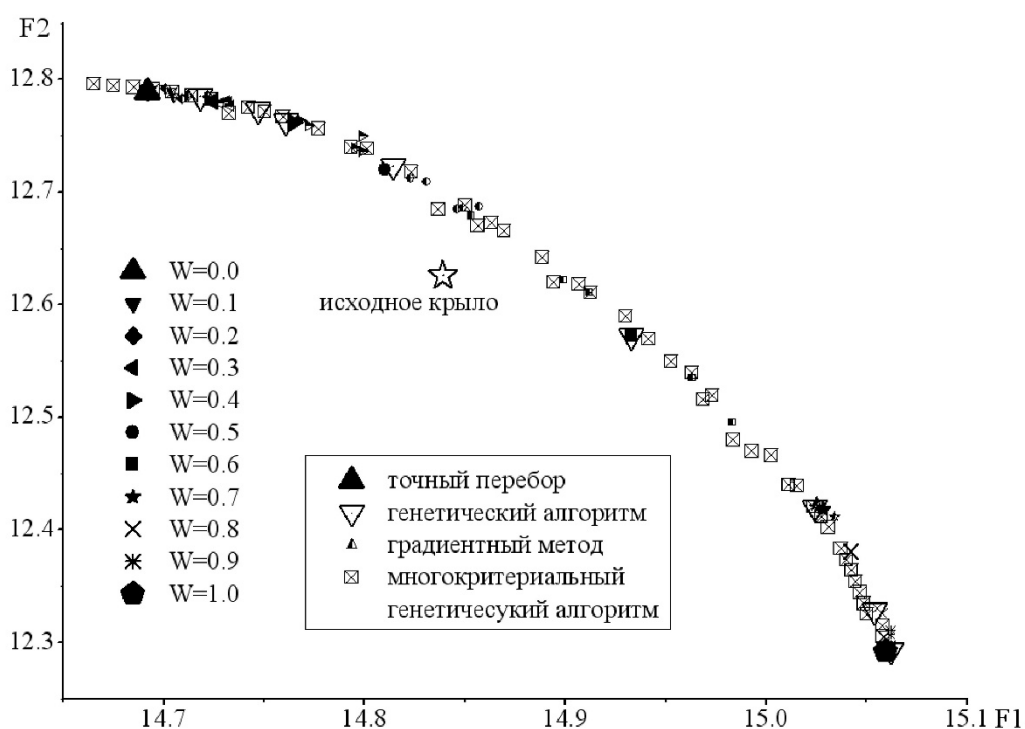


Рисунок 4 - Парето-фронт, сравнение методов

Крупные квадратики соответствуют результатам, полученным многокритериальным генетическим алгоритмом. Мелкие маркеры соответствуют результатам поиска градиентным методом. Из сравнения следует, что данные, полученные всеми методами, образуют классический двухпараметрический Парето-фронт. Видно, что монотонная вариация весовых коэффициентов w и $(1-w)$ приводит к немонотонному покрытию фронта: например, результаты прямого перебора с $w=0, 0.1, 0.2$ слились, тогда как оптимальные точки, соответствующие коэффициентам $w=0.4, 0.5, 0.6$ отстоят далеко друг от друга и занимают более половины всего фронта.

Из графика следует, что результаты оптимизации, полученные при помощи градиентного метода, вполне конкурентноспособны по сравнению с разновидностями генетического метода, несмотря на значительно меньшие затраты машинного времени, более того, в некоторых случаях они даже лучше результатов прямого перебора, что объясняется дискретным характером последнего. Преимущество градиентного метода обусловлено плавным характером изменения целевой функции аэродинамического качества на крейсерских режимах полёта (рисунок 5), при которых скачки уплотнения и связанные с ними нелинейности имеют умеренную интенсивность. Достаточно часто происходили аварийные прерывания, которые на рисунке визуализируются в виде провалов (в случае аварийного прерывания целевой функции присваивалось значение $I=10$).

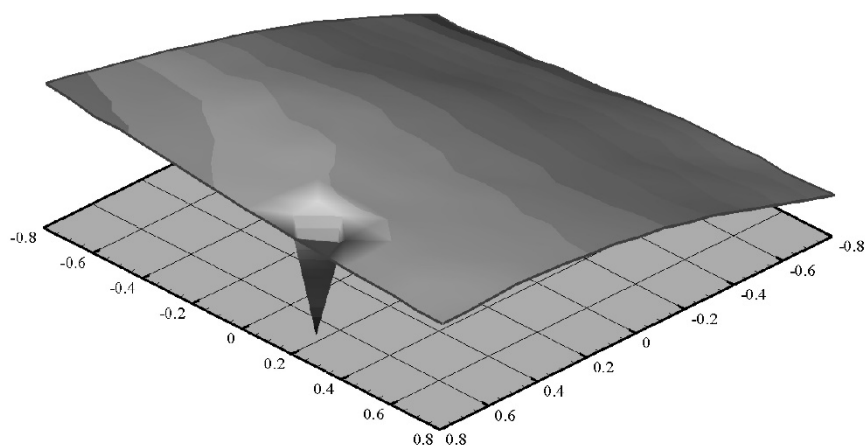


Рисунок 5 - Двумерный срез зависимости целевой функции от X_1, X_2 ($w=0.5$).

Строго говоря, полученный результат не может быть гарантированно экстраполирован на случай больших размерностей оптимизационной задачи ($n=40 \div 60$). Тем не менее, представляется справедливым допущение о плавности изменения аэродинамических характеристик и в этом случае. Таким образом, градиентный метод следует считать приоритетным для задач аэродинамического проектирования ввиду значительно меньших затрат машинного времени. Генетический алгоритм целесообразно использовать (особенно в случае многорежимной оптимизации) для быстрого поиска перспективных областей пространства проектирования, а затем запускать

поиск градиентным методом из подходящей точки. Подобные рекомендации встречаются и в работах других авторов.

Вторая глава диссертации посвящена особенностям применения разработанных и описанных в главе 1 оптимизационных методов для проектирования аэродинамической компоновки скоростных крыльев и гражданских самолётов классической схемы с высоким числом Маха крейсерского полёта. В настоящее время ощущается дефицит надёжных результатов по скоростным крыльям ($M=0.85\div 0.95$), которые могли бы быть использованы для выдачи рекомендаций КБ, в частности, по перспективному ДМС. Это объясняется как известными историческими обстоятельствами, приведшими к уменьшению финансирования научно-исследовательских работ, так и концентрацией усилий на региональных и ближне-среднемагистральных самолётах с меньшей скоростью полёта ($M=0.78\div 0.82$). В данной главе диссертации сделана попытка ликвидации данного пробела.

Открытым остается вопрос о рациональной скорости ДМС. Хотя с точки зрения топливной эффективности более скоростной самолёт несколько проигрывает, но зато появляются иные положительные аспекты – снижается время в пути и тем самым повышается уровень комфорта для пассажиров, растёт оборачиваемость самолёта, снижается временная амортизация двигателей и планера. При небольшом увеличении скорости может произойти дискретное значительное повышение эффективности за счёт появления возможности обслуживать конкретный маршрут в течение суток одним, а не двумя самолётами. Комплексные исследования, проведенные несколько лет назад в ЦАГИ, показали, что сильное ухудшение прямых эксплуатационных расходов (ПЭР) начинается после $M=0.9$, поэтому целесообразно проработать варианты самолётов с крейсерским числом Маха в диапазоне от $M=0.85$ до $M=0.9$.

На первом этапе спроектированы тематические крылья с расчётными числами крейсерского числа Маха $M_{\text{КРЕЙС}}=0.87\div 0.88$ (ДМС088) и $M_{\text{КРЕЙС}}=0.91\div 0.92$ (ДМС092) с приемлемыми для реального конструирования формой в плане, стреловидностью и относительной толщиной (см. рисунок 6, 7). Учитывая тематическую направленность, данные крылья проектировались без учёта влияния мотогондолы двигателя.

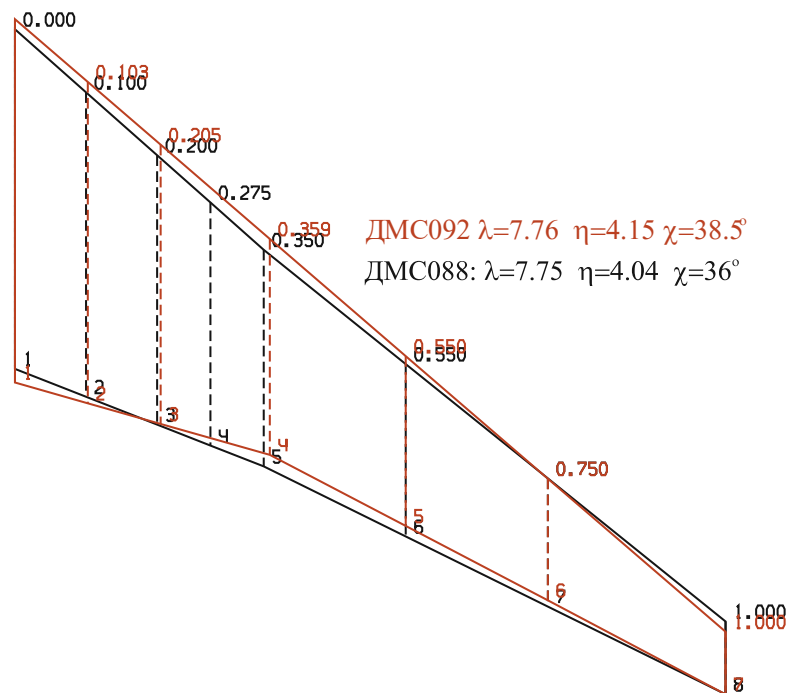


Рисунок 6 - Сравнение форм в плане крыльев ДМС092 и ДМС088

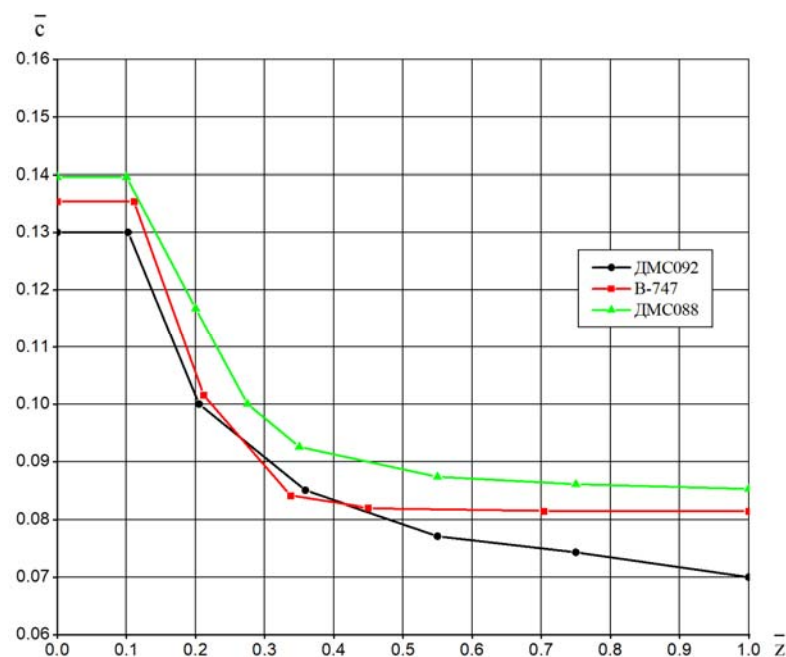


Рисунок 7 - Распределение относительной толщины профилей по размаху

Для проектирования профилировки крыльев ДМС088 и ДМС092 применялась описанная ранее трехэтапная процедура аэродинамического проектирования, состоящая из этапа начального выбора геометрии, этапа решения обратной задачи и этапа многорежимной оптимизации. Для крыла ДМС088 рассматривались следующие режимы полёта: $M=0.87$ $C_y=0.5$; $M=0.88$ $C_y=0.49$; $M=0.89$ $C_y=0.48$ и $M=0.9$ $C_y=0.45$ с весами $w=0.75$, 1., 1. и 0.6 соответственно. Для крыла ДМС092 - $M=0.90$ $C_y=0.46$, $M=0.91$ $C_y=0.45$, $M=0.92$ $C_y=0.42$, $M=0.91$ $C_y=0.41$ и $M=0.925$ $C_y=0.4$ с весами 0.8, 1., 1, 1, 1 соответственно. Для подтверждения расчётных характеристик изготовлена и

испытана в АДТ Т-106 тематическая модель с двумя вариантами крыльев в компоновке крыло-фюзеляж. Фюзеляж модели аналогичен фюзеляжу самолёта Ил-96. Результаты испытаний обрабатывались по принятой для трубы Т-106М методике с учётом поправок на обдув рамы весов, косизну потока, на сопротивление ленточной подвески.

В целом результаты испытаний показывают, что разработанные крылья ДМС088 и ДМС092 действительно обеспечивают выполнение условий крейсерского полёта вплоть до числа Маха $M \approx 0.88$ и $M \approx 0.92$ соответственно (рисунок 8). Полученные характеристики выигрышно смотрятся и на фоне разработанного ранее в ЦАГИ крыла TW2.

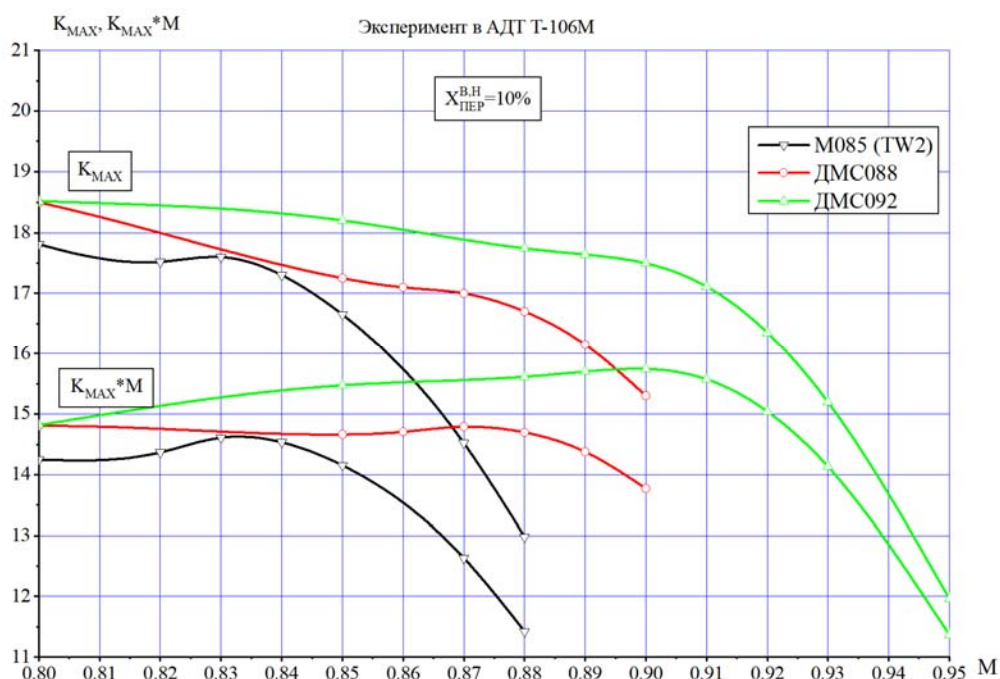


Рисунок 8 - Сравнение крыльев TW2, ДМС088 и ДМС092

Во второй части главы 2 предложены варианты крыльев для двухдвигательной модификации самолёта ИЛ-96.

Как отмечалось выше, применение развитых сверхкритических профилей, подобных тем, которые использованы в компоновке крыла МС-21, позволяет повысить аэродинамическую эффективность самолёта Ил-96 и достичь $M_{КРЕЙС} = 0.83 \div 0.84$ при той же стреловидности $\chi_{1/4} = 30^\circ$ и приблизительно той же относительной толщине сечений. При несколько большей стреловидности можно достичь $M_{КРЕЙС} = 0.85$.

Для менее скоростного крыла 1 ($M_{КРЕЙС} = 0.83$) была выбрана форма в плане, представленная на рисунке 9. Аэродинамический фокус нового крыла близок к фокусу исходного крыла Ил-96-400, что позволяет использовать прежнюю компоновку шасси. Характеристики в плане крыла следующие: $S = 393 \text{ м}^2$ (совпадает с базовой), $S_{TR} = 345 \text{ м}^2$, $L = 60 \text{ м}$, $\lambda = 10.43$, $\eta = 4.35$, $\chi_{1/4} = 30^\circ$. Толщина бортового сечения выбрана равной $\bar{c} = 13.3\%$ с тем, чтобы обеспечить совпадение по геометрии с центропланом базового крыла (рисунок 10).

Проведенные ранее в ЦАГИ исследования, в том числе и экспериментальные, показывают, что, в случае необходимости, относительная толщина бортового профиля может быть увеличена до $\bar{c}=14.5\div 15.5\%$.

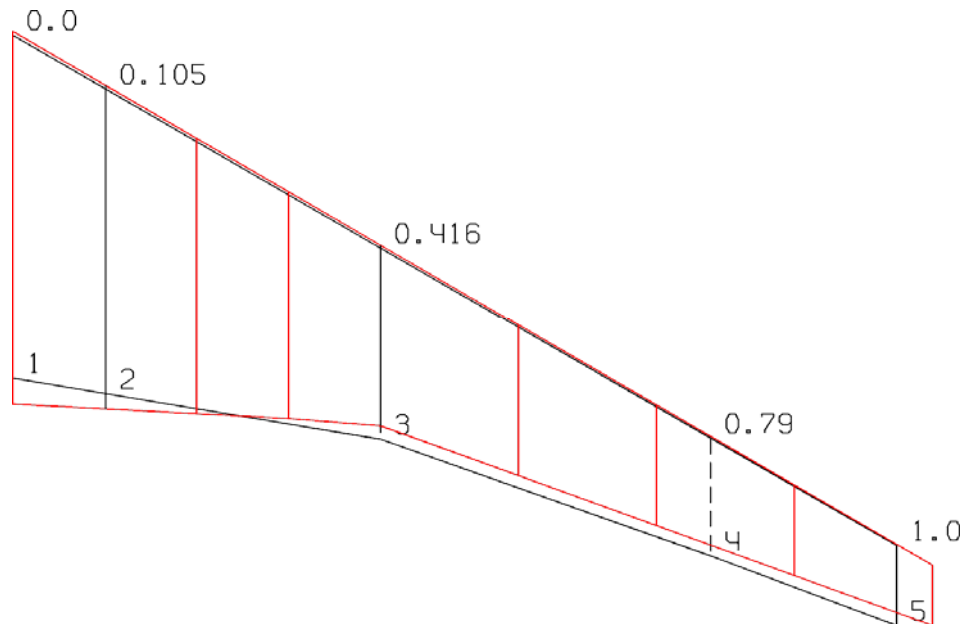


Рисунок 9 – Сравнение форм в плане исходного крыла Ил-96 (черный) и нового №1 (красный) крыльев

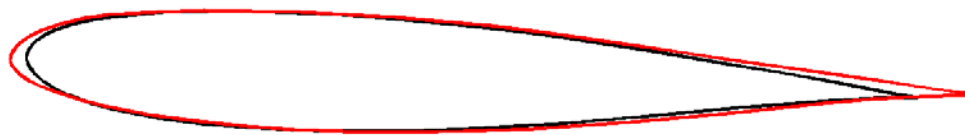


Рисунок 10 – Сравнение бортовых сечений

Аэродинамическое проектирование крыла 1 осуществлялось для компоновки без оперения при помощи процедуры многорежимной оптимизации на 10 режимах полёта: $M=0.835$ $C_y=0.565$; $M=0.83$ $C_y=0.58$; $M=0.84$ $C_y=0.55$; $M=0.835$ $C_y=0.52$; $M=0.845$ $C_y=0.52$; $M=0.85$ $C_y=0.52$; $M=0.83$ $C_y=0.7$ при натурном числе Рейнольдса $Re=40$ млн, а также $M=0.835$ $C_y=0.565$, $M=0.84$ $C_y=0.55$ и $M=0.845$ $C_y=0.535$ при $Re=3.6$ млн, $\bar{X}_p=10\%$. Для устранения опасности преждевременного срыва на консольной части крыла с большим сужением на режиме $M=0.83$ $C_y=0.7$ штрафовалась не только величина абсолютного волнового сопротивления, но и величина максимального локального значения $C_{x_{всеч}} \geq 0.0036$. Это позволяет добиться более равномерного появления отрывов из-под скачка по размаху.

Крыло 2 имеет то же распределение хорд по размаху, но стреловидность его увеличена до 30.7° , а относительная толщина снижена приблизительно на 0.5% . Это позволило сдвинуть начало волнового кризиса по скорости почти на $\Delta M \approx 0.01$ и в реальности обеспечить $M_{крейс} = 0.84 \div 0.85$. Несмотря на увеличенный размах, вес новых крыльев не должен сильно вырасти, так как

увеличенное сужение уменьшает изгибающий момент в корне. Вес крыла тем более снизится, если применить новейшие композитные материалы в конструкции. Абсолютные толщины крыльев в корневой зоне близки, поэтому внутренний объём под топливо практически не уменьшится. Заметим, что при отказе от конструктивного ограничения по использованию прежнего центроплана, внутренний объём можно даже повысить за счёт увеличения относительной толщины бортового профиля и/или расширения кессона. Тематическая модель перспективного ДМС с двумя вариантами крыльев изготовлена в масштабе 1:30.4. Фюзеляж модели и оперение по геометрии соответствуют самолёту Ил-96-400. Мотогондолы двигателя соответствуют двигателю типа ПД-35.

Фотография модели перспективного ДМС с крылом 1 в рабочей части АДТ Т-128 представлена на рисунке 11.

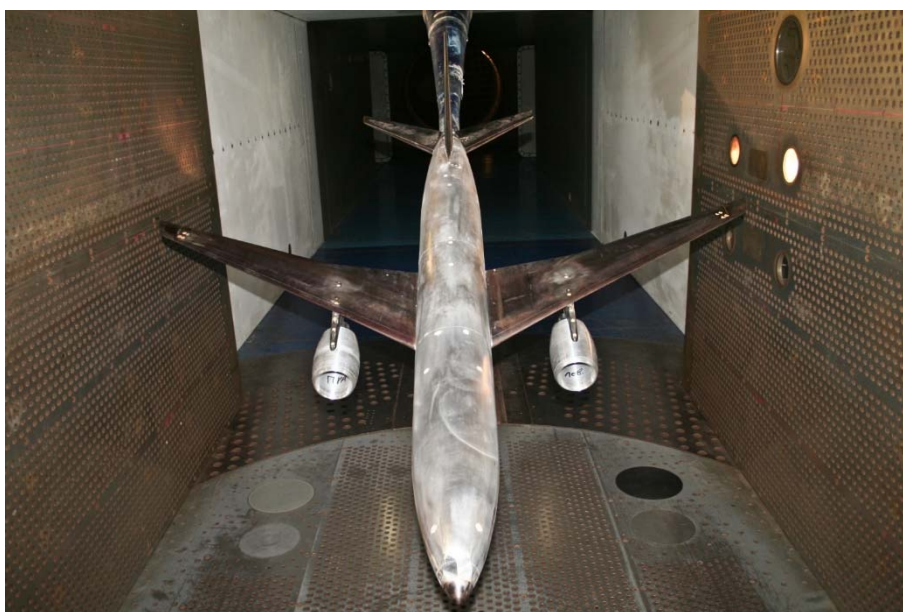


Рисунок 11 – Модель перспективного ДМС с крылом 1 в АДТ Т-128

Интегральные характеристики крыльев 1 и 2 представлены на рисунках 12, 13. Обычно, в качестве $M_{\text{КРЕЙС}}$ подразумевается такое число Маха, при котором произведение $K_{\text{МАХ}} \cdot M$ падает на $\sim 1\%$ по сравнению с максимумом. В соответствии с этим критерием при фиксированном переходе у первого крыла $M_{\text{КРЕЙС}}=0.83$, у второго $M_{\text{КРЕЙС}}=0.84$. При свободном переходе эти значения, как обычно, больше на ~ 0.01 . Таким образом, аэродинамические характеристики крыльев при больших скоростях соответствуют расчётным. При малых скоростях требуется доработка консольных профилей для увеличения несущих свойств и улучшения протекания моментных характеристик.

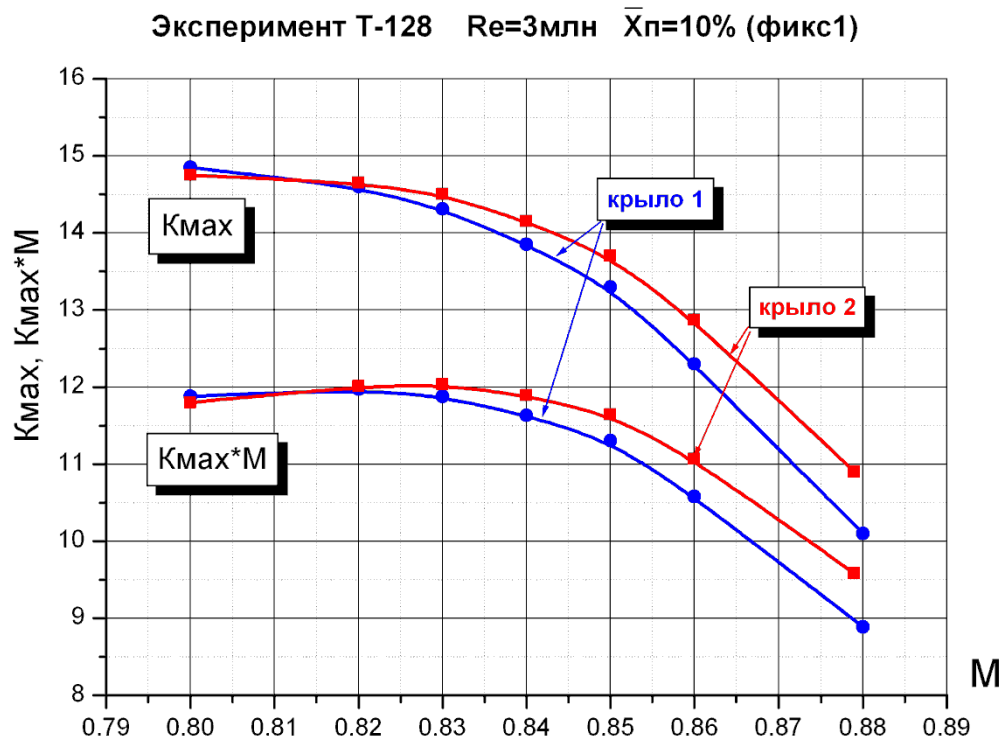


Рисунок 12 – Аэродинамические характеристики модели при фиксированном переходе

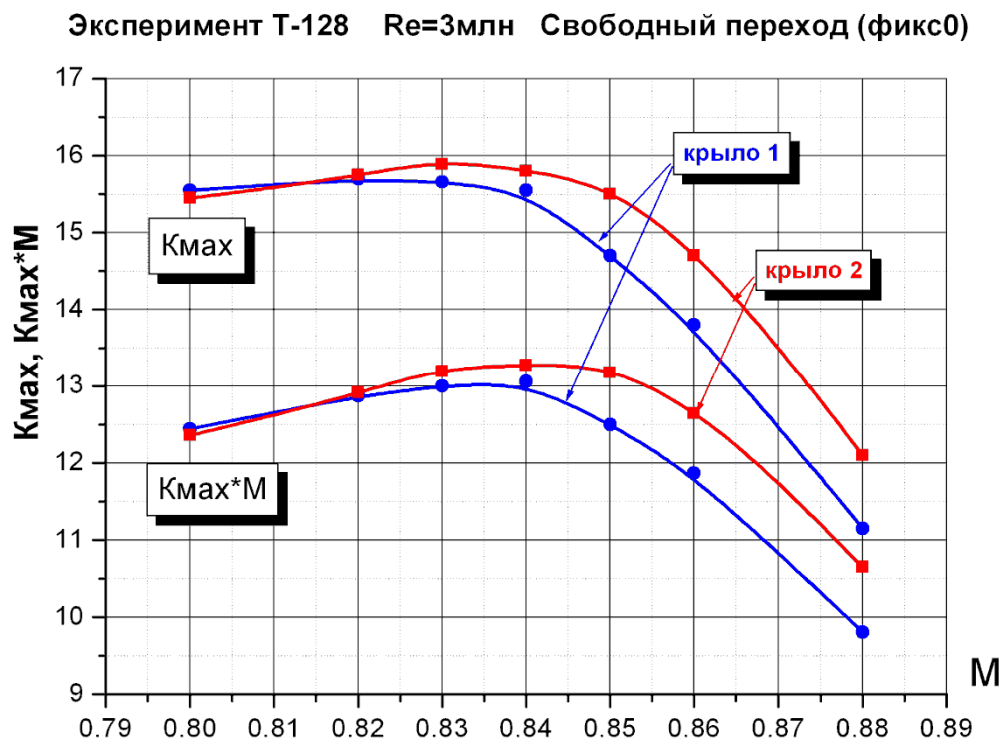


Рисунок 13 – Аэродинамические характеристики модели при свободном переходе

Испытанные крылья отличаются большим удлинением ($\lambda=10.43$) и сужением ($\eta=4.35$), но умеренной стреловидностью ($\chi_{1/4}=30^\circ$ и 30.7°). Геометрия крыльев выбрана таким образом, чтобы, при желании, их можно

было бы установить по существующей бортовой нервюре самолёта Ил-96-300/400. Испытания подтвердили заложенные при проектировании аэродинамические характеристики, включая достижение заданной крейсерской скорости $M=0.83\div 0.84$ для крыла 1 и $M=0.84\div 0.85$ для крыла 2 с повышенным для обоих вариантов крыльев на $\Delta K \approx 1.5\div 2.0$ аэродинамическим качеством по сравнению с базовой компоновкой, рассчитанной на $M_{\text{КРЕЙС}}=0.8$ (самолёт ИЛ-96-400). Таким образом, при установке новых крыльев аэродинамический параметр дальности повышается на $10\div 12\%$ по сравнению с существующей аэродинамической компоновкой крыла Ил-96-400.

В третьей части главы 2 проведены исследования по формированию геометрии крыла перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта (ШФДМС) с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85$. На первом этапе спроектировано крыло ДМС-21-1. Параметры крыла выбраны следующие: $S_{\text{ТР}}=300 \text{ м}^2$, $S_{\Sigma}=348 \text{ м}^2$, $L=56 \text{ м}$, $\lambda_{\text{тр}}=10.45$, $\eta=3.85$, $\chi_{1/4}=32.77^\circ$. Крыло проектировалось для установки на существующий тематический фюзеляж М2Ф21/Ф31. Крыло формировалось по 7 базовым сечениям. Крыло ДМС-21-1 в компоновке крыло+фюзеляж+мотогондолы оптимизировалось по 10 основным режимам: $M=0.84$ $C_y=0.6$, 0.7 ; $M=0.845$ $C_y=0.6$; $M=0.85$ $C_y=0.6$; $M=0.855$ $C_y=0.525$, $M=0.86$ $C_y=0.565$; $M=0.865$ $C_y=0.51$ при натурных условиях и $M=0.845$ $C_y=0.6$; $M=0.85$ $C_y=0.59$; $M=0.855$ $C_y=0.58$ при трубных условиях. В качестве прямого метода расчёта использовалась программа BLWF-56. Напомним, что в этой программе не учитывается пилон и струя двигателя. Кроме того, на фюзеляже не учитывается наличие пограничного слоя.

Испытания модели самолёта ДМС-21-1 без хвостового оперения были проведены в аэродинамической трубе Т-128 (рисунок 14).



Рисунок 14 – Модель ДМС-21-1 в рабочей части АДТ Т-128

Интегральные характеристики модели ДМС-21-1 представлены на рисунке 15. Видно, что максимум параметра дальности модели достигается при $M=0.85$.

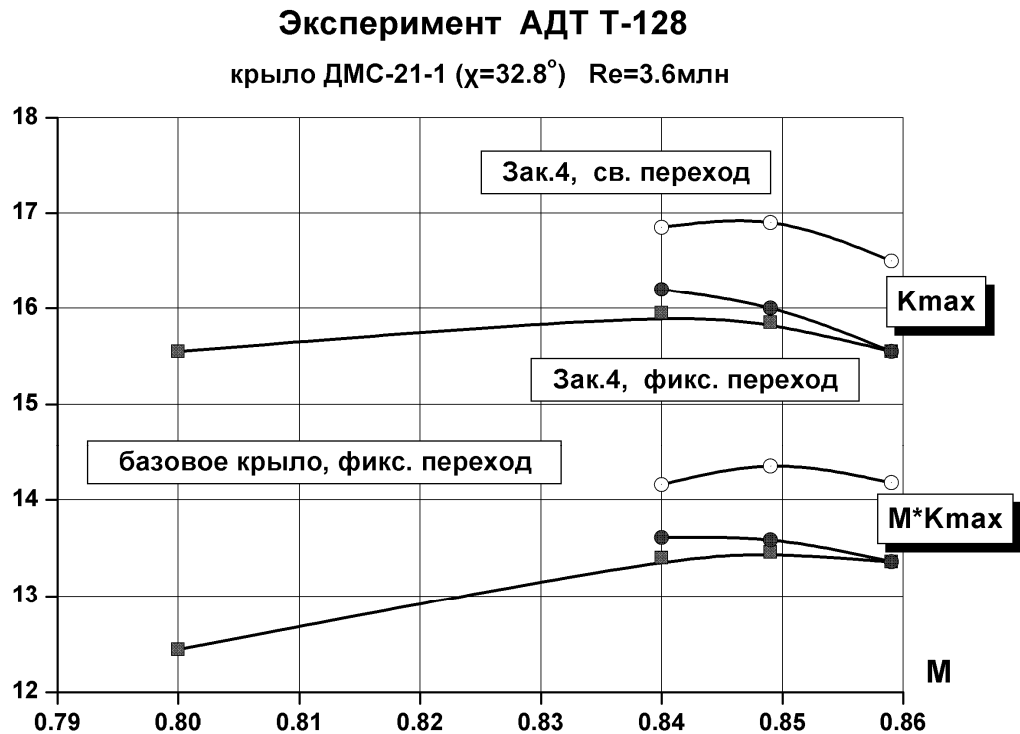


Рисунок 15 - Экспериментальные значения качества и параметра дальности модели ДМС-21 с крылом 1

В целом, базовое крыло ДМС-21-1 выполнило свои задачи и показало реализуемость требований, предъявляемых к ШФДМС относительно скорости крейсерского полёта и запасам по бафтингу, в выбранных параметрах (стреловидность, относительная толщина, относительное положение мотогондолы).

Дальнемагистральные самолёты последнего поколения – В-777, В-787, А-350 имеют непривычно большое сужение. Увеличение сужения облегчает вес конструкции крыла, увеличивает его внутренний объём, несколько снижает профильное сопротивление за счёт увеличения доли сечений с большим числом Рейнольдса, увеличивает площадь механизации. В то же время, при увеличении сужения местные значения C_u на конце крыла возрастают, что ведёт к увеличению риска развития срыва в зоне элеронов.

Для отечественных самолётов характерны умеренные величины сужения: SSJ-100 – 3.25; МС-21 – 3.5; Ил-96 - 3.6; Ту-204 - 3.93; Ту-334 - 4.

Для базового крыла ДМС-21-1 было также выбрано умеренное значение $\eta=3.85$. Испытания модели ДМС-21-1 не выявили критических изменений поведения продольного момента. Для прояснения вопроса было спроектировано новое крыло (ДМС-21-2) с увеличенным по сравнению с крылом ДМС-21-1 сужением. Величина сужения составила $\eta=4.35$ (рисунок 16). Концевую хорду уменьшили на 0.21 м, а осевую увеличили на ту же величину. Площадь и удлинение остались прежними $S_{TP}=300 \text{ м}^2$, $S_{\Sigma}=348 \text{ м}^2$,

$\lambda_{тр}=10.45$, стреловидность по передней кромке также не менялась, но за счёт большего сужения стреловидность по четверти хорд уменьшилась до $\chi_{1/4}=32.63^\circ$. Положение мотогондол по размаху и хорде не менялись.

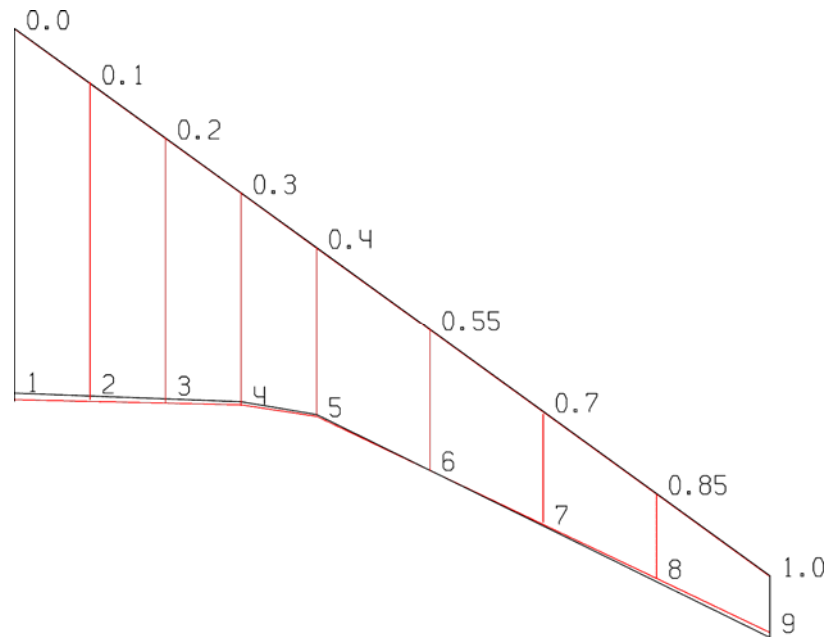


Рисунок 16 – Сравнение форм в плане крыльев ДМС-21-1 (чёрный цвет) и ДМС-21-2 (красный цвет)

Крыло ДМС-21-2 в компоновке крыло+фюзеляж+мотогондолы проектировалось при помощи процедуры многорежимной оптимизации на режимах близким к тем, что были задействованы при проектировании крыла ДМС-21-1, но с некоторым уклоном в сторону больших Su . Кроме того, в процедуру оптимизации крыла ДМС-21-2 с увеличенным сужением было введено новшество по затягиванию отрыва из-под скачка на консольной части. Для этого вводился штраф за локальное превышение $Sx_{всеч}$ относительно предписанного уровня ($Sx \leq 0.0026$). Реально этот штраф проявляется только на режиме “начала бафтинга” $M=0.84$ $Su=0.7$. Модель самолёта ШФДМС с крылом ДМС-21-2 была также испытана в аэродинамической трубе Т-128.

На рисунке 17 приведены зависимости $K_{мах}$, $K_{мах} \cdot M = f(M)$ для модели ШФДМС с крылом ДМС-21-2, полученные при свободном и фиксированном переходе пограничного слоя. Видно, что наибольшее значение параметра аэродинамической дальности $K \cdot M$ для случая свободного перехода достигается при числах $M=0.85$.

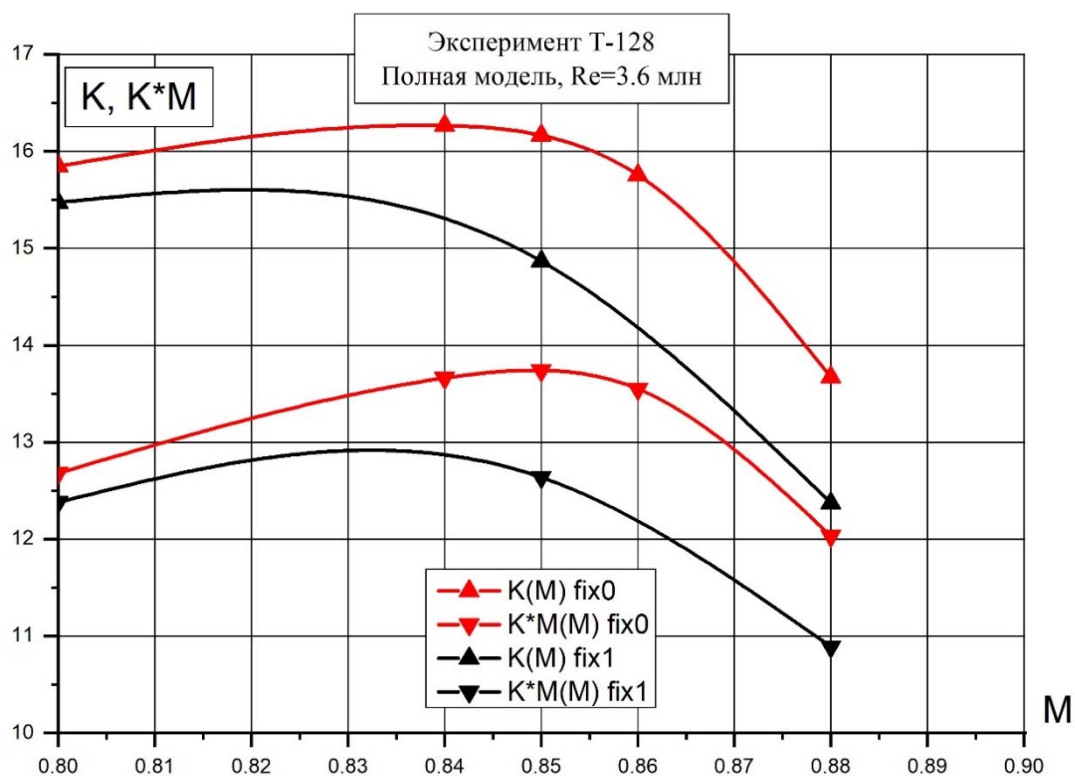


Рисунок 17 - зависимости $K_{\max}$, $K_{\max} \cdot M = f(M)$

В результате длительных дискуссий была выбрана согласованная аэродинамическая компоновка перспективного ШФДМС со следующими геометрическими параметрами: $S_{\text{тр}}=338.7 \text{ м}^2$, размах без законцовок $L=59.54 \text{ м}$, $\lambda=10.467$, $\eta=4.5$, $\chi_{\text{лк}}=35^\circ$, $\chi^{1/4}=32.6^\circ$. Таким образом, по сравнению с крыльями ДМС-21-1, ДМС-21-2 стреловидность крыла ДМС-21-3 осталась той же, а площадь крыла выросла, что автоматически уменьшает мидель и относительную оmyваемую площадь фюзеляжа и мотогондол, и приведёт к увеличению аэродинамического качества.

К крылу ДМС-21-3 предъявлялись следующие требования: обеспечение высокого аэродинамического качества при $M=0.85 \div 0.86$ в присутствии близкорасположенных мотогондол большого диаметра на крейсерских режимах полёта, обеспечение $M_{\text{МО}}=0.89$, защита концевых сечений от срыва на всех режимах полёта, обеспечение необходимых объёмов для размещения шасси, обеспечение максимально возможных относительных толщин профилей не только для снижения весовых издержек, но и для уменьшения количества слоёв композитных панелей (риска непрочлеивания), обеспечение достаточных запасов по бафтингу для обеспечения крейсерского полёта на $K_{\text{МАХ}}$ ($M=0.85$ $S_y \sim 0.6$), обеспечение достаточно высоких несущих свойств изолированного крыла и крыла с механизацией на малых скоростях полёта,. Отметим, что требования носят противоречивый характер. В частности, представляется невозможным обеспечить столь высокое значение $M_{\text{МО}}=0.89$ и высокое аэродинамическое качество при $M=0.85$ на крыле фиксированной геометрии. Обеспечение запасов по бафтингу также проблематично. Адаптация задней кромки должна помочь сгладить данные противоречия.

Как и предыдущие два крыла ДМС-21-1 и ДМС-21-2, новое крыло проектировалось в компоновке без хвостового оперения при помощи процедуры многорежимной оптимизации на 10 крейсерских режимах полёта и на режиме $M=0.2$. Крейсерские режимы оптимизации для крыла ДМС-21-3 были выбраны близкими к тем, что были задействованы при проектировании крыльев ДМС-21-1 и ДМС-21-2, но с некоторым уклоном в сторону больших M . Как и для крыла ДМС-21-2 при проектировании крыла ДМС-21-3 с увеличенным сужением было введено ограничение по интенсивности скачка уплотнения на консольной части. Для этого вводился штраф за локальное превышение $S_{xv}^{сеч}$ относительно предписанного уровня. Реально этот штраф проявляется только на режиме “начала бафтинга” $M=0.845$ $S_y=0.68$. Обеспечение хороших несущих свойств ($C_{y_{MAX}}$) при малых скоростях (рассчитывались при помощи программы WSEP) требует больших радиусов носка и увеличенной вогнутости профилей. Однако, это ухудшает скоростные свойства. В итоге, разумный компромисс был найден при оптимизации целевой функции

$$I=0.8*\langle K \rangle + 2*C_{y_{MAX}},$$

где $\langle K \rangle$ - осреднённое аэродинамическое качество на десяти режимах.

Проведены экспериментальные исследования модели широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта ШФДМС с крылом ДМС-21-3 в АДТ Т-128. Несущие характеристики при малых числах M ($M=0.2$) приведены на рисунке 18. Несущие и моментные характеристики на крейсерских режимах полёта приведены на рисунке 19.

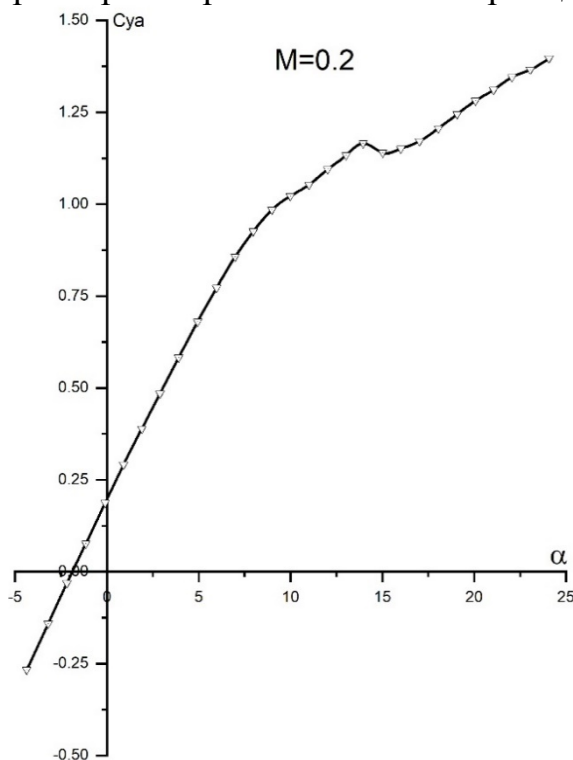


Рисунок 18

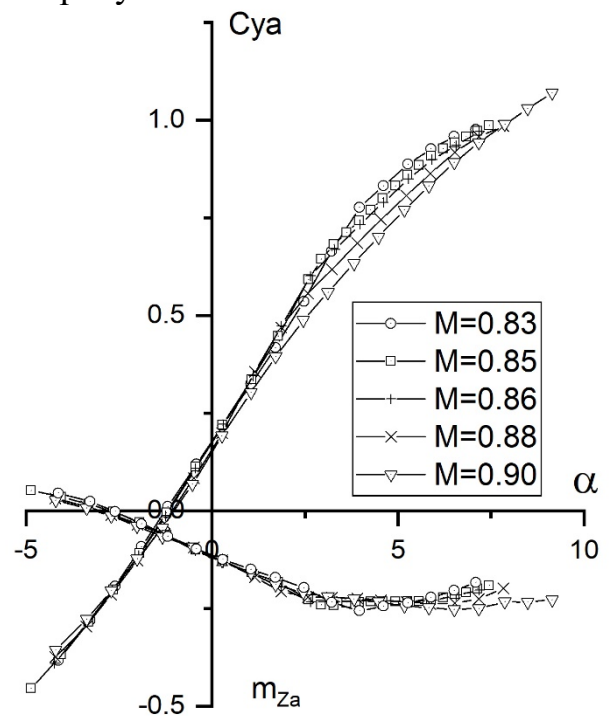


Рисунок 19

На рисунке 20 приведены зависимости $K(M)$ и $KM(M)$ для свободного и фиксированного перехода пограничного слоя. Видно, что аэродинамическая компоновка обеспечивает крейсерскую скорость полёта $M=0.85$ и высокий уровень аэродинамического совершенства.

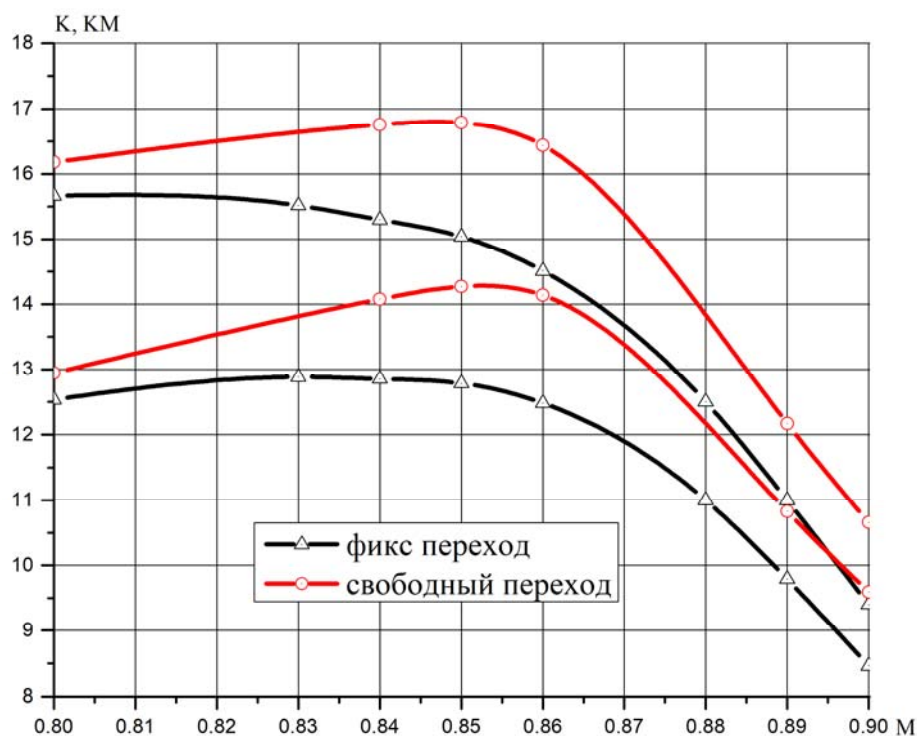


Рисунок 20

В главе 3 предложена оригинальная схема небольшого реактивного административного самолёта с каплевидным фюзеляжем, позволяющая значительно улучшить комфорт пассажиров и получить за счёт благоприятной аэродинамической интерференции максимальную скорость полёта, соответствующую числам маха $M=0.8 \div 0.82$ на прямом крыле с относительной толщиной профилей $15 \div 11\%$.

Одним из главных критериев оценки административного самолёта потенциальными заказчиками является степень комфорта, определяемая объёмом и максимальной высотой салона. Стремясь повысить высоту салона, конструкторы, как правило, выносят крыло вниз за обводы фюзеляжа, что приводит к необходимости организации большого обтекателя. Такая компоновка противоречит основам рациональной аэродинамической интеграции элементов самолёта. Для того, чтобы уменьшить неблагоприятную аэродинамическую интерференцию необходимо разносить области максимальных возмущений, здесь же, наоборот, происходит сложение возмущённых скоростей фюзеляжа и крыла, что приводит к усилению продольных градиентов давления и более раннему возникновению кризисных явлений.

Для того, чтобы более наглядно продемонстрировать неблагоприятное влияние обтекателя была решена следующая модельная обратная задача: какой геометрии крыла с цилиндрическим фюзеляжем соответствует

распределение давления на компоновке с обтекателем? Решение данной задачи приведено на рисунке 21. Видно, что добавление возмущенных скоростей от обтекателя эквивалентно увеличению относительной толщины бортового профиля на 30% (с 13.9% до 18%)!

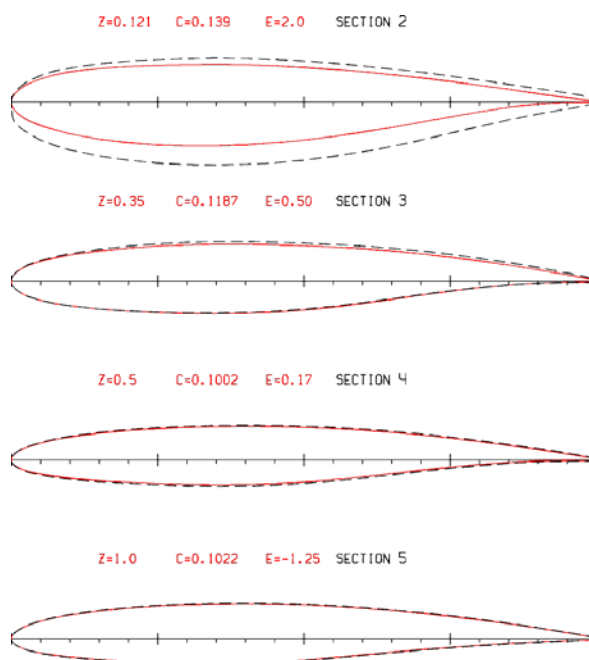


Рисунок 21

При рациональном учёте аэродинамической интерференции целесообразно устанавливать крыло в область заторможенного потока. В частности, этому принципу соответствует знаменитое правило площадей для околозвуковых самолётов.

Торможения в области крыла можно добиться за счёт поджатия фюзеляжа и близкого расположения двигателей в хвостовой части. Таким образом, напрашивается компоновка подобная изображенной на рисунке 22.



Рисунок 22 – Общий вид предлагаемого самолёта

Проведенные расчёты обтекания трансзвуковым потоком доказали рациональность выбранной схемы. Так, при каплеобразной форме фюзеляжа оказалось возможным повысить относительную толщину фюзеляжа до 20% без возникновения скачков уплотнения вплоть до чисел Маха $M=0.86\div 0.87$. Это значит, что максимальной высоты салона в 1.9 м можно достичь уже при длине фюзеляжа $L_f\sim 11$ м. Типичная длина больших административных самолётов с такой высотой салона превышает 20 м.

Параметры крыла определялись из условий крейсерского полёта и из условий центровки. У административных самолётов режим максимальной скорости едва ли не важнее режима полёта на дальность, так как расход топлива не является определяющим фактором. Из-за того, что в профилировке крыла используются скоростные профили, рассчитанные на $Su\sim 0.3$, на больших Su возникают сильные носовые скачки уплотнения, поэтому полёт на максимальную дальность ($Su\sim 0.5$) происходит при гораздо меньших числах Маха. Если для магистральных самолётов разница между полётом на максимальную дальность и максимальную скорость обычно составляет $\Delta M\sim 0.03\div 0.04$, то для самолётов бизнес класса эта разница скоростей нередко равна $\Delta M\sim 0.06\div 0.08$.

Для данной компоновки крыло с нулевым значением стреловидности заднего лонжерона было спроектировано при помощи традиционной методики аэродинамического проектирования. Крыло компоновалось по 5 базовым сечениям. Заклинение крыла равно $\varphi=1^\circ$. Небольшой передний наплыв выполнен для увеличения строительной высоты кессона в наиболее напряженной корневой части и для устранения вероятности попадания срыва с крыла на больших углах атаки в воздухозаборники двигателей.

В аэродинамической трубе АДТ Т-128 проведены испытания модели административного самолёта с гладким крылом на хвостовой державке (рисунок 23).



Рисунок 23

На рисунках 24, 25 представлены зависимости $K(M)$, $C_{xa}(M)$ для модели самолёта в полной комплектации (с ГО и с МГ) при значениях коэффициента подъёмной силы $C_{ya}=0.25, 0.3, 0.35, 0.4, 0.5$. Максимальное качество достигается при $C_{ya}=0.5$, но самолёт сбалансирован при значении коэффициента подъёмной силы $C_{ya}\sim 0.4$. Видно, что при числе $M\sim 0.78$ коэффициент лобового сопротивления уменьшается на $\Delta C_{xa}\sim 0.001$, далее начинает возрастать.

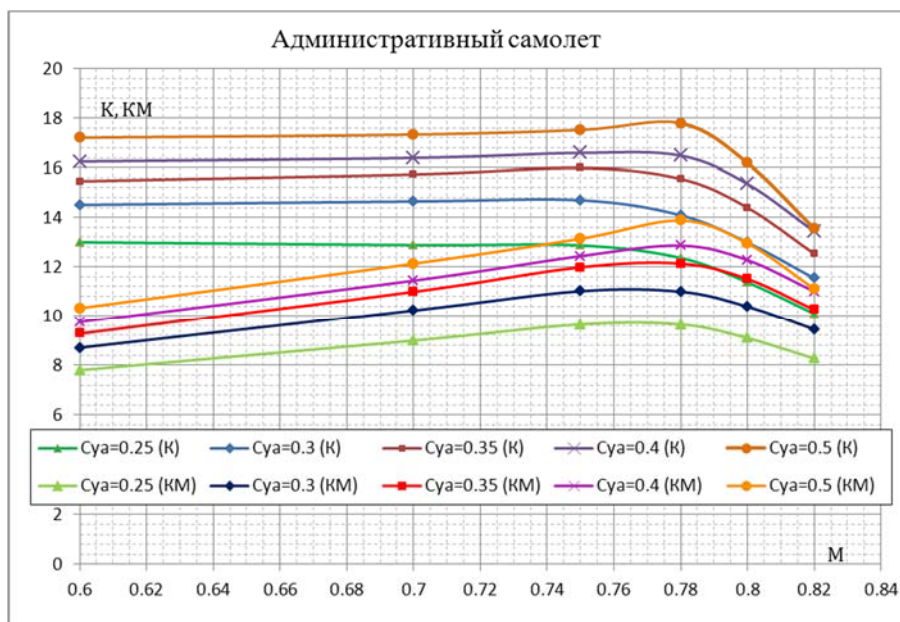


Рисунок 24

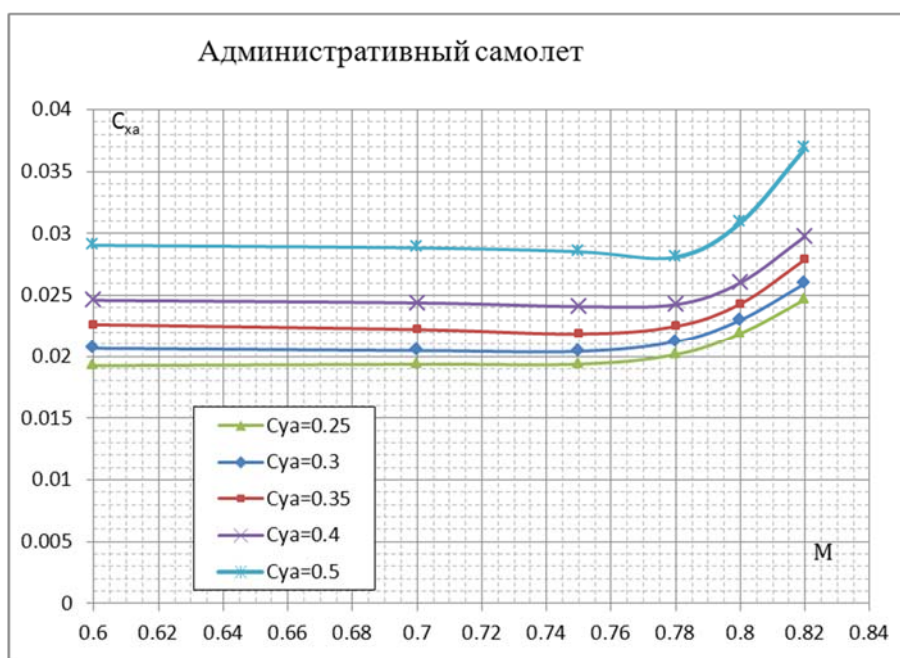


Рисунок 25

Величина $(K \cdot M)_{\max}$ достигается при $M=0.78$, что даже выше того, что предполагалось изначально. При этом уровень аэродинамического качества

находится на уровне аналогов. Обеспечивается крейсерский скоростной полёт с числом Маха $M=0.8$.

Для дальнейшей проработки аэродинамической компоновки административного самолёта была выбрана схема с расположением двух двигателей на верхней поверхности крыла с воздухозаборниками над задней кромкой крыла. Перенос двигателей наверх сулит ряд преимуществ в акустических (данное размещение двигателей уменьшает шум на местности вследствие экранирования крылом шума вентилятора) и эксплуатационных характеристиках самолётов. Мотивация такого решения была следующая: упростить и облегчить конструкцию хвостовой части фюзеляжа, рассмотреть возможность установки палубного ГО или даже V-образного оперения, освободить место под хвостовой багажник для длинномерных предметов (лыжи и пр.), отодвинуть воздухозаборники двигателей от зоны отрыва, начинающейся вблизи борта фюзеляжа, уменьшить риск повреждения второго двигателя при разлёте лопаток турбины, облегчить проблему разбежки центровок при создании семейства с различной пассажировместимостью, при размещении шасси в гондолах на крыле типа Ту-134, Ту-154 увеличить колею шасси и, соответственно, проходимость на аэродромах с неподготовленным покрытием. Аэродинамические характеристики и положение аэродинамического фокуса рассчитывалось для полной компоновки как по программе BLWF 56, так и по методу вихревой решётки - полученные значения оказались близки. С компоновочной точки зрения целесообразно, чтобы центр тяжести самолёта слабо зависел от количества топлива в крыльевом и надкрыльевом топливных баках, т.е. находился приблизительно в районе переднего лонжерона крыла. Тогда необходимое положение аэродинамического фокуса обеспечивается приблизительно при нулевой стреловидности крыла (для окончательного выбора формы в плане необходим детальный весовой расчёт при различных вариантах загрузки самолёта). При нулевой стреловидности упрощается и облегчается конструкция крыла, а также улучшаются взлётно-посадочные характеристики, позволяя в первом приближении обойтись без предкрылка.

Параметры крыла были выбраны следующими: $S_{\text{TP}}=22 \text{ м}^2$, $L=13.5 \text{ м}$, $\lambda=8.28$, $\eta=3.14$, $\chi_{1/4}=10^\circ$ ($\chi=14^\circ$ по передней кромке крыла базовой трапеции и $\chi=0^\circ$ по задней кромке крыла). Крыло в компоновке крыло-фюзеляж-мотогондолы оптимизировалось на 6 режимах обтекания: $M=0.78$ $C_y=0.525$; $M=0.79$ $C_y=0.5$; $M=0.8$ $C_y=0.475$; $M=0.81$ $C_y=0.425$; $M=0.82$ $C_y=0.375$ при $Re=10$ млн и $M=0.8$ $C_y=0.475$ при $Re=3.5$ млн.

Проведены экспериментальные исследования модели административного самолёта с гладким крылом в АДТ Т-128. На рисунке 26 приведены зависимости $K_{\text{мах}}$, $K_{\text{мах}} \cdot M = f(M)$ для полной модели административного самолёта, полученные при свободном и фиксированном переходе пограничного слоя, подтверждающие высокое аэродинамическое совершенство и заявленные скоростные характеристики. Видно, что наибольшее значение параметра аэродинамической дальности $K \cdot M$ для случая свободного перехода достигается при числах $M=0.80$. Предложенная

оригинальная схема административного самолёта с каплевидным фюзеляжем, позволяющая значительно улучшить комфорт пассажиров и получить за счёт благоприятной аэродинамической интерференции максимальную скорость полёта, соответствующую числам Маха $M=0.8\div0.82$ на прямом крыле с относительной толщиной профилей $15\div11\%$. Самолёты-аналоги с подобной скоростью полёта имеют стреловидное крыло со стреловидностью не менее 25° . Использование прямого крыла упрощает и облегчает конструкцию, позволяет получить высокие взлётно-посадочные характеристики при отсутствии предкрылка и обеспечивает естественную ламинаризацию обтекания поверхности.

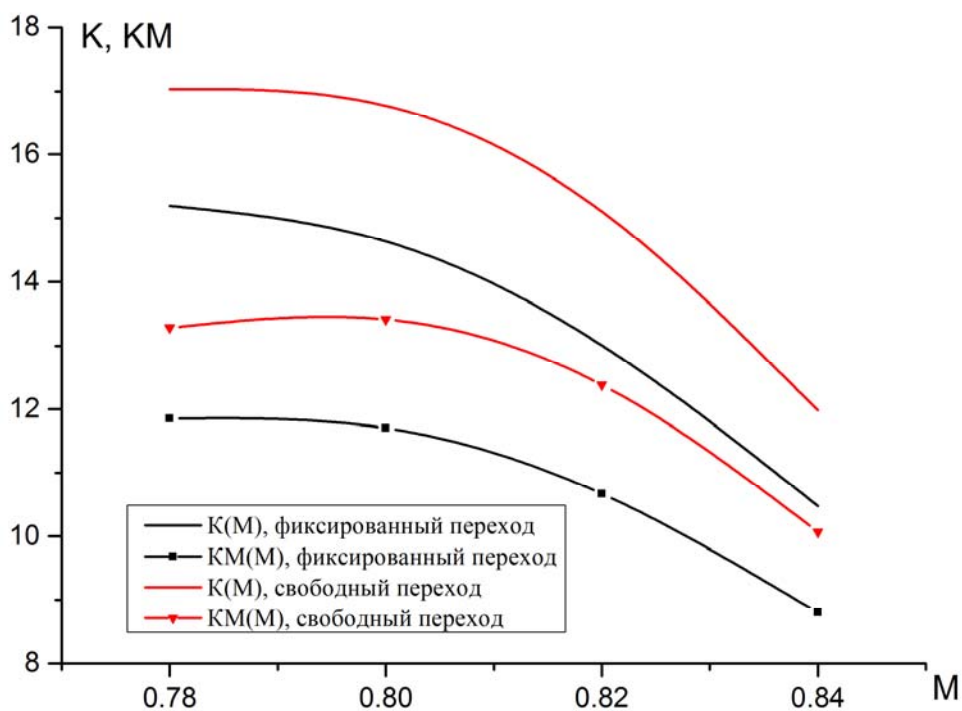


Рисунок 26

В главе 4 описаны особенности проектирования скоростных крыльев умеренной стреловидности для перспективного регионального самолёта, предложена методология аэродинамического проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания.

Для региональных и ближнемагистральных самолётов одним из важнейших ресурсов повышения аэродинамического качества является ламинаризация обтекания крыла, оперения и мотогондол. Так как стреловидность крыла и число Рейнольдса небольшие, то рационально рассматривать естественную ламинаризацию обтекания (ЕЛО), как наиболее простую по технологии. Ранее считалось, что снижение стреловидности крыла до необходимых для ЕЛО значений $\chi_{1/4} \leq 15^\circ$ вынужденно влечёт за собой уменьшение крейсерского числа Маха до $M=0.7\div0.74$, что не вписывается в современную сетку авиалиний, обслуживаемых самолётами (В-737, А-320, SSJ-100 и др.) с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.78$. Однако, опыт применения современных

сверхкритических крыльев позволяет даже при столь малой стреловидности достичь высоких скоростей полета $M \approx 0.78-0.79$.

На первом этапе спроектирована компоновка с крылом со стреловидностью по четверти хорд $\chi_{1/4} = 15^\circ$ с двигателями под крылом (крыло 1). Крыло 1 (LSW-1) проектировалось для компоновки низкоплан в присутствии подкрыльевых двигателей большой степени двухконтурности. Задачей проектирования являлось доказательство возможности осуществлять крейсерский полёт с $M=0.78$ и сравнение аэродинамического совершенства для сравнения с компоновками других схем.

Крыло 1 имеет следующие параметры (рисунок 27): $L=35$ м, $S_{\text{пр}}=115$ м², $\lambda=11$, $\chi_{1/4}=15^\circ$, $\eta=3.9$, $С_{\text{АХ}}=3.554$ м. Крыло имеет передний и задний корневые наплывы. Относительная толщина выбрана следующей: 15.9%-12%-10%. Крыло оптимизировалось на следующих режимах обтекания: $M=0.77$ $C_y=0.59$; $M=0.78$ $C_y=0.525$, 0.575 и 0.7; $M=0.79$ $C_y=0.54$; $M=0.8$ $C_y=0.525$.

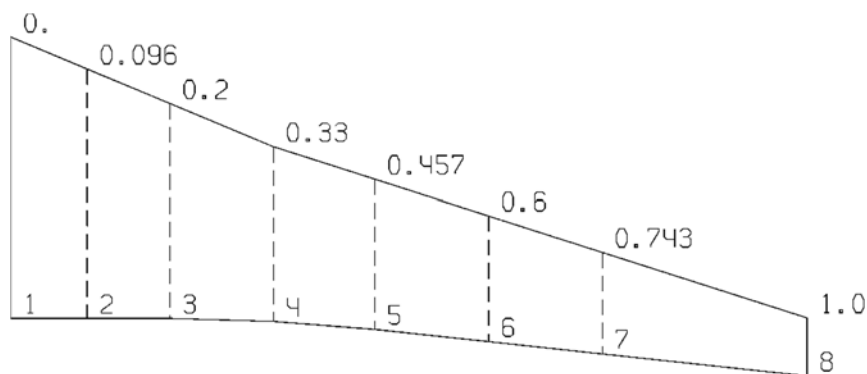


Рисунок 27 – Форма в плане и опорные сечения крыла 1

Модель перспективного регионального самолёта с крылом малой стреловидности с тематическими подкрыльевыми мотогондолами изготовлена и испытана в АДТ Т-128 (рисунок 28).



Рисунок 28

Экспериментально было доказано, что крыло малой стреловидности действительно может обеспечить требуемую скорость полёта $M \approx 0.78$ (рисунок 29) при стреловидности $\chi_{1/4} \sim 15^\circ$, при этом обеспечивает достаточно высокий уровень аэродинамического качества.

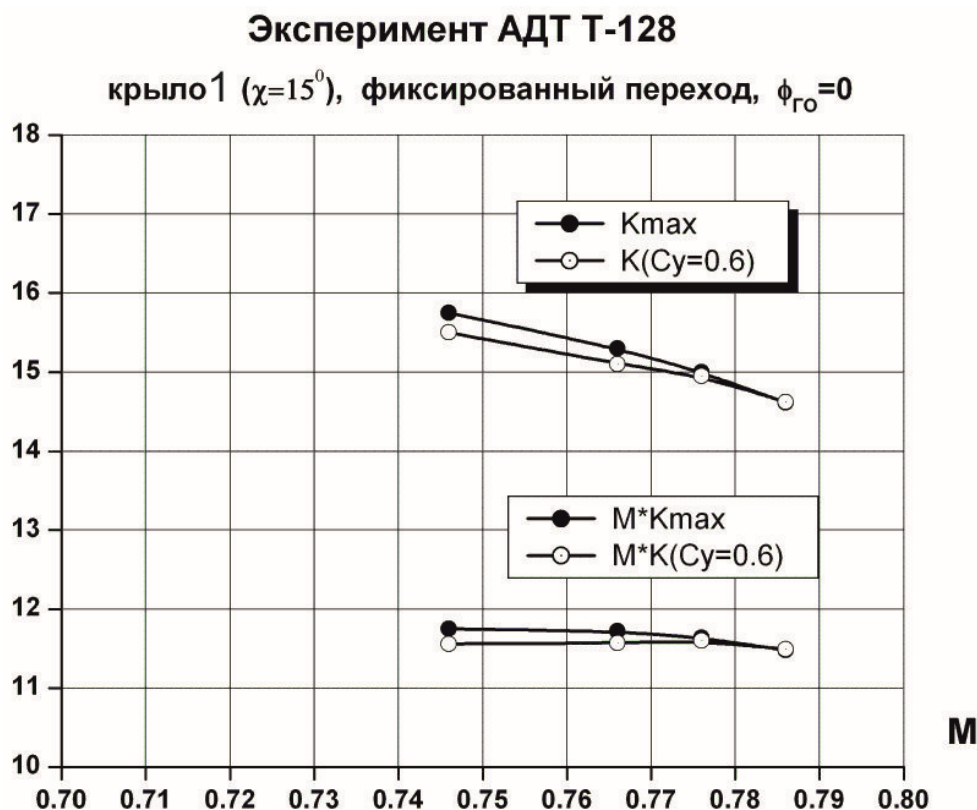


Рисунок 29 - K_{MAX} и $K_{MAX} \cdot M$

На следующем этапе спроектировано крыло 2 (LSW-2) с верхним расположением МГ с несколько увеличенной площадью ($S_{TP}=115 \text{ м}^2$) и меньшим удлинением $\lambda=10.65$ ($\chi_{1/4}=15.03^\circ$, $\eta=3.67$) по принятой аэродинамики методике, включающей оптимизацию аэродинамического качества на 9 режимах: $M=0.77$ $Cy=0.6$; $M=0.78$ $Cy=0.525$ и 0.6 ; $M=0.79$ $Cy=0.55$; $M=0.8$ $Cy=0.525$ и др.

Испытания модели самолёта регионального самолёта с крылом 2 были проведены в аэродинамической трубе Т-128.

Интегральные характеристики крыла 2 представлены на рисунке 30. Даже несмотря на отрицательный угол заклинения ГО новое крыло 2 имеет большее значение $M_{кр}^*$ по сравнению с крылом 1, как и предсказывалось расчётом. Максимум произведения $K_{MAX} \cdot M$ достигается при $M=0.78$ как при свободном, так и при фиксированном переходе.

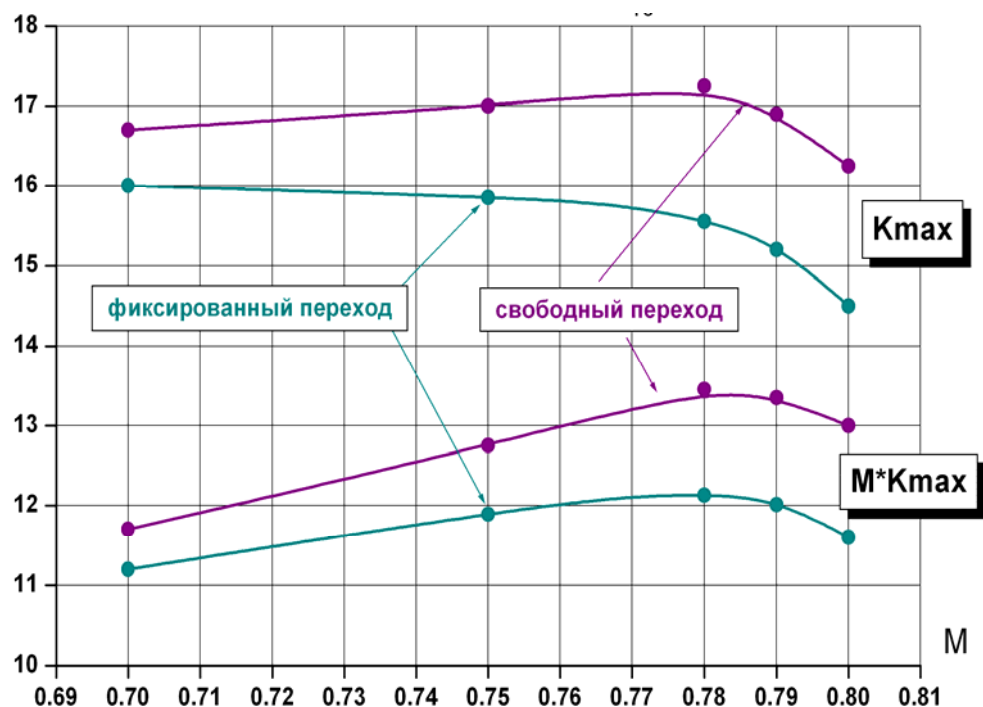


Рисунок 30 - Экспериментальные значения качества и параметра дальности модели РС с крылом 2 ($Re=3$ млн, $\phi_{ГО}=-2^\circ$)

Таким образом, доказано, что компоновка с двигателями над задней кромкой крыла по крейсерским аэродинамическим характеристикам не уступает классической с подкрыльевым расположением двигателей на пилонах. Этот результат является крайне важным!

Несущие характеристики нового крыла при малых скоростях ($M=0.2$) невысоки (особенно с учётом меньшей $S_{хар}$), по-видимому, из-за малых радиусов носка и малой вогнутости скоростных профилей (рисунок 31).

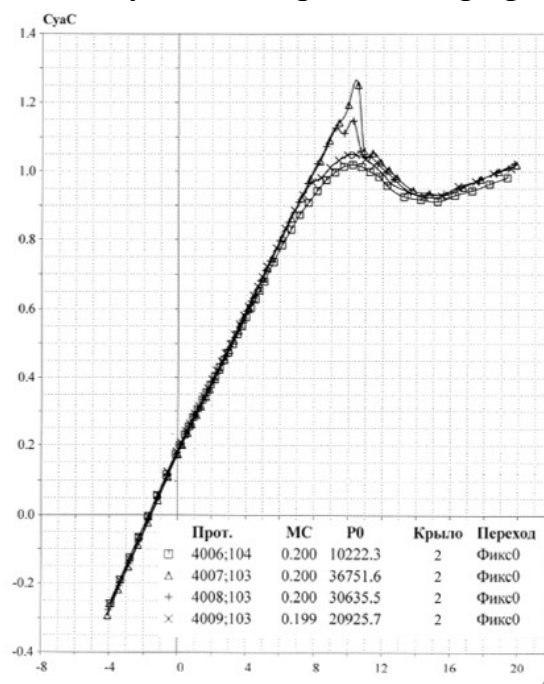


Рисунок 31 – Несущие характеристики РС с крылом 2 при малых скоростях

Крыло 2, хоть и имеет малую стреловидность, обладает ламинарными участками постфактум, т.е. при его проектировании принимались во внимание только полностью турбулентные натурные режимы обтекания и трубные режимы с фиксированным вблизи передней кромки крыла (10%) ламинарно-турбулентным переходом. В то же время, если говорить о ламинарном крыле, то желательно было бы при проектировании учитывать обтекание со значительными ламинарными участками напрямую. Это позволило бы добиться двух принципиальных результатов. Во-первых, протяженные ламинарные участки достигались бы на тех режимах, которые желательны разработчику, тогда как для обычных сверхкритических крыльев при свободном переходе характерны S-образные поляры с увеличенным сопротивлением на режимах, близким к крейсерским. Такое поведение объясняется зарождением на промежуточных C_u переднего скачка уплотнения, завершающего сверхзвуковую зону. Во-вторых, прямой расчёт ламинарного обтекания позволил бы контролировать и уровень волнового сопротивления, так как разгонные эпюры давления, необходимые для ламинарного течения, часто заканчиваются на верхней поверхности сильными скачками обтекания.

Для более корректного проектирования ламинарных крыльев малой стреловидности стандартная методика аэродинамического расчёта на базе программ BLWF была дополнена за счёт добавления инженерного блока расчёта положения перехода пограничного слоя. Напомним, что в программе BLWF-56 положение перехода вдоль размаха крыла фиксировано и задается в файле исходных данных. В новой инженерной методике расчёт перехода производится по плоским сечениям вдоль размаха, учитывается только неустойчивость Толлмина-Шлихтинга на базе полуэмпирического критерия Грэнвилла. Общий расчёт обтекания крыла при свободном переходе осуществляется итерационным образом. Сначала производится расчёт обтекания при начальном положении перехода, затем по полученной эпюре давления находится новое положение перехода; оно (с некоторой релаксацией) заводится в файл исходных данных и т.д. Обычно требуется 6-10 итераций для сходимости расчёта. Сходимость ухудшается при наличии разгонной эпюры, заканчивающейся скачком уплотнения. В этом случае положение перехода назначается на 1-2% хорды ближе положения скачка. Сравнение с экспериментальными данными по положению перехода, полученными методом ЖК-покрытий, показало удовлетворительную сходимость результатов. Проектирование ламинарных крыльев носит еще более многокритериальный характер, чем турбулентных. Для турбулентных крыльев профильное сопротивление меняется слабо, и оптимизируется, в основном, волновое сопротивление, которое при прочих равных условиях (относительная толщина, стреловидность, значение C_u) заметно меньше, чем у ламинарных. Для ламинарных крыльев, наоборот, характерен сильный компромисс между волновым и профильным сопротивлением. Малый радиус носка ламинарных профилей, а также невозможность установки предкрылков, снижают несущие свойства крыла и требуют увеличения его площади.

Ламинарные крылья имеют более заднюю нагрузку по хорде, что увеличивает потери на балансировку. Наконец, дополнительный компромисс существует из-за требования сохранения приемлемых аэродинамических характеристик при преждевременной турбулизации, могущей наступить вследствие загрязнения поверхности насекомыми, грязью или кристалликами льда. Возросший радиус носка высоконесущих профилей увеличивает риск распространения турбулизации по передней кромке, из-за чего было принято решение сделать стреловидность консоли нового крыла 3 немного меньше - $\chi_{1/4}=14.67^\circ$ ($\Delta\chi_{\text{ПК}}=-0.35^\circ$), а стреловидность переднего наплыва уменьшить на $\Delta\chi_{\text{ПК}}=-1.85^\circ$. Остальные характеристики в плане не менялись: $S_{\text{тр}}=115 \text{ м}^2$, $\lambda=10.65$, $\eta=3.67$. Относительная толщина сечений также осталась прежней.

Крыло 3 проектировалось на следующие 10 режимов: натурные турбулентные $M=0.77$ $C_y=0.6$; $M=0.78$ $C_y=0.525, 0.6, 0.725$; $M=0.79$ $C_y=0.575$; $M=0.8$ $C_y=0.525$, трубные с фиксированным переходом $M=0.78$ $C_y=0.58$; $M=0.79$ $C_y=0.56$, натурные со свободным переходом на верхней поверхности консольной части крыла $M=0.79$ $C_y=0.51, 0.56$, при этом протяженность ламинарных участков была ограничена 65% хорды – положением заднего лонжерона и интерцепторов.

Учитывая небольшое количество ламинарных режимов можно сказать, что крыло 3 находится скорее на турбулентной ветви Парето-фронта, т.е. это в первую очередь хорошее турбулентное крыло, но могущее обеспечить заметное снижение сопротивления в том случае, если погодные условия и качество внешней поверхности не препятствуют ламинаризации.

Расчётные исследования показывают, что, несмотря на осторожную оценку возможности ламинаризации крыла 3 (только верхняя поверхность консоли, причем не далее заднего лонжерона), выигрыш в профильном сопротивлении при свободном переходе достигает до 15 каунтов (рисунок 32).

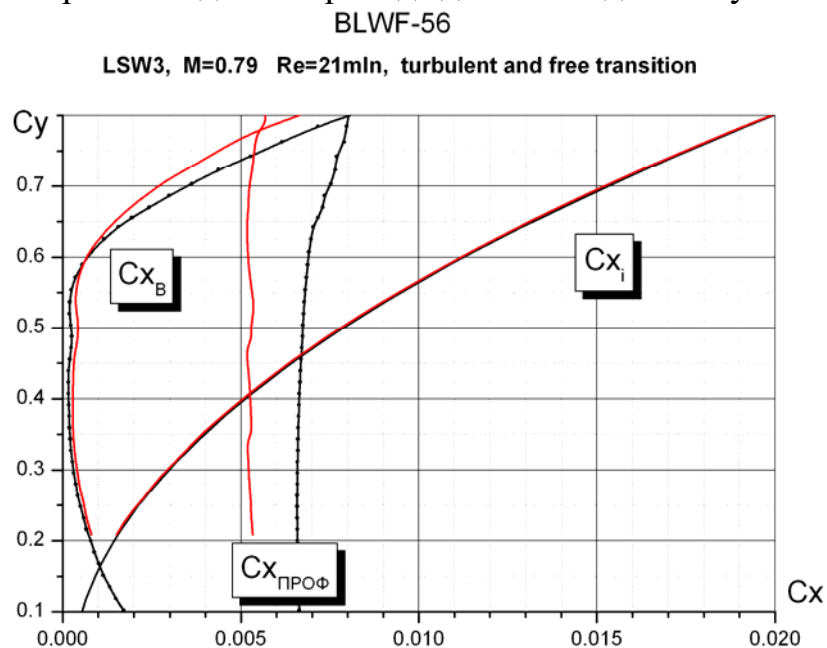


Рисунок 32 – Сравнение поляр при турбулентном обтекании и свободном переходе

У крыла 3 по расчётам выше несущие свойства при малых скоростях (рисунок 33).

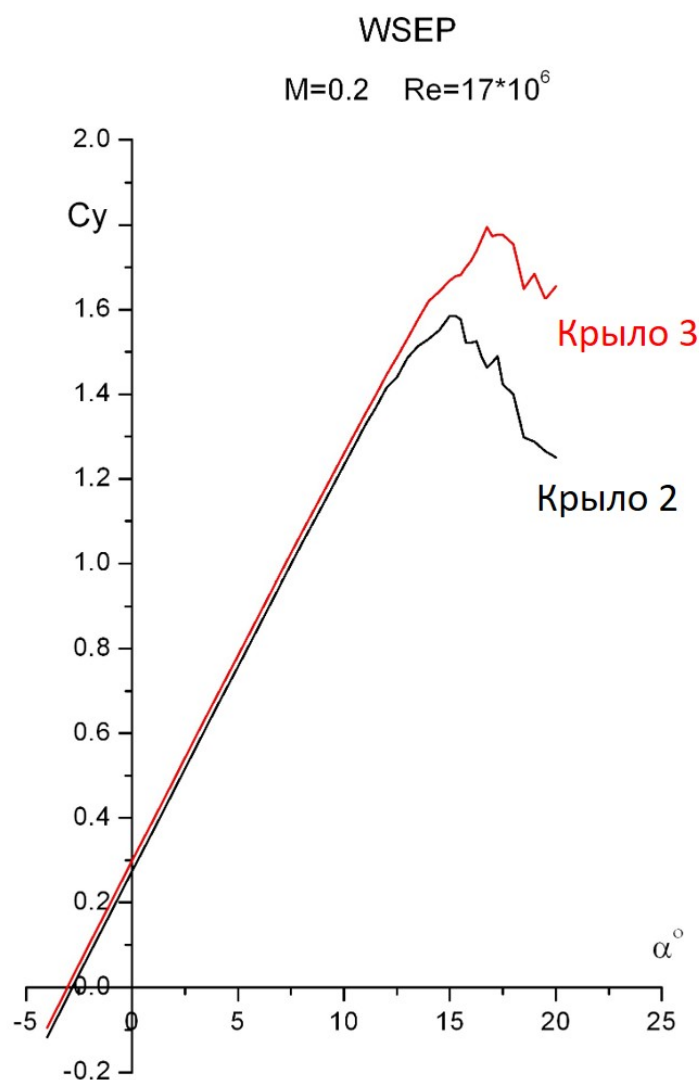


Рисунок 33 – Расчётные несущие характеристики при $M=0.2$

В задачу экспериментальных исследований в аэродинамической трубе Т-128 входило определение характеристик крыла 3 для регионального самолёта с расположением двигателей над задней кромкой крыла и их сравнение с крылом 2. Корректное сравнение двух крыльев возможно при сопоставлении результатов эксперимента, проведенного в одной серии испытаний.

Сравнение аэродинамических характеристик двух крыльев на крейсерских режимах полёта дано на рисунках 34, 35.

Видно, что цели, аэродинамического проектирования, озвученные в предыдущем разделе, достигнуты. Крыло 3 имеет несколько сниженные скоростные характеристики при фиксированном переходе, более высокое аэродинамическое качество при свободном переходе (ламинаризация верхней поверхности консольной части крыла регионального самолёта позволяет уменьшить полное сопротивление на 4-5%) и гораздо более высокие несущие характеристики при малых скоростях. Достигнутый уровень $C_{y_{\max}} \approx 1.75$

($M=0.2$, $Re=3$ млн.), подтвержденный в АДТ Т-106 и Т-128 (рисунок 36), является беспрецедентно высоким для скоростных крыльев!

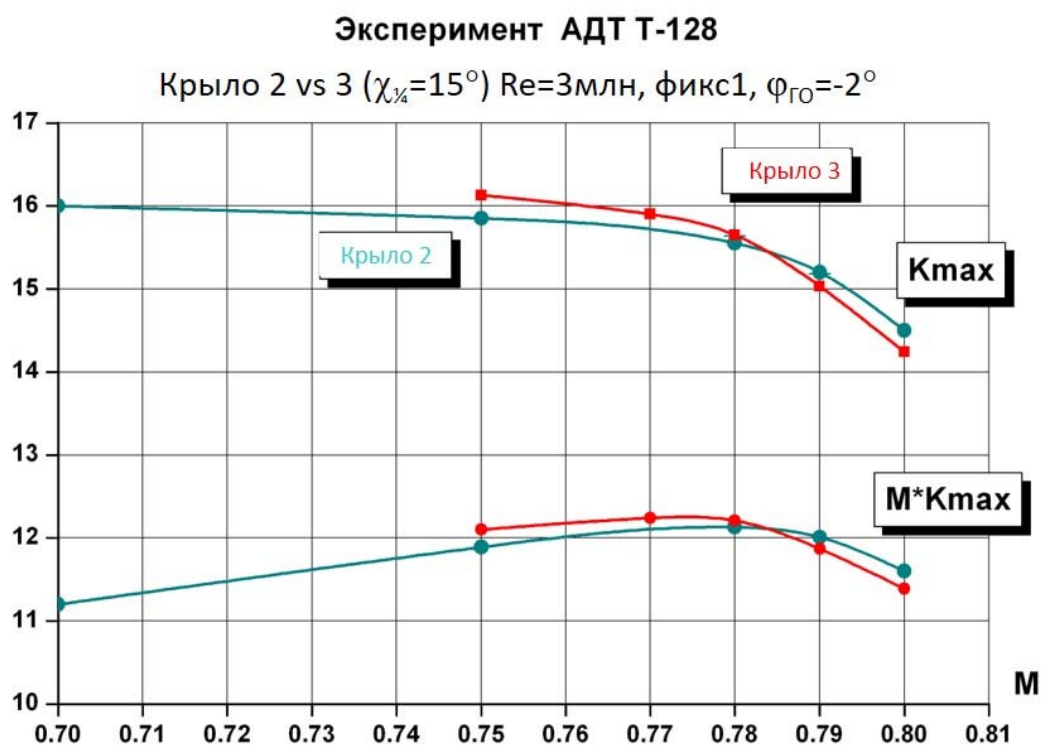


Рисунок 34 – Максимальное аэродинамическое качество и параметр дальности модели при фиксированном переходе

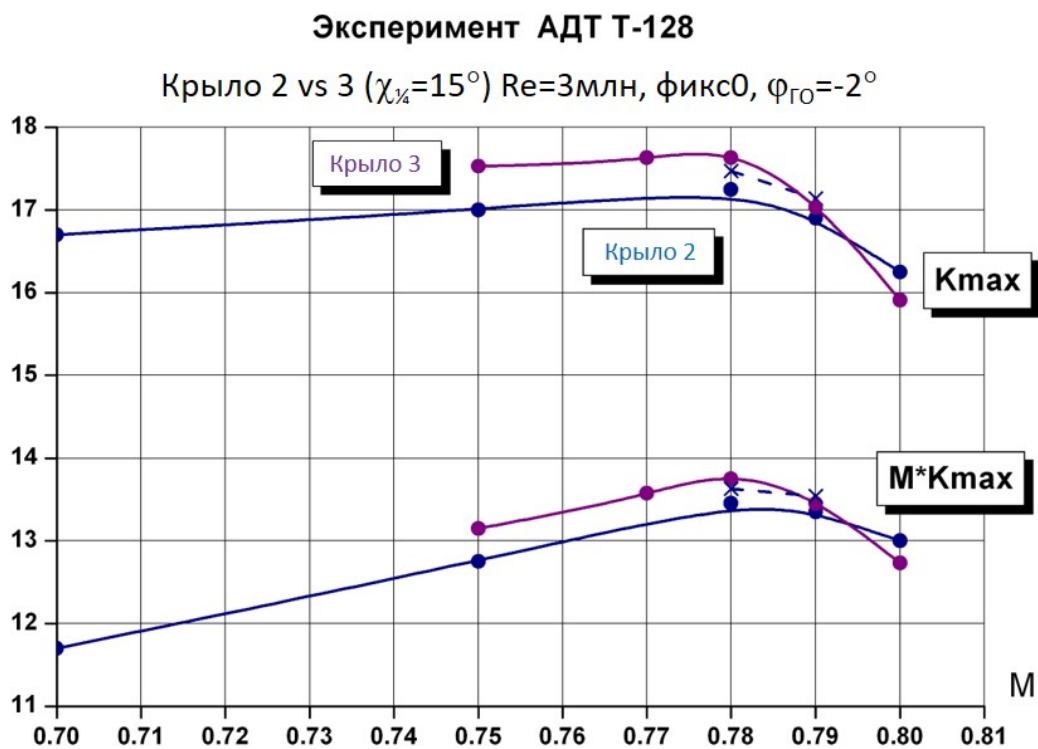


Рисунок 35 – Максимальное аэродинамическое качество и параметр дальности модели при свободном переходе на крыле

M=0.2 Полная компоновка, свободный переход

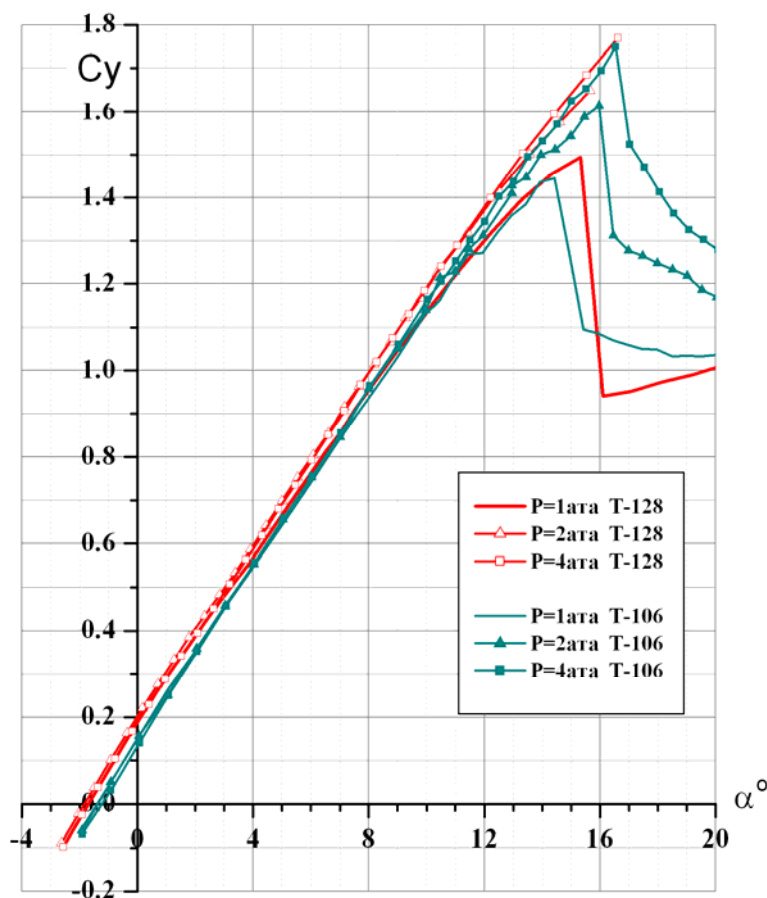


Рисунок 36 – Несущие характеристики при $M=0.2$, $\varphi_{ГО}=-2^\circ$, свободный переход

В заключение диссертационной работы приводятся общие выводы по результатам проведённых исследований в целом.

Основные результаты работы:

- Разработан новый гибридный двухуровневый многокритериальный генетический алгоритм оптимизации, сочетающий расчёты разных уровней в рамках единой вычислительной схемы.
- Впервые в отечественной практике для диапазона повышенных чисел Маха $M=0.88 \div 0.92$ разработаны сверхкритические крылья с приемлемыми для реального конструирования формой в плане, стреловидностью и относительной толщиной. Данные компоновки подтвердили заявленные высокие аэродинамические характеристики в условиях АДТ.
- Впервые в отечественной практике разработаны компоновки скоростного крыла с $M_{КРЕЙС}=0.83 \div 0.85$ с учётом влияния близко расположенных мотогондол большой степени двухконтурности, которые подтвердили заявленные высокие аэродинамические характеристики в условиях АДТ.
- Предложена оригинальная аэродинамическая компоновка административного самолёта с каплевидным фюзеляжем, позволяющая

значительно улучшить комфорт пассажиров и получить за счёт благоприятной аэродинамической интерференции максимальную скорость полёта, соответствующую числам маха $M=0.8\div 0.82$ на прямом крыле с относительной толщиной профилей $15\div 11\%$. (Самолёты-аналоги с подобной скоростью полёта имеют стреловидное крыло со стреловидностью не менее 25°).

– Разработана методика проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания.

– Предложена компоновка перспективного регионального самолёта с крылом малой стреловидности и с двигателями, расположенными над задней кромкой крыла с крейсерской скоростью полёта $M_{\text{КРЕЙС}}=0.78$ при стреловидности $\chi_{1/4}\sim 15^\circ$.

Основное содержание диссертации опубликовано в изданиях, рекомендованных ВАК:

1. Аэродинамика магистральных самолётов: современное состояние и перспективы Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Ляпунов С.В., Скоморохов С.И., Чернавских Ю.Н., Чернышёв И.Л., Журнал "ПОЛЕТ", №11 за 2018 г.

2. Крылья малой стреловидности для больших скоростей полёта. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв. Журнал "ПОЛЕТ", №3, 2013 г.

3. Расчётно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв, Труды МАИ, выпуск №101, 2018 г.

4. Расчетные и экспериментальные исследования аэродинамики компоновок с расположением двигателей над крылом. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Брагин Н.Н., Герасимов С.В., Пущин Н.А., Чернышёв И.Л., Вестник МАИ, т.28, №2, 2021 г.

5. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Крутов А.А., Курилов В.Б., Сорокин О.Е., Чернышёв И.Л., Расчетные и экспериментальные исследования возможности создания семейства транспортных самолётов различной грузоподъёмности. Вестник МАИ, т.29, №2, 2022 г.

6. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Черный К.И., Чернышёв И.Л. Расчетно-экспериментальные исследования крупномасштабной модели адаптивного крыла магистрального самолета. "Ученые записки ЦАГИ", №4, 2025 г.

7. Н.Н. Брагин, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя Е.С. Перченков, И.Л. Чернышев, С.И. Скоморохов, Расчетно-экспериментальные исследования малошумного самолета с ламинарным крылом и двигателями над задней кромкой крыла. Журнал "Математическое моделирование", том 34, №7, 2022 г.

8. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Курилов В.Б., Сахарова А.И., Чернышёв И.Л. Исследования аэродинамической компоновки реактивного

регионального самолета с двигателями над крылом. Журнал “Авиационная промышленность”, №2, 2025.

9. Современный комплекс аэродинамических моделей для обеспечения разработки магистрального пассажирского самолёта Вермель В.Д., Евдокимов Ю.Ю., Скоморохов С.И., Чернышёв И.Л., Чернышёв Л.Л., Шардин А.О., Журнал "ПОЛЕТ", №11, 2018г.

10. Крупноразмерные полумодели для исследования обтекания и отработки аэродинамических компоновок гражданских самолётов Вермель В.Д., Казимилова А.Н., Левицкий А.В., Чернышев И.Л., Шардин А.О., Авиационная промышленность, номер 1-4, стр.61-64, 2020 г.

11. Расчётные и экспериментальные исследования возможности создания семейства транспортных самолётов различной грузоподъёмности Болсуновский А.Л., Крутов А.А., Курилов В.Б., Сорокин О.Е., Чернышёв И.Л. Вестник МАИ, т.29, №2, 2022 г.

12. Исследование ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на тематической полумодели сверхкритического крыла при больших числах Рейнольдса Болсуновский А.Л., Гаджимагомедов Г.Г., Мошаров В.Е., Радченко В.Н., Сенюев И.В., Устинов М.В., Чернышёв И.Л. Ученые записки ЦАГИ №5, 2023 г.

В других изданиях:

13. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Чернышёв И.Л. Гибридный генетический алгоритм оптимизации для задач аэродинамического проектирования. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002 г.

14. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Чернышёв И.Л. Метод решения смешанной задачи проектирования для профиля в околосзвуковом потоке газа. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002 г.

15. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышев, Расчётно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов. Труды ЦАГИ, вып. 2805, 2022 г.

16. Аэродинамическое проектирование перспективного регионального самолета с двигателями над задней кромкой крыла и естественной ламинаризацией обтекания, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, И.А. Губанова, Н.А. Пушин, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв, Труды ЦАГИ, вып.2783, 2019 г.

По материалам диссертации получено 16 патентов:

1. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Чернышёв И.Л., Губанова М.А., Гуревич Б.И. АДМИНИСТРАТИВНЫЙ РЕАКТИВНЫЙ САМОЛЁТ. Патент на изобретение РФ №2382718, 2010.

2. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Чернышёв И.Л., Губанова М.А., Гуревич Б.И. АДМИНИСТРАТИВНЫЙ РЕАКТИВНЫЙ САМОЛЁТ. Патент на промышленный образец РФ №74015, 2010.

3. Патент 2645557, Российская Федерация, МПК В64С 3/10, С1. Крыло летательного аппарата / Болсуновский А. Л. (RU), Бузовера Н. П. (RU), Брагин Н. Н. (RU), Герасимов С. В. (RU), Скоморохов С. И. (RU), Чернышев И. Л. (RU), Янин В. В. (RU); заявитель и патентообладатель:

Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ») (RU). – № 2016145042; заявл. 17.11.2016, опубл. 21.02.2018, Бюл. № 6. – 13 с.

4. Патент 2662595, Российская Федерация, МПК В64С 3/10, С1. Крыло летательного аппарата / Болсуновский А. Л. (RU), Бузоверя Н. П. (RU), Брагин Н. Н. (RU), Курилов В. Б. (RU), Скоморохов С. И. (RU), Чернышев И. Л. (RU), Губанова И. А. (RU); заявитель и патентообладатель: Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФГУП «ЦАГИ») (RU). – № 2017132944; заявл. 21.09.2017, опубл. 26.07.2018, Бюл. № 2. – 12 с.

5. Патент 2662590 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Герасимов С.В., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л., Янин В.В., 2018г.

6. Патент 2693389 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л., 2019г.

7. Патент 2696681 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Герасимов С.В., Дунаевский А.И., Чернышев И.Л., 2019г.

8. Патент на изобретение №2717405 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л., Чернавских Ю.Н., 2020 г.

9. Патент на изобретение №2717412 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Пущин Н.А., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л., 2020 г.

10. Патент на изобретение №27174160 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Герасимов С.В., Губанова И.А., Чернышев И.Л., 2020 г.

11. Патент на изобретение №2724015 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Сахарова А.И., Чернышев И.Л., Янин В.В., 2020 г.

12. Патент на изобретение №2749174 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Карась О.В., Чернышев И.Л., 2021 г

13. Патент на изобретение №2772846 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Губанова И.А., Пущин Н.С., Чернышев И.Л., 2022 г.

14. Патент на полезную модель №216044 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Пущин Н.А., Чернышев И.Л., 2023 г.

15. Патент на полезную модель №216045 «Крыло летательного аппарата» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Курилов В.Б., Черный К.И., Чернышев И.Л., 2023 г.

16. Патент на полезную модель №216083 «Крыло летательного аппарата и его мотогондола» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Сахарова А.И., Слитинская А.Ю., Чернышев И.Л., 2023 г.

Результаты диссертационной работы доложены на Российских и международных конференциях с последующей публикацией в научных трудах:

1. Ivan L. Chernyshev Hybrid two-level genetic optimization algorithm with different fidelity models for aerodynamic design problems. ICAS 2002.
2. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P. Chernyshev I.L. Accelerated genetic optimization algorithm for aerodynamic design problems. Proceedings of the 3-d International Conference on Advanced Engineering Design, Prague, 2003.
3. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P. Chernyshev I.L. Multipoint aerodynamic transonic shape optimization by means of accelerated genetic algorithm European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Moscow, 2005.
4. V.M. Fomin, N.N. Hosyaenko, G.N. Shipovsky, A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, I.L. Chernyshev CFD and wind tunnel visualization methods – complementary tools for aerodynamic design, European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Moscow, 2005.
5. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P. Chernyshev I.L. Karas O.V. Kovalev V.E. Terekhin V.A. Application of optimization procedures for aerodynamic design of subsonic transport aircraft KATnet II: Multi Disciplinary Design&Configuration Optimisation Workshop, DLR Braunschweig, Germany, 2008.
6. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernavskiyh Yu.N., Chernyshev I.L., Skomorohov S.I. COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDIES ON THE HIGH SPEED SUBSONIC AIRLINER WITH $M_{CRUISE}=0.9$ KATnet II: Key Aerodynamic Technologies To Meet the Vision 2020 Challenges, 12-14 May 2009, Bremen, Germany.
7. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernavskiyh Yu.N., Chernyshev I.L., Skomorohov S.I. $M_{CRUISE}=0.9$ HIGH SPEED SUBSONIC AIRLINER Up-To-Date Challenges In Aeronautics: Solutions Of Young Scientists, Russian-German workshop, August 17-18, 2009.
8. Russian-German workshop, Berlin, ILA Fairground, 2012, "AERODYNAMIC DESIGN OF TRANSPORT AIRCRAFT," A. Bolsunovsky, N. Buzoverya, I. Chernyshev, M. Gubanova, S. Skomorohov.
9. "Aerodynamic studies for moderate capacity long-range aircraft in "flying wing" layout" A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, I.L. Chernyshev, B.I. Gurevich, A.P. Tsyganov. EUCASS-2011.
10. "Numerical and experimental studies of a business jet with high passenger comfort", Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Soudakov V.G., Voevodin A.V., EUCASS 2011.
11. A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, Yu.N. Chernavskikh, I.L. Chernyshev, A.I. Dunaevsky, B.I. Gurevich Study on a concept of a business jet with high passenger comfort, 4TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES (EUCASS), 2013, MUNICH, GERMANY.

12. 13th Russian-Chinese Conference on Fundamental Problems, 2013, "AERODYNAMIC STUDIES FOR MODERATE CAPACITY LONG-RANGE AIRCRAFT IN FLYING WING LAYOUT" A.Bolsunovsky, N.Buzoverya, I.Chernyshev, B.Gurevich, S.Skomorohov, A.Tsyganov.
13. Bolsunovsky A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Ivanyushkin A.K., Skomorohov S.I. Aerodynamic studies on low-noise aircraft with upper engine installation 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), St. Petersburg, Russia, September 7-12, 2014.
14. A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, I.L. Chernyshev, V.G. Soudakov, A.V. Voyevodin NOVEL CONFIGURATION OF A BUSINESS JET WITH A DROP-SHAPED FUSELAGE 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), St. Petersburg, Russia, September 7-12, 2014.
15. Subsonic area rule utilization for high velocity business jet design Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., 50th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, March 30,31 - April 1, 2015, Toulouse - France.
16. The studies on laminar wings for regional and short range aircraft Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Pushchin N.A. 50th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, March 30,31 - April 1, 2015, Toulouse - France.
17. A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, I.A. Gubanova, N.A. Puschin, S.I. Skomorokhov, I.L. Chernyshov. The studies on a regional aircraft with over-wing-trailing-edge engine location. 14th ONERA – TsAGI seminar, 29 - 30 October 2015, Onera Chatillon.
18. A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, I.L. Chernyshev, I.A. Gubanova, N.A. Pushchin, S.I. Skomorokhov Numerical and experimental studies on the concept of short/medium range aircraft with natural laminar flow wing. Aerospace Europe Conference, AEC 2020, 25-28 February 2020, Bordeaux, France.
19. Adaptive transonic wings – a new challenge in designing and testing Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Skomorohov S.I., EUCASS 2019.
20. The numerical and experimental studies on the over-wing-engine configurations aerodynamics Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Cherny K.I., Pushchin N.A., EUCASS 2019.
21. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышёв И.Л. Применение методов численной оптимизации для проектирования скоростных крыльев малой стреловидности, восьмая научно-техническая конференция по гидроавиации в рамках выставки ГИДРОАВИАСАЛОН-2010 (Геленджик, Россия, 9-12 сентября 2010 г.).
22. Исследование влияния малоразмерных элементов на обтекание и аэродинамические характеристики крыла пассажирского самолёта Н.Н. Брагин, С.И. Скоморохов, А.Ю. Слитинская, И.Л. Чернышев, В.В. Янин. XIX международная конференция по методам аэрофизических исследований (ICMAR 2018), 13-19 августа 2018 г., Новосибирск, Россия.

23. Школа-семинар «Модели и методы аэродинамики», г. Евпатория, Россия, 2014-2018 гг.
24. Научно-техническая конференция по аэродинамике. п. Володарского, 2002-2009, 2011, 2013, 2014, 2016, 2018-2020, 2022, 2025 гг.
25. «Исследования аэродинамической компоновки малошумного регионального самолёта с ламинарным крылом малой стреловидности» авторов Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Пушин Н.А., Чернышев И.Л. VII всероссийская конференция Вычислительный эксперимент в аэроакустике 17-22 сентября 2018г., Светлогорск, Россия;
26. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Гуревич Б.И., Чернышев И.Л. Нетрадиционные аэродинамические компоновки: особенности и перспективы, Международный конгресс по аэронавтике, 4-5 декабря 2023 года, г. Москва.