

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«Центральный аэрогидродинамический институт
Имени профессора Н.Е. Жуковского»
(ФАУ «ЦАГИ»)

На правах рукописи

УДК: 533.6



Чернышёв Иван Леонидович

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

Специальность: 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных
аппаратов

Диссертация на соискание ученой степени доктора наук

Жуковский 2025

Оглавление

Введение	5
Глава 1 – Методы аэродинамического расчёта и проектирования скоростных дозвуковых гражданских самолётов	33
1.1 Системы моделирования и управления геометрией ЛА	33
1.2 Прямые методы расчёта аэродинамических характеристик	35
1.3 Обратные методы аэродинамики	39
1.4 Оптимизационные методы проектирования аэродинамических компоновок	44
1.5 Генетический алгоритм оптимизации	46
1.6 Многоуровневые алгоритмы оптимизации	48
1.7 Постановка задачи и описание алгоритма оптимизации	49
1.8 Результаты расчётов	52
1.9 Многокритериальный генетический алгоритм	58
1.10 Модельный пример многокритериальной оптимизации	60
1.11 Аэродинамическая двухкритериальная оптимизация	62
1.12 Апробация методов оптимизации к задаче аэродинамического проектирования крыльев магистральных самолётов	71
1.13 Разработка методики проектирования	71
1.14 Апробация оптимизационных алгоритмов на практическом примере	77
1.15 Исследование реальной целевой функции	78
1.16 Валидация результатов аэродинамического проектирования, роль аэродинамического эксперимента	86
Заключение к главе 1	90
Глава 2 – Аэродинамическое проектирование скоростных крыльев и гражданских самолётов классической компоновки	91
2.1 К вопросу о выборе технических требований к перспективному дальнемагистральному самолёту	93
2.2 Аэродинамика компоновки ДМС с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85$	95
2.2.1 Обоснование выбора геометрических параметров крыла	95
2.2.2 Расчётные характеристики крыла ДМС085	101
2.2.3 Результаты весовых испытаний	102
2.3 Аэродинамика компоновки ДМС088 с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.87\div 0.88$	105
2.3.1 Постановка задачи и методика проектирования	105

2.3.2 Вариации геометрии	107
2.3.3 Выбор целевой функции и ограничений	108
2.3.4 Результаты расчётов	109
2.3.5 Методика проведения эксперимента и обработка результатов испытаний	111
2.3.6 Результаты эксперимента	114
2.4 Аэродинамика компоновки ДМС092 с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.9\div 0.92$	115
2.4.1 Постановка задачи и результаты проектирования крыла ДМС092	116
2.4.2 Проектирование профилировки крыла	116
2.4.3 Результаты весовых испытаний в АДТ Т-106М	119
2.5 Аэродинамика компоновки самолёта ИЛ-96 с двумя двигателями типа ПД-35	122
2.5.1 Проектирование сверхкритических крыльев на повышенную скорость полёта для модификации самолёта ИЛ-96 с двумя двигателями типа ПД-35	122
2.5.2 Проектирование сверхкритических крыльев на повышенную скорость полёта	125
2.5.3 Описание модели и методики испытаний в трубе	128
2.5.4 Результаты весовых испытаний	131
2.6 Аэродинамика компоновки перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта	137
2.6.1 Проектирование крыльев для перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта	137
2.6.2 Экспериментальные исследования модели ДМС-21-1 в АДТ Т-128	142
2.6.3 Разработка формы в плане и профилировки крыла увеличенного сужения	147
2.6.4 Описание методики проведения эксперимента в АДТ Т-128	148
2.6.5 Результаты и краткий анализ весовых испытаний	150
2.6.6 Особенности аэродинамического проектирования крыла 3	157
2.6.7 Экспериментальные исследования модели ШФДМС с крылом 3	170
Заключение к главе 2	174
Глава 3 – Проектирование скоростных крыльев для административного самолёта с повышенным уровнем комфорта для пассажиров	175
3.1 Особенности аэродинамической компоновки	181
3.1.1 К вопросу об аэродинамической интерференции	181

3.2 Обоснование предлагаемой компоновки	185
3.3 Компоновка самолёта	191
3.4 Результаты испытаний в АДТ	194
3.5 Обоснование и проектирование аэродинамической компоновки	203
3.6 Описание геометрии модели и результаты экспериментальных исследований	214
Заключение к главе 3	227
Глава 4 – Особенности проектирования скоростных крыльев умеренной стреловидности	228
4.1 Обзор малошумных компоновок	233
4.2 Перспективный региональный самолёт с двигателями над крылом	244
4.3 Экспериментальные исследования модели с крылом 1 в АДТ	251
4.4 Аэродинамическое проектирование крыла с верхним расположением МГ	254
4.5 Экспериментальные исследования крыла 2	257
4.6 Разработка ламинарного крыла 3 малой стреловидности (LSW-3)	265
4.7 Экспериментальные исследования крыла 3 и крыла 2 в АДТ Т-128	273
4.8 Экспериментальные исследования крыла 3 в АДТ Т-106	283
Заклучение к главе 4	284
Заклучение	285
Список литературы	286

Введение

Гражданская пассажирская авиация является самым молодым видом транспорта среди других видов транспорта и за сто с лишним лет своего существования прошла длинный путь развития, превратившись в крупную отрасль, которая полностью изменила саму природу дальних путешествий, обеспечив надежный и относительно дешевый способ передвижения по всему миру. На дальних расстояниях авиация является практически безальтернативным видом транспорта. Для России – крупнейшей по площади страны мира – авиация играет не только экономическую, но и общественно-политическую роль, способствуя связности территории в едином пространстве страны и связывая огромную территорию Сибири и Дальнего Востока с Европейским историческим центром в соответствии с транспортной стратегией Российской Федерации [1].

На заре развития авиации путешествие из Москвы на Дальний Восток России занимало около трёх месяцев. Открытие Транссибирской магистрали сократило время в пути до Хабаровска и Владивостока до десяти дней, хотя остальная территория оставалась столь же недоступной. Только после Второй мировой войны начались регулярные авиарейсы из Москвы на Дальний Восток. Поршневой самолёт Ил-12 летел во Владивосток более двух суток, делая по пути 10 промежуточных посадок. Реактивный первенец Ту-104 в 50-е годы делал уже только три промежуточные посадки, а время в пути сократилось до 19 часов. Наконец, дальнемагистральный турбовинтовой самолёт Ту-114, а затем и турбореактивные самолёты Ил-62/Ил-62М обеспечивали беспосадочные перелёты за 9-10 часов. Кульминацией этого прогресса должны были стать полёты сверхзвукового авиалайнера Ту-144Д (с новыми, более экономичными двигателями), совершившего серию демонстрационных полётов из Москвы в Хабаровск чуть более чем за 3 часа (вспомним знаменитый тезис основоположника престижного журнала “Прогресса в аэрокосмических науках” – Дитриха Кюхемана о том, что время приятной поездки для пассажира не должно превышать двух часов!), но этот эпический самолёт, как и его конкурент Concorde, опередил свое время и не был интегрирован в мировую авиационную пассажирскую транспортную систему. Последний из летающих Ту-144 был установлен в 2019 году на памятнике при въезде в город Жуковский (где расположены ЦАГИ и ЛИИ – крупнейшие российские авиационные центры) (Рисунок 1).



Рисунок 1 – Ту-144 на въезде в Жуковский

Магистральная пассажирская авиация начала интенсивно развиваться в послевоенный период, когда появились первые самолёты с турбореактивными и турбовинтовыми двигателями. За прошедшие 60 лет можно выделить пять поколений дозвуковых отечественных реактивных гражданских самолётов (рисунок 2, [2]):

1-ое поколение: самолёт с одноконтурным турбореактивным двигателем (ТРД) Ту-104 (модификация военного самолёта), который с 1958 года первым в мире использовавшимся на регулярных пассажирских перевозках;

2-ое поколение: первый дальнемагистральный самолёт Ил-62/Ил-62М и ближнесреднемагистральные самолёты Ту-134 и Ту-154 – самолёты с турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) малой степени двухконтурности, но разработанные с самого начала, как пассажирские. Они, по сути, привели к массовому использованию авиации для перевозки пассажиров;

3-е поколение: Ту-154М, Ил-86, Як-42 – самолёты с классическим крылом умеренного удлинения ($\lambda=7\div 8$) и ТРДД умеренной степени двухконтурности ($m=1.5\div 2.5$, у Як-42 двигатель Д-36 с $m=5.5$);

4-ое поколение: Ан-124 (первый отечественный и один из первых крупных самолётов в мире, имевших крыло, состоящее из умеренно сверхкритических профилей), Ту-204, Ил-96, Ту-334, Ан-148, SSJ-100 – самолёты с сверхкритическими крыльями увеличенного удлинения ($\lambda=9\div 10$) и двигателями большой степени двухконтурности ($m\approx 4.5$), с незначительным применением композитных материалов во вторичных конструкциях. Применение сверхкритических профилей и прогресс в двигателестроении позволил заметно уменьшить шум на местности и повысить топливную эффективность.

В 2017 году взлетел новейший российский магистральный самолёт МС-21 5-го поколения с широким применением композитных материалов в основных силовых конструкциях крыла и оперения, развитым сверхкритическим крылом сверхбольшого удлинения ($\lambda=11.5$), и двумя опциями турбовентиляторных двигателей (редукторным американским PW-1400G $m=12$ и отечественным ПД-14 $m=8.5$).

Похожие этапы прошла и зарубежная пассажирская авиация, наиболее современные образцы которой представлены самолётами семейств E175/190/195-E2, CS100/300, B737MAX, A320NEO, C-919, B787, A350.



Рисунок 2 - пять поколений реактивных пассажирских самолётов

Увеличение скорости и высоты полёта резко улучшило комфорт для пассажиров и снизило время в пути, а возможность осуществлять межконтинентальные перелёты полностью изменила сам характер дальних путешествий, обеспечив надёжный и сравнительно дешёвый способ передвижения по всему миру. Все это более чем компенсировало первоначальное двух- трёхкратное увеличение расходов топлива по сравнению с предшественниками - самолётами с поршневыми двигателями, вдобавок цена керосина была значительно ниже, чем авиационного бензина. В 1975 году по всему миру было выполнено 432 миллиона полётов магистральных лайнеров (треть всех полётов приходилось на СССР), а в 2018 г – уже 4.2 миллиарда, в 2050 г ожидается свыше 10 миллиардов полётов. Несмотря на различного рода чрезвычайные события, оказывающие негативное влияние на перевозки, за последние двадцать лет мировой тренд роста пассажироперевозок составил около 5% ежегодно [3].

К настоящему времени эволюционным путём сложился облик т.н. “классической” схемы магистрального самолёта с цилиндрическим фюзеляжем, стреловидным крылом, хвостовым оперением и двигателями либо под крылом, либо на хвостовой части фюзеляжа. Несмотря на то, что внешний облик самолётов мало изменился за последние 50 лет, по топливной эффективности современные самолёты превосходят первенцев реактивной гражданской авиации в четыре и более раз (рисунок 3), сократился выброс CO_2 на ~70%, а шум в окрестности аэропортов снизился на ~75% (20 дБ) (рисунок 4). Число авиапроисшествий удалось сократить примерно в три раза.

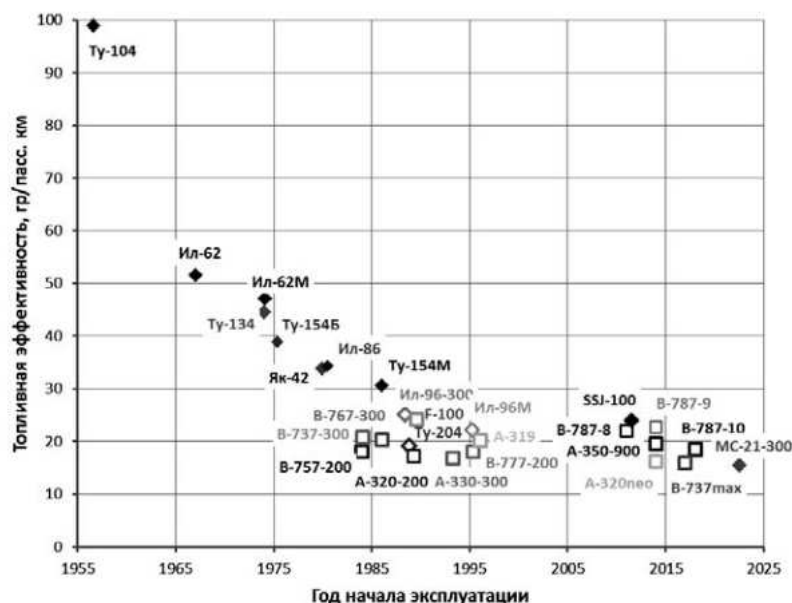


Рисунок 3 – Изменение топливной эффективности магистральных самолётов по годам [4]

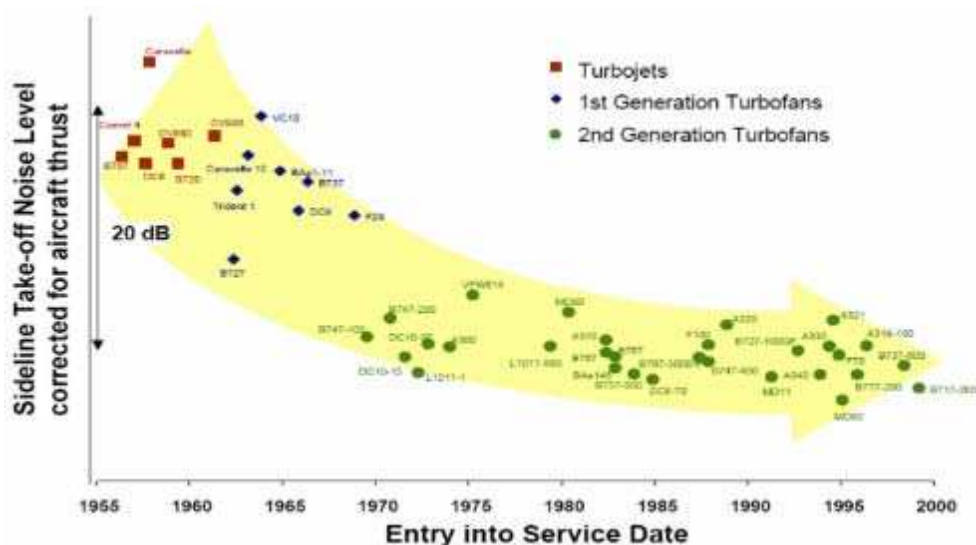


Рисунок 4 – Снижение шума на местности по годам [5]

Все эти годы прогресс в авиации был обусловлен использованием опережающего научно-технического задела, полученного в профильных институтах отрасли на базе широких фундаментальных и прикладных исследований в области аэрогидродинамики, динамики полёта, прочности, газодинамики силовых установок, создания новых материалов и др. [2].

К классической схеме самолёта привыкли пассажиры и пилоты, выработаны методики её проектирования и производства, подогнана логистика перевозок и инфраструктура аэропортов. К тому же у классической схемы продолжают оставаться значительные резервы. Прогресс продолжается, и, например, новейший российский лайнер MC-21-300 по расходу топлива примерно вдвое экономичнее своего предшественника –

самолёта Ту-154М (рисунок 3). Все это существенно затрудняет внедрение каких-либо кардинальных новшеств и принципиально отличающихся компоновок, которые потребуют гигантских расходов, непосильных даже для таких грандов, как Boeing и Airbus. Тем не менее, крупнейшие фирмы и ведущие авиационные центры США, Европы, России, зачастую при прямой поддержке государства, проводят непрерывный мониторинг новых технологий, которые можно применить в авиастроении, и осуществляют научный поиск перспективных компоновок, в наиболее полной мере реализующих их преимущества. К этому подталкивает не только экономическая конкуренция, но и всё более ужесточающиеся требования по экологии (выбросы CO₂ и других парниковых газов в атмосферу, эмиссия вредных веществ и шум в районе аэропортов), зачастую вводимые законодательным путем.

Новым фактором, влияющим на процесс проектирования современных магистральных самолётов, является глобальное потепление. Несмотря на то, что авиация потребляет лишь около 2% мирового горючего, в настоящее время считается, что выбросы парниковых газов на большой высоте, а также образование инверсионных следов самолётов более опасны, чем наземные выбросы, поэтому на авиацию возлагают примерно 3.5% ответственности за изменение климата. Имея в виду, что увеличение мирового пассажиропотока происходит в настоящее время со средним темпом ~4-5% в год или удваивается каждые 15 лет, относительный вклад авиации будет только увеличиваться в будущем при нынешних умеренных среднегодовых темпах снижения относительного потребления топлива в 1-1.5% (рисунок 5 [2]).

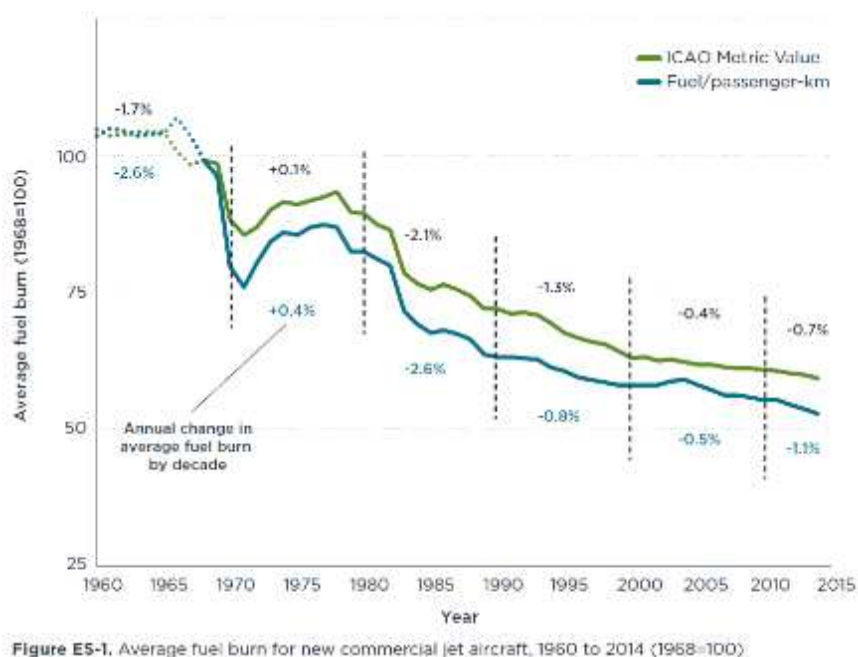


Рисунок 5 – Темпы снижения относительного потребления топлива коммерческой авиацией [2]

Существует опасность введения административных запретов, могущих привести к стагнации сферы гражданских авиационных перевозок и, соответственно, авиапромышленности. Осознание данной тенденции привело к формулированию в США, Европе и России амбициозных задач перед авиационной промышленностью по резкому улучшению экологических показателей магистральных самолётов в ближайшие десятилетия (рисунок 6).

Fuel-burn and emissions reduction goals put forward by ACARE and NASA

Category	ACARE		NASA	
	Vision 2020	FlightPath 2050	N+2 (2025)	N+3 (2030–35)
Fuel	50%	75%	50%	60%
	Relative to year-2000 aircraft		Relative to year-2005 best-in-class	
NOx	80%	90%	75%	80%
	Relative to year-2000 aircraft		Relative to CAEP 6	
Noise	50%	65%	42 EPNdB	71 EPNdB
	Relative to year-2000 aircraft		Cumulative, relative to Stage 4	

Рисунок 6 – Европейские и американские цели по снижению воздействия авиации на экологию [6-8]

Ранее наибольший вклад в повышение в топливной эффективности магистральных пассажирских самолётов обеспечили достижения в области реактивных двигателей, вызванные улучшением как параметров термодинамического цикла (повышение степени сжатия и температуры газа перед турбиной), так и пропульсивного КПД за счёт повышения степени двухконтурности. Второе направление одновременно сыграло важнейшую роль в уменьшении шума реактивной струи (рисунок 4). Аэродинамика и конструкция магистральных самолётов – как более зрелые технологии – обеспечили относительно меньший прирост за тот же период, но также непрерывно совершенствовались.

В 50-60-е годы аэродинамические компоновки советских скоростных самолётов, как гражданских, так и военных (не секрет, что пассажирские самолёты первого поколения Ту-104 и Ту-114 разрабатывались на основе военных прототипов бомбардировщиков Ту-16 и Ту-95) базировались на так называемых “скоростных” аэродинамических профилях, имеющих полочное распределение давления в крейсерском режиме с малой или вообще без задней нагрузки. Впоследствии их стали называть “классическими скоростными” аэродинамическими профилями, хотя до этого классическими назывались профили типа CLARK-Y, применявшиеся в 30-40-е годы [9-10]. Достаточно полное описание эволюции аэродинамических профилей от классических до современных сверхкритических дано

Р.К. Локом в [11]. Типичный представитель "скоростных" аэродинамических профилей - 12%-ый профиль Ср-11-12 представлен на логотипе ЦАГИ (рисунок 7).



Рисунок 7 – Официальный логотип ЦАГИ

Такие профили при свободном переходе пограничного слоя на крыльях аэродинамических моделей гарантировали высокое аэродинамическое качество, так как переход может затягиваться вплоть до 40-50% хорды. Именно поэтому советские аэродинамики изначально не приняли концепцию “пиковых” аэродинамических профилей Пирси [12], реализованную тогда на многих западных лайнерах, в том числе В707, В747 и др., имевших более переднее положение точки перехода и худшее трубное качество. Только после внедрения ИК-термографии в рутинную практику трубного эксперимента стало возможным с гарантией определить длину протяженности ламинарного участка и после экстраполяции на натурные условия полёта корректно оценить преимущества пиковых профилей, как то: увеличенное значение $M_{кр}^*$, более положительный кабрирующий момент, увеличенные радиусы передней кромки, способствующие увеличению максимальной подъёмной силы при взлёте и посадке и обеспечивающие достаточное пространство для элементов механизации передней кромки.

Для обеспечения достижения заданного числа Маха обычно выбиралась достаточно большая стреловидность - типовое значение $\chi_{1/4}=35^\circ$ (Ту-134, Ту-154, Ил-86), а ухудшение несущих характеристик компенсировалось снижением нагрузки на крыло. Отметим типичную для того времени (и продолжающуюся до сих пор) мировую практику, когда первоначальные варианты самолётов создаются с одним вариантом двигателя, а затем через несколько лет проводится модификация, включающая замену силовой установки на более мощную и экономичную. Соответственно увеличиваются дальность полёта и полезная нагрузка, а также взлётная масса. Первоначально выбранное крыло большой площади позволяло осуществить эту модификацию без серьезных изменений в планере. Кроме того, выбор большей площади крыла был обусловлен более жесткими условиями эксплуатации советских самолётов на аэродромах с не очень хорошим качеством и меньшей длиной ВПП, а также более жёсткими национальными ограничениями на запас по скорости сваливания по сравнению с западными аналогами.

В то же время концепция заднего нагружения Уиткомба [13] за счёт подрезки нижней поверхности была положительно воспринята советскими аэродинамиками в начале

70-х годов и подверглась интенсивному изучению. Опасения вызывало утонение хвостовой части профиля с отрицательным влиянием на прочность и условия размещения щелевых закрылков (напомним, что типичная механизация задней кромки тех лет включала трёхщелевые закрылки), а также увеличение сопротивления балансировки. Однако вскоре благодаря усилиям профессора Ю.М. Серебряйского и его коллег [14] началось осторожное внедрение умеренных сверхкритических профилей (их еще называли сверхкритическими профилями первого поколения) в реальные проекты. Ан-124 «Руслан» (1982) был одним из первых крупных самолётов в мире, имевших крыло, состоящее из умеренно сверхкритических профилей («полочных звуковых» согласно классификации [15]). Разработка велась в основном путём экспериментальных исследований – более двух десятков вариантов крыла были испытаны в большой околосвуковой аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106М с перфорированными стенками. Внедрение т.н. сверхкритических профилей и крыльев позволило отодвинуть наступление волнового кризиса на большие числа Маха при неизменной стреловидности и относительной толщине крыла. На практике возобладало косвенное применение эффекта “сверхкритики”: увеличение относительной толщины крыла и/или снижение стреловидности при неизменном или даже слегка уменьшенном крейсерском числе M . Получающийся при этом выигрыш в весе крыла рационально «разменять» на увеличение удлинения и суммарного аэродинамического качества за счёт снижения индуктивного сопротивления. Спроектированные по такому принципу самолёты четвертого поколения (Ил-96, Ту-204, $\lambda=9.2-10$) заметно превосходят своих предшественников (Ил-86, Ту-154, $\lambda=7.2-8$) по $K_{\max}$ (рисунок 8).

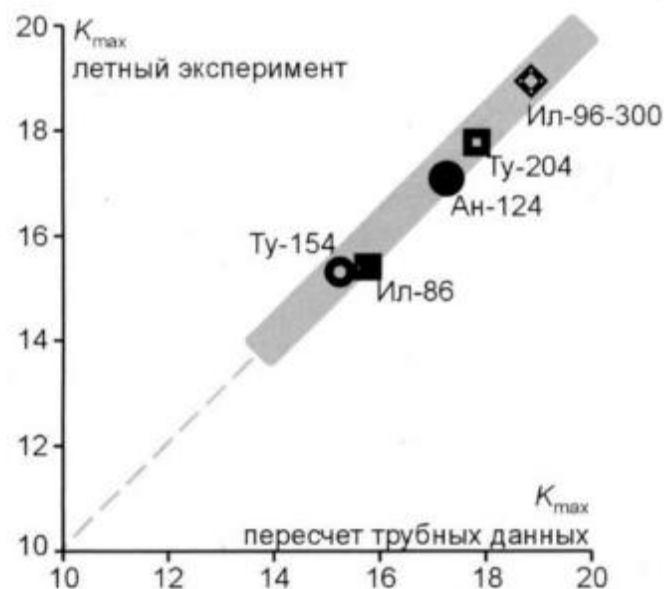


Рисунок 8 - Сравнение аэродинамического качества отечественных самолётов 3-го и 4-го поколений [14]

Одним из главных недостатков сверхкритических крыльев является повышенный момент на пикирование, который увеличивает т.н. потери на балансировку. Снижению этих потерь способствовал переход на уменьшенные запасы продольной устойчивости при использовании современных КСУ.

Апофеозом советских усилий по созданию экономичных коммерческих самолётов стали проекты 4-х двигательного дальнемагистрального Ил-96 и 2-х двигательного среднемагистрального Ту-204 (Рисунок 9).



Рисунок 9 – 1/3 масштабная модель самолёта Ту-204 в большой дозвуковой АДТ Т-101

Для увеличения серийного производства на этих самолётах решили использовать одинаковый двигатель Соловьева ПС-90 с тягой на взлёте 16 т и достаточно большой степенью двухконтурности $m=4.5$. Позже были разработаны более мощные модификации двигателя с тягой до 17.4 т. Эти самолёты оснащались более "сверхкритическими" крыльями и использовался известный приём: потенциал сверхкритических профилей для увеличения скорости разменивался на уменьшение стреловидности и увеличение толщины крыла с целью увеличения размаха и выигрыша в индуктивном и общем сопротивлении. Скорость при этом сохранялась или даже несколько уменьшалась (Рисунок 10).

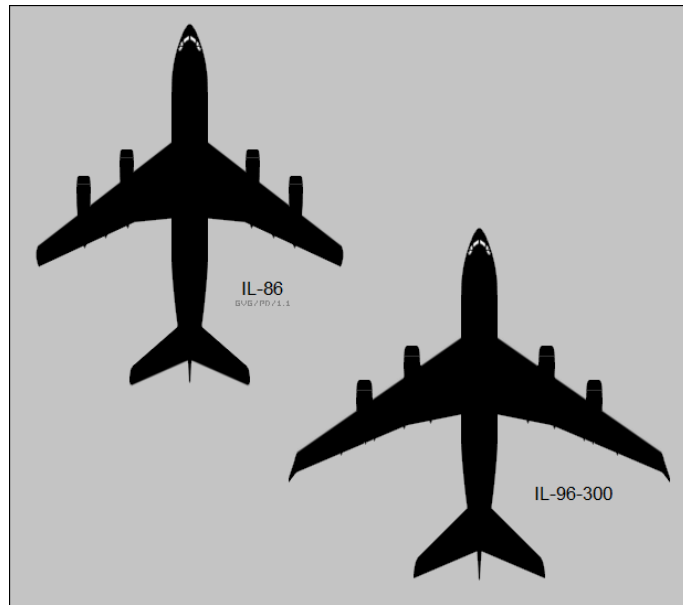


Рисунок 10 – Ил-86 ($M=0.82$) и Ил-96-300 ($M=0.8$)

Первые полёты этих самолётов состоялись в самом конце 80-х годов, процесс лётных испытаний совпал с распадом СССР и одновременным резким падением цен на нефть (возможно, это и стало одной из причин краха). В этих условиях новые самолёты стали проигрывать старым, более топливозатратным, но значительно более дешевым аналогам, и их не удалось вовремя довести до ума, учитывая ко всему прочему ненадежность ещё “сырого” двигателя ПС-90. Попытки создания вариантов с западными двигателями (Rolls-Royce RB211-535E4 для Ту-204 и PW2337 для Ил-96М (Рисунок 11)) также не увенчались успехом. Позже, более 15 лет, новые самолёты в России не создавались. Интересно отметить, что в эпоху 90-х годов – низких цен на нефть - никаких крупных новых самолётов не разрабатывалось и в других странах, производители старались снизить себестоимость производства самолётов и не особенно прельщались топливной эффективностью.



Рисунок 11 – Самолёт Ил-96М (1993) с двигателями PW-2337

Главным достижением в области конструкции летательных аппаратов стал переход от металлических к композиционным материалам. Экспертные оценки сводятся к возможной экономии веса конструкции около 20%, хотя недостаток практической эксплуатации таких конструкций и некоторые другие проблемы (влагостойкость, ударостойкость, молниестойкость, дефектоскопия и пр.) заставляют конструкторов пока что вносить дополнительные запасы по прочности. Тем не менее, качественный переход уже произошел (B787, A350, MC-21, A-220), так что в дальнейшем применение композитных конструкций будет только расширяться. Важный резерв заключается и в оптимизации самих конструкций и их топологий, позволяющей по максимуму использовать все плюсы новых материалов.

Точно так же оказалось, что композиционные материалы в силовой конструкции крыла самолётов выгодно применять не для снижения веса, а для дальнейшего увеличения удлинения. Таким образом, главным трендом аэродинамики магистральных самолётов последних лет является увеличение удлинения крыла (рисунок 12). Заметим, что при прочих равных условиях максимальное аэродинамическое качество самолёта растёт примерно пропорционально $\sqrt{\lambda}$. Крыло самолёта MC-21 имеет рекордное удлинение ($\lambda=11.45$) среди всех отечественных магистральных самолётов.

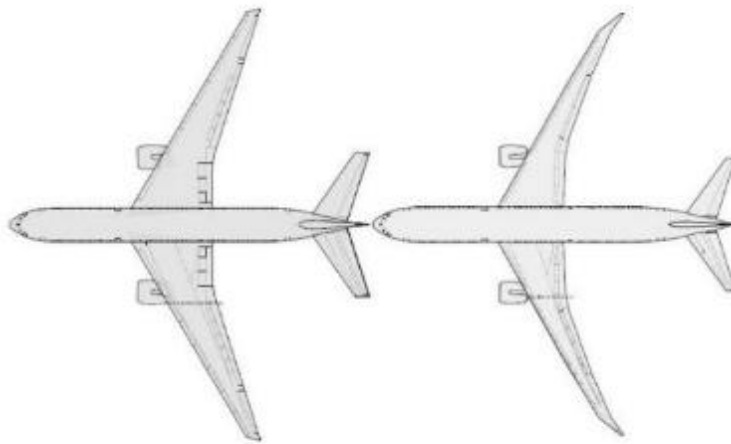


Рисунок 12 – Сравнение самолётов различных поколений

Среди перспективных авиационных технологий второй четверти XXI века наиболее обсуждаемыми, и в то же время наиболее рисковыми, являются ламинаризация обтекания, крылья сверхбольшого удлинения с подкосом (рисунок 13), винтовентиляторные двигатели (“openrotor”), двигатели с заглатыванием пограничного слоя с фюзеляжа или крыла, а также нетрадиционные компоновки ЛК.



Рисунок 13 – Модель БСМС Боинга с подкосом в аэродинамической трубе

Качественное изменение облика самолётов может произойти при переходе на безуглеродное водородное топливо (рисунок 14), а также при широком внедрении электрических и/или гибридных силовых установок (рисунки 15, 16).



Рисунок 14 – Концепты Airbus использованием жидкого водорода



Рисунок 15 – Концепт NASA воздушного судна типа ЛК с гибридной силовой установкой

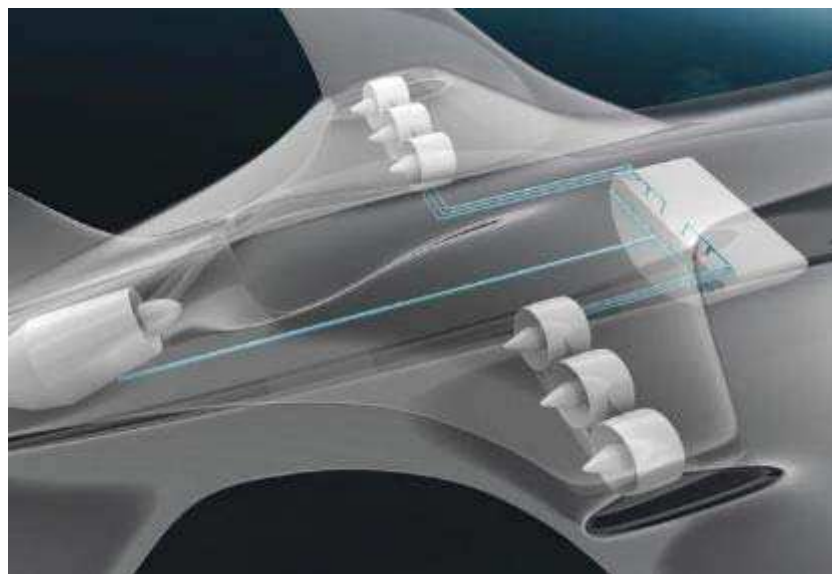


Рисунок 16 – Концепт Airbus воздушного судна с гибридной силовой установкой

На рисунке 17 даны экспертные минимаксные оценки потенциала некоторых из перспективных технологий [15]. Упор в европейских программах делается на безуглеродную авиацию, а также на безотходные технологии в течение всего жизненного цикла изделий. Большое внимание уделяется комфорту пассажиров на борту. Авиационный транспорт рассматривается как составная часть всей транспортной цепочки, минимизирующей время пребывания в пути от двери до двери.

The aircraft fuel efficiency improvements to 2050, and the recommendations for their implementation in the methodology, are summarised in the following two tables.

Table 10 Summary of future aircraft technology efficiency improvements

Technology	Efficiency Improvement Lower Bound	Efficiency Improvement Upper Bound	Entry Into Service Date
Core Engine Technologies to 2015	3%	5%	
Core Engine Technologies 2015 to 2025	3%	5%	
Geared TurboFan Technology	8%	10%	2015
Ultra High Bypass Ratio Technology	8%	10%	2025
Core Engine Technologies 2025 to 2050	6%	13%	
Airframe Weight Reduction (including composite structures)	10%	20%	2025
Structure Optimisation	0%	12%	2025
Improved Aerodynamics (including laminar flow technology)	5%	20%	2030
Open Rotor Engines	12%	30%	2025
Blended-Wing-Body Aircraft	16%	32%	2040

Рисунок 17 – Экспертная оценка потенциала некоторых перспективных технологий [15]

Россия, в силу узости собственного рынка и малой доли выпускаемых гражданских самолётов в мире вряд ли будет законодателем мод по внедрению новейших технологий. В то же время, для разработчиков отечественной авиационной техники необходимы надежные ориентиры и количественные оценки технического уровня совершенства разработок мировых лидеров и конкурентов на ближайшую и среднесрочную перспективу, так как при значительном отставании от него российские авиакомпании будут вынуждены приобретать зарубежную технику в обход существующих санкций.

Задача аэродинамического проектирования является одной из важнейших для магистральных пассажирских дозвуковых самолётов, так как аэродинамические характеристики определяют не только пилотажные свойства и безопасность полёта, но и во многом его экономическую эффективность. Традиционно аэродинамическое проектирование осуществлялось на основе длительных и дорогостоящих экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, причём ранее наблюдался экспоненциальный рост трубочасов (рисунок 18).

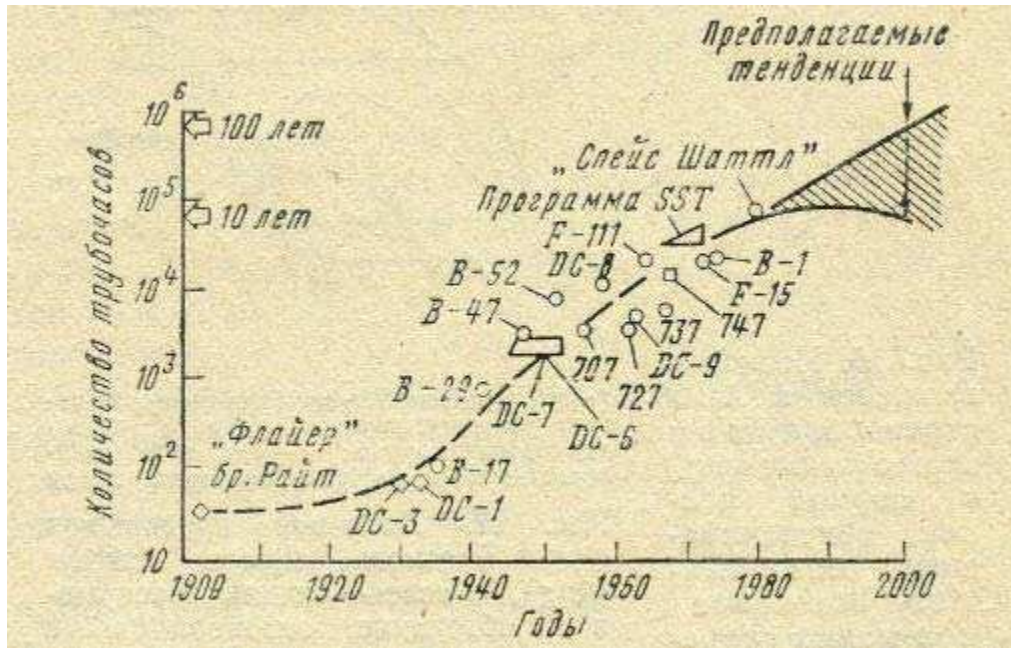


Рисунок 18 - Динамика увеличения объёма испытаний в аэродинамических трубах при разработке самолётов

Бурное развитие вычислительной аэродинамики (CFD) и рост производительности современных ЭВМ привели к возникновению нового альтернативного направления - численного аэродинамического проектирования, при котором геометрия летательного аппарата (ЛА) отрабатывается при помощи методов вычислительной аэродинамики (ВА), а на долю трубного эксперимента отводится проверка окончательного варианта, а также составление банка данных аэродинамических характеристик на критических режимах.

Основываясь на значительных достижениях вычислительной техники и численных методов, вычислительная аэродинамика прошла долгий путь от первых попыток расчёта невязкого обтекания тел простейших форм до анализа целостного летательного аппарата в крейсерской или даже в взлётно-посадочной конфигурации в вязком сжимаемом потоке. Всего за 30-40 лет CFD стала мощной технологией первого уровня и третьим игроком, наряду с трубными и летными испытаниями, в процессе аэродинамического и междисциплинарного проектирования (см. [15-22]).

Многие задачи, которые раньше решались только путём проведения длительных и дорогостоящих испытаний в аэродинамических трубах, теперь отнесены к "численным" экспериментам. В то же время эйфория, сопровождавшая раннее развитие вычислительной аэродинамики, теперь несколько поутихла: стало ясно, что в обозримом будущем только гармоничное сочетание теоретической, экспериментальной и вычислительной аэродинамики позволит добиться дальнейшего прогресса в повышении эффективности летательных аппаратов [23].

Современные достижения в развитии методов вычислительной аэродинамики позволили радикально изменить процесс аэродинамического проектирования. В результате даже простое увеличение числа рассматриваемых альтернативных вариантов компоновки может значительно повысить её характеристики, но гораздо больший эффект достигается при использовании специализированных процедур проектирования, включающих обратные и оптимизационные методы. Используя проверенные численные методы, осуществляется поиск оптимальной формы, а последующие испытания в аэродинамических трубах служат в основном для проверки достижения целей аэродинамического проектирования и создания банка лётных данных окончательно выбранной компоновки. Стоимость одного расчёта в последние годы стремительно снижается, в то время как стоимость проведения экспериментальных исследований во всём мире имеет тенденцию к росту. Таким образом, помимо улучшения возможных аэродинамических характеристик самолёта, применение численных методов даёт также прямой экономический эффект за счёт сокращения объёма экспериментальных исследований и, что не менее важно, за счёт значительного сокращения сроков проектирования.

Развитие методов вычислительной аэродинамики в России шло параллельно с остальным миром. Вспомним, что в начале компьютерной эры писать собственный код было престижно, и почти каждый молодой инженер с энтузиазмом разрабатывал свой оригинальный алгоритм. Иногда они были очень изящны, а так как компьютеров было мало и работали они медленно, то авторы в длительных перерывах доводили свои коды до совершенства. При современных высокоскоростных персональных компьютерах и кластерах/суперкомпьютерах инженеру порой не хватает времени на осмысление полученных результатов, чтобы, возможно, переформулировать постановку задачи и добиться качественно новых прорывов. Ведь парадигма инженера-конструктора сегодня действительно изменилась: главная проблема - это не решение конкретной задачи; при необходимости всегда можно найти достаточные ресурсы. Вместо этого вопрос формулируется иначе: какую задачу необходимо решить для того, чтобы повысить эффективность самолёта, будь то в аэродинамике или какой-то другой смежной дисциплине или на их стыке?

Существуют два принципиально различных подхода к построению числовых кодов. Первый из них подразумевает создание нового или специально модифицированного кода для каждой задачи и, благодаря узкой направленности на предмет, иногда можно получить удивительный результат с точки зрения эффективности. Такой подход - назовём его романтическим - характерен для исследовательских институтов. Второй подход - более

прагматичный - заключается в создании глобального кода, возможно, благодаря усилиям большой команды учёных, инженеров и разработчиков программного обеспечения, с помощью которого можно решить практически все рассматриваемые задачи. Он больше подходит для конструкторских бюро, так как минимизирует затраты на приобретение программного обеспечения и обучение персонала. Однако иногда использование универсального глобального кода для решения упрощенных задач похоже на "стрельбу по воробьям из пушки". Представляется, что истина лежит где-то посередине между этими двумя крайностями.

Численные методы аэродинамики играют важную роль не только при анализе особенностей обтекания ЛА на различных режимах, но и при проектировании аэродинамических форм. Качество проектирования улучшается как за счёт возможности просмотра большего количества альтернативных вариантов компоновки, так и за счёт целенаправленного применения специализированных процедур оптимизации. Оптимизация аэродинамических форм важна и сама по себе, потому что аэродинамическое качество непосредственным образом отражается на топливной эффективности ЛА – одном из главных критериев конкурентоспособности; кроме того, она является составной частью междисциплинарной оптимизации самолёта, как системы в целом.

Применительно к проектированию аэродинамической компоновки дозвуковых магистральных самолётов оптимизационные методы стали применяться следом за созданием прямых методов расчёта. Так в работах [24÷26] использовался алгоритм гладких вариаций формы профиля для задачи оптимизации аэродинамических характеристик в трансзвуковом потоке. Методы проектирования крыла при помощи оптимизационных алгоритмов появились сначала зарубежом в начале 80-х годов [27, 28], а затем и в отечественной литературе [29÷31]. К преимуществам оптимизационных методов сразу же была отнесена возможность использования прямых методов расчёта в виде «черных ящиков» с заменой последних на более совершенные по мере необходимости. Вторым преимуществом является возможность гибкого изменения целевой функции и/или ограничений. Так, например, в ранних методах прямого расчёта точное определение сопротивления было затруднительным, поэтому часто решались оптимизационные задачи о приближении к заданному «оптимальному» распределению давления [32].

В то же время оптимизационным процедурам присущи и недостатки. Как правило, решение оптимизационной задачи требует огромного количества вычислений. Вопросы сходимости, единственности решения, корректности постановки и др. решены в единичных случаях для простых аналитических функций, в реальной практике чаще всего проверяются многократным расчётом, да и то не во всех случаях [33].

Тем не менее, оптимизационные методы всё увереннее занимают своё место в реальной практике аэродинамического проектирования. Параллельно происходит совершенствование оптимизационных алгоритмов и способов организации вычислений на ЭВМ с современной архитектурой, а также нарабатываются конкретные методики проектирования с проверкой некоторых ключевых идей на специальных тематических моделях. Выявилось, в частности, что оптимизационные классические методы, описанные в учебниках, не совсем приспособлены для решения большинства практических задач ввиду наличия, например, «численных шумов», нескольких локальных экстремумов, различия типов переменных (дискретные, непрерывные) и др.

Для преодоления данных недостатков исследователи разрабатывают новые более совершенные методы оптимизации, причём многие из них моделируют процессы, происходящие вокруг нас в живой и неживой природе. Так, чрезвычайно популярный в последнее время класс так называемых эволюционных методов базируется на имитации процесса естественного отбора и выживания сильнейших, описываемого теорией Дарвина [34÷40]. Подобно живой природе вводятся три главных оператора: селекция, скрещивание и мутация, влияющие на отдельные индивиды в поколении. 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.) и растёт целевая функция в среднем, и максимальная целевая функция (оптимум). К достоинствам генетических алгоритмов (ГА) относятся простое распараллеливание, групповой, а не индивидуальный поиск с элементами случайности, что позволяет избегать застревания в локальных экстремумах, необходимость вычисления только целевых функций, а не их производных, устойчивость к шумам, гибкая адаптация к многорежимной оптимизации и др. Более подробно ГА, а также предлагаемая в данной диссертации его разновидность будут подробно описаны в следующих разделах.

Другими примерами новейших методов оптимизации, «подсмотренных» у природы являются метод роя частиц [41], метод искусственного отжига [42] и др. Все они являются методами нулевого порядка, то есть не требуют вычислений производных целевой функции.

При всех достоинствах новых методов справедлив универсальный принцип, а именно: чем более универсальным и робастным является метод, тем больше он требует вычислительных затрат (расчётов целевой функции). Это значительно снижает привлекательность методов нулевого порядка, т.к. для их эффективного использования требуются очень быстрые прямые методы с временными затратами порядка одной секунды и менее. 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 которой большинство расчётов ведётся с применением простейших прямых методов – так называемых суррогатов [43, 44], а редкие расчёты по точным, но затратным методам осуществляется для проверки найденных на низших уровнях оптимумов и для коррекции простейших моделей. На базе двухуровневой схемы вычислений в диссертации разработан оригинальный гибридный генетический алгоритм [45, 46]. 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. 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_u , C_x , m_z). Полученная база данных легла в основу проводимого анализа.

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.

Степень достоверности результатов исследования: достоверность результатов подтверждается использованием прямых методов расчёта обтекания ЛА,

верифицированных и валидированных на международном уровне для решения конкретных задач, результатами экспериментальных исследований в аэродинамических трубах.

Научная новизна работы:

- 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 мотогондолами двигателя, расположенными на верхней поверхности крыла с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.78$;

Практическая значимость работы:

- разработанные алгоритмы доведены до конкретных программ, которые могут быть рекомендованы к внедрению 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 $M_{\text{КРЕЙС}} = 0.78 \div 0.82$.

На защиту выносятся следующие положения:

- методология применения оптимизационных алгоритмов к задачам проектирования элементов пространственных аэродинамических компоновок (крыльев, фюзеляжей, зализов) современных самолётов транспортной категории с трансзвуковыми скоростями крейсерского полета;
- расчетно-экспериментальные результаты аэродинамического проектирования скоростных трансзвуковых крыльев для перспективных самолётов транспортной категории;
- методика проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания.

Соответствует паспорту специальности в пунктах:

1. Теоретические, расчетные и экспериментальные исследования обтекания летательных аппаратов, объектов авиационной и ракетно-космической техники, и их частей установившимися и неустановившимися потоками газовых сред.
2. Расчетные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов, разработка методов расчета этих характеристик, включая алгоритмы и программное обеспечение САПР летательных аппаратов.
4. Управление процессами обтекания летательных аппаратов.

Апробация и реализация работы:

Основные результаты диссертации опубликованы автором в следующих работах:

1. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышёв И.Л. Гибридный генетический алгоритм оптимизации для задач аэродинамического проектирования. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002 г.
2. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышёв И.Л. Метод решения смешанной задачи проектирования для профиля в околосзвуковом потоке газа. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002 г.
3. 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.

4. Крылья малой стреловидности для больших скоростей полёта. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв. Журнал "ПОЛЕТ", №3, 2013 г.
5. Расчётно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв, Труды МАИ, выпуск №101, 2018 г.
6. Расчетные и экспериментальные исследования аэродинамики компоновок с расположением двигателей над крылом. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Брагин Н.Н., Герасимов С.В., Пуцин Н.А., Чернышёв И.Л, Вестник МАИ, т.28, №2, 2021 г.
7. Болсуновский А.Л, Бузовера 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.
8. Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Черный К.И., Чернышёв И.Л. Расчетно-экспериментальные исследования крупномасштабной модели адаптивного крыла магистрального самолета. "Ученые записки ЦАГИ", №4, 2025 г.
9. Н.Н. Брагин, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера Е.С. Перченков, И.Л. Чернышев, С.И. Скоморохов, Расчетно-экспериментальные исследования малолетного самолета с ламинарным крылом и двигателями над задней кромкой крыла. Математическое моделирование, том 34, №7, 2022 г.
10. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузовера, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышев, Расчетно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов. Труды ЦАГИ, вып. 2805, 2022 г.
11. 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. Пуцин, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв, Труды ЦАГИ, вып.2783, 2019 г.
12. Болсуновский А.Л., Бузовера 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.
13. 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.

14. Крупноразмерные полумодели для исследования обтекания и отработки аэродинамических компоновок гражданских самолётов Вермель В.Д., Казимирова А.Н., Левицкий А.В., Чернышев И.Л., Шардин А.О., Авиационная промышленность, номер 1-4, стр.61-64, 2020 г.
15. 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.
16. 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., Сеньюев И.В., Устинов М.В., Чернышёв И.Л. Ученые записки ЦАГИ №5, 2023 г.

По материалам диссертации опубликовано 16 патентов:

1. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышёв И.Л., Губанова М.А., Гуревич Б.И. АДМИНИСТРАТИВНЫЙ РЕАКТИВНЫЙ САМОЛЁТ. Патент на изобретение РФ №2382718, 2010.
2. Болсуновский А.Л., Бузоверя 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), Бузоверя 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., Пушин 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., Пушин 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., Пушин 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 мотогондолы» Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Сахарова А.И., Слитинская А.Ю., Чернышев И.Л., 2023 г.

Результаты диссертационной работы изложены 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. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, И.Л. Чернышев Исследование концепции
адаптивных крыльев для пассажирских самолетов, 14 международная школа-семинар
«Модели и методы аэродинамики» в г. Евпатория, Россия, 2014.
 23. Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Чернышёв И.Л. Аэродинамическое
проектирование компоновки ближнемагистрального самолёта с ламинарным крылом,
15 международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» в г. Евпатория,
Россия, 2015.

24. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Пуцин Н.А., Чернышёв И.Л. Исследования аэродинамической компоновки малошумного БМС с ламинарным крылом малой стреловидности 16 международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» в г. Евпатория, Россия, 2016.
25. Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л. Исследования скоростных крыльев для модификаций самолета Ил-96-400М. 17 международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» в г. Евпатория, Россия, 2017.
26. А.Л. Болсуновский, Н.Н. Брагин, Н.П. Бузоверя, С.И. Скоморохов, И.Л. Чернышёв Расчётно-экспериментальные исследования скоростных крыльев гражданских самолётов, 18 международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики» в г. Евпатория, Россия, 2018.
27. 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.
28. «Исследования аэродинамической компоновки малошумного регионального самолёта с ламинарным крылом малой стреловидности» авторов Болсуновский А.Л., Брагин Н.Н., Бузоверя Н.П., Пуцин Н.А., Чернышев И.Л. VII всероссийская конференция Вычислительный эксперимент в аэроакустике 17-22 сентября 2018г., Светлогорск, Россия
29. Научно-техническая конференция по аэродинамике. п. Володарского, 2002-2009, 2011, 2013, 2014, 2016, 2018-2020, 2022, 2025 гг.
30. 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

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.

Объём и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, четырёх глав и заключения.

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 в организации многоуровневых вычислений, при которой большинство расчётов ведётся с применением простейших прямых методов, а редкие расчёты по точным, но затратным методам осуществляется 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 главе 2 приведены примеры проектирования скоростных крыльев и гражданских самолётов классической схемы. В главе 3 приведены примеры использования правила площадей для проектирования скоростных крыльев малой стреловидности для административного делового самолёта с повышенным уровнем комфорта для пассажиров. В главе 4 описаны особенности проектирования скоростных крыльев умеренной стреловидности, предложена методология аэродинамического проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания.

В заключении приводятся основные выводы исследования.

Автор выражает благодарность Болсуновскому Анатолию Лонгеновичу, Бузовере Николаю Петровичу, Карасю Олегу Владимировичу, Ляпунову Сергею Владимировичу и Чернышеву Сергею Леонидовичу, а также всему коллективу отделов №3 и №8 за поддержку, конструктивную критику, ценные замечания и мотивацию к проведению исследований и работы в данном направлении.

Глава 1 - Методы аэродинамического расчёта и проектирования скоростных дозвуковых гражданских самолётов

Аэродинамика новейших магистральных самолётов отрабатывается при всё большем использовании методов вычислительной аэродинамики (рисунок 1.1).



Рисунок 1.1 – Относительная роль CFD и экспериментальных исследований [47]

Для эффективной организации процедуры аэродинамического проектирования необходимо наличие четырёх основных составляющих:

- системы моделирования и управления геометрией ЛА,
- прямых методов расчёта аэродинамических характеристик,
- обратных методов для построения геометрических форм по заданному распределению давления
- оптимизационных методов, позволяющих максимизировать выбранную целевую функцию (например, аэродинамическое качество) путём варьирования геометрии при наложенных конструктивных и аэродинамических ограничениях.

1.1 Системы моделирования и управления геометрией ЛА

В настоящее время для формирования геометрии нашли применение следующие автоматизированные системы проектирования: CATIA, UNIGRAPHICS, GEMMA 3D [48÷50] и другие. Они позволяют создать математическую модель ЛА со сколь угодно подробной степенью детализации при помощи хорошо развитого аппарата геометрического описания кривых и поверхностей.

При проектировании обводов следует быть внимательным при выборе класса кривых и поверхностей, чтобы избежать ухудшения условий обтекания элементов ЛА.

Распределение давления при дозвуковых скоростях связано с распределением кривизны, поэтому следует избегать участков большой кривизны или резкого изменения кривизны поверхности, на которых могут произойти “всплески” давления и даже появиться скачки уплотнения. Такими характерными местами на самолёте могут быть носовая часть фюзеляжа с пилотской кабиной и её сопряжение с цилиндрической частью, сопряжение цилиндрической и хвостовой части фюзеляжа, ramпы транспортных самолётов, носовые части пилонов, выполненные путём сопряжения полуокружности с прямыми образующими, участки схода коротких обтекателей гондол, обтекателей шасси и др. Для изолированных элементов летательного аппарата необходимо, по возможности, стремиться к удобообтекаемым формам типа дозвукового профиля или тела вращения с плавными обводами носовой и хвостовой частей.

При формировании поверхностей самолёта необходимо учитывать то обстоятельство, что в дозвуковом потоке происходит сложение возмущённых скоростей от соседних элементов. В этом случае придание соседним элементам обтекаемых форм не гарантирует благоприятной интерференции в том случае, если возмущённые скорости, вызываемые каждым из элементов, складываются - это может привести к разгону течения, преждевременному появлению скачков уплотнения и отрывов потока. Примерами таких конфигураций могут являться гондолы двигателей и пилоны, расположенные на верхней поверхности крыла, гондолы, расположенные на пилонах в хвостовой части фюзеляжа, Т-образное оперение из профилей с близким положением максимальной толщины, обтекатель шасси, сечение миделя которого совпадает с максимумом толщины крыла и т.д.

При проектировании обводов нужно руководствоваться общим принципом “разнесения возмущений”, компоновать различные элементы так, чтобы места дополнительного разгона от одних элементов не совпадали бы с местами разгона от других элементов, а ещё лучше - гасили бы друг друга.

Несмотря на большие возможности, применяемые современные САД-системы не очень удобны для целей аэродинамического проектирования поверхности магистральных пассажирских самолётов, в которых типичными элементами являются несущие поверхности, составленные из набора профилей по размаху и трёхмерные тела типа фюзеляжа, а “заплатки” служат только для формирования сопряжений между основными элементами. С этой целью при аэродинамическом проектировании используется упрощённая система описания геометрии самолёта, к которой приспособлены средства аэродинамического проектирования.

1.2 Прямые методы расчёта аэродинамических характеристик

От надёжности, точности и быстродействия прямого метода расчёта обтекания ЛА зависит эффективность всех стадий проектирования. При рассмотрении режимов крейсерского полёта, характеризующихся отсутствием сильных скачков уплотнения и обширных зон отрыва, можно с высокой степенью достоверности применять методы полного потенциала или методы решения уравнений Эйлера для внешнего обтекания в сочетании с методами расчёта характеристик пограничного слоя и следа. Методы решения уравнений Навье-Стокса, требующие больших временных затрат, необходимы для анализа сложных течений, например, для расчёта обтекания с наличием отрывных зон на режимах Судоп и Сумах, для расчёта особенностей местной аэродинамики, оценки влияния струй двигателей и т.д.

В начале 60-х годов основными инструментами аэродинамика были методы расчета невязкого несжимаемого течения вокруг двумерного профиля [51] и простейший 3-d метод вихревой решетки [52]. Тем более удивительно, что самолеты, созданные в те годы (B747, Ту-134, Ту-154), особенно модифицируемые время от времени с заменой двигателей, только недавно стали выходить на пенсию, вытесняемые более современными конкурентами.

70-е и начало 80-х годов ознаменовались расцветом панельных методов. Для анализа полной компоновки самолета в ЦАГИ были разработаны два панельных метода, основанных на методе симметричных особенностей [53] и на формулировке Морино внутреннего граничного условия Дирихле на возмущенный потенциал [54, 55].

Первый из них был реализован с помощью дискретно-аналогового подхода - ряд дискретных подковообразных вихрей и нитей источников были размещены на реальной неплоской панели, моделируя непрерывное распределение особенностей. Заметим, что выражение для скорости от сегмента источников содержит общие термины с формулой Био-Савара-Лапласа для вихревой линии, что дает прямую экономию в вычислениях. При расчете ближнего поля берется большое количество дискретных особенностей. Наоборот, при вычислении дальних полей их число может быть уменьшено до двух или даже одного. В результате матрица аэродинамических коэффициентов определяется гораздо быстрее, так как более восьмидесяти процентов коэффициентов вычисляются с использованием аппроксимации дальнего поля. Также использование итерационного блочного метода Гаусса-Зейделя позволяет пользователю уверенно и быстро решать большие системы линейных уравнений, присущие панельным методам.

На основе подхода Морино был разработан быстродействующий панельный код WSEP для расчета отрывного обтекания крыла при больших углах атаки (AOAs) [58],

который в настоящее время обычно используется для оценки несущих свойств крыла на малых скоростях. Высокая производительность кода WSEP обусловлена заданием граничных условий на исходной поверхности крыла и следа, так что матрица аэродинамических коэффициентов остается постоянной при расчетах. Двумерная версия этого кода- PROFSEP - обеспечивает анализ всего диапазона условий обтекания, начиная с малых углов атаки, где нет отрыва вообще, и заканчивая углами атаки после сваливания, когда массивный срыв начинается почти с передней кромки, за доли секунды. В сочетании с робастным генетическим алгоритмом он представляет собой очень мощный инструмент проектирования OPTFOIL [59], позволяющий учитывать любые ограничения и пожелания конструктора, в том числе предписывать поведение подъемной силы аэродинамического профиля после сваливания.

Благодаря революционным работам Э. Мурмана и Дж. Коула [60] и Энтони Джеймсона [61] стало возможным анализировать околосвуковые аэродинамические профили сначала в невязком, а затем в вязком потоке, организуя вязко-невязкое взаимодействие внешнего потока и пограничного слоя/следа [62, 63]. В конце 70-х годов Джеймсон первым решил уравнение полного потенциала на прилегающей к телу сетке, сначала для крыла (знаменитый код FLO-22 [64]), а затем для компоновки крыло-фюзеляж (FLO-28/FLO-30 [65]). Под влиянием его результатов многие команды разработчиков в мире и в России создали, а затем творчески развили подобные коды.

В эти годы О. В. Карасем и В. Е. Ковалевым был создан в ЦАГИ и затем развивался в течение многих лет код BLWF [66, 67] для анализа трансзвукового обтекания компоновок пассажирских и транспортных самолётов. Программа разработана на основе итерационного квазиодновременного алгоритма вязко-невязкого взаимодействия в рамках теории пограничного слоя. Расчет внешнего обтекания осуществляется путём численного интегрирования консервативной формы полного уравнения для потенциала с приближенным учётом неизэнтропичности потока на скачках уплотнения. Используемая разностная схема может быть первого или второго порядка точности в сверхзвуковых областях. Решение результирующей системы разностных уравнений осуществляется на основе эффективного алгоритма приближённой факторизации. Пространственные расчетные сетки около компоновки формируются с помощью алгебраической методики. Включение в расчётную схему мотогондол, пилонов, хвостового оперения, ВЗК производится на основе процедуры “химера”. Расчет сжимаемого ламинарного и турбулентного пограничного слоя на поверхности крыла и оперения осуществляется путём конечно-разностного решения полной системы уравнений пространственного пограничного слоя. Используются либо алгебраическая модель турбулентной вязкости

Cebeci-Smith, либо неравновесная модель Spallart-Almarès. В отрывных областях и областях, близких к отрыву расчет пограничного слоя, проводится обратным методом. Вязкий след рассчитывается интегральным методом в рамках гипотезы плоских сечений. Вытесняющий эффект пограничного слоя и вязкого следа на внешнее течение моделируется соответствующим изменением граничных условий на поверхности крыла и оперения. Сращивание внешнего невязкого течения (внешнее обтекание) и вязкого течения (пограничный слой, вязкий след) осуществляется на основе квазиодновременного алгоритма. Согласно этой методике расчёт внешнего невязкого потока производится с учётом ожидаемой реакции пограничного слоя на получаемое изменение распределения скорости на поверхности компоновки. Применение квазиодновременной методики обеспечивает быструю сходимость вязко-невязких итераций как на безотрывных режимах, так и в случае умеренных отрывов. Как правило, оказывается достаточно 5 вязко-невязких итераций для достижения полной сходимости.

Программа характеризуется малым временем счёта и автоматической процедурой построения расчётной сетки, не требующей непосредственного вмешательства пользователя. Программа прошла широкую апробацию на компоновках отечественных и зарубежных самолётов. В качестве примера, на рисунке 1.2 приводится сравнение расчетного распределения давления на крыле ближнемагистрального самолёта, полученного по программе BLWF-31, с последующими экспериментальными данными. Наблюдается хорошее согласование, даже несмотря на то, что некоторые элементы в расчёте не моделировались (обтекатели пилона, обтекатели механизма закрылка и др.). Высокое быстродействие программ BLWF составляет хорошую основу для применения их в итерационных обратных и оптимизационных процедурах проектирования.

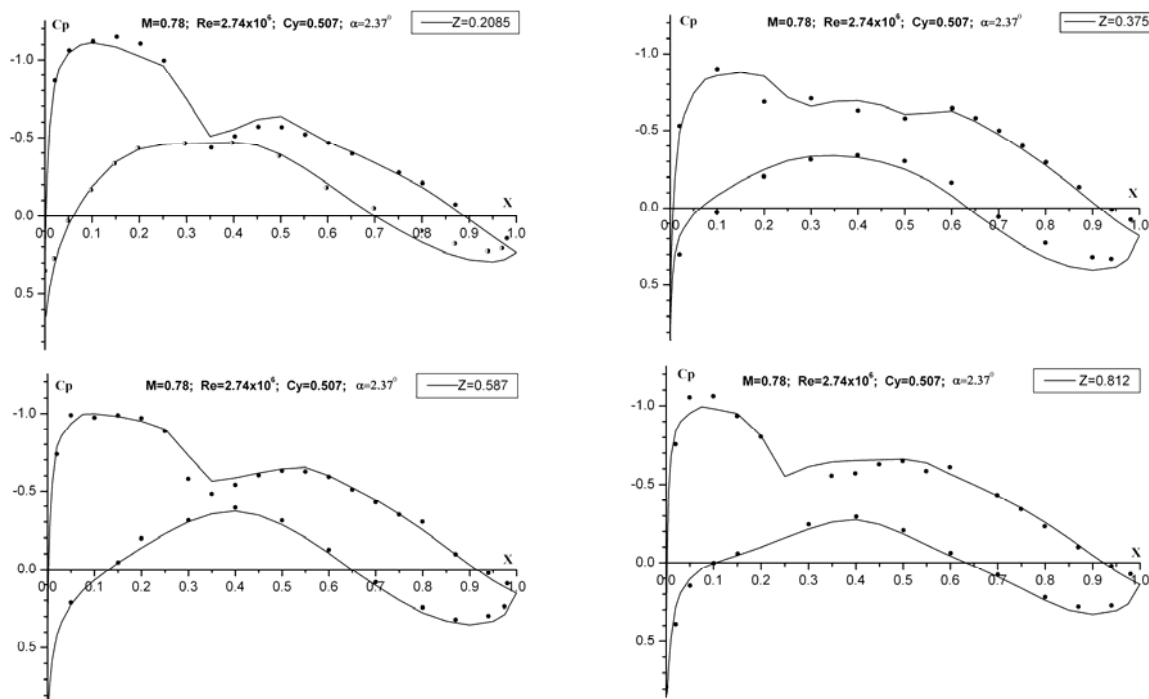


Рисунок 1.2 – Сравнение расчётных и экспериментальных распределений давления по крылу ближнемагистрального самолёта ($M=0.78$ $C_y \approx 0.5$)

В настоящее время активно используются методики и программы решения уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS-методы) разработанные как в России, так и за рубежом. Это коды EWT, ANSYS CFX, Fluent, STAR CD, NUMECA и др.

Выделяются принципиально различные подходы к построению сеток. Структурированные сетки имеют упорядоченную топологию и, как правило, отличаются лучшим качеством, расчёты на них проводить проще, чем на неструктурированных или перекрывающихся сетках, к тому же пограничный слой, где нормальные градиенты изменения величин намного больше продольных, лучше моделируется длинными четырехугольными ячейками (гексаэдрами в пространственном случае). Однако неструктурированные сетки строятся на порядок проще и быстрее. Часто применяют гибридные сетки: структурированные ячейки вблизи границ и неструктурированное внешнее поле.

Расчётные сетки должны иметь достаточно большую размерность для надлежащего разрешения деталей течения не только вблизи поверхностей элементов, но и в вязких следах. В настоящее время считается, что при использовании схем низкого порядка для получения качественного разрешения течения вокруг компоновки самолёта на крейсерских режимах полёта необходимо иметь сетку с ~ 70 -100 млн узлов.

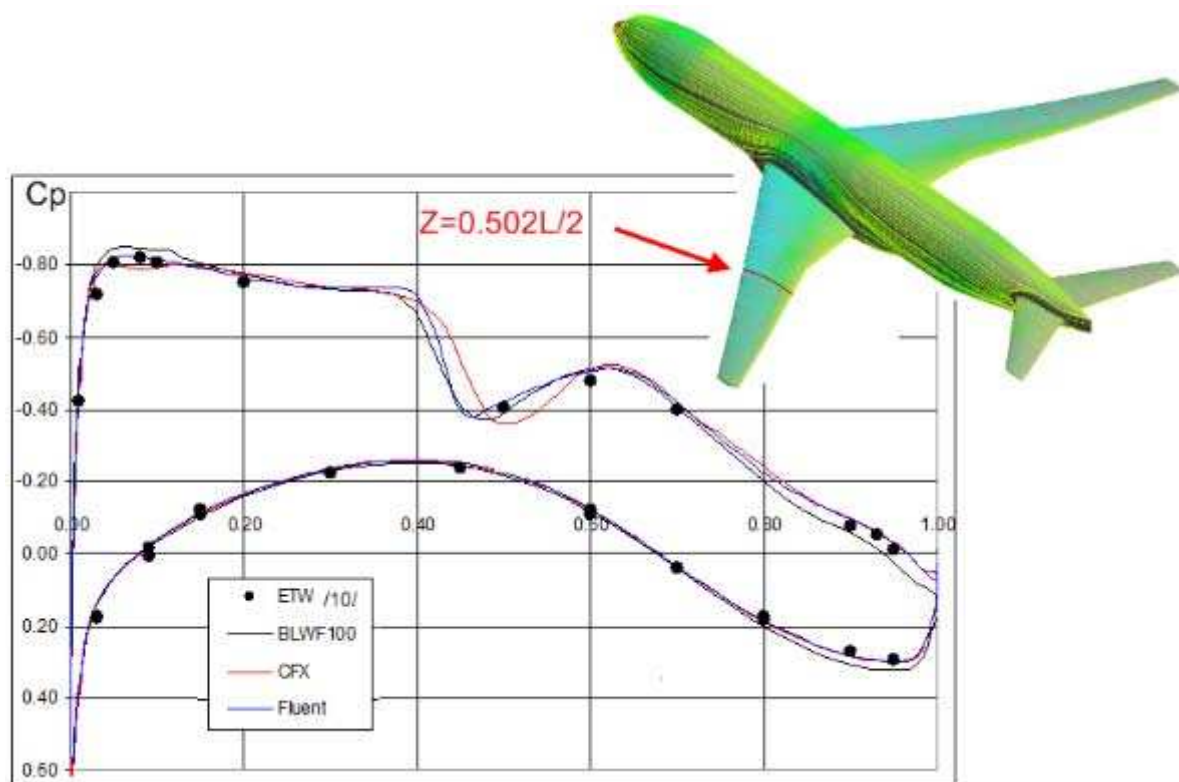


Рисунок 1.3 - Пример расчётных распределения давления и поверхностных линий тока на тестовой модели CRM ($M=0.85$, $Re=5$ млн., $\alpha=2.0^\circ$)

1.3 Обратные методы аэродинамики

Высокая скорость и надежность прямых методов CFD формируют хорошую основу для их применения в итерационных обратных и оптимизационных процедурах проектирования. Обратные методы предназначены для формирования геометрии крыла с заданным (целевым) распределением давления C_p^* [68÷75]. Обратные методы носят итерационный характер, так как положение контура, на котором должны выполняться заданные граничные условия, заранее неизвестно. Итераций можно избежать только в простейшем случае линейных методов с граничными условиями, заданными на фиксированной плоскости.

В руках опытного аэродинамика обратные методы составляют мощный инструмент проектирования. Они позволяют ему устранить или ослабить ударные волны, снизить уровень возмущений течения в указанной области, реализовать поведение распределения давления, благоприятное для развития ламинарного или турбулентного пограничного слоя [76, 77]. Обладая робастным обратным методом, можно перенести “хорошее” распределение давления от успешного прототипа для быстрого проектирования исходной геометрии.

Обратная задача может быть решена различными подходами. Одним из наиболее распространенных подходов в мировой практике является так называемый метод остаточной коррекции. В ходе итераций геометрия крыла модифицируется с целью уменьшения невязки между заданным C_p^* и текущим распределением давления $C_p(k)$, полученным на k -й итерации. При таком подходе прямой метод используется как “черный ящик”, который при необходимости можно легко заменить другим (рисунок 1.4). Методы остаточной коррекции предпочтительнее “чистых” обратных методов, так как развитие прямых методов опережает развитие последних, и поэтому возможно решение проектировочных задач для более сложных компоновок.



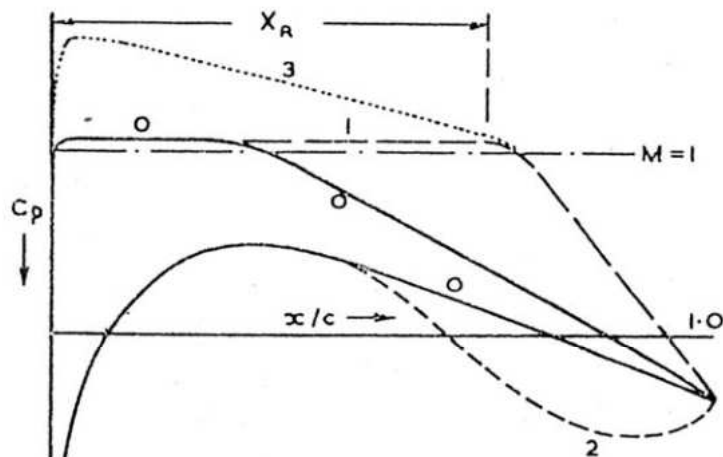
Рисунок 1.4 – Структура методов остаточной коррекции

Для коррекции геометрии могут быть использованы различные подходы, и понятно, что чем грубее корректор, тем медленнее будет сходимость итерационного процесса. В программах TRAWDES (TRAnsonic Wing DESign), разработанных в ЦАГИ, в качестве прямого кода используется код BLWF, а в качестве корректора геометрии используются обратные методы нижнего уровня: в TRAWDES-I используется 3-мерный обратный метод для крыла в дозвуковом потоке, а в программе TRAWDES-II - 2-d обратный метод для стреловидного крыла в околосзвуковом потоке [74, 75]. Они, в свою очередь, также основаны на принципе остаточной коррекции, таким образом получается трехуровневая структура. Также процедура TRAWDES адаптирована к проектированию вертикальных законцовок крыла (ВЗК).

При этом в действительности в данной конструкции используется только один простой двумерный несжимаемый невязкий обратный метод, а именно панельный метод с кусочно-линейным распределением вихрей на панелях и условием постоянства функции потока в узлах контура [69]. Использование функции тока дает неоспоримое преимущество

перед другими подходами, так как на выходе получаются координаты узлов, а не наклоны, что гораздо предпочтительнее вблизи передней кромки. Переход от дозвукового течения к смешанному трансзвуковому обеспечивается идеей [70] расщепления невязки давления на дозвуковую и сверхзвуковую составляющие и преобразования последней в эквивалентную дозвуковую по формуле Аккерета. Сходимость к заданному распределению давления достигается за 5-15 итераций даже при исходной геометрии крыла, сильно отличающейся от желаемой.

Обратные методы являются мощным инструментом аэродинамического проектирования. Они позволяют устранить или ослабить скачки уплотнения, снизить уровень возмущений потока в заданном месте, реализовать распределение давления, благоприятное для развития ламинарного или турбулентного пограничного слоя. Не всякое заданное распределение давления можно реализовать физически, так как в общем случае обратная задача является некорректной. Условия разрешимости точно сформулированы только для двумерного невязкого потока, для реальных трансзвуковых трёхмерных течений неизбежно использование инженерных подходов. Тем не менее, для дозвуковых течений на крейсерском режиме полёта нет проблем со сходимостью к произвольно заданному C_p^* , за исключением малых окрестностей вблизи критических точек. Для трансзвуковых течений невозможна реализация бескачковых эпюр, если местное число Маха в сверхзвуковой зоне достаточно велико. В этом случае итерационные процедуры TRAWDES стараются “приблизиться” к заданному C_p^* , но вместо изэнтропического торможения потока в реальности реализуется скачок уплотнения.



- 0 - классический скоростной профиль
- 1 - продление полки давления
- 2 - подрезка нижней поверхности
- 3 - сверхзвуковая зона на верхней поверхности

Рисунок 1.5 – Пример распределений давления профилей разных поколений

При проектировании современных сверхкритических крыльев целевое распределение давления обычно стараются задать так, чтобы максимально увеличить площадь эпюры давления за счёт верхней поверхности, до тех пор, пока это не вызовет критичного прироста сопротивления, рисунок 1.5 (напомним, что подъёмная сила равна площади эпюры, а относительная толщина растёт по мере сдвига средней линии эпюры вверх).

За счёт этого растёт аэродинамическое качество всей компоновки $K=C_y/C_x$, так как числитель растёт быстрее, чем знаменатель. Ограничителями по расширению эпюры сверху выступает волновое сопротивление (при $M_{мест} \geq 1.25$ неизбежно появление сильных скачков уплотнения), а справа – профильное сопротивление вследствие начинающегося отрыва на слишком сильных диффузорах.

Наличие методов решения обратных задач позволяет строить “эквивалентные” контуры. Под эквивалентным понимается такое крыло, которое имеет то же распределение давления, что и исходное, но при других условиях. Процедура переноса распределения давления может быть выполнена как с одного режима обтекания на другой (например, при разных числах M), так и с одной формы в плане на другую. При этом “дочерние” крылья, полученные в результате этой процедуры, сохраняют аэродинамические свойства крыла-прототипа не только в заданной точке по режиму, но и в некоторой её окрестности.

При использовании обратных методов геометрия становится вторичной по отношению к распределению давления, так как именно **эпюра давления определяет профильное и волновое сопротивление крыла, и индуктивное сопротивление всей компоновки**. Распределение давления напрямую связано с кривизной контура, поэтому при задании плавного распределения давления геометрия сечений крыла автоматически получается гладкой. Задача проектировщика – добиться хорошего целевого распределения давления на крыле (C_p^*), а затем в конце проверить получившуюся геометрию на предмет удовлетворения конструктивным и технологическим требованиям. Иногда получающаяся геометрия даже при “обычном” распределении давления является довольно необычной, как, например, в случае ВЗК, обтекание которой происходит в условиях сильно меняющегося по высоте скоса от крыла, рисунок 1.6.

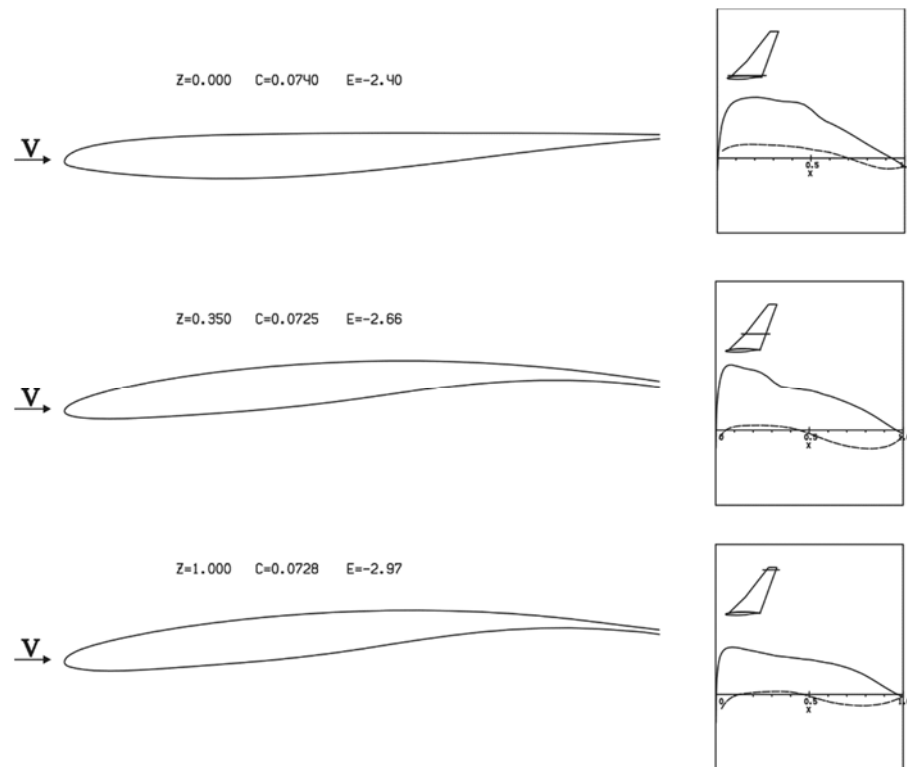


Рисунок 1.6 – Профили сечений и распределение давления по ВЗК

Одной из главных проблем применения обратных методов является сложность задания “оптимального” целевого распределения давления. Если для типовых задач проектирования крыльев самолётов классических схем опытный проектировщик может задать такое целевое распределение давления C_p^* , которое обеспечит благоприятные аэродинамические характеристики и приемлемую форму, или даже решить задачу об оптимизации целевого распределения давления на крыле [78, 79], то для других элементов ЛА это сделать затруднительно.

При повышенной аэродинамической интерференции неблагоприятное распределение давления на одном из элементов может быть результатом воздействия другого элемента, и прямолинейные попытки исправить положение при помощи обратного метода не приводят к успеху. Например, неудачный зализ крыла с фюзеляжем может “испортить” распределение давления по крылу на большей части полуразмаха, неблагоприятный эффект Вентури может привести к появлению скачков уплотнения на пилонх двигателях, массивный обтекатель шасси может кардинально изменить картину течения на нижней поверхности крыла высокоплана и т.д. Особенно сильно неблагоприятная интерференция проявляется при больших околосзвуковых числах M набегающего потока. Для решения интерференционных проблем рекомендуется использовать вышеуказанный принцип взаимного разнесения возмущений от различных элементов компоновки.

Обратные методы сложно применять для проектирования многорежимных летательных аппаратов, а также в ситуации, когда существуют многочисленные ограничения конструктивного и аэродинамического происхождения. В этих случаях необходимо применение методов численной оптимизации.

1.4 Оптимизационные методы проектирования аэродинамических компоновок

Численные методы оптимизации формально более подходят для целей проектирования, так как позволяют исследователю легко изменять целевые функции, учитывать все возможные геометрические и аэродинамические ограничения и выполнять многорежимную оптимизацию. После пионерской работы Hicks & Vanderplaats [80] появилось огромное количество работ различных авторов в этой области [81÷125]. Внедрение методов оптимизации в аэродинамическое проектирование позволяет не только добиться выигрышей в аэродинамических характеристиках по сравнению с классической практикой, опирающейся на сравнительный анализ различных вариантов крыла и других элементов ЛА, но и значительно ускорить процесс приближения к “оптимальному” решению, формализовать методику проектирования за счёт включения в рассмотрение многочисленных ограничений и опыта проектировщика.

Наибольший выигрыш оптимизационные методы дают для новых компоновок, по которым еще недостаточно знаний, или при наличии множества противоречивых ограничений, которые невозможно учесть “вручную”. Перспективная область применения методов оптимизации – это модификация существующих самолётов, когда часть геометрии крыла (например, кессон) фиксируется, а остальную можно варьировать.

Методы численной оптимизации позволяют легко изменять целевые функции, учитывать всевозможные геометрические и аэродинамические ограничения, а также проводить многорежимную оптимизацию. Однако большая трудоёмкость данных методов, особенно при проектировании пространственных форм, не позволяет использовать процедуру численной оптимизации на ранних стадиях проекта, когда требуется быстро получить хорошее начальное приближение. Здесь более целесообразно применять обратные методы, хотя очередность применения тех или иных методов аэродинамического проектирования достаточно условна.

Процедура численной оптимизации базируется на объединении прямого метода аэродинамического расчёта, набора вариаций поверхности и блока оптимизации. В качестве начальной геометрии на этапе численной оптимизации целесообразно выбрать геометрию крыла, полученную после этапа решения обратной задачи. Для того, чтобы сохранить полученный ранее характер распределения давления и уменьшить число

переменных, предпочтительно варьировать глобальные характеристики сечений крыла, рисунок 1.7, такие как относительная толщина, крутка, вогнутость, величина “подрезки”, положение Y_{MAX} по верхней и нижней поверхности, отклонение хвостика, положение сечения по вертикали и т.д.

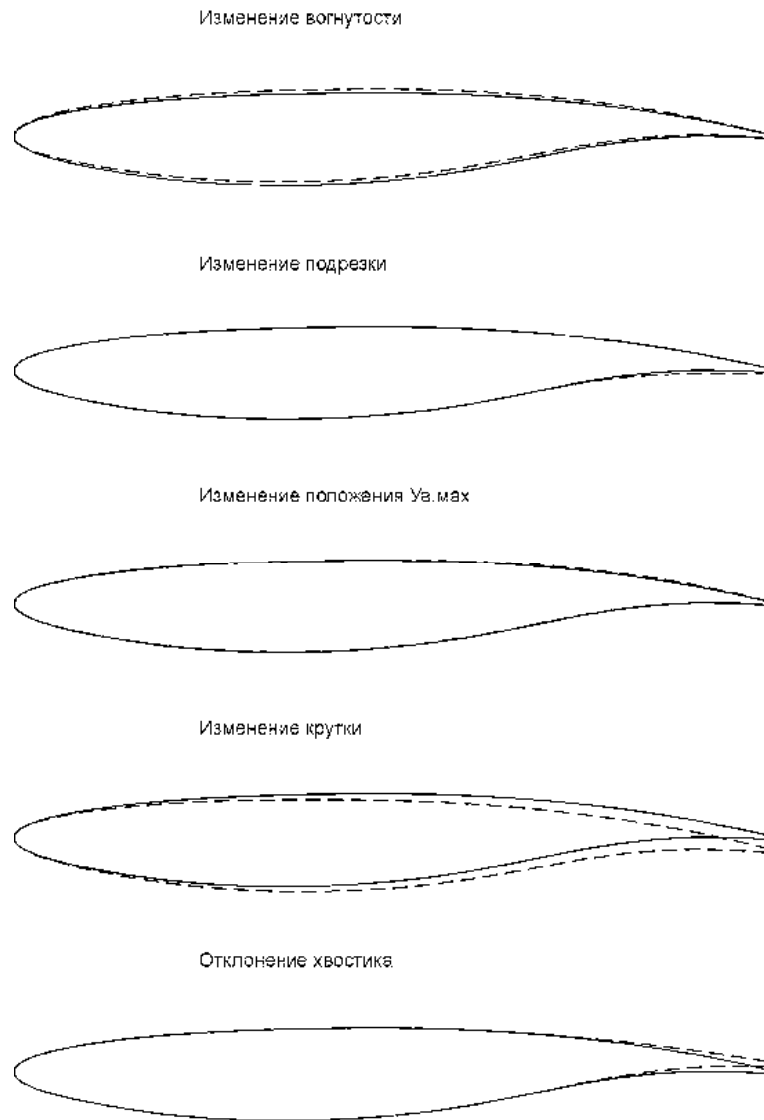


Рисунок 1.7 – “Глобальные” вариации контуров сечений крыла

Локальные вариации в виде небольших гладких выпуклостей контура тоже широко применяются при оптимизации, причём некоторые из них – так называемые “аэрофункции” - могут быть сгенерированы при помощи обратных методов для целенаправленного воздействия на эпюру давления. Можно варьировать и форму крыла в плане, но тогда необходимо подключать в какой-либо форме и весовой расчёт [126, 127]. При больших числах Маха целесообразно применять вариации геометрии фюзеляжа. Это могут быть как

изменения продольных обводов, описывающих поджатие фюзеляжа, так и изменения только формы зализа/обтекателя.

Типичное число переменных проектирования для крыла, заданного 5-7 контрольными сечениями, должно составлять не менее 50-70, т.е. по крайней мере, по 10 вариаций на одно сечение. Для более полного описания геометрии целесообразно увеличение до 20-25 переменных на сечение.

Как правило, оптимизируется аэродинамическое качество с учётом различных ограничений, зависящих от конкретной задачи. Из аэродинамических величин часто бывает необходимым ограничить величину продольного момента для уменьшения потерь на балансировку, а также изгибающего момента для снижения веса крыла. Различные ограничения конструктивного характера позволяют удовлетворить практическим требованиям эксплуатации и производства. Например, объём внутренних топливных баков часто является критичным для административных или сверхдальних самолётов, поэтому целесообразно учитывать его в виде ограничения. Относительная толщина внешних сечений крыла может сильно повлиять на взлётно-посадочные характеристики или характеристики аэроупругости, так что полезно ограничить её снизу. Для получения технологичного крыла целесообразно наложить ограничение на кривизну полков лонжеронов, поскольку ни процедура решения обратной задачи, ни процедура оптимизации сами по себе не гарантируют гладкости крыла по размаху. Введением ограничения на кривизну можно получить практически плоские по размаху поверхности силовых панелей кессона. Зная разность круток стапельной и полётной форм крыла, **можно оптимизировать аэродинамическое качество полётной формы, одновременно минимизируя кривизну стапельной формы крыла.**

В блоке оптимизации, используются 2 метода – градиентный метод и, в силу быстродействия прямого метода BLWF, генетический алгоритм (ГА). Градиентный метод оптимизации требует намного меньше затрат чем ГА, особенно при использовании популярного в последнее время алгоритма решения сопряженных задач для определения градиентов целевых функций по всем варьируемым параметрам за время, сопоставимое со временем единичного прямого расчёта [128, 129]. Подобная методика разработана для программы BLWF-100. К недостаткам градиентных методов относится опасность «застревания» в локальном оптимуме.

1.5 Генетический алгоритм оптимизации

Генетический алгоритм (ГА) – это метод поиска, моделирующий естественный отбор в живой природе и выживание сильнейших. Он стал очень популярным в последнее

время в инженерном сообществе [34, 36, 130, 131] в силу своей робастности, простоты, возможности эффективного распараллеливания и способности находить глобальный оптимум негладких, многоэкстремальных и искаженных численным “шумом” целевых функций. Для работы ГА не нужно вычислять производные, а только лишь сами значения функции и ограничений. ГА устойчив к аварийным прерываниям расчетов прямыми методами. Различные ограничения обычно учитываются посредством штрафных функций.

Рассмотрим основные особенности работы наиболее широко используемого варианта ГА. Для каждой независимой переменной X_i назначается диапазон её изменения $[X_{i\min} \div X_{i\max}]$. Начальное поколение генерируется при помощи датчика случайных чисел:

$$x_{1j} = x_{1j \min} + r \cdot (X_{j\max} - X_{j\min}), \text{ где } r \text{ случайное число из } [0; 1].$$

Далее при помощи прямых методов аэродинамического анализа осуществляется расчёт целевой функции для каждого индивида. В качестве целевой функции или ограничений могут быть выбраны любые комбинации аэродинамических коэффициентов.

Следующие поколения индивидов получаются при помощи генетических операторов: отбора, скрещивания и мутации. Отбор осуществляется в соответствии с величиной целевой функции методом “рулетки”. В работе применяется бинарные представления переменных и простейший одноточечный кроссовер (скрещивание). Для этого предварительно пара отобранных родителей представляется в виде хромосомных лент с нулями и единицами (рисунок 1.8). Случайным образом выбирается точка разрыва хромосомных лент, и дочерние индивиды получают путём склеивания различных частей лент обоих родителей (рисунок 1.9).

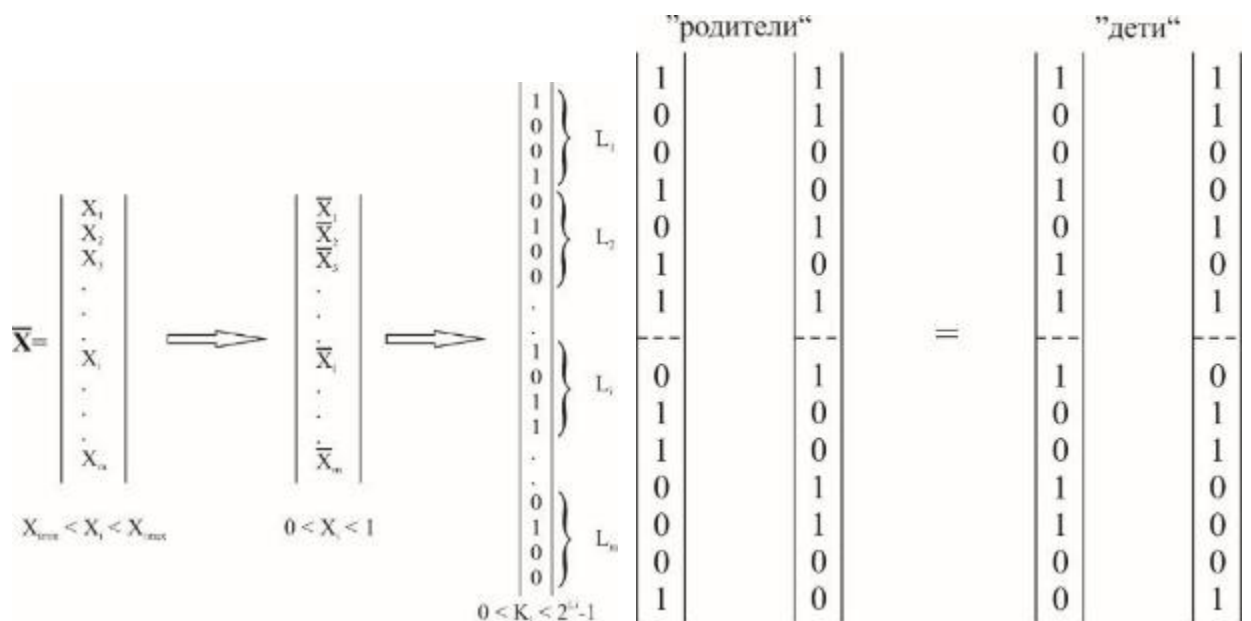


Рисунок 1.8 - перевод в двоичный код

Рисунок 1.9 - шаг скрещивания

Таким образом, происходит обмен генетической информации отдельных индивидов. Наконец, мутация заключается в случайном изменении содержимого ячеек хромосомных лент всей популяции с 0 на 1 или наоборот с малой вероятностью. Мутация необходима для расширения пространства поиска глобального экстремума и снижения вероятности застревания в локальном оптимуме. Однако при сильной мутации процесс закрепления полезных генетических признаков нарушается и, следовательно, сходимость процесса оптимизации либо сильно снижается, либо вообще отсутствует. На ранних стадиях поиска мутацию целесообразно увеличить с целью расширения района поиска. По мере приближения к оптимуму мутацию целесообразно снизить практически до нуля.

Для достижения глобального оптимума требуются сотни и тысячи поколений, поэтому в ГА применяются только очень быстрые прямые методы. К недостаткам генетического алгоритма можно отнести и большую инерцию, из-за чего при значительном изменении ограничений нет возможности воспользоваться результатами предыдущей оптимизации и необходимо начинать все сначала. Слабая вычислительная эффективность метода является платой за высокую робастность. Однако, в отличие от градиентного метода, в результате оптимизации для последующего анализа проектировщик имеет в наличии не один, а целое семейство элитных индивидов.

1.6 Многоуровневые алгоритмы оптимизации

Как указывалось выше, основной недостаток генетических алгоритмов заключается в необходимости проведения очень большого количества прямых вычислений целевой функции. Если прямой расчёт требует заметных затрат машинного времени (а для аэродинамических расчётов это является скорее правилом, чем исключением), то ситуация становится критической. Выход здесь может быть найден в организации так называемых многоуровневых вычислений.

При численном моделировании исследуемых объектов или явлений применяются модели различной сложности. Это могут быть как совершенно различные подходы, так и различные уровни аппроксимации в рамках одного и того же подхода. Примерами различных по сложности подходов в аэродинамике являются, например, панельные методы для решения уравнения Лапласа и сеточные методы для решений уравнения Навье-Стокса. Примерами различных уровней аппроксимации являются решения одних и тех же уравнений на грубых и мелких сетках. Как правило, переход к более сложной модели влечёт за собой существенное увеличение объёмов вычислений. В оптимизационных методах, являющихся на сегодняшний день наиболее мощным инструментом проектирования, нередко требуются сотни и даже тысячи прямых расчётов системы. Если проводить такие

расчёты с моделью высокой точности, то потребные временные затраты становятся неприемлемо большими. С другой стороны, использование более грубых моделей не позволит определить истинный оптимум. Напрашивающимся решением является создание некоего гибридного алгоритма, работающего попеременно с моделями различной сложности. При удачной организации процесса вычислений можно надеяться на ощутимое сокращение временных затрат по сравнению с оптимизацией на высоком уровне, тогда как точность остаётся такой же.

Наиболее простым и известным методом гибридного представления целевой функции и ограничений является разложение их в ряд Тейлора по переменным в окрестности базовой точки [132]. К сожалению, точность такой аппроксимации катастрофически падает при удалении от точки разложения. Популярным подходом является построение аппроксимирующих поверхностей, в частности, квадратичной поверхности для описания поведения искомых функций [25, 133, 134]. Однако при этом число необходимых расчётов для построения аппроксимирующей поверхности быстро растёт (например, для квадратичной аппроксимации $\sim \frac{1}{2}(N+1)(N+2)$) по мере увеличения размерности задачи. В литературе встречаются и другие идеи относительно построения гибридных алгоритмов. Так, в работах [44, 135] предлагается локально-глобальная аппроксимация, подразумевающая сращивание значений как функции, так и её производных, полученных в различных моделях. В работах [136, 137] используется идея аккумулирующей аппроксимации, уточняющей грубую модель по мере накопления информации. В работе [137] предлагается аппроксимировать не саму искомую функцию, а разность между значениями точной и грубой моделей. В работе [138] в качестве простой модели используется предварительно обученная нейронная сеть.

В диссертации гибридный двухуровневый алгоритм оптимизации составлен применительно к генетическому методу. Генетические алгоритмы оптимизации приобрели широкую популярность в последнее время ввиду своей простоты, робастности, удобства распараллеливания и способности находить глобальный экстремум. Платой за эти достоинства генетического метода являются чрезвычайно большие временные затраты, препятствующие использованию сложных вычислительных моделей, поэтому всевозможные попытки ускорить процесс вычислений являются достаточно актуальными. В дальнейших разделах представлены детали алгоритма и примеры тестовых расчётов.

1.7 Постановка задачи и описание алгоритма оптимизации

Пусть имеется N -мерное пространство переменных проектирования X_i , $i=1, N$, в котором ищется экстремум целевой функции $F(X)$. Относительно поведения целевой

функции не делается никаких допущений, в частности, она может быть даже разрывной. Пусть также имеется два прямых метода расчёта значений целевой функции в данном N -мерном пространстве: точный и приближённый. Разницу между двумя значениями целевой функции $F(\mathbf{X})$ и $G(\mathbf{X})$ обозначим через $\Delta(\mathbf{X})$. Пусть $\Delta(\mathbf{X})$ - непрерывная и достаточно монотонная функция. Примем кусочно-линейный закон аппроксимации для представления $\Delta(\mathbf{X})$:

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

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

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

Для хорошей обусловленности данной системы линейных алгебраических уравнений необходимо, чтобы система векторов $\mathbf{X}^j - \mathbf{X}^k$ была линейно независимой. В данной работе используется генетический алгоритм с бинарным представлением переменных, т.е. пространство переменных проектирования - дискретно. Вследствие дискретного разбиения пространства соседние маяки часто образуют зависимую систему векторов, поэтому для построения независимой системы мы применяем известный из курса линейной алгебры процесс ортогонализации Грамма-Шмидта [139]. Если в процессе ортогонализации какой-либо из векторов $\mathbf{X}^j - \mathbf{X}^k$ оказывается линейной комбинацией из предыдущих (то есть ортогональная проекция стремится к нулю), то этот маяк устраняется из рассмотрения и берётся следующий ближайший. 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 проверенных значений $N \leq 100$ построение линейной формы не вызывает затруднений и требует менее 0.1 сек процессорного времени на современном персональном компьютере. Для задач большой размерности, возможно, лучше будет использовать генетический алгоритм с действительным представлением переменных. В случае сильно осциллирующей функции $\Delta(\mathbf{X})$ представляется

целесообразным определять коэффициенты линейной формы по методу наименьших квадратов.

Так же, как и для обычного генетического алгоритма [34], базовыми операторами гибридного генетического метода являются селекция, скрещивание и мутация. Общий алгоритм оптимизации следующий:

Выбираются переменные проектирования x_i , $i=1,2,\dots,N$, а также диапазоны их изменения. Генерируются случайным образом $N_{INITB} \sim 4 \cdot N$ начальных векторов (маяков), где рассчитываются значения F , G и Δ . Генерируется случайным образом первое поколение из $NPSIZE=2 \div 8 \cdot N$ векторов (индивидов). Далее для каждого из поколений осуществляются следующие действия:

Шаг селекции:

Производится расчёт приближённой целевой функции G и расчёт линейного интерполянта $\tilde{\Delta}$ для каждого из индивидов. Каждому индивиду (вектору) присваивается рейтинг, пропорциональный значению $(G+\tilde{\Delta})^s$, где $s=1 \div 4$. Из наилучших кандидатов производится отбор $N_{ADDB} \sim 0.1 \cdot NPSIZE$ дополнительных маяков, в которых рассчитываются значения точной целевой функции F .

Шаг скрещивания (кроссовера):

Для каждого индивида устанавливается вероятность допуска к скрещиванию, пропорциональная рейтингу. Такой отбор обычно именуется в литературе методом «рулетки». Отобранные случайным образом (но с уже перераспределённой вероятностью) индивиды попарно скрещиваются. Здесь принята одноточечная бинарная процедура кроссовера. Для этого сначала производится перевод нормированных значений X в двоичный код и составление “хромосомных” лент для каждого индивида (рисунок 1.8). Длина лент пропорциональна количеству варьируемых параметров N и количеству разрядов L двоичного представления. Обычно $L=4 \div 8$, то есть диапазон изменения параметров делится на $2^L-1=15 \div 255$ отрезков. Затем случайно определяется точка разбиения и части лент от “родителей” склеиваются перекрёстным образом (рисунок 1.9).

Часть индивидов ($N_{ELIT} \sim 0.1 \cdot NPSIZE$), соответствующих наилучшим на текущий момент маякам, проходят в следующее поколение без изменений (элитная стратегия).

Шаг мутации:

Полученное в результате скрещивания поколение “детей” подвергается дополнительной процедуре мутации с вероятностью $P_m \sim 0.005$. Для этого в нескольких случайно выбранных (из всех клеток всех индивидов) клетках изменяют 1 на 0 или наоборот. Шаг мутации необходим для предотвращения “вырождения” популяции, то есть застревания процесса оптимизации в локальном оптимуме. На начальных стадиях

оптимизации вероятность мутации повышается с целью исследования всего пространства на предмет поиска областей с высокими значениями целевой функции. По мере приближения к глобальному оптимуму P_m снижают для стягивания района поисков.

В целом гибридный генетический алгоритм мало отличается от обычного генетического алгоритма. В следующем разделе на тестовых примерах будет проведено сравнение их по эффективности и по затрачиваемому машинному времени.

1.8 Результаты расчётов

Для исследования эффективности гибридного алгоритма оптимизации вначале был рассмотрен модельный пример. Точная целевая функция задавалась в аналитическом виде следующим образом:

$$F = 1 + \frac{\sqrt[N]{\prod_{k=1}^N |X_k| * |\sin(X_k)|}}{(3.5\pi)^N}$$

Диапазоны изменения переменных $0 < X_i < 4\pi$. Для бинарного представления выберем 8-битное разбиение, то есть весь диапазон разбивается на 255 отрезков. Примем, что разница между точным F и приближённым G решениями представляет собой длинноволновую синусоидальную функцию:

$$\Delta = \frac{\sum_{K=1}^N \sin\left(\frac{1}{2}(X_K - \frac{1}{2}\pi)\right)}{5N}$$

Вид функций F и Δ в случае двух переменных представлен на рисунке 1.10.

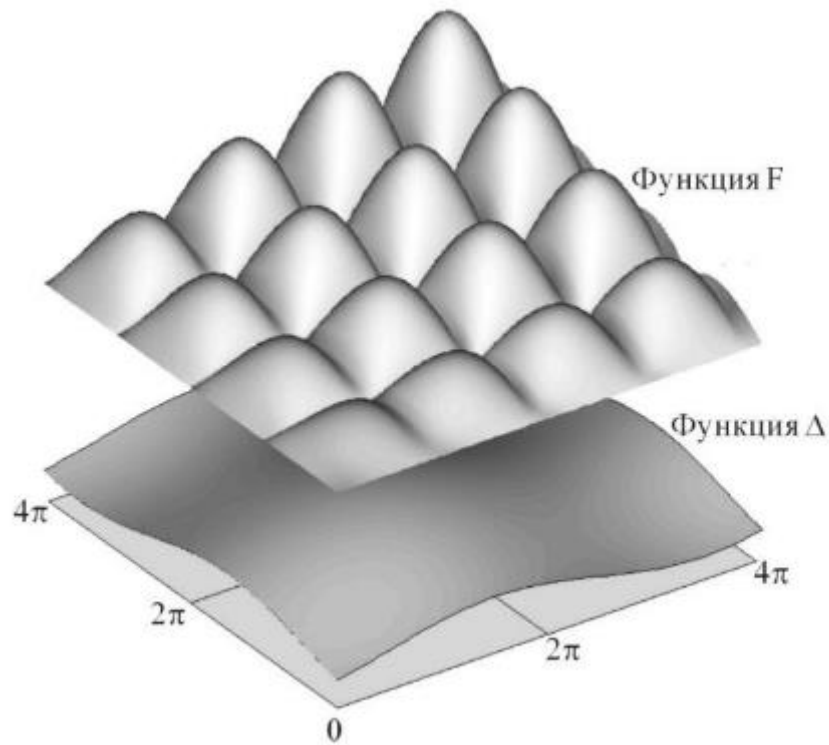


Рисунок 1.10 - Вид функций F и Δ в случае двух переменных

Зададим для определённости размерность поколения $NPSIZE=4*N$, а число добавляемых маяков в каждом поколении $NADDB=0.1*NPSIZE$. Вероятность мутации примем постоянной $Pm=0.003$.

Тестовые расчёты проводились для случаев $N=10$ и $N=50$. Сравнивались прямой и гибридный генетические методы по критерию сходимости. На рисунке 1.11 показана так называемая вероятностная “дорожка” сходимости для числа реализаций $N_{РЕАЛИЗ}=100$.

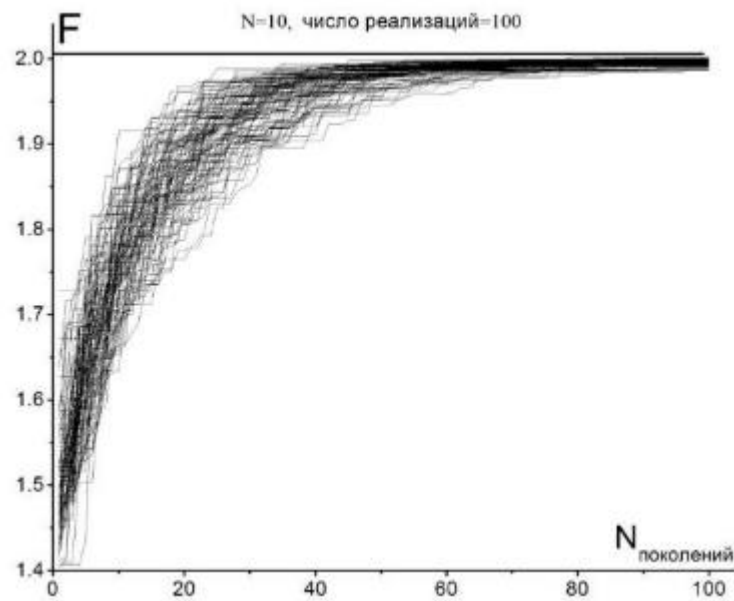


Рисунок 1.114 - вероятностная "дорожка" сходимости

Горизонтальная линия соответствует абсолютному максимуму функции F , полученному аналитически. Далее рассматриваются уже усреднённые величины. При $N=10$ усреднялись результаты 100 реализаций, а при $N=50$ усреднение осуществлялось по 10 реализациям. На рисунке 1.12 приведены графики сходимости для тестовых случаев.

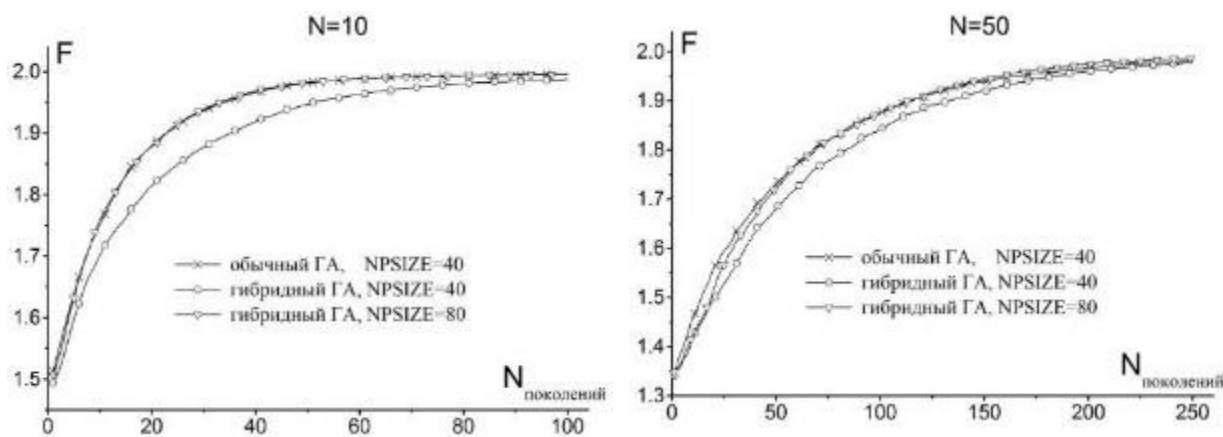


Рисунок 1.12 - Сравнение обычного и гибридного ГА

Видно, что гибридный алгоритм уступает прямому при одинаковых размерах популяции NPSIZE, но имеет приблизительно такую же эффективность при удвоенной популяции. В последнем случае число расчётов 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.

Второй пример относится к практической задаче аэродинамического проектирования крыла перспективного БСМС (рисунок 1.13).

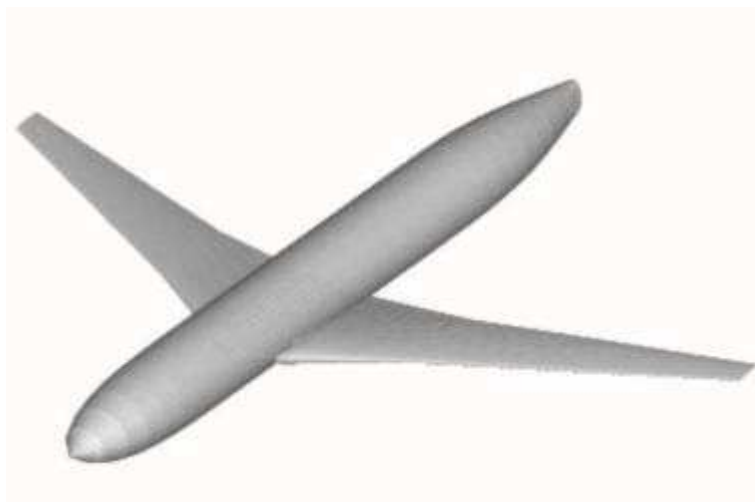


Рисунок 1.13 - модель перспективного БСМС

В качестве точной модели использовался расчет по программе BLWF-10 О.В. Карася и В.Е. Ковалева [66] на мелкой (3-ей) сетке с учётом влияния вязкости. Время единичного расчета компоновки крыло + фюзеляж на 3-ей сетке составляет около 20 сек на современном ПК. В качестве грубой модели использовался расчёт по той же программе на 2-ой сетке (время расчёта ~ 4 сек). Исходное крыло со стреловидностью $\chi_{1/4}=25^\circ$ было разработано ранее при помощи обратных и оптимизационных методов на режим $M_{\text{КРЕЙС}}=0.78$. Сравнение распределений давления по исходному крылу, полученных в результате расчётов на 3-ей и 2-ой сетках приведено на рисунке 1.14. Сплошная линия соответствует расчёту на 2-ой сетке с учётом вязкости, пунктирная линия – расчёту на 2-ой сетке без учёта вязкости и крестики соответствуют расчёту на 3-ей сетке с учётом вязкости. Видно, что они достаточно близки, т.е. основное предположение разработанного гибридного метода выполняется. Заметим, однако, что расчёты на 3-ей сетке гораздо более часто подвержены аварийным прерываниям, вызванным развалом итерационного процесса вязко-невязкого взаимодействия. В том случае, если расчёт на 2-ой сетке выполнен успешно, а расчет на 3-ей сетке прервался, разность Δ между двумя значениями целевой функции ограничивается по модулю заданным пределом $\Delta_{\text{мах}}$ (данную величину можно оценить при наборе начальной системы “маяков”), а значение точной функции F принимается равным $G-\Delta_{\text{мах}}$. Введение ограничителя $\Delta_{\text{мах}}$ полезно и для избегания больших ошибок линейной экстраполяции, обусловленных наличием численного “шума”. Этой же цели служит и введение ограничения на минимально допустимое расстояние между соседними маяками.

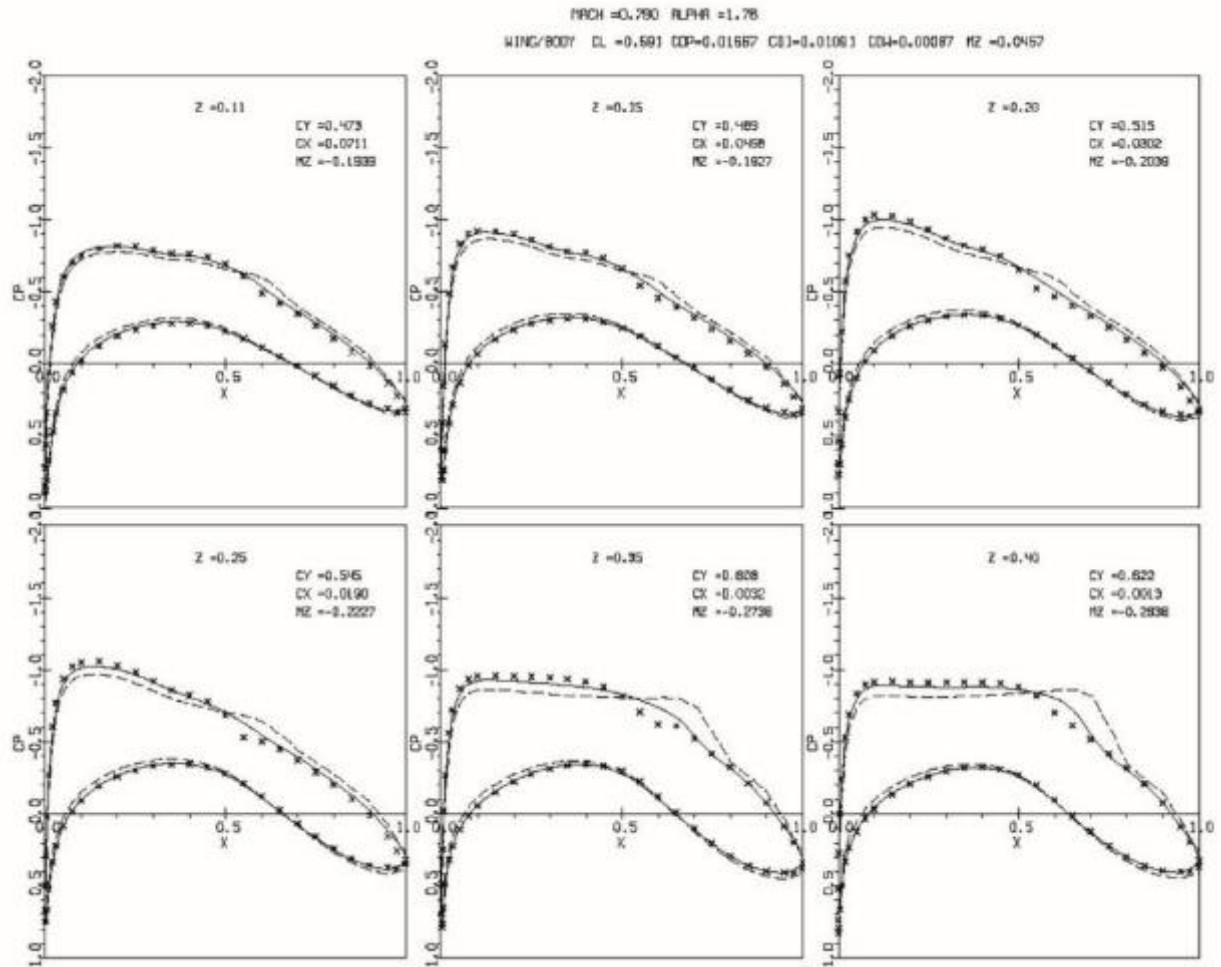


Рисунок 1.14 - Сравнение результатов расчётов на различных сетках

Ставилась задача – перепроектировать крыло на режим $M_{\text{крейс}}=0.80$. В процессе оптимизации использовалась 41 переменная, 34 из которых относятся к характеристикам профилей пяти базовых сечений, 6 – отвечают за изменение формы крыла в плане, кроме того, угол атаки также являлся варьируемой переменной. В качестве целевой функции выбирался комплексный критерий (см. [31]):

$$F = \frac{K}{1 + p \frac{\Delta G}{G_0}},$$

где K – величина аэродинамического качества, G_0 - взлётный вес, ΔG - прирост веса крыла, рассчитываемый по простым инженерным формулам, p - свободный параметр, позволяющий перераспределять приоритет в пользу аэродинамики или веса, здесь $p=2.2$.

Результаты единичных реализаций оптимизации прямым и гибридным генетическими алгоритмами представлены на рисунке 1.15. Видно, что выводы об эффективности различных вариантов расчётных схем, сделанные ранее на основании модельных примеров в целом подтверждаются и на практическом примере аэродинамического проектирования.

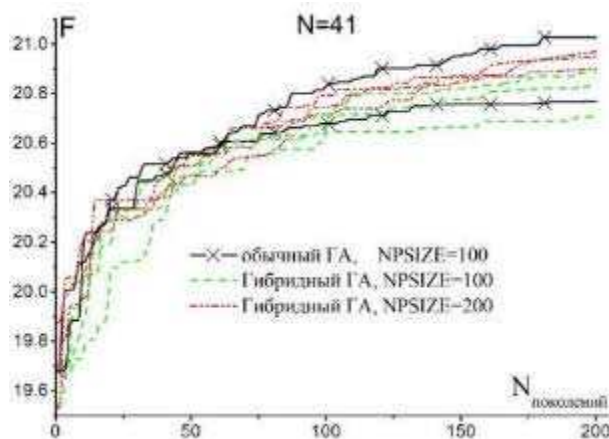


Рисунок 1.15 - дорожка сходимости для практической задачи проектирования

В частности, затраты машинного времени для гибридного алгоритма с удвоенной популяцией меньше затрат прямого алгоритма в ~ 2.5 раза. Сравнение распределений давления на режиме $M=0.8$ $C_u=0.575$ для исходного ($F=19.4$) и полученного ($F=21.05$) крыльев приведено на рисунке 1.16.

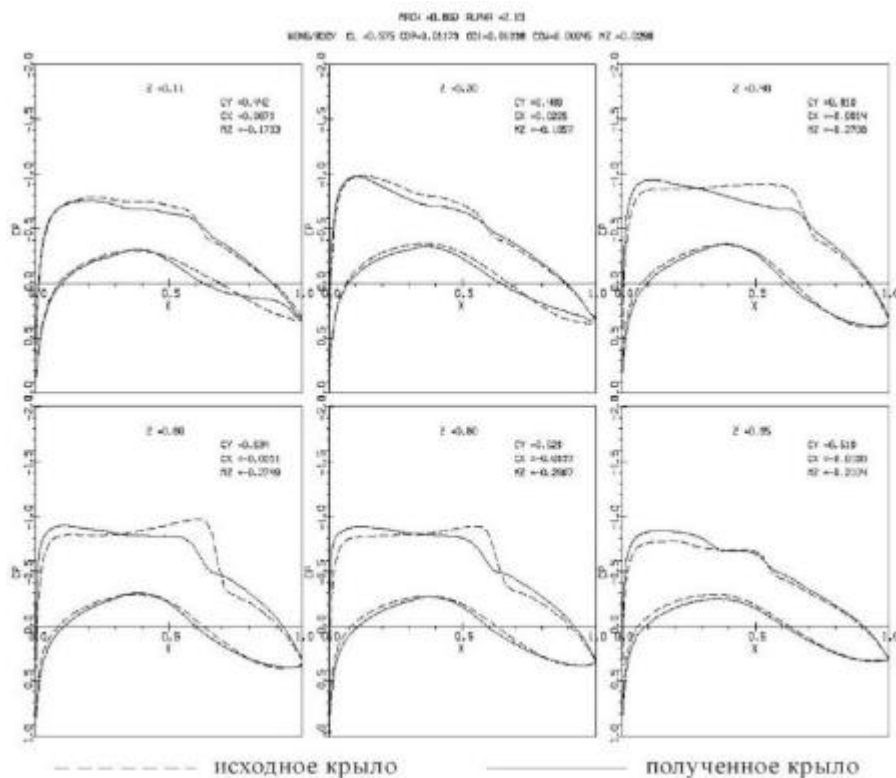


Рисунок 1.16 - Сравнение распределений давления для исходного и полученного крыльев

Выигрыш в целевой функции у оптимизированного крыла обусловлен, в основном, приростом аэродинамического качества за счёт снижения расчётного значения волнового сопротивления с $C_{xв}=0.00115$ до $C_{xв}=0.00045$ (учитывая, что программа BLWF обычно несколько занижает волновые потери по сравнению с экспериментальными данными, при расчёте аэродинамического качества расчётное значение $C_{xв}$ бралось с коэффициентом 1.5). Стреловидность крыла слегка подросла с 25° до 25.8° , относительная толщина понизилась с $\bar{c}=0.124$ до $\bar{c}=0.121$, но площадь уменьшилась на 1.8%, поэтому вес крыла практически не изменился.

Приведенные примеры свидетельствуют о принципиальной применимости разработанного гибридного алгоритма к решению практических оптимизационных задач при наличии расчетных методов разного уровня сложности, и, в частности, к решению задач аэродинамического проектирования. Структурно программа оптимизации полностью отделена от программ прямого расчёта и может использоваться в других приложениях.

1.9 Многокритериальный генетический алгоритм

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. Решение называется неувлучшаемым, если в нем нельзя улучшить один из критериев, не ухудшив при этом другого. Математически это записывается следующим образом:

Пусть $\mathbf{F}(\mathbf{X})$ – векторная целевая функция N независимых переменных $X_i, i=1,2,\dots,N$.

$$\mathbf{F}(\mathbf{X})=\{F_1(\mathbf{X}), F_2(\mathbf{X}), \dots, F_m(\mathbf{X})\}^T.$$

Пусть, для определенности, решается задача минимизации.

Говорят, что вектор $\mathbf{F}^a$ улучшает (доминирует над) вектор $\mathbf{F}^b$, если для

$$\text{любого } j=1,\dots,m \quad F_j^a \leq F_j^b \quad \text{и существует } k: \quad F_k^a < F_k^b$$

Набор оптимальных неувлучшаемых решений (векторов) составляет так называемый Парето-фронт [35]. В случае двухкритериальной оптимизации Парето-фронт является

линией - огибающей всех возможных решений, в N-мерном пространстве – это огибающая гиперповерхность. Отметим, что во многих задачах Парето-фронт может иметь угловые точки, состоять из отдельных частей и даже выколотых точек [140]. Знание топологии Парето-фронта необходимо проектировщику для получения количественных оценок компромисса между различными критериями и принятия взвешенного решения.

При решении многокритериальных оптимизационных задач фактически добавляется $(m-1)$ размерность, что увеличивает объем вычислений и без того трудоемких алгоритмов. Наиболее популярным подходом при решении многокритериальных задач обычными, например, градиентными методами является сведение их к ряду однокритериальных задач оптимизации скалярных функций, представляющих собой сумму отдельных функций с весовыми коэффициентами [138]:

$$FSCAL = w_1 \cdot F_1 + w_2 \cdot F_2 + \dots + w_m \cdot F_m \quad (3)$$

Заранее не совсем ясно, какие именно весовые коэффициенты w_j дадут желаемое решение, поэтому необходимо провести несколько расчётов с различными весами. Определение же всего Парето-фронта при таком подходе довольно затруднительно, тем более что монотонная вариация весовых коэффициентов не всегда приводит к его монотонному покрытию [140, 141]. Более целесообразно проводить многокритериальную оптимизацию, построив предварительно аппроксимирующую поверхность для различных целевых функций [141, 142], тогда для многократных оптимизаций не потребуется проведения повторных трудоемких прямых расчётов.

В последние годы в инженерном сообществе приобрел широкую популярность новый класс оптимизационных алгоритмов – генетические алгоритмы (ГА) [34, 78, 131, 143, 144]. Одно из дополнительных достоинств генетического алгоритма заключается в том, что он достаточно просто трансформируется для решения многокритериальных задач [36, 145÷149], причём Парето-фронт может быть определён 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 неулучшаемых в Парето-смысле индивидов. Это может быть достигнуто ранжированием индивидов по критерию неулучшаемости. В работе [145] предлагается, например, следующая функция для ранжирования:

$$FPAR_i = \{1 - \max (\min (F_{1i} - F_{1j}, F_{2i} - F_{2j}, \dots, F_{mi} - F_{mj}))\}^S \quad (4)$$

где F_{1i} – обезразмеренное значение функции:

$$F_{1i} = (F_{1i} - F_{1\min}) / (F_{1\max} - F_{1\min}),$$

минимум и максимум берутся по всем рассматриваемым индивидам, $S \sim 1$. Тогда для неулучшаемых индивидов $F_{PAR} \geq 1$, а для остальных $0 < F_{PAR} < 1$.

В данной работе многокритериальный генетический алгоритм (МКГА) применен для многорежимной оптимизации аэродинамических характеристик летательных аппаратов при трансзвуковых скоростях. Вначале приведен модельный пример, на котором объясняются особенности алгоритма, а в следующем разделе рассмотрен пример из реальной практики аэродинамического проектирования.

1.10 Модельный пример многокритериальной оптимизации

Для выяснения особенностей оптимизации при помощи МКГА рассмотрим модельный пример. Пусть в пространстве двух переменных X и Y имеются две целевых функции:

$$F_1(X, Y) = 100 - (X-4)^2 - Y^2$$

$$F_2(X, Y) = 100 - (X+4)^2 - Y^2$$

$$-7 < X < 7 \quad -7 < Y < 7$$

Задача на одновременную максимизацию обеих функций является задачей на минимизацию расстояния до точек с центрами $(-4;0)$ и $(4;0)$. Очевидно, что Парето-фронт в пространстве X, Y представляет собой прямую линию, соединяющую эти центры.

Оптимизация при помощи генетического алгоритма скалярной функции типа (3) иллюстрируется на рисунках 1.17, 1.18. Каждая переменная представлялась 8 битами с шагом 0.05.

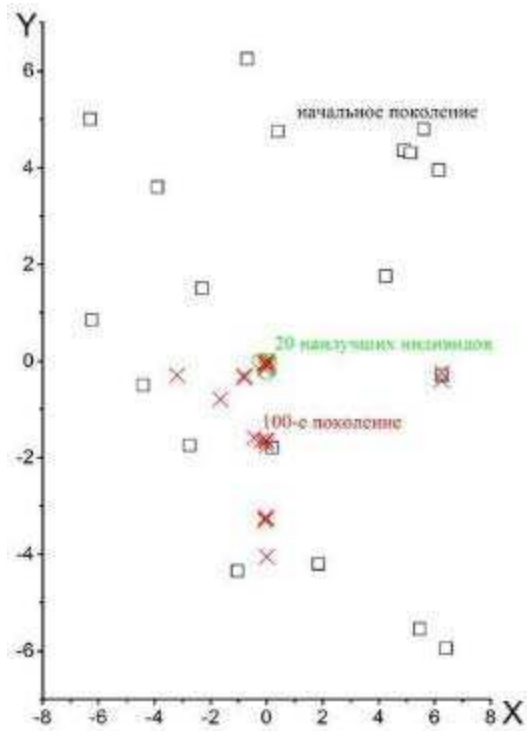


Рисунок 1.17 - Сходимость ГА для случая одинаковых весов $w_1=0.5$ $w_2=0.5$

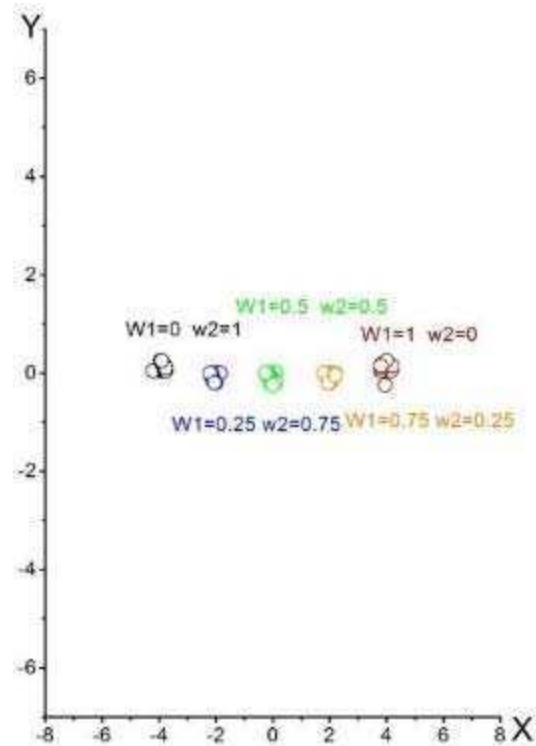


Рисунок 1.18 - Сходимость ГА при различных наборах весов

Популяция из 20 индивидов эволюционировала в течение 100 поколений, т.е. всего было произведено 2000×2 прямых расчётов целевой функции за исключением повторяющихся точек, целевые функции которых напрямую не рассчитываются, а выбираются из массива сохраненных данных. Вероятность мутации принималась равной $P_m=0.01$. Видно, что в зависимости от выбранных весов оптимальный вектор лежит в различных точках Парето-фронта. В отличие от классического ГА многокритериальный ГА, опирающийся на селекцию (4), сходится не к одной точке, а ко всему Парето-фронту (рисунки 1.19, 1.20) за один прогон. Формула (4) применяется как для селекционного отбора в каждом поколении, так и в конце для определения неулучшаемых индивидов среди всех 2000 рассмотренных векторов. Парето-фронт в пространстве целевых функций представляет собой выпуклую кривую - участок гиперболы (рисунок 1.20).

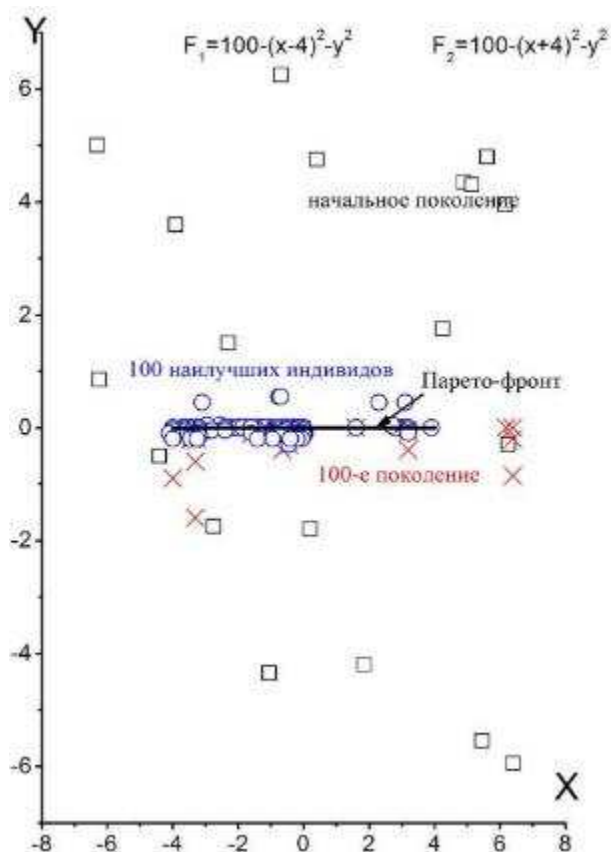


Рисунок 1.19 - Сходимость МКГА к
Парето-фронту

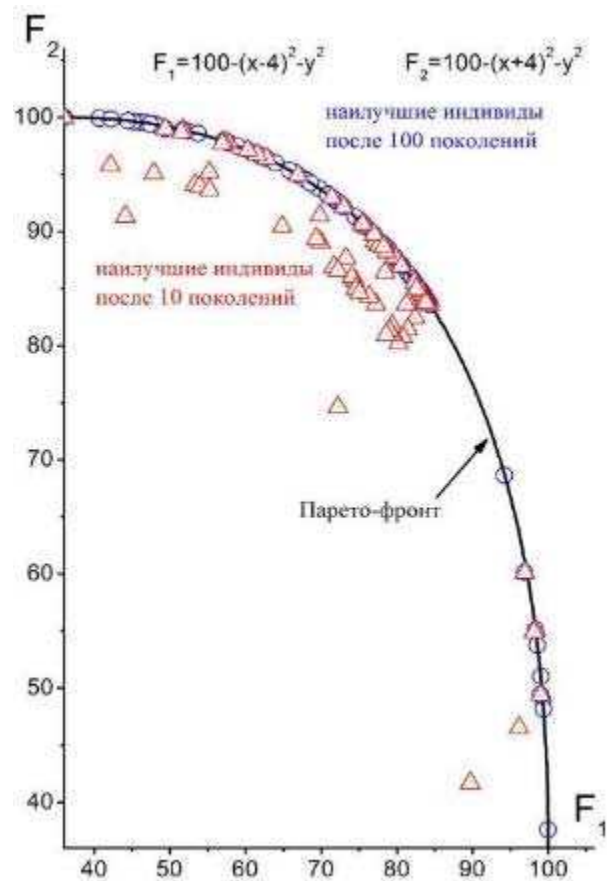


Рисунок 1.20 - Сходимость МКГА к
Парето-фронту

1.11 Аэродинамическая двухкритериальная оптимизация

Данный пример моделирует типичную ситуацию из практики – проектирование крыла для нескольких режимов полёта. Многорежимным может быть один и тот же самолёт, но здесь рассматривается ситуация с двумя самолётами семейства: региональным самолётом (рисунок 1.21) и административным самолётом с укороченным фюзеляжем (рисунок 1.22). Характерные режимы полёта для этих самолётов ($M=0.78$ $C_y=0.5$) и ($M=0.815$ $C_y=0.4$) соответственно. Геометрические параметры крыла $S=50 \text{ м}^2$, $\lambda=10$, $\eta=3.88$, $Z_{\text{изл}}=0.4$. Крыло образовано по 3-м опорным сечениям с относительными толщинами $\bar{c}=15.5 - 12.2 - 10.8$.

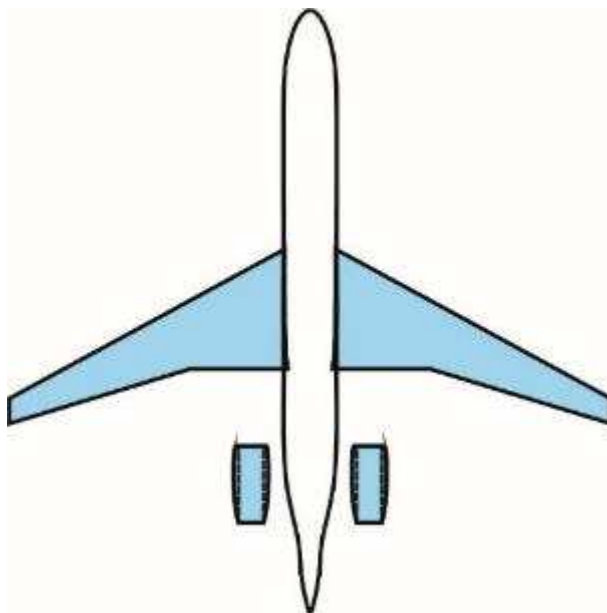


Рисунок 1.21 - Региональный самолёт
 $M=0.78$ $C_y=0.5$

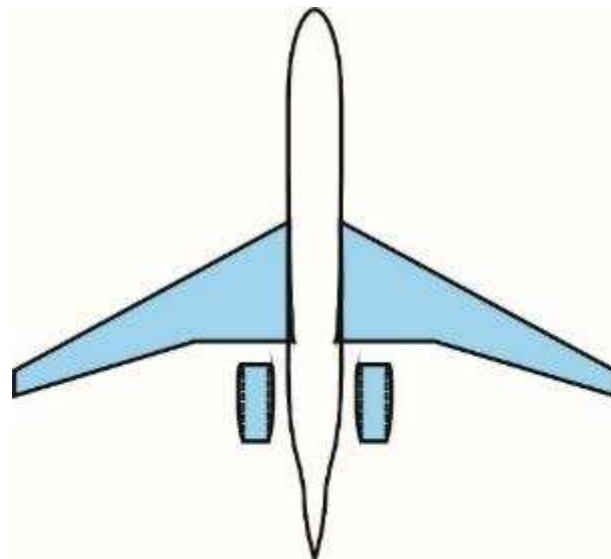


Рисунок 1.22 - Административный самолёт
 $M=0.815$ $C_y=0.4$

Расчет обтекания полной компоновки производится при помощи программы BLWF-31 [31], в которой реализована процедура типа "химера", заключающейся в построении глобальной сетки вокруг компоновки крыло-фюзеляж и отдельной сетки вокруг мотогондолы, и обмене информацией с различных сеток в процессе итераций. Рассматривалась простая проточная мотогондola, соответствующая трубным испытаниям. Вязкость учитывалась только на крыле. Число Рейнольдса принималось равным $Re=2.5$ млн по САХ, протяжённость 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 [31]. Распределение давления для каждого из спроектированных крыльев на своём режиме приведено на рисунках 1.23, 1.24. Здесь же штриховой линией приведено распределение давления для другого режима.

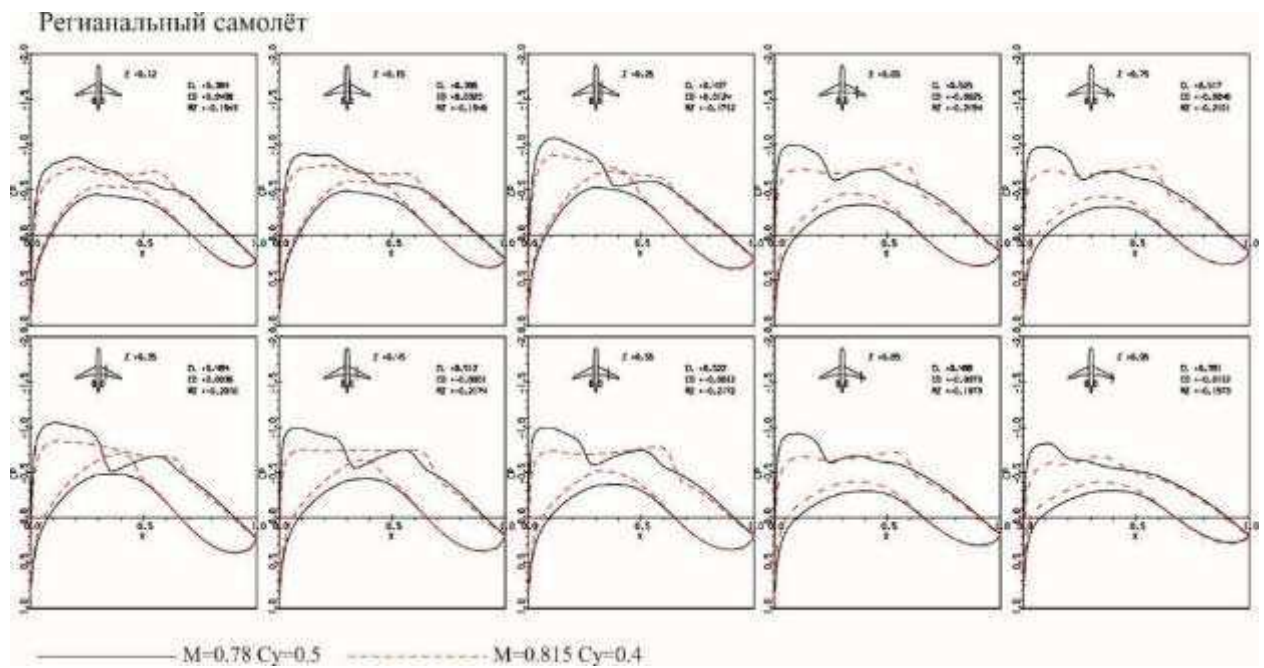


Рисунок 1.23 - Сравнение распределений давления для регионального самолёта

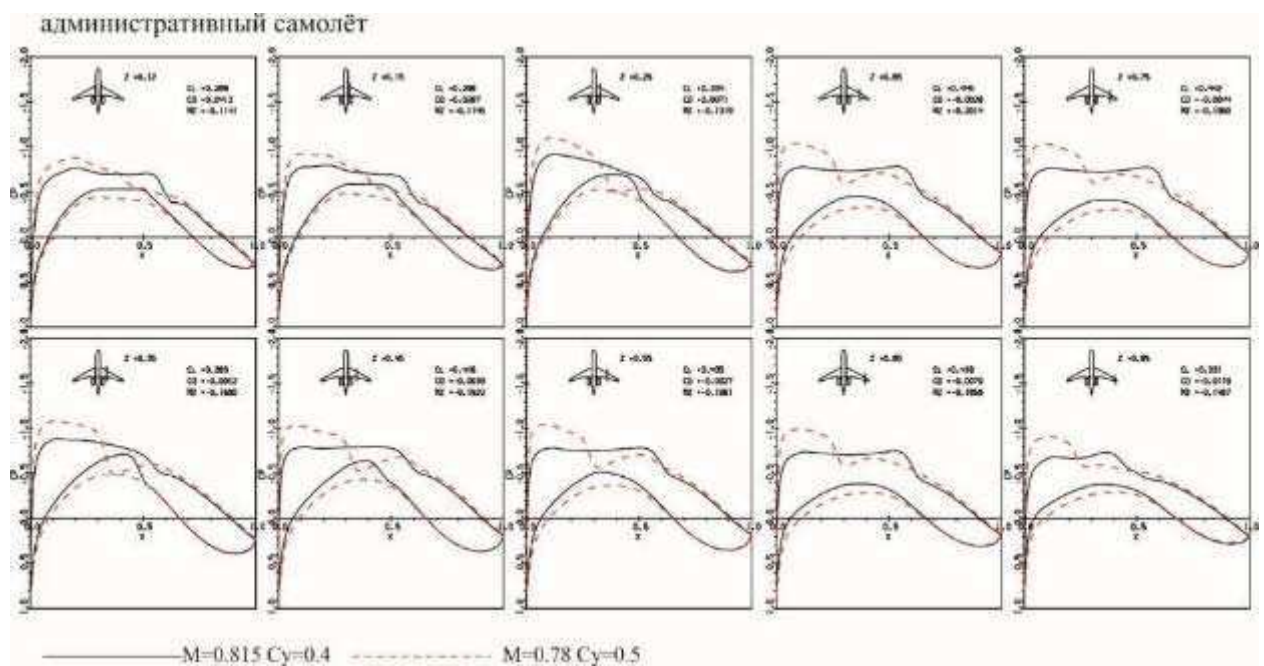


Рисунок 1.24 - Сравнение распределений давления для административного самолёта

Видно, что каждое из крыльев лучше на "своём" режиме, причем потери более скоростного крыла на меньшем числе $M=0.78$ не так велики, как потери менее скоростного крыла на $M=0.815$. Из этого следует, что компромиссное крыло будет ближе к скоростному. Сравнение профилей сечений крыльев представлено на рисунке 1.25.

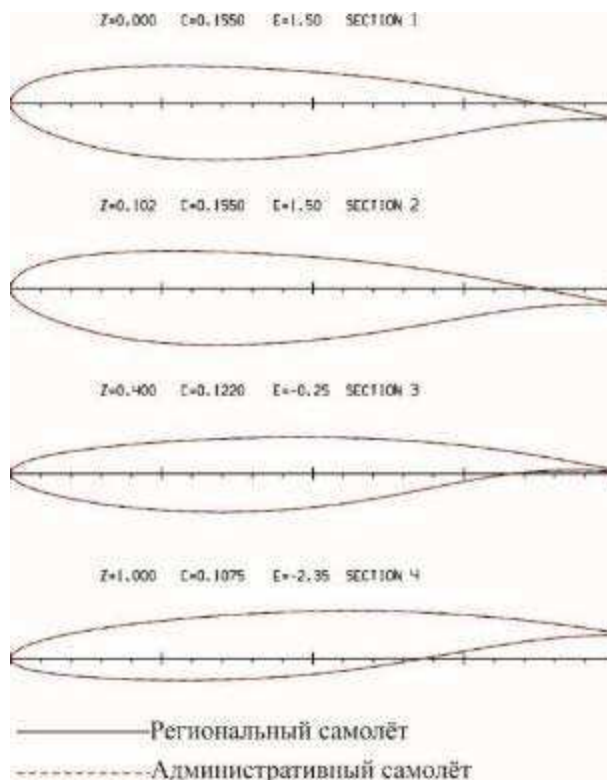


Рисунок 1.25 - Сравнение профилировки крыльев

Рассмотрим подробнее особенности аэродинамики рассматриваемых компоновок. В отечественной литературе тема интерференции крыла с двигателями в хвостовой части фюзеляжа не получила должного освещения. На самолётах Ту-134, Ту-154, Ил-62 влияние двигателей невелико вследствие значительного удаления от крыла, а на самолетах Як-40 и Як-42 – вследствие дозвукового характера обтекания крыла. Сильная интерференция с двигателями на хвосте фюзеляжа характерна для высокоскоростных административных самолетов, которые интенсивно создавались за рубежом [150].

Различные аспекты интерференции на примере крыла 1 иллюстрируются на рисунках 1.26÷1.28. Переход к укороченному фюзеляжу (при одинаковом удалении двигателя от крыла) слегка повышает разрежение и подъёмную силу в корневой части крыла (рисунок 1.26). Наоборот, приближение двигателя вызывает торможение и потерю подъёмной силы в корневых сечениях (рисунок 1.27). Частично эти факторы компенсируют друг друга, но интерференция с двигателем является определяющей. При увеличении числа Маха и протяженности сверхзвуковой зоны на верхней поверхности крыла влияние двигателя усиливается (рисунок 1.28).

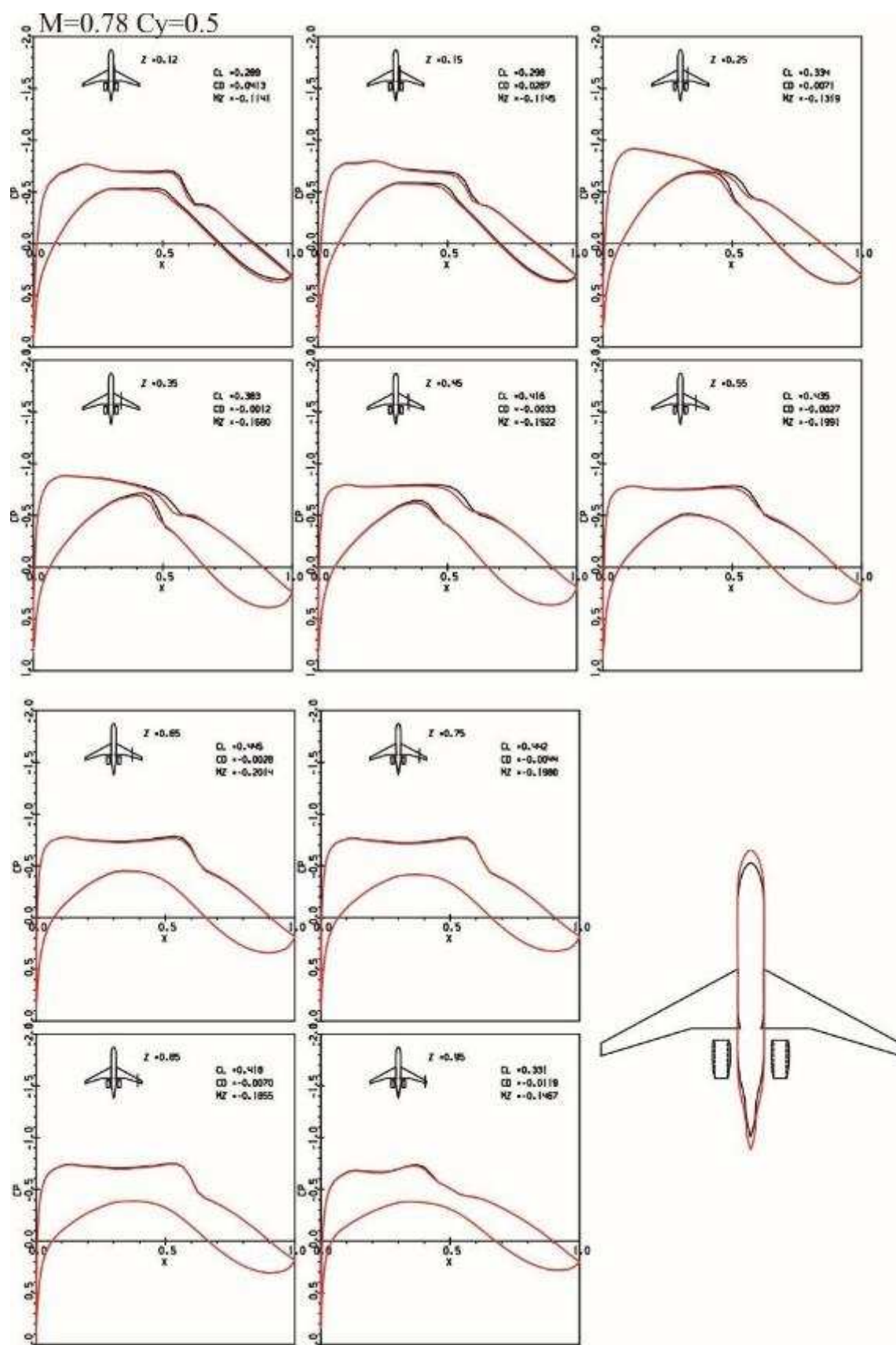


Рисунок 1.26 - Влияние длины фюзеляжа на распределение давления на крыле

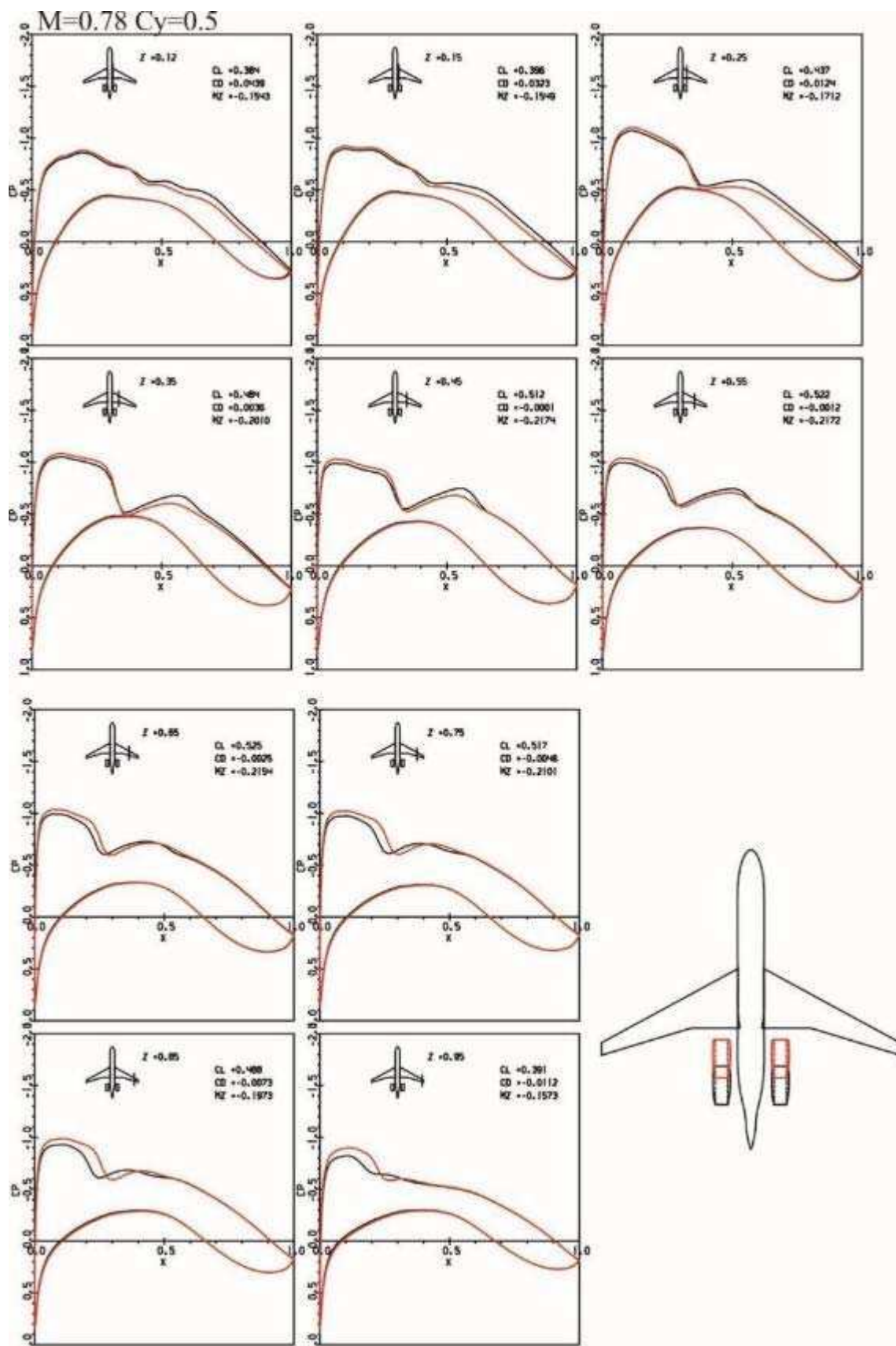


Рисунок 1.27 - Влияние положения мотогондолы на распределение давления на крыле

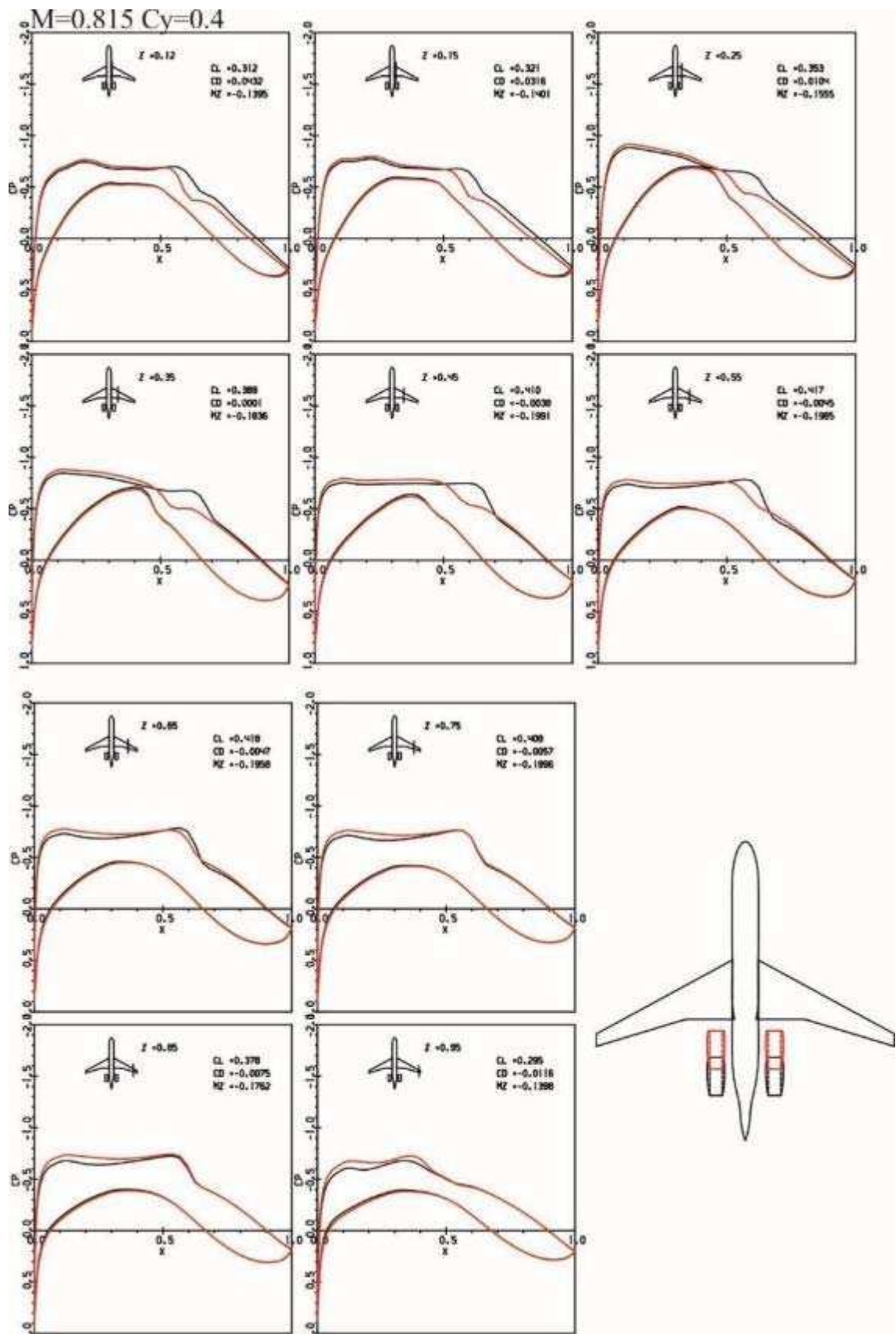


Рисунок 1.28 - Влияние положения мотогондолы на распределение давления на крыле

Потерю подъёмной силы в корневых сечениях при близком расположении двигателей приходится компенсировать увеличением угла атаки и соответственным

увеличением местных C_u в концевых сечениях – эффект наподобие уменьшения отрицательной закрутки крыла. Для крыла с небольшой стреловидностью приближение двигателя приводит к уменьшению пикирующего момента, тогда как для крыла с большей стреловидностью может происходить и обратный эффект вследствие перераспределения нагрузки в сторону консоли. Изменение $M_{кр}^*$ при установке двигателя незначительно – затягивание волнового кризиса в корневых сечениях сочетается с усилением волнового кризиса на внешней части. Учитывая, что для более скоростного административного варианта с меньшим полетным C_u сильная отрицательная крутка не нужна, можно сказать, что и здесь происходит частичная компенсация интерференции с двигателем. Таким образом, ряд факторов способствует уменьшению потерь аэродинамической эффективности при установке одного и того же крыла на региональный и административный самолеты.

В качестве начальной геометрии для оптимизации было выбрано крыло, полученное линейной интерполяцией профилей крыла 1 и крыла 2 в пропорции один к трем. К расчетным оценкам профильного, индуктивного и волнового сопротивления добавлялась экспертная оценка сопротивления фюзеляжа, оперения и мотогондол $C_{x0}=0.0120$. Величина волнового сопротивления, рассчитанная по программе BLWF31, бралась с коэффициентом 1.5. Девять переменных проектирования составили кривизны, крутки и положения $U_{вmax}(x)$ трёх базовых сечений. Десятой переменной являлась вариация геометрии, соответствующая разнице между крылом 2 и начальным крылом.

На трёх персональных компьютерах решались скалярные оптимизационные задачи с целевой функцией:

$$FSCAL=w_1 \cdot K_1 + w_2 \cdot K_2,$$

с пятью наборами весов: $w_1=1 \ w_2=0$; $w_1=0.75 \ w_2=0.5$; $w_1=0.5 \ w_2=0.5$ (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 $C_u=fix$ соответствует примерно четырём прямым расчётам – около 4 минут процессорного времени. Примерно, потому что при повторном расчёте по углу атаки опускается вычисление коэффициентов интерференции между сетками; кроме того, значение производной C_u^α слегка плавает в зависимости от профилировки и двух расчётов бывает недостаточно для точного достижения заданной величины C_u .

Многокритериальный генетический алгоритм запускался с популяцией из 30 индивидов на 50 поколений. Вероятность мутации принималась равной $P_m=0.01$ как для ГА, так и для МКГА.

Результаты расчетов представлены на рисунке 1.29. За счёт оптимизации удалось повысить аэродинамическое качество начального крыла приблизительно на $\Delta K \sim 0.07$ на обоих режимах, а крыла 1 на $\Delta K \sim 0.15$ на основном режиме и $\Delta K \sim 0.08$ на втором режиме. 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 по интегральным критериям эффективности, 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.

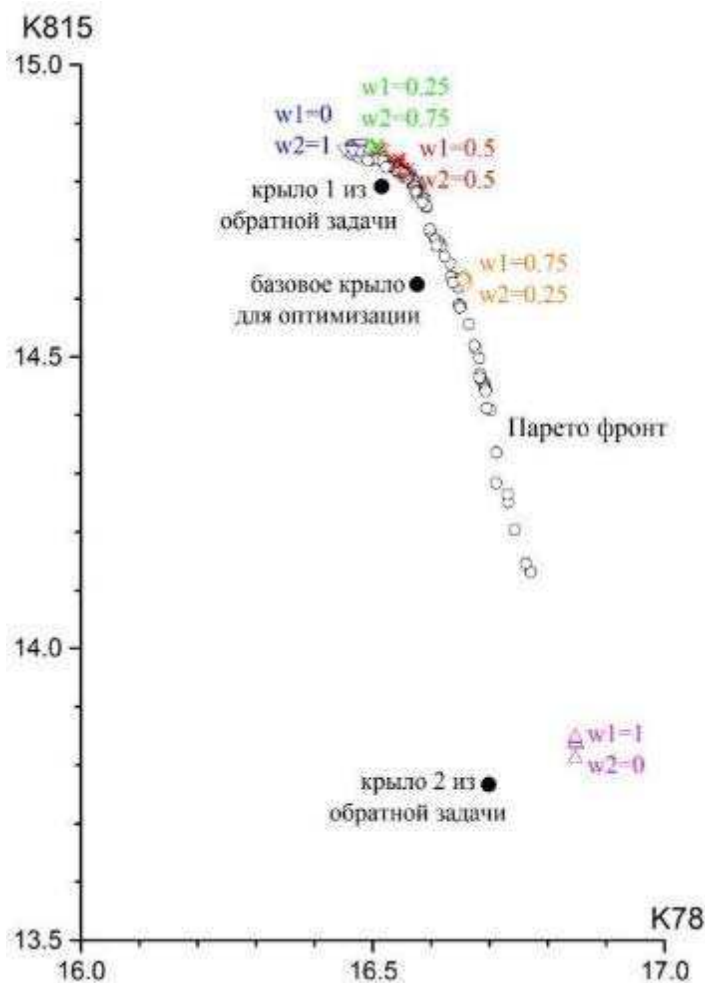


Рисунок 1.29 - Парето - фронт

1.12 Апробация методов оптимизации к задаче аэродинамического проектирования крыльев магистральных самолётов

Выше был приведен обзор различных оптимизационных методов, в том числе дано описание нового гибридного генетического алгоритма, разработанного диссертантом. Однако вопрос об адаптации и апробации оптимизационных методов в реальной практике аэродинамического проектирования компоновок пассажирских самолётов нами не затрагивался. В частности, известно, что не все прямые методы анализа (даже те, результаты которых выглядят правдоподобными) пригодны для использования в процедуре оптимизации. Первая, часто встречающаяся причина – это выход в процессе оптимизации за пределы применимости/корректности математической модели, составляющей основу прямого метода. Результатом этого может явиться, например, резкое падение сопротивления, рост $C_{умах}$ и другие «псевдоэффекты». Вторая причина заключается в несогласованном изменении различных составляющих целевой функции при вариациях переменных проектирования. Как следствие, результаты оптимизации в этом случае носят хотя и не абсурдный характер, но достижение решения, удовлетворяющего проектировщика, требует многократной «настройки» некоторых констант и коэффициентов, как в прямом методе, так и в оптимизационной процедуре. Таким образом, для получения пригодных на практике результатов формальная процедура оптимизации требует насыщения её живыми деталями, которые часто и составляют ноу-хау реально действующего метода и нарабатываются исключительно опытным путём в процессе повседневной практической деятельности. В данной главе будут рассмотрены аспекты составления оптимизационной процедуры на базе прямого метода расчёта BLWF и методов оптимизации, изложенных в первой главе.

1.13 Разработка методики проектирования

В литературе существуют различные варианты формулировки оптимизационной задачи (выбор целевой функции и ограничений) для аэродинамического проектирования. Популярной, например, целевой функцией является аэродинамическое сопротивление C_x . Задача при этом сводится к минимизации C_x при типичном ограничении $C_y \geq C_{y*}$. Альтернативный, часто встречающийся вариант – максимизация аэродинамического качества $K = C_y / C_x$. Здесь C_y – это коэффициент подъёмной силы, а C_x – коэффициент сопротивления, который в свою очередь состоит из: $C_{x\text{фюзеляжа}}$, $C_{x\text{оперения}}$, $C_{x\text{пилон+мг}}$, $C_{x\text{проф крыла}}$, $C_{x\text{индуктивного}}$ и (для закритических течений) $C_{x\text{волновое}}$. К сожалению, только три последних составляющих рассчитываются программой BLWF, а для первых

трёх слагаемых приходится довольствоваться инженерной оценкой. В наиболее простом виде - это константа, зависящая от числа Рейнольдса и не зависящая от числа Маха и от C_u .

Более того, даже те три слагаемые, которые формально рассчитываются прямым методом, тоже могут быть подвергнуты критике. Так, индуктивное сопротивление рассчитывается по интенсивности вихревого следа в плоскости Треффтца в предположении несворачиваемости вихревой пелены, которая совпадает с назначенными сеточными линиями. В такой постановке трудно корректно учесть влияние фюзеляжа, особенно несущего, влияние следа от горизонтального оперения или ПГО. Значительное перераспределение нагрузки может вызвать наличие пилонов, учёт которых в программе BLWF возможен только для простейших геометрических форм.

Расчётные оценки профильного сопротивления крыла также вызывают некие сомнения. Так, например, расчётные значения $C_{x\text{проф}}$ очень слабо зависят от чисел M и C_u и от типа эпюры давления, что находится в противоречии не только с результатами расчётов по другим программам, но иногда и с трубным экспериментом. Есть косвенные зарубежные данные [59] по уменьшению влияния M и C_u на $C_{x\text{проф}}$ при натуральных числах Re (рисунок 1.30), но в отечественной литературе такие данные отсутствуют.

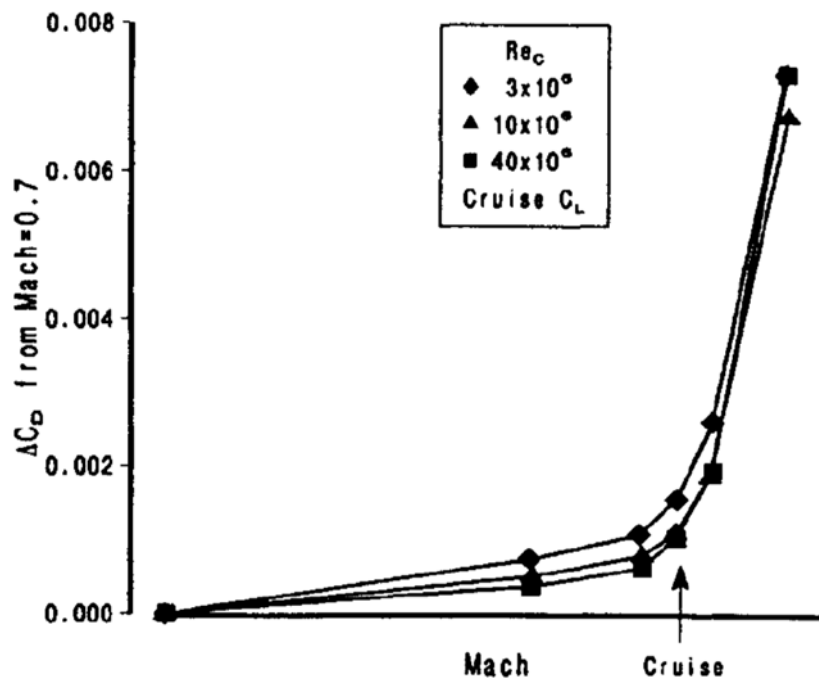


Рисунок 1.30 - Влияние числа Re [59]

Слабая зависимость профильного сопротивления приводит к тому, что при наличии достаточно большого количества вариаций по хорде, программа оптимизации стремится усилить неблагоприятные градиенты давления в хвостовой части крыла и снизить

максимальным образом волновое сопротивление, в то же время прирост профильного сопротивления за счет усиления диффузора незначителен. Однако, усиленные диффузоры неприемлемы по двум причинам. Во-первых, необходим запас по бафтингу, т.е. безотрывное обтекание должно сохраняться при C_u , на 30% превышающем максимальные крейсерские C_u . Во-вторых, при трубных условиях пограничный слой может оторваться на диффузоре уже на крейсерских режимах полета. Максимальное число Re по САХ полных аэродинамических моделей даже в АДТ Т-128 не превосходит $5 \div 6$ млн./м ($p=2$ ата), а типичное число Re равно $\sim 2.5 \div 3$ млн./м. В этих условиях отечественные аэродинамические компоновки проектируются так, чтобы даже в условиях трубы реализовывалось высокое аэродинамическое качество и безотрывное обтекание на всех крейсерских режимах полёта и был бы запас по бафтингу.

Для преодоления неверных тенденций оптимизации был предложен следующий приём. Профильное сопротивление базового крыла рассчитывается при умеренных значениях M и C_u . Все расчётные приросты относительно данного значения умножаются на некоторый коэффициент $K_{\text{проф}} > 1$ и полученное таким образом “профильное” сопротивление используется в оптимизации. Наш опыт показывает, что рациональное значение $K_{\text{проф}}$ равно ~ 4 для получения эпюр давления с приемлемыми для трубных условий диффузорами. При наличии возможности проводить трубные испытания с повышенными числами Re можно выбрать несколько меньшие значения $K_{\text{проф}}$: ~ 3 при $Re \sim 10 \div 12$ млн./м (условия полумодели в Т-128) и ~ 2.5 при натурных числах Re .

Целесообразно ввести некоторый коэффициент усиления и для величины волнового сопротивления $C_{\text{хв}}$, рассчитанного по программе BLWF. Сравнения с экспериментом показывают (рисунок 1.31), что нарастание волнового сопротивления более точно ухватывается при $K \sim 1.5$. Заметим, что выбор данного коэффициента достаточно произволен и служит для перераспределения приоритетов между индуктивным, волновым и профильным сопротивлением. В соответствии с этими приоритетами программа оптимизации ищет наиболее приемлемый компромисс по суммарному сопротивлению.

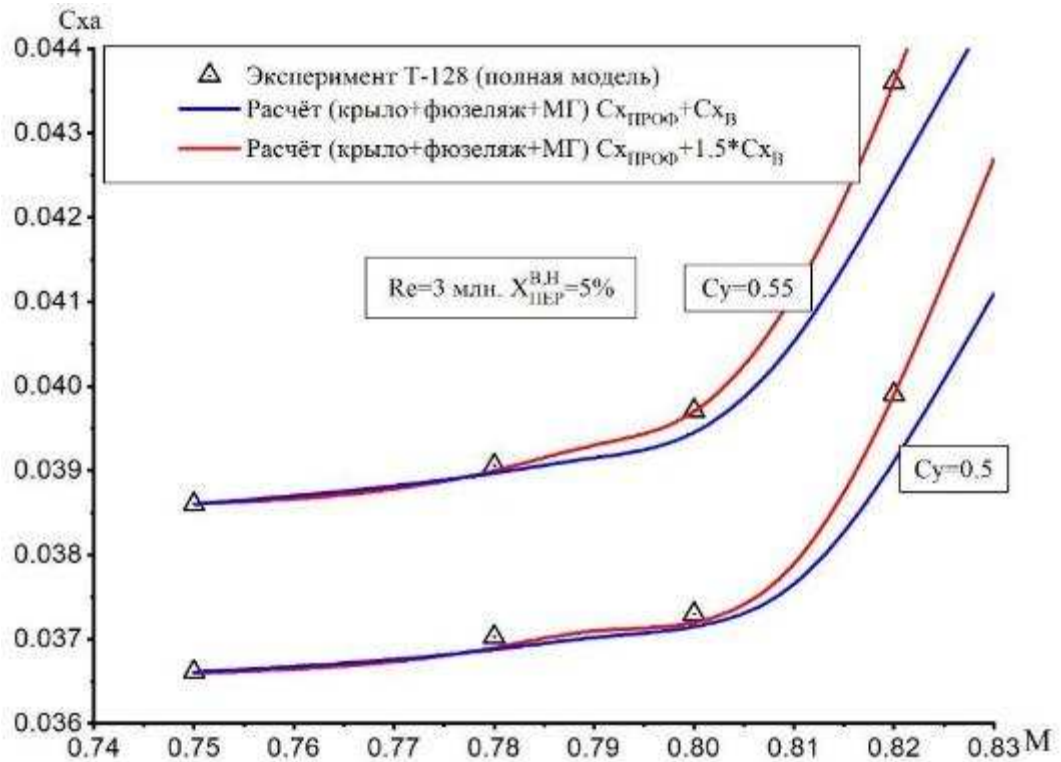


Рисунок 1.31 - Сравнение расчёта с экспериментом при $K=1$ и $K=1.5$

Современные трансзвуковые сверхкритические крылья характеризуются высокой чувствительностью к условиям обтекания. Небольшое с практической точки зрения изменение режима полёта может нарушить исходное бескачковое обтекание, причём появление скачков уплотнения и увеличение $C_{xв}$ возможно даже при уменьшении M и/или C_y (рисунок 1.32). Вместе с тем самолёт, даже пассажирский, летает в некотором диапазоне режимов полёта, зависящих от полётного веса, выбранного эшелона и скорости. В идеальном случае наиболее привлекательным было бы иметь так называемое адаптивное крыло, подстраивающее свою форму для реализации наиболее благоприятного обтекания на каждом из режимов. Различные концепции такой адаптации обсуждаются в литературе [151], но в современных условиях изменение формы крыла происходит только пассивным путём за счёт изменения “упругой” крутки по размаху.

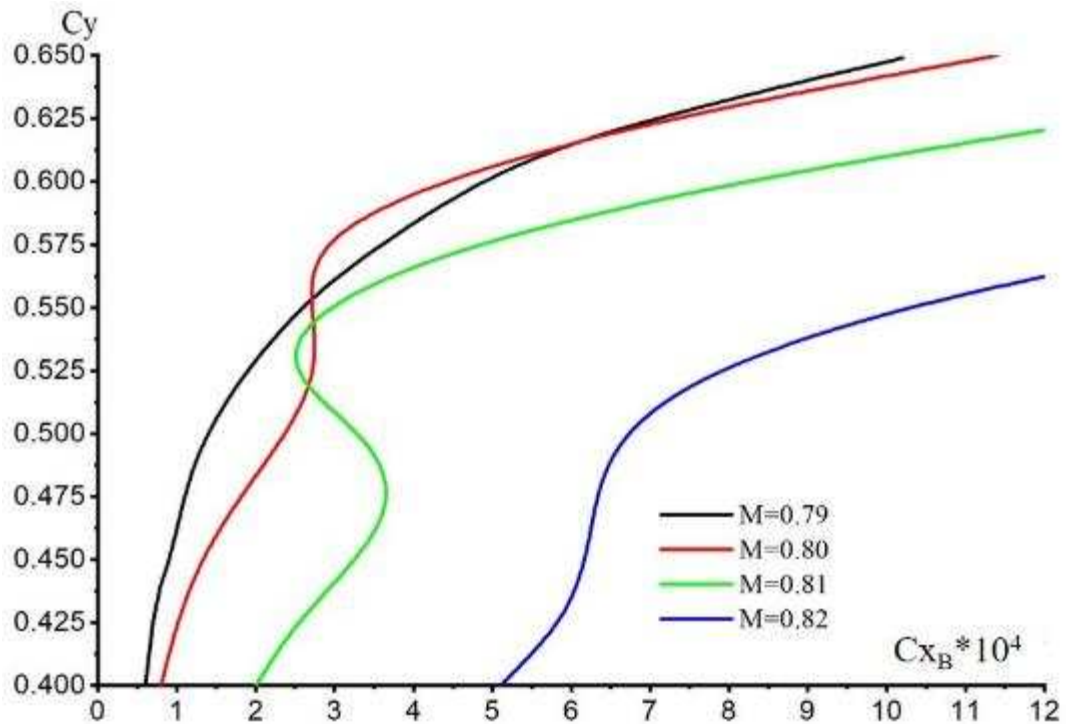


Рисунок 1.32 - Зависимость поляры от числа М

Если на одном расчётном режиме можно действительно добиться практически изэнтропического (бесскачкового) обтекания, то при отклонении от него даже в сторону уменьшения M и/или C_y может появиться система скачков уплотнения, в том числе и двойных. В этих условиях остронастроенное на один из режимов оптимальное крыло может сильно проигрывать на остальных режимах. Наоборот, слегка «загрубленное» крыло, полученное при помощи процедуры многорежимной оптимизации, обеспечит более равномерное протекание характеристик при незначительном проигрыше на основном режиме (рисунок 1.33). Ситуация с многорежимностью еще более усугубляется, когда одно крыло используется для целого семейства самолётов, среди которого отдельные представители могут сильно различаться по целевому назначению. Отсюда проистекает важность многорежимной оптимизации, описанной выше. Проектирование крыльев, о которых пойдёт речь в следующих главах, велось при помощи процедуры многорежимной оптимизации.

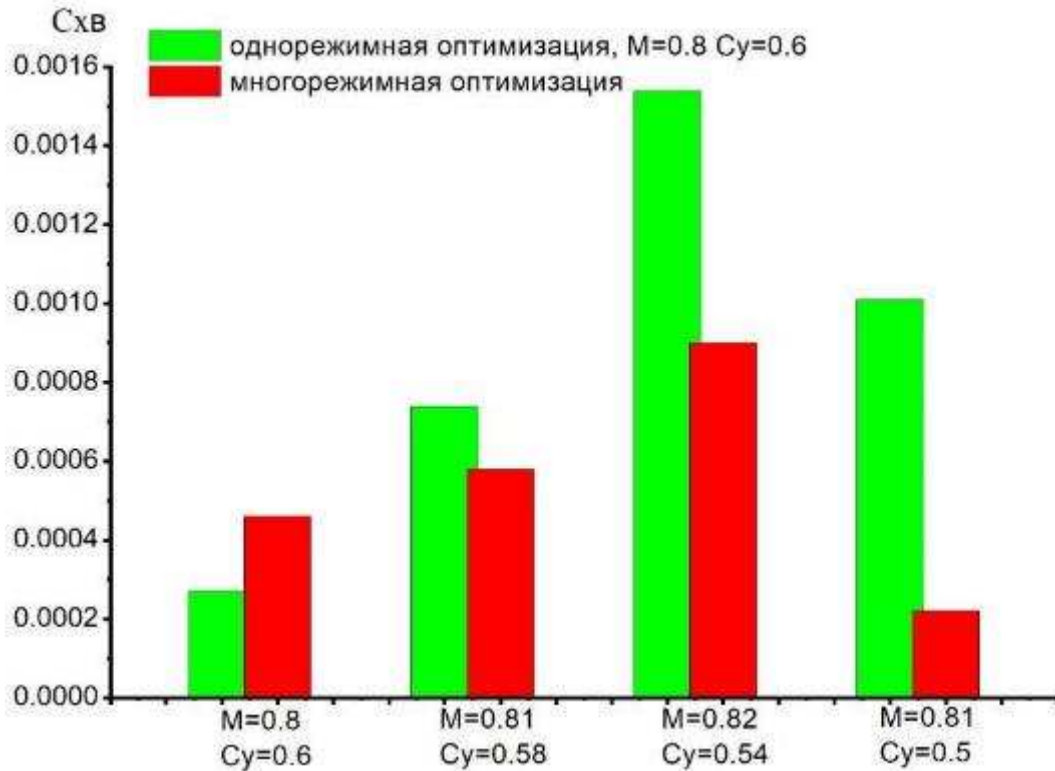


Рисунок 1.33 - Сравнение однорежимной и многорежимной оптимизаций

Задача аэродинамического проектирования включает множество ограничений. Из аэродинамических величин часто бывает необходимо ограничить величину продольного момента для уменьшения потерь на балансировку, а также изгибающего момента для снижения веса крыла. Для улучшения характеристик срыва полезно управлять положением максимально напряженного по C_y сечения вдоль размаха крыла. Различные ограничения конструктивного характера позволяют удовлетворить практическим требованиям эксплуатации и производства. Например, объём внутренних топливных баков часто является критичным для небольших самолётов, поэтому целесообразно учитывать его в виде ограничения. Относительная толщина внешних сечений крыла может сильно повлиять на взлётно-посадочные характеристики или характеристики аэроупругости, так что полезно ограничить её снизу. Большое количество ограничений приводит к лавинообразному нарастанию сложности вычислений в классических методах, таких как, например, метод проекции градиента [152]. Популярным способом решения задач с ограничениями является сведение их к задачам без ограничений при помощи штрафных функций. Однако здесь следует проявлять осторожность, особенно при использовании градиентных методов, которые плохо пригодны для оптимизации получающихся «овражных» функций.

Особо подчеркнём, что оптимизация аэродинамических характеристик при помощи варьирования геометрии базовых сечений крыла сама по себе не гарантирует гладкости

крыла по размаху. Особенно отчётливо это проявляется при оптимизации крыла в присутствии близко расположенной мотогондолы. Без учёта гладкости поверхности полученные крылья имеют ярко выраженный излом в крутке и другие локальные неровности [153]. Для получения технологичного крыла целесообразно учитывать значения кривизны выбранных некоторых, идущих вдоль размаха линий (например, полок лонжеронов), в виде штрафных функций с назначаемым весом, вычитаемых из целевой функции. Сильно увеличив вес штрафных функций за кривизну, мы можем получить практически плоские по размаху поверхности силовых панелей кессона. Зная разность круток стапельной и полётной форм крыла, можно оптимизировать аэродинамическое качество полётной формы, одновременно минимизируя кривизну стапельной формы крыла. Такая методика проектирования была с успехом применена на самолёте SSJ-100 [31, 154].

После внесения всех вышеописанных корректировок прямой метод действительно стал пригодным для применения в оптимизационных процедурах. Наша многолетняя практика показала, что получающиеся на базе оптимизации крылья обладают высокими аэродинамическими характеристиками и, как правило, превосходят крылья предыдущих поколений как по расчётам, так и в эксперименте.

1.14 Апробация оптимизационных алгоритмов на практическом примере

Успех оптимизационной процедуры зависит от двух составляющих: прямого метода, и собственно оптимизационного алгоритма, причём, предпочтительность того или иного алгоритма оптимизации зависит от рассматриваемой задачи. Ситуацию ухудшает то обстоятельство, что, как правило, разработчики оптимизационных алгоритмов являются прикладными математиками, редко соприкасающимися с реальными инженерными задачами. Для сравнения эффективности оптимизационных алгоритмов часто используются тестовые задачи, носящие искусственный или гипертрофированный характер (пример подобного теста был приведён выше). Совсем не очевидно, что оптимизационные алгоритмы, демонстрирующие лучшую эффективность на модельных примерах, будут иметь преимущества на реальных, интересующих проектировщика, задачах.

Реальные задачи аэродинамического проектирования трансзвуковых крыльев характеризуются:

- большим временем единичного расчёта;
- нелинейным поведением аэродинамических характеристик вследствие появления в потоке скачков уплотнения;
- наличием «численного шума»;
- высокой вероятностью сбоя прямого расчёта;

- большим количеством переменных;
- отсутствием знаний о величине глобального оптимума;
- отсутствием предварительных знаний о рельефе целевой функции и ограничений;
- наличием локальных оптимумов;
- жёсткими временными ограничениями;
- другими специфическими особенностями, препятствующими полноценному решению оптимизационных задач с доказательством единственности и оптимальности полученного результата.

Естественно, эти вопросы не могут быть раскрыты в полной мере в рамках диссертации. Однако, с целью более ясного представления природы реальных задач, было решено апробировать некоторые из оптимизационных алгоритмов на своём собственном тестовом примере. Суть примера и получаемые результаты представлены в следующем параграфе.

1.15 Исследование реальной целевой функции

Для тестового примера была выбрана компоновка регионального самолёта (рисунок 1.34), крыло которого составлено из трёх базовых сечений (рисунок 1.35): корневого, изломного и концевой соответственно.

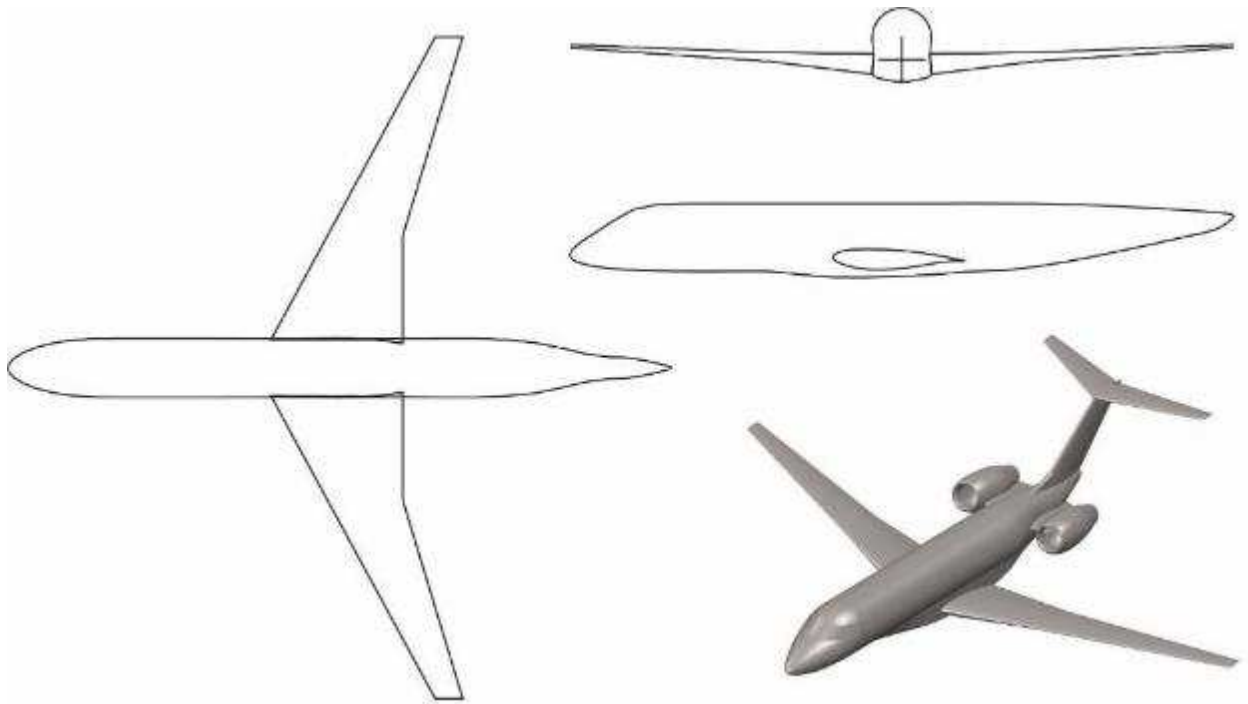


Рисунок 1.34 – Общий вид компоновки

Характеристики формы в плане следующие: $S=51.1 \text{ м}^2$, $\lambda=9.82$, $\chi_{1/4}=25.8^\circ$, $\eta=3.88$ (рисунок 1.35).

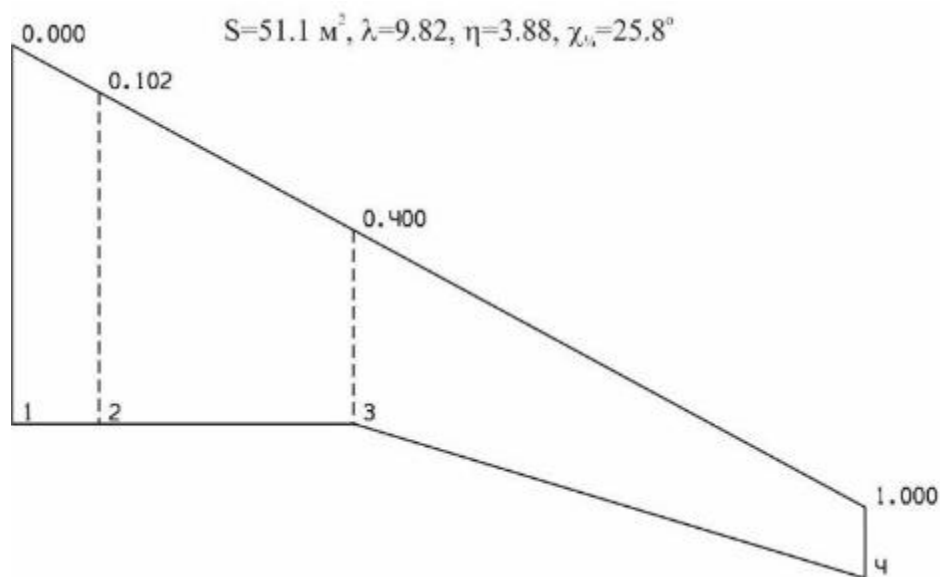


Рисунок 1.35 - Форма в плане и базовые сечения

Исходные профили базовых сечений крыла представлены на рисунке 1.36. 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 (рисунок 1.37).

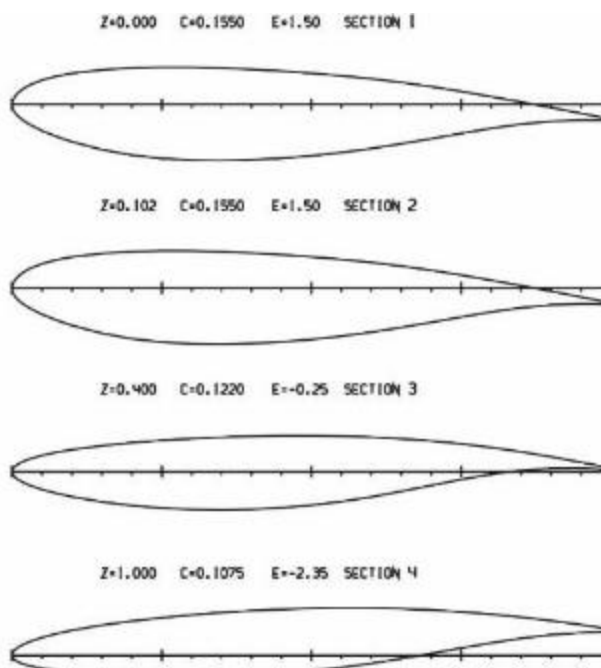


Рисунок 1.36 – Базовые профили крыла

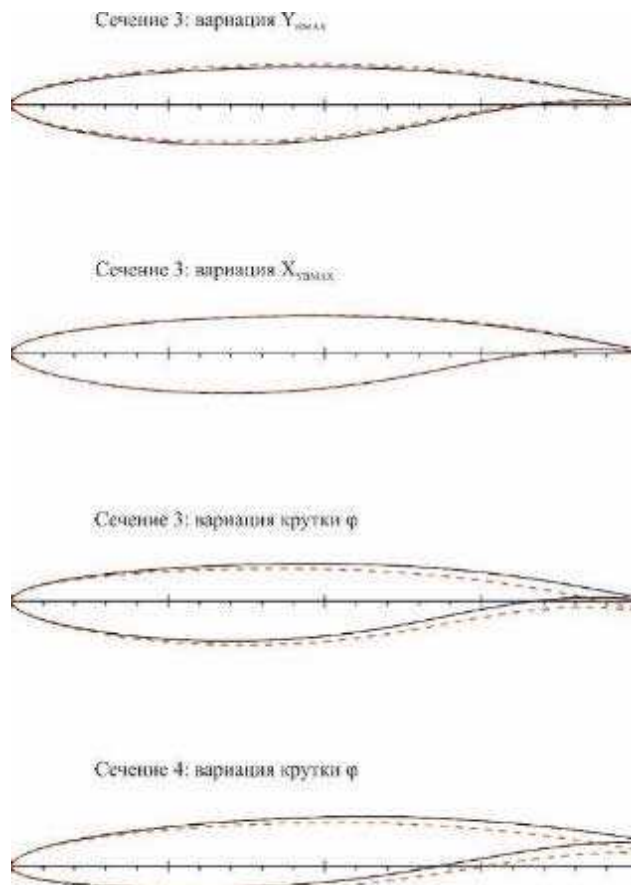


Рисунок 1.37 – Вариации профилей

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, то есть, в идейном смысле данный пример подобен примеру из раздела 1.11. Распределение давления по исходному крылу на двух указанных режимах сравнивается на рисунке 1.38.

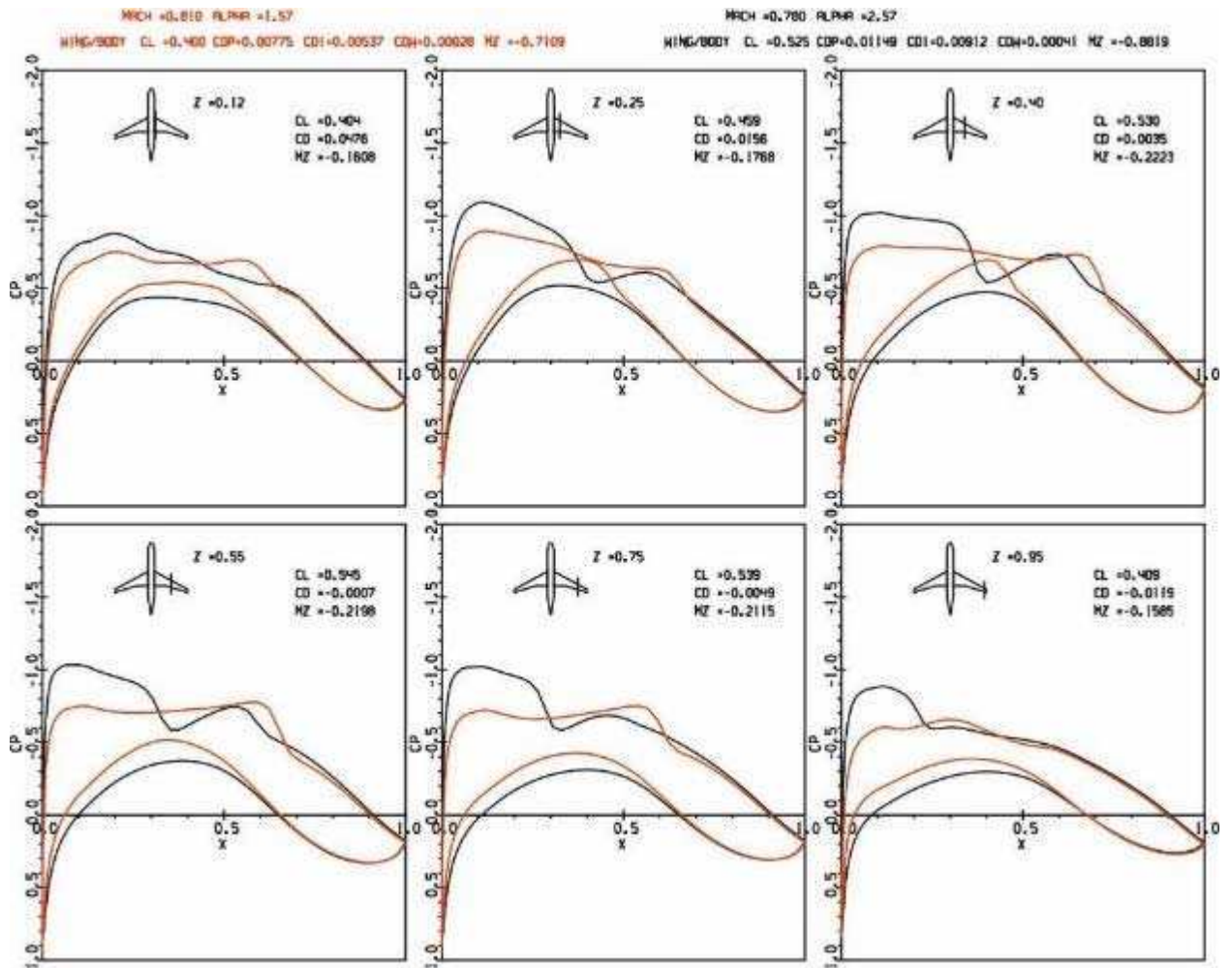


Рисунок 1.38 – Распределение давления по исходному крылу на двух указанных режимах

В качестве целевой функции выбиралось 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 рассчитывалось по формуле:

$$K = \frac{C_y}{C_{x_{0ф}} + C_{x_{проф}} + C_{x_{инд}} \cdot \left(\frac{C_{y_0}}{C_y} \right)^2 + 1.5 \cdot C_{x_B} - 0.0025 \cdot (m_Z - m_{Z0})}$$

Для исходного крыла $K_1=15.0594$, $K_2=12.7892$, расчёты велись по версии программы BLWF-31.

Для справочных целей значения аэродинамического качества были рассчитаны напрямую для всех точек пространства проектирования с дискретным шагом по каждой переменной $\Delta x=0.1$. Общее число расчётов составило $2 \cdot 17^4 = 2 \cdot 83521 = 167042$, что потребовало около 120 суток машинного времени на ПК. Полученная база данных служит как для познавательных целей, так и для сравнения различных оптимизационных алгоритмов.

Полученные данные подтверждают большинство из особенностей аэродинамических оптимизационных задач, которые указывались в предыдущем параграфе. Так, видно (рисунок. 1.39), что при сравнительно плавном характере изменения целевой функции в глобальном масштабе на уровне дискретности 0.1 уже появляется «численный шум». Достаточно часто происходили аварийные прерывания, которые на рисунках визуализируются в виде провалов (в случае аварийного прерывания целевой функции присваивалось значение $I=10$). Часто встречаются локальные оптимумы (рисунок 1.40).

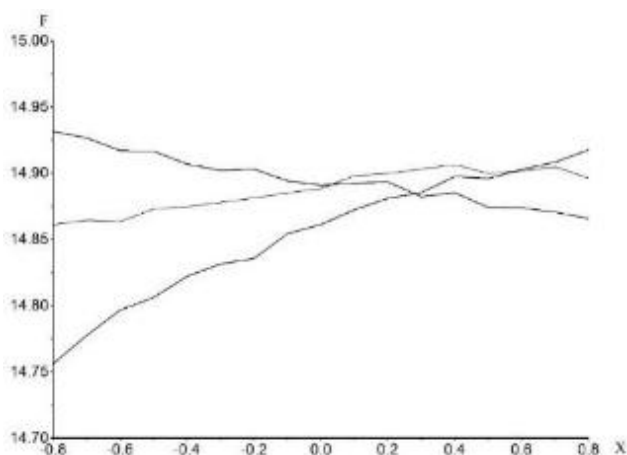


Рисунок 1.39 - "численный шум" при сравнительно плавном характере изменения целевой функции

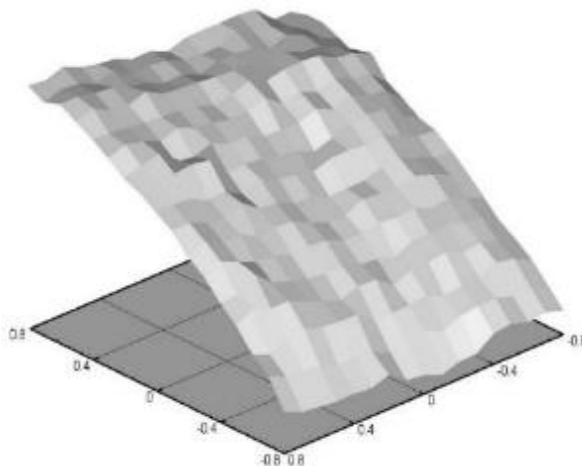


Рисунок 1.40 - Вид целевой функции, двумерный разрез

Изменение весовых коэффициентов w смещает положение оптимумов, что, например, иллюстрируются на рисунке 1.41.

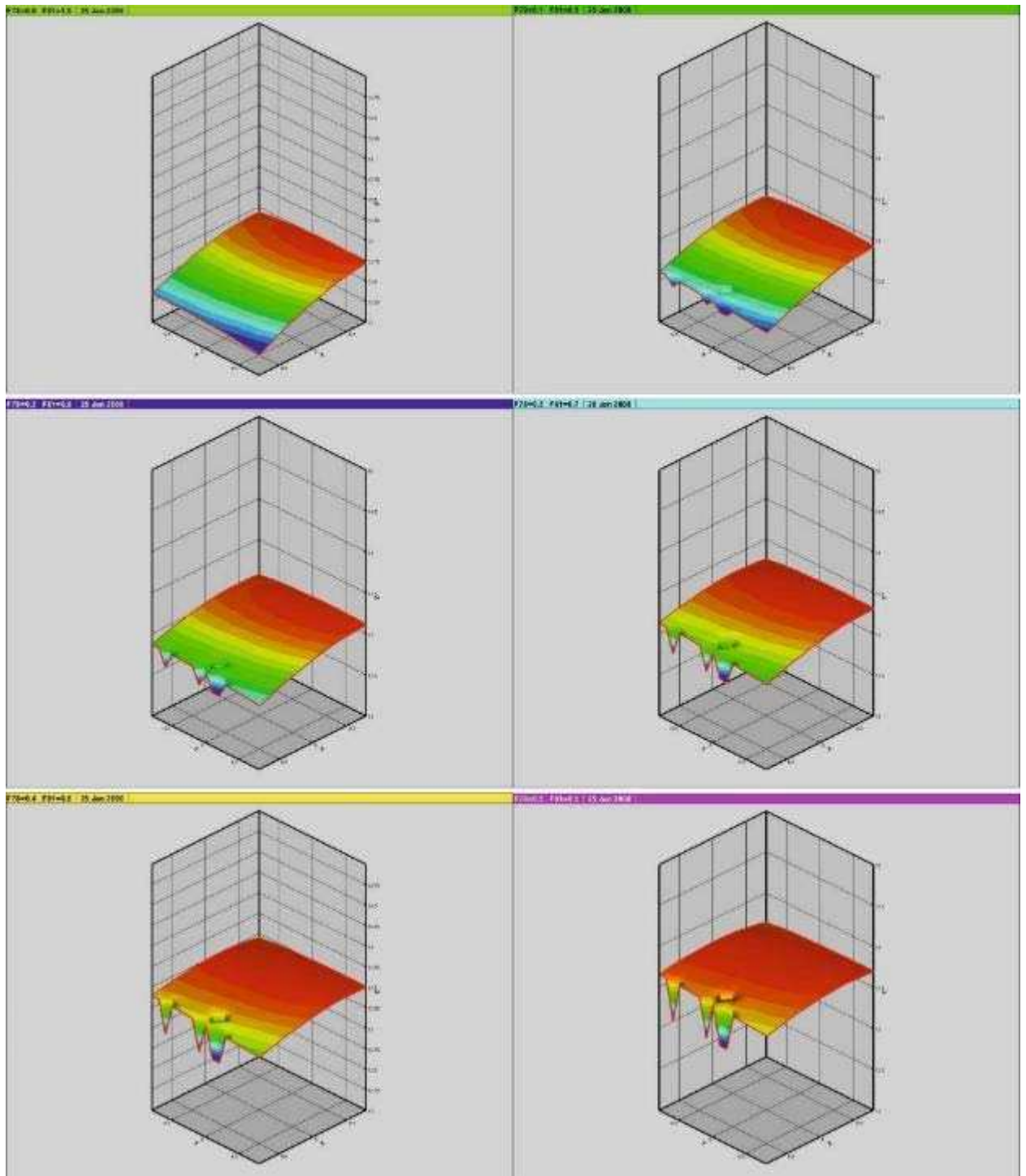


Рисунок 1.41 - Вид целевой функции при изменении w от 0 до 1

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 течении 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 1.42. На графике нанесены оптимальные точки, полученные каждым из методов. Жирными большими маркерами нанесены данные, полученные прямым перебором насчитанной базы данных. Перевернутыми большими маркерами нанесены данные, соответствующие результатам поиска генетическим алгоритмом. 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.

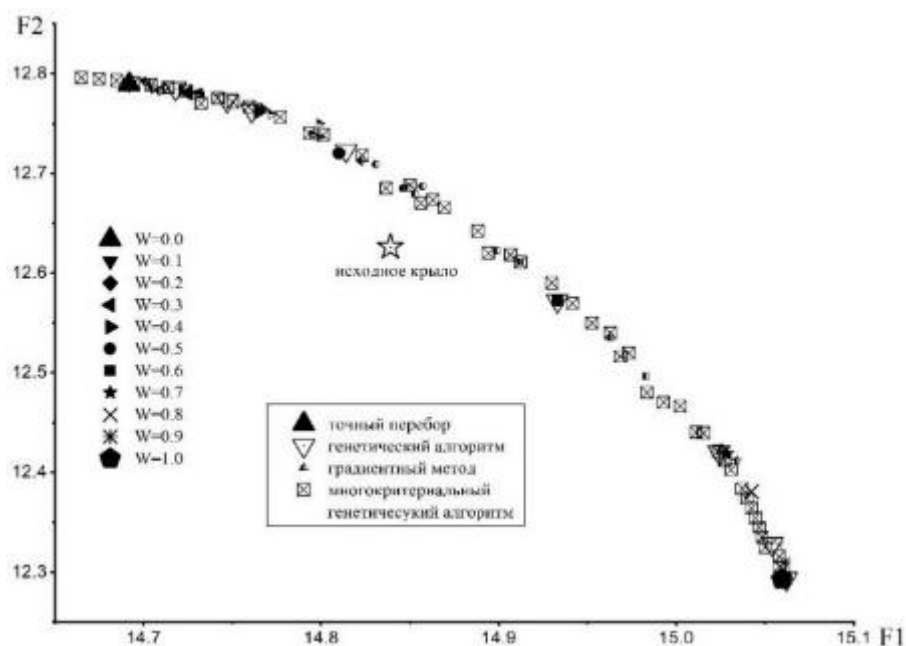


Рисунок 1.42 - Парето-фронт

Из графика следует, что результаты оптимизации, полученные при помощи модифицированного 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, при которых скачки уплотнения и связанные с ними нелинейности имеют умеренную интенсивность.

Строго говоря, полученный результат не может быть гарантированно экстраполирован на случай больших размерностей оптимизационной задачи ($n=40\div60$). Тем не менее, нам кажется справедливым допущение о плавности изменения аэродинамических характеристик и в этом случае. Таким образом, градиентный метод следует считать приоритетным для задач аэродинамического проектирования. 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 [155].

1.16 Валидация результатов аэродинамического проектирования, роль аэродинамического эксперимента

Несмотря на возросшую роль CFD в аэродинамическом проектировании компоновок самолётов, аэродинамические трубы (АДТ) продолжают широко использоваться на этапе разработки (рисунок 1.43), причём криогенные АДТ играют все большую роль при общем сокращении трубочасов.

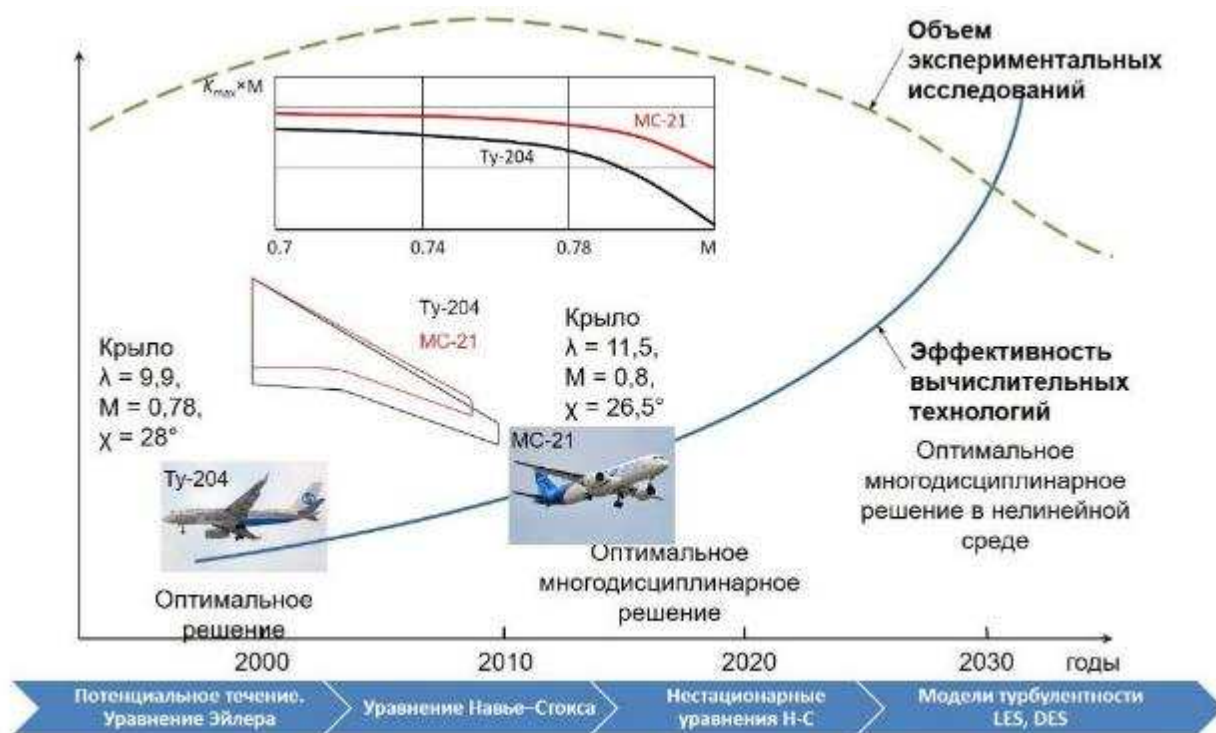


Рисунок 1.43 [169]

Аэродинамические модели скоростных пассажирских самолётов обычно испытываются в большой околозвуковой/сверхзвуковой закрытой вентиляторной аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ, введенной в эксплуатацию в середине 80-х годов. Это самая мощная АДТ в Европе (мощность привода до 120 МВт) со сменной рабочей частью 2.75×2.75 м и регулируемой перфорацией стенок. Для околозвуковых скоростей степень перфорации обычно устанавливается на уровне 6%. Полные модели с типичным размахом в два метра обычно испытываются на хвостовой фюзеляжной державке с 6-компонентными внутренними тензовесами (рисунок 1.44), число Рейнольдса для САХ 0.2 м составляет примерно 3 млн при атмосферном давлении и 5-6 млн при давлении в контуре трубы до 2 ата. Для учёта влияния фюзеляжной державки можно использовать килевую державку с имитатором хвостовой. Кроме того, для учёта скоса потока модель может быть протестирована в перевернутом положении. С целью проведения испытаний на

критических и сверхкритических углах атаки в носовой части фюзеляжа в большинстве случаев устанавливается пассивный антивибрационный демпфер.



Рисунок 1.44 – Полная аэродинамическая модель ДМС в АДТ Т-128

Пуски АДТ Т-128 обычно выполняются прогонами по углам атаки при фиксированном числе Маха с дискретным шагом $\Delta\alpha=0.25^\circ$ в интересующем исследователя диапазоне и с большим шагом в других местах. Воздух в трубе предварительно осушается, чтобы избежать конденсации влаги в скачках уплотнения на околосвуковых режимах, что может существенно повлиять на уровень аэродинамического сопротивления. Благодаря динамическому регулятору давления можно поддерживать заданное число Рейнольдса постоянным во время пусков АОА при различных крейсерских числах Маха. Это позволяет разделить влияние числа Маха и числа Рейнольдса, что невозможно в старых АДТ. При малых скоростях $M\sim 0.2$, характерных для режимов взлёта и посадки, давление в трубе может быть увеличено до 4 ата при соответствующем числе Рейнольдса, равном примерно 3.5 млн.

Модели обычно испытываются со свободным и фиксированным вблизи передней кромки переходом ламинарного потока в турбулентный. Переход фиксируется с помощью цилиндрических турбулизаторов диаметром 1 мм и высотой 0.1 мм. Турбулизаторы устанавливаются либо на фиксированном расстоянии около 10% хорды от передней кромки крыла, либо на переменных расстояниях: ближе к носу в корневых сечениях и до 15% в наружных сечениях. Дополнительное сопротивление турбулизаторов оценивается путём дополнительного тестирования модели с двойным рядом турбулизаторов, установленных в шахматном порядке.

Крыло аэродинамической модели обычно изготавливается методом высокоточного фрезерования из прочной стали. Но при высоких весовых динамических давлениях все же происходит деформация крыла - изгиб и кручение. При общем давлении 3500 кгс концевая часть модели крыла скоростного пассажирского самолёта закручивается примерно на минус один градус при $C_y \sim 0.55$, и эта закрутка обычно предварительно закладывается в стапельную форму модели крыла.

Помимо весовых испытаний, можно также проводить исследования по физике обтекания. Наряду с традиционными методами визуализации, такими как метод масляной пленки, сублимирующее химическое покрытие для обнаружения переходов, ИК-термография и флуоресцентные мини-шелковинки, в последнее время в практику аэрофизических исследований ЦАГИ были введены более информативные методы, основанные на новых физических принципах. Это, например, чувствительные к давлению краски (PSP) [156, 157], позволяющие получить поверхностный ландшафт распределения давления. Разработан метод визуализации густого масла с вкраплением частиц (PISFV) [158], который, в отличие от традиционного метода, позволяет получить картину поверхностных линий тока и распределений поверхностных напряжений трения не при одном угле атаки, а в нескольких точках на поляре. Наконец, это чувствительный к сдвигу метод жидких кристаллов (SSLC) [159] для визуализации ламинарно-турбулентного перехода, скачков и отрывных течений (рисунок 1.45). Кроме того, стали возможными бесконтактные измерения деформации крыла модели от скоростного напора в потоке рабочей части АДТ при помощи видеограмметрической системы [160÷164].



Рисунок 1.45

Более детальное моделирование геометрии элементов летательных аппаратов, в частности элементов механизации, а также практическое удвоение достижимых чисел Рейнольдса могут быть получены с помощью полумодельной технологии [165-168]. Фото полумодели регионального реактивного самолёта SSJ-100 в АДТ Т-128 показано на рисунке 1.46. На этой модели было достигнуто значение числа Рейнольдса в 13 миллионов, или почти $3/4$ от натурального значения. В принципе, его уже можно считать “достаточным” числом Рейнольдса (см. [165, 166]) для полной компоновки SSJ-100. В то же время для более тонких эффектов, таких как определение эффективности управления или адаптивной задней кромки, даже этого числа Re недостаточно. По-видимому, такие испытания должны проводиться в криогенных трубах.



Рисунок 1.46 – Полумодель SSJ-100 в АДТ Т-128

Из-за наличия пограничного слоя на стенке АДТ, существования пьедестала конечной ширины и некоторой утечки и внутреннего потока в зазоре между стенкой трубы и полумodelью, абсолютные уровни сопротивления полумодели и полной модели обычно не совпадают. В то же время локальные аэродинамические исследования, основанные на частичных изменениях геометрии вторичных элементов, таких как законцовки крыла, пилоны двигателя или обтекатели механизма закрылков, имеют смысл и дают количественную оценку в приращениях. Интересно, что большие полумодели имеют самостоятельное значение не только в получении аэродинамических характеристик - масштабный эффект также играет важную роль в области аэроакустики, которой в последнее время уделяется чрезвычайное внимание. Полумодель MC-21 была испытана в аэроакустической аэродинамической трубе DNW-NWB в Брауншвейге (рисунок 1.47), что дало много ценной информации о шуме планера.



Рисунок 1.47 - Полумодель МС-21 в акустической трубе DNW-NWB (Брауншвейг)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ К ГЛАВЕ 1

Проведена апробация бинарного генетического алгоритма оптимизации применительно к однокритериальным и многокритериальным задачам аэродинамического проектирования крыльев дозвуковых магистральных самолётов.

Разработан новый гибридный двухуровневый генетический алгоритм оптимизации, сочетающий расчеты разных уровней в рамках единой вычислительной схемы. В качестве различных уровней приняты расчеты по одному и тому же методу полного потенциала на грубой и мелкой сетках. Общий выигрыш машинного времени благодаря разработанному методу составляет ~ 3 раз.

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, так что можно с уверенностью применять градиентные алгоритмы оптимизации. Генетические алгоритмы целесообразно применять для поиска окрестности глобального оптимума, особенно в многокритериальных задачах.

Выработаны рекомендации по применению существующих и вновь разработанных теоретических методов оптимизации к реальным задачам аэродинамического проектирования.

Разработанные алгоритмы доведены до конкретных программ, которые могут быть рекомендованы к внедрению в КБ для практического проектирования крыльев перспективных дозвуковых ЛА.

Глава 2 – Аэродинамическое проектирование скоростных крыльев и гражданских самолётов классической компоновки

Самолёты 60-х, начала 70-х годов прошлого века имели достаточно большую скорость крейсерского полёта ($M=0.84 \div 0.86$ В-747, $M=0.82 \div 0.85$ Ту-154) за счёт большой стреловидности крыльев (37.5° В-747, 35° Ту-154) и малой относительной толщины профилей сечений крыла. Изобретение сверхкритических профилей в начале 70-х годов формально позволяло ещё больше увеличить крейсерскую скорость полёта, однако, экономический и нефтяной кризис после арабо-израильской войны 1973 года привёл к 3-4 кратному повышению цен на топливо, в связи с чем вопросы топливной эффективности самолёта выдвинулись на первый план. Параметрические междисциплинарные исследования показывают, что, как правило, с ростом скорости полёта топливная эффективность ухудшается [170].

В этой связи преимуществом вновь изобретённых сверхкритических профилей стали пользоваться неявным образом, а именно, для увеличения относительной толщины крыла и/или снижения стреловидности при сохранении или даже некотором уменьшении крейсерского числа Маха. Так, например, на самолёте ИЛ-96-300 стреловидность крыла была снижена на 5° , а относительная толщина была увеличена на 1% по сравнению с крылом самолёта ИЛ-86. Это позволило, в свою очередь, значительно снизить весовые издержки при увеличении удлинения крыла (ИЛ-86 $\lambda=7.2$, ИЛ-96-300 $\lambda=9.2$), значительно снизить индуктивное сопротивление и повысить максимальное аэродинамическое качество.

Дальнейший исторический период протяжением почти 20 лет характеризовался снижением цен на нефть, поэтому вопросы повышения скорости дальнемагистральных самолётов снова вышли на новый план. И следующее поколение магистральных самолётов (В-777, MD-11, А-380, В-787) имеет несколько увеличенное число Маха крейсерского полёта $M=0.83 \div 0.85$ (см., например, рисунок 2.1) [171].

Состояние с ценами на углеродное топливо является сильно противоречивым и не позволяет уверенно прогнозировать тенденции изменения скорости полётов магистральных самолётов в ту или иную сторону. Так, например, жертвой последнего топливного кризиса стал проектируемый в течение нескольких лет фирмой Boeing самолёт Sonic cruiser (рисунок 2.2) с $M_{\text{КРЕЙС}} M=0.95 \div 0.98$. Авиакомпаниям оказались неготовыми платить высокую цену (порядка 20% перерасход топлива) за 15-процентное повышение скорости.

Для принятия верных решений необходима всесторонняя оценка всех аспектов увеличения скорости полёта, в том числе и аэродинамических, причём, основанных на самых современных данных по спроектированным и испытанным в аэродинамических

трубах компоновкам. В настоящее время в базе данных ЦАГИ ощущается дефицит надёжных результатов по скоростным крыльям ($M=0.85\div 0.95$), которые могли бы быть использованы для выдачи рекомендации КБ при проектировании перспективных дальнемагистральных самолётов. 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.

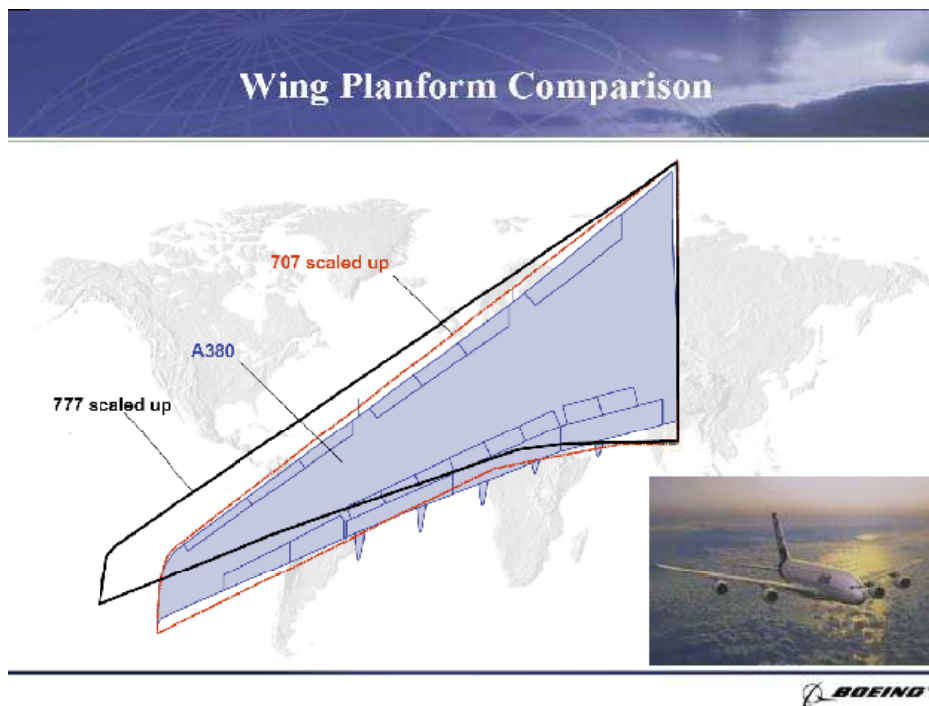


Рисунок 2.1- Сравнение форм в плане



Рисунок 2.2 - Sonic Cruiser

2.1 К вопросу о выборе технических требований к перспективному дальнемагистральному самолёту

В соответствии с Федеральной целевой программой «Развитие гражданской авиационной техники России до 2002÷2010 г и на период до 2015 г» одним из наиболее приоритетных проектов российской авиационной промышленности являлся дальнемагистральный самолёт умеренной пассажировместимости ($n \sim 160$) на замену самолёта Ил-62. Рациональная дальность для перспективного ДМС составляет около 9000 км, что позволит закрыть любые маршруты не только внутри России (< 7000 км), но и связать, например, Москву с крупнейшими городами мира (Москва-Нью-Йорк – 7511 км, Москва-Токио – 7490 км, Москва-Сингапур – 8438 км) или Дальний Восток с Тихоокеанским побережьем США (Владивосток – Сан-Франциско – 8327 км, Владивосток – Сиэтл – 7592 км) и Австралией (Владивосток-Сидней – 8794 км). Кроме того, самолёт умеренной дальности обладает гораздо лучшими показателями топливной эффективности, чем сверхдальний самолёт даже в случае промежуточной посадки (или более экзотической дозаправки в воздухе), поэтому при возможном в будущем ещё большем повышении цены топлива он получит дополнительные рыночные преимущества.

При кардинальном внедрении в конструкцию композитных материалов взлётный вес перспективного ДМС может быть в пределах 115÷120 т (против 165 т у Ил-62М), и силовая установка может состоять, соответственно, из двух двигателей с взлётной тягой ~ 18 т, трёх двигателей с тягой ~ 12 т или четырёх двигателей с тягой $\sim 7 \div 8$ т. По сравнению с существующим самолётом Ту-204-300 необходимо не только увеличить скорость полёта, но и поднять комфорт пассажиров. В наиболее простом варианте можно увеличить несколько диаметр фюзеляжа (например, как у МС-21 до 4.09 м), оставаясь в классе однопроходных узкофюзеляжных самолётов.

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. В то же время, как показала неудачная кампания фирмы Боинг с самолётом “Sonic cruiser” (рисунок 2.2), авиакомпании не готовы приобретать самолёт, в котором не очень значительное на их взгляд увеличение скорости достигается ценой ухудшения экономических характеристик. Это вынудило фирму перейти к программе

экономически более эффективного самолета В-787 (рисунок 2.3) с крейсерским числом Маха $M=0.85$. 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 $M=0.9$.



Рисунок 2.3 - Boeing 787

Глава 2 диссертации посвящена аэродинамическому проектированию скоростных крыльев перспективных ДМС классической схемы. Спроектированы тематические крылья с расчётными числами крейсерского числа Маха $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85\div 0.86$ (ДМС085), $M_{\text{КРЕЙС}}=0.87\div 0.88$ (ДМС088) и $M_{\text{КРЕЙС}}=0.91\div 0.92$ (ДМС092), предложены варианты крыльев для двухдвигательной модификации самолёта ИЛ-96-400 и для перспективного Российско-Китайского самолёта CR-929. Дано описание процедуры аэродинамического проектирования, дано краткое описание конструкции модели и методики эксперимента, приведены экспериментальные аэродинамические характеристики моделей, полученные в АДТ ЦАГИ Т-106 и Т-128. Дано сравнение полученных экспериментальных данных с расчётными результатами, а также с данными по самолётам ИЛ-96 и В-747 и экспериментальными результатами по более современному сверхкритическому крылу ЦАГИ М085 (ТW2) [172].

2.2 Аэродинамика компоновки ДМС с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85$

2.2.1 Обоснование выбора геометрических параметров крыла

Как отмечалось во введении к данной главе, современные ДМС, разрабатываемые за рубежом, имеют крейсерскую скорость, эквивалентную $M=0.85$. Данная скорость достигается соответствующим выбором стреловидности и относительной толщины крыла. Так, например, стреловидность по $1/4$ хорд крыла самолёта А-380 составляет 33° (рисунок 2.4), а стреловидность крыла самолёта В-787 около 32.5° (рисунок 2.5), правда, по некоторым источникам [173] $M_{\text{КРЕЙС}}$ последнего составляет всего $M=0.83$.

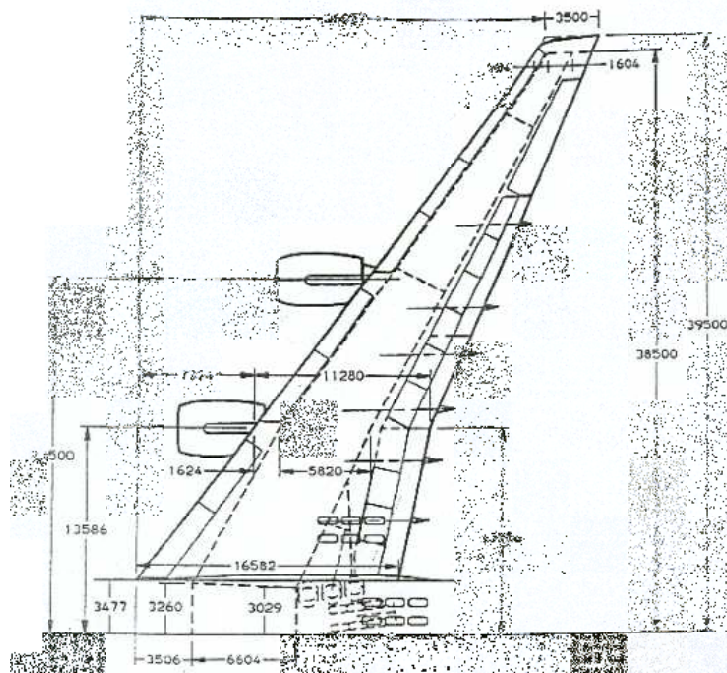


Рисунок 2.4 - Параметры крыла А380

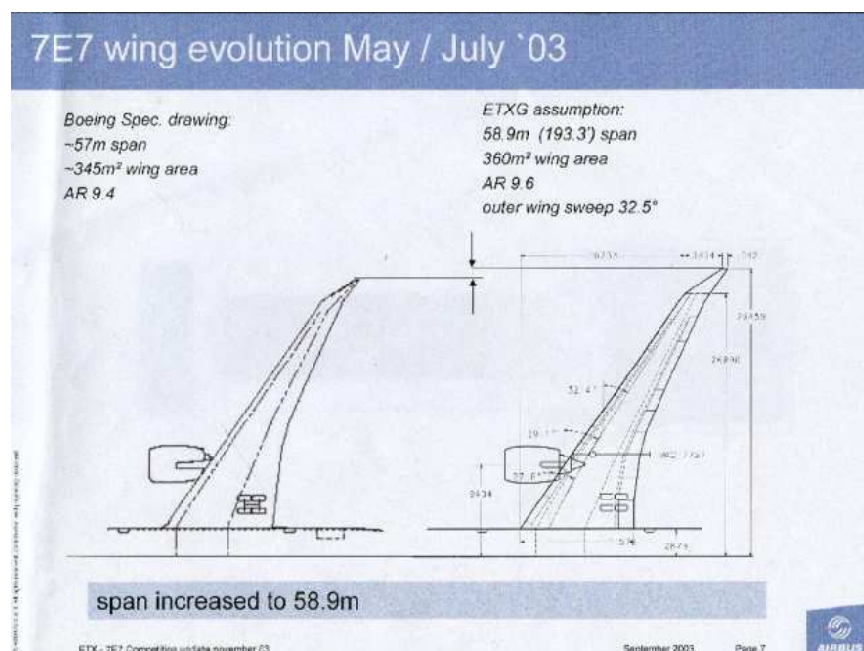


Рисунок 2.5 - Крыло Boeing 7E7

В начале 90-х годов по инициативе КБ им С.В. Илюшина совместно с ЦАГИ разрабатывались скоростные крылья с $M_{крейс}=0.85$ для самолёта ИЛ-96-М85 [174÷177]. Типичными параметрами этих крыльев являлись: $\lambda=9$, $\chi^{1/4}=34.5^\circ\div 35^\circ$, $\bar{c}=14-10-9\%$. В дальнейшем разрабатывались крылья (TW1, TW2 [172]) с несколько меньшей стреловидностью - 33° . Заметим, что все эти крылья проектировались без учёта влияния мотогондол и при испытаниях с мотогондолой, как правило, не достигали расчётного значения $M=0.85$ (рисунок 2.6).

TW3

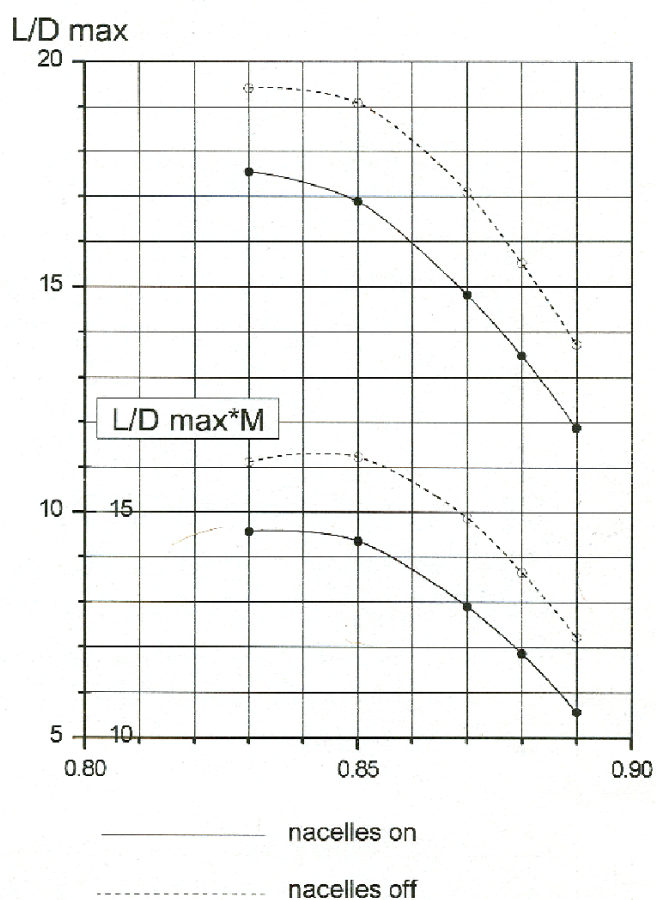


Рисунок 2.6 - Влияние мотогондолы

В данной работе, впервые в отечественной практике, скоростное крыло на $M=0.85$ проектировалось сразу с учётом интерференции с близко расположенной мотогондолой большого диаметра ($m=10.53$) (рисунок 2.7). Известно, что наличие близкорасположенной мотогондолы может резко изменить картину течения на крыле и вызвать, например, сильные скачки уплотнения (см. рисунок 2.8 [177÷180, 153]). Задачей проектирования являлось достижение расчётного числа Маха $M=0.85$ на полной компоновке и достижение высоких значений крейсерского качества при больших значениях $Sy \sim 0.55\div 0.6$.

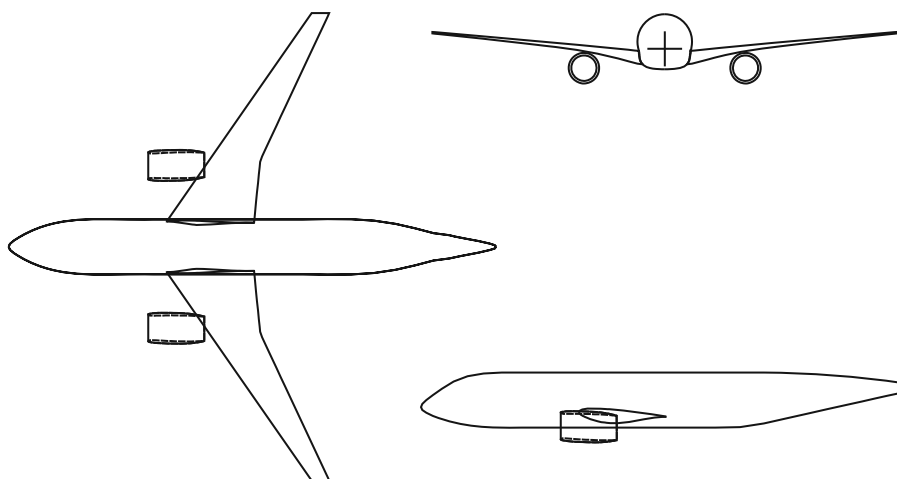


Рисунок 2.7 - расчётная модель ДМС085

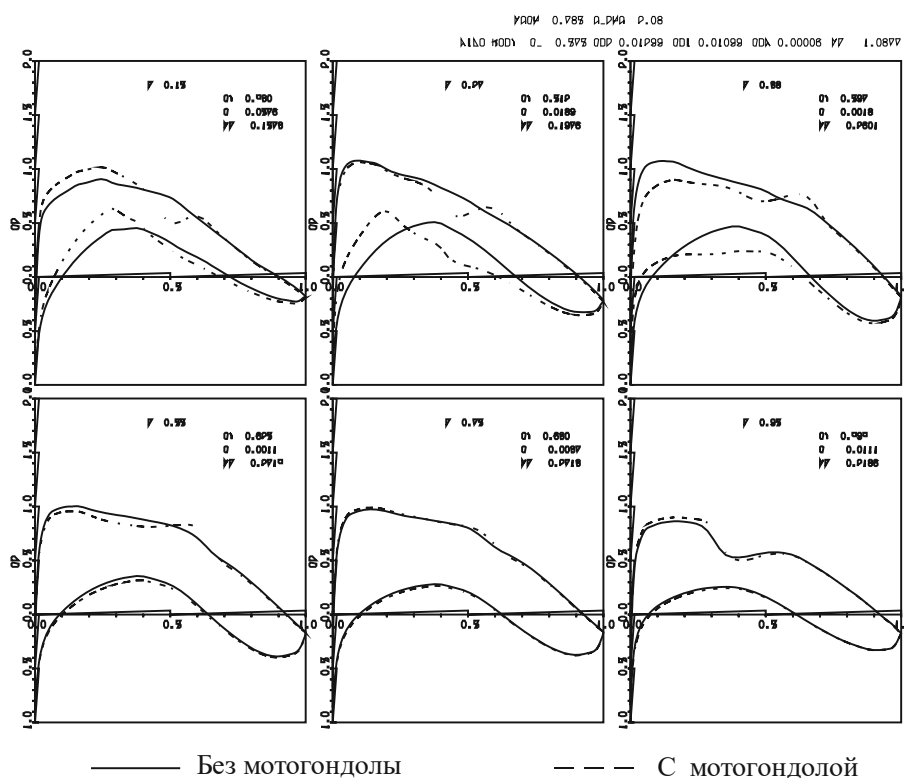


Рисунок 2.8 - Сравнение обтекания с мотогондолой и без

Для экспериментальных исследований использовалась тематическая модель БСМС, на которой ранее были испытаны крылья с меньшим расчётным числом Маха: т.н. крыло 4 ($M_{\text{КРЕЙС}}=0.8$ $\lambda=10.5$ $\chi_{1/4}=26.65^\circ$) и крыло 5 ($M_{\text{КРЕЙС}}=0.82$ $\lambda=11.5 \div 12.5$ $\chi_{1/4}=28.9^\circ$). Крыло 4 допускало возможность изготовления из алюминиевых сплавов, тогда как крыло 5 с увеличенным удлинением предполагало использование композиционных материалов в основной конструкции крыла.

Другой возможностью улучшить аэродинамическую эффективность самолёта за счёт применения композитов является дальнейшее увеличение скорости до $M=0.85$ при

сохранении аэродинамического качества. В этом случае естественно сохранить то же удлинение, что и у базового крыла $\lambda=10.5$, увеличив стреловидность и уменьшив относительную толщину скоростного крыла ДМС085 (рисунок 2.9, 2.10). Сохранение одинаковых геометрических параметров формы в плане крыльев ДМС085 и крыла 4 (за исключением стреловидности) рационально и с методической точки зрения для корректного сравнения характеристик.

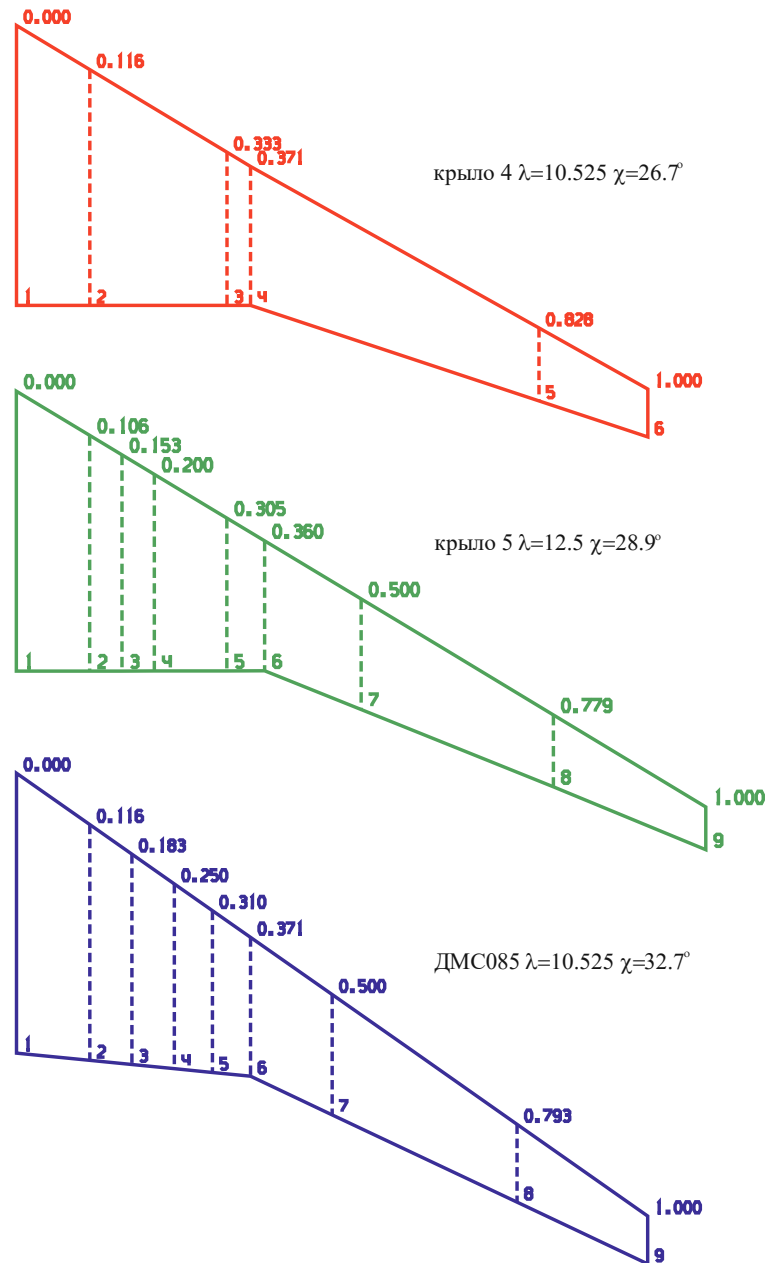


Рисунок 2.9 - сравнение форм в плане

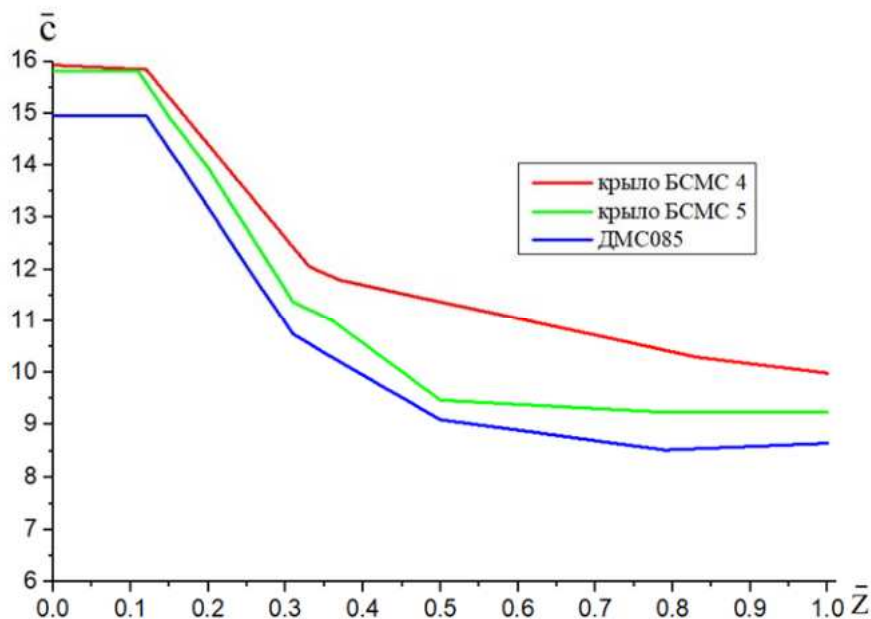


Рисунок 2.10 - Распределение относительных толщин крыльев

Крыло ДМС085 должно обеспечивать крейсерский полёт с числом Маха $M=0.85$ — на $\Delta M=0.05$ больше, чем крыло 4. Обычно увеличение скорости достигается за счёт увеличения стреловидности (продвижение на $\Delta M=0.01$ требует увеличения стреловидности на $\sim 2.5^\circ$) и/или снижения относительной толщины (продвижение на $\Delta M=0.01$ требует снижения толщины на $\sim 1\%$). Оба подхода приблизительно равноценны с точки зрения увеличения веса. Крыло с большей стреловидностью несколько мягче входит в кризис, но имеет чуть меньшее аэродинамическое качество на расчётном режиме. Часто определяющим фактором по выбору стреловидности и толщины крыла является ограничение на внутренний объём топлива.

При проектировании компоновки крыла ДМС085 были использованы оба пути. Стреловидность крыла была увеличена до $\chi_4=32.7^\circ$ (рисунок 2.9), а относительная толщина базовых сечений снижена приблизительно на 2% по сравнению с крылом 4 (рисунок 2.10). Заметим, что относительная толщина корневых сечений крыла ДМС085 на $\sim 1\%$ выше, чем у ранее разрабатывавшихся отечественных крыльев серии ТW. Третьим, дополнительным фактором, способствующим продвижению по скорости, является уменьшение расчётных значений C_u . Это связано с тем, что крейсерские значения C_u при одинаковой высоте полёта обратно пропорциональны M^2 . Кроме того, при одинаковых условиях базирования необходимо несколько снизить нагрузку на крыло ввиду худших несущих характеристик более стреловидного и более тонкого крыла. Если для крыла 4 расчётными являлись следующие режимы полёта: $M=0.8$ $C_u=0.6$, $M=0.81$ $C_u=0.58$, $M=0.82$ $C_u=0.54$, $M=0.81$ $C_u=0.5$, то для крыла ДМС085 рассматривались режимы полёта с несколько

уменьшенными C_y : $M=0.85$ $C_y=0.57$, $M=0.86$ $C_y=0.54$, $M=0.87$ $C_y=0.51$ и $M=0.86$ $C_y=0.46$. Первый режим учитывался дважды: при натурных и при трубных условиях. Трубный режим был введен для предотвращения появления заметных диффузорных отрывов вблизи задней кромки крыла в условиях эксперимента с передней фиксацией перехода пограничного слоя.

В основу аэродинамического проектирования крыла ДМС085 из композитов были положены следующие основные соображения:

- расчётные значения волнового сопротивления на выбранных режимах не должны превышать соответствующие значения $C_{xв}$ для крыльев 4 и 5;
- максимальный угол атаки в крейсерском режиме примерно равен $\sim 2^\circ$, аналогично крыльям 4 и 5;
- для более полного использования преимуществ скоростного крыла необходимо максимально возможно улучшить взлётно-посадочные характеристики при малых скоростях;
- проблема внутренних объёмов крыла под топливо обостряется, поэтому относительная толщина бортового профиля должна быть не меньше 15% (рисунок 2.10).

Как и при проектировании предыдущих крыльев применялась трехэтапная процедура аэродинамического проектирования, состоящая из этапа начального выбора геометрии, этапа решения обратной задачи и этапа многорежимной оптимизации. Наиболее трудоёмким является этап оптимизации, так как он требует больших затрат машинного времени не только для собственно решения математической задачи поиска экстремума функции многих переменных ($n=40\div 60$), но и нескольких повторных глобальных итераций переопределения весов при различных режимах с целью получения желаемых характеристик или переопределения начальной геометрии. Переменными оптимизации являлись геометрические вариации базовых сечений крыла: крутка сечения, изменение толщины или вогнутости профиля, сдвиг максимальной ординаты по хорде, отклонение носика и хвостика, изменение радиуса кривизны носка профиля, локальные вариации в районе скачка уплотнения. Форма в плане не варьировалась. Общая размерность задачи оптимизации составляла $40\div 60$ вариаций для шести базовых сечений.

2.2.2 Расчётные характеристики крыла ДМС085

Общий вид компоновки модели с новым скоростным крылом (расчётная модель для программы BLWF-31) приведён на рисунке 2.7. Геометрия остальных элементов модели БСМС: фюзеляжа, оперения и зализа не менялась. Характеристики крыла в плане следующие: $S_{\text{тр}}=0.336 \text{ м}^2$, $L=1.905 \text{ м}$, $\lambda=10.74$ $\eta=4.18$ $\chi_{1/4}=32.7^\circ$ $\bar{Z}_{\text{изл}}=0.37$ – т.е. близкие к характеристикам исходного крыла 4, за исключением увеличенной на 6° стреловидности.

Расчёты по программе BLWF-31 проводились для трубных условий ($Re=2.5$ млн, $X_{\text{п}}=0.1$). Для крыла 4 число Рейнольдса принималось равным 2.45 млн по $b_A=3.7 \text{ м}$. В целом у разработанного крыла ДМС085 волновое сопротивление ведёт себя примерно так же, как и у базового крыла 4, но со сдвигом $\Delta M=0.05$ и $\Delta C_y=0.05$ (рисунок 2.11).

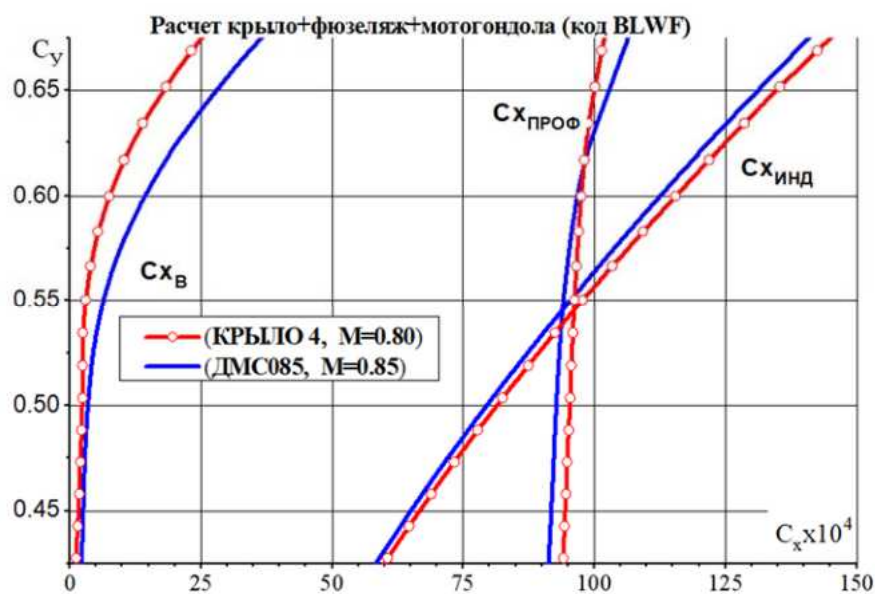


Рисунок 2.11 - Сравнение крыла 4 и ДМС085

Профильное и индуктивное сопротивление у крыла ДМС085 несколько меньше, но все же это не компенсирует проигрышей в $C_{x_{\text{в}}}$. Сравнение расчётных зависимостей $K(C_y)$ для базового и скоростного крыльев без учёта балансировки дано на рисунке 2.12. При изготовлении крыла 4 были несколько нарушены углы крутки сечений, поэтому здесь же зеленой линией показаны зависимости для “реального” крыла 4. Расчётное волновое сопротивление умножалось на коэффициент 1.5. Также при расчёте аэродинамического качества к расчётным данным программы BLWF-31 добавлялась экспертная величина $\Delta C_{x_0}=0.0240$. Даже без учёта дополнительного прироста сопротивления фюзеляжа по числу Маха от $M=0.8$ до $M=0.85$ максимальное аэродинамическое качество крыла ДМС085 меньше на $\Delta K \sim 0.25$ из-за настроенности на меньшие значения C_y .

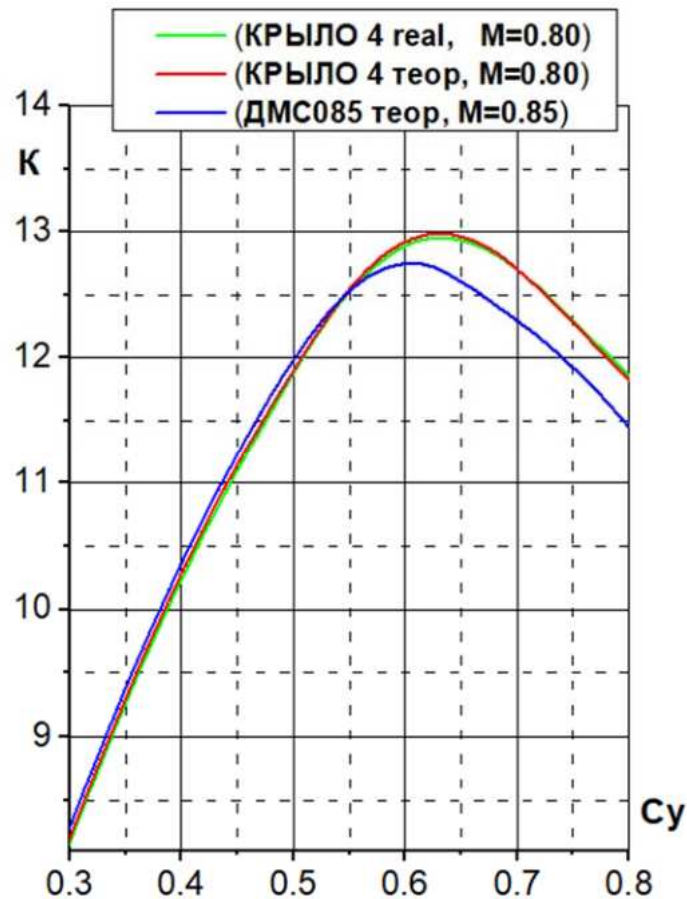


Рисунок 2.12 - Сравнение крыла 4 и ДМС085

2.2.3 Результаты весовых испытаний

Для подтверждения расчётных характеристик изготовлена и испытана в АДТ Т-106 модель БСМС с крылом ДМС085. Программа испытаний, состоящая из 51 тематических пусков, включала в себя весовые испытания модели в различных конфигурациях, как при свободном, так и при фиксированном положении перехода пограничного слоя на крыле и других элементах (фюзеляж, оперение, мотогондолы). Первичные аэродинамические характеристики, полученные методом $\alpha = \text{const}$, интерполировались затем, чтобы получить результаты при $M = \text{const}$. Первичные аэродинамические характеристики, полученные методом $M = \text{const}$, не пересчитывались, несмотря на некоторый разброс числа Маха в пуске. Подробное внимание уделялось методике определения собственного сопротивления турбулизаторов на крыле. Для этого были выполнены дополнительные пуски с двойным рядом турбулизаторов $\overline{X}_n = 10, 11\%$ на обеих поверхностях крыла как методом $M = \text{const}$ при $M = 0.8$ и $M = 0.85$ с шагом $\Delta\alpha = 0.5^\circ$, так и методом $\alpha = \text{const}$ при $\alpha = 1^\circ$, $\alpha = 2.5^\circ$ и $\alpha = 4^\circ$. Кроме того, на тех же углах атаки были выполнены пуски с двойным рядом турбулизаторов на нижней поверхности и одиночным рядом на верхней поверхности крыла. На

ненапряженных режимах (малые M , Su), для которых характерно слабое вязко-невязкое взаимодействие, добавление второго ряда турбулизаторов не приводит к изменению Su и mz , а только увеличивает Sx . На крейсерских трансзвуковых режимах заметно меняются все характеристики, в частности падает Su при $\alpha = \text{const}$, в этом случае сопротивление турбулизаторов имеет не только прямой, но и косвенный характер за счёт перестройки эпюры давления, усиления скачков уплотнения при выходе на больший угол атаки и т.д. В общем случае сопротивление турбулизаторов увеличивается по мере усиления вязко-невязкого взаимодействия, т.е. при увеличении M и Su . В целом сопротивление турбулизаторов, даже при $M=0.85$ не превышает величины $\Delta Cx \sim 0.0015 \div 0.002$.

На рисунке 2.13 приведены зависимости $K_{\text{MAX}}=f(M)$ и $M \cdot K_{\text{MAX}}=f(M)$, полученные обработкой экспериментальных данных при различных числах Маха в сравнении с крыльями 4 и 5. Видно, что максимум произведения $M \cdot K_{\text{MAX}}$ для крыла ДМС085 достигается при свободном переходе при числе $M=0.85$ ($K_{\text{MAX}}=14.4$ без вычета внутреннего сопротивления протоков мотогондолы), а при фиксированном – при числе Маха на 0.01 меньше - $M=0.84$, с очень слабым падением параметра аэродинамической дальности при расчётном $M=0.85$ ($K_{\text{MAX}}=13.2 \div 13.4$). Такое поведение отмечалось и для предыдущих испытанных крыльев - 4 и 5.

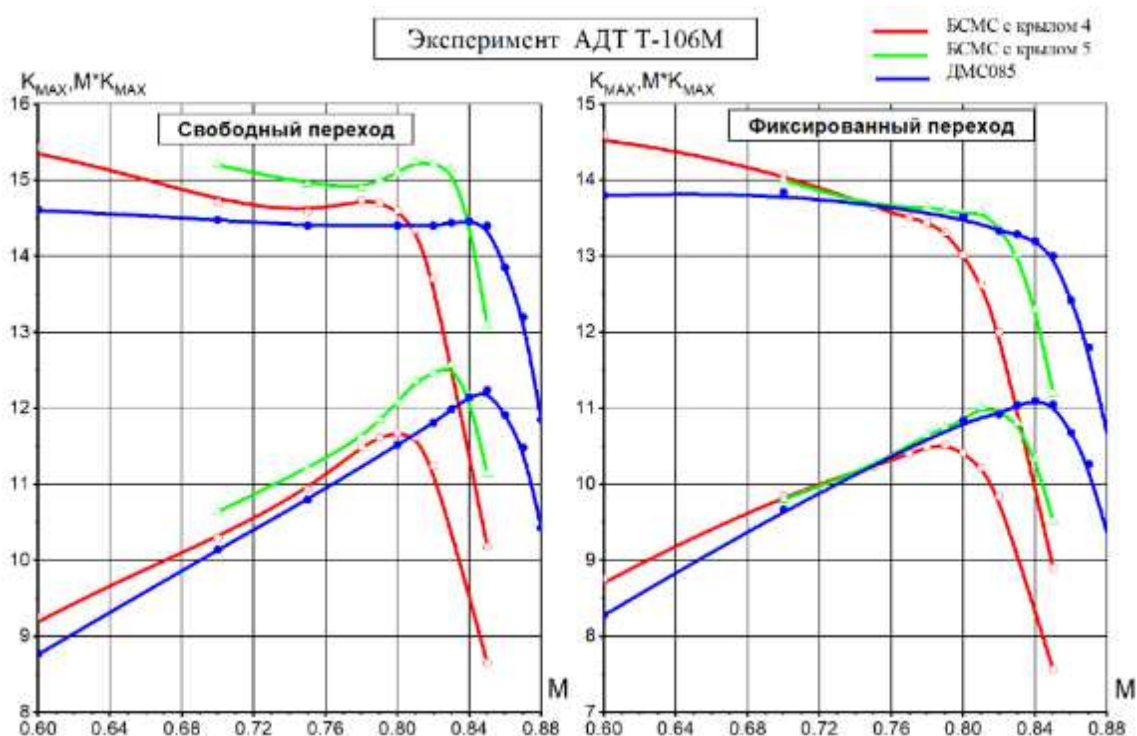


Рисунок 2.13 - K и K_{MAX} для свободного и фиксированного перехода пограничного слоя

Следует отметить, что учёт возрастания собственного сопротивления турбулизаторов по числу Маха возвращает обычно максимум зависимости $M \cdot K_{\text{MAX}}=f(M)$ на

расчётное число M . Таким образом, экспериментально доказано, что спроектированное крыло ДМС085 с близкорасположенными мотогондолами большого диаметра действительно обеспечивает крейсерское число Маха $M=0.85$ и может быть рекомендовано для проработки компоновки перспективных средних и дальних магистральных самолётов. Значение параметра аэродинамической дальности превышает аналогичное значение для базового крыла 4 на 4.8% при свободном и на 6.2% при фиксированном переходе (рисунок 2.13). Крыло ДМС085 с мотогондолами превосходит по скоростным свойствам спроектированное ранее изолированное (без мотогондол) крыло TW-2 (рисунок 2.14).

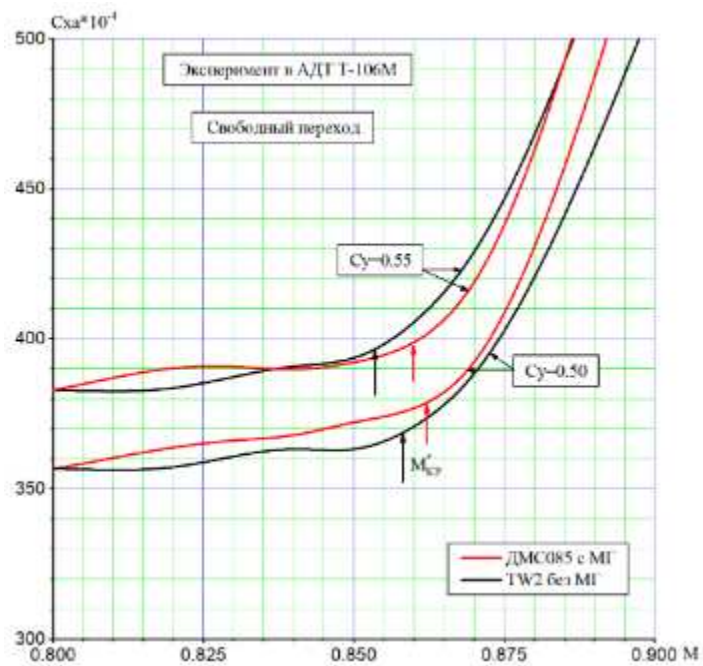


Рисунок 2.14 - Сравнение ДМС085 и TW2

Несущие характеристики крыла ДМС085 при малых скоростях ($M=0.2$) оказались на уровне крыла 4 и 5 (рисунок 2.15).

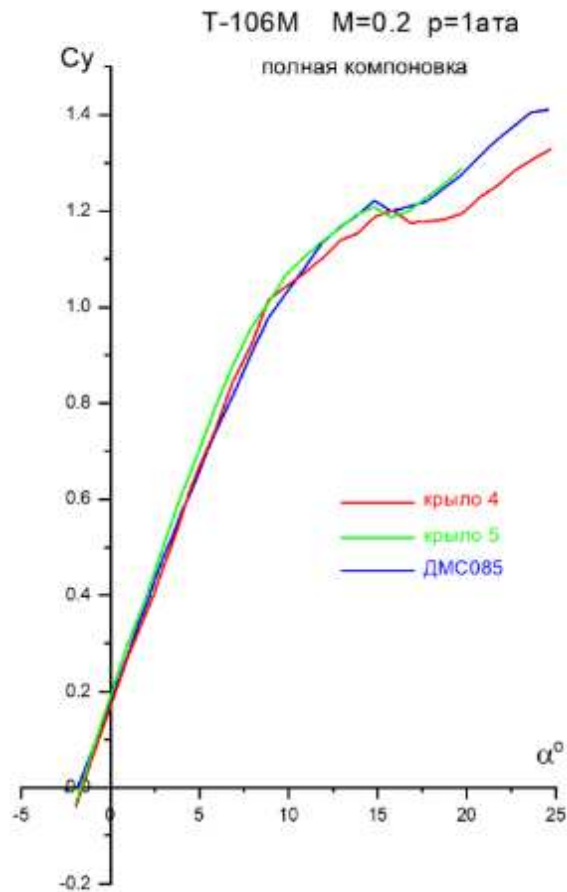


Рисунок 2.15 - Сравнение несущих характеристик

2.3 Аэродинамика компоновки ДМС088 с $M_{\text{КРЕЙС}}=0.87\div 0.88$

2.3.1 Постановка задачи и методика проектирования

Следующим интересным для ДМС диапазоном скоростей является диапазон $M=0.87\div 0.88$. Для проработки аэродинамической компоновки скоростных вариантов ДМС использовалась аэродинамическая модель крыло + фюзеляж умеренных размеров ($l=1.64$ м) для АДТ Т-106М, на которой ранее было испытано крыло М085 [172]. Фюзеляж модели аналогичен фюзеляжу самолёта ИЛ-96. Как показали экспериментальные исследования изолированного фюзеляжа [181], исходная носовая часть спроектирована достаточно хорошо и обеспечивает $M_{\text{КРЕЙС}}=0.88$ без значительных волновых потерь. Параметры цилиндрического фюзеляжа: $D_f=0.169$ м, $L_f=1.44$ м. Размах нового крыла и положение излома формы в плане также были выбраны аналогичными крылу М085: $L=1.64$ м, $\bar{Z}_{\text{изл}}=0.35$. Стреловидность крыла по $1/4$ хорд в процессе оптимизации по выбору параметров крыла и, в том числе, формы в плане была ограничена сверху величиной $\chi_{1/4}=36^\circ$ для получения приемлемых взлётно-посадочных характеристик, отметим сразу, что оптимальная точка легла на это ограничение. Сравнение форм в плане крыла М085 и ДМС088 представлено на рисунке 2.16. Относительные толщины сечений крыла по борту,

на изломе и на конце составили $\bar{c}=0.14 - 0.0925 - 0.085$, что близко к толщинам крыла М085. Таким образом, параметры нового крыла не сильно отличаются от параметров крыльев самолётов Ил-86 ($\chi=35^\circ$, $\bar{c}=0.13 - 0.09 - 0.09$) и В-747 ($\chi=37.5^\circ$, $\bar{c}=0.135 - 0.084 - 0.0815$), которые на протяжении многих лет с успехом эксплуатируются на отечественных и зарубежных авиалиниях.

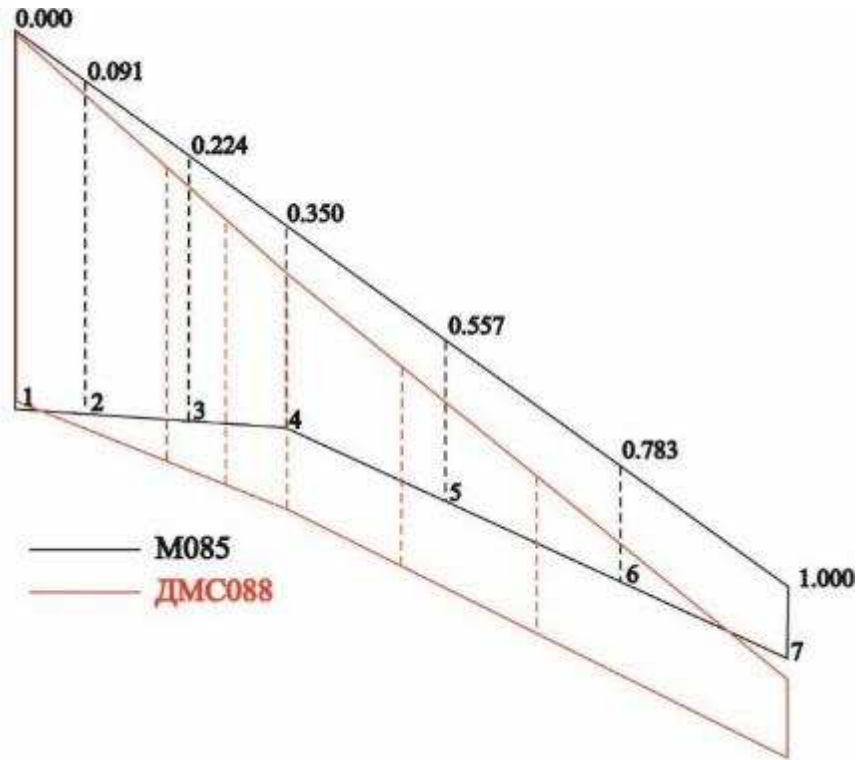


Рисунок 2.16 - Сравнение форм в плане

Начальная профилировка была выбрана на базе проведенных ранее систематических расчётов по влиянию скорости полёта на аэродинамическую компоновку стреловидных крыльев [31]. Для расчёта составляющих аэродинамического сопротивления применялась апробированная версия программы BLWF-31 [66]. Расчётная модель компоновки крыло + фюзеляж для программы BLWF-31 приведена на рисунке 2.17. Число Рейнольдса по САХ принималось равным $Re=3.7$ млн./м, что соответствует трубным условиям в АДТ Т-106М. Большинство расчётов и оптимизация аэродинамических характеристик проводились при фиксированном положении перехода пограничного слоя $\bar{X}_П=0.07$ для верхней и нижней поверхности крыла, впоследствии проводились проверочные расчёты и для других значений перехода пограничного слоя, в том числе и дальних.

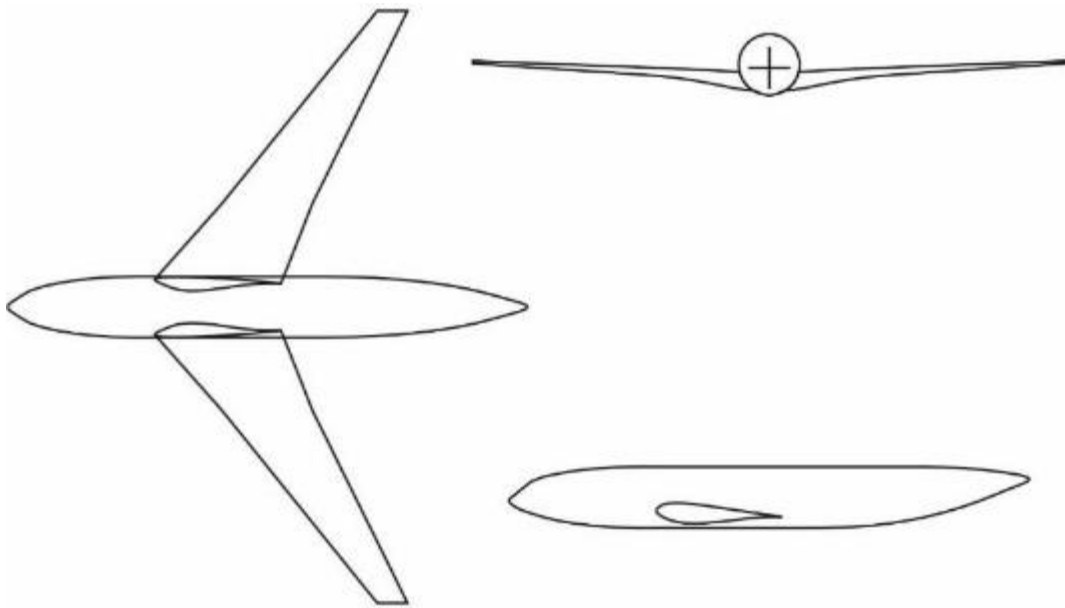


Рисунок 2.17 - Расчётная модель ДМС088

2.3.2 Вариации геометрии

Для изменения геометрии компоновки в процессе оптимизации использовались следующие вариации:

Вариации профилей сечений крыла, включающие изменения $Y_{\max}$, положения $X_{Y_{\max}}$, крутки и положения по высоте для каждого из 7 опорных сечений – всего 28.

Вариации формы в плане крыла при фиксированном размахе, включающие изменения хорд, сужения, стреловидности консоли, величин переднего и заднего наплыва – всего 6. Размах крыла и положение излома по размаху не менялись.

Вариации зализа крыла с фюзеляжем в виде плавных локальных вариаций нижней поверхности фюзеляжа, всего – 10.

Итого, вначале было выбрано 44 переменных проектирования. В дальнейшем выяснилось, что вариации формы фюзеляжа несущественны для продвижения по числу M (в работе [31] было показано, что они играют большую роль при более высоких числах $M \sim 0.95$), поэтому для упрощения изготовления модели была выбрана цилиндрическая форма фюзеляжа.

Полная вариация геометрии компоновки крыло + фюзеляж определялась путем суперпозиции отдельных вариаций:

$$\bar{Y} = \bar{Y}_0 + \sum a_j (\bar{Y}_j - \bar{Y}_0), j=1,2,\dots,44,$$

где амплитуды a_j – переменные проектирования.

2.3.3 Выбор целевой функции и ограничений

Учитывая тематическую направленность данной работы и отсутствие точных требований заказчика, крыло ДМС088 проектировалось на целый диапазон режимов полёта $C_y=0.45\div 0.5$, $M=0.87\div 0.9$. В качестве расчётных точек в процедуре оптимизации были выбраны 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.

Целью оптимизации являлась минимизация среднего километрового расхода топлива на полёт путем максимизации параметра

$$I = \bar{K}/G_{\text{отн}} = \bar{K}/(1+m\Delta G_0/G_0),$$

где K – усреднённое с указанными весами аэродинамическое качество на всех режимах, а на каждом режиме

$$K_i = C_y / (C_{x0} + C_{x\text{инд}} + 2C_{xв} + C_{x\text{пр}} + \Delta C_{x\text{зализа}}),$$

здесь $C_{x0}=0.0120$. Коэффициент m зависит от относительного веса топлива, меньшие значения m увеличивают приоритет аэродинамики и наоборот. В данной работе выбиралось значение $m=2$, что соответствует полёту на максимальную дальность. Аэродинамические коэффициенты относились к одной и той же характерной площади трапеции базового крыла. Несущие характеристики на малых скоростях не учитывались. Базовый взлётный вес G_0 принимался равным 150 т, а прирост взлётного веса ΔG_0 равнялся сумме четырёх слагаемых:

$\Delta G_{01}=0.075*(S_{\text{кр}} - S_{\text{кр}0})$ – дополнительный вес обшивки за счёт изменения площади крыла;

$\Delta G_{02}=k G_0*(\cos\chi_0/\cos\chi - 1)$ – увеличение веса силового набора крыла при увеличении стреловидности, здесь $k=0.07$;

$\Delta G_{03}=k G_0*((c_0/c - 1) + 1.5*(c_0/c - 1)**2)$ – увеличение веса силового набора крыла при уменьшении средней абсолютной толщины крыла;

$$\Delta G_{04}=0.01*S_{\text{зализа}} - \text{вес обшивки зализа}.$$

Вышеприведённые оценки приростов веса базируются на статистических данных и не претендуют на абсолютную точность, скорее они служат для проведения междисциплинарной оптимизации нулевого уровня и обоснования выбора предварительного облика ЛА.

2.3.4 Результаты расчётов

В процедуре численной оптимизации применялись 2 метода: градиентный метод и генетический метод, описанный в первой главе диссертации. Первый метод является реализацией метода скорейшего спуска. Для его успешной работы необходим удачный выбор начальной точки поиска. При использовании генетического метода затраты машинного времени для поиска оптимального решения выше, но зато глобальный оптимум захватывается с большей вероятностью. Наши исследования, так же, как и результаты других авторов, показывают, что наиболее эффективно использовать эти два метода совместно, при этом генетическому методу отводится роль определителя окрестности глобального оптимума, с которой в дальнейшем успешно стартует градиентный метод.

Получившаяся в результате оптимизации форма в плане крыла, изображенная на рисунке 2.18, имеет следующие параметры: площадь трапеции $S_{\text{ТР}}=0.3472 \text{ м}^2$, удлинение по трапеции $\lambda_{\text{ТР}}=7.75$, сужение $\eta_{\text{ТР}}=4.04$, стреловидность по $\frac{1}{4}$ хорд 36° . Имеются небольшие как передний, так и задний наплывы. Число Маха по нормали к $\frac{1}{4}$ хорд составляет $M_n=0.7\div 0.72$ при $M_\infty=0.87\div 0.89$.

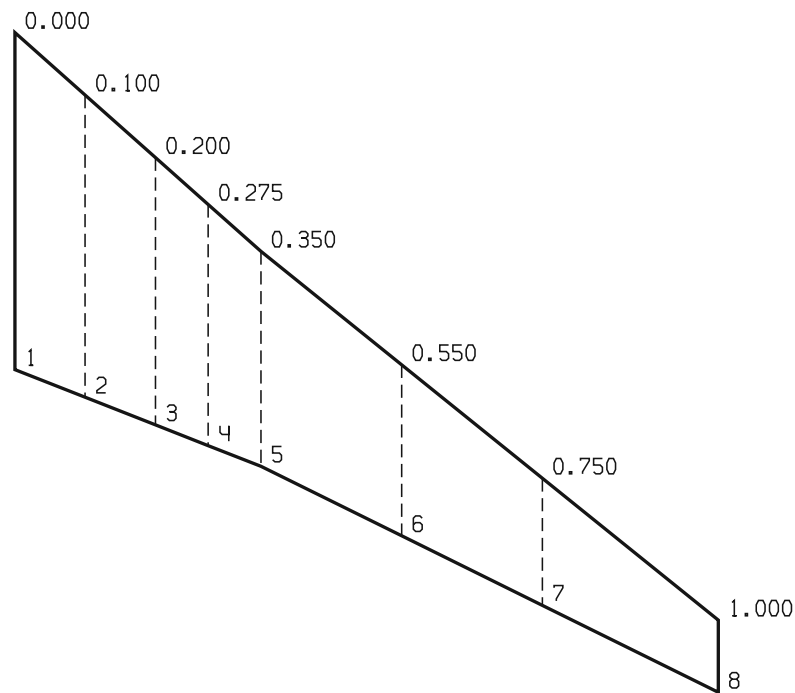


Рисунок 2.18 - Форма в плане крыла ДМС088

Полученная профилировка крыла показана на рисунке 2.19. Заклинение крыла выбрано равным 3.25° относительно фюзеляжа, крутка конечного сечения -7.25° относительно борта.

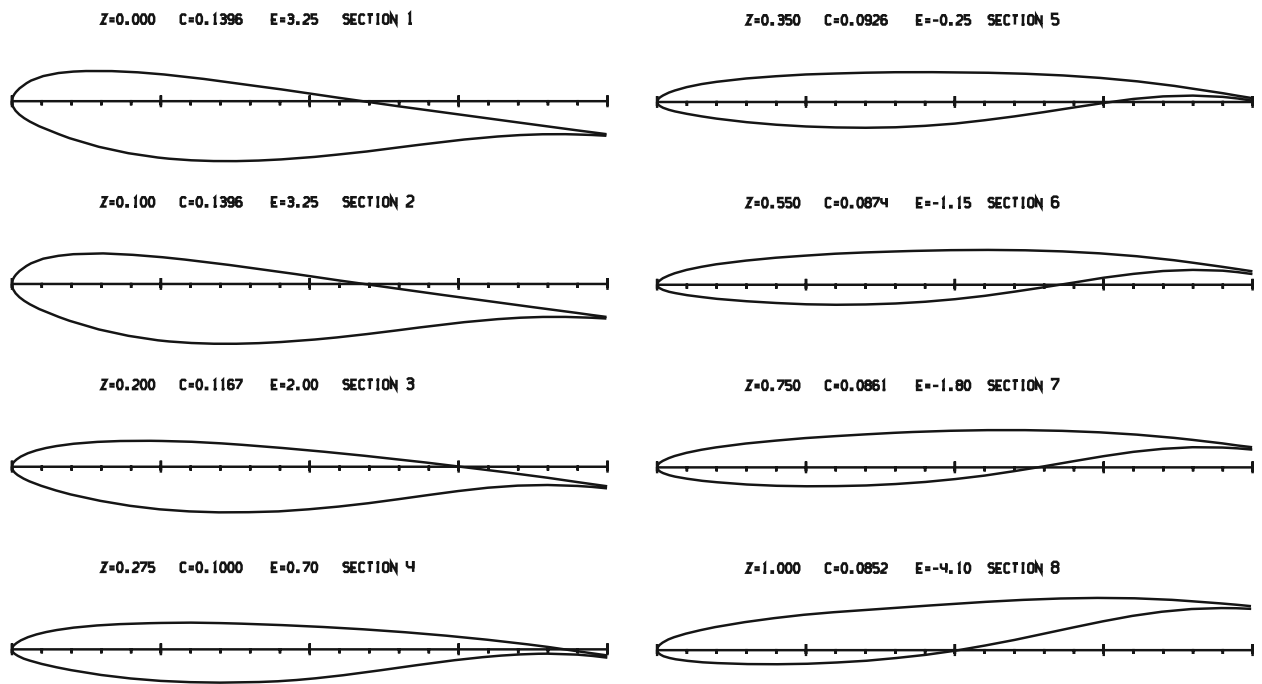


Рисунок 2.19 - Профили крыла ДМС088

Представляет интерес сравнение нового крыла с крылом M085 (TW2). У обоих крыльев одинаковый размах, но площадь крыла ДМС088 больше на ~16%, поэтому следует ожидать, что K_{MAX} будет несколько ниже. Сравнение расчётных значений сопротивления двух крыльев при $C_y=0.5$ отнесенном к $S_{\text{ХАР}}=0.3 \text{ м}^2$ (фактический C_y крыла ДМС088 равен 0.432) приведено на рисунке 2.20. Видно, что профильное сопротивление у нового крыла действительно выше за счёт большей оmyаемой площади. В то же время неэллиптичность нагрузки у крыла M085 наказывается увеличением индуктивного сопротивления, так что суммарные сопротивления близки даже при $M \approx 0.85$. Согласно расчёту, новое крыло ДМС088 превосходит по скорости крыло M085 на $\Delta M_{\text{кр}}^* = 0.03$.

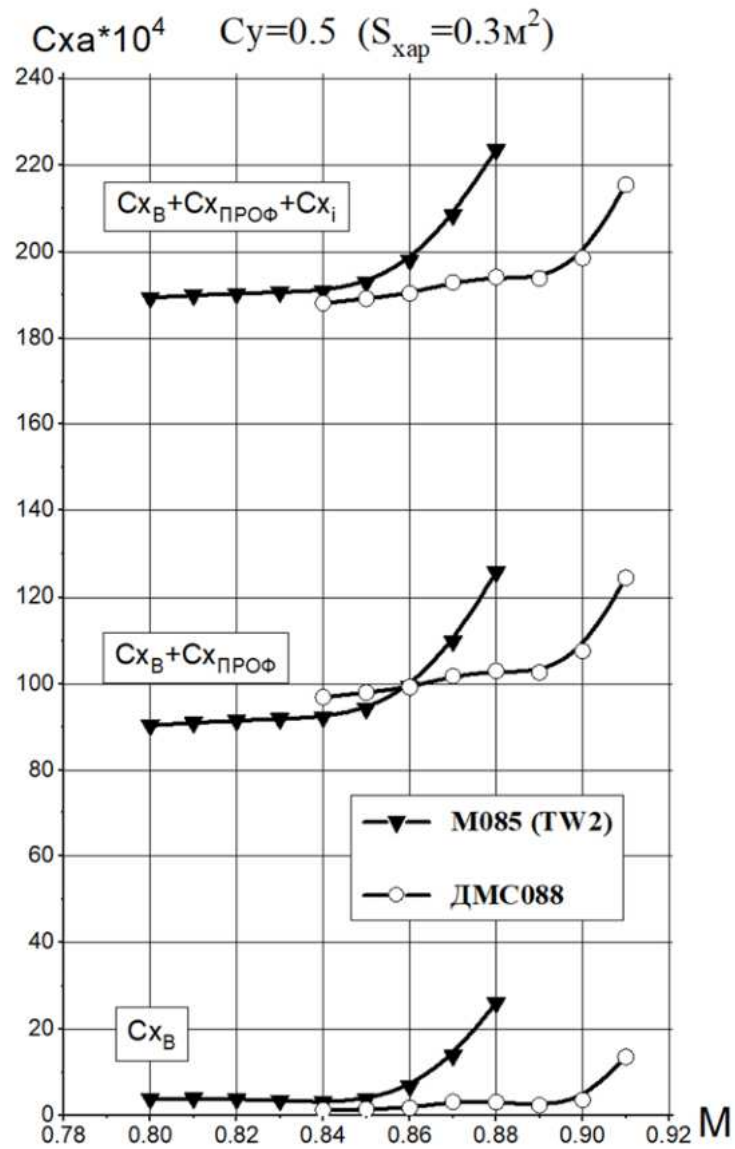


Рисунок 2.20 - Сравнение ДМС088 и TW2

2.3.5 Методика проведения эксперимента и обработка результатов испытаний

Испытания модели ДМС088 (рисунок 2.21) проведены в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-106М на механических весах АВ-106.



Рисунок 2.21 - Модель ДМС088 в АДТ Т-106

Углы атаки модели отсчитывались от строительной горизонтали фюзеляжа.

В программе весовых испытаний (режим « $\alpha=\text{const}$ ») отчёты производились по числу Маха $\Delta M \approx 0.03$ в диапазоне $M=0.38 \div 0.8$, далее $\Delta M \approx 0.02$ до $M=0.95$ и по углам атаки $\alpha=0^\circ; 1^\circ; 1.5^\circ; 2^\circ; 2.5^\circ; 3^\circ; 3.5^\circ$ при $P=1$ ата; в режиме $M=\text{const}$ отчёты производились в диапазоне углов атаки $\alpha=-2^\circ \div 10^\circ$ при числах $M=0.2; 0.85; 0.88; 0.9$ при том же давлении. Испытания проведены в условиях свободной и фиксированной точки перехода ($X_{\text{ПЕР}}=10\%$ от хорды крыла и $X_{\text{ПЕР}}=3\%$ от длины фюзеляжа). Фиксация перехода осуществлялась методом дискретных шероховатостей в виде калиброванных цилиндров высотой $h=0.1$ мм, нанесенных через специальную перфорированную ленту, через ≈ 2 мм.

В каждом испытании (пуске) регистрировались начальные показания датчика без потока и после испытания, а затем программно осреднялись и учитывались при обработке результатов испытаний.

Параметры невозмущённого потока в рабочей части определялись в контрольном сечении, расположенном на расстоянии 1350 мм от начала осей координат (осей весов).

Аэродинамические характеристики определялись в скоростной системе координат. Коэффициенты сопротивления и подъёмной силы отнесены к площади крыла $S_{\text{КР}}=0.3472$ м² и скоростному напору. Коэффициент продольного момента отнесён, кроме того, к средней аэродинамической хорде $b_A=0.237$ м и вычислен от носа модели и СГФ ($X_T=-0.7$ м $Y_T=0.00021$ м).

Результаты испытаний обрабатывались по принятой для трубы Т-106М методике с учётом поправок на обдув рамы весов, косизну потока, на сопротивление ленточной подвески. Кроме того, в результаты испытаний модели «крыло + фюзеляж» была введена суммарная поправка к аэродинамическим коэффициентам C_x , C_y , m_z , на интерференцию ленточной подвески с моделью и влияние узлов крепления модели к подвеске. Поправки этого рода определялись методом полного удвоения. Для этого модель устанавливалась на двух поперечных базах (в нашем случае $L_{z1}=180$ мм и $L_{z2}=400$ мм) и продольной базе $L_x=600$ мм, затем модель устанавливалась на вспомогательной базе $L_{z2}=400$ мм и той же продольной базе. После этого испытывались изолированные подвески на этих базах.

Для данной модели определены поправки на интерференцию ленточной подвески с моделью и сопротивление фюзеляжных валиков поперечной базы к коэффициентам C_x , C_y , m_z при $M=0.85; 0.88; 0.9$ и $\alpha=-2^\circ \div 10^\circ$ ($M=\text{const}$) и при $\alpha=2.5^\circ$ в диапазоне чисел $M=0.38 \div 0.95$ в конфигурации «крыло + фюзеляж» с фиксированной точкой перехода. Поправки к коэффициенту лобового сопротивления $\Delta C_{x\text{инт.}+в}$ предварительно сглаживались. Что касается поправок к коэффициенту подъёмной силы и коэффициенту продольного момента, то данные поправки вводились в том виде, в каком они вычислялись для каждой экспериментальной точки.

2.3.6 Результаты эксперимента

Испытания модели ДМС088 были проведены в соответствии с программой, которая включала в себя испытания со свободной и фиксированной точкой перехода ($X_{\text{пер}}=10\%$) на режимах $\alpha=\text{const}$, $M=0.38 \div 0.95$, и режимах $M=\text{const}$, $\alpha=-2^\circ \div 10^\circ$, а также испытания на режиме малых скоростей $M=0.2$.

На рисунке 2.22 для исследуемой компоновки крыло + фюзеляж приведены экспериментальные зависимости $C_x(M)$ для значений коэффициента подъёмной силы $C_y=0.4$ и $C_y=0.45$ при фиксированном переходе пограничного слоя (сопротивление модели включает в себя и сопротивление турбулизаторов, так как сопротивление турбулизаторов в эксперименте не определялось). На графиках для сравнения представлены также зависимости $C_{xв}+C_{x\text{проф}}(M)$, полученные расчётом по программе BLWF-31 для компоновки крыло + фюзеляж. Расчёты были проведены для случая фиксированного перехода пограничного слоя ($X_{\text{впер}}=X_{\text{нпер}}=10\%$) при трубном числе $Re=3$ млн. Для более удобного сравнения к полученным расчётным значениям были добавлены соответствующие константы, определенные из условия их совпадения с экспериментальными значениями при $M=0.85$. Видно, что по сравнению с расчётом экспериментальное значение $M_{кр}^*$ меньше примерно на 0.01.

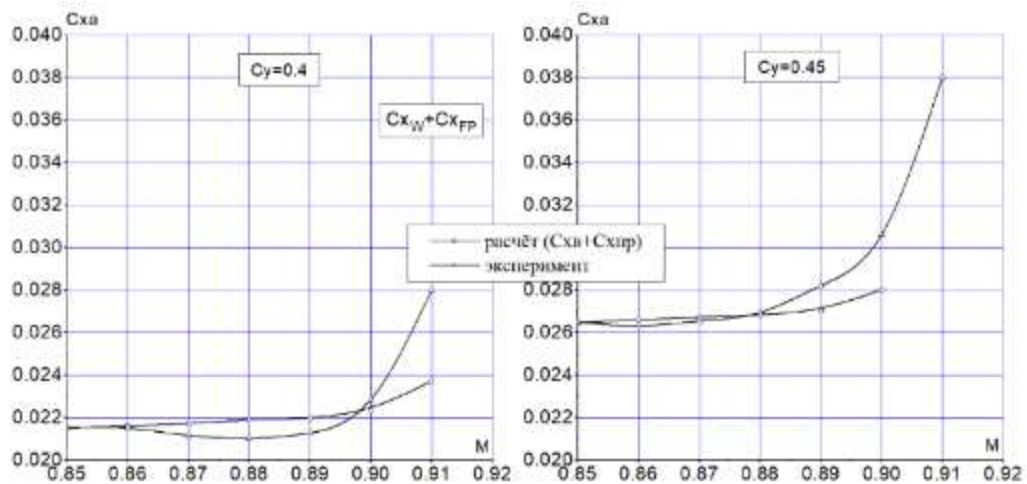
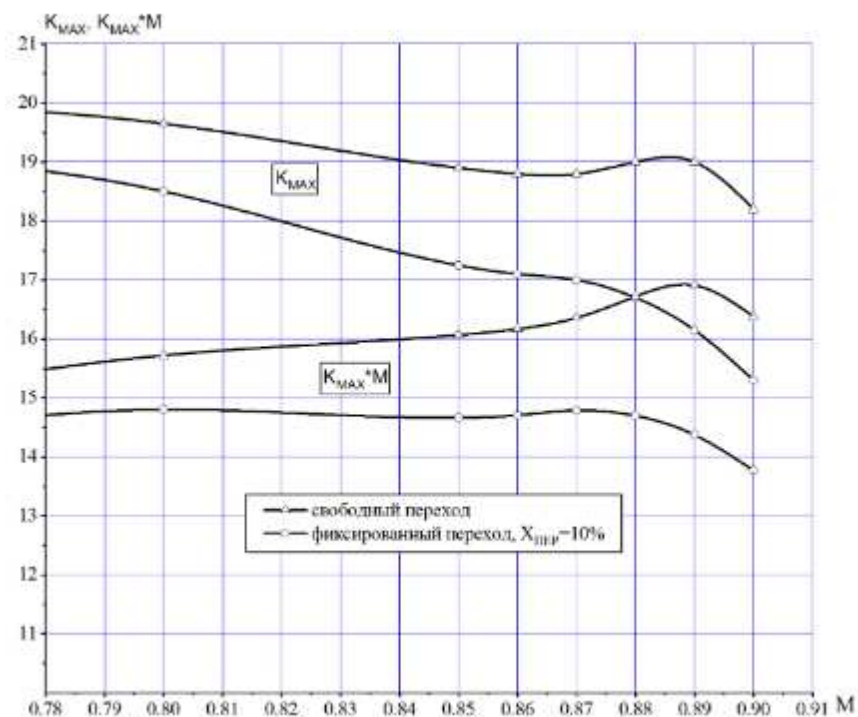


Рисунок 2.22 - Сравнение расчёта с экспериментом

На рисунке 2.23 приведены зависимости K_{MAX} , $K_{\text{MAX}} \cdot M = f(M)$ для модели ДМС088, 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 $M=0.88 \div 0.89$, а при фиксированном переходе максимум сдвигается примерно на 0.01 влево, но при этом следует учитывать нарастающий прирост сопротивления от установленных турбулизаторов.

Рисунок 2.23 - K_{MAX} и $K_{\text{MAX}} \cdot M$ для ДМС088

Крыло обеспечивает достаточно высокий уровень аэродинамического качества. Так, при $M=0.88$ и турбом числе $Re \sim 3.12 \cdot 10^6$ при свободном переходе значение $K_{\text{MAX}}=18.86$.

Разработанная крейсерская аэродинамическая компоновка крыла ($\bar{C}=14-9.25-8.5\%$, $\chi_{1/4}=36^\circ$, $\lambda=7.42$) обеспечивает требуемую крейсерскую скорость полёта, соответствующую $M=0.88\div 0.89$ и обладает высоким уровнем аэродинамического совершенства.

На рисунке 2.24 приведено сравнение K_{MAX} и $K_{MAX}\cdot M$ с испытанным ранее крылом M085 (TW2). Приросты $M_{КРЕЙС}$ и аэродинамического качества нового крыла по сравнению с крылом TW2 хорошо согласуются с предварительными расчётными оценками (см. рисунок 2.20).

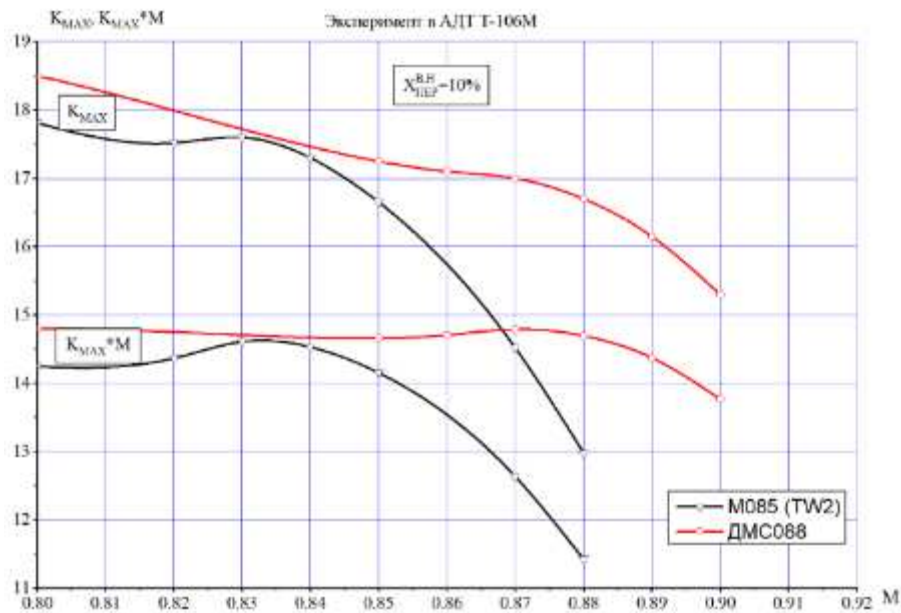


Рисунок 2.24 - Сравнение ДМС088 и TW2

2.4 Аэродинамика компоновки ДМС092 с $M_{КРЕЙС}=0.9\div 0.92$

Диапазон околосвуковых скоростей полёта ($0.9 < M < 1$) неоднократно привлекал внимание разработчиков как в 60-70-ые годы [181], так и сравнительно недавно в связи с появлением, например, в России проекта КР-860 или проекта “Sonic cruiser” фирмы Боинг [182]. Прослеживалось две тенденции движения к околосвуковым скоростям: первый путь – от существующих дозвуковых самолётов со стреловидным крылом большого удлинения за счёт дальнейшего увеличения стреловидности и снижения относительной толщины профилей крыла; второй путь – от сверхзвуковых самолётов с дельтовидным крылом путём увеличения удлинения консолей для улучшения крейсерского аэродинамического качества и взлётно-посадочных характеристик. Представители первого направления занимают нижнюю нишу скоростей ($M=0.9\div 0.95$), тогда как самолёты с дельтовидным крылом нацелены на более высокую скорость ($M=0.95\div 0.98$, как у “Sonic cruiser”). Последнее означает, что в процессе лётных испытаний в соответствии с нормами

лётной годности гражданских самолётов необходимо будет выйти на сверхзвуковые режимы ($\Delta M=0.07$ от $M_{\text{КРЕЙС МАХ}}$).

Ранее были описаны тематические модели ДМС с расчётным числом $M_{\text{КРЕЙС}}=0.85\div 0.86$ (ДМС085) и $M_{\text{КРЕЙС}}=0.87\div 0.89$ (ДМС088). Данный раздел посвящен проектированию более скоростного крыла на $M_{\text{КРЕЙС}}=0.90\div 0.92$. Максимальное эксплуатационное число Маха ограничено величиной $M=0.92$ с тем, чтобы не выходить в процессе лётных испытаний на сверхзвуковые скорости. Изложена методика проектирования и приведены результаты расчётов по новому крылу. Приведены результаты весовых испытаний аэродинамической модели крыло + фюзеляж в АДТ Т-106М.

2.4.1 Постановка задачи и результаты проектирования крыла ДМС092

В основу аэродинамического проектирования крыла ДМС092 были положены следующие основные соображения:

- полёт на максимальную дальность должен осуществляться при числе $M\geq 0.9$ ($C_y\sim 0.45$), максимальное крейсерское число Маха $=0.92$ ($C_y\sim 0.35$);
- максимальный угол атаки в крейсерском режиме (угол наклона пола пассажирского салона) примерно равен 2° ;
- крыло проектировалось без учёта мотогондол двигателей;
- взлётно-посадочные характеристики и характеристики на больших углах детально не рассматривались;
- проблема внутренних объёмов крыла под топливо для ДМС достаточно остра, поэтому относительная толщина бортового профиля должна быть максимально возможной.

2.4.2 Проектирование профилировки крыла

Так как разрабатываемое крыло ДМС092 рассчитано на ещё большее число Маха крейсерского полёта, чем крыло ДМС088, то необходимо дальнейшее увеличение стреловидности и уменьшение относительной толщины сечений. В этом случае естественно несколько уменьшить удлинение крыла. Выбранная форма в плане (в сравнении с формой в плане крыла ДМС088) показана на рисунке 2.25.

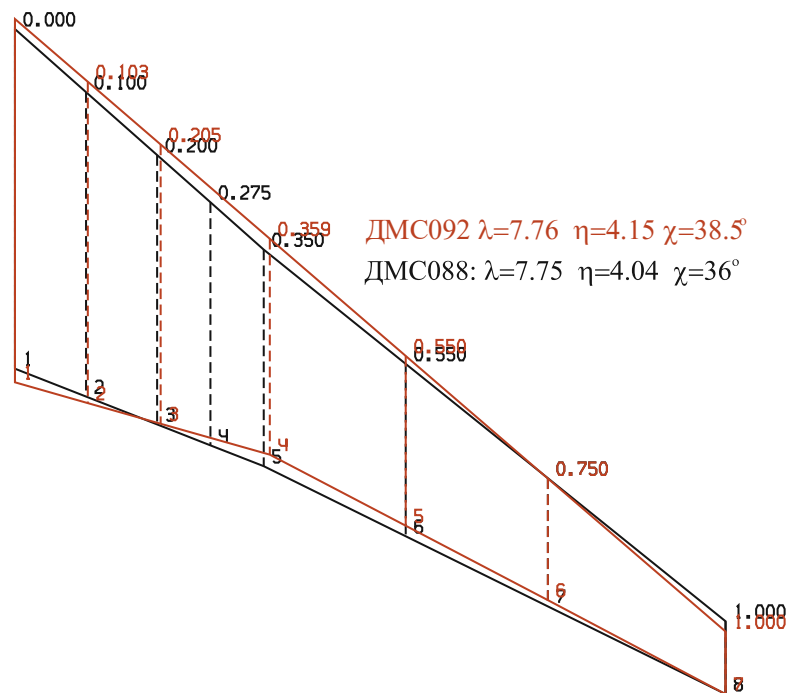


Рисунок 2.25 - Сравнение форм в плане крыльев ДМС092 и ДМС088

Характеристики крыла в плане следующие: $S_{\text{TP}}=0.3464 \text{ м}^2$, $L=1.64 \text{ м}$, $\lambda=7.76$ $\eta=4.15$ $\chi_{1/4}=38.5^\circ$ $\bar{Z}_{\text{изл}}=0.35$. Таким образом размах полностью, а площадь почти совпадают с соответствующими значениями для крыла ДМС088 ($S_{\text{TP}}=0.347 \text{ м}^2$). В отличие от крыла ДМС088 у нового крыла нет переднего наплыва и увеличен задний наплыв, что более рационально с конструктивной точки зрения. Крыло сформировано по шести базовым сечениям, относительная толщина по размаху приблизительно соответствует крылу Б-747 (рисунок 2.26).

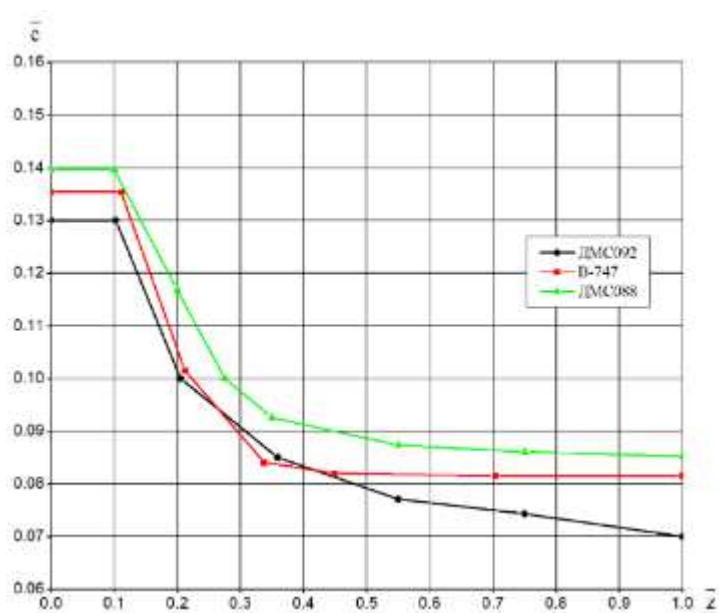


Рисунок 2.26 - Распределение относительной толщины профилей по размаху

Для проектирования профилировки и крутки крыла ДМС092 применялась описанная ранее трехэтапная процедура аэродинамического проектирования, состоящая из этапа начального выбора геометрии, этапа решения обратной задачи и этапа многорежимной оптимизации. Рассматривались следующие режимы полёта: $M=0.90$ $C_y=0.46$, $M=0.91$ $C_y=0.45$, $M=0.92$ $C_y=0.42$, $M=0.91$ $C_y=0.41$ и $M=0.925$ $C_y=0.4$ с весами 0.8, 1., 1, 1, 1 соответственно. Крыло проектировалось под трубные режимы обтекания: $Re=4$ млн., $\overline{X}_п=0.1$ на верхней и нижней поверхности. Переменными оптимизации являлись геометрические вариации базовых сечений крыла: крутка сечения, изменение толщины или вогнутости профиля, сдвиг максимальной ординаты по хорде, отклонение носика и хвостика, изменение радиуса кривизны носка профиля, локальные вариации в районе скачка уплотнения. Форма в плане не варьировалась.

Проектирование велось последовательно, так как сходимость прямого метода (программа BLWF-31) при увеличении числа M заметно ухудшается. Первоначально и относительная толщина крыла, и расчётные значения C_y выбирались несколько меньшими, затем полученное оптимизированное крыло становилось исходным для ужесточенных условий и т.д. При плохой сходимости и нередко аварийных прерываниях счёта градиентный метод оптимизации работает хуже, поэтому приходилось привлекать генетический метод поиска, несмотря на значительно большие затраты машинного времени.

Профили базовых сечений крыла ДМС092 представлены на рисунке 2.27.

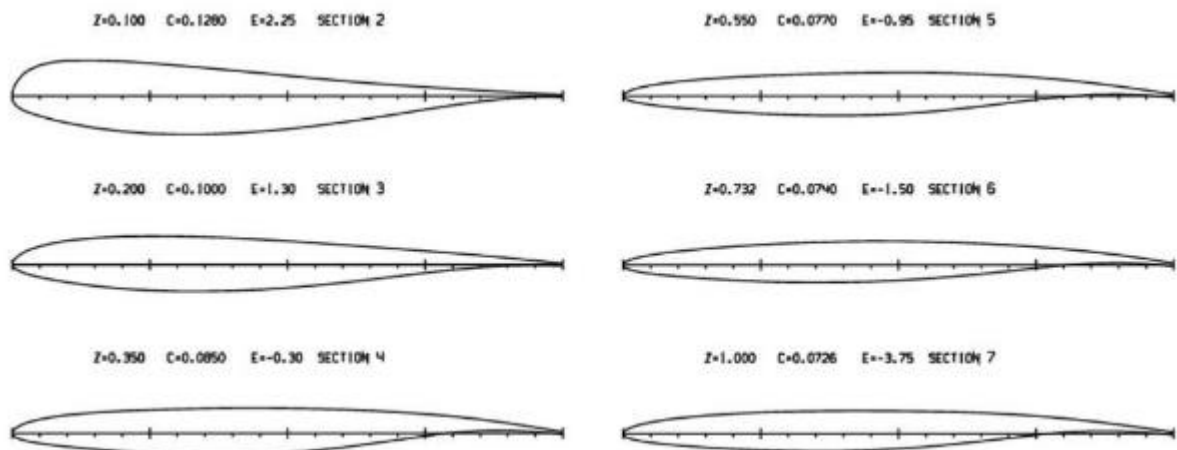


Рисунок 2.27 - Профили сечений крыла ДМС092

Суммарные расчётные характеристики сопротивления компоновки крыло + фюзеляж в сравнении с крылом ДМС088 представлены на рисунке 2.28. Значения

Мкр* равны 0.915 для $C_y=0.45$ и 0.926 для $C_y=0.35$, что даёт основания надеяться на достижение в эксперименте заданных крейсерских чисел Маха. Заметим, что при $C_y>0.4$ наблюдается значительное “ползучее” волновое сопротивление, начиная с $M\sim 0.8$. Согласно расчёту, новое крыло ДМС092 превосходит по скорости крыло ДМС088 на $\Delta M\sim 0.02$.

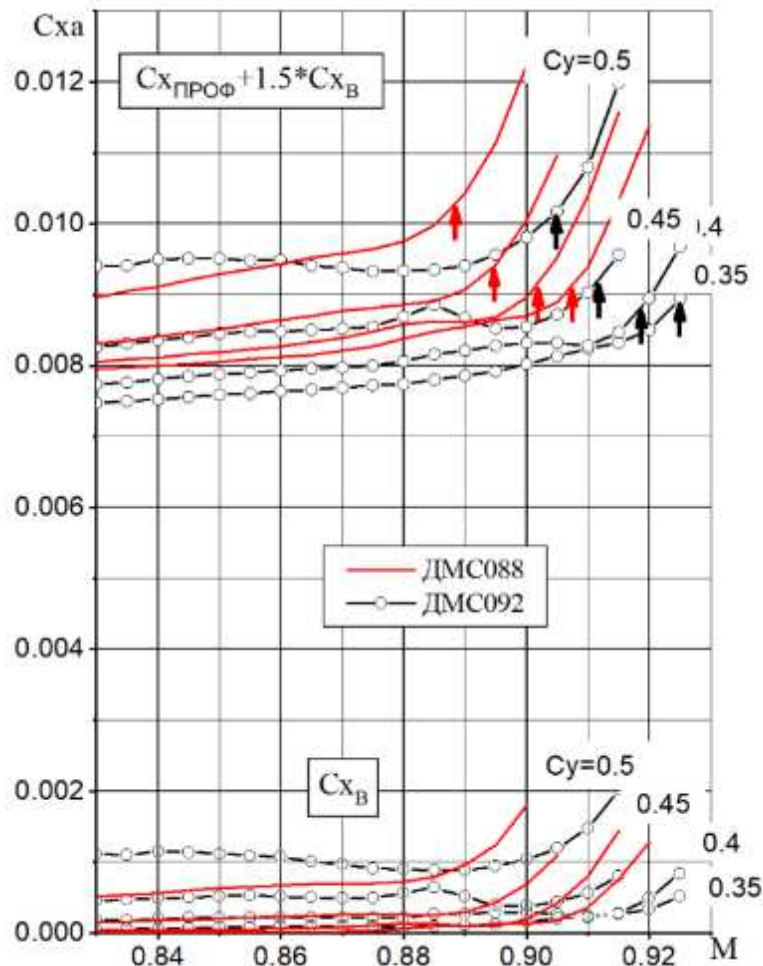


Рисунок 2.28 - Зависимость сопротивления крыльев от числа М

Несмотря на малые радиусы носков тонких профилей внешней части консоли, несущие характеристики при малых скоростях приемлемы - $C_{y\max}\sim 1.0$.

2.4.3 Результаты весовых испытаний в АДТ Т-106М

Первоначальные весовые испытания модели ДМС092 в АДТ Т-106М состояли из 19 пусков. Программа включала в себя испытания со свободной и фиксированной точкой перехода ($X_{\text{ПЕР}}=10\%$) на режимах $\alpha=\text{const}$, $M=0.5\div 0.95$, и режимах $M=\text{const}$, $\alpha=-2^\circ\div 10^\circ$, а также испытания на режиме малых скоростей $M=0.2$.

Согласование несущих и моментных аэродинамических характеристик, полученных при $M=\text{const}$ и $\alpha=\text{const}$, очень хорошее. Несущие и моментные характеристики не имеют

значительных нелинейностей в области крейсерских режимов полёта с нормированными запасами, $\text{Судоп} \geq 1.3 \cdot \text{Сукрейс}$. Аэродинамическое качество согласуется хуже, в особенности при числе Маха $M=0.95$. Обработанные результаты испытаний по зависимости максимального трубного аэродинамического качества и параметра дальности $K_{\text{МАХ}} \cdot M$ от числа Маха приведены на рисунке 2.29.

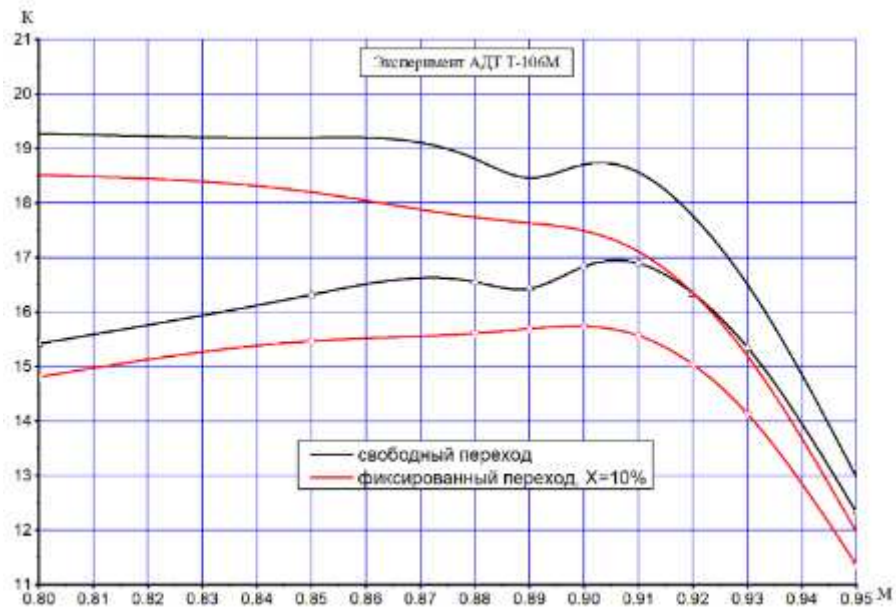


Рисунок 2.29 - K и $K_{\text{МАХ}}$ для ДМС092

Видно, что наибольшее значение параметра аэродинамической дальности $K \cdot M$ для случая свободного перехода достигается при числе $M=0.91$, а при фиксированном переходе максимум сдвигается на $M=0.9$ в полном соответствии с заявленными целями проектирования.

В целом результаты испытаний показывают, что разработанное крыло действительно обеспечивает выполнение условий крейсерского полёта вплоть до числа Маха $M \approx 0.92$. Полученные характеристики крыла ДМС092 выигрышно смотрятся и на фоне предыдущих крыльев (рисунок 2.30), в особенности при фиксированном переходе пограничного слоя. Реальный выигрыш в максимальной скорости составил $\Delta M \approx 0.07$ по сравнению с крылом TW2 и $\Delta M \approx 0.03$ по сравнению с крылом ДМС088.

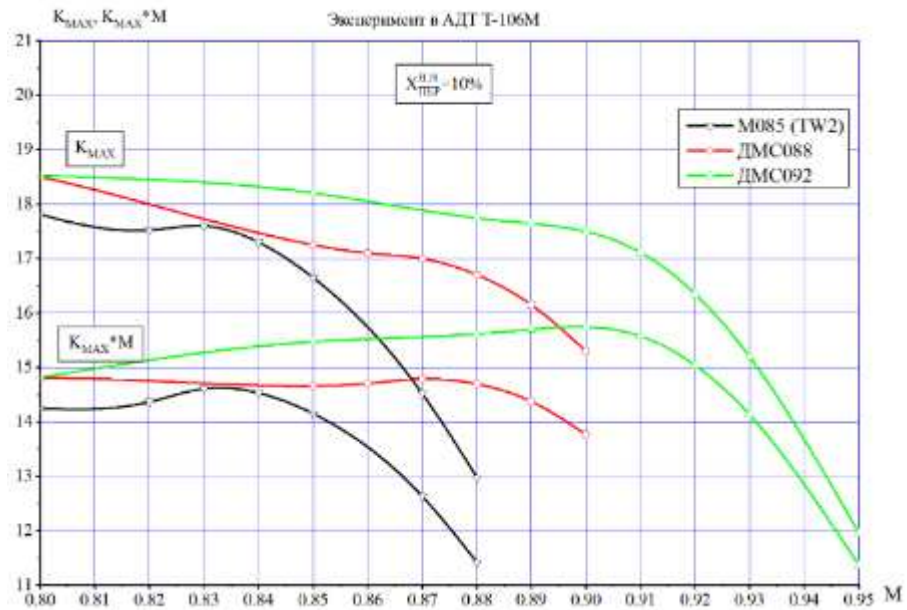


Рисунок 2.30 - Сравнение крыльев TW2, ДМС088 и ДМС092

По несущим характеристикам при малых скоростях новое крыло не уступает крылу ДМС088 (рисунок 2.31). Уровень несущих характеристик ($C_{y_{MAX}}$ при $M=0.2$) хорошо согласуется с предварительными расчётными оценками.

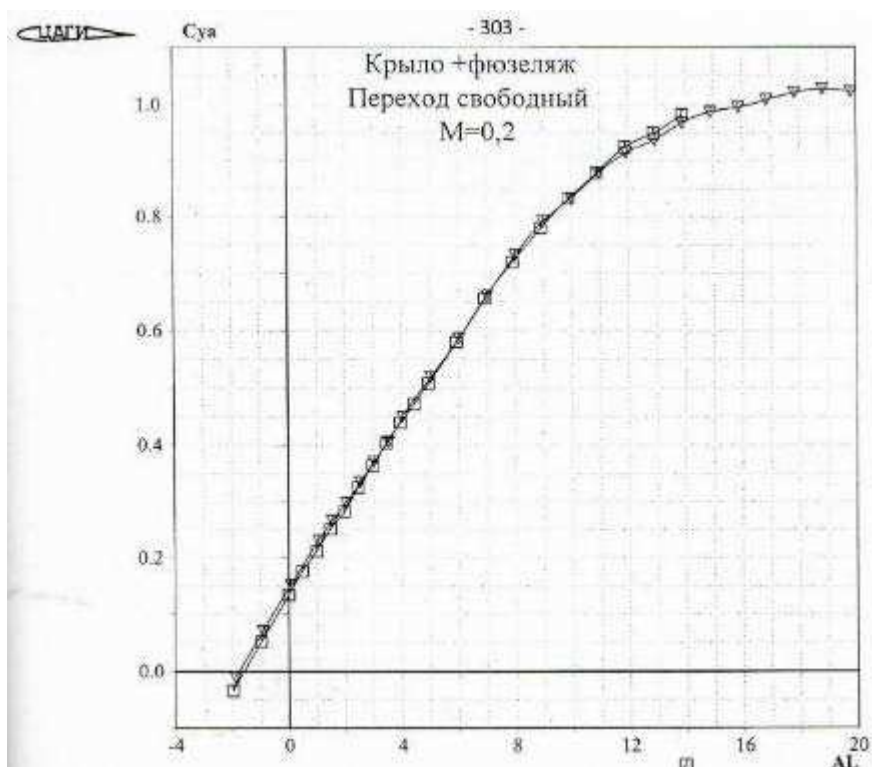


Рисунок 2.31 – Сравнение несущих характеристик при $M=0.2$ крыльев ДМС088и ДМС092

2.5 Аэродинамика компоновки самолёта ИЛ-96 с двумя двигателями типа ПД-35

2.5.1 Проектирование сверхкритических крыльев на повышенную скорость полёта для модификации самолёта ИЛ-96 с двумя двигателями типа ПД-35

Развитие пассажирской и транспортной авиации за последние 60 лет происходило эволюционным путём в рамках классической схемы. Не сбылись прогнозы оптимистов, предсказывающих разнообразие нетрадиционных схем и силовых установок. Тем не менее, за эти годы произошло примерно трёхкратное снижение расходов топлива и многократное (на ~20 EPNdB) снижение шума на местности. Главными технологическими прорывами в авиации за этот период стали внедрение и совершенствование двухконтурных реактивных двигателей, изобретение и развитие сверхкритических крыльев с различными законцовками, внедрение композиционных материалов сначала во вторичные, а затем и в несущие конструкции.

В сегменте региональных и ближнесреднемагистральных самолётов российская промышленность в 21 веке создала конкурентоспособные образцы ЛА – SSJ-100 (и его производные в перспективе) и MC-21. На повестке дня стоит разработка современного дальнемагистрального самолёта (ДМС). Единственный отечественный ДМС – Ил-96 в варианте Ил-96М (но не Ил-96-300 !) (рисунки 2.32, 2.33) был вполне конкурентоспособен по сравнению с одноклассниками на момент появления (1993 г).



Рисунок 2.32 – Самолёт Ил-96-300 в ливрее Аэрофлота



Рисунок 2.33 – Самолёт Ил-96М с двигателями PW-2337

Сейчас, очевидно, за прошедшие 30 с лишним лет он отстал на два поколения. Современные самолёты имеют лучшую аэродинамику (примерно тот же или выше уровень аэродинамического качества, но при $M=0.85$), лучшую весовую отдачу, лучшие характеристики двигателей, меньшие затраты по обслуживанию двух двигателей вместо четырёх. Все вместе выражается в 30÷35% снижении расхода топлива. Правительством России в 2007 году было принято решение о сохранении штучного производства самолётов Ил-96-300/400 только для спецнужд.

Несколько последних лет прорабатывался вопрос о строительстве абсолютно нового перспективного самолёта CR-929 совместно с Китаем с крейсерской скоростью $M_{\text{крейс}}=0.85$. Согласована его дальность полёта (12000 км) и размерность – примерно та же, что и Ил-96-400. В то же время, экономическая целесообразность проекта отнюдь не очевидна, кроме того, конкуренты к тому времени сделают новый шаг вперёд, а нынешние модели будут вычищены от “детских болезней”.

В современных условиях внешнего политического и экономического давления на Россию, возможно, имеет смысл организация серийного производства самолёта Ил-96-400М. Недавно подобный сценарий возобновления выпуска был осуществлён с транспортным самолётом Ил-76. Кроме пассажирских версий Ил-96-400М возможен также выпуск грузовых судов, топливозаправщиков, спецбортов и т.д.

Представляется, однако, что простейшая модификация радиоэлектронного оборудования самолёта Ил-96-400 не может компенсировать его отставание от лучших мировых образцов, даже при существенно более низкой цене. Кроме того, оцифровка

чертежей, смена оснастки и т.д. также потребуют значительного времени. Поэтому, имеет смысл просмотреть все возможности по дальнейшей пошаговой модификации самолёта. Примером модификации умеренной стоимости может служить самолёт Б747-8 (рисунок 2.34 [183]).



Рисунок 2.34 – Основные изменения в самолёте Б747-8 [183]

Применительно к самолёту Ил-96 в ближайшей перспективе напрашивается ремоторизация на двигатели ПД-14М, а в отдаленной - переход на двухдвигательный вариант с двигателями тягой по 35÷40 тонн (ПД-35). В области аэродинамики на первом этапе ЦАГИ предложил изменить хвостыки профилей старого крыла без изменения кессона [184], что по оценкам может повысить K_{MAX} на ~0.6 единиц и $M_{\text{КРЕЙС}}$ до 0.81. Вертикальную законцовку крыла целесообразно заменить на горизонтальную скошенную/саблевидную [184]. Кроме того, можно упростить и облегчить механизацию задней кромки, как это было сделано, например, на самолёте Б747-8.

При более радикальной модификации можно предложить новое крыло на $M_{\text{КРЕЙС}} \sim 0.83-0.84$ той же стреловидности $\chi_{1/4} = 30^\circ$ (как вариант, с сохранением контура бортовой нервюры) с усовершенствованной аэродинамикой и увеличенным удлинением, возможно из композитных материалов. Данные технологии уже опробованы на самолёте МС-21, и не представляют неприемлемые риски. Естественно, все усовершенствования должны рассматриваться через призму соотношения цена/качество.

В данном разделе проведены исследования аэродинамической компоновки сверхкритического крыла большого удлинения для перспективного ДМС типа Ил-96-400М2 (или МС-21-500/600), рассчитанного на $M_{крейс}=0.83\div 0.85$ с двумя двигателями типа ПД-35. Дано описание процедуры аэродинамического проектирования, дано краткое описание конструкции модели и методики эксперимента, приведены экспериментальные аэродинамические характеристики модели с двумя вариантами крыльев умеренной стреловидности ($\chi_{1/4}=30^\circ$ и 30.7°), рассчитанными на $M_{крейс}=0.83\div 0.84$ и $M_{крейс}=0.84\div 0.85$.

2.5.2 Проектирование сверхкритических крыльев на повышенную скорость полёта

Как отмечалось выше, применение развитых сверхкритических профилей, подобных тем, которые использованы в компоновке крыла МС-21, позволяет повысить аэродинамическую эффективность самолёта Ил-96М2 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 (орт84-70) была выбрана форма в плане, представленная на рисунке 2.35. 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), $S_{тр}=345 \text{ м}^2$, $L=60 \text{ м}$, $\lambda=10.43$, $\eta=4.35$, $\chi_{1/4}=30^\circ$. Толщина бортового сечения выбрана равной $\bar{c}=13.3\%$ с тем, чтобы обеспечить близость по геометрии с центропланом базового крыла (рисунок 2.36). Проведенные ранее в ЦАГИ исследования, в том числе и экспериментальные, показывают, что, в случае необходимости, относительная толщина бортового профиля может быть увеличена до $\bar{c}=14.5\div 15.5\%$.

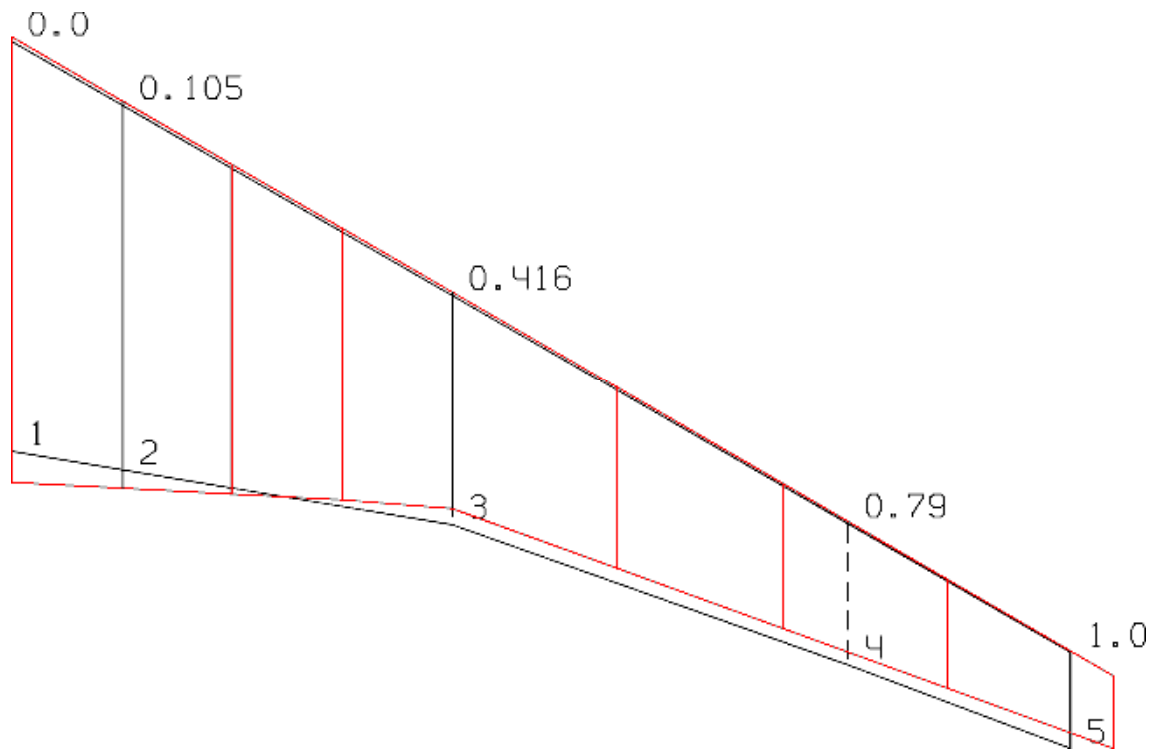


Рисунок 2.35 – Сравнение форм в плане исходного (Ил-96) и нового №1 крыльев

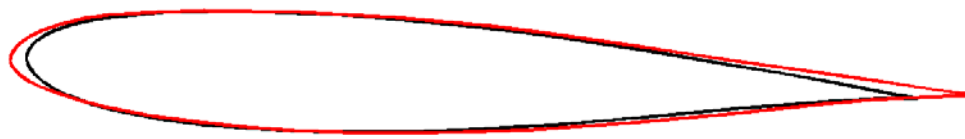


Рисунок 2.36 – Сравнение бортовых сечений

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, $\bar{X}_{п}=10\%$. 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 (орт85-106) имеет то же распределение хорд по размаху, но стреловидность его увеличена до 30.7° , а относительная толщина снижена приблизительно на 0.5% (рисунок 2.37). Это позволило сдвинуть начало волнового кризиса по скорости почти на $\Delta M \approx 0.01$ (рисунок 2.38) и в реальности обеспечить $M_{крйс} = 0.84 \div 0.85$. Заметим, что

разрабатываемое в настоящее время крыло CR-929 имеет стреловидность по четверти хорд 32.6° и должно обеспечивать $M_{\text{КРЕЙС}}=0.84 \div 0.85$, в том числе $M_{\text{МО}}=0.88 \div 0.89$, правда за счёт адаптации задней кромки.

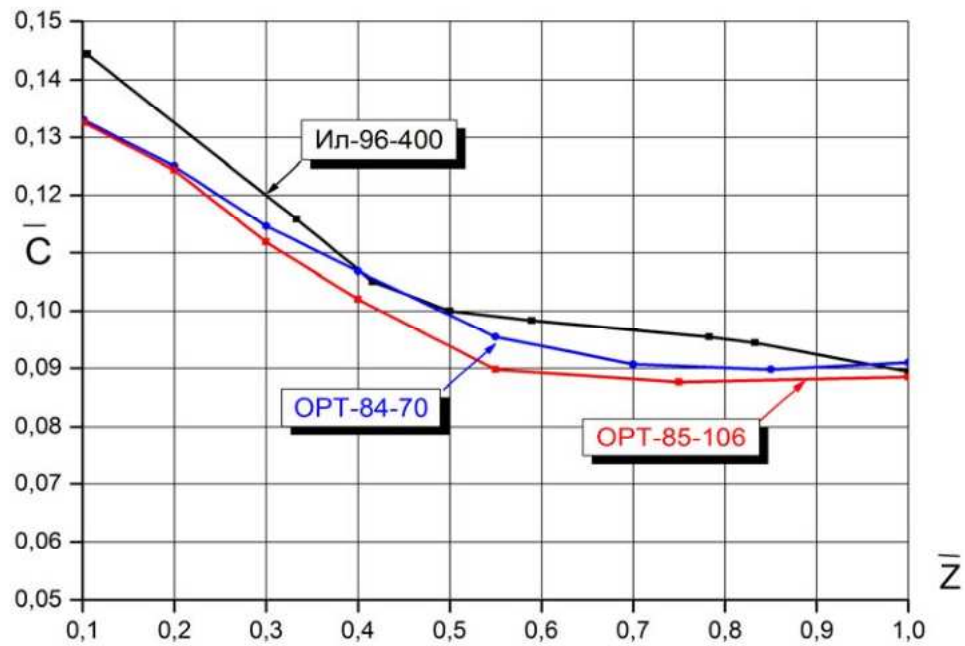


Рисунок 2.37 – Распределения относительных толщин по размаху

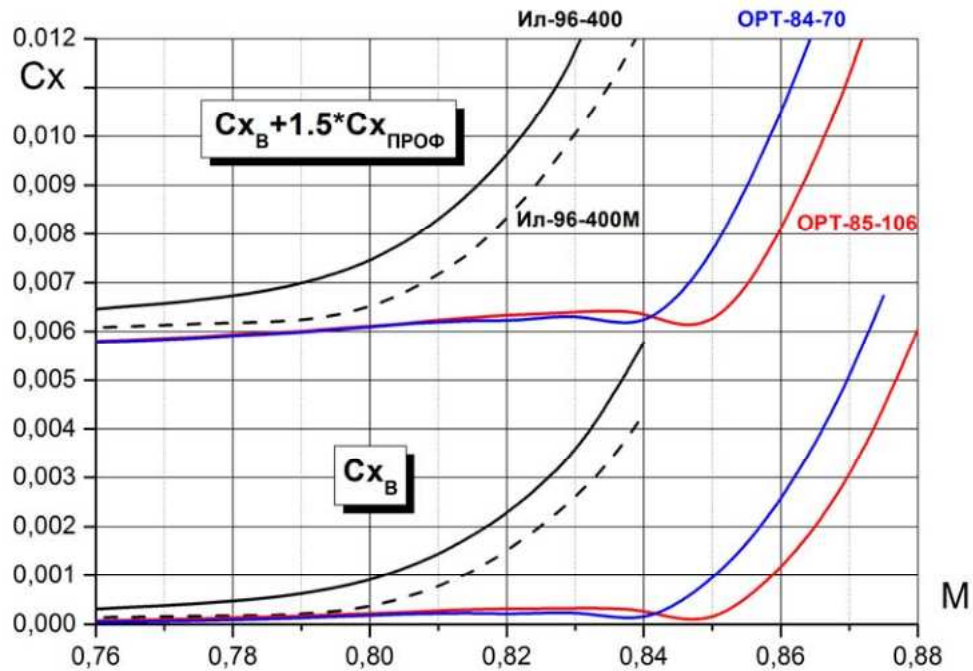


Рисунок 2.38 – Расчётные зависимости $C_x = f(M)$, $C_y = 0.55$, $Re = 40$ млн (blwf-56)

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.

На новое крыло можно установить скошенную или саблевидную законцовку, ведь до ограничения на размах $L=65$ м для аэропортов класса В есть ещё запас 5 метров. По современным представлениям скошенная горизонтальная законцовка крыла выгоднее, чем вертикальная, так как даёт меньший прирост изгибающего момента на критических для прочности режимах при равном приросте аэродинамического качества в крейсерском полёте. Кроме того, скошенная законцовка предпочтительнее по качеству на взлётных режимах.

2.5.3 Описание модели и методики испытаний в трубе

Тематическая модель перспективного ДМС изготовлена в масштабе 1:30.4. Фюзеляж модели по геометрии соответствует удлинённому фюзеляжу самолёта Ил-96-400, следовательно, его диаметр $D=200$ мм, а длина $L_f=1.99$ м (рисунок 2.39). Обтекатели шасси у самолёта Ил-96 значительно меньше по размерам, чем у современных проектов.

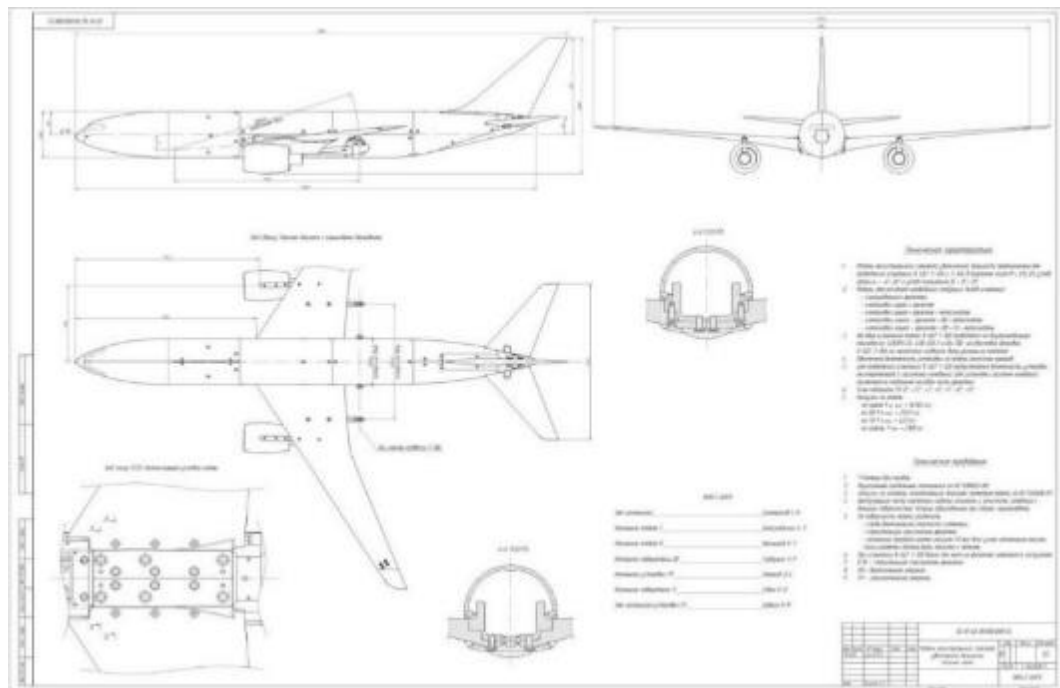


Рисунок 2.39 – Сборочный чертеж модели

Теоретический размах крыльев $L=1.974$ м, законцовки типа Кюхемана расположены внутри теоретического размаха. Характерная площадь трапеции $S=0.3733$ м², $С_{АХ}=0.214$ м.

Мотогондолы – осесимметричные, проточные, со «стаканом». Диаметр мотогондол $D=131.42$ мм, длина внешней обечайки $L_{\text{мг}}=197.37$ мм.

Оперение – соответствует обводам Ил-96-400. Площадь $\Gamma O=0.104$ м², площадь $BO=0.066$ м².

Фотография модели перспективного ДМС с крылом 1 в рабочей части АДТ Т-128 представлена на рисунке 2.40.



Рисунок 2.40 – Модель перспективного ДМС с крылом 1 в АДТ Т-128

Аэродинамическая труба Т-128 представляет собой установку переменной плотности с замкнутым контуром, имеющим габаритные размеры 121.5×40.5 м.

Основные параметры Т-128 следующие:

- Диапазон чисел Маха: 0.15- 1.7;
- Диапазон полного давления: 20 - 400 кПа;
- Диапазон числа Рейнольдса (отнесенного к 0.275 м): до $12 \cdot 10^6$;
- степень поджатия: 10.5:1;
- мощность главного привода: 100 МВт;
- число рабочих частей: 4;
- поперечный размер рабочей части: 2.75×2.75 м.

Рабочая часть № 1 снабжена секционно-регулируемой перфорацией. Как было установлено ранее, в случае установки постоянной по всей поверхности стенок проницаемости перфорации её оптимальная величина лежит в диапазоне от 4 до 6%. Поправки на индукционный скос устраняют остаточную систематическую погрешность, максимально приближая полученные результаты к данным, которые можно было бы

получить в условиях безграничного обтекания.

В результаты испытаний внесены следующие поправки:

1. на скос набегающего потока;
2. на донное сопротивление (поправка на донное сопротивление – есть произведение площади донного среза на коэффициент давления, измеренного в полости модели);
3. на влияние границ потока (скос потока, блокировка и ее градиент, влияние на сопротивление и моментные характеристики);
4. на влияние хвостовой державки и искажение хвостовой части фюзеляжа (расчётная поправка к коэффициентам сопротивления, подъёмной силы и моментным характеристикам).

Модель в полной компоновке испытывалась в рабочей части №1 АДТ Т-128 на хвостовой державке (диаметром $\varnothing=80$ мм) с помощью внутримодельных тензосов 6ЭВ128-1. Для гашения колебаний на модели был установлен гаситель колебаний (демпфер).

Число Рейнольдса во время испытаний с большими числами Маха поддерживалось постоянным и равным $Re=3$ млн (по $САХ=0.214$ м). Испытания проводились в условиях фиксированного перехода пограничного слоя на всех основных элементах модели, кроме крыла. Крыло испытывалось с тремя различными вариантами пограничного слоя: 2 ряда турбулизаторов (фикс2) на расстоянии 10-11% от носка, 1 ряд (фикс1) на 10%, и со свободным переходом (фикс0). При $M=0.2$ модель испытывалась со свободным переходом на крыле и накачкой давления в форкамере до 4 ата.

Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм. На пилонах турбулизаторы не наклеивались. Положение турбулизаторов для различных элементов модели приведено в таблице 2.5.1.

Таблица 2.5.1

Переход/элемент модели	Фикс0	Фикс1
Крыло	свободный	10%
Фюзеляж	3%	3%
Горизонтальное оперение	10%	10%
Вертикальное оперение	10%	10%
Мотогондола	7%	7%

Программа испытаний представлена в таблице 2.5.2.

Таблица 2.5.2

№ п/п	Измеряемые характеристики	M	$\alpha, ^\circ$	крыло	Re	P ₀ , ата	Переход	Кол-во пусков
1	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.8, 0.82, 0.83, 0.84, 0.85, 0.86, 0.88	-4°-12°	1	3 млн		фикс 1	7
2	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.8, 0.82, 0.83, 0.84, 0.85, 0.86, 0.88	-4°-12°	2	3 млн		фикс 1	7
3	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.84, 0.85	-4°-12°	2	3 млн		фикс 2	2
4	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.8, 0.82, 0.83, 0.84, 0.85, 0.86, 0.88	-4°-12°	1	3 млн		фикс 0	7
5	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.8, 0.82, 0.83, 0.84, 0.85, 0.86, 0.88	-4°-12°	2	3 млн		фикс 0	7
6	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.2	-4°-12°	1		1,2,3,4	фикс 0	4
7	C _x , C _y , m _z = f(α)	0.2	-4°-12°	2		1,2,3,4	фикс 0	4

2.5.4 Результаты весовых испытаний

Испытания обоих крыльев проводились при постоянном угле заклинения горизонтального оперения $\varphi_{го} \approx 0^\circ$. Модель при этом не сбалансирована и имеет пикирующий момент, что, как известно, завышает Судоп и К_{МАХ}.

Аэродинамические характеристики при малых скоростях (M=0.2) для крыла 1 и крыла 2 показаны на рисунках 2.41÷2.42 и рисунках 2.43÷2.44 соответственно. Несущие характеристики крыла 1 невысоки (C_{уМАХ}=1.13 при Re=3.29 млн, p=3.8 ата), возможно потребуется увеличение радиуса носков консольной части, которая рвёт раньше – на это указывает как продолжение нарастания C_у после $\alpha_{кр}$, так и сильные ложки в моментных кривых.

Крыло 2 – более тонкое и стреловидное – поэтому несущие характеристики при M=0.2 хуже, чем у крыла 1 (C_{уМАХ}=1.08 при Re=3.17 млн, p=3.72 ата).

	Прот.	МС	Re_C	P0	Крыло	МГ	Переход
□	1029;100	0.200	0.894	10221.6	1	+	фикс0
▽	1039;100	0.200	1.809	20205.0	1	+	фикс0
+	1038;100	0.200	2.663	30018.4	1	+	фикс0
◇	1037;100	0.200	3.288	37729.7	1	+	фикс0

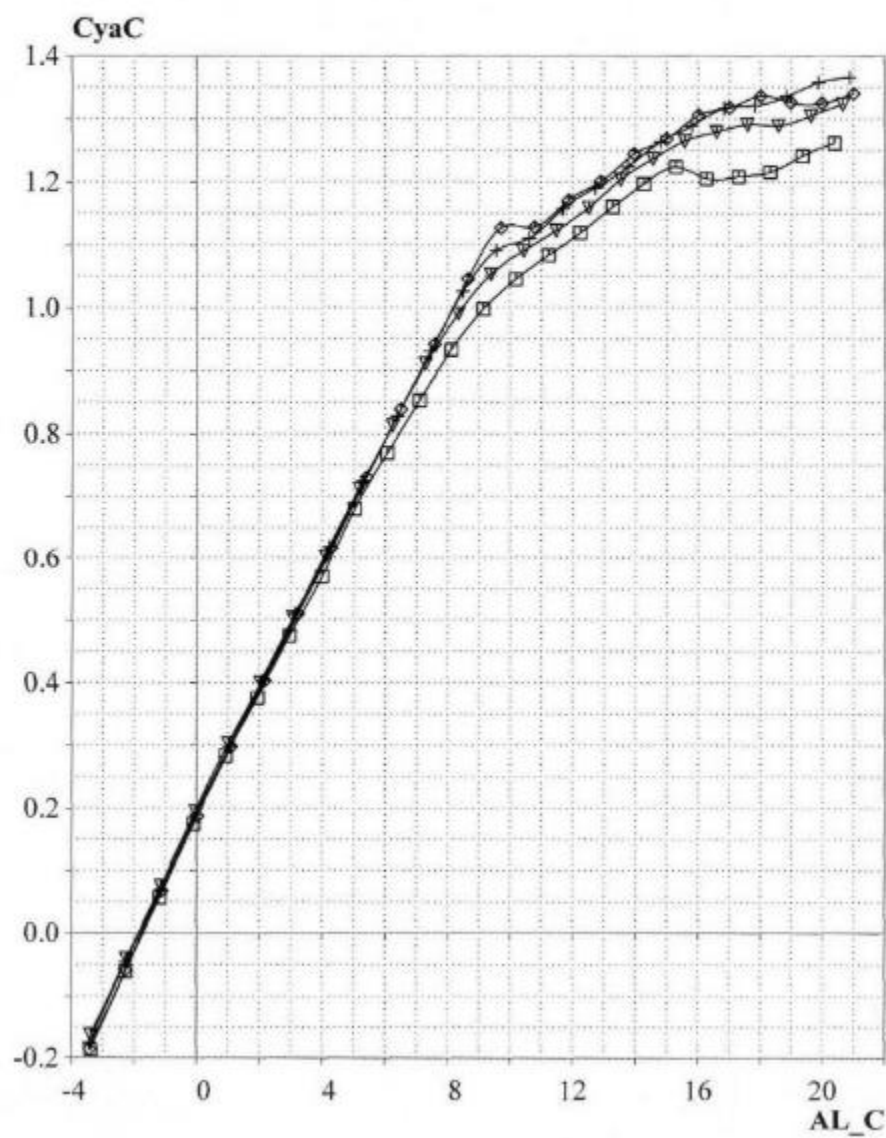


Рисунок 2.41

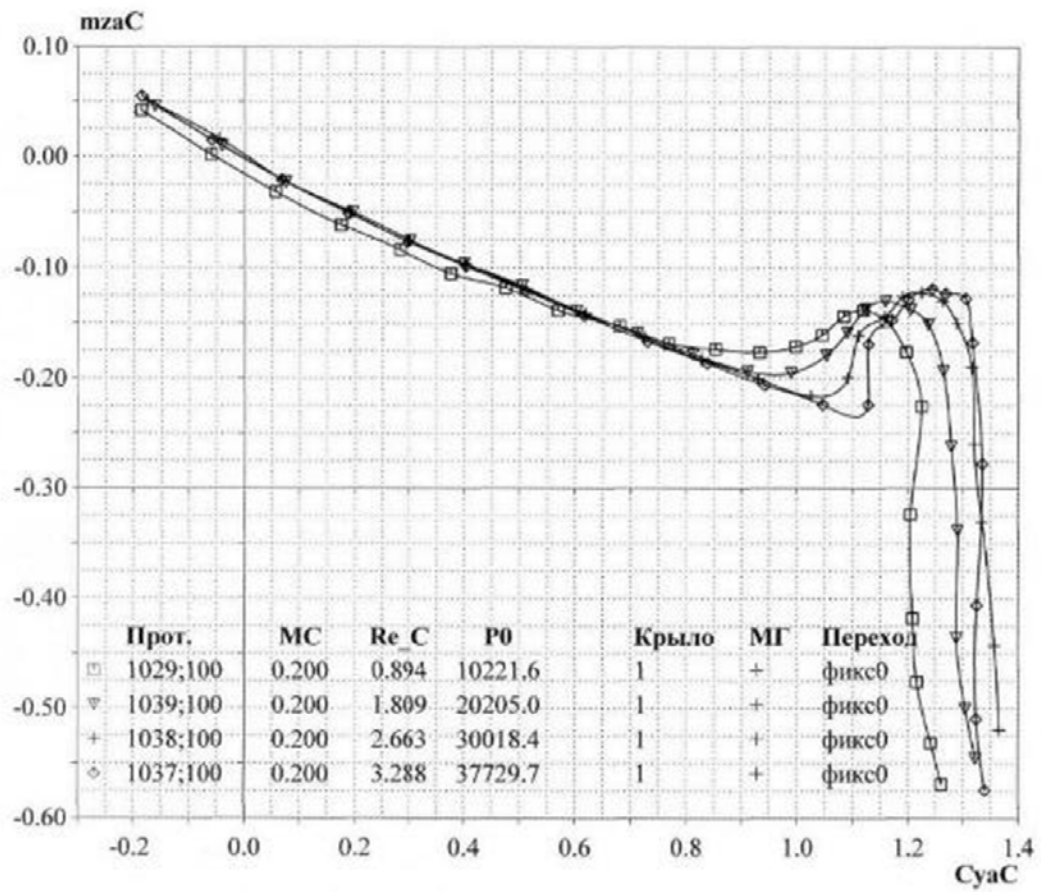


Рисунок 2.42

	Прог.	МС	Re_C	P0	Крыло	МГ	Переход
□	1016;100	0.200	0.903	10243.5	2	+	фикс0
▽	1021;100	0.199	1.767	20021.1	2	+	фикс0
+	1020;100	0.200	2.626	30044.2	2	+	фикс0
◇	1019;100	0.200	3.174	37181.0	2	+	фикс0

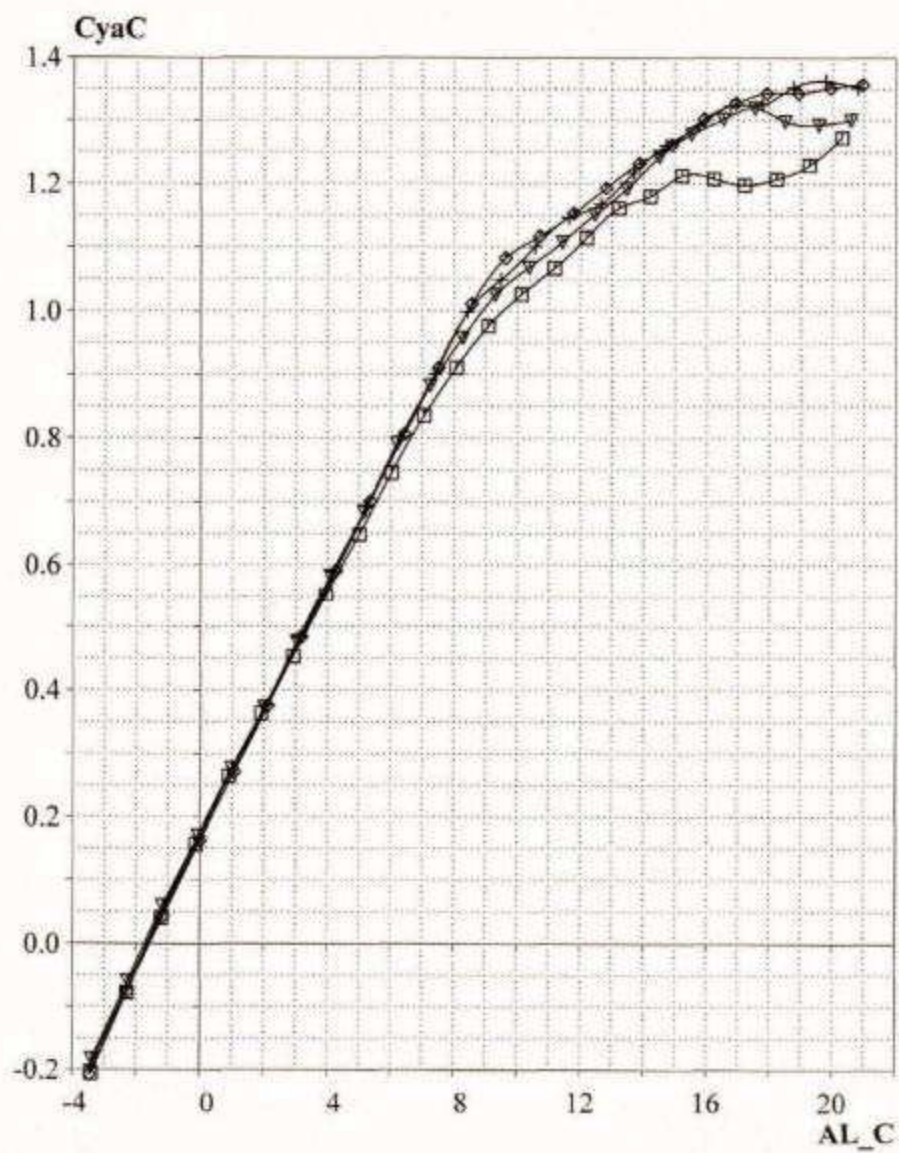


Рисунок 2.43

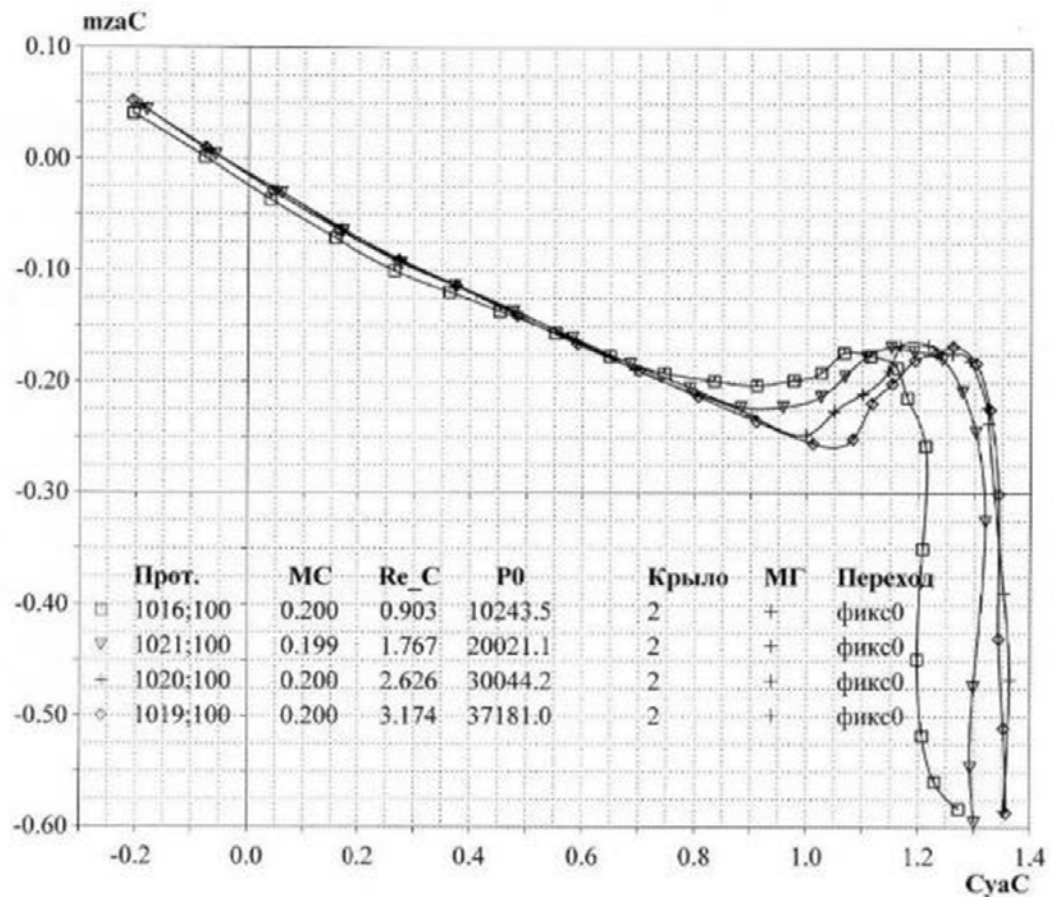


Рисунок 2.44

Интегральные характеристики крыльев 1 и 2 представлены на рисунках 2.45, 2.46. Обычно, в качестве $M_{крейс}$ подразумевается такое число Маха, при котором произведение $K_{max} \cdot M$ падает на $\sim 1\%$ по сравнению с максимумом. В соответствии с этим критерием при фиксированном переходе у первого крыла $M_{крейс} = 0.83$, у второго $M_{крейс} = 0.84$. 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.

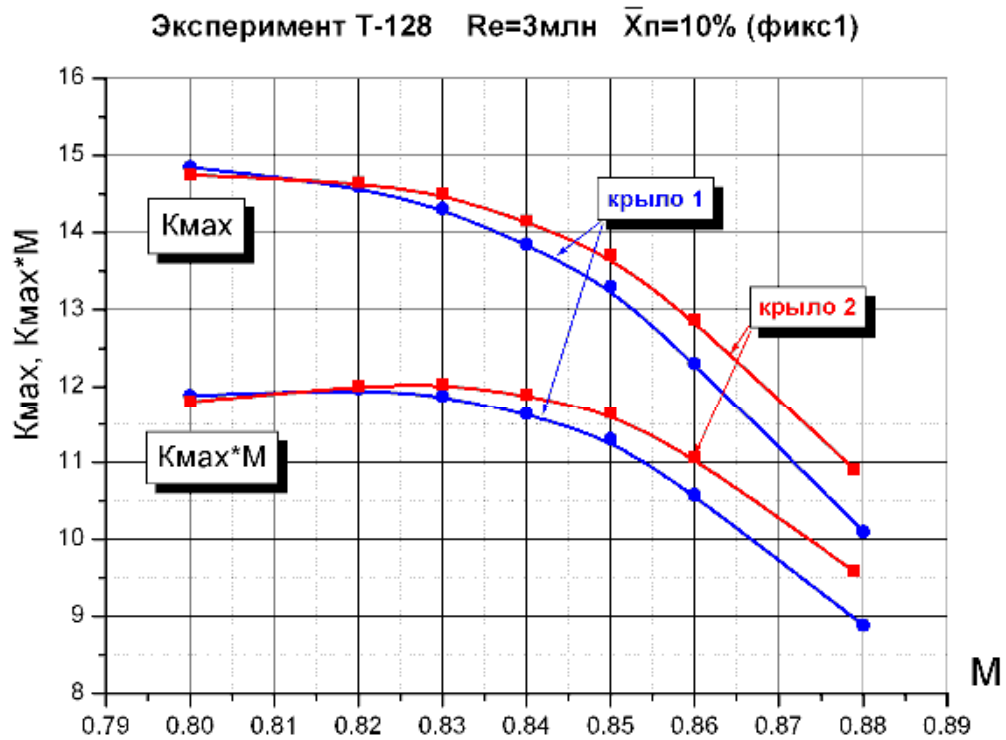


Рисунок 2.45 – Аэродинамические характеристики модели при фиксированном переходе

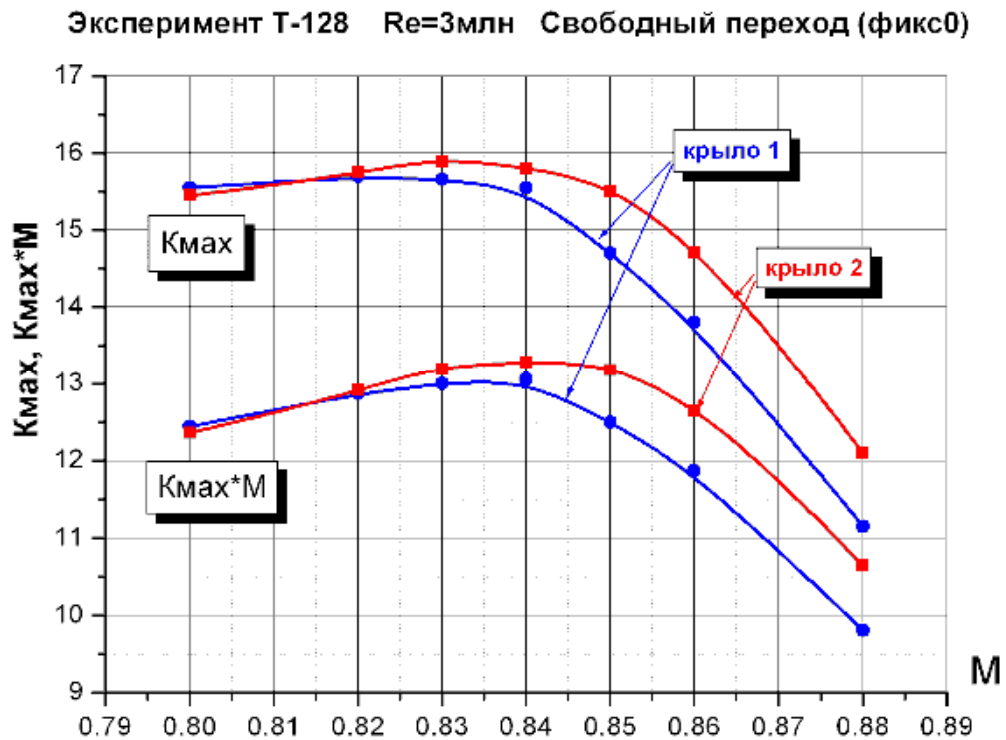


Рисунок 2.46 – Аэродинамические характеристики модели при свободном переходе

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, а также достаточно высокий уровень аэродинамического качества на расчётных числах Маха. Таким образом, при установке новых крыльев аэродинамический параметр дальности повышается на $10\div 12\%$ по сравнению с существующей аэродинамической компоновкой крыла Ил-96-400.

Эксперимент показал невысокие несущие характеристики новых крыльев при малых скоростях ($M=0.2$ $C_{y\max}\sim 1.1$ при $p=3.7\div 3.8$ ата). Это вызвано, как большим сужением, так и относительно слабыми несущими свойствами тонких профилей консольной части.

2.6 Аэродинамика компоновки перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта

2.6.1 Проектирование крыльев для перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта

В 2013-2014 гг в ЦАГИ велись исследования по формированию геометрии крыла перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта (ШФДМС). За прошедшие годы был накоплен значительный опыт по проектированию развитых сверхкритических крыльев в широком диапазоне крейсерских чисел Маха, поэтому при проектировании нового крыла ДМС-21-1 ставился вопрос о возможности дальнейшего улучшения аэродинамической эффективности по сравнению с крылом ДМС085. Вначале долгое время рассматривалось крыло с уменьшенной стреловидностью $\chi_{1/4}=31.2^\circ$. Выяснилось, однако, что, несмотря на приемлемые крейсерские характеристики при $M=0.85$, данное крыло не обеспечивает необходимые запасы по скорости и $C_{y\text{доп}}$. Поэтому решено было вернуться к старым проверенным значениям стреловидности $\chi_{\text{п.к.}}=35^\circ$, удлинения и относительной толщины (рисунок 2.47), а прогресс крейсерских аэродинамических характеристик обеспечить за счёт настроенности базового крыла на большие значения C_y , а также за счёт внедрения и оптимизации адаптивных элементов механизации задней кромки.

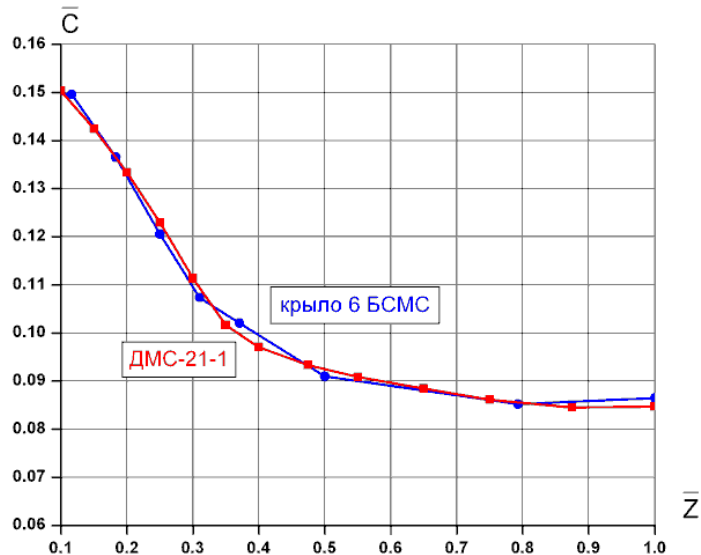


Рисунок 2.47 – Распределение относительной толщины по размаху

Новая модель крыла ДМС-21-1 (opt327-26) проектировалась для установки на существующий фюзеляж М2Ф21/Ф31 от модели БСМС с диаметром $D=232.2$ мм (рисунок 2.48). Выбор этого фюзеляжа был обусловлен тем, что для него есть килевая державка в АДТ Т-128, позволяющая экспериментальным образом оценить поправки на основную – хвостовую державку. Кроме того, коллективом АДТ Т-128 совместно с группой CFD из НИО-1 проводились тематические исследования по влиянию державок именно на этом фюзеляже.



Рисунок 2.48 – Новое крыло ДМС-21-1 на фюзеляже М2Ф21/Ф31

Базовый размах крыла ДМС-21-1 без законцовок был выбран равным $L=56$ м с тем, чтобы иметь примерно тот же размах с законцовками, что и у В-787-8/9 (60.1 м). Модель была изготовлена в масштабе 1:26, что даёт суммарный размах крыла в АДТ Т-128 $L=2.154$ м (до 2.3115 м с законцовками). При данном масштабе диаметр фюзеляжа самолёта равен $D=6.037$ м, это немного меньше диаметра Ил-96 (6.08 м), но больше диаметра А-350

и В-787. Остальные параметры крыла ДМС-21-1 следующие: $S_{\text{тр}}=300 \text{ м}^2$, $S_{\Sigma}=348 \text{ м}^2$, $L=56 \text{ м}$, $\lambda_{\text{тр}}=10.45$, $\eta=3.85$, $\chi_{1/4}=32.77^\circ$. Форма в плане крыла приведена на рисунке 2.49. Крыло формировалось по 7 базовым сечениям. При изготовлении модели между базовыми сечениями проводилась сплайн-интерполяция.

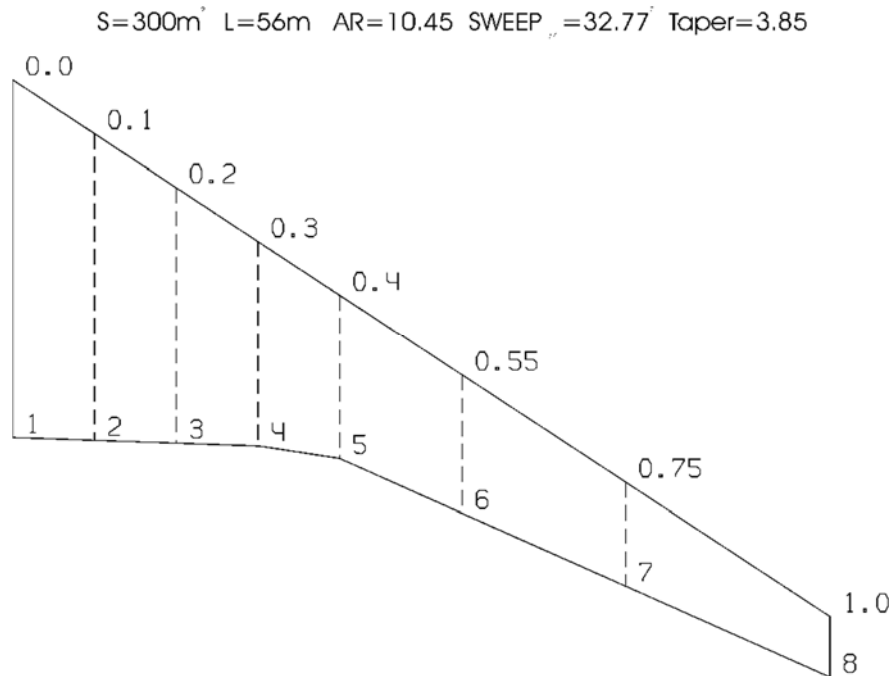


Рисунок 2.49 – Форма в плане и базовые сечения крыла ДМС-21-1

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. Математическая модель рассматриваемой компоновки представлена на рисунке 2.50.

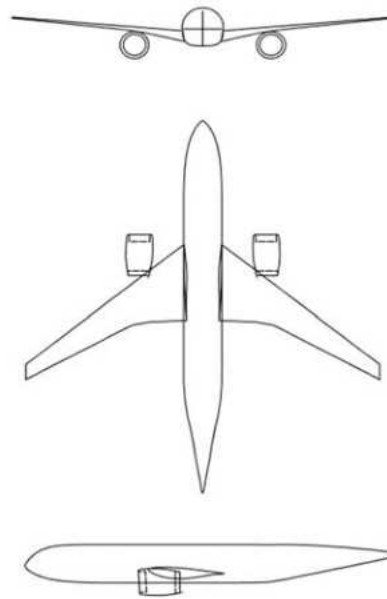


Рисунок 2.50 – Матмодель компоновки ДМС-21-1 для BLWF-56

Расчётные значения составляющих сопротивления компоновки ДМС-21-1 при натурных и трубных значениях Re представлены на рисунках 2.51 и 2.52, соответственно. На рисунке 2.51 приведены результаты для линейчатой интерполяции между базовыми сечениями и для сплайн-интерполяции, представленной более густой разбивкой по размаху. Видно, что разница небольшая.

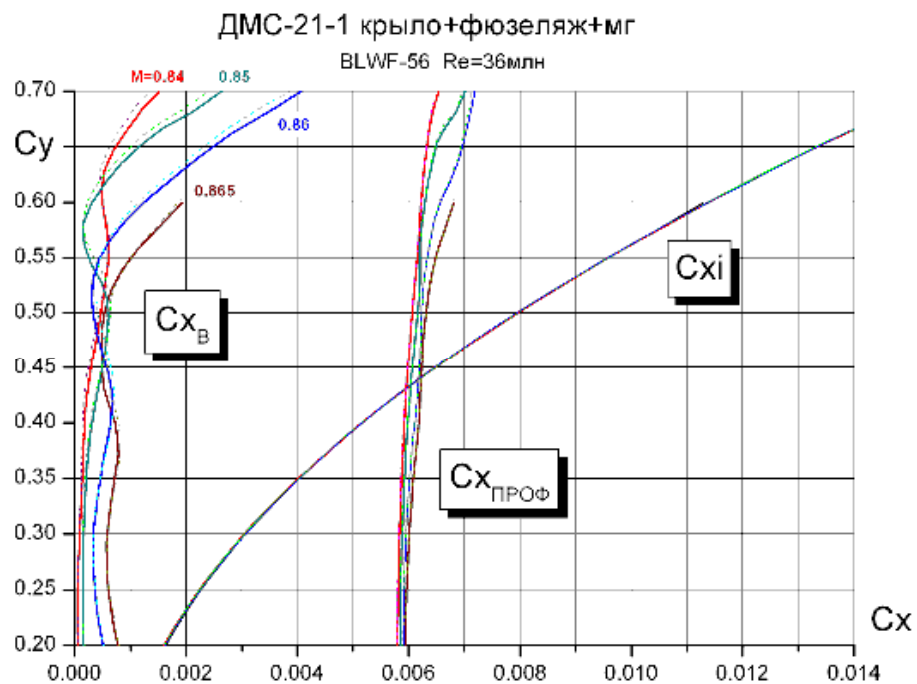


Рисунок 2.51 - Расчётные поляры крыла ДМС-21-1 при натурных условиях (сплошная линия – 7 сечений, штриховая – 14 сечений)

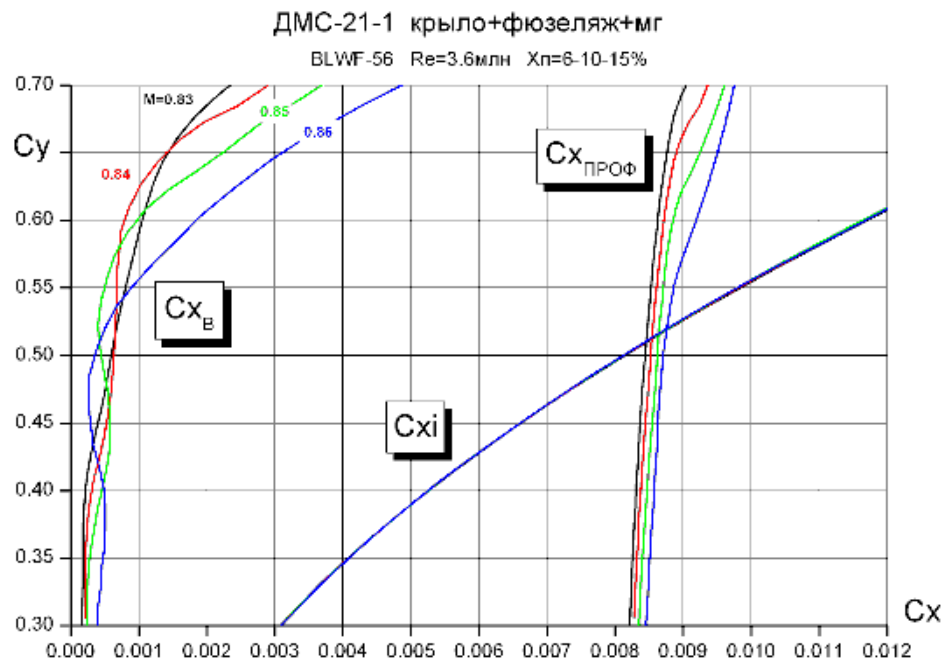


Рисунок 2.52 - Расчётные поляры крыла ДМС-21-1 при трубных условиях

Профили базовых сечений крыла представлены на рисунке 2.53.

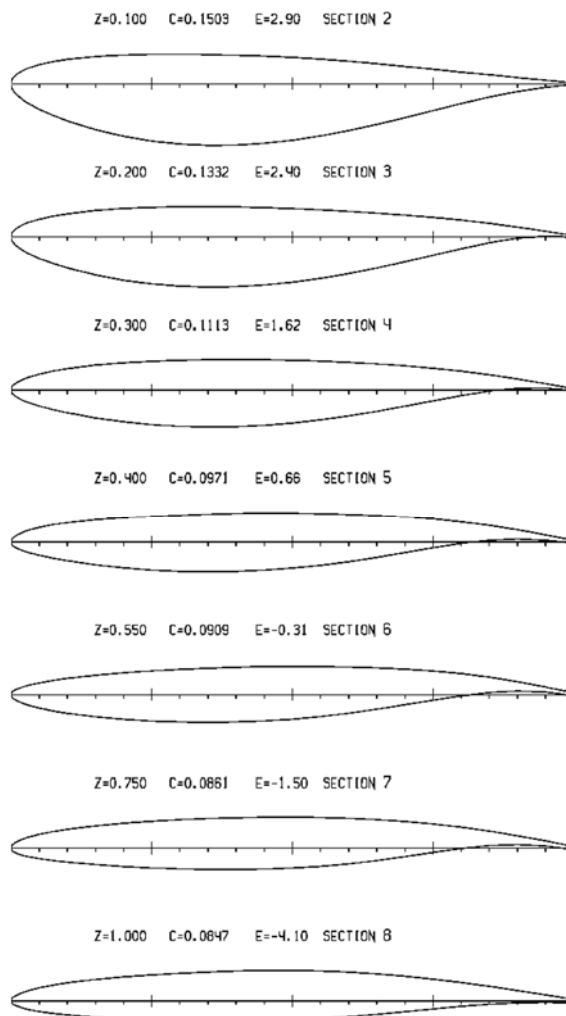


Рисунок 2.53 – Профили базовых сечений крыла

2.6.2 Экспериментальные исследования модели ДМС-21-1 в АДТ Т-128

Испытания модели самолёта ДМС-21-1 без хвостового оперения были проведены в рабочей части №1 аэродинамической трубы Т-128 (рисунок 2.54).



Рисунок 2.54 – Модель ДМС-21-1 в рабочей части АДТ Т-128

Измерения аэродинамических характеристик модели проводились на хвостовой державке с помощью внутримодельных тензовесов 6ЭВ-128-1. Модель испытывалась до углов атаки, несколько превышающих $\alpha_{\text{крит}}$. Для гашения колебаний на модели был установлен пассивный демпфер.

Основные параметры модели приведены в таблице 2.6.1.

Таблица 2.6.1

Площадь крыла	0.444 м ²
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	0.2308 м
Положение условного центра масс	1.086 м от носа модели

Испытания проводились в условиях фиксированного и свободного перехода пограничного слоя на всех основных элементах модели. Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм. На пилонх турбулизаторы не наклеивались. Так как на консольной части крыла число Рейнольдса намного меньше, то решено было применить переменное значение $\bar{X}_{\text{пер}}$ по размаху: 10% на изломе, 6% вблизи фюзеляжа и 15% на конце. Внешняя часть крыла и

законцовок от разъёма $Z=1.04$ м не турбулизировалась. Для определения собственного сопротивления турбулизаторов на крыле вначале были проведены испытания с двойным рядом турбулизаторов – Фикс2. Влияние второго ряда турбулизаторов на крыле на аэродинамические характеристики модели при $M=0.85$ сравнительно невелико: $\Delta C_{x_{турб}} \approx 0.0003-0.0005$. Положение турбулизаторов для различных положений перехода на элементах модели приведено в таблице 3.6.2.

Таблица 3.6.2

Переход/элемент модели	Фикс0	Фикс1	Фикс2
Крыло	свободный	6-10-15%	7-11-16%
Фюзеляж	3%	3%	3%
Мотогондола	7%	7%	7%

Программа проведённых испытаний состояла из 24 тематических пусков. Программа включала в себя весовые испытания модели на хвостовой державке в конфигурации без оперения. Задачей испытаний являлось определение скоростных характеристик модели и характеристик аэродинамического качества. Испытания при больших скоростях проводились при фиксированном числе Рейнольдса по САХ $Re=3.6$ млн.

Влияние числа Маха на аэродинамические характеристики модели с базовой законцовкой иллюстрируется на рисунках 2.55÷2.58. Крыло имеет достаточно высокие несущие свойства и обеспечивает необходимый запас по $C_{удоп}$. На моментных кривых наблюдается сильный заброс на кабрирование при больших C_u . Поляры модели показывают, что крыло действительно настроено на требуемые при проектировании значения C_u . Несмотря на сравнительно небольшие значения C_{x0} (отсутствует оперение) и умеренное удлинение крыла $K_{мах}$ модели достигается при $C_u=0.6-0.625$, что немного выше расчётных значений. Однако, при натурных условиях $C_{u_{Кмах}}$ будут ниже.

Прот.	MC	P0	Re_C	Пилон	Законоц	Переход
□ 1005;101	0.800	11823.2	3.599	1	1	Фикс1
△ 1006;101	0.840	11813.7	3.611	1	1	Фикс1
+ 1007;101	0.849	11814.6	3.596	1	1	Фикс1
× 1008;101	0.859	11921.7	3.589	1	1	Фикс1

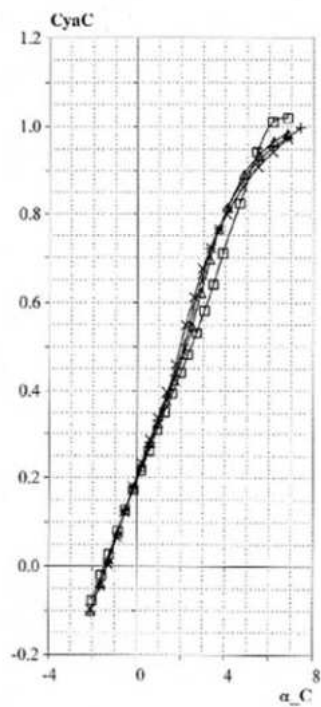


Рисунок 2.55 – Несущие характеристики модели при больших скоростях

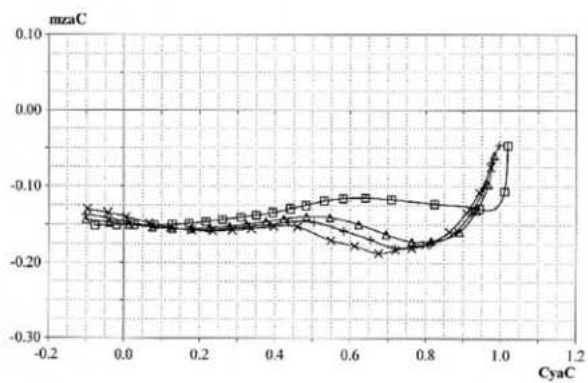


Рисунок 2.56 – Моментные характеристики

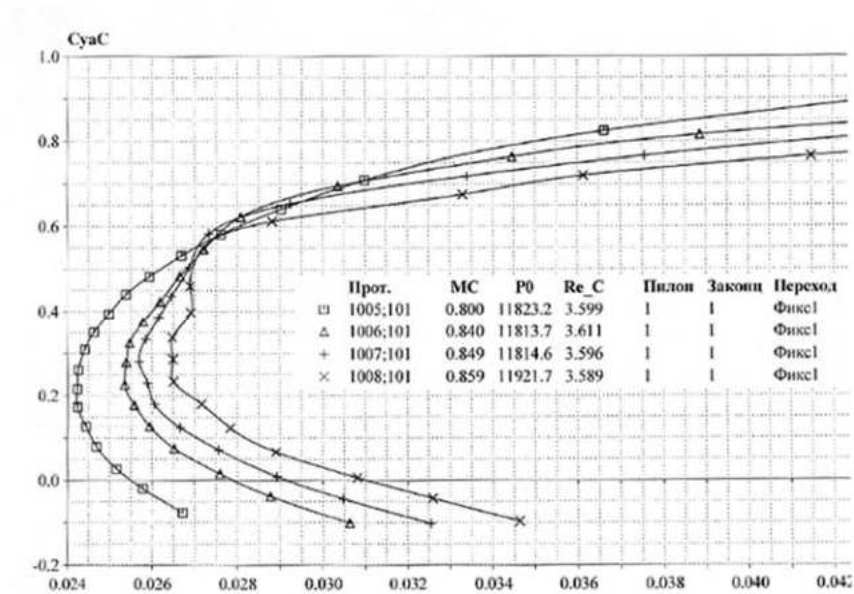


Рисунок 2.57 – Трубные поляры CDVC при разных числах Маха

Прот.	MC	P0	Re_C	Пилон	Закон	Переход
□ 1005;101	0.800	11823.2	3.599	1	1	Фикс1
△ 1006;101	0.840	11813.7	3.611	1	1	Фикс1
+ 1007;101	0.849	11814.6	3.596	1	1	Фикс1
× 1008;101	0.859	11921.7	3.589	1	1	Фикс1

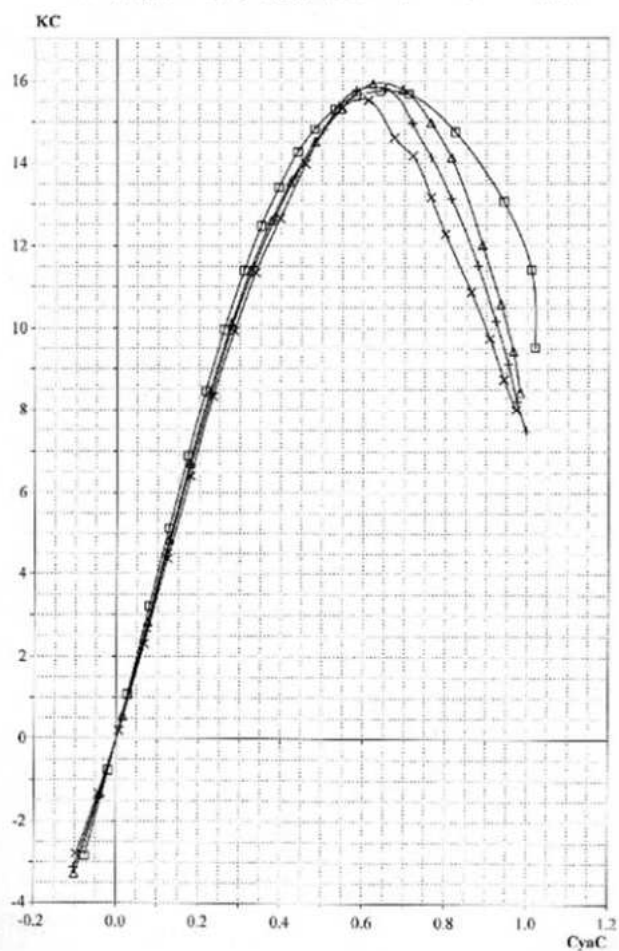


Рисунок 2.58 – Аэродинамическое качество модели на крейсерских режимах полёта

Интегральные характеристики модели ДМС-21-1 представлены на рисунке 2.59. Видно, что максимум параметра дальности модели достигается при $M=0.85$.

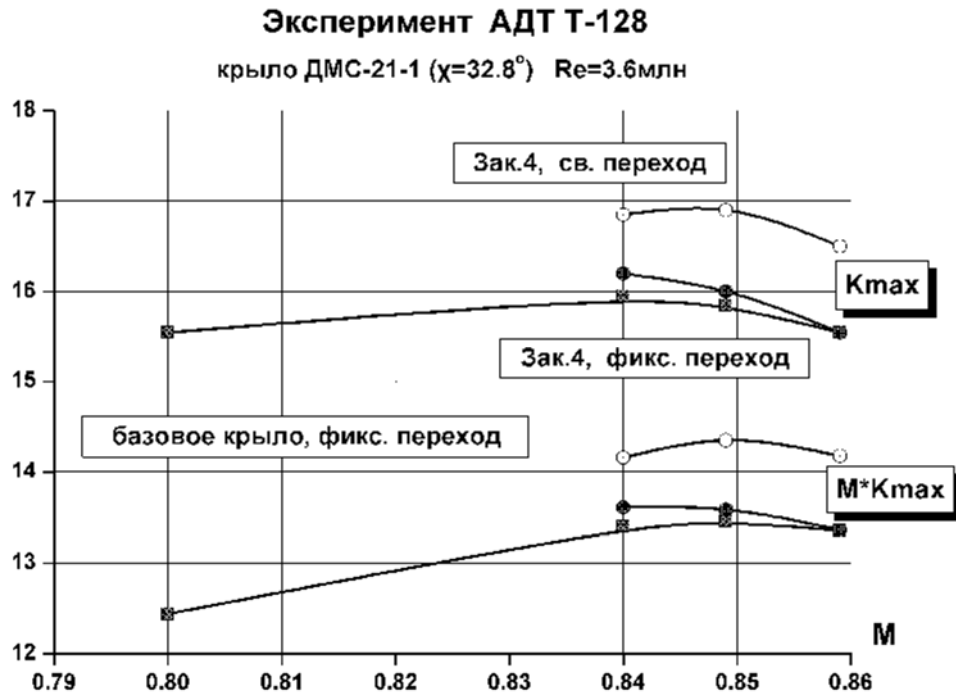


Рисунок 2.59 - Экспериментальные значения качества и параметра дальности модели ДМС-21 с крылом 1

В целом, базовое крыло 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). Таким образом, оно может быть рекомендовано для конструктивной проработки в КБ.

Дальнейшие усовершенствования могут быть связаны с уточнением профилировки и крутки крыла по размаху, использованием адаптивной задней кромки, улучшением локальной аэродинамики в зонах сопряжения элементов ЛА, улучшением эффективности законцовок, повышением несущих характеристик при малых скоростях. Все эти исследования довольно трудоёмки, требуют применения т.н. “тяжёлых” расчётных методов и обширных экспериментальных исследований, в том числе и при высоких числах Рейнольдса.

2.6.3 Разработка формы в плане и профилировки крыла увеличенного сужения

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 $\eta=3.85$, но, например, с законцовкой 2 сужение составило уже 4.55. 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 2.60). Концевую хорду уменьшили на 0.21 м, а осевую увеличили на ту же величину. Площадь и удлинение остались прежними $S_{TP}=300 \text{ м}^2$, $S_{\Sigma}=348 \text{ м}^2$, $\lambda_{TP}=10.45$, 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.

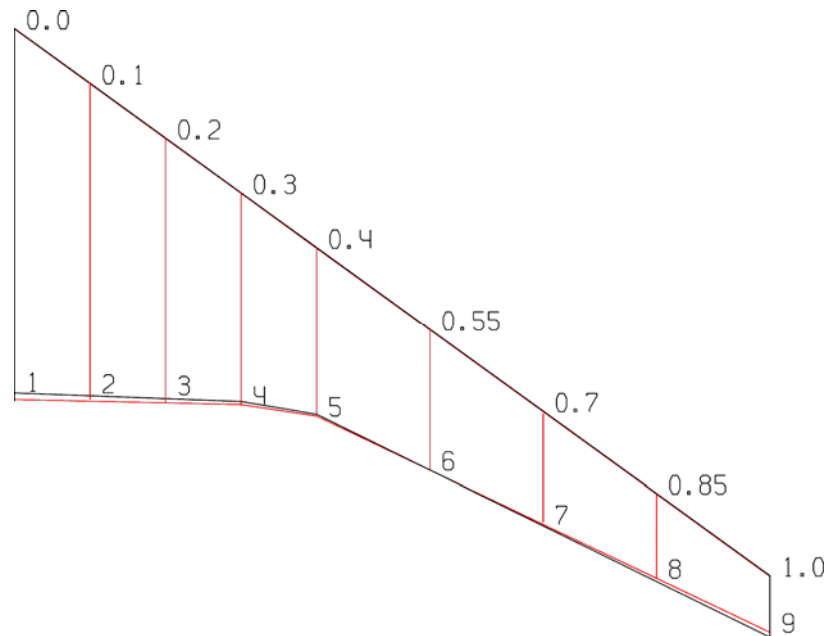


Рисунок 2.60 – Сравнение форм в плане крыльев ДМС-21-1 (чёрный цвет) и ДМС-21-2 (красный цвет)

Крыло ДМС-21-2 в компоновке крыло+фюзеляж+мотогондолы проектировалось при помощи процедуры многорежимной оптимизации [31] 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 $S_{xv}^{сеч}$ относительно предписанного уровня ($S_x \leq 0.0026$). Реально этот штраф проявляется только на режиме “начала бафтинга” $M=0.84$ $Su=0.7$.

После анализа полученных результатов по крылу ДМС-21-2 была уменьшена относительная толщина бортового профиля (вместо $\bar{c}=14.5$ стало $\bar{c}=13.9$) и несколько увеличен предписанный уровень (до $S_x \leq 0.003$) для введения штрафа за локальное превышение $S_{xv}^{сеч}$. После этого процедура оптимизации была продолжена. В результате было получено крыло ДМС-21-2М.

2.6.4 Описание методики проведения эксперимента в АДТ Т-128

Модель самолёта ШФДМС с крылом ДМС-21-2 была испытана в рабочей части №1 аэродинамической трубы Т-128 как с оперением, так и без него (рисунки 2.61÷2.62).



Рисунок 2.61 – Модель ШФДМС без хвостового оперения



Рисунок 2.62 – Полная модель ШФДМС с исходной законцовкой

Измерения аэродинамических характеристик модели проводились на тонкой ($d=80$ мм) хвостовой державке с помощью внутримодельных тензовесов 6ЭВ-128-1. Для гашения колебаний на модели был установлен пассивный демпфер.

Основные параметры модели приведены в таблице 2.6.3.

Таблица 2.6.3

Площадь крыла	0.444 м ²
Средняя аэродинамическая хорда (САХ)	0.23077 м
Размах крыла	2.234 м
Удлинение крыла	10.45
Положение условного центра масс	1.086 м от носа модели

Испытания проводились в условиях фиксированного и свободного перехода пограничного слоя на всех основных элементах модели. Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм. На пилонх турбулизаторы не наклеивались. Так как на консольной части крыла число Рейнольдса намного меньше, так же как и на крыле ДМС-21-1 применено переменное значение $\bar{X}_{\text{пер}}$ по размаху: 10% на изломе, 6% вблизи фюзеляжа и 15% на конце. Внешняя часть крыла и законцовок от разъёма $Z=1.04$ м не турбулизировалась. Положение турбулизаторов для различных положений перехода на элементах модели приведено в таблице 2.6.4.

Таблица 2.6.4

Переход/элемент модели	Фикс0	Фикс1	Фикс2
Крыло	свободный	5.3-10-15%	6.3-11-16%
Фюзеляж	3%	3%	3%
Мотогондолы	7%	7%	7%

Модель испытывалась на крейсерских режимах с шагом $\Delta\alpha=0.25^\circ$ до углов атаки, несколько превышающих $\alpha_{\text{крит}}$. На малых скоростях ($M=0.2$) шаг по углам атаки составлял $\Delta\alpha=1^\circ$.

2.6.5 Результаты и краткий анализ весовых испытаний

Программа испытаний состояла из 36 тематических пусков. Программа включала в себя весовые испытания модели с различными элементами на хвостовой державке. Задачей испытаний являлось определение скоростных характеристик модели ($M=0.8\div 0.86$), характеристик аэродинамического качества, несущих характеристик при малых скоростях ($M=0.2$). Испытания при больших скоростях проводились при фиксированном числе Рейнольдса по САХ $Re=3.6$ млн и $Re=5.5$ млн. Весовые испытания проводились как при свободном (Фикс0), так и при фиксированном положении перехода пограничного слоя (Фикс1). Фюзеляж и мотогондолы все время испытывались с фиксированным переходом.

Суммарные аэродинамические характеристики полной модели ($\varphi_{го}=0^\circ$) с фиксированным переходом на крыле (фикс1) представлены на рисунках 2.63÷2.68, а со свободным переходом на крыле – на рисунках 2.69÷2.74. Модель с нулевым углом заклинения стабилизатора не сбалансирована, предположительно нужно установить его с углом $\varphi_{го}=-2^\circ$. Несущие и моментные характеристики, несмотря на большое сужение, имеют обычный характер. Запас по бафтингу (начало бафтинга приблизительно совпадает с точкой перегиба в характеристике $m_{za}=f(C_y)$) небольшой, но это обычная картина для испытаний с фиксированным переходом. В трубных полях чётко видна настройка крыла на крейсерский режим $M=0.85$ $C_y=0.5\div 0.55$, что соответствует целям проектирования. Максимальное аэродинамическое качество модели достигается на $C_{y_{\text{Кмах}}}>C_{y_{\text{КРЕЙС}}}<0.6$, но тут следует учитывать, что в натуре C_{x0} будет меньше за счёт числа Рейнольдса, кроме того относительный размер фюзеляжа и мотогондол в реальном проекте меньше.

На рисунке 2.75 приведены зависимости $K_{\text{мах}}$, $K_{\text{мах}}\cdot M=f(M)$ для модели ШФДМС с крылом 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 $M=0.85$.

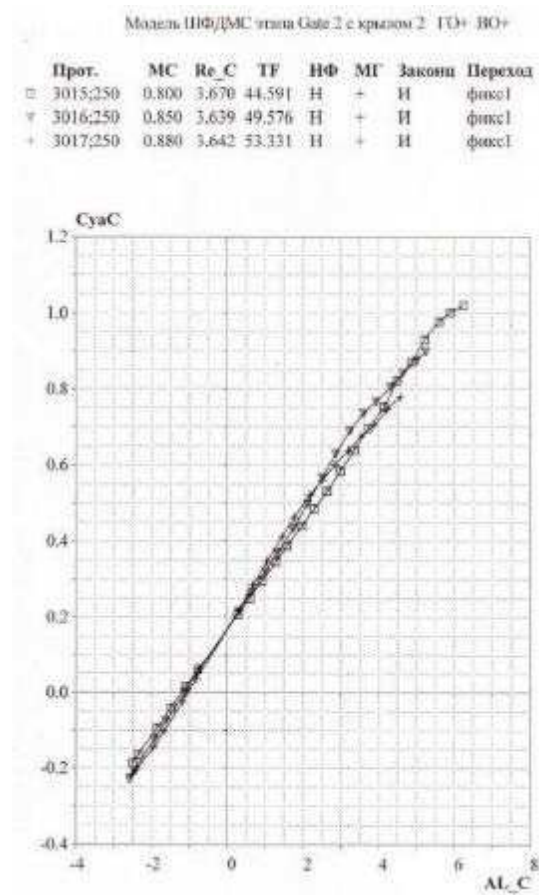


Рисунок 2.63

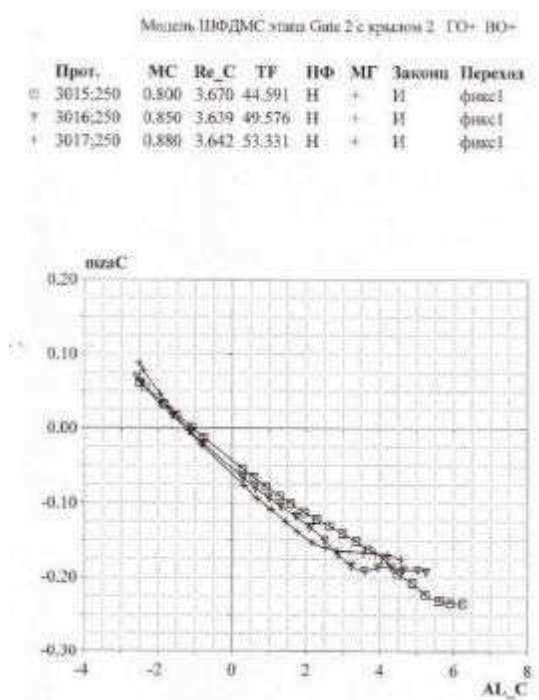


Рисунок 2.64

Модель ПВФДМС этапа Gase 2 с кривым 2 ГО+ ВО+

Прот.	МС	Re_C	TF	НФ	МГ	Законы	Переход
□ 3015;250	0.800	3.670	44.591	Н	+	И	фикс1
▽ 3016;250	0.850	3.639	49.576	Н	+	И	фикс1
+ 3017;250	0.880	3.642	53.331	Н	+	И	фикс1

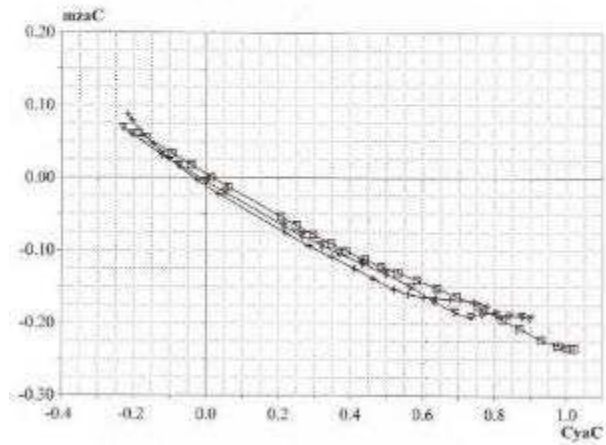


Рисунок 2.65

Модель ПВФДМС этапа Gase 2 с кривым 2 ГО+ ВО+

Прот.	МС	Re_C	TF	НФ	МГ	Законы	Переход
□ 3015;250	0.800	3.670	44.591	Н	+	И	фикс1
▽ 3016;250	0.850	3.639	49.576	Н	+	И	фикс1
+ 3017;250	0.880	3.642	53.331	Н	+	И	фикс1

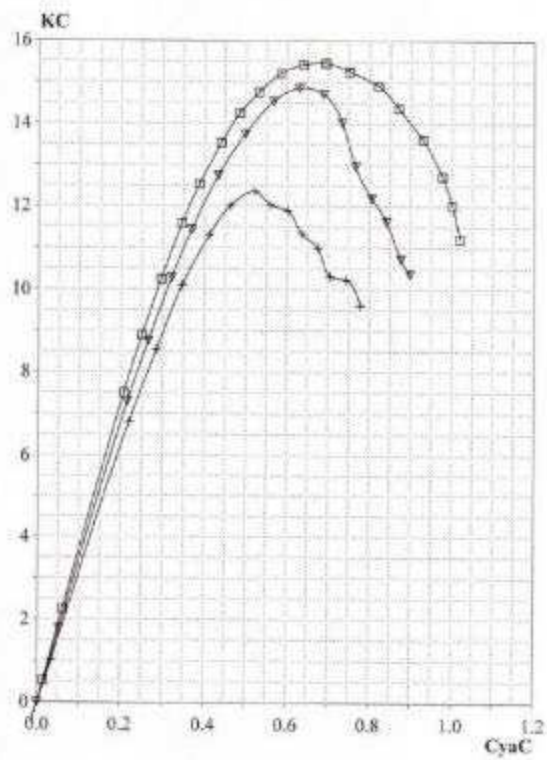


Рисунок 2.66

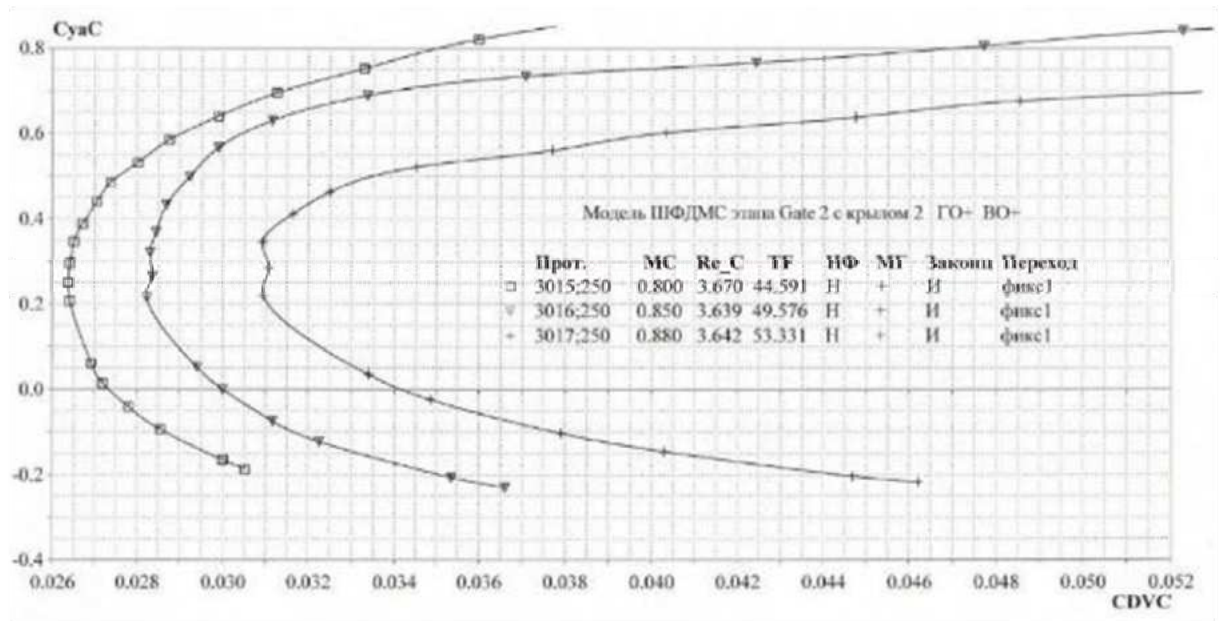


Рисунок 2.67

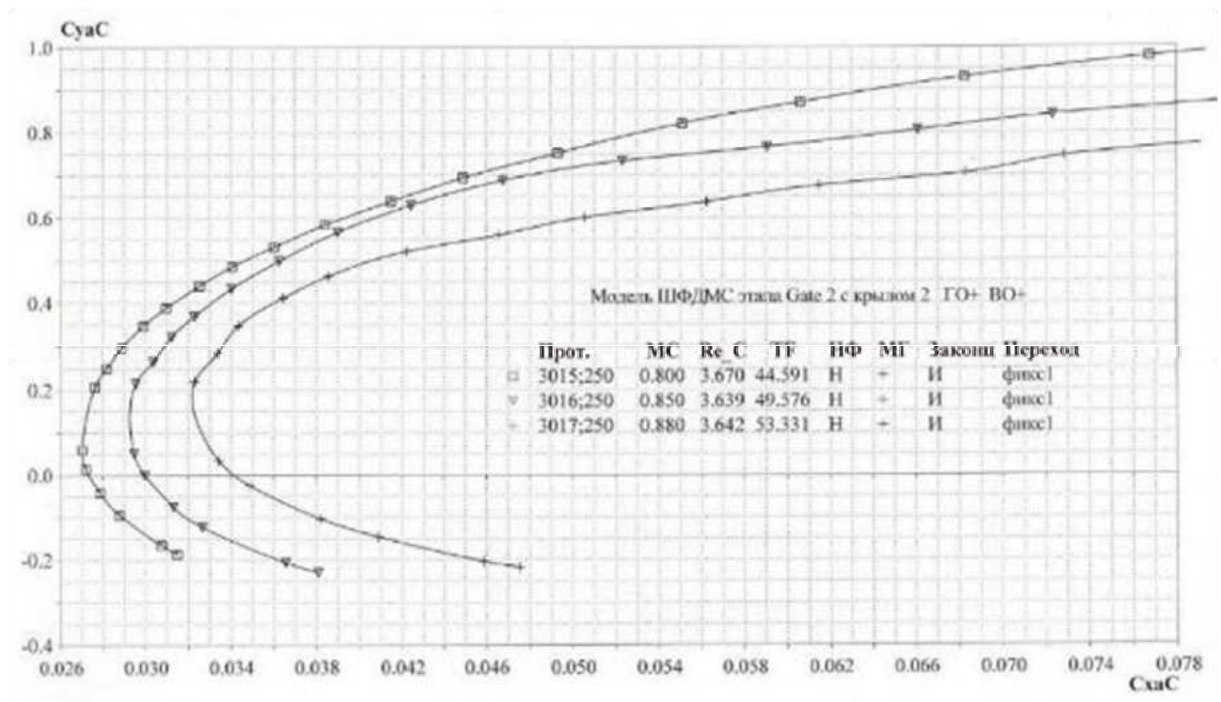


Рисунок 2.68

Модель ПФД/МС этапа Gate 2 с крылом 2 ГО+ ВО+

Прот.	МС	Re_C	TF	НФ	МГ	Законы	Переход
□ 3028,250	0.800	3.633	50.262	Н	+	Н	фикс0
▽ 3029,250	0.840	3.640	51.670	Н	+	Н	фикс0
+ 3026,250	0.850	3.614	47.031	Н	+	Н	фикс0
* 3027,250	0.860	3.615	50.933	Н	+	Н	фикс0
△ 3030,250	0.880	3.637	55.662	Н	+	Н	фикс0

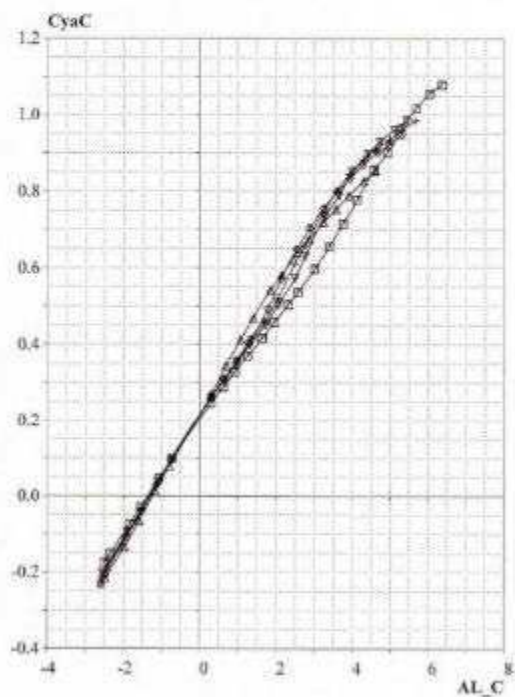


Рисунок 2.69

Модель ПФД/МС этапа Gate 2 с крылом 2 ГО+ ВО+

Прот.	МС	Re_C	TF	НФ	МГ	Законы	Переход
□ 3028,250	0.800	3.633	50.262	Н	+	Н	фикс0
▽ 3029,250	0.840	3.640	51.670	Н	+	Н	фикс0
+ 3026,250	0.850	3.614	47.031	Н	+	Н	фикс0
* 3027,250	0.860	3.615	50.933	Н	+	Н	фикс0
△ 3030,250	0.880	3.637	55.662	Н	+	Н	фикс0

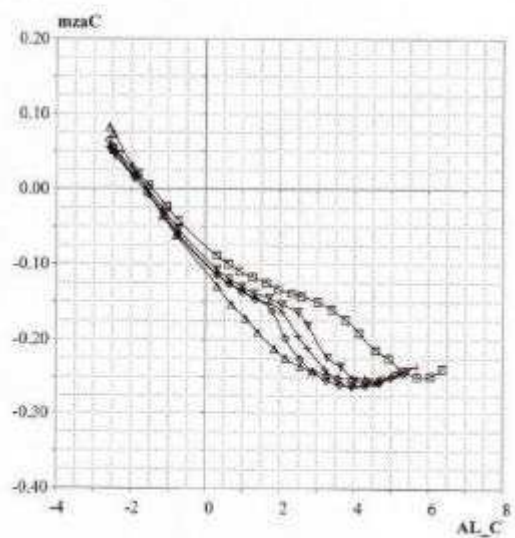


Рисунок 2.70

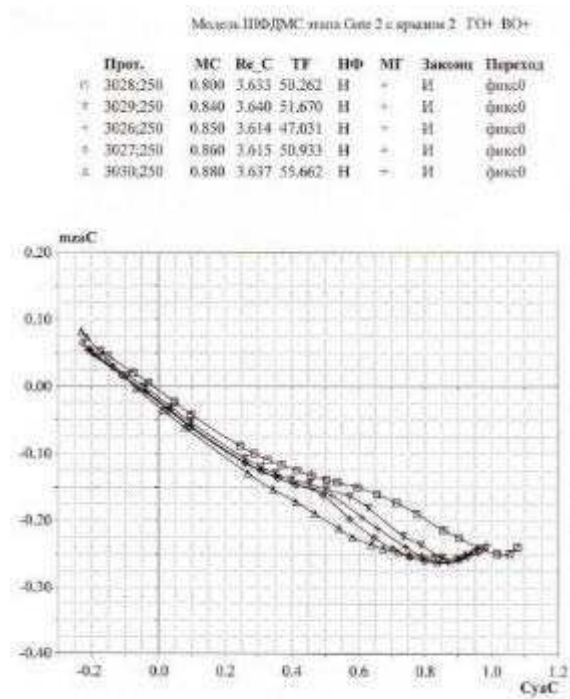


Рисунок 2.71

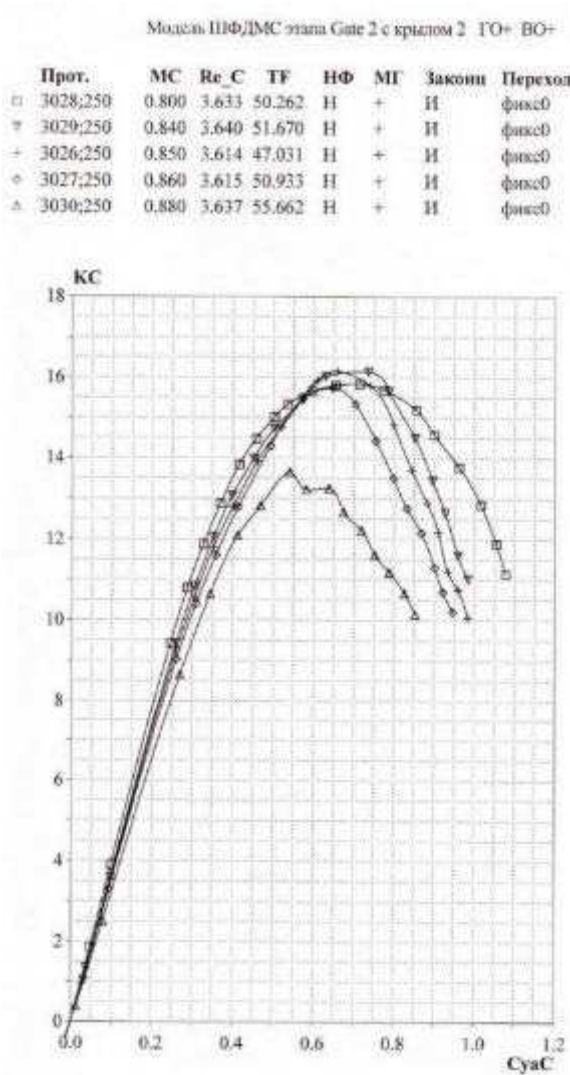


Рисунок 2.72

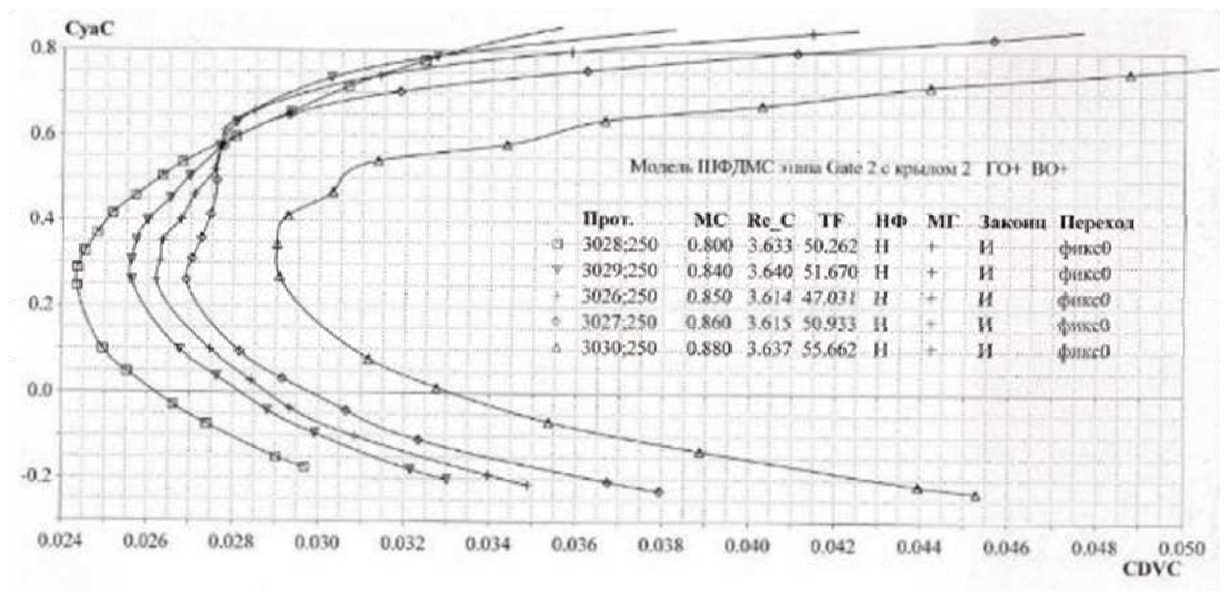


Рисунок 2.73

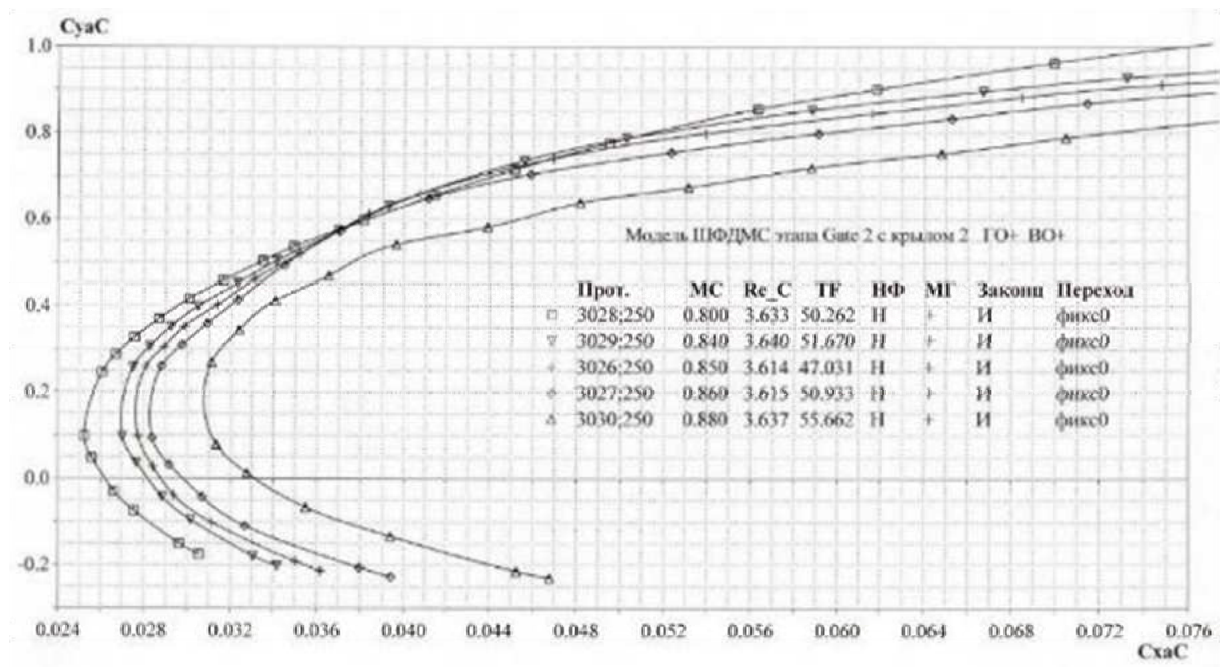
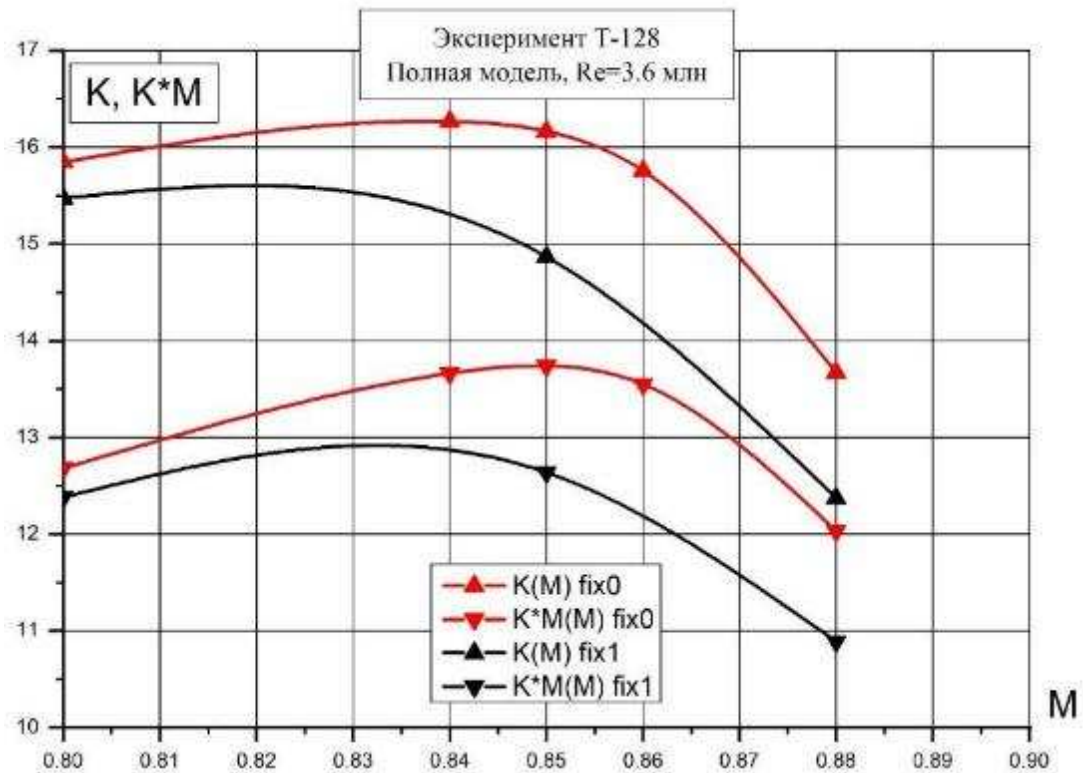


Рисунок 2.74

Рисунок 2.75 - зависимости K_{max} , $K_{max} \cdot M = f(M)$

2.6.6 Особенности аэродинамического проектирования крыла 3

В результате длительных дискуссий была выбрана согласованная аэродинамическая компоновка перспективного ШФДМС со следующими геометрическими параметрами: $S_{tr}=338.7 \text{ м}^2$, размах без законцовок $L=59.54 \text{ м}$, $\lambda=10.467$, $\eta=4.5$, $\chi_{лк}=35^\circ$, $\chi^{1/4}=32.6^\circ$. Таким образом, по сравнению с крыльями ДМС-21-1, ДМС-21-2 стреловидность крыла 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.

Вследствие увеличения площади и размаха крыла старый масштаб модели ДМС 1:26 более не применим, в результате чего необходимо перейти на полностью новую модель в масштабе 1:30 с диаметром фюзеляжа около 200 мм. Такой же диаметр фюзеляжа имеет и тематическая модель перспективного скоростного самолёта, описанная в разделе 2.5 данной диссертации, что даст дополнительный критерий оценки аэродинамического совершенства модели перспективного ШФДМС с крылом 3 (ДМС-21-3).

К крылу 3 предъявляются следующие требования:

- обеспечение высокого аэродинамического качества при $M=0.85 \div 0.86$ в присутствии близкорасположенных мотогондол большого диаметра на крейсерских режимах полёта;

- обеспечение $M_{Mo}=0.89$;
- 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 непрочности);
- обеспечение достаточно высоких несущих свойств изолированного крыла и крыла с механизацией на малых скоростях полёта;
- обеспечение достаточных запасов по бафтингу для обеспечения крейсерского полёта на $K_{MAX}(M=0.85 C_y \sim 0.6)$.

Отметим, что требования носят противоречивый характер. В частности, представляется невозможным обеспечить столь высокое значение $M_{Mo}=0.89$ 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 [31] на 10 крейсерских режимах полёта и на режиме $M=0.2$. Крейсерские режимы оптимизации для крыла 3 были выбраны близкими к тем, что были задействованы при проектировании крыльев 1 (ДМС-21-1) и 2 (ДМС-21-2) (рисунок 2.76), но с некоторым уклоном в сторону больших M .

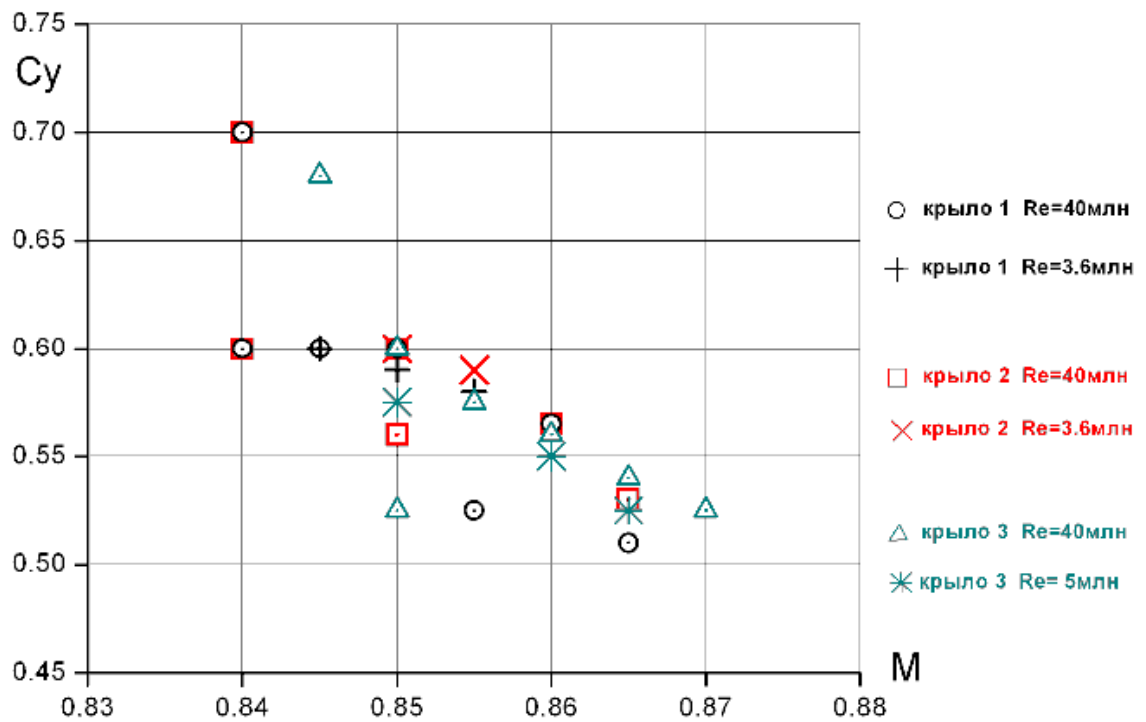


Рисунок 2.76 – Крейсерские режимы полёта, учитываемые при оптимизации

Крейсерские характеристики компоновки рассчитывались при помощи программы BLWF-56. Расчётная матмодель представлена на рисунке 2.77.

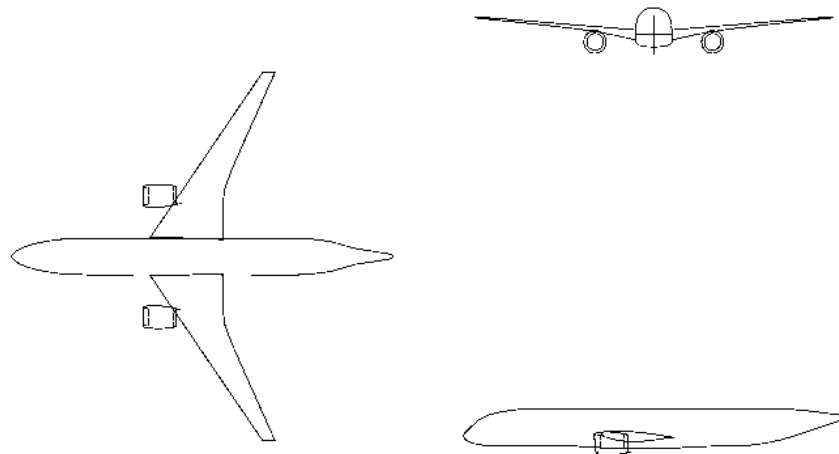


Рисунок 2.77 – Расчётная модель для программы BLWF-56

При выборе режимов подразумевалось, что пройти полюру с минимальными потерями на разных числах Маха можно будет при помощи отклонения адаптивных хвостиков. Отклонение хвостиков вверх предъявляет не столь критичные требования к кривизне поверхности, в этом смысле лучше настроить исходное крыло на более несущие режимы.

Как и для крыла 2 при проектировании крыла 3 с увеличенным сужением было введено ограничение по интенсивности скачка уплотнения на консольной части. Для этого вводился штраф за локальное превышение $C_{xв}^{сеч}$ относительно предписанного уровня. Реально этот штраф проявляется только на режиме “начала бафтинга” $M=0.845$ $C_y=0.68$.

Обеспечение хороших несущих свойств ($C_{у_{max}}$) при малых скоростях (рассчитывались при помощи программы WSEP [58]) требует больших радиусов носка и увеличенной вогнутости профилей. Однако, это ухудшает скоростные свойства. В итоге, разумный компромисс был найден при оптимизации целевой функции

$$I=0.8*\langle K \rangle + 2*C_{у_{max}},$$

где $\langle K \rangle$ - осреднённое аэродинамическое качество на 10-и режимах.

Сравнение распределений относительных толщин крыльев ДМС представлено на рисунке 2.78. Новое крыло значительно толще предыдущих в консольной части.

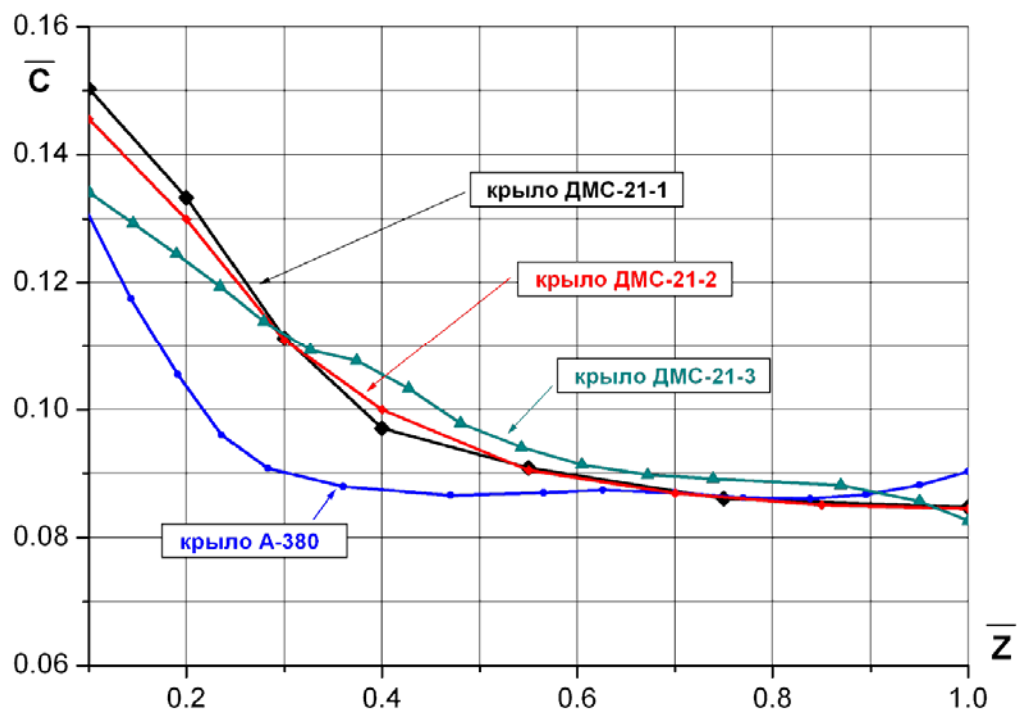


Рисунок 2.78 – Сравнение относительных толщин крыльев

Полученные профили базовых сечений крыла представлены на рисунке 2.79. Профили имеют затупленную заднюю кромку для обеспечения строительной высоты хвостовой части (закрылков). Абсолютная толщина задней кромки внутреннего закрылка составляет 32.8 мм, в относительных величинах это на ~20% меньше, чем у крыла самолёта МС-21-300.

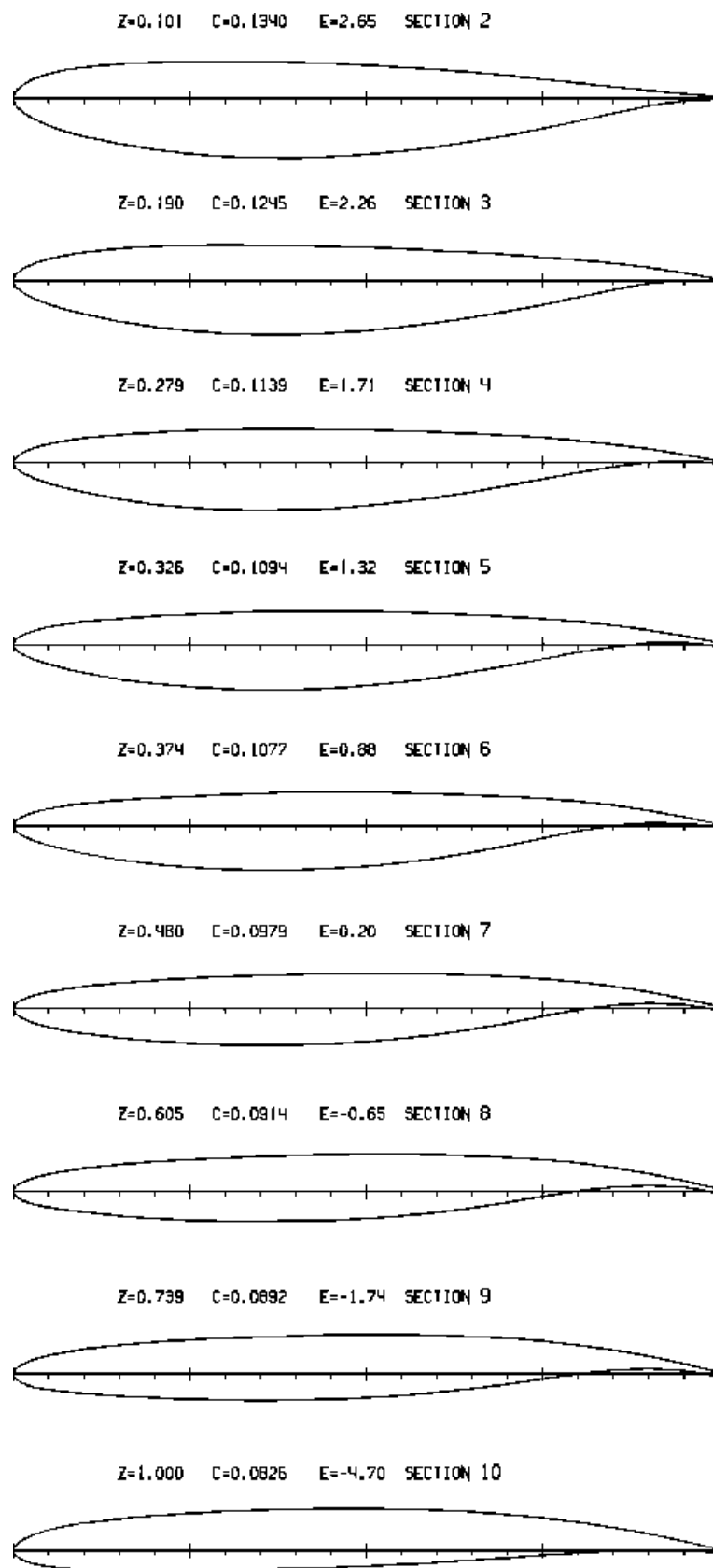
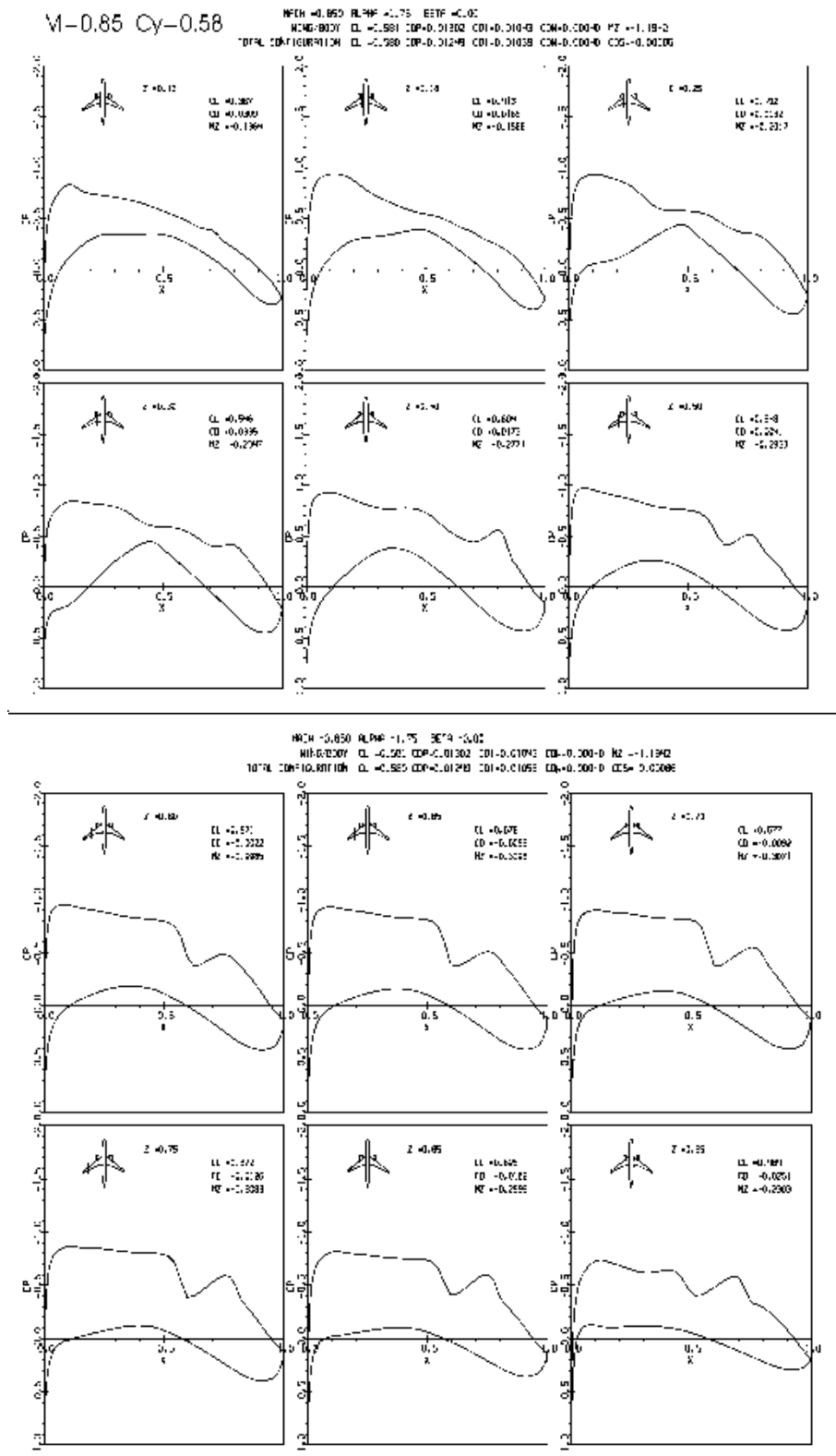


Рисунок 2.79 – Профили базовых сечений крыла 3

Распределение давления на нескольких характерных режимах представлено на рисунках 2.80÷2.84.

Рисунок 2.80 – Распределение давления по крылу на режиме $M=0.85$ $Cy=0.58$

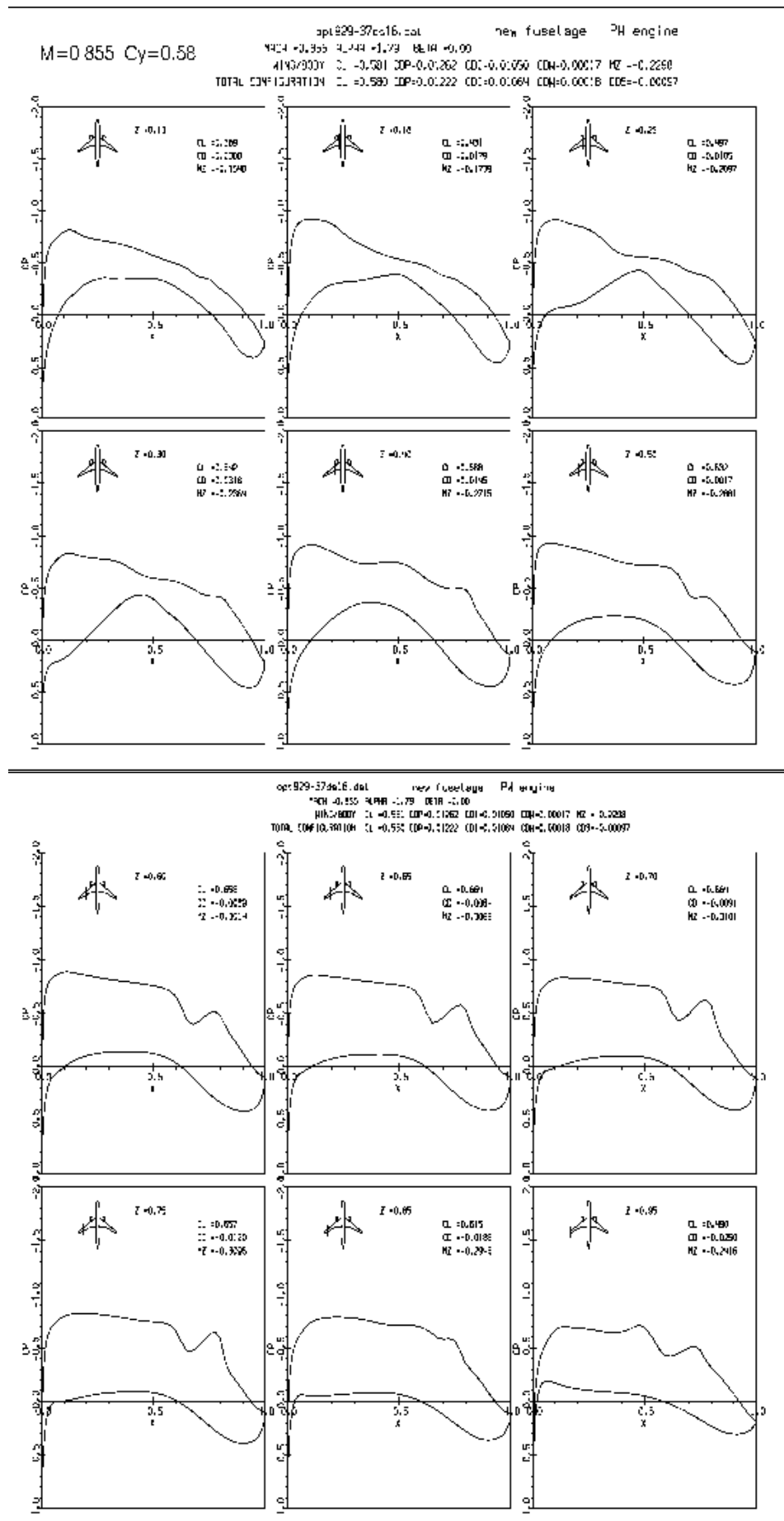


Рисунок 2.81 - Распределение давления по крылу на режиме $M=0.855$ $C_y=0.58$

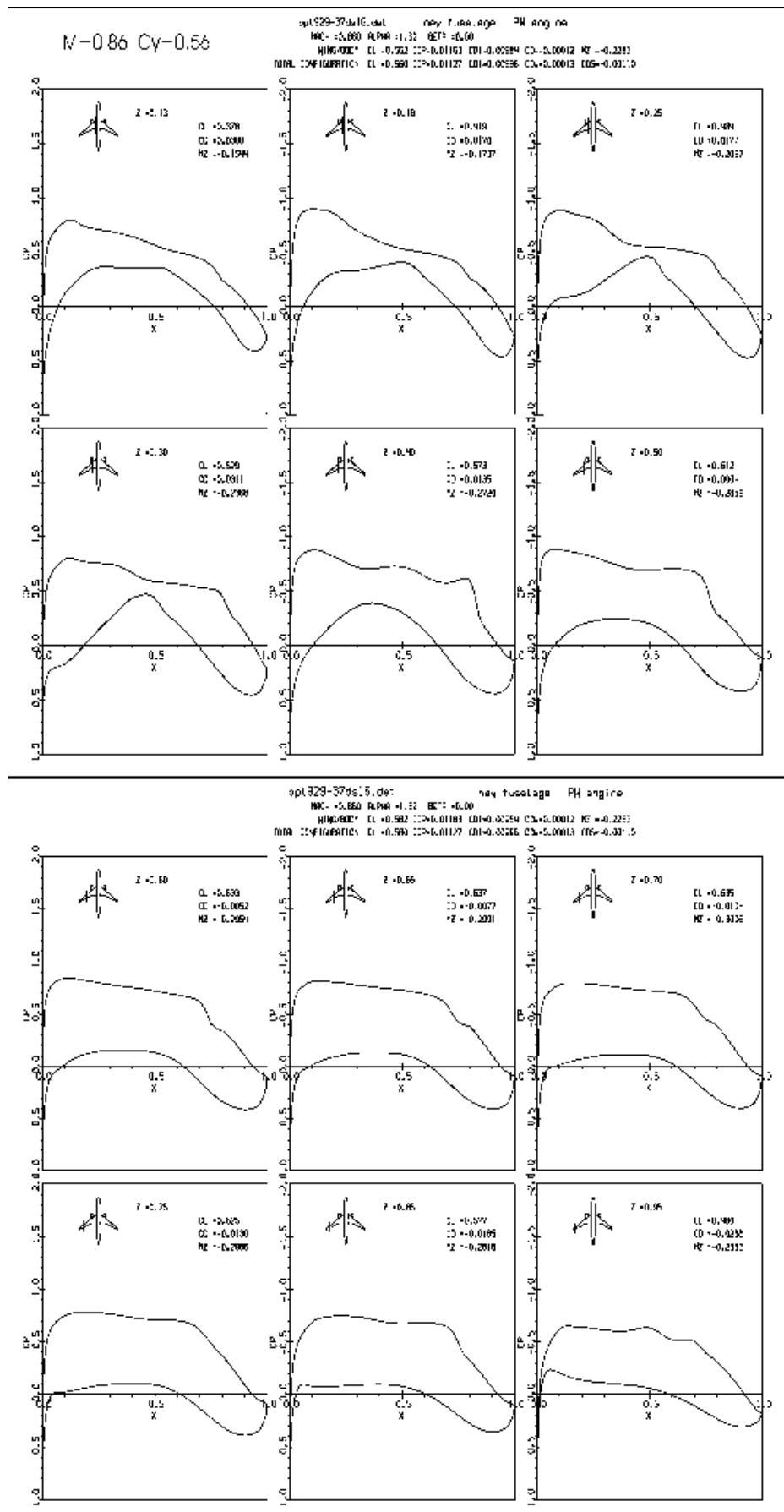


Рисунок 2.82 - Распределение давления по крылу на режиме $M=0.86$ $C_y=0.56$

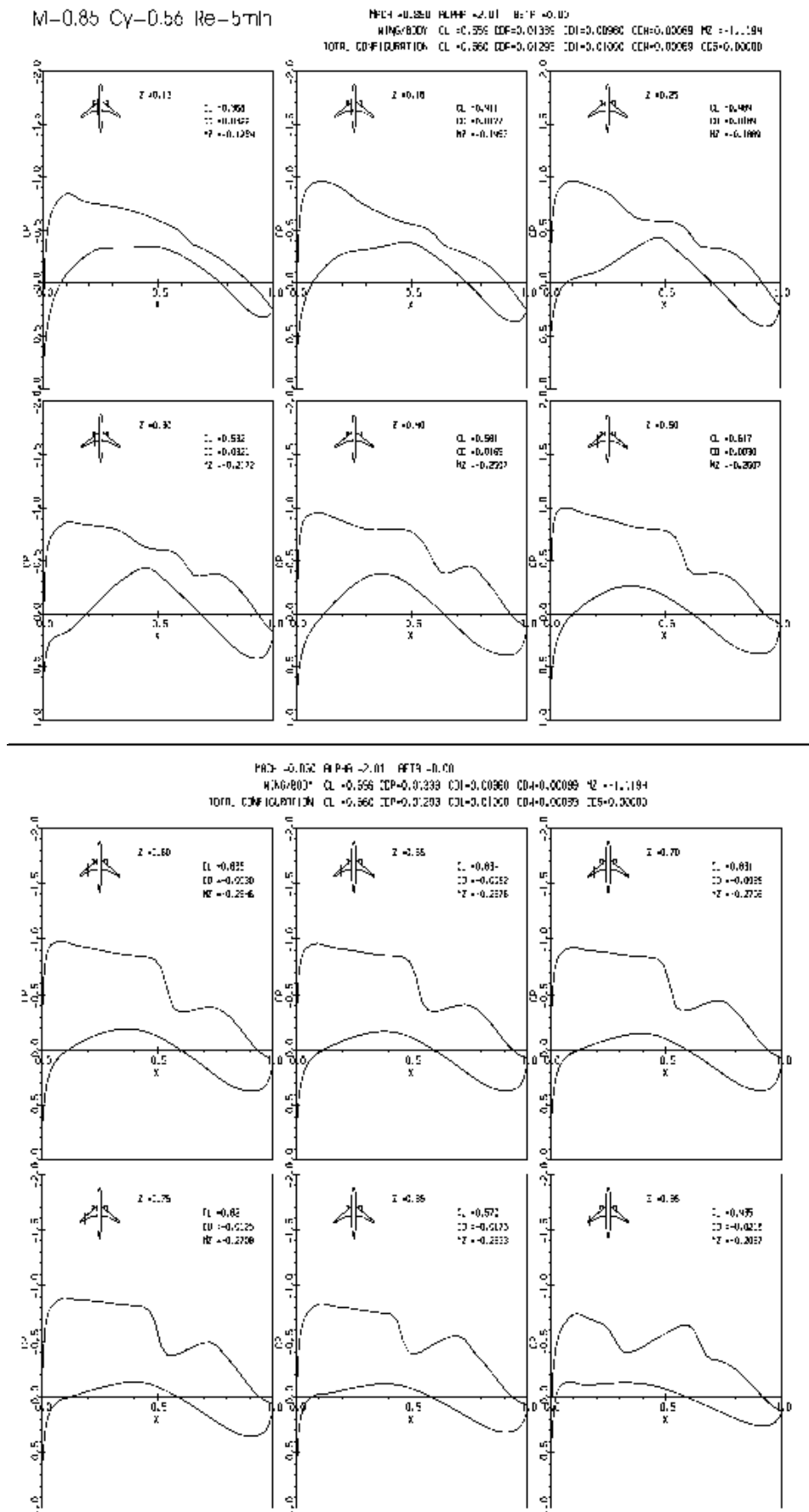


Рисунок 2.83 - Распределение давления по крылу на режиме
M=0.85 Cy=0.56 Re=5 млн

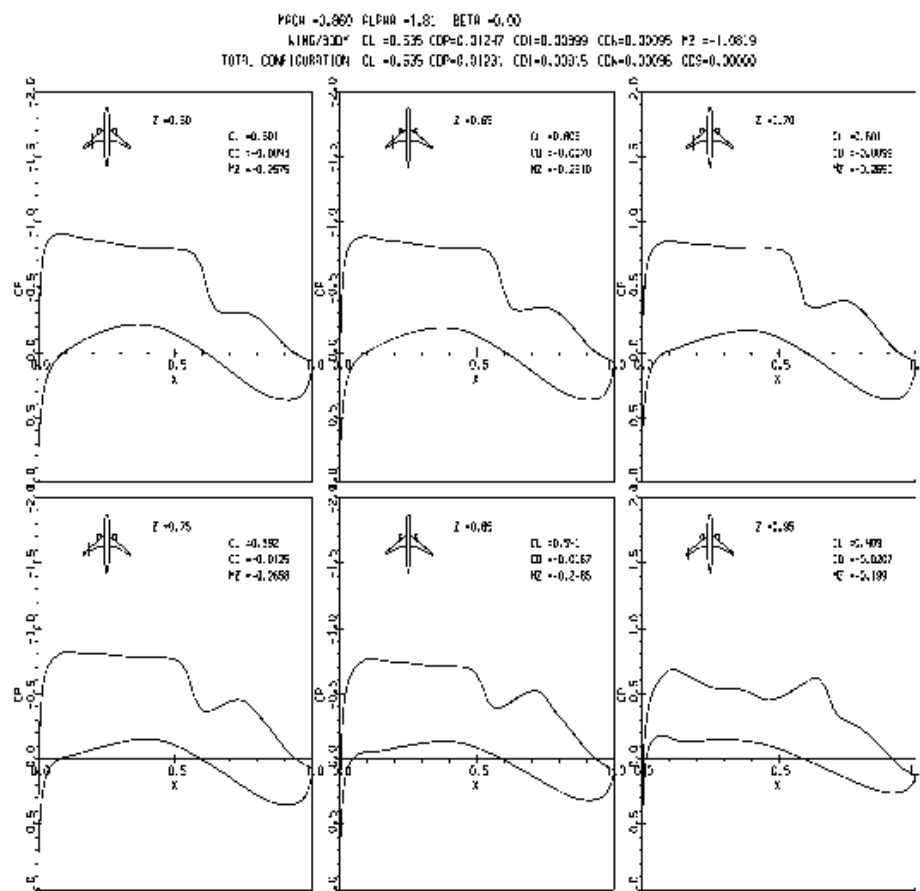
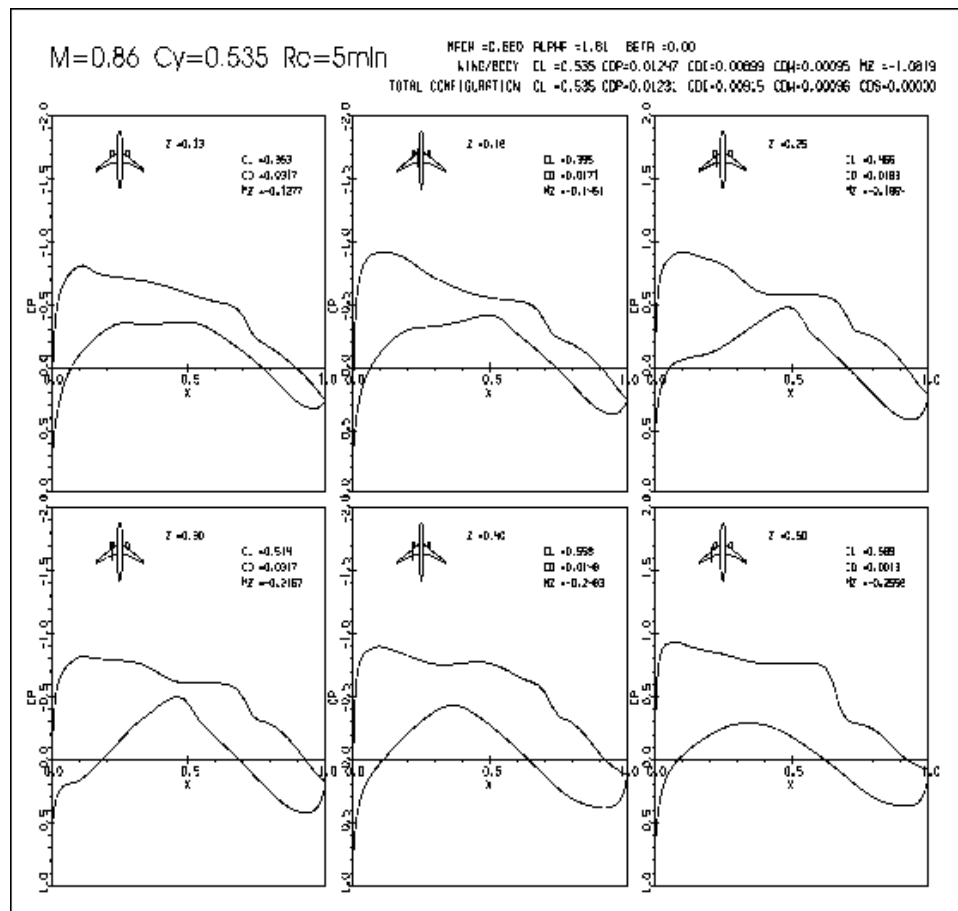


Рисунок 2.84 - Распределение давления по крылу на режиме
 $M=0.85$ $C_y=0.535$ $Re=5$ млн

Расчётные составляющие сопротивления компоновки без оперения при различных числах Маха представлены на рисунках 2.85÷2.87 для натуральных и трубных (полная модель/полумодель) условий, соответственно.

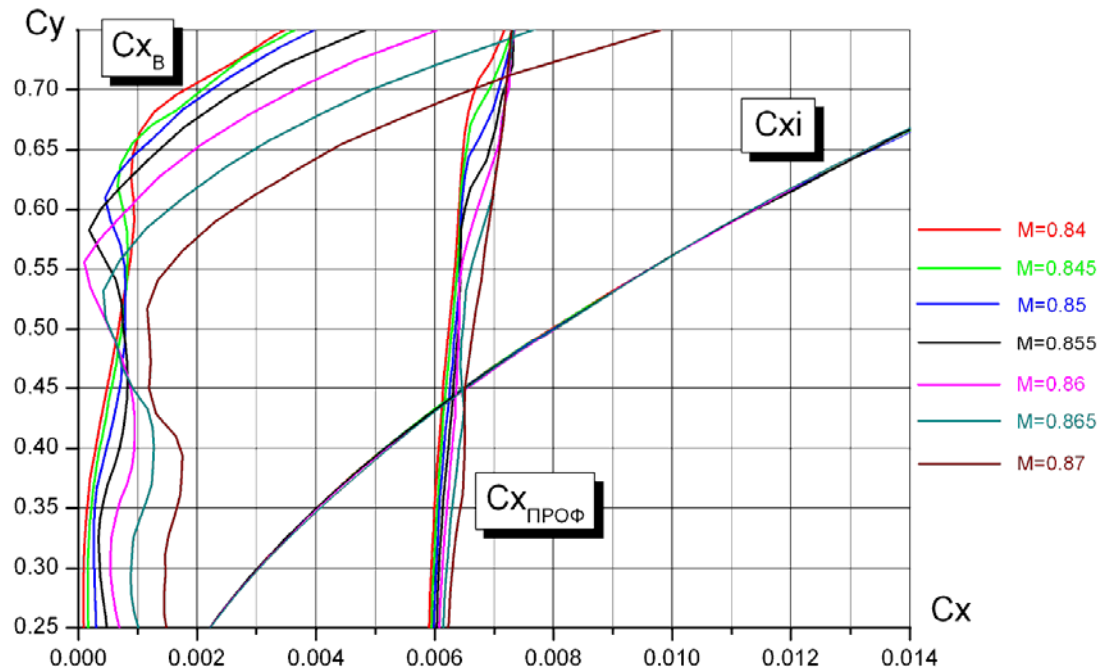


Рисунок 2.85 – Расчётные составляющие сопротивления при натуральных условиях ($Re=40$ млн., $X_p=0$)

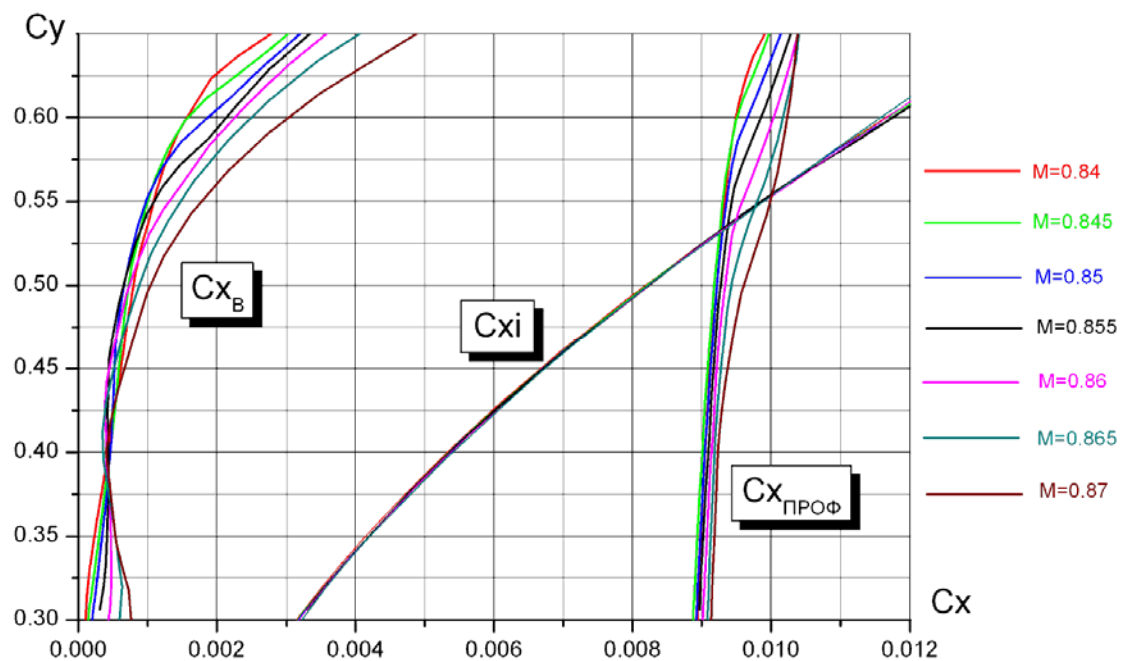


Рисунок 2.86 – Расчётные составляющие сопротивления при трубных условиях ($Re=3$ млн., $X_p=0.1$)

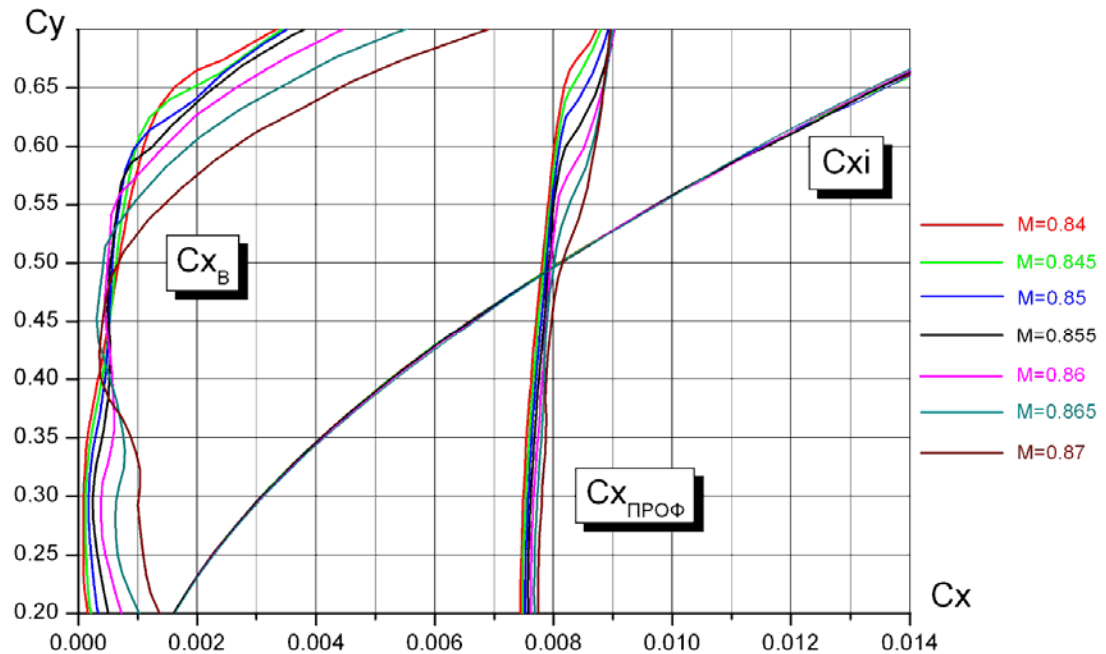
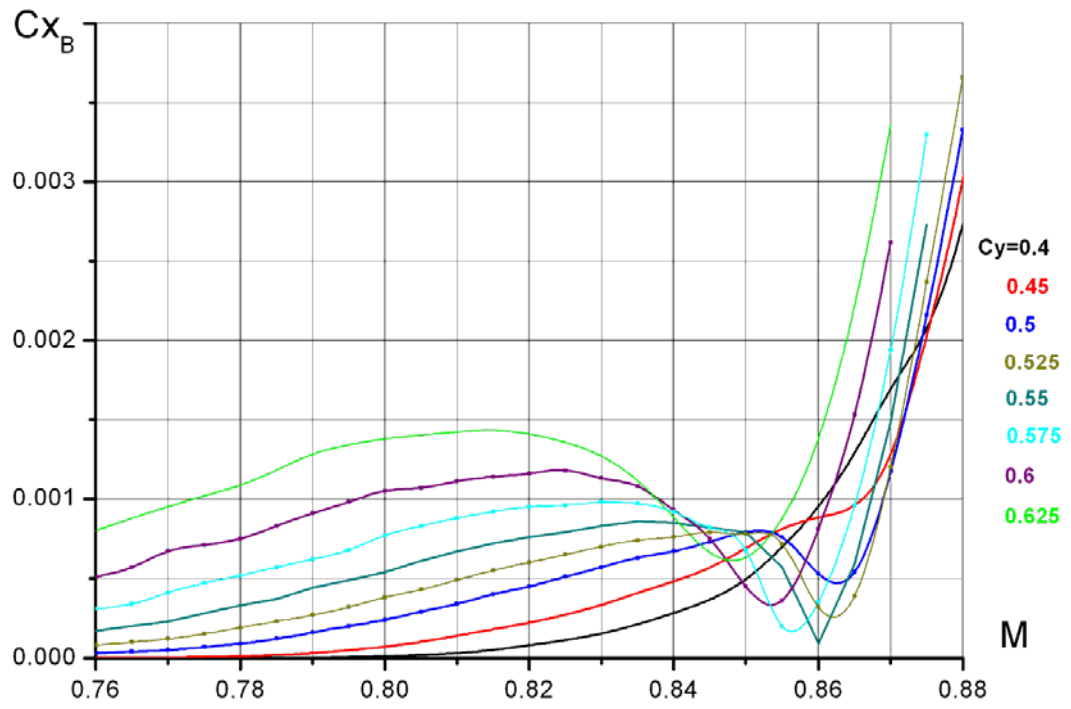
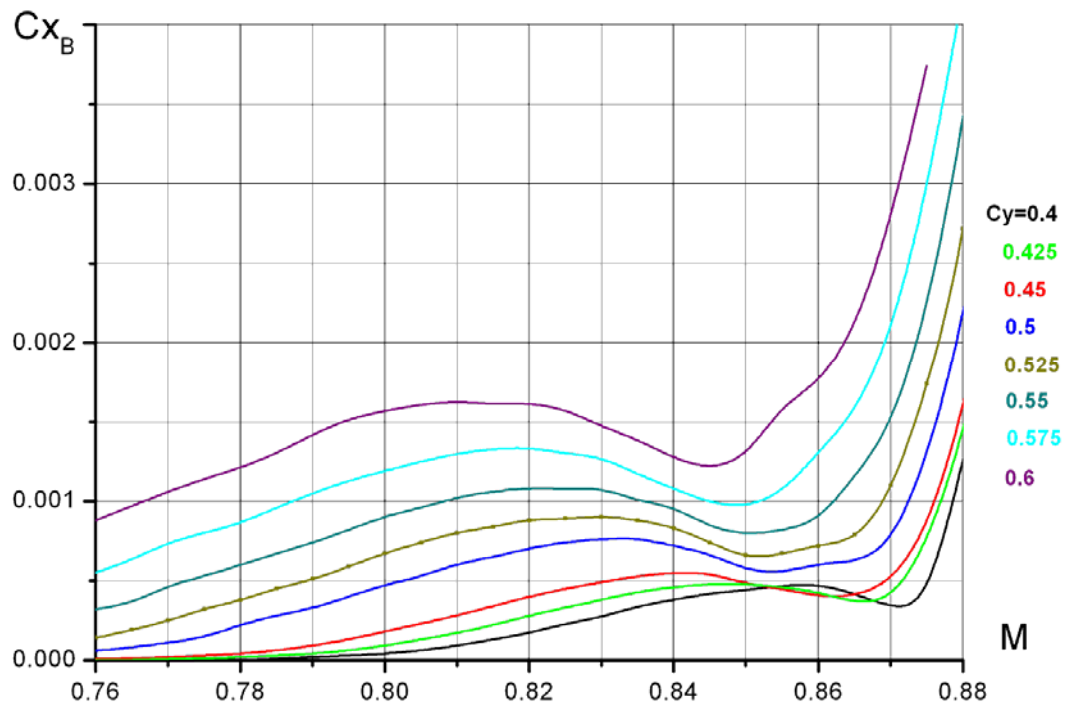


Рисунок 2.87 – Расчётные составляющие сопротивления при $Re=10$ млн, $X_p=0.03$

Видно, что характер поведения волновых потерь различный, в частности при трубных условиях волновой бафтинг наступает раньше по C_y , кроме того нет выраженного роста волнового при малых C_y , который в натурных условиях обусловлен появлением вторичного скачка уплотнения.

Расчётные скоростные характеристики $C_x=f(M)$ приведены на рисунках 2.88÷2.89. Видно, что крыло 3 имеет острую настроенность по числу Маха, например, при $C_y=0.55$ волновое сопротивление практически обнуляется при $M=0.86$, в то время как при $M=0.85$ $C_{x_B}=0.0008$ и наблюдается даже небольшой отрыв из-под второго скачка в области элерона (рисунок 2.90). При трубных условиях ($Re=5$ млн – максимальное число для полных моделей в АДТ Т-128 !) острой настроенности не наблюдается, характеристики достаточно монотонно изменяются по C_y , минимум волнового сопротивления смещается в сторону меньших чисел Маха.

Таким образом, крыло 3 является остронастроенным и требует применения адаптации, причём она является различной при трубных и натурных условиях.

Рисунок 2.88 – Зависимости $C_{x_B}=f(M)$ при натуральных условияхРисунок 2.89 – Зависимости $C_{x_B}=f(M)$ при трубных условиях

MACH= 0.850 ALPHA= 1.69 BETA= 0.00 RE= 40000000

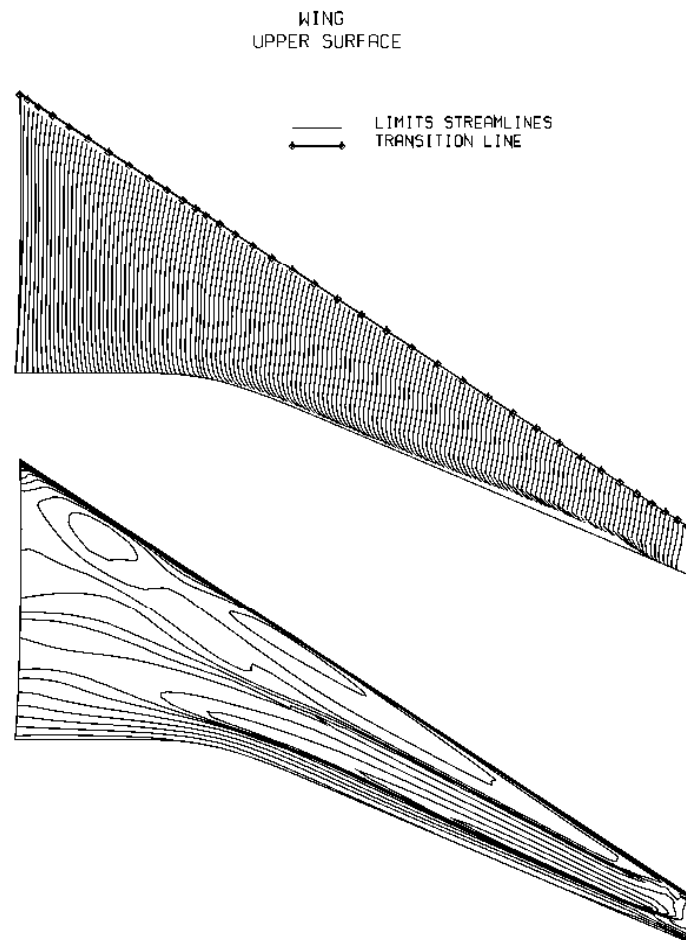


Рисунок 2.90 – Изобары и поверхностные линии тока на режиме
 $M=0.85$ $C_y=0.55$ $Re=40$ млн

2.6.7 Экспериментальные исследования модели ШФДМС с крылом 3

Проведены экспериментальные исследования модели широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта ШФДМС с крылом 3 (рисунок 2.91) в АДТ Т-128 как при малых скоростях ($M=0.2$), так и на скоростных (крейсерских) режимах полёта ($M=0.8\div 0.96$). Испытания при больших скоростях проводились при фиксированном числе Рейнольдса по САХ $Re=3.5$ млн и $Re=5.0$ млн.



Рисунок 2.91 Общий вид модели в трубе

Основные геометрические параметры модели приведены в таблице 2.6.5:

Таблица 2.6.5

Характерная площадь, S	$= 0.3763 \text{ м}^2$	
Размах крыла модели, L	$= 2.059 \text{ м}$	
Средняя аэродинамическая хорда, b_a	$= 0.21513 \text{ м}$	
Площадь донного среза, $S_{\text{дон}}$	$= 0.007854 \text{ м}^2$	
Продольное положение условного центра масс от носка фюзеляжа	1.0097 м	
Вертикальное положение условного центра масс от базовой плоскости фюзеляжа (БПМ)	0 м	
Координаты условного центра масс модели в весовой системе:	$x_{\text{ц.м.}} =$	$= 0.0048$
	$y_{\text{ц.м.}} =$	$= -0.00253$
	$z_{\text{ц.м.}} =$	0
Угол оси весов по отношению к БПМ	$= -1.046^\circ$	
Удлинение крыла, $\lambda = \frac{L^2}{S}$	$= 11.266$	

Весь цикл испытаний модели ШФДМС в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ проведён в рабочей части №1 на хвостовой державке диаметром 80 мм. Аэродинамические характеристики измерялись тензометрическими весами 6ЭВ-128-1.

В соответствии с тематической программой, испытания проводились в условиях фиксированного и свободного ламинарно - турбулентного перехода пограничного слоя на всех основных элементах модели. Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм.

Положение турбулизаторов для различных положений перехода на элементах модели приведено в таблице 2.6.6.

Таблица 2.6.6

Элемент модели тип перехода	Фикс0	Фикс1
Крыло	свободный	5.3%-10%-15%
Фюзеляж	3%	3%
Горизонтальное оперение	свободный	10%
Вертикальное оперение	свободный	10%
Мотогондола	7%	7%

Для измерения угла тангажа модели и тензовесов в носовой части модели был установлен датчик угла (акселерометр А-17). Разрешающая способность акселерометра составляет 0.00003° . В качестве базовой плоскости модели (положение осей связанной системы координат) была принята верхняя поверхность адаптера весов.

Углы тангажа и крена измерительной системы весов определялись по результатам нагружений модели в рабочей части №1 гириями прямым и обратным ходом.

Модель устанавливалась в рабочей части таким образом, чтобы угол крена был равен нулю. Это обеспечивалось вращением хвостовой державки в жёсткой вертикальной стойке.

Для гашения колебаний, возникающих на хвостовой державке при испытаниях модели на больших углах атаки, в носовой части фюзеляжа устанавливался компактный двухступенной демпфер, обеспечивающий ограничение амплитуды колебаний в горизонтальной и вертикальной плоскостях в ожидаемых диапазонах частот.

В результаты измерений внесены поправки согласно методике, принятой в аэродинамической трубе Т-128. Учёт веса модели и метрической части весов осуществляется по методике, описанной в работе [185]. К результатам измерения нагрузок тензометрическими весами внесены следующие поправки:

- на влияние электрической трассы;
- на влияния температуры на модуль Юнга материалов весов;
- на изменение нулевых показаний тензовесов до и после опыта по методике, описанной в [160].

- В результаты измерений аэродинамических характеристик модели внесены следующие поправки:
- на скос набегающего потока;
- на донное сопротивление (поправка на донное сопротивление есть произведение площади донного среза на коэффициент давления, измеренного в полости модели);
- на влияние границ потока (скос потока, блокировка и ее градиент, влияние на сопротивление и моментные характеристики).

Несущие характеристики при малых числах M ($M=0.2$) приведены на рисунке 2.92.

Несущие и моментные характеристики на крейсерских режимах полёта приведены на рисунке 2.93.

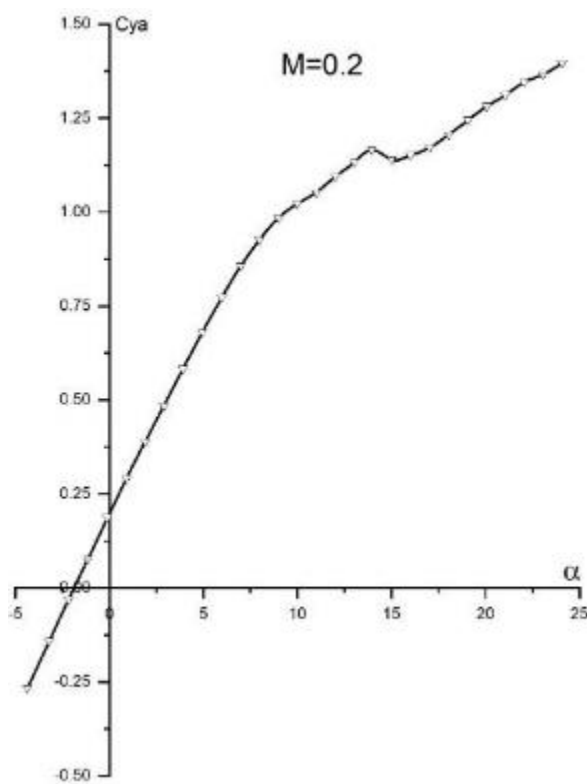


Рисунок 2.92

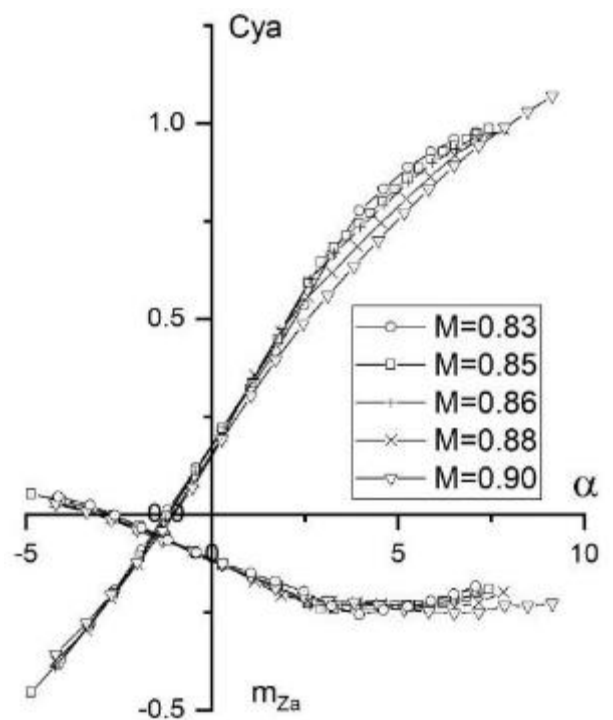


Рисунок 2.93

На рисунке 2.94 приведены зависимости $K(M)$ и $KM(M)$ для свободного и фиксированного перехода пограничного слоя. Видно, что аэродинамическая компоновка обеспечивает крейсерскую скорость полёта $M=0.85$.

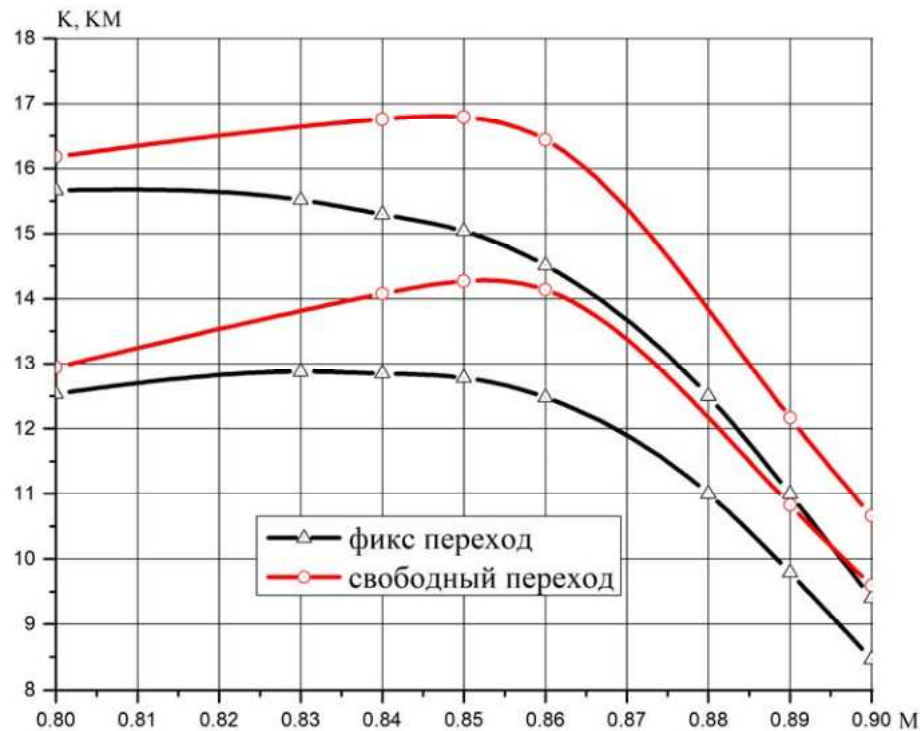


Рисунок 2.94

ЗАКЛЮЧЕНИЕ К ГЛАВЕ 2

- 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;
- Расчётные и экспериментальные данные суммарных аэродинамических характеристик модели модификации самолёта ИЛ-96 с двумя двигателями типа ПД-35 подтвердили, что благодаря разработанной методике аэродинамического проектирования, можно обеспечить крейсерский полёт с числами Маха $M \approx 0.83$ для первого варианта крыла со стреловидностью $\chi^{1/4} = 30^\circ$ и $M \approx 0.84$ для второго варианта крыла ($\chi^{1/4} = 30.7^\circ$) 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);
- Расчётные и экспериментальные исследования компоновки перспективного широкофюзеляжного дальнемагистрального самолёта с $M_{\text{крейс}} = 0.85$ подтвердили высокое аэродинамическое совершенство компоновки и проектную крейсерскую скорость полёта $M = 0.85$.

Глава 3 - Проектирование скоростных крыльев для административного самолёта с повышенным уровнем комфорта для пассажиров

В настоящее время в мире эксплуатируется свыше 20 000 административных самолётов с газотурбинными двигателями, из них более 70% приходится на США и Канаду (рисунок 3.1). По объёму продаж мировой рынок административных самолётов соизмерим с рынком истребителей (рисунок 3.2). В ряде государств СНГ, прежде всего в России, происходит постоянный рост рынка деловой авиации, определяемый положительными тенденциями в экономике, доходами от экспорта нефтепродуктов и цветных металлов. По данным «РосБизнесКонсалтинга» объём рынка бизнес-перевозок в РФ с 2002 г. увеличивается ежегодно на 30% (рисунок 3.3) и в 2005 г. достиг \$1 млрд.

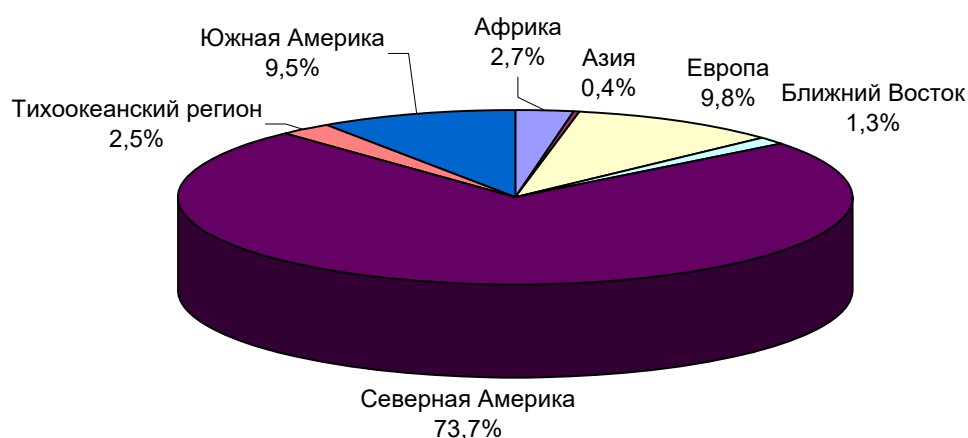


Рисунок 3.1- Распределение мирового парка административных самолётов по регионам

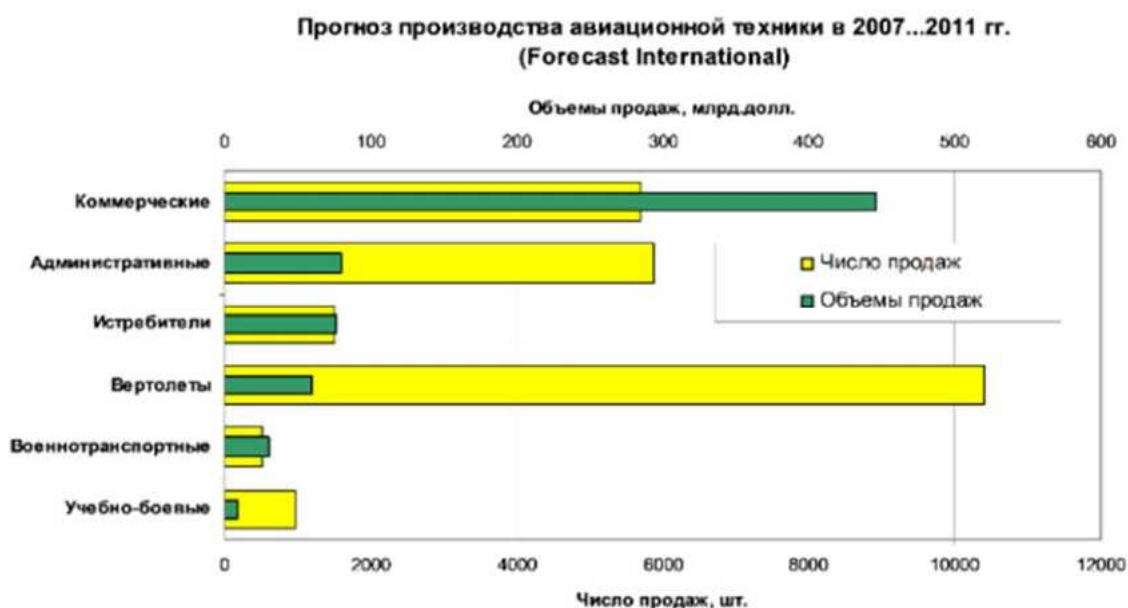


Рисунок 3.2

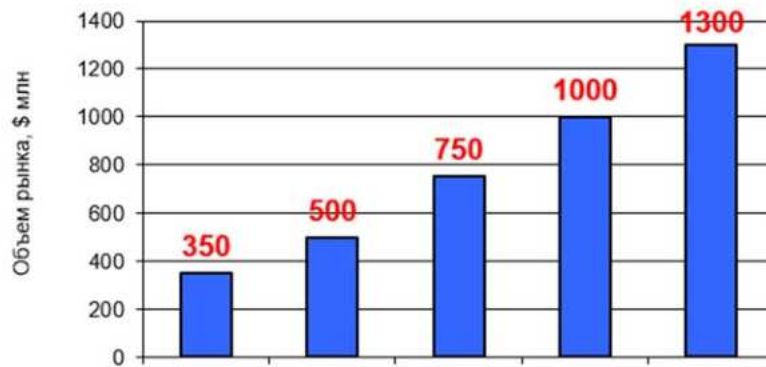


Рисунок 3.3 – Динамика отечественного рынка бизнес-перевозок

Деловая авиация структурируется на административную, вспомогательную и многоцелевую. Административная авиация специализируется на перевозках пассажиров, вспомогательная и многоцелевая на перевозках небольших грузов либо личного персонала. Какие же преимущества имеют самолёты деловой авиации по сравнению с обычными полётами, почему услугами бизнес авиации предпочитают пользоваться многие деловые люди и крупные бизнесмены как основным типом транспортных услуг?

Первое преимущество заключается в том, что клиенту не приходится подстраиваться под расписание авиарейсов, он сам имеет возможность выбрать подходящий график полёта.

Второе преимущество в том, что пассажир огражден от привычных очередей на регистрации, сокращаются потери времени и на различные виды контроля, теперь он проходит его в специальном VIP-зале.

Ну и третье преимущество – это мобильность, удобство и комфорт. Благодаря vip-чартеру за один день можно побывать в разных уголках планеты, уладить срочные дела, подписать нужные контракты, организовать быструю доставку груза в любой город России и ближнего зарубежья.

На долю деловой авиации приходится значительная часть современных перевозок. Так, например, количество бизнес-лайнеров составляет сегодня 23 тысячи воздушных судов. Каждый день в мире фиксируется выполнение около 3 тысяч рейсов на частных воздушных судах. Ежегодно потребности в бизнес-самолётах возрастают на 20-25%. В самых крупных городах мира существуют по несколько терминалов, обслуживающих частные самолёты (например, в Лондоне 16 терминалов).

Российский рынок деловых авиаперевозок исчисляется примерно \$160-ю млн. ежегодно. По мнению экспертов, прирост объёмов бизнес авиации ежегодно составляет 10-15%. В России деловая авиация начала развиваться в 90-х годах, тогда появились первые частные авиакомпании. Со временем они стали сильными, конкурентоспособными брендами и составляют здоровую конкуренцию таким услугам, как автомобильные

грузоперевозки. Вначале полёты ограничивались внутренними рейсами в пределах России, но со временем география значительно расширилась. На сегодняшний день одно Шереметьево ежемесячно обслуживает более 420 рейсов деловой авиации. Итоги нескольких последних лет ярко демонстрируют устойчивую динамику роста числа и объёмов международных грузоперевозок с помощью деловой авиации РФ. Так, в ходе исследования, проведенного NeoAnalytics на тему «Российский рынок бизнес-авиации: итоги 2023 г., прогноз до 2027 г.», выяснилось, что по итогам 2023 г. объём российского рынка бизнес-авиации по совокупной выручке ведущих участников – эксплуатантов бизнесджетов и авиаброкеров – составил чуть более 100 млрд. руб. Таким образом, объём российского рынка бизнес-авиации в 2023 г. увеличился на 27.6 % по отношению к аналогичному показателю годом ранее. Для сравнения с ситуацией 2018 г. в 2023 г. показатель вырос в три раза. Причем, в структуре объёма российского рынка бизнес-авиации по совокупной выручке основных участников доля компаний-эксплуатантов составляет 95.1%, а авиаброкеров – всего 4.9%.

Современный российский рынок бизнес-авиации в последние несколько лет находится в состоянии турбулентности. Преодолев спад, вызванный пандемией COVID-19, авиационная отрасль в целом сумела восстановить докризисные показатели. Однако начало санкционной политики в отношении России и уход западных игроков полностью изменили всю структуру работы российских авиаперевозчиков, в том числе и в сегменте бизнес-авиации.

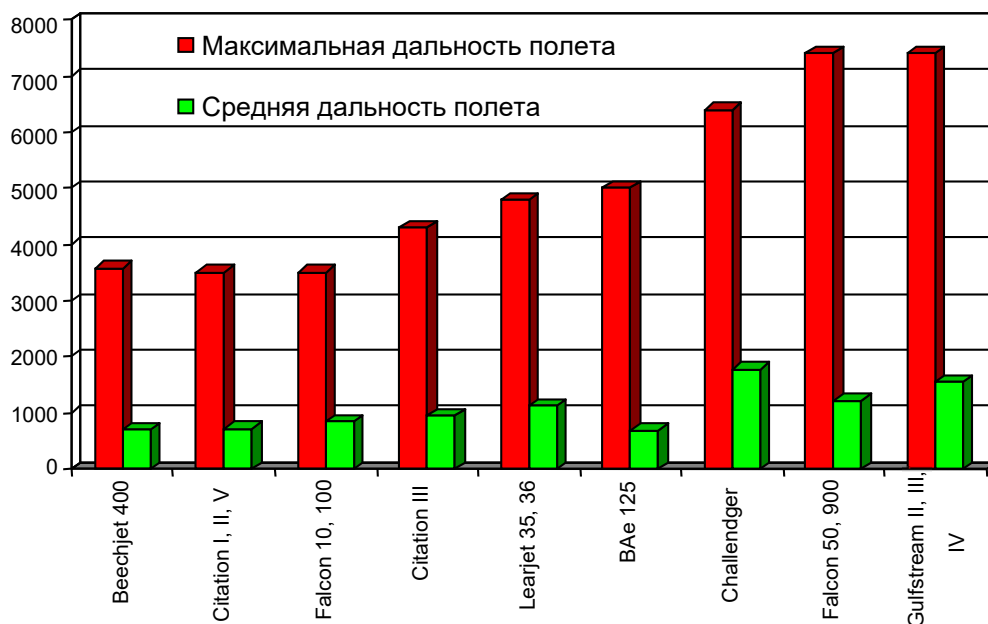
Одна из главных проблематик рынка такова, что общий парк бизнесджетов с момента введения санкций и ухода с рынка преимущественно европейских авиакомпаний, сократился в несколько раз. Одновременно с этим, стоимость их эксплуатации и себестоимость владения значительно возросла, что обусловлено, в том числе, сложностями с авиационными запчастями. Сегодня самыми популярными зарубежными производителями бизнесджетов в РФ является канадская компания Bombardier Inc (26.3%), французская компания Dassault Aviation (24.2%) и на третьем месте – английская компания BAE Systems plc (9.1%). Совокупно на данных производителей приходится 60.6% в общей структуре. Отечественный парк деловой авиации состоит также из переоборудованных отечественных самолётов типа Як-40, Ту-134, Як-42, Ан-74. При этом Як-40 и Ту-134, использующиеся наиболее интенсивно, вырабатывают свой ресурс, имеют высокий уровень шума, препятствующий полётам за рубеж, и должны быть в ближайшем будущем заменены.

Многоцелевой самолёт с ТВД М-101Т “Сокол”, который начал использоваться в качестве аэротакси, имеет крейсерскую скорость полёта 350÷400 км/час и не отвечает

требованиям к деловому самолёту по скорости и комфорту. Использование реактивного административного самолёта позволит вдвое повысить скорость полёта и значительно расширить географию полётов. Потенциальными пользователями такого самолёта являются государственные чиновники высокого ранга, бизнесмены, небольшие корпорации, авиакомпании, работающие по типу авиатакси.

Проекты российских реактивных административных самолётов прорабатываются в нескольких КБ, однако отсутствие принципиально новых качественных особенностей компоновки, недостаток опыта проектирования самолётов данного класса и отставание отечественной технологической базы делают реализацию данных проектов маловероятной.

В данной главе предлагается оригинальная компоновка небольшого реактивного административного самолёта, рассчитанного на 4÷8 пассажиров с дальностью полёта 3500÷4000 км. Статистика перевозок деловой авиации в (рисунок 3.4) показывает, что независимо от максимальной дальности и пассажироместимости самолёта, среднее количество пассажиров в полёте равно 3-4, а средняя дальность полёта не превышает 1500 км (ограничение по однодневности поездки). Дальность полёта 3500÷4000 км обеспечивает связь головного офиса и филиалов подавляющего большинства российских компаний (рисунок 3.5), а с одной промежуточной посадкой перекрывает дальность всех внутрироссийских трасс. Наконец, указанной дальности достаточно для прямой связи Москвы со всеми городами Европы и Ближнего Востока.



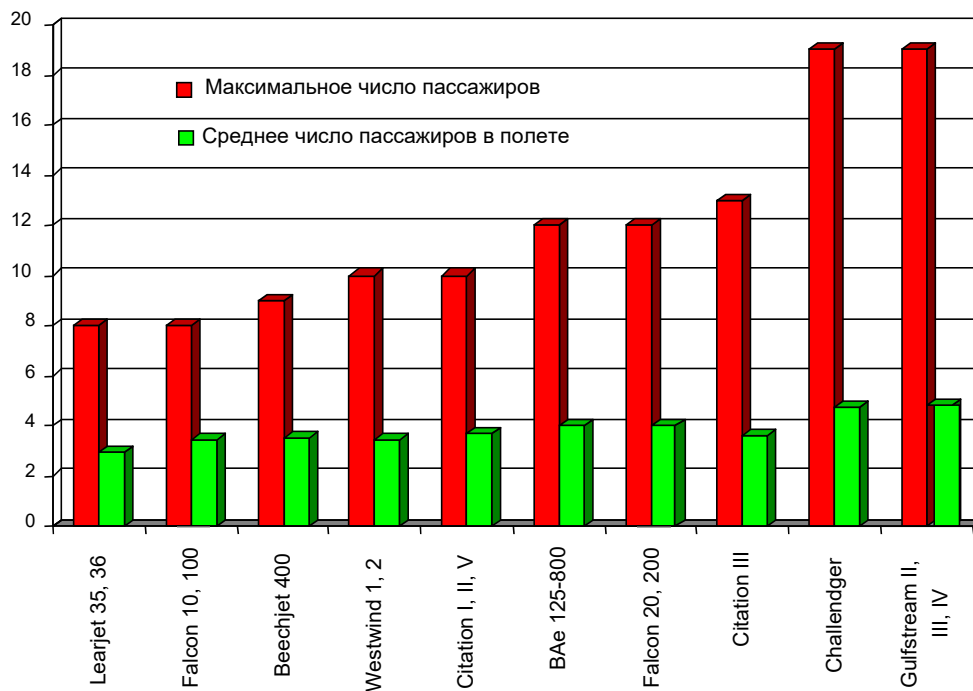


Рисунок 3.4

Выбранная схема нового административного самолёта с каплевидным фюзеляжем (рисунок 3.6) позволяет значительно улучшить комфорт пассажиров (максимальная высота салона $H \approx 1.9$ м – наибольшая среди аналогов) и получить за счёт благоприятной аэродинамической интерференции максимальную скорость полёта, соответствующую числу Маха $M=0.82$ на прямом крыле с относительной толщиной профилей $\bar{c}=14-9\%$ в корневом и концевом сечениях соответственно. Использование прямого крыла упрощает и облегчает конструкцию, позволяет получить высокие взлётно-посадочные характеристики при отсутствии предкрылка и обеспечивает естественную ламинаризацию обтекания поверхности. Широкое использование композитных материалов в конструкции крыла, фюзеляжа и оперения позволит не только повысить весовую отдачу самолёта, но и получить необходимый опыт в конструировании, технологии производства и эксплуатации композитов для перспективных отечественных летательных аппаратов.

Реализация всех вышеуказанных технических новшеств даст качественное превосходство над самолётами аналогичного класса и обеспечит конкурентные преимущества на мировом рынке.

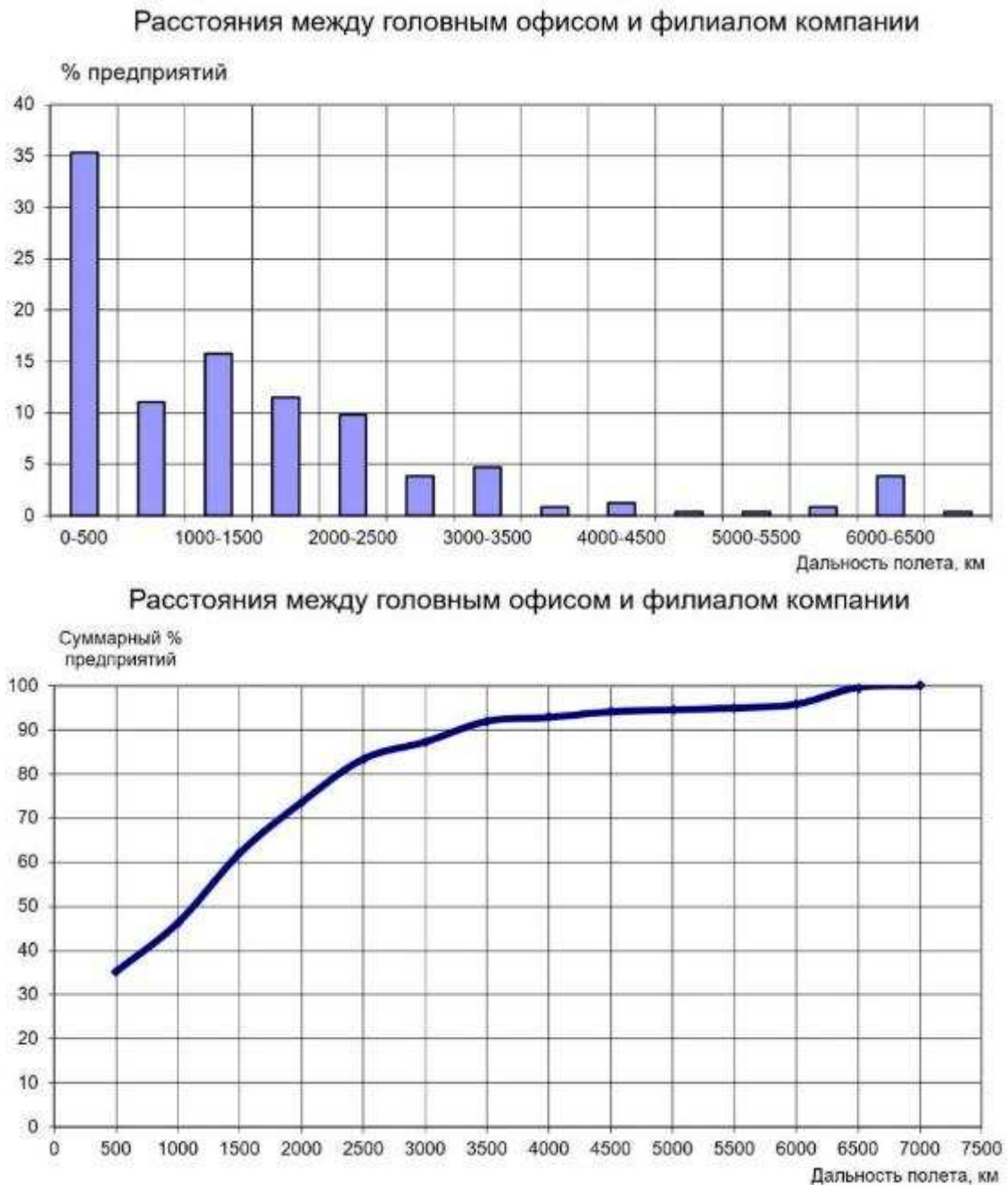


Рисунок 3.5 – Обоснование необходимой дальности полёта перспективного административного самолёта (результаты анализа расположения штаб-квартир и филиалов крупнейших российских компаний)

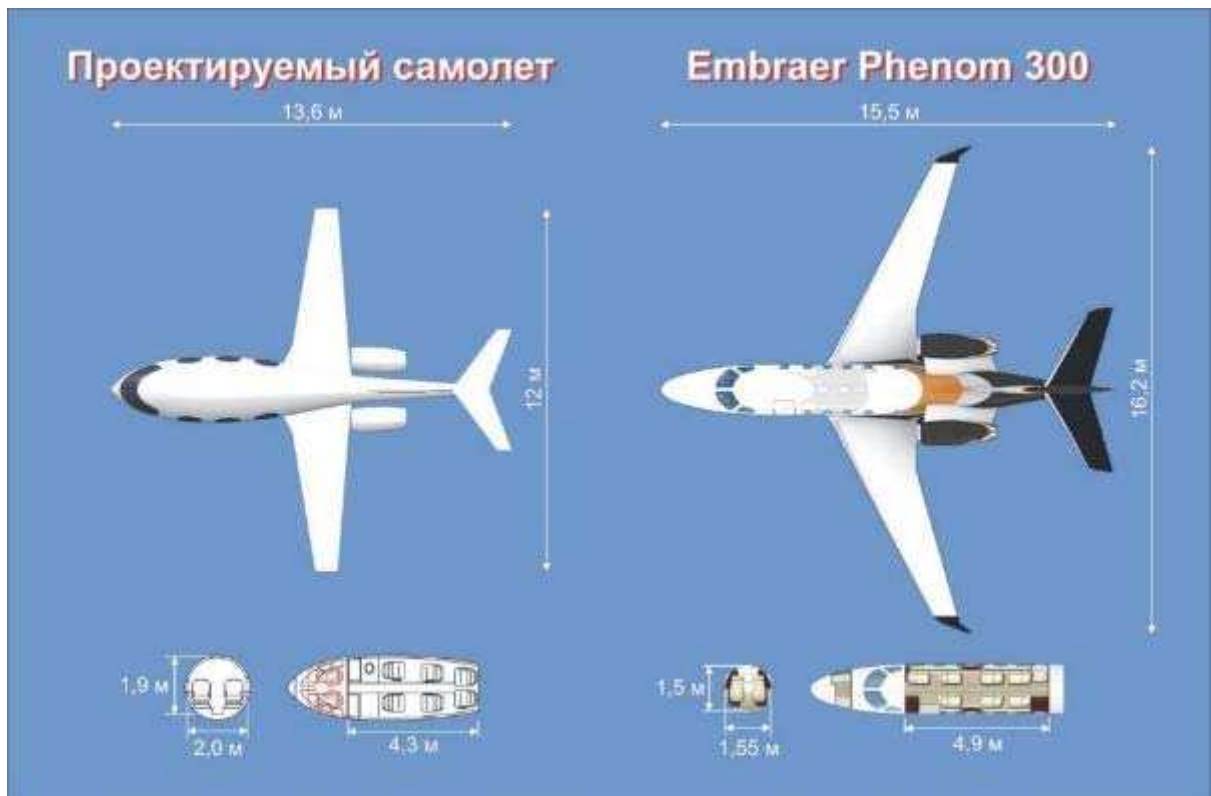


Рисунок 3.6 – Сравнение размеров самолёта и пассажирского салона с зарубежным аналогом

3.1 Особенности аэродинамической компоновки

3.1.1 К вопросу об аэродинамической интерференции

Одним из главных критериев оценки административного самолёта потенциальными заказчиками является степень комфорта, определяемая объёмом и максимальной высотой салона. В зависимости от времени и дальности полёта административные самолёты делятся на четыре группы: ближние ($L=3\div3.5$ тыс. км) с типичной высотой салона $H\sim 1.5$ м, средние ($L=3.5\div 6$ тыс. км) с $H\sim 1.7\div 1.8$ м, дальние и сверхдальние с возможностью перемещения по пассажирской кабине в полный рост ($H\sim 1.85\div 1.9$ м).

Стремясь повысить высоту салона, конструкторы, как правило, выносят крыло вниз за обводы фюзеляжа, что приводит к необходимости организации большого обтекателя (рисунки 3.7, 3.8). Такая компоновка полностью противоречит основам рациональной аэродинамической интеграции элементов самолёта. Для того, чтобы уменьшить неблагоприятную аэродинамическую интерференцию необходимо разносить области максимальных возмущений, здесь же, наоборот, происходит сложение возмущенных скоростей фюзеляжа и крыла, что приводит к усилению продольных градиентов давления и более раннему возникновению кризисных явлений.



Рисунок 3.7 – Административный самолёт Premier 1A



Рисунок 3.8 – Административный самолёт Gulfstream G100

Поясним сказанное примером. Установим одно и то же крыло на разные фюзеляжи (рисунок 3.9). Характеристики крыла следующие: $L=18.8$ м, $\lambda=10.3$, $\chi_{1/4}=22.7^\circ$, $\eta=3$, $\bar{c}=13.9$ - 11.9 - 10% по борту, излому и концу крыла соответственно. В первом случае

крыло пересекает цилиндрический фюзеляж с диаметром 2.4 м без всякого зализа; во втором случае диаметр фюзеляжа всего 2.28 м, но крыло проходит ниже цилиндрической части фюзеляжа и поэтому необходим обтекатель, подобный изображенному на рисунке 3.7.



Рисунок 3.9 – Сравнение различных компоновок

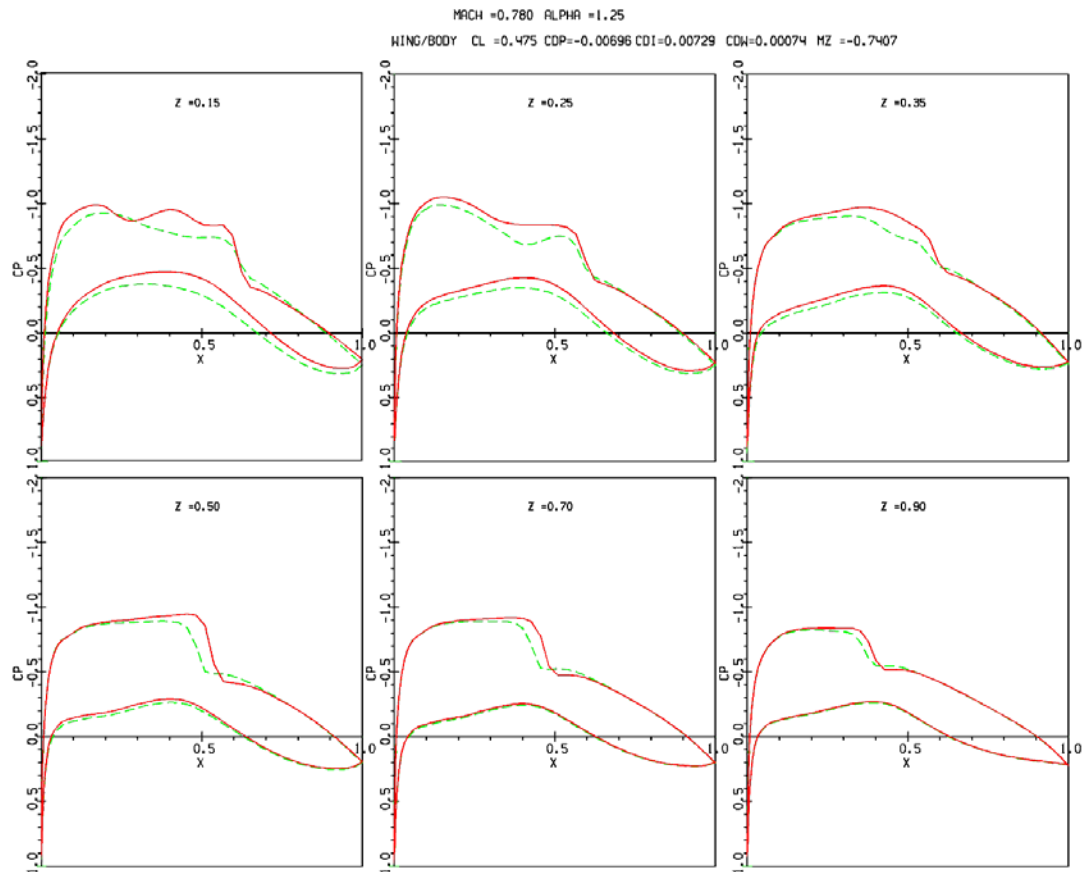


Рисунок 3.10 – Сравнение распределений давления

Сравнение эпюр давления по крылу для двух компоновок на режиме $M=0.78$ $C_{y0}=0.475$ приведено на рисунке 3.10. Видно, что распределения давления сильно отличаются, причём не только в корне, где отличия наибольшие, но и практически по всему размаху. Волновое сопротивление на компоновке с обтекателем более чем в два раза выше.

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 рисунках 3.11, 3.12. Видно, что добавление возмущённых скоростей от обтекателя эквивалентно увеличению относительной толщины бортового профиля на 30% (с 13.9% до 18%)!

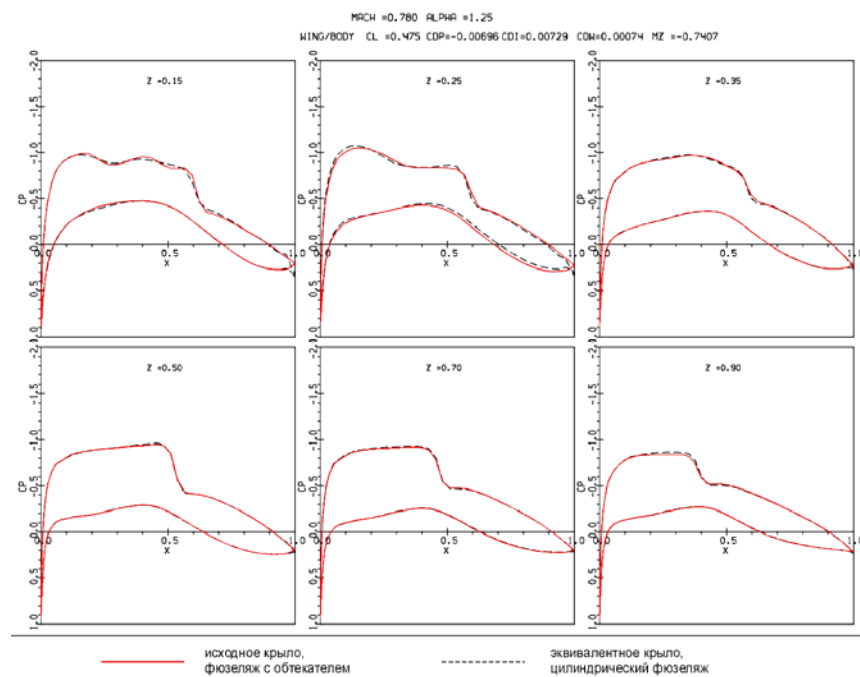


Рисунок 3.11

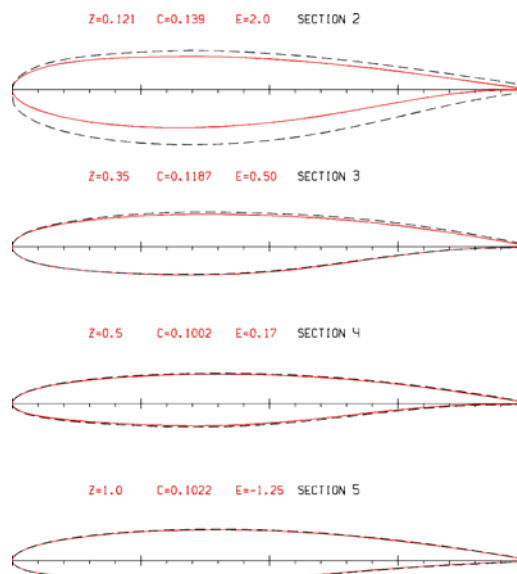


Рисунок 3.12

Отметим, что аналогичная проблема неблагоприятной интерференции возникает и для самолётов в схеме высокоплан. Здесь тоже конструкторы, стремясь к максимальному использованию объёмов фюзеляжа, часто выносят крыло за обводы цилиндрической части вверх. Неблагоприятная интерференция в этом случае еще более усиливается, так как возмущенные скорости на верхней поверхности крыла гораздо выше, чем на нижней. Без организации длинного и тяжелого обтекателя в схеме высокоплан проблематично достижение высоких скоростей полёта $M \geq 0.8$.

3.2 Обоснование предлагаемой компоновки

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 3.13. 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 $M=0.86 \div 0.87$ (рисунок 3.14). 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.



Рисунок 3.13 – Общий вид предлагаемого самолёта

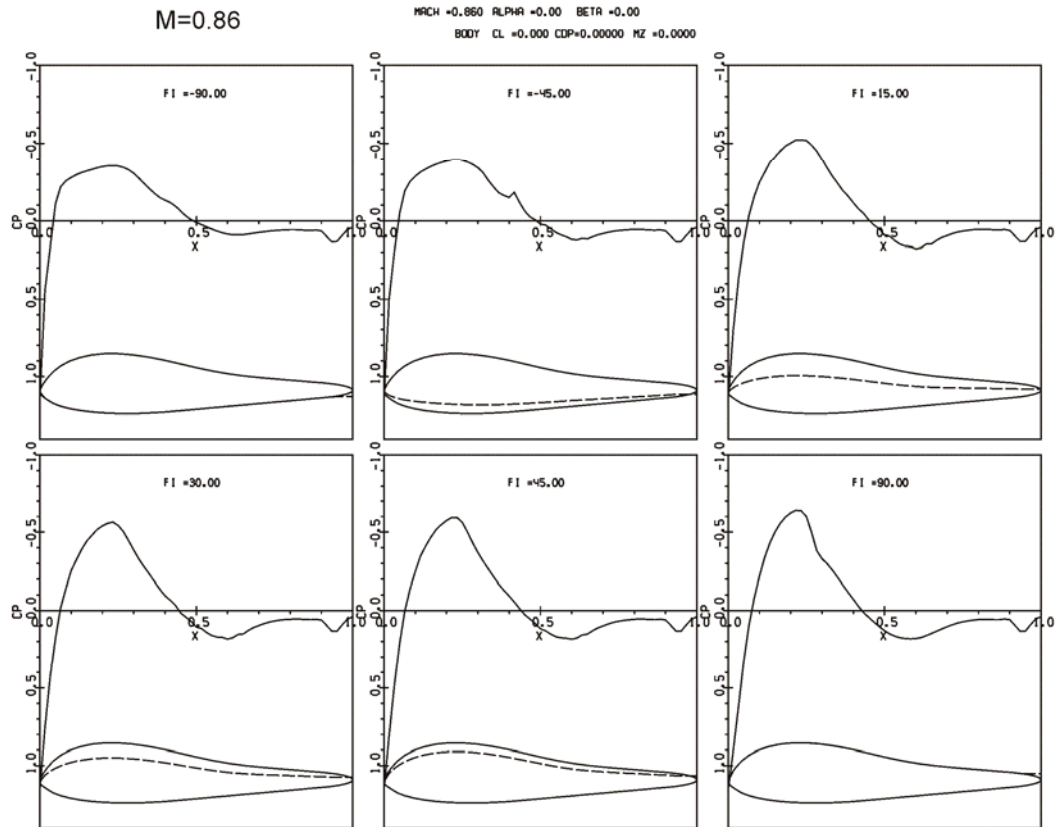


Рисунок 3.14 – Распределение давления по изолированному фюзеляжу

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. Кроме того, согласно статистике, средняя дальность перелётов составляет всего лишь 800÷1000 км для ближних и средних административных самолётов и 1400÷1700 км для самолётов большей дальности. Из-за того, что в профилировке крыла используются скоростные профили, рассчитанные на $C_{y\sim 0.3}$, на больших C_y возникают сильные носовые скачки уплотнения, поэтому полёт на максимальную дальность ($C_{y\sim 0.5}$) происходит при гораздо меньших числах Маха. Если для магистральных самолётов разница между полётом на максимальную дальность и максимальной скоростью обычно составляет $\Delta M \sim 0.03 \div 0.04$, то для самолётов бизнес класса эта разница скоростей нередко равна $\Delta M \sim 0.06 \div 0.08$.

Рассматривалось крыло с удлинением $\lambda=8$, сужением $\eta=3$ и с различными стреловидностями консолей (рисунок 3.15). Расчётами было показано, что при рациональных значениях относительной толщины сечений крыла можно достичь числа $M_{\max} \sim 0.86$ при обратной стреловидности $\chi \sim -20^\circ$, $M_{\max} \sim 0.84$ при $\chi \sim -10^\circ$ и $M_{\max} \sim 0.82$ при $\chi \sim 0^\circ$. При всех значениях стреловидности нет опасности турбулизации передней кромки, поэтому можно рассчитывать на достижение протяженных участков естественного

ламинарного обтекания на разгонных эпюрах давления, характерных для режима максимальной скорости.

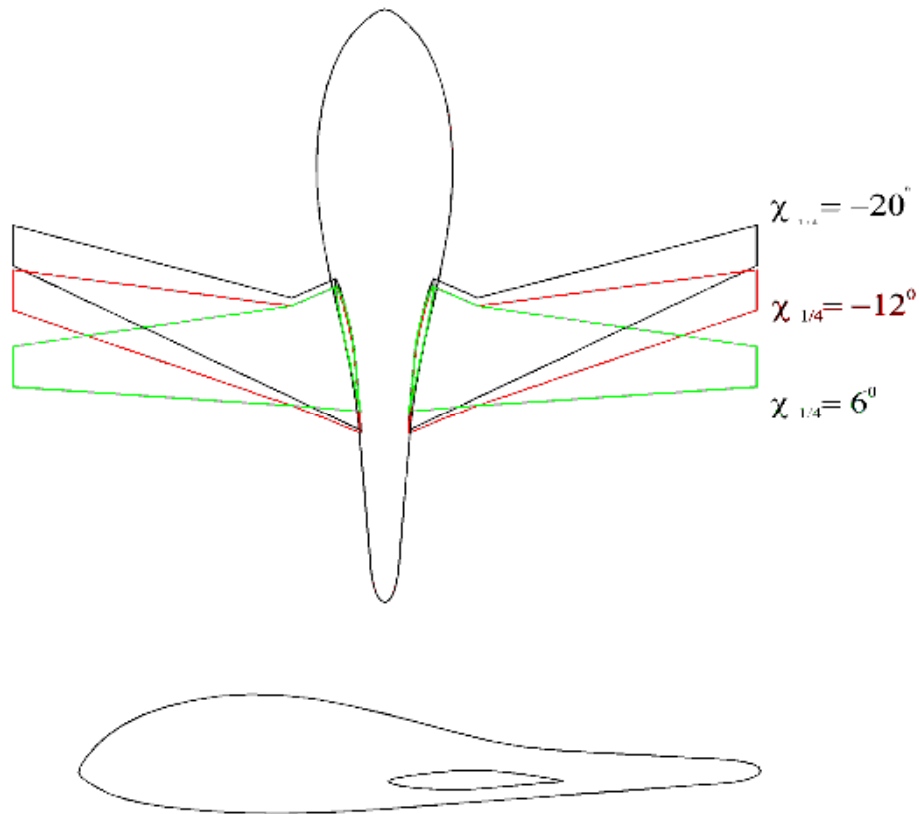


Рисунок 3.15 – Формы в плане рассмотренных крыльев

Положение аэродинамического фокуса рассчитывалось для полной компоновки (рисунок 3.16) как по программе BLWF-56 (см. рисунок 3.17), так и по методу вихревой решетки. Полученные значения оказались близки, хотя для уверенной оценки необходимо проводить экспериментальные исследования. 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 такой стреловидности упрощается и облегчается конструкция крыла, а также улучшаются взлётно-посадочные характеристики, позволяя в первом приближении обойтись без предкрылка.

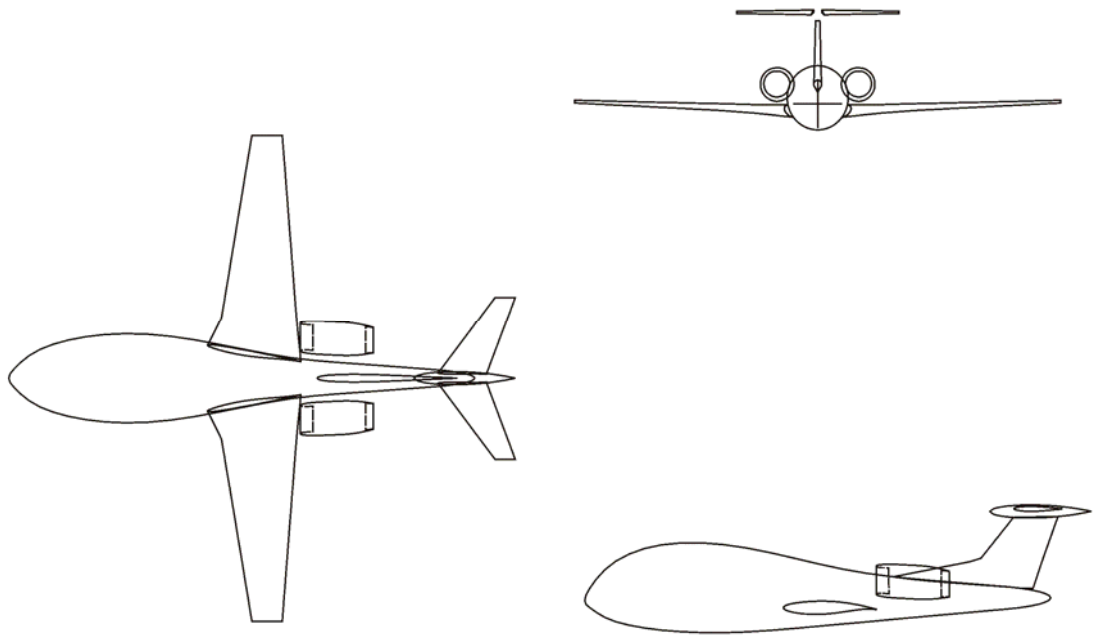


Рисунок 3.16 – Расчётная модель компоновки для программы BLWF-56

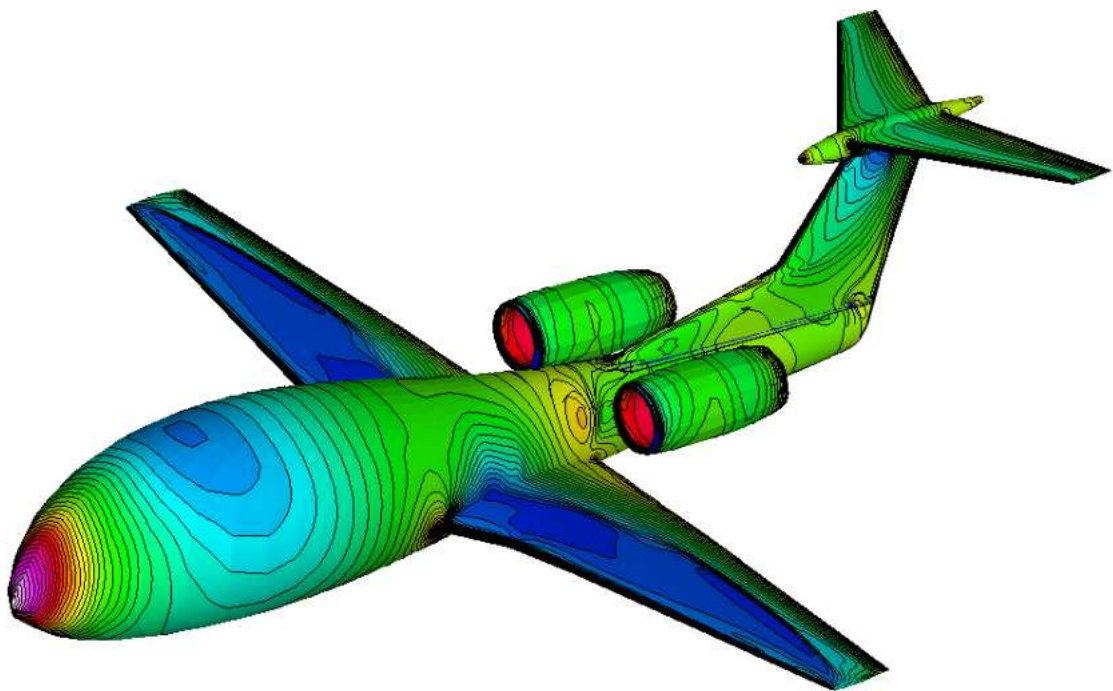
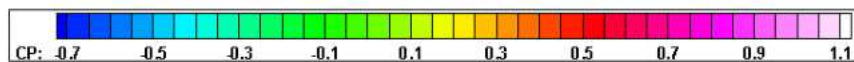


Рисунок 3.17 – Расчётная картина изобар на режиме $M=0.82$ $C_y=0.3$

Крыло с нулевым значением стреловидности заднего лонжерона было спроектировано более подробно при помощи традиционной методики аэродинамического проектирования. Крыло компоновалось по 5 базовым сечениям (рисунок 3.18), профили

которых приведены на рисунке 3.19. 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.

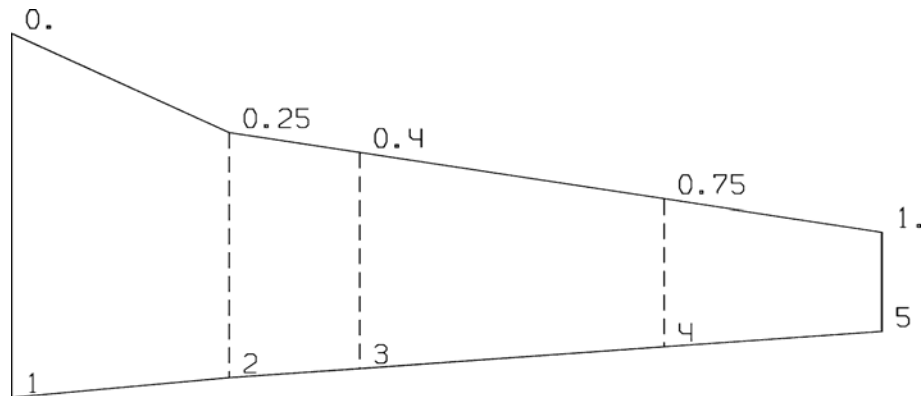


Рисунок 3.18 – Базовые сечения крыла

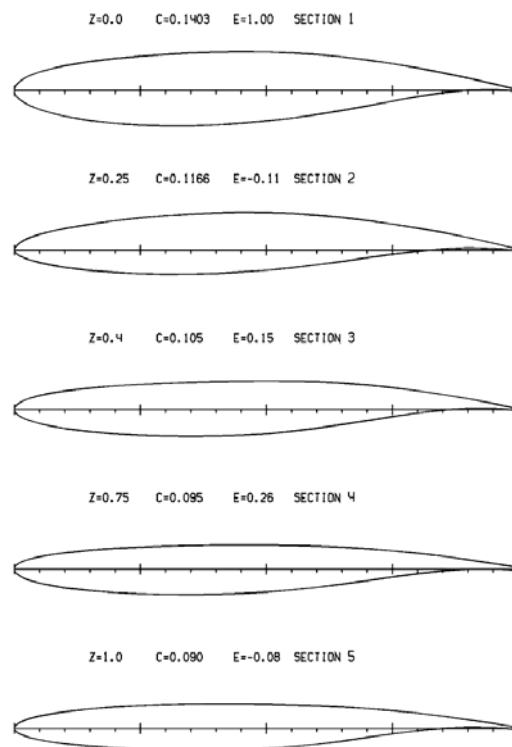


Рисунок 3.19 – Профили базовых сечений крыла

Расчётные характеристики сопротивления полной компоновки (фюзеляж-крыло-оперение-мотогондолы) показаны на рисунке 3.20. Видно, что прямое крыло в условиях благоприятной интерференции обеспечивает достижение максимального числа Маха крейсерского полета $M_{\text{MAX}}=0.82$ (870 км/час) (см. распределение давления по крылу на рисунках 3.17, 3.21). Полёт на максимальную дальность будет происходить при числе $M \approx 0.76$ (810 км/час) (рисунок 3.22). Такие скорости типичны для самолётов со стреловидными крыльями ($\chi \sim 25^\circ$). Заметим, что среди ближних и средних

административных самолётов практически нет более скоростных моделей. Так, например, у разрабатываемого административного самолёта фирмы Embraer Phenom-300 (рисунок 3.6) со стреловидным крылом $M_{\text{КРЕЙС}}=0.74$, $M_{\text{МАХ}}=0.78$.

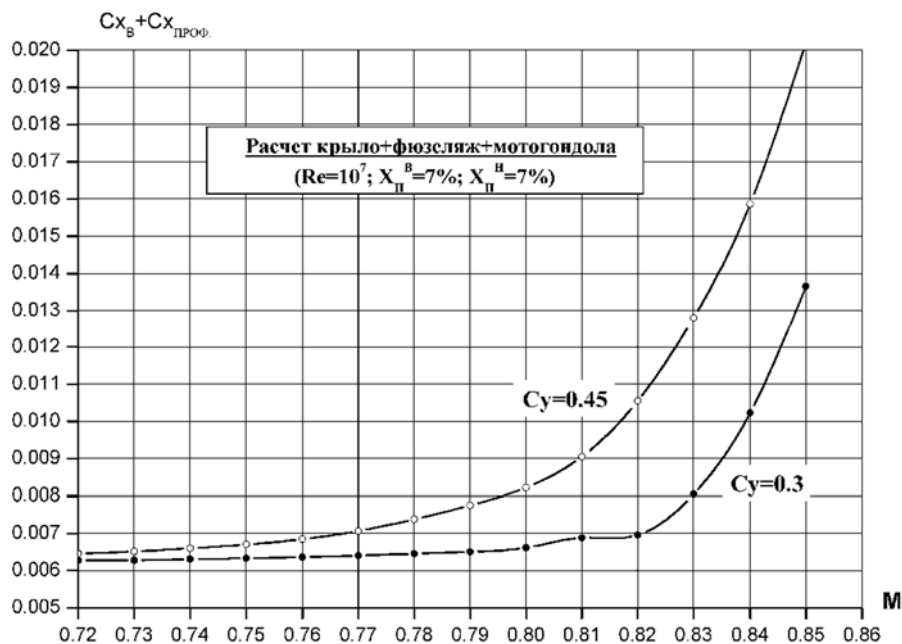


Рисунок 3.20 – Расчётная зависимость сопротивления от числа Маха

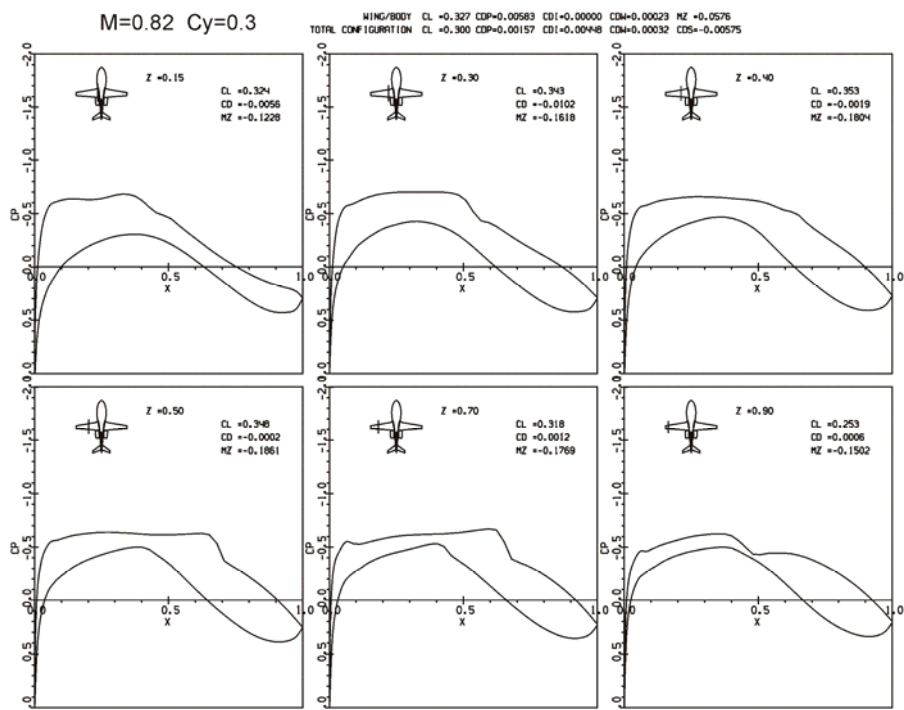


Рисунок 3.21 – Расчётное распределение давления в сечениях крыла

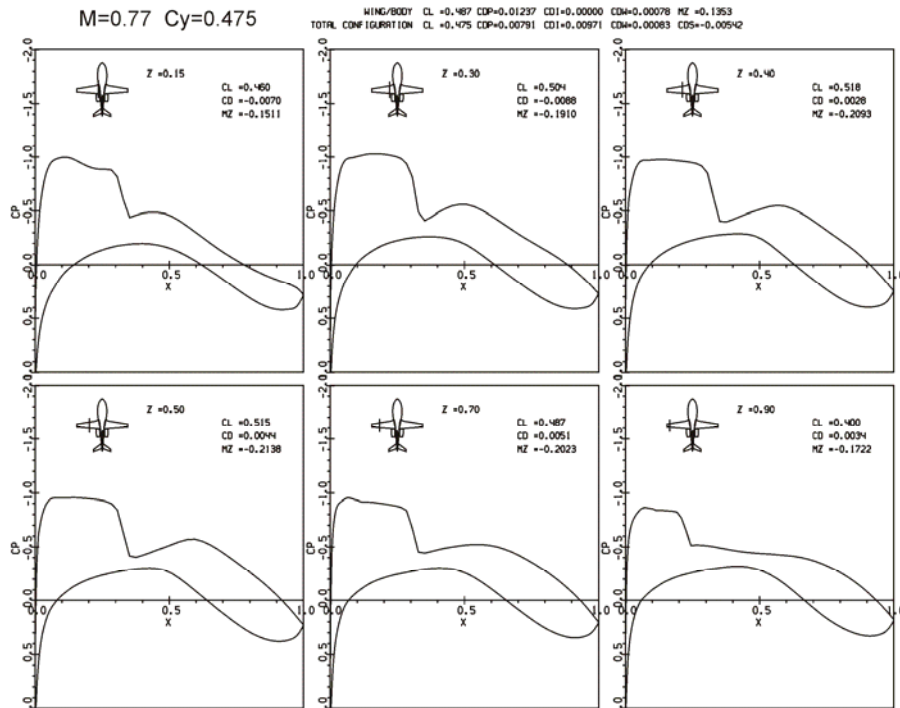


Рисунок 3.22 – Расчётное распределение давления в сечениях крыла

3.3 Компоновка самолёта

Одной из характерных особенностей предлагаемой новой аэродинамической компоновки административного самолёта является оригинальная форма фюзеляжа, имеющего увеличенное сечение передней части (рисунок 3.23) и сравнительно тонкую хвостовую часть. Указанная особенность фюзеляжа позволяет на небольшом самолёте сформировать пассажирскую кабину с поперечным сечением, близким по размерам к сечениям фюзеляжей больших «широкофюзеляжных» административных самолётов (рисунки 3.24, 3.25). Таким образом, реализуется возможность обеспечения высокого уровня комфорта для пассажиров.

Гермокабина самолёта состоит из двух изолированных отсеков. В переднем отсеке, ограниченном сзади кессоном крыла, размещена кабина для двух пилотов и пассажирская кабина. Отсек, расположенный за кессоном крыла, предназначен для багажа.

Пассажирская кабина длиной 4.3 м, рассчитана в стандартном варианте на шесть кресел бизнес-класса шириной до 0.7 м, размещенных с шагом 40 дюймов (101.6 см), что соответствует уровню комфорта бизнес салонов дальних магистральных пассажирских самолётов. Высота продольного прохода ~ 1.9 м практически позволяет передвигаться пассажирам по самолёту в полный рост, что важно для самолёта даже со средней дальностью полёта и является существенным фактором комфорта. Пассажиры получают возможность, не наклоняясь передвигаться вдоль салона для общения с другими пассажирами и экипажем. Значительно более удобным становится использование стойки-

буфета и гардероба. Перед туалетным зеркалом можно стоять в полный рост. Задний багажный отсек в совокупности с гардеробом позволяет разместить по чемодану на каждого пассажира и члена экипажа.

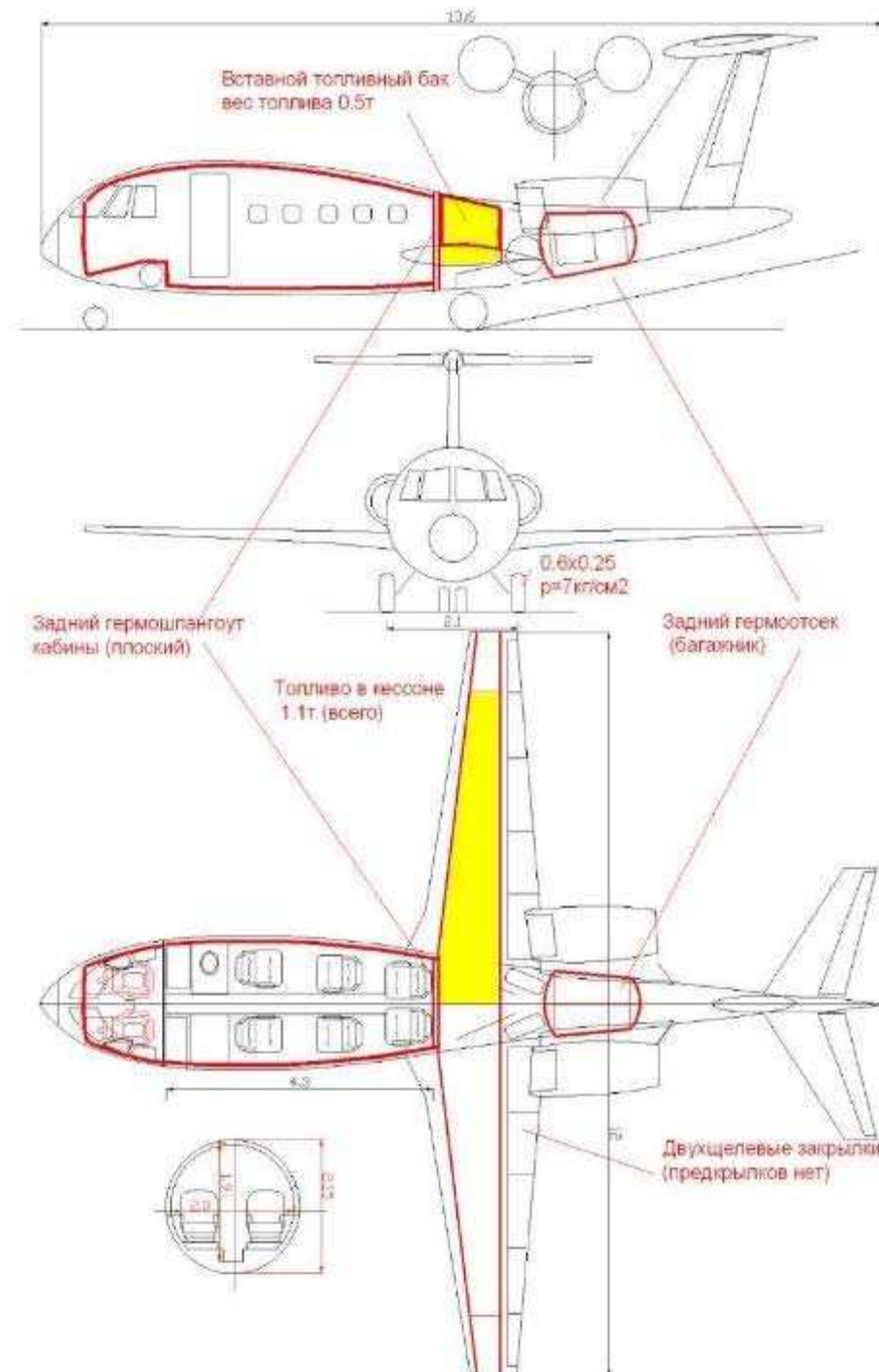


Рисунок 3.23 – Компоновочная схема самолёта

Прямое крыло имеет достаточную подъёмную силу, чтобы отказаться от предкрылков и тем самым обеспечить ламинарное обтекание. Задняя кромка крыла снабжена элеронами и двухщелевыми закрылками. Объёмы баков в крыле с большим размахом и большой относительной толщиной с учётом фюзеляжного бака над кессоном

крыла достаточны для размещения ~ 1.5 т топлива, что позволяет обходиться без неудобных вставных баков, размещаемых на многих административных самолётах под полом пассажирской кабины.

Шасси самолёта трёхстоечное с передним колесом и одноколесными главными стойками, убираемыми в фюзеляж за кессон крыла. Умеренное давление в пневматиках ($p \approx 7 \text{ кг/см}^2$) обеспечивает базирование самолёта не только на бетонированных аэродромах, но и на грунтовых аэродромах с прочностью грунта $\sigma \geq 8 \text{ кг/см}^2$.

Мотогондолы для двух ТРДД размещены по бокам фюзеляжа над задней кромкой крыла. Такое размещение двигателей полностью исключает их повреждение от посторонних предметов, засасываемых с поверхности ВПП.

Хвостовое оперение самолёта Т-образное. Особенности компоновки самолёта позволяют, в случае необходимости повышения путевой устойчивости, разместить подфюзеляжный киль значительных размеров и площади.

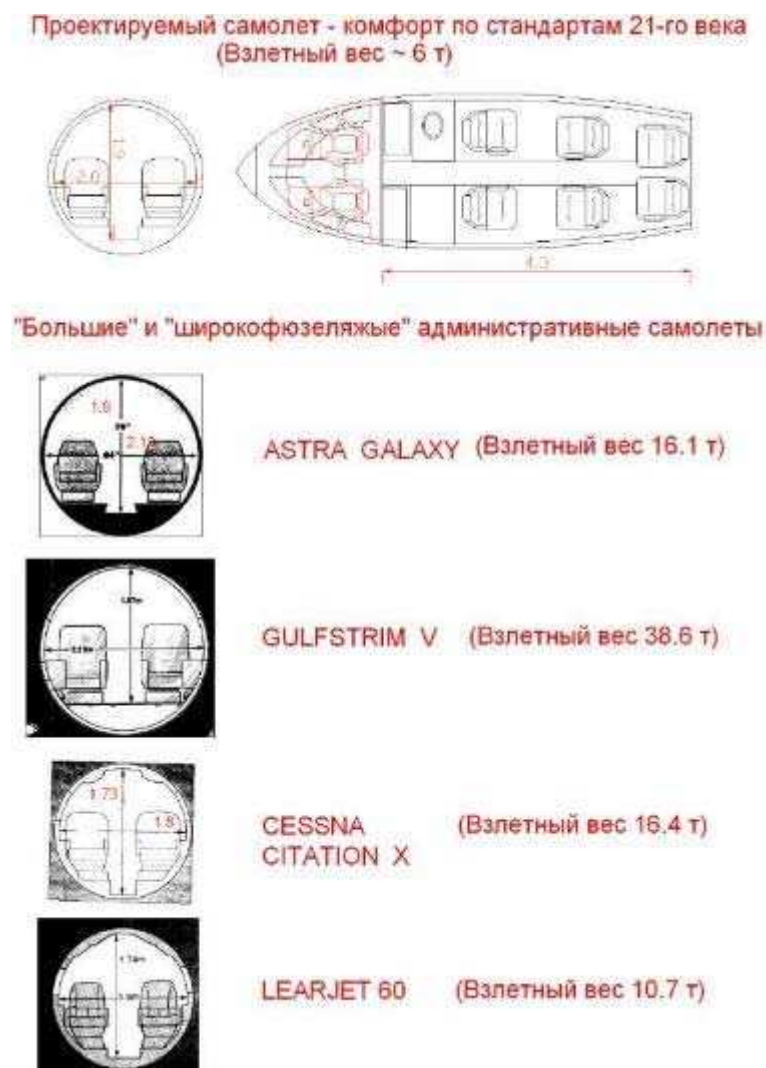


Рисунок 3.24 – Поперечные сечения салонов административных самолётов

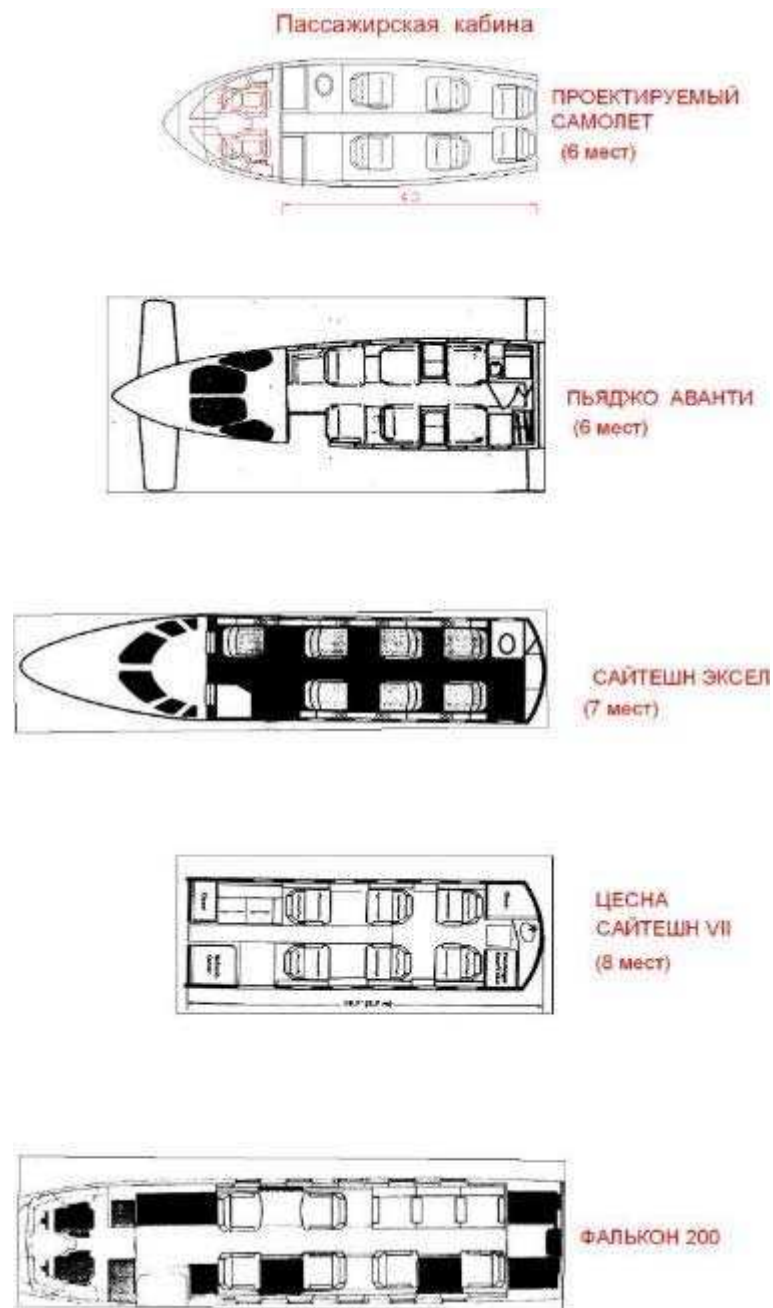


Рисунок 3.25 – Плановые проекции пассажирских салонов административных самолётов

3.4 Результаты испытаний в АДТ

В аэродинамической трубе АДТ Т-128 в рабочей части №1 проведены испытания модели административного самолёта с гладким крылом на хвостовой державке с углом заклинения $\sim 23^\circ$ (рисунок 3.26).



Рисунок 3.26

Основной целью проведения эксперимента было экспериментальное определение суммарных аэродинамических характеристик модели. В соответствии с тематической программой, испытания модели проводилась при числах $M=0.18, 0.6, 0.7, 0.75, 0.78, 0.8$ и 0.82 в условиях свободного ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя. Начальное давление в контуре АДТ составляло $p_0 \approx 1, 3$ и 4 ата. Испытания проводились в диапазоне углов атаки $-5^\circ \leq \alpha \leq +23^\circ$, при угле скольжения $\beta = 0^\circ$ в прямом $\gamma=0^\circ$ положении.

На рисунках 3.27-3.31 приведено сравнение аэродинамических характеристик $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$, $m_{za}(C_{ya})$, $C_{ya}(C_{xa})$, $K(C_{ya})$ модели административного самолёта, полученное в испытаниях в АДТ Т-128 и в АДТ Т-102 при числах $M=0.18, 0.15$ соответственно. Сравнение показывает на удовлетворительную сходимость аэродинамических характеристик на линейном участке. Величина максимального качества, полученная в испытаниях в АДТ Т-102, ниже на $\Delta K \sim 1$. Отличаются представленные зависимости на закритических углах атаки. Возможно, это вызвано различием в отделке модели, которое влияет на зависимости аэродинамических характеристик в условиях свободного перехода пограничного слоя. Кроме того, в трубах используются различные подвески модели.

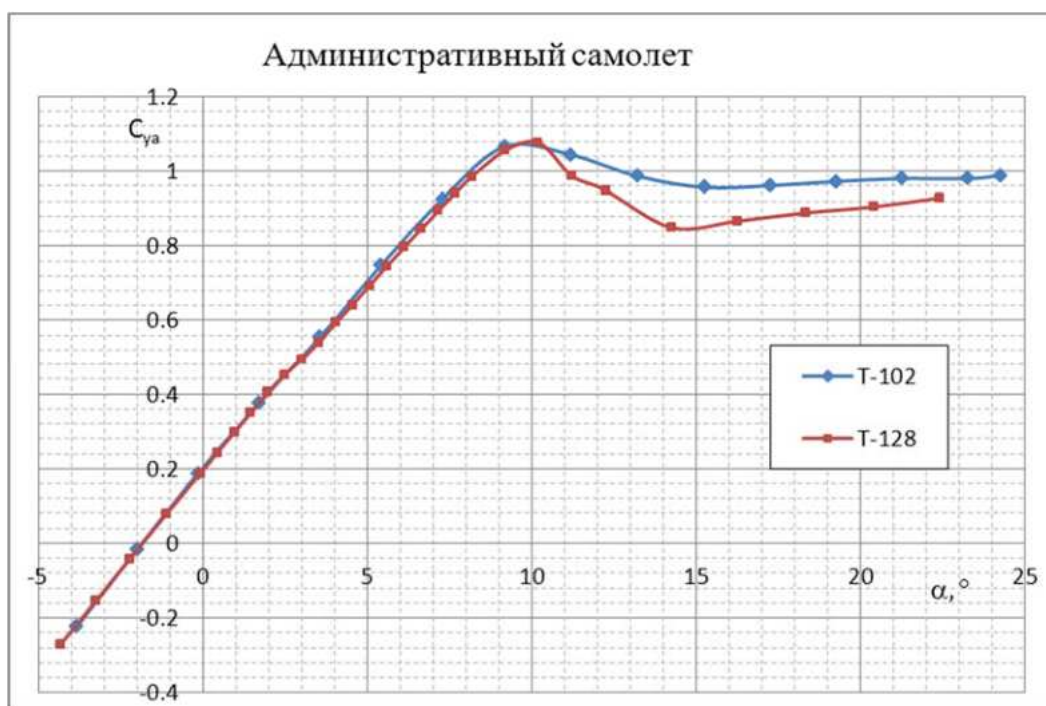


Рисунок 3.27

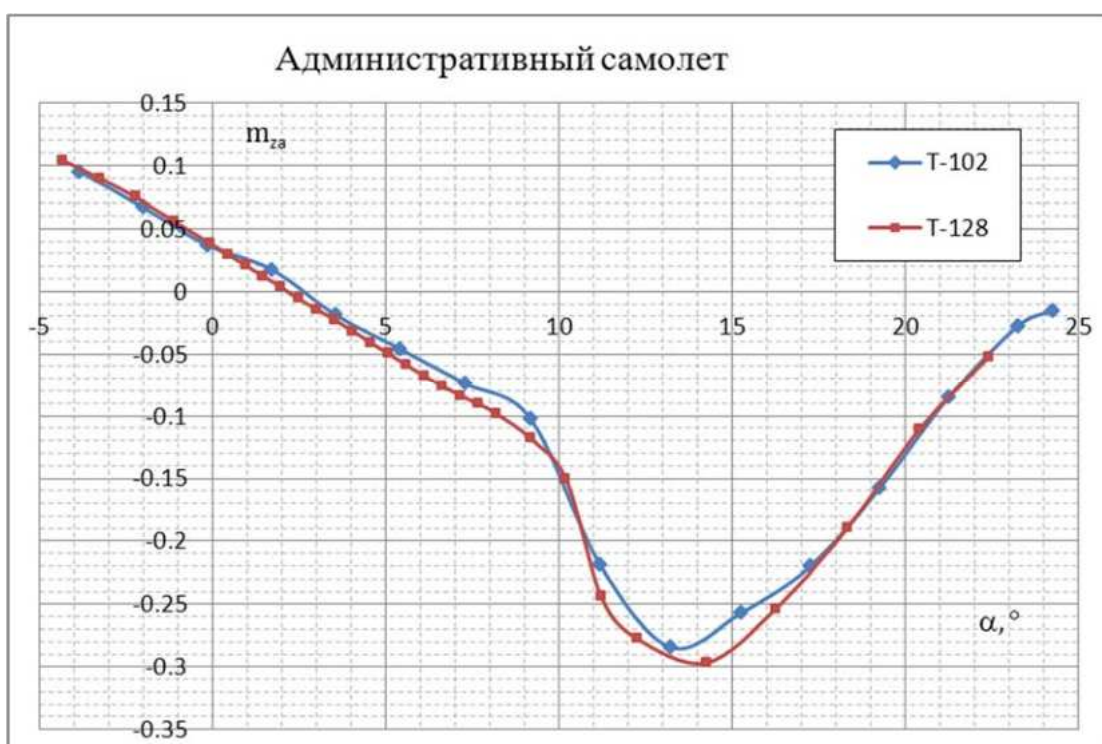


Рисунок 3.28

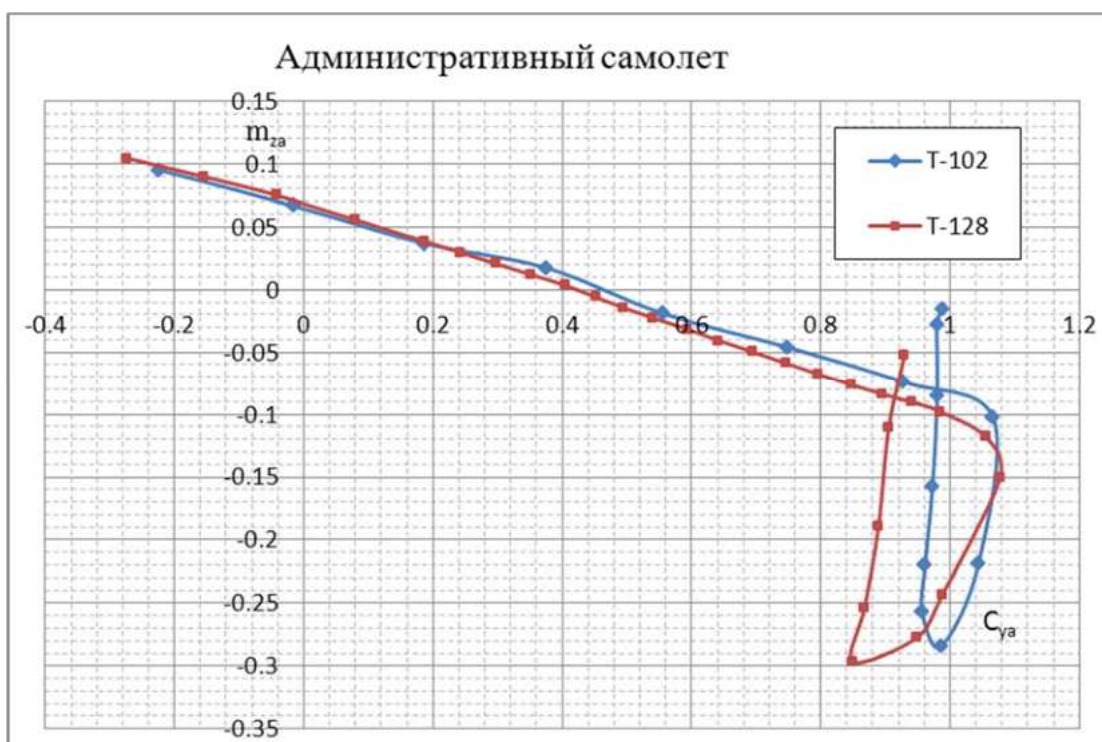


Рисунок 3.29

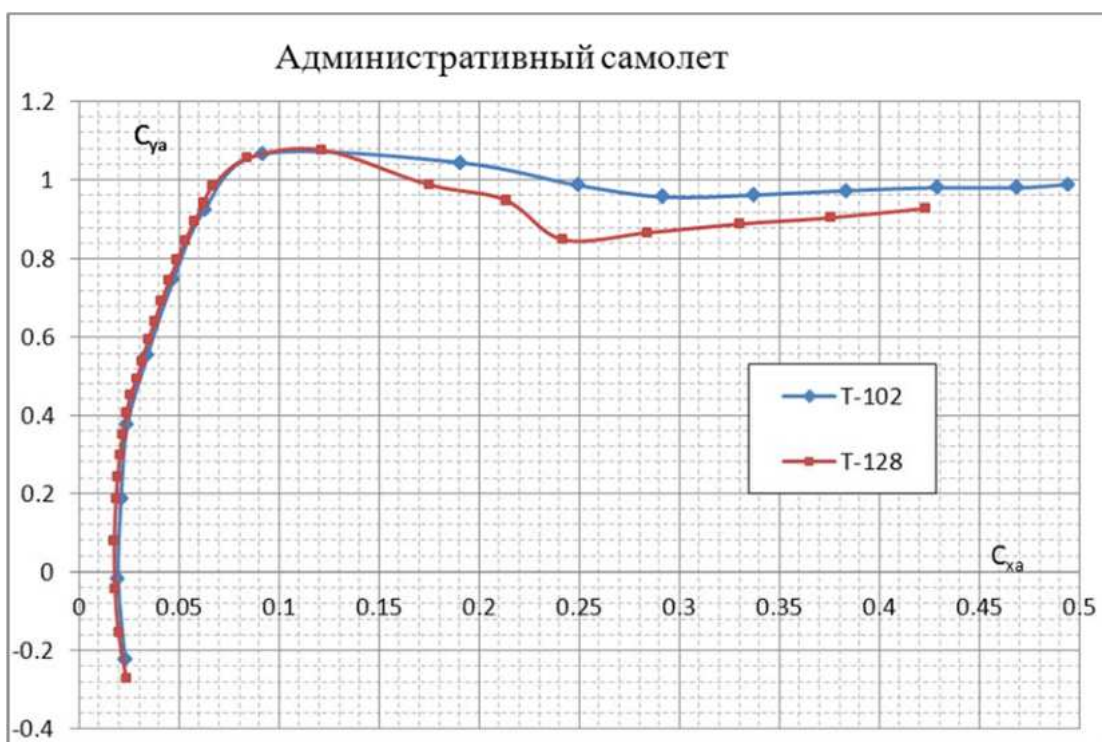


Рисунок 3.30

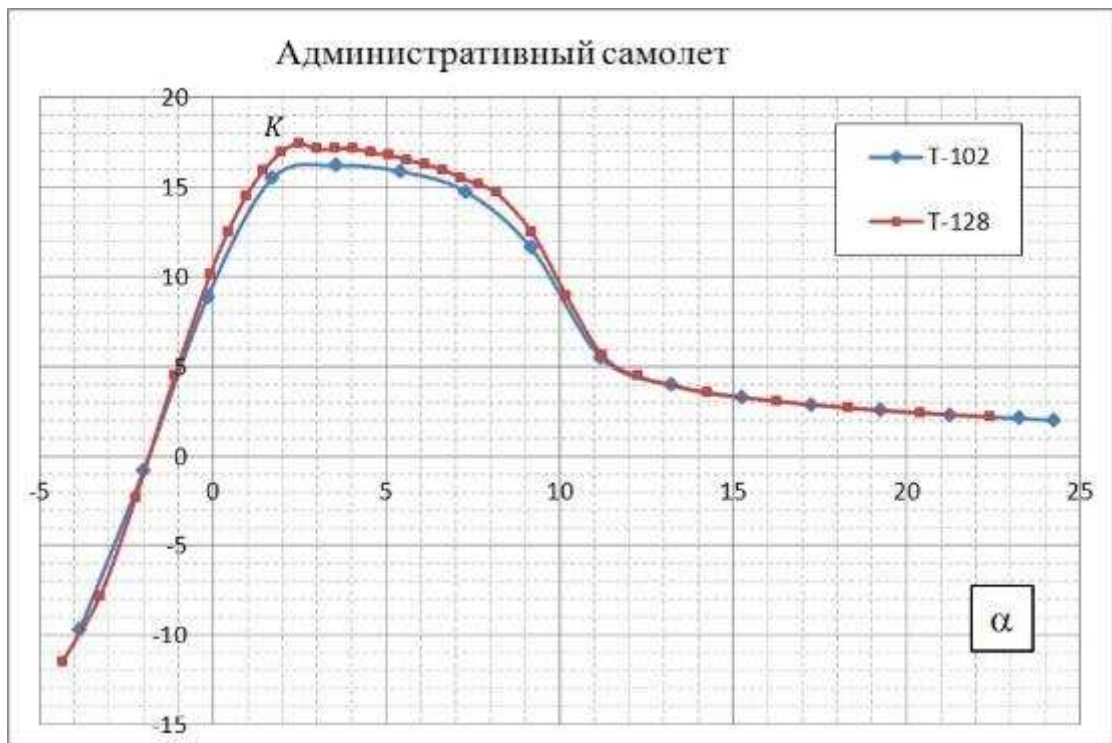


Рисунок 3.31

На рисунках 3.32÷3.36 представлены аэродинамические характеристики $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$, $m_{za}(C_{ya})$, $C_{ya}(C_{xa})$, $K(C_{ya})$ модели административного самолёта в конфигурации без ГО и МГ при числах $M=0.75, 0.8$ и числе $Re \approx 3.5$ млн.

	Прот.	M	Re	МГ	ГО
□	1023;106	0.750	3.459	-	-
△	1024;106	0.799	3.474	-	-

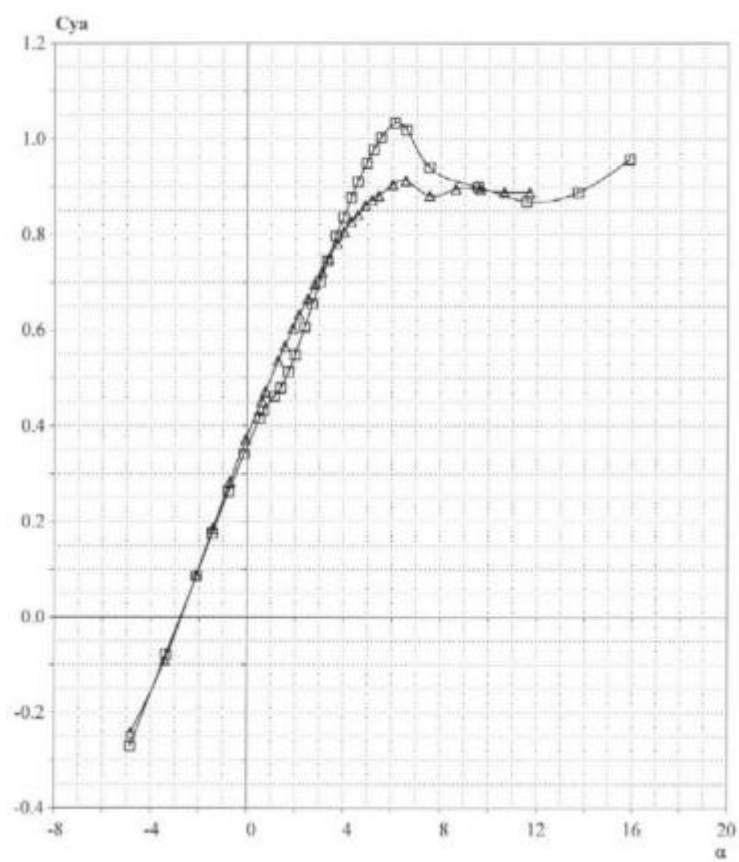


Рисунок 3.32

	Прот.	M	Re	МГ	ГО
□	1023;106	0.750	3.459	-	-
△	1024;106	0.799	3.474	-	-

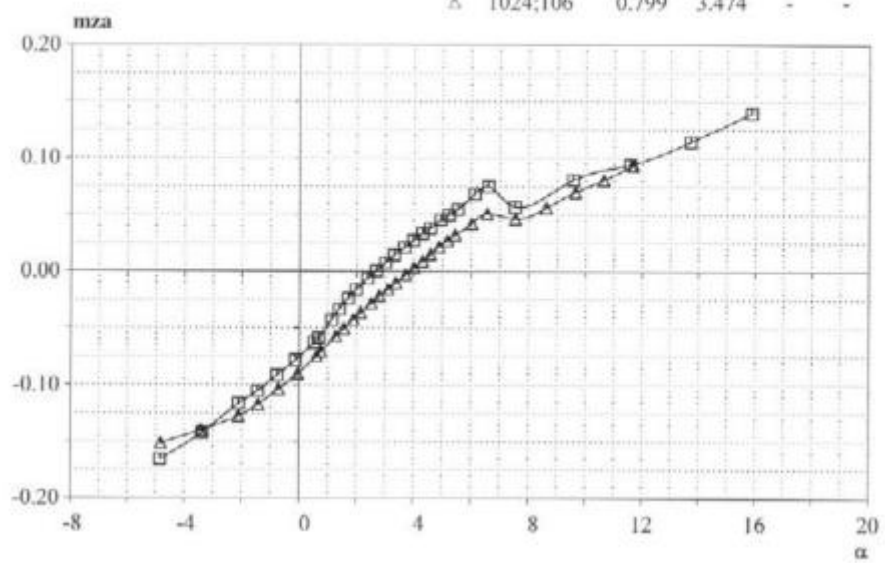


Рисунок 3.33

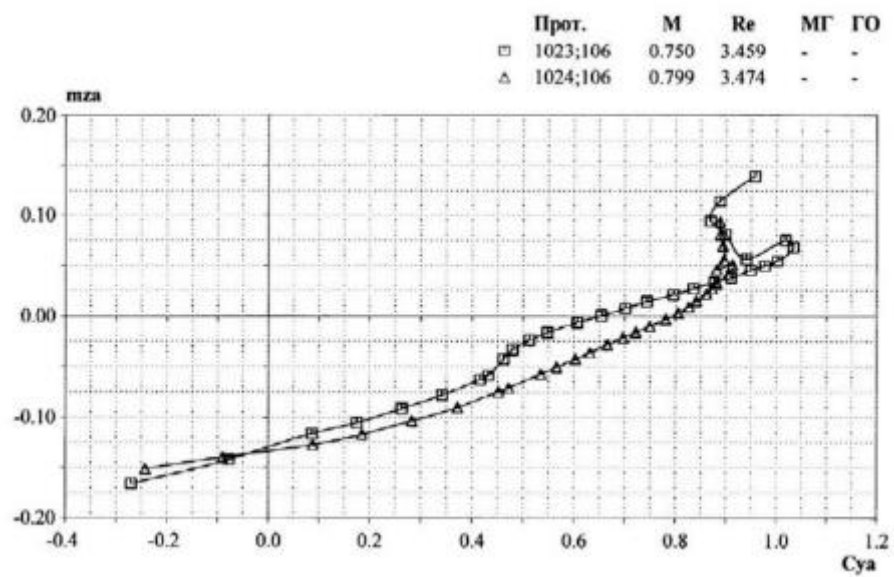


Рисунок 3.34

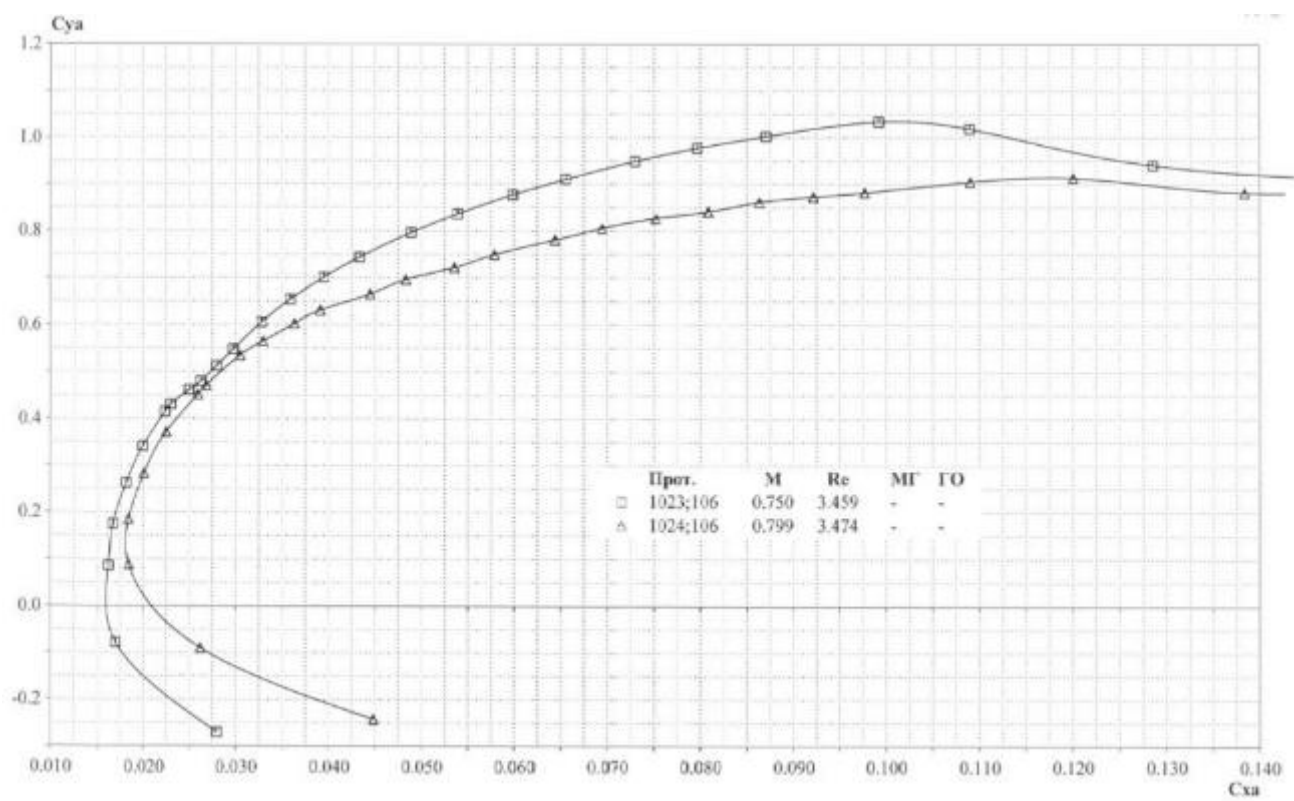


Рисунок 3.35

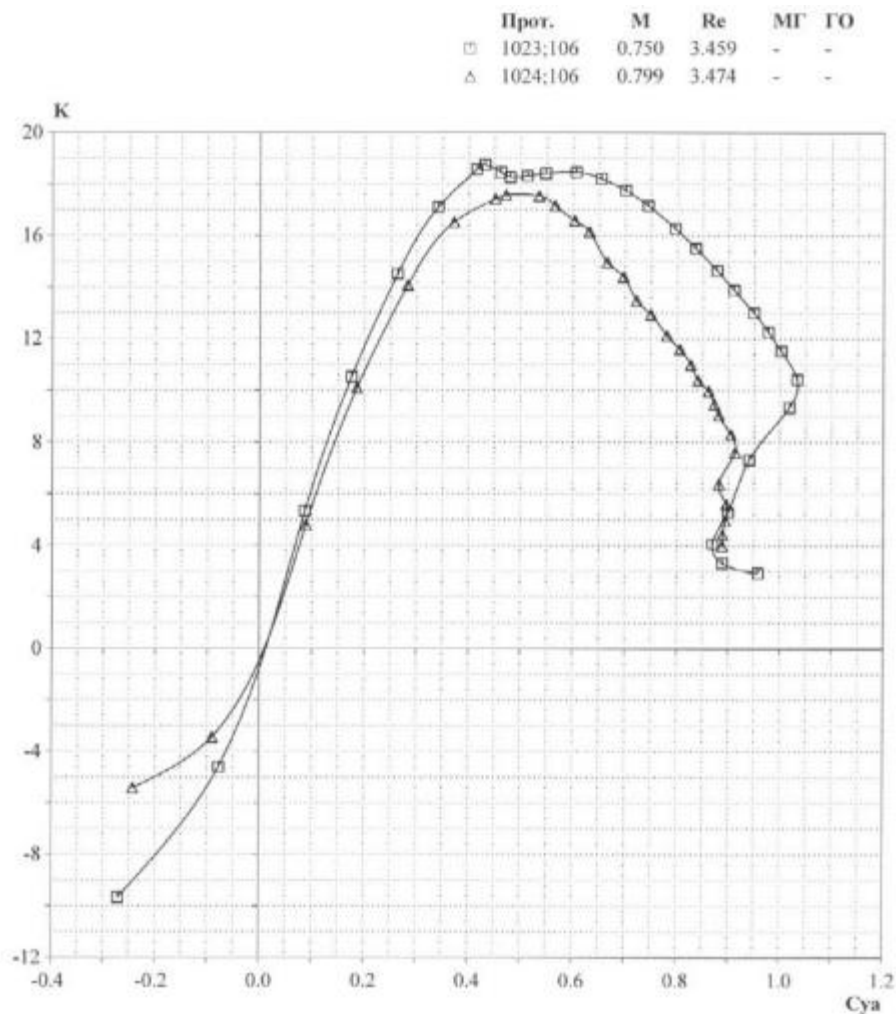


Рисунок 3.36

Результаты испытаний показали, что модель самолёта характеризуется величиной производной $C_{y^{\alpha}} = 0.115$ при $M=0.6$. С увеличением числа M до $M=0.75$ производная $C_{y^{\alpha}}$ возрастает до 0.15, а затем уменьшается до 0.13 при $M=0.82$. При числе Маха $M=0.75$ в зависимости $C_{ya}(\alpha)$ появляется небольшой перегиб, меняя производную, в районе угла атаки $\alpha=2^{\circ}$. Это вызвано появлением сверхзвуковых зон, к тому же переход в пограничном слое ламинарного течения в пограничный на модели не фиксировался. Максимальное качество $K_{\max} \sim 18$ достигается при $C_{ya} \sim 0.54$ на режиме полёта с числом $M=0.78$ и $Re=3.5$ млн. На других режимах имеет значения чуть ниже $\Delta K_{\max} \sim 0.5$ при $0.6 < M < 0.75$. Модель самолёта остается статически устойчивой при $M=0.75$ с величиной производной $m_{za}^{\alpha} \sim -0.016$ до угла атаки $\alpha \sim 7^{\circ}$, после присутствует ярко выраженная ложка. Аналогичная зависимость и при других числах M , с ростом которых возрастает производная коэффициента момента тангажа по углу атаки и самолёт становится более устойчивым. Самолёт является сбалансированным при угле атаки $\alpha \sim 2^{\circ}$, при котором реализуется коэффициент подъёмной силы $C_{ya} \sim 0.4$.

На рисунках 3.37-3.38 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.

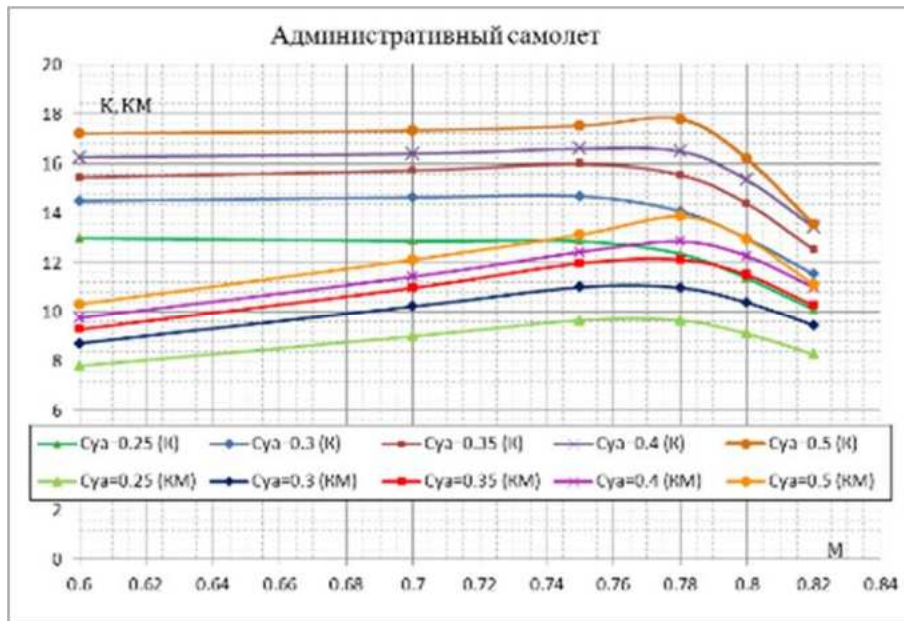


Рисунок 3.37

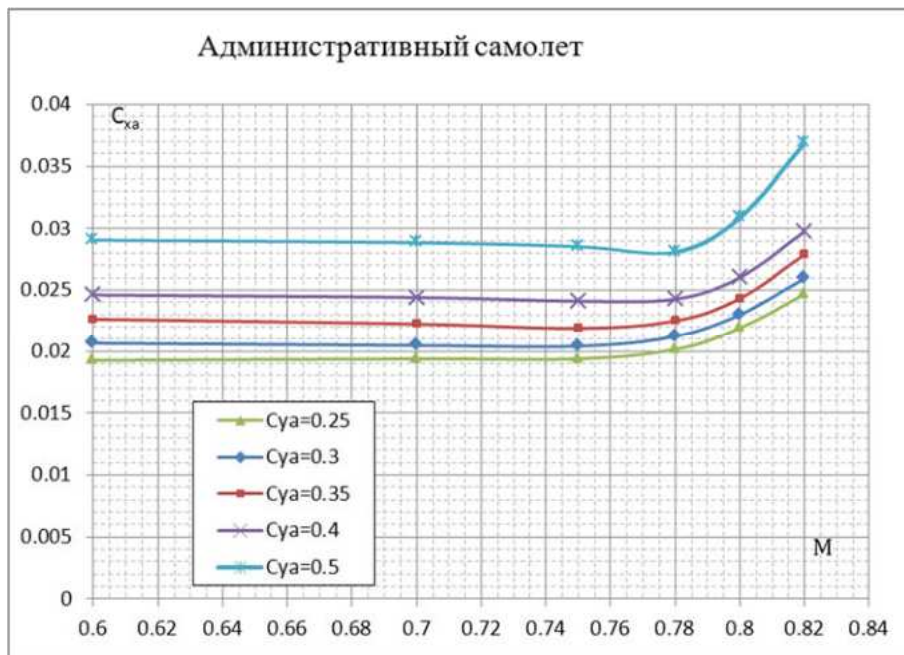


Рисунок 3.38

Величина $(MK)_{\max}$ 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 $M=0.8$.

3.5 Обоснование и проектирование аэродинамической компоновки

Как указывалось выше, целесообразно устанавливать крыло в область заторможенного потока. В частности, этому принципу соответствует знаменитое правило площадей для околосвуковых самолётов. Торможения в области крыла можно добиться за счёт поджатия фюзеляжа и близкого расположения двигателей к задней кромке крыла. 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 $M=0.86 \div 0.87$ (рисунок 3.14). Забегая вперёд, отметим, что результаты экспериментальных исследований изолированного фюзеляжа в трансзвуковой АДТ полностью подтвердили эту оценку (рисунок 3.39).

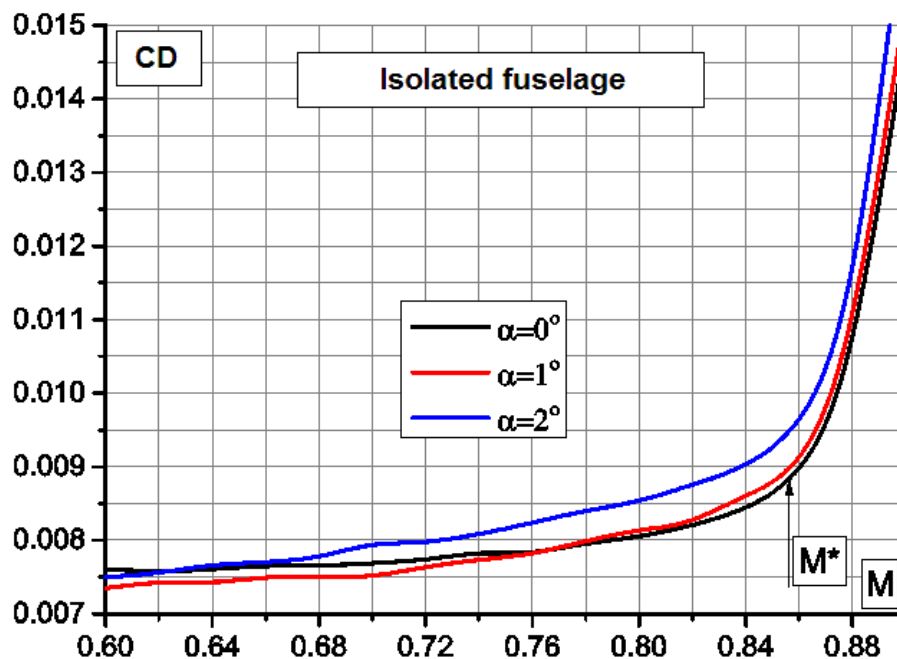


Рисунок 3.39 - Графики трубных зависимостей $C_x(M)$ для изолированного каплевидного фюзеляжа

Поток разгоняется в передней части фюзеляжа, а затем наступает этап длительного торможения. Крыло (даже нестреловидное) можно разместить в этой области торможения, что позволит достичь высокой скорости ($M \sim 0.8$) без возникновения волнового

сопротивления. При отсутствии предкрылков на нестреловидном крыле можно ожидать длинных естественных ламинарных участков. Можно достичь даже более высоких чисел Маха (вплоть до $M \sim 0.85$) и сохранить ламинаризацию течения при помощи незначительного увеличения угла прямой либо обратной стреловидности крыла (скажем, до $\chi \sim \pm 20^\circ$). Кроме того, изменение угла стреловидности крыла позволяет поместить аэродинамический фокус в требуемую позицию.

Полная компоновка самолёта определяется конфигурацией оперения и расположением мотогондол двигателей. Здесь возможны различные варианты (см. рисунки 3.40, 3.41), но в данной работе было выбрано традиционное для административных самолётов Т-образное хвостовое оперение и расположение 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. Например, создатели нового японского административного самолёта Honda Jet приняли решение перенести двигатели на крыло с тем, чтобы увеличить объём салона, не увеличивая длину фюзеляжа (рисунок 3.42).



Рисунок 3.40 – Административный самолёт Piaggio P.180 Avanti ($V_{\max}=730\text{км/час}$)



Рисунок 3.41 – Польский двухместный легкий самолёт FLARIS LAR-1 (2013г)



Рисунок 3.42 – Административный самолет Honda Jet

Разработчики Honda Jet опубликовали много статей [186, 187], посвящённых аэродинамической интерференции двигателей с ламинарным крылом, в которых доказывали, что оптимальное положение воздухозаборников находится около 75% местной хорды. Однако, их результаты не совсем убедительны, учитывая малую относительную толщину профилей крыла ($\bar{c}=10\%$), умеренное число Маха ($M=0.78$) и малое значение крейсерского $Su \sim 0.3$. Возможно, их результат обусловлен специальной формой нижних обводов мотогондолы.

Как бы то ни было, но активность японских проектировщиков привела к ренессансу взглядов на надкрыльевое расположение двигателей, в первую очередь с точки зрения экранирования шума двигателей крылом (рисунки 3.44÷3.47) (напомним, что подобная компоновка была использована ещё в начале 70-х годов на немецком региональном

самолёте VFW-614 (рисунок 3.43) для полётов с небетонированных аэродромов, где высок риск попадания посторонних предметов в двигатели.



Рисунок 3.43 – Региональный реактивный самолёт VFW-614



Рисунок 3.44 – Концепция транспортного самолёта фирмы Локхид-Мартин

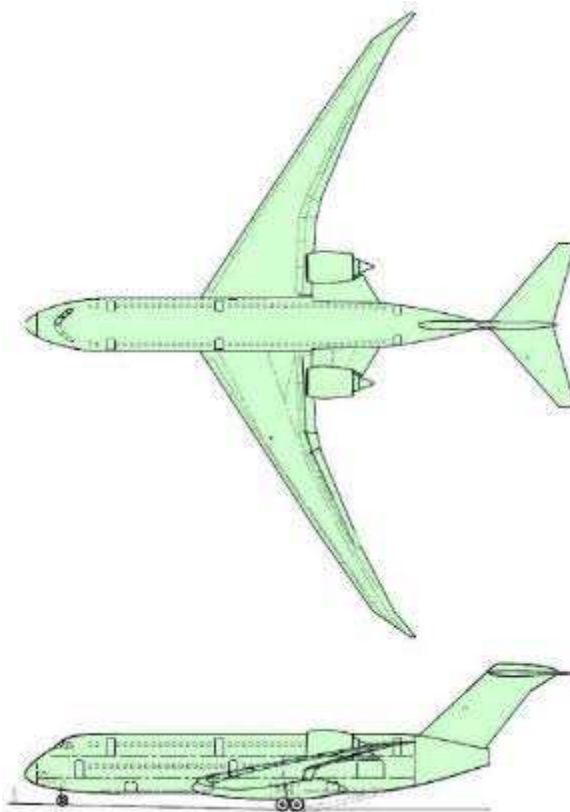


Рисунок 3.45 – Концепция ДМС с уменьшенным шумом фирмы Боинг



Рисунок 3.46 – Концепция пассажирского самолёта с ТРДД сверхвысокой степени двухконтурности над крылом фирмы Локхид-Мартин [188]



Рисунок 3.47 – Модель ЦАГИ регионального самолёта с надкрыльевым положением мотогондол в АДТ Т-128

В данном разделе исследовалась компоновка “Головастика” с двигателями над крылом с прямой задней кромкой (рисунок 3.48), рассчитанная на $M=0.82$ (крыло №3).

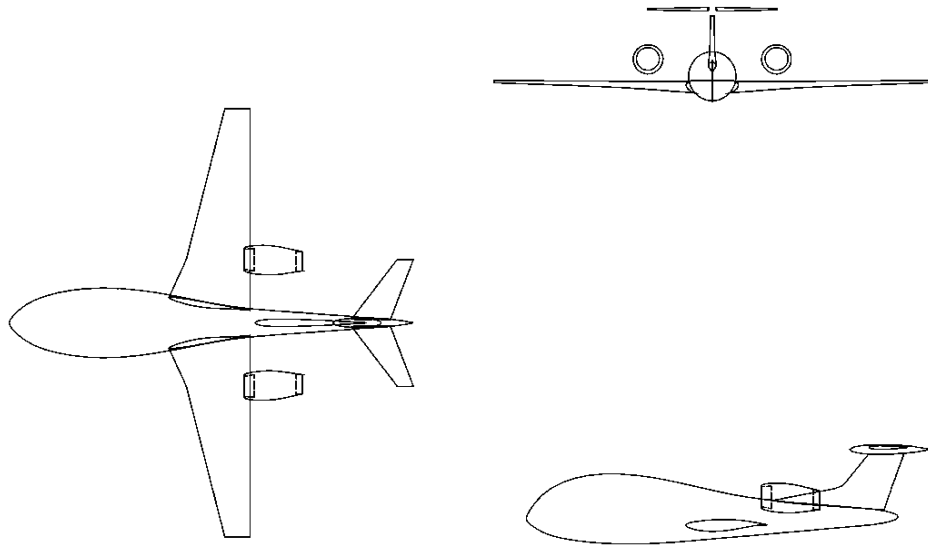


Рисунок 3.48 – Компоновка административного самолёта с двигателями над крылом (BLWF-56)

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 а la 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 [66], 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: $S_{TP}=22 \text{ м}^2$, $L=13.5 \text{ м}$, $\lambda=8.28$, $\eta=3.14$, $\chi_{п.к.}=14^\circ$, $\chi_{з.к.}=0^\circ$. Крыло в компоновке крыло-фюзеляж-мотогондолы оптимизировалось на 6 режимах обтекания: $M=0.78 \quad C_y=0.525$; $M=0.79 \quad C_y=0.5$; $M=0.8 \quad C_y=0.475$; $M=0.81 \quad C_y=0.425$; $M=0.82 \quad C_y=0.375$ при $Re=10 \text{ млн}$ и $M=0.8 \quad C_y=0.475$ при $Re=3.5 \text{ млн}$, $X_p=10\%$, т.е. как обычное турбулентное крыло. Вместе с тем, полученное распределение давления даёт основание рассчитывать на протяжённые ламинарные участки при крейсерских скоростях полёта (рисунок 3.49).

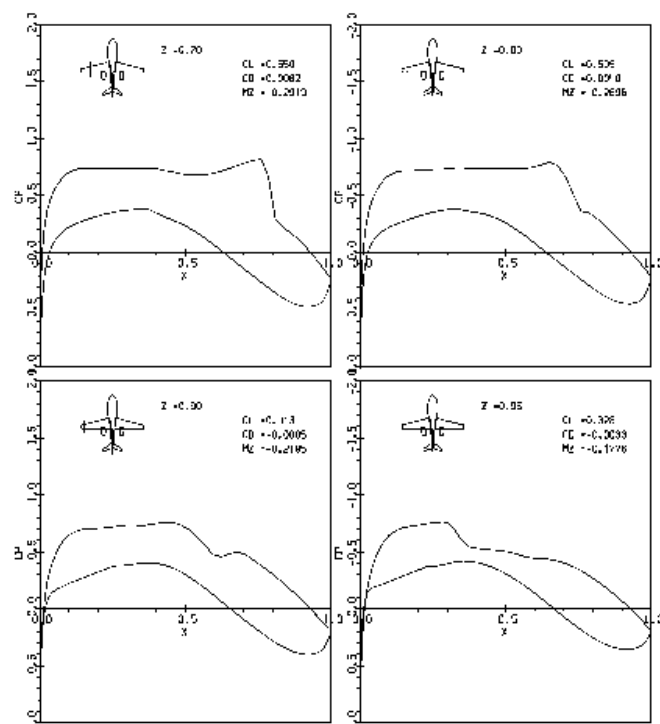
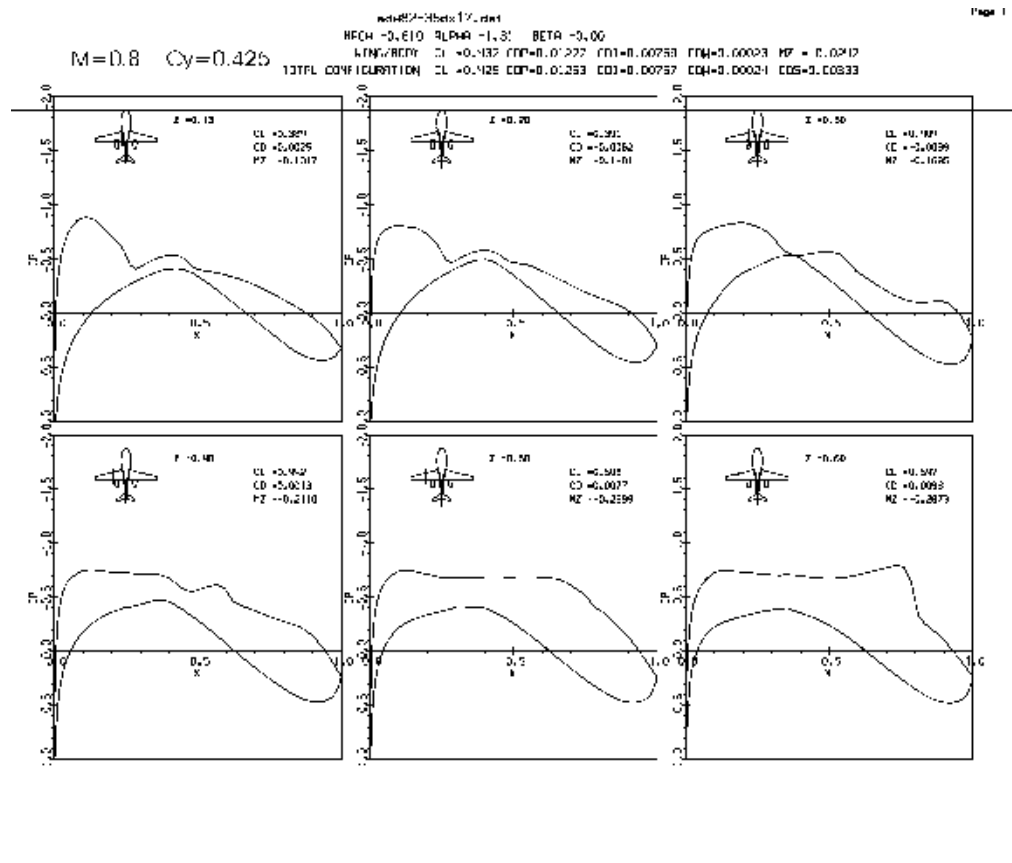


Рисунок 3.49 – Распределение давления по крылу на режиме $M=0.81$ $C_y=0.425$

Профили базовых сечений крыла приведены на рисунке 3.50.

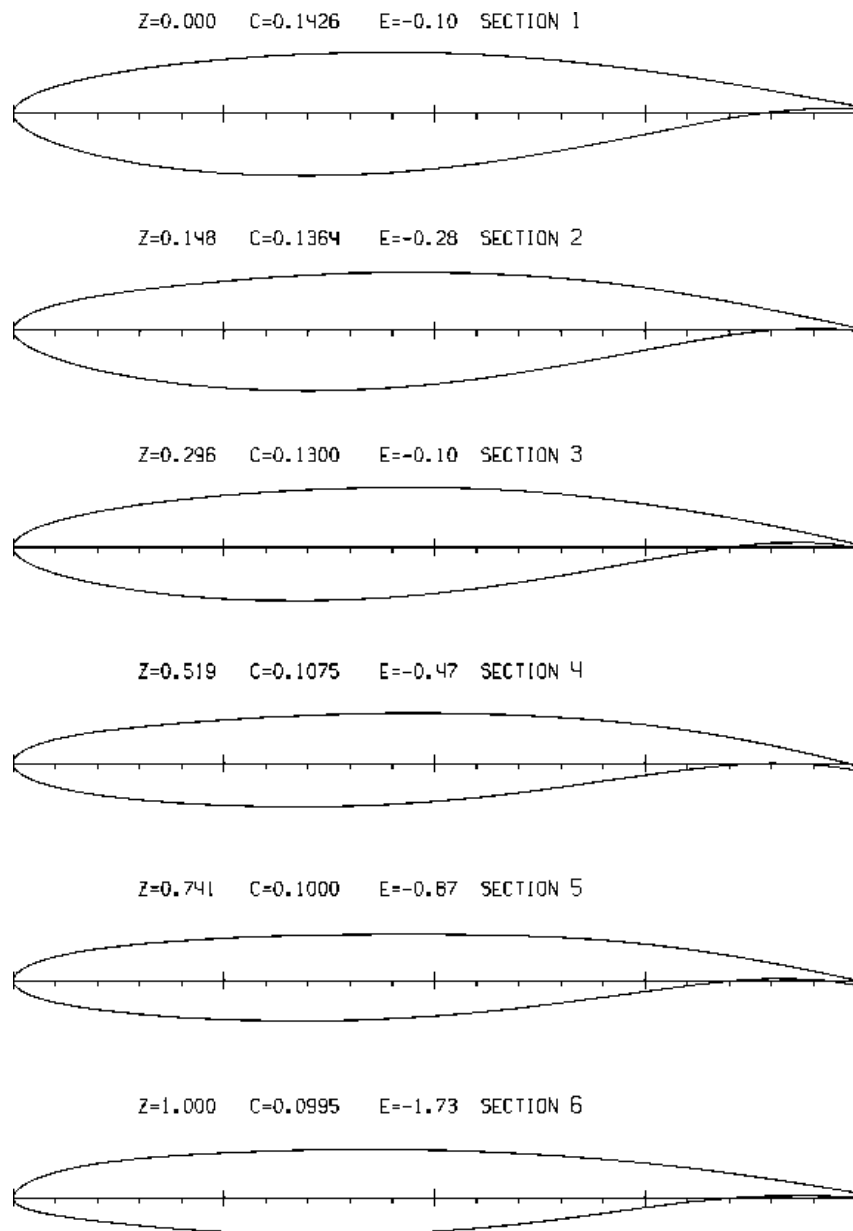


Рисунок 3.50 – Профили базовых сечений крыла

Расчётные скоростные характеристики полной компоновки представлены на рисунке 3.51. В расчётах полагалось, что на крыле протяжённость ламинарных участков составляет около 30%, на ГО и ВО по 15%. Видно, что компоновка действительно может обеспечить максимальную скорость крейсерского полёта до $M=0.82$, а максимальная дальность будет достигаться при $M=0.8$.

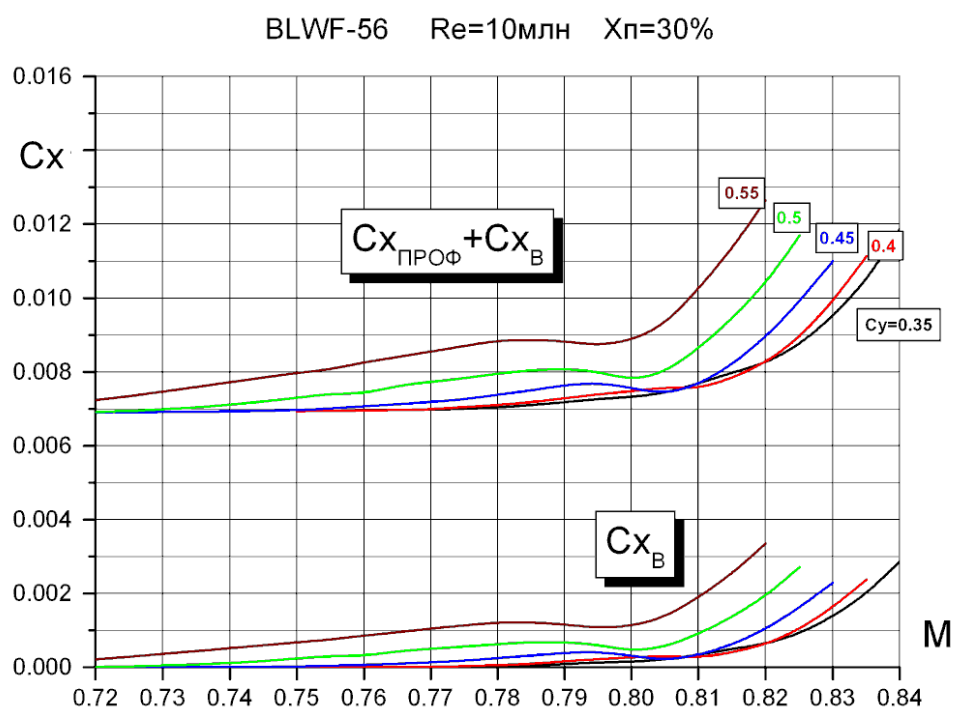


Рисунок 3.51 – Расчётные зависимости сопротивления полной компоновки от числа Маха

Сравнение расчётных составляющих поляра при разных числах Маха дано на рисунке 3.52.

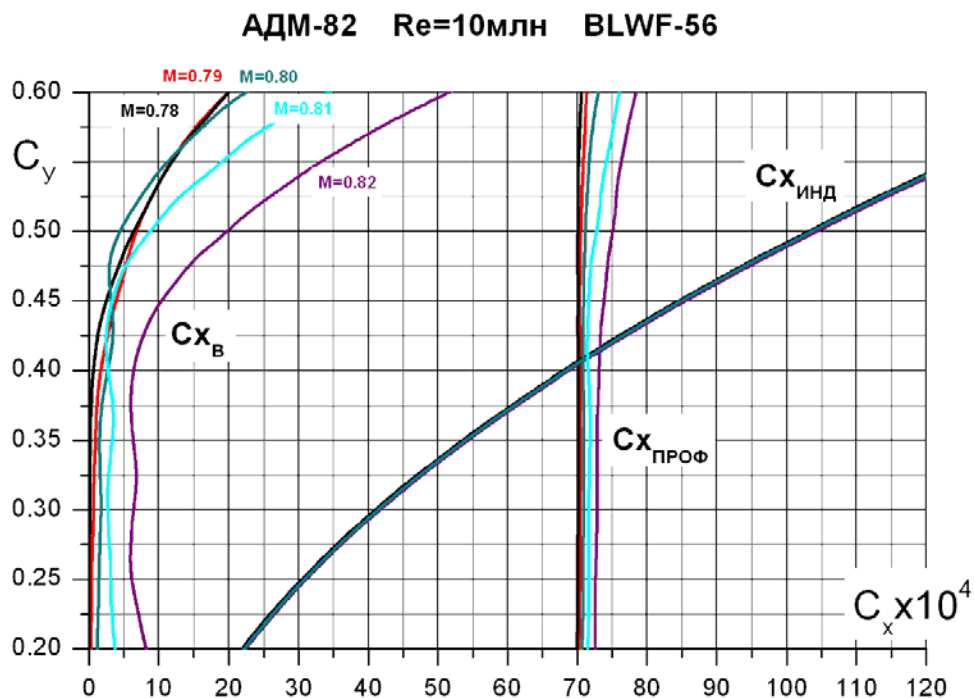


Рисунок 3.52 – Расчётные значения составляющих сопротивления при крейсерских числах Маха

Добавив к расчётным значениям C_x экспертные значения сопротивления фюзеляжа $C_{x_{\text{фюз}}} \approx 0.0070$ (пересчитано с испытаний изолированного фюзеляжа в АДТ Т-128) и мотогондол с пилонами $C_{x_{\text{мг}}} \approx 0.0025$, а также вредное сопротивление $C_{x_{\text{вред}}} = 0.0005$ (учитывая хорошую отделку и надлежащее обслуживание административного самолёта), получим крейсерские поляры, приведённые на рисунке 3.53.

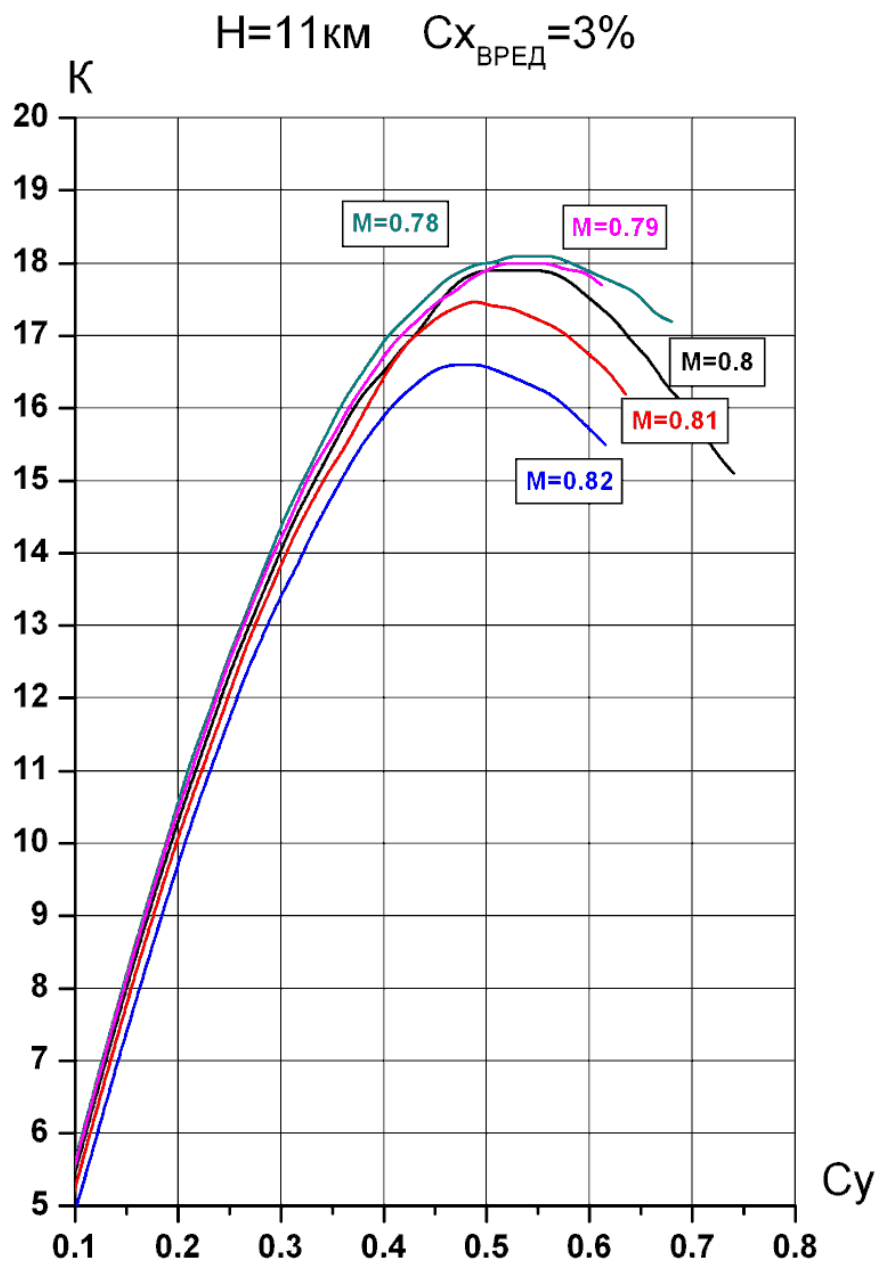


Рисунок 3.53 – Расчётные значения аэродинамического качества административного самолёта

3.6 Описание геометрии модели и результаты экспериментальных исследований

Проведены экспериментальные исследования модели административного самолёта с гладким крылом №3 на хвостовой державке в аэродинамической трубе АДТ Т-128 как в полной компоновке (рисунок 3.54), так и без хвостового оперения (рисунок 3.55). Модель была сделана в масштабе 1:7 по отношению к реальному самолёту.



Рисунок 3.54 – Модель административного самолёта в полной компоновке в АДТ Т-128

Геометрические характеристики модели крыла следующие: угол стреловидности по линии четверти хорд базовой трапеции составляет $\chi_{1/4}=10^\circ$ ($\chi=14^\circ$ по передней кромке крыла базовой трапеции и $\chi=0^\circ$ по задней кромке крыла), удлинение $\lambda=8.28$, сужение $\eta=3.14$, площадь базовой трапеции модели крыла $S_{тр}=0.409 \text{ м}^2$, $b_A=0.242 \text{ м}$, размах основной трапеции крыла $L=1.83 \text{ м}$, полный размах крыла с законцовками $L=1.895 \text{ м}$. Угол заклинения бортового сечения крыла $\alpha_B=1^\circ$.



Рисунок 3.55 – Модель административного самолёта в компоновке без хвостового оперения в АДТ Т-128

Фюзеляж модели имеет каплевидную форму. Габаритные размеры фюзеляжа следующие: $L_x=1585.71$ мм, $L_y=316$ мм, $L_z=314.28$ мм. Площадь миделя фюзеляжа равна $S_{\text{мид}}=77603.27$ мм².

На модели АС установлено Т-образное горизонтальное оперение. Площадь $S_{\text{ГО}}=0.1084$ м², угол стреловидности по передней кромке $\chi_{\text{ГО}}=30^\circ$ и $\chi_{\text{ГО}1/4}=27.2^\circ$ по четверти хорд. Поверхность ГО образована по симметричному профилю с относительной толщиной $\bar{c}=10\%$. Размах ГО равен $L_{\text{ГО}}=771.43$ мм.

Вертикальное оперение имеет угол стреловидности по четверти хорд $\chi_{\text{ВО}}=37.4^\circ$. Вертикальное оперение имеет площадь $S_{\text{ВО}}=0.072$ м². Обводы ВО образованы на базе симметричного профиля с относительной толщиной $\bar{c}=10\%$. На ВО есть передний наплыв, стреловидность по передней кромке $\chi_{\text{пнво}}=80^\circ$.

Мотогондолы на пилонах расположены на верхней поверхности крыла с воздухозаборниками над задней кромкой. Внешние обводы мотогондолы представляют из себя тело вращения. Модель гондолы имеет следующие геометрические характеристики: длина обечайки гондолы $L_{\text{мг}}=257.14$ мм, площадь миделя одной мотогондолы $F_{\text{мг}}=10575.67$ мм².

Модель испытывалась при числах Маха $M=0.78, 0.8, 0.82, 0.84$ по углам атаки от $\alpha=-4^\circ$ до 12° и при $M=0.2$ по углам атаки от $\alpha=-4^\circ$ до 20° при $\beta=0$. Модель испытывалась как без хвостового оперения, так и с хвостовым оперением. Испытания осуществлялись как в условиях свободной точки перехода на всех элементах модели, так и с фиксацией перехода (Крыло-10%, МГ-7%, фюзеляж-2%). Испытания осуществлялись без гасителя колебаний.

На рисунках 3.56÷3.60 приведено сравнение аэродинамических характеристик $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$, $m_{za}(C_{ya})$, $C_{ya}(C_{xa})$, $K(C_{ya})$ полной модели административного самолёта с фиксированным переходом, полученное в испытаниях в АДТ Т-128.

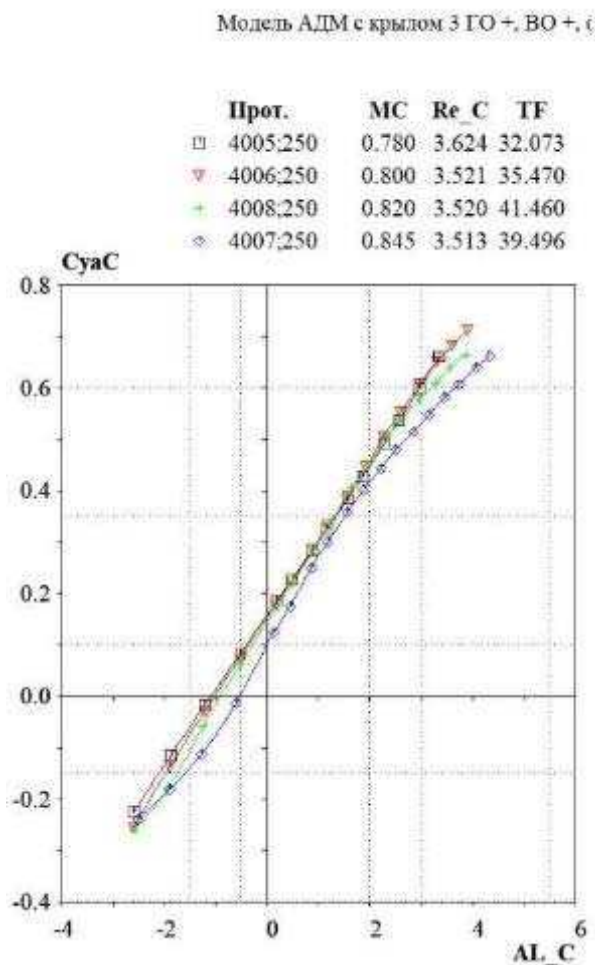


Рисунок 3.56

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, ф

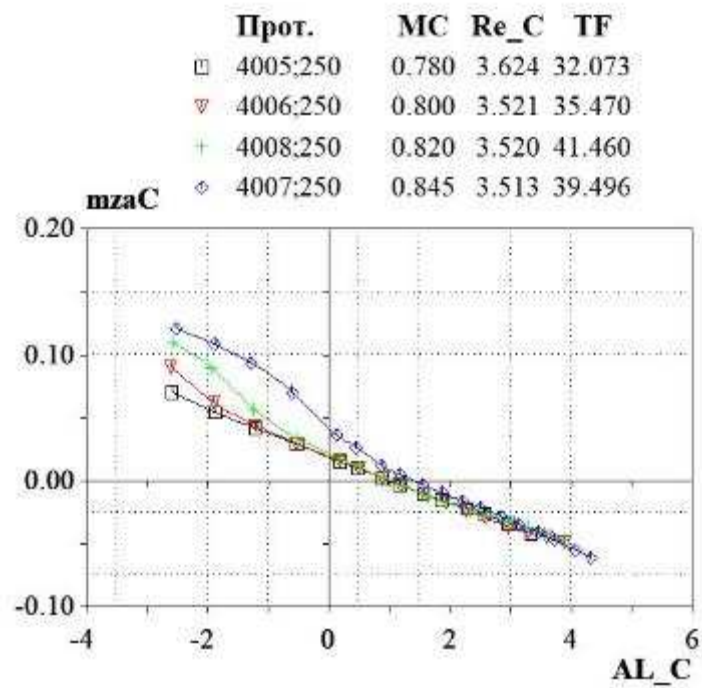


Рисунок 3.57

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, ф

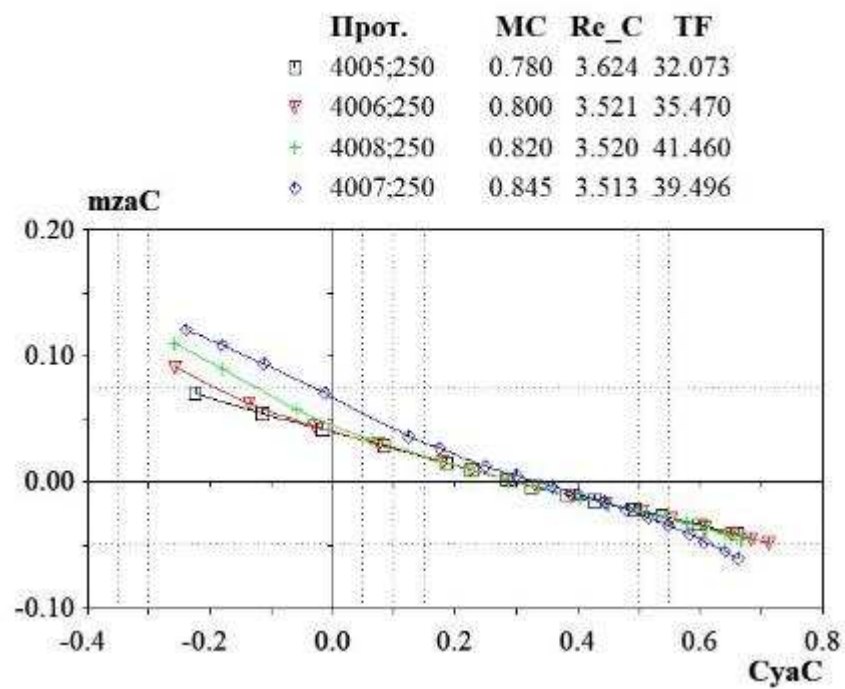


Рисунок 3.58

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, ф:

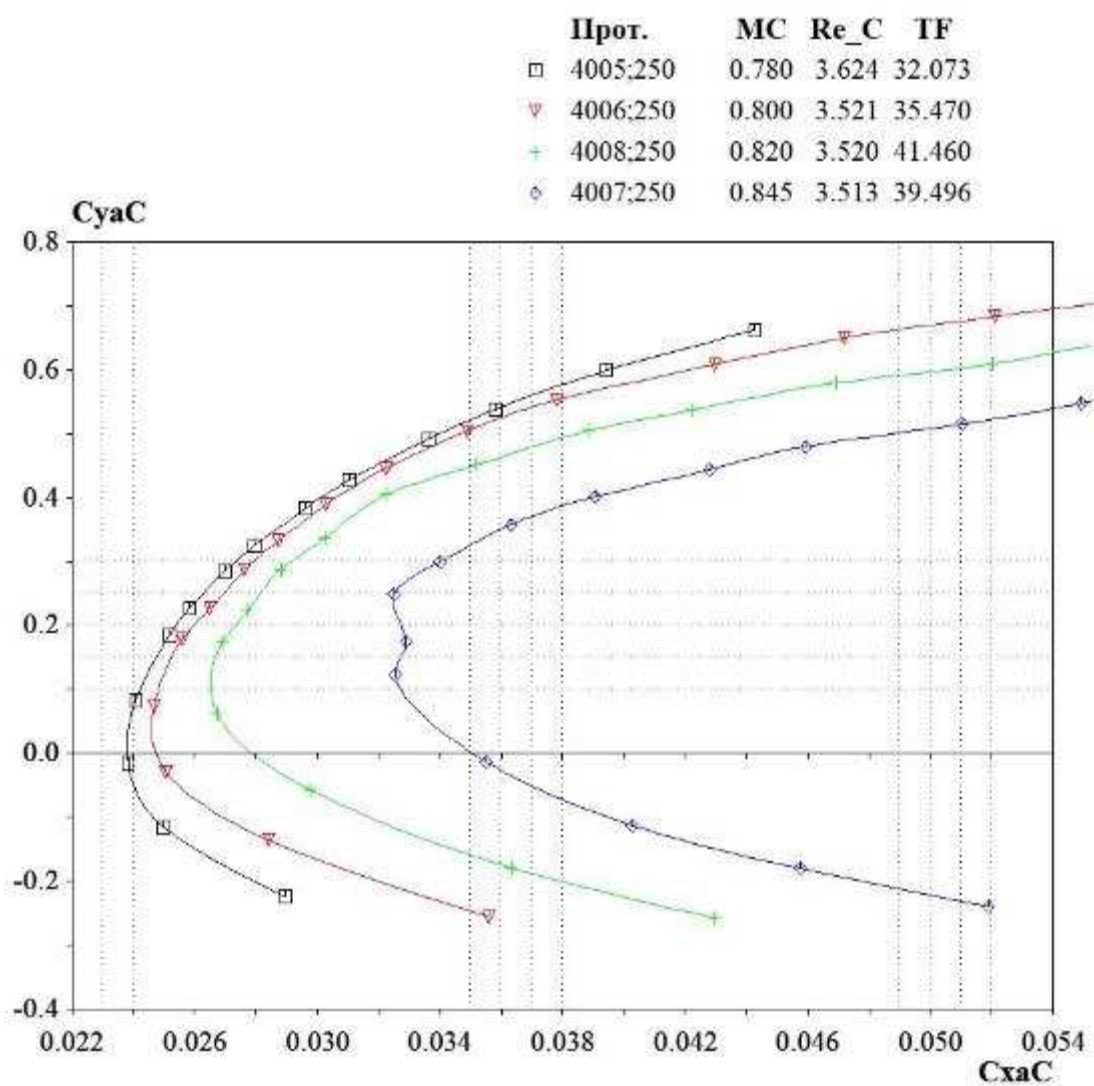


Рисунок 3.59

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, фикс

	Прот.	МС	Re_C	TF
□	4005;250	0.780	3.624	32.073
▽	4006;250	0.800	3.521	35.470
+	4008;250	0.820	3.520	41.460
◇	4007;250	0.845	3.513	39.496

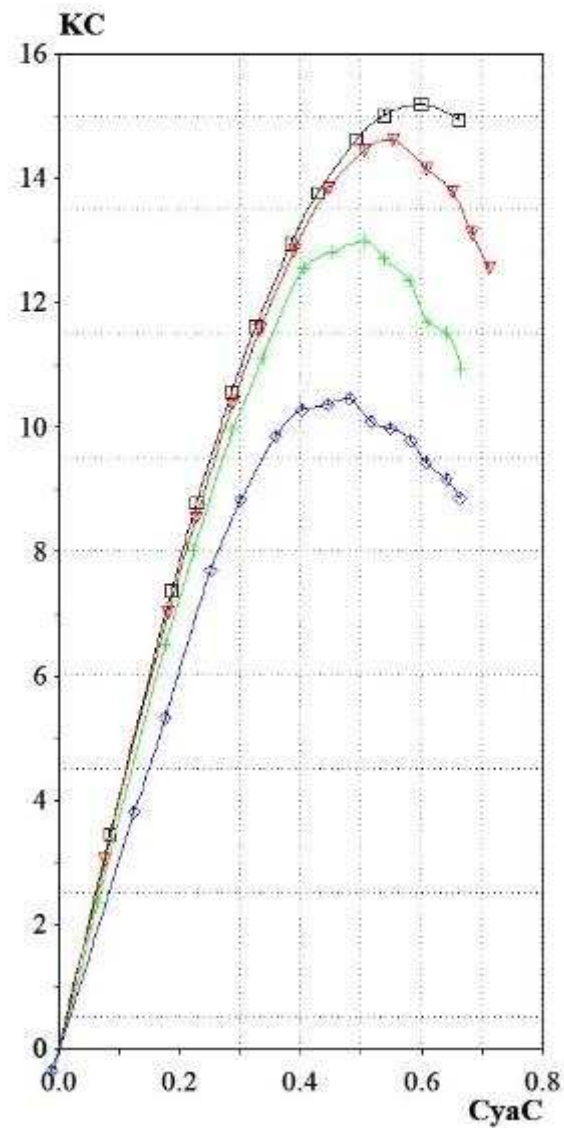


Рисунок 3.60

На рисунках 3.61÷3.65 приведено сравнение аэродинамических характеристик $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$, $m_{za}(C_{ya})$, $C_{ya}(C_{xa})$, $K(C_{ya})$ полной модели административного самолёта со свободным переходом, полученное в испытаниях в АДТ Т-128.

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, фи

Прот.	MC	Re_C	TF
□ 4009;250	0.780	3.533	38.892
▽ 4011;250	0.800	3.518	41.785
+ 4012;250	0.820	3.534	44.764
⊙ 4010;250	0.845	3.525	42.621

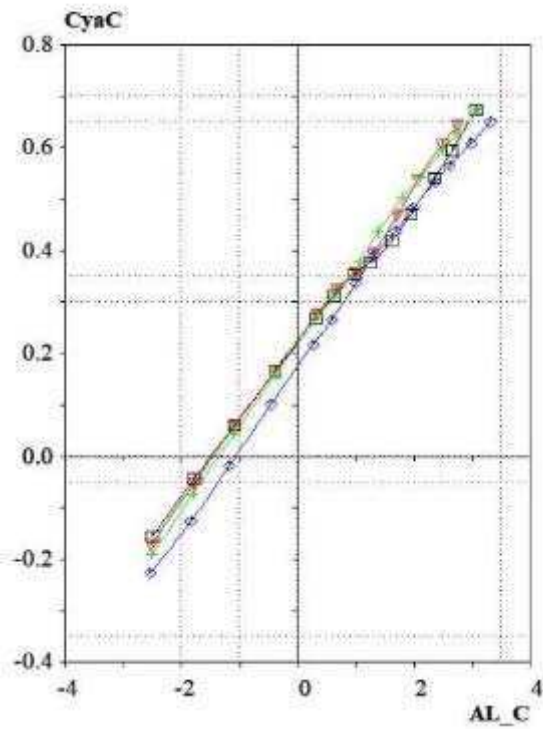


Рисунок 3.61

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, ε

Прот.	MC	Re_C	TF
□ 4009;250	0.780	3.533	38.892
▽ 4011;250	0.800	3.518	41.785
+ 4012;250	0.820	3.534	44.764
⊙ 4010;250	0.845	3.525	42.621

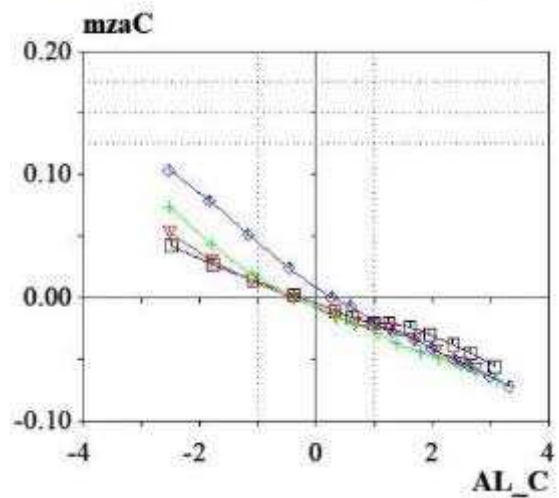


Рисунок 3.62

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, δ

Прот.	MC	Re_C	TF
□ 4009;250	0.780	3.533	38.892
▽ 4011;250	0.800	3.518	41.785
+ 4012;250	0.820	3.534	44.764
⊙ 4010;250	0.845	3.525	42.621

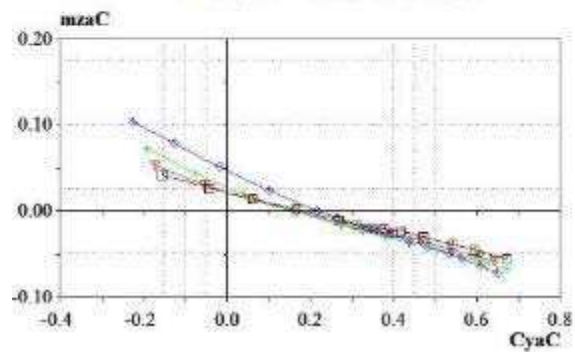


Рисунок 3.63

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, ϕ

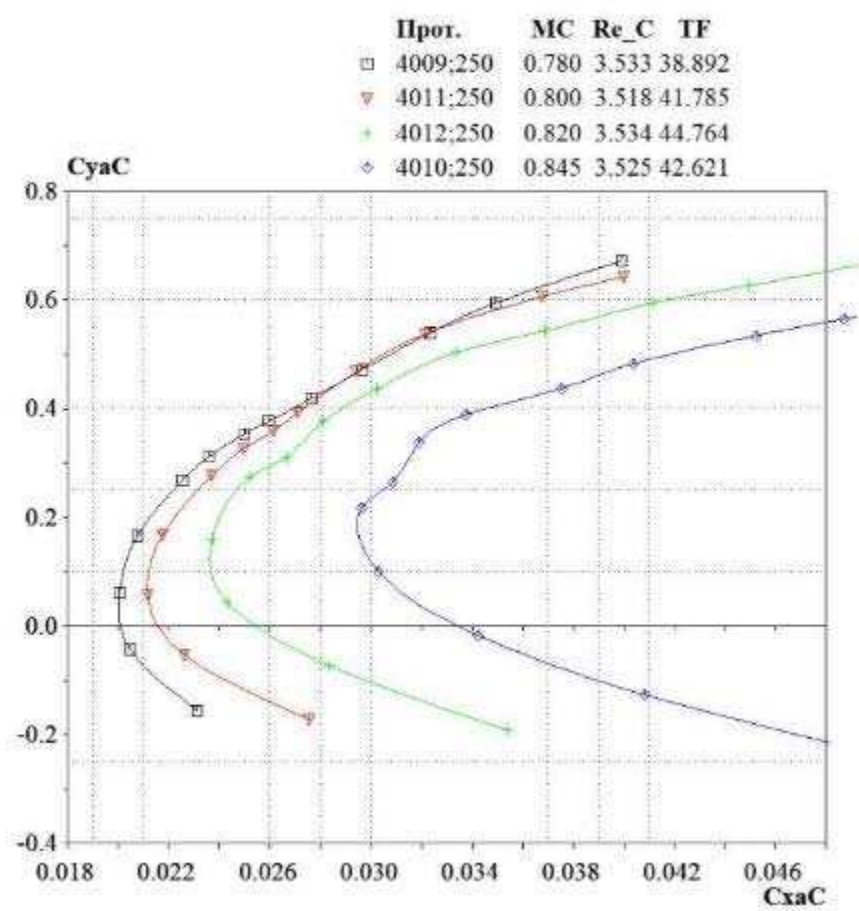


Рисунок 3.64

Модель АДМ с крылом 3 ГО +, ВО +, фик

Прот.	MC	Re_C	TF
□ 4009;250	0.780	3.533	38.892
▽ 4011;250	0.800	3.518	41.785
+ 4012;250	0.820	3.534	44.764
◇ 4010;250	0.845	3.525	42.621

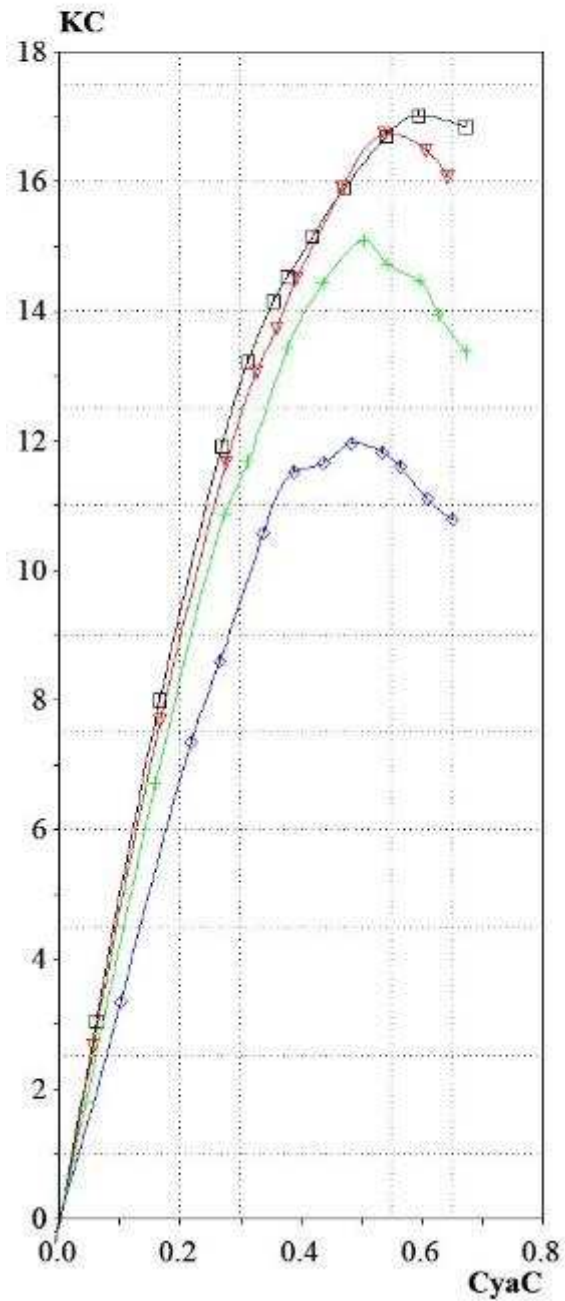


Рисунок 3.65

На рисунках 3.66÷3.70 приведено сравнение аэродинамических характеристик $C_{ya}(\alpha)$, $m_{za}(\alpha)$, $m_{za}(C_{ya})$, $C_{ya}(C_{xa})$, $K(C_{ya})$ при числе Маха $M=0.2$ и различных числах Re

модели административного самолёта без хвостового оперения со свободным переходом, полученное в испытаниях в АДТ Т-128.

Модель АДМ с крылом 3 ГО -, ВО -, фикс 0

Прот.	MC	Re_C	TF	P0
□ 4013;250	0.200	1.111	30.65010484.4	
▽ 4018;250	0.199	3.890	38.50138182.2	
+ 4019;250	0.200	3.140	33.25129959.4	
◇ 4020;250	0.200	2.140	29.98920125.4	

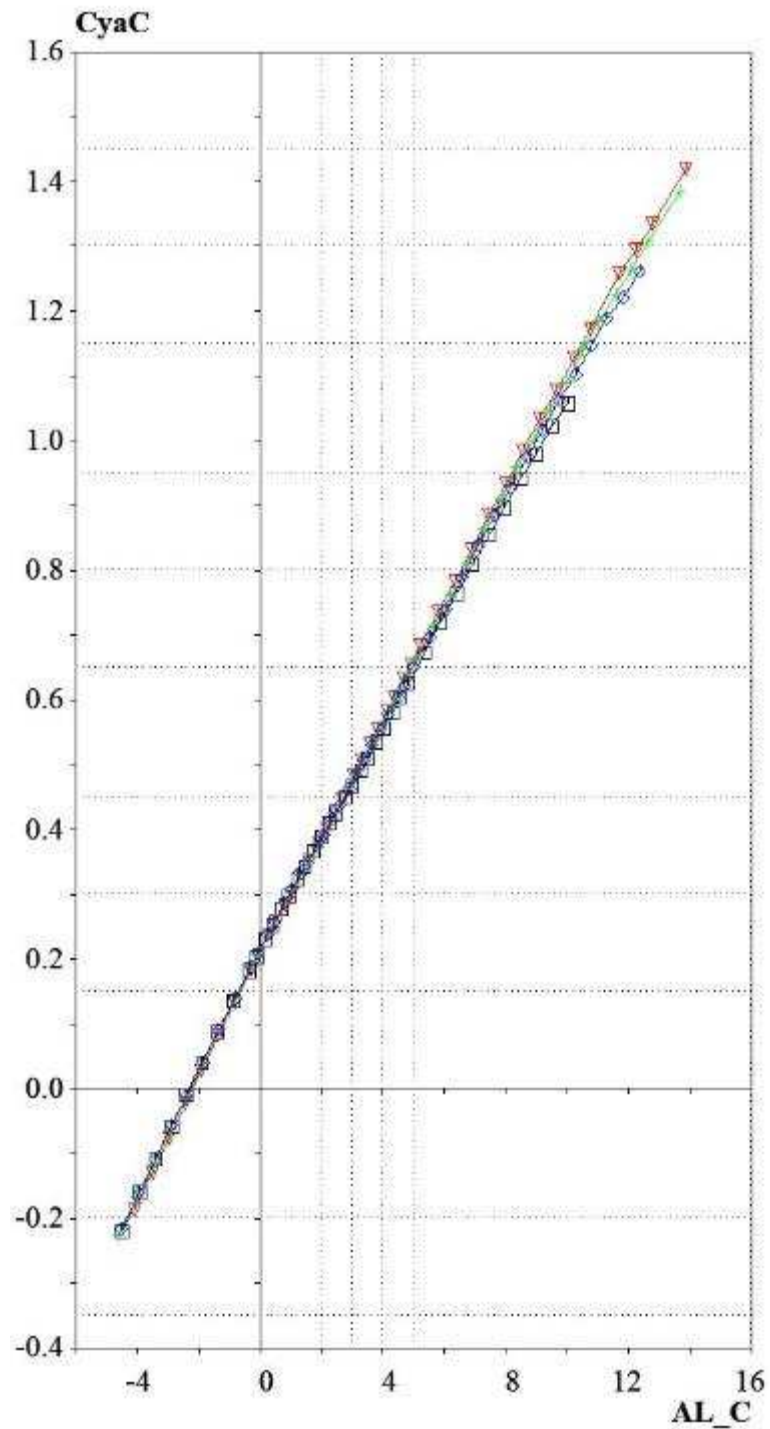


Рисунок 3.66

Модель АДМ с крылом 3 ГО -, ВО -, фикс 0

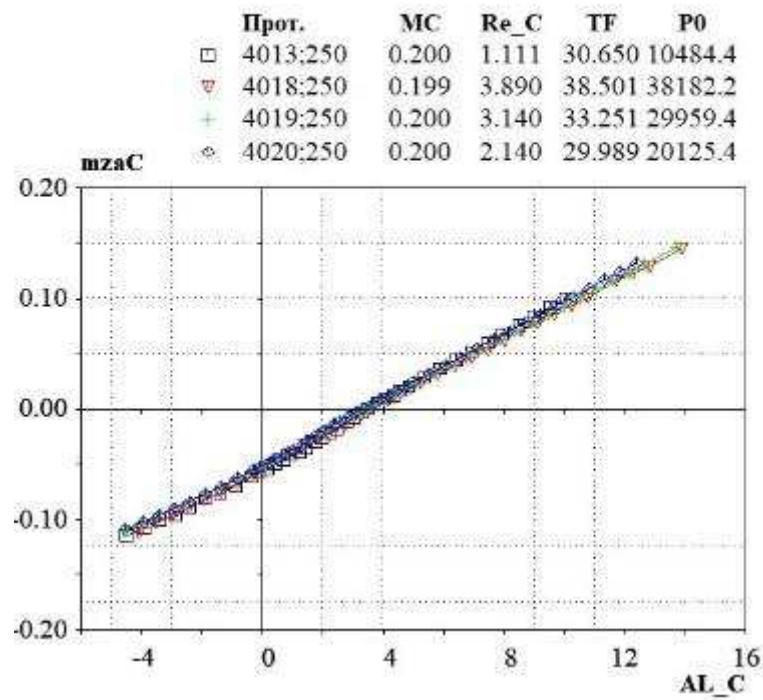


Рисунок 3.67

Модель АДМ с крылом 3 ГО -, ВО -, фикс 0

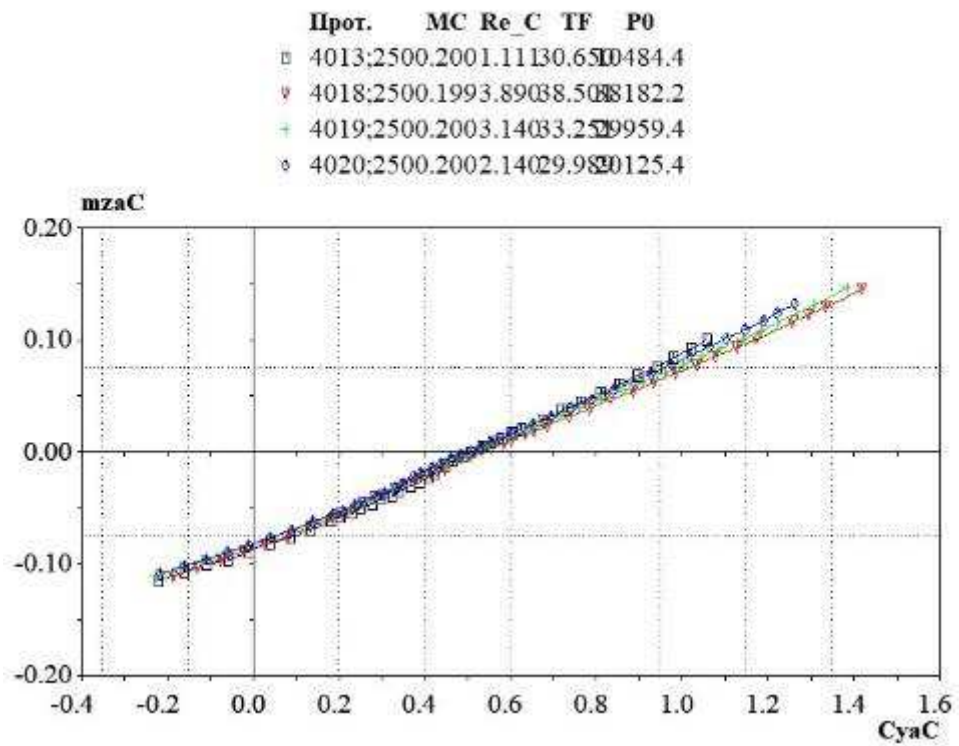


Рисунок 3.68

Модель АДМ с крылом 3 ГО -, ВО -, фикс 0

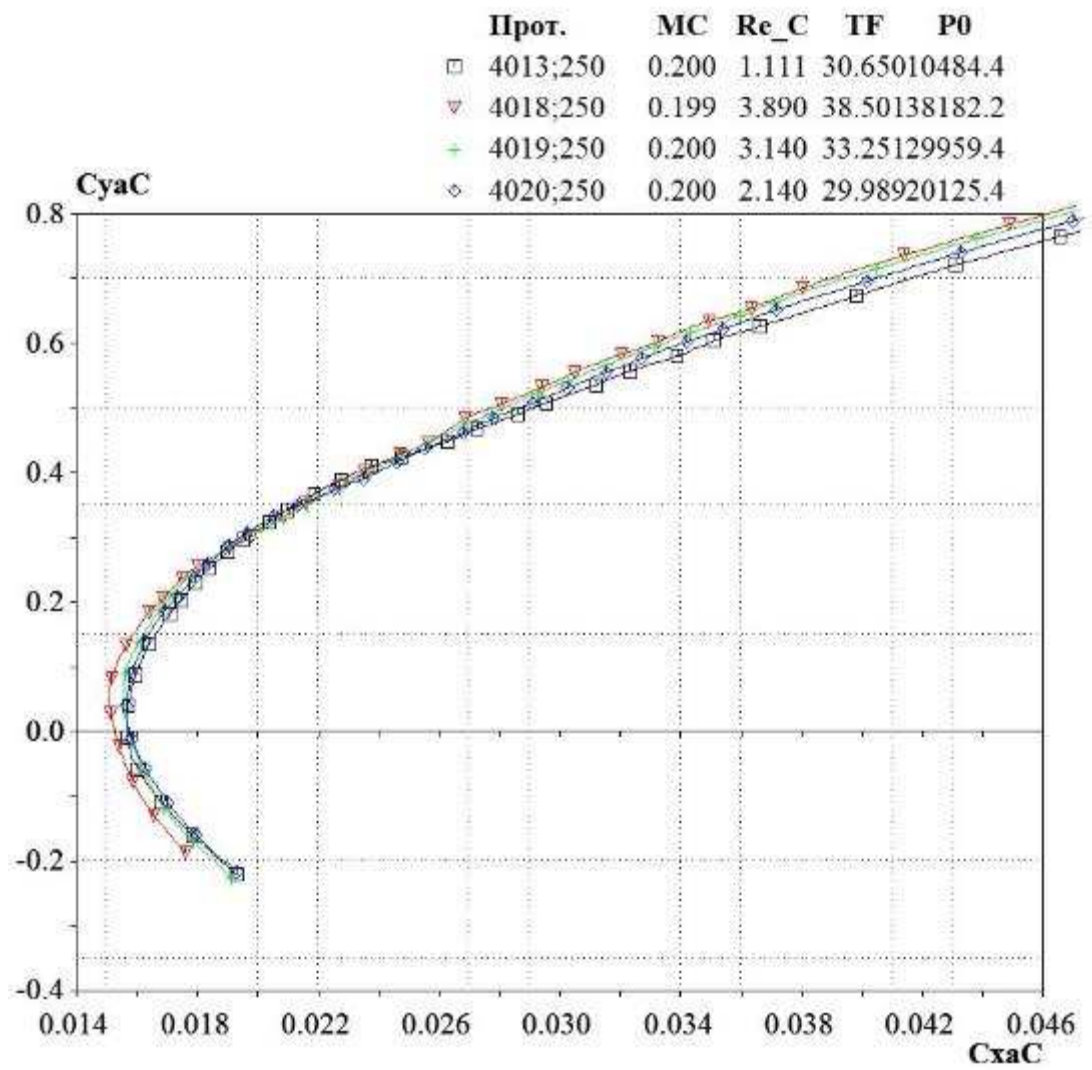


Рисунок 3.69

Модель АДМ с крылом 3 ГО -, ВО -, фикс 0

Прот.	МС	Re_C	TF	P0
□ 4013;250	0.200	1.111	30.65010484.4	
▽ 4018;250	0.199	3.890	38.50138182.2	
± 4019;250	0.200	3.140	33.25129959.4	
◆ 4020;250	0.200	2.140	29.98920125.4	

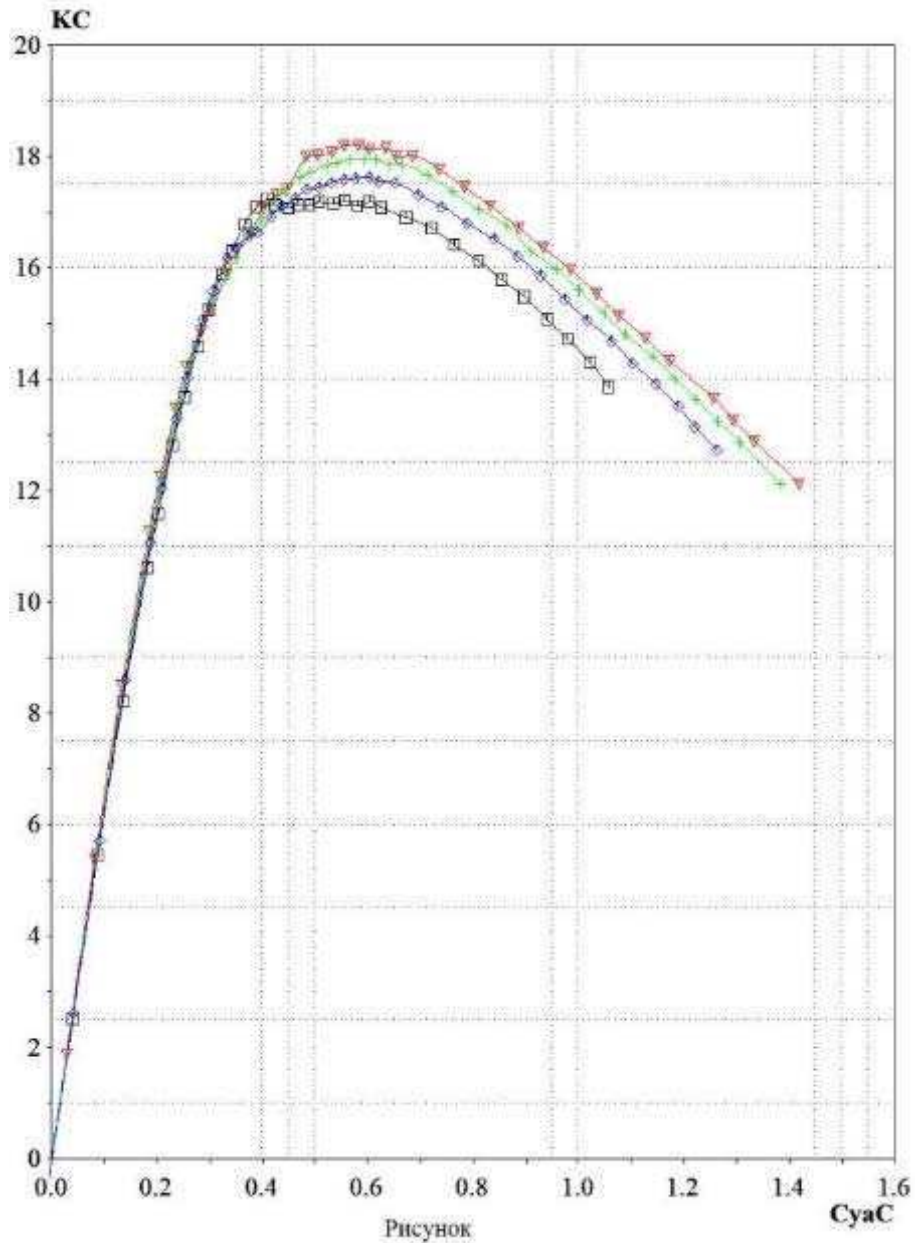


Рисунок 3.70

На рисунке 3.71 приведены зависимости $K_{\max}$, $K_{\max} \cdot M = f(M)$ для полной модели административного самолёта, 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 $M=0.80$.

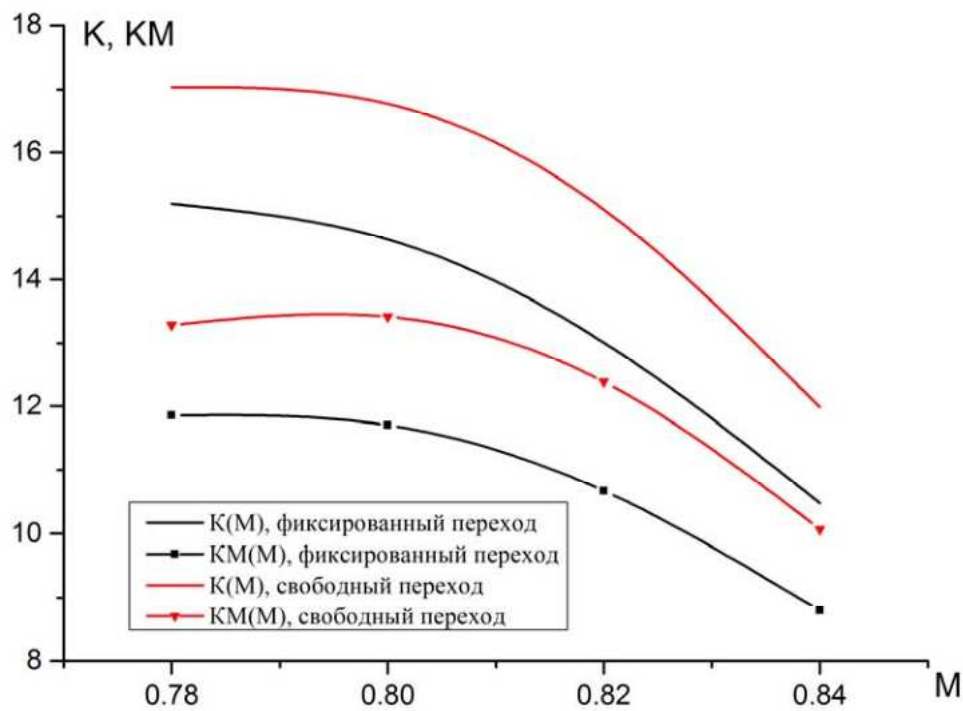


Рисунок 3.71

ЗАКЛЮЧЕНИЕ К ГЛАВЕ 3

Предложена 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 $M=0.8 \div 0.82$ на прямом крыле с относительной толщиной профилей $15 \div 11\%$. Самолёты-аналоги с подобной скоростью полёта имеют стреловидное крыло со стреловидностью не менее 25° . Использование прямого крыла упрощает и облегчает конструкцию, позволяет получить высокие взлётно-посадочные характеристики при отсутствии предкрылка и обеспечивает естественную ламинаризацию обтекания поверхности.

Проведены экспериментальные исследования модели административного самолёта в Т-128, подтверждающие высокое аэродинамическое совершенство и заявленные скоростные характеристики.

Глава 4 - Особенности проектирования скоростных крыльев умеренной стреловидности

Развитие гражданской авиации происходит под постоянным давлением экологических требований, ужесточающихся со временем. При этом они, как правило, вступают в конфликт с традиционными показателями экономичности перевозок и дешевизны производства. Ограничения касаются выбросов вредных веществ в зоне аэропортов и на эшелоне, выбросов парниковых газов и др. Одно из важнейших требований относится к шуму на местности (рисунки 4.1, 4.2). Например, в 107 международных аэропортах Европы полностью запрещены ночные полёты, что существенно сказывается на доступности транспортных услуг, особенно при транзитных поездках.

Требования по шуму в очередной раз ужесточены с 2017 г по решению ИКАО. Достаточно сказать, что ни один гражданский самолёт отечественного производства (за исключением, быть может, перспективного MC-21 и модификации самолёта SSJ-100 с серповидными законцовками) не выполняет нормы по шуму на местности новой Главы 14 [189], ужесточающей требования Главы 4 на 7 EPNдБ.

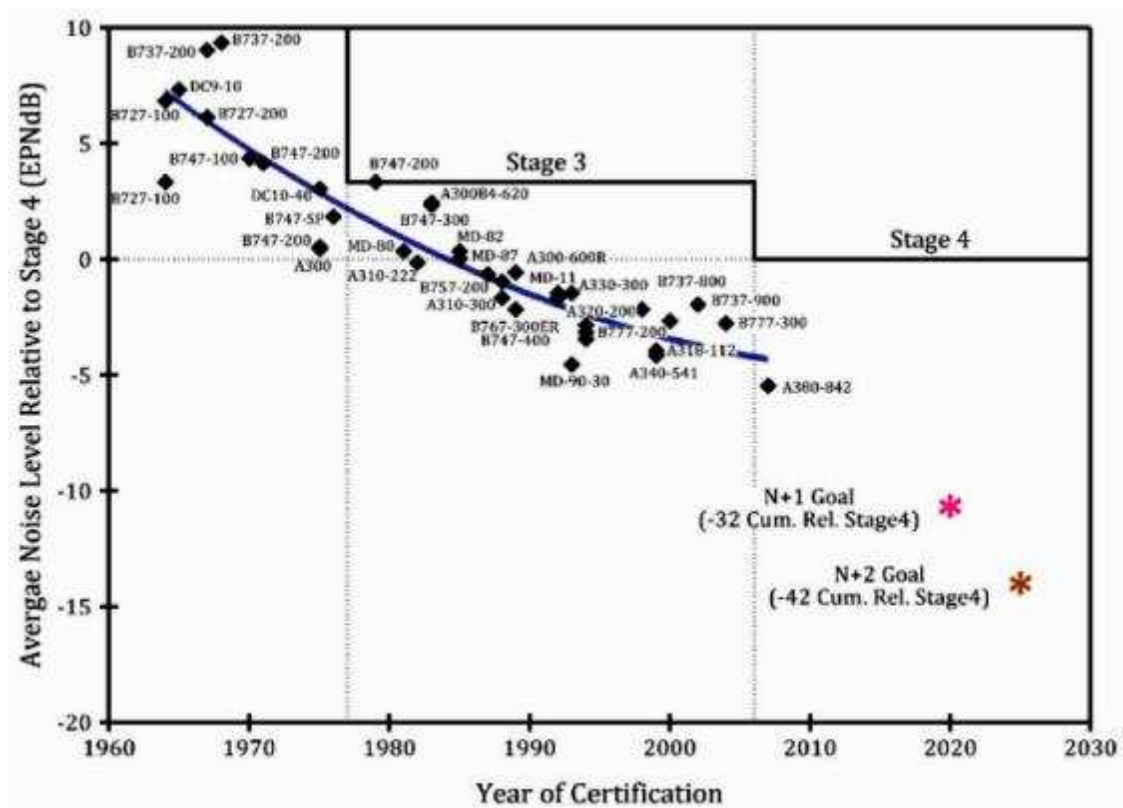


Рисунок 4.1 – Достигнутый прогресс и перспективные требования по шуму на местности

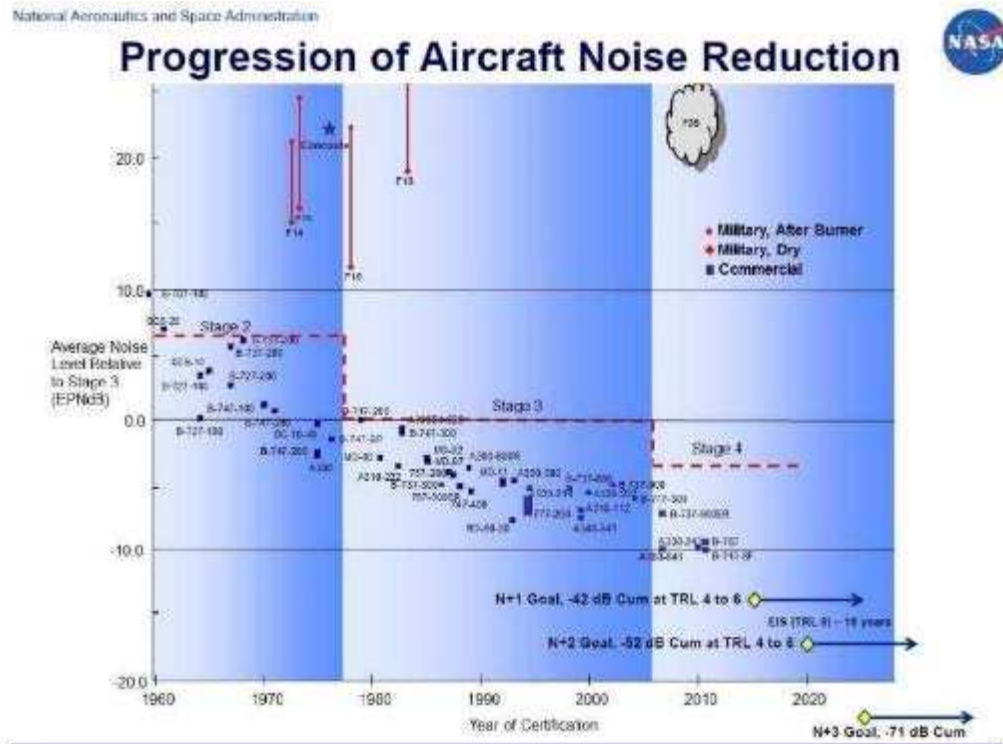


Рисунок 4.2 - Достигнутый прогресс и перспективные требования по шуму на местности (данные NASA, 2012)

До настоящего времени снижение шума осуществлялось эволюционным путём классической компоновки за счёт улучшения параметров двигателя и ЗПК, увеличения аэродинамического качества на взлёте, применения более крутых траекторией на взлёте и посадке.

Принципиальную роль здесь играет повышение степени двухконтурности двигателя (рисунок 4.3).

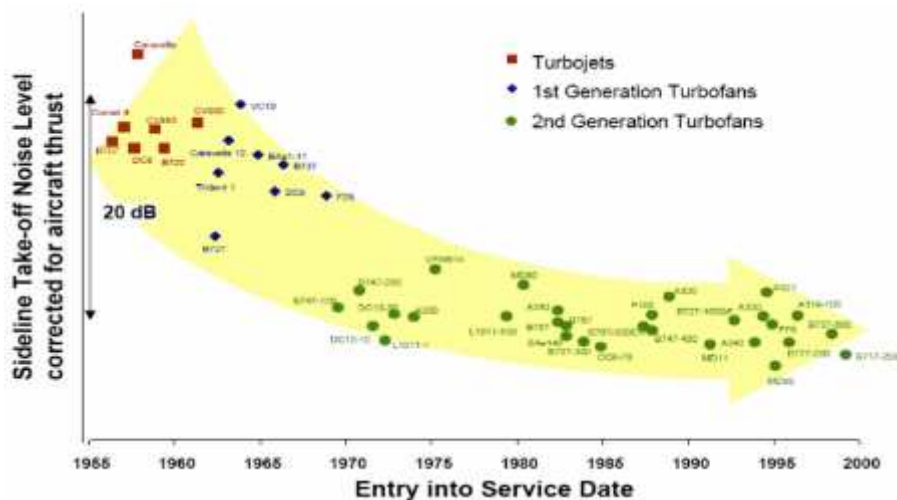


Рисунок 4.3 – Эволюция ТРДД и снижение шума [5]

Оптимум по шуму лежит значительно правее по степени двухконтурности, чем оптимум по удельному расходу топлива двигателей (рисунок 4.4), который, в свою очередь, еще более сдвигается влево при учёте аэродинамических и весовых потерь при установке двигателей на самолёт. Расчёты показывают, что в настоящее время этот оптимум примерно равен $m \sim 10$ и $m \sim 12$ для БСМС с безредукторными и редукторными ТРДД соответственно.

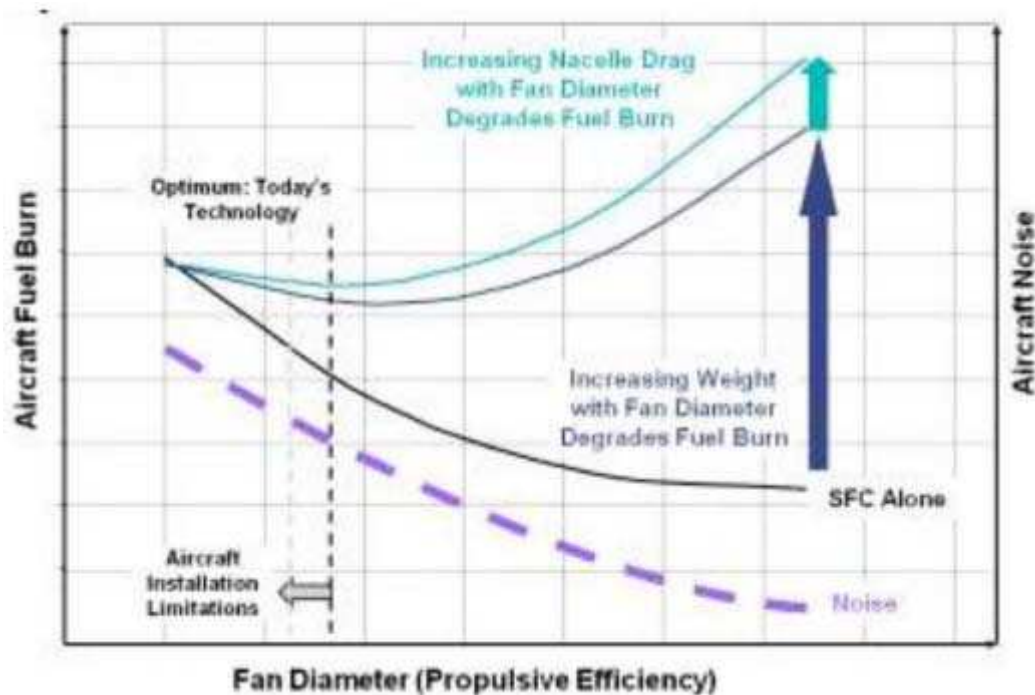
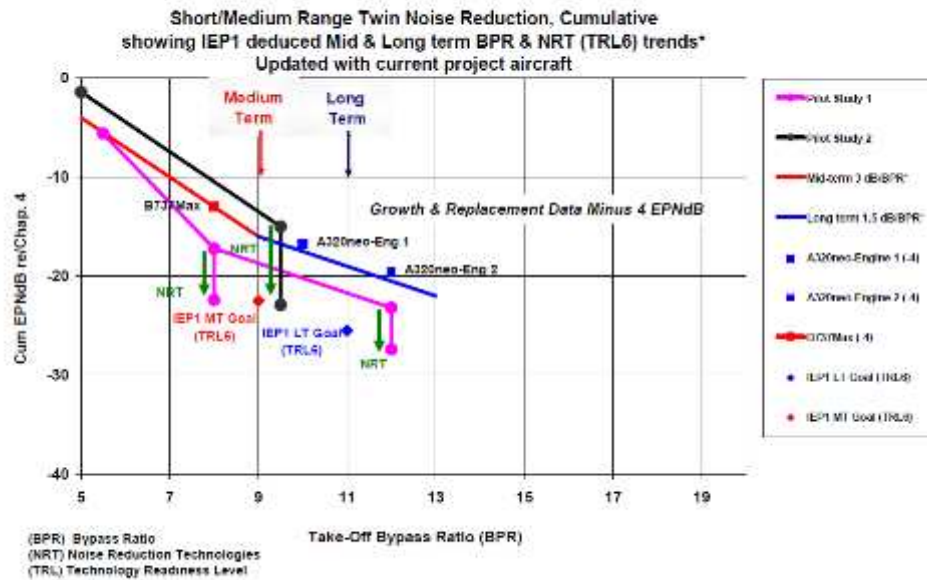


Рисунок 4.4 – Зависимость расхода топлива и шума от степени двухконтурности двигателя

Не исключено, все же, что ради целей снижения шума разработчикам будущих самолётов придется несколько жертвовать экономическими показателями. Прецедент уже имел место – создатели самолёта A380 увеличили степень двухконтурности двигателей с 8 до 9, чтобы удовлетворить более жестким требованиям по шуму ночью в Лондонском аэропорту (см. рисунки 4.1, 4.2). Вот почему, в настоящее время идёт активное изучение двигателей сверхвысокой степени двухконтурности ($m \sim 15-19$) (рисунок 4.5 [190]).

Noise Trends with Bypass Ratio – SMR2



Noise Trends with Bypass Ratio – SMR2

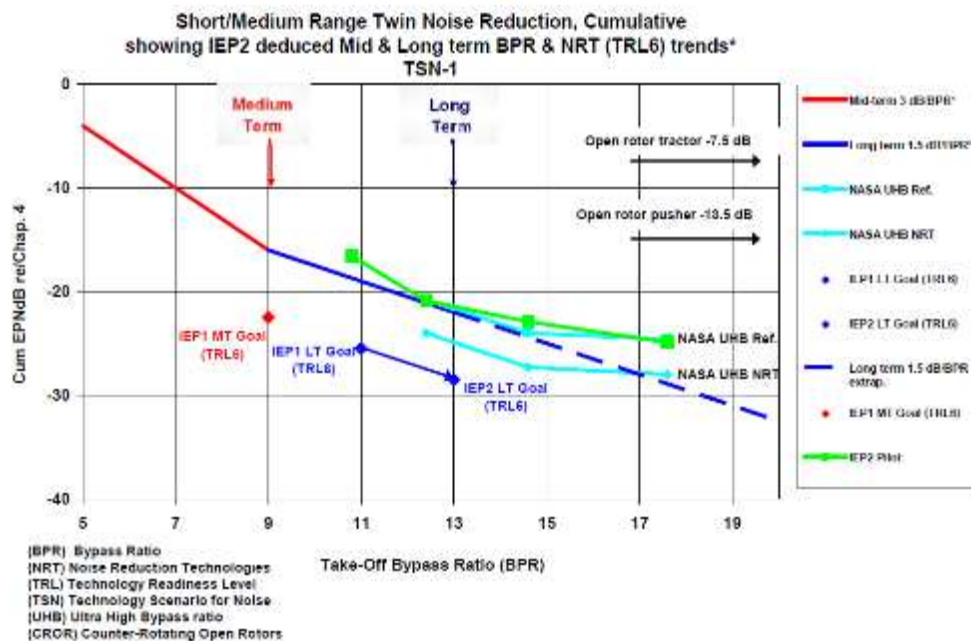
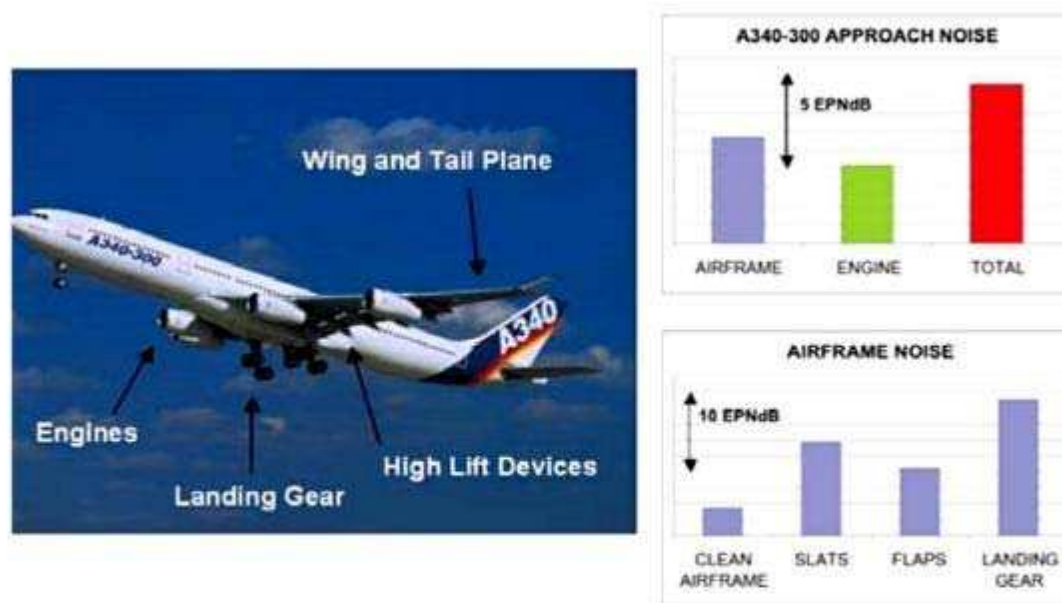


Рисунок 4.5 – Тенденции снижения шума БСМС с увеличением степени двухконтурности двигателей до сверхвысоких значений [190]

Однако, классическая схема пассажирского самолёта – низкоплан с двигателями под крылом – не совсем удобна для размещения двигателей большого диаметра, так как при этом требуется увеличение длины стоек шасси. Большой размер мотогондол приводит к необходимости выреза предкрылка по размаху, что снижает эффективность механизации

передней кромки. Кроме того, при приближении даже низконапорной струи к нижней поверхности крыла растёт т.н. “шум взаимодействия” струи и планера, особенно при отклонении закрылка [189]. Классическая компоновка обладает и значительным шумом самого планера, который в настоящее время на режимах посадки уже выше, чем шум двигателей. Главными источниками шума планера являются шасси и щелевая механизация, в первую очередь предкрылок (рисунок 4.6).



Breakdown for Airbus A340-300 noise on the approach
Copyright Airbus

Рисунок 4.6 – Источники шума A340-300 на посадке

Таким образом, для кардинального снижения шума на местности требуется проведение комплексных исследований, включающих как фундаментальные вопросы о природе генерации звука и снижения его интенсивности, так и концептуальные исследования по поиску малошумных компоновок [191, 192], а также включению ограничений по шуму в проекты перспективных самолётов изначально с минимальными потерями в других критериях [170].

В данной главе дан обзор различных “малошумных” компоновок, встречающихся в литературе. Выделен перспективный класс узкофюзеляжных самолётов с двигателями, расположенными над задней кромкой крыла, приведён перечень положительных и отрицательных свойств данной схемы. Предложены варианты компоновок перспективных ближне- и среднемагистральных самолётов с двигателями над крылом, указаны

критические технологии, требующие разрешения. Подробно описаны расчётные и экспериментальные исследования в данном направлении.

4.1 Обзор малошумных компоновок

Многие исследователи считают, что для выполнения будущих требований по шуму придется переходить на нетрадиционные компоновки с экранированием шума двигателей (прежде всего на взлёте) элементами планера. В некоторых проектах двигатель стараются просто полностью экранировать от наземного наблюдателя (рисунки 4.7, 4.8). Однако, при более внимательном анализе данных схем можно найти массу недостатков (сложность конструкции, неудобство обслуживания, критическое расположение двигателей бок о бок и др.), не говоря уж об увеличении омываемой поверхности, приводящем к снижению аэродинамического качества.



Рисунок 4.7 – Проект ВТС фирмы Локхид

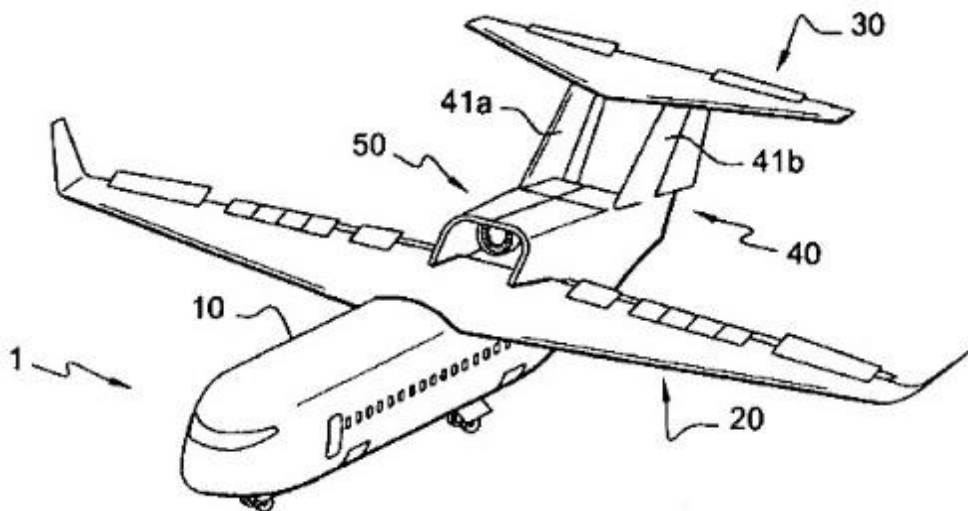


Рисунок 4.8 – Патент AIRBUS, 2008г

В ряде проектов рассматривается схема триплан для смещения крыла назад и создания полноценного экрана совместно с хвостовым оперением (рисунки 4.9, 4.10). Расчёты показывают, что использования одного оперения для экранирования, как правило, недостаточно.



Рисунок 4.9 – Малошумная компоновка фирмы Боинг

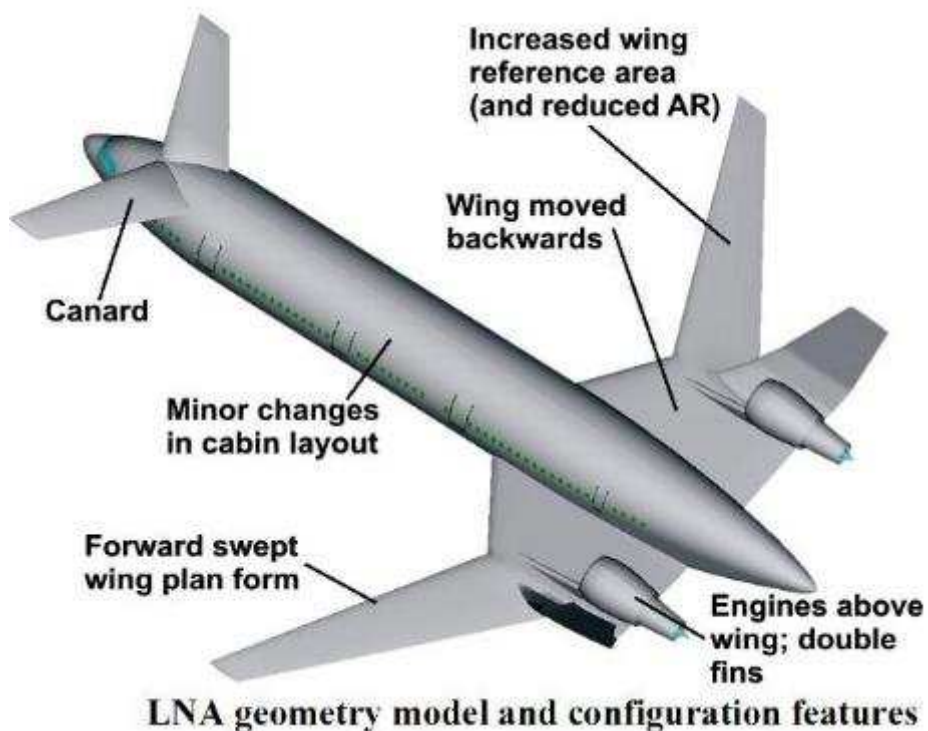


Рисунок 4.10 – Малошумная компоновка DLR [191]

При экранировании двигателей фюзеляжем целесообразно рассматривать компоновку с расширенным эллиптическим сечением фюзеляжа (рисунки 4.11, 4.12).



Рисунок 4.11 – Малошумная компоновка ЭМЗ им В.М. Мясищева



Рисунок 4.12 – Компоновка с несущим фюзеляжем МПТ

В такой схеме целесообразно организовать воздухозаборники без слива пограничного слоя с фюзеляжа. В теории это даёт выигрыш в пропульсивном КПД, но неравномерность потока на входе в воздухозаборник для современных двигателей пагубно сказывается на их эффективности. Кроме того, возникают непростые вопросы о взаимном влиянии двигателей друг на друга (помпаж, обрыв лопаток) и очистке верхней поверхности фюзеляжа ото льда.

Наиболее кардинально проблема шума решается на компоновках типа “летающее крыло” с расположением двигателей над задней частью центроплана. Вместе с тем, простое увеличение диаметра двигателей ведёт к увеличению омываемой площади и ухудшению интерференции (рисунок 4.13).



Рисунок 4.13 – Проект ДМС в схеме BWB фирмы Боинг [193]

В связи с этим в работе [192] был предложен иной путь увеличения степени двухконтурности двигателей без увеличения его поперечных размеров – т.н. распределенная силовая установка, в которой количество пропульсивных вентиляторов больше, чем газогенераторов (рисунок 4.14). Привод вентиляторов можно организовать механическим путем, за счёт пневмотрасс, или даже электрическим образом с применением сверхпроводящих силовых кабелей, передающих энергию от турбогенераторов к множественным электрическим вентиляторам (рисунки 4.15÷4.17).

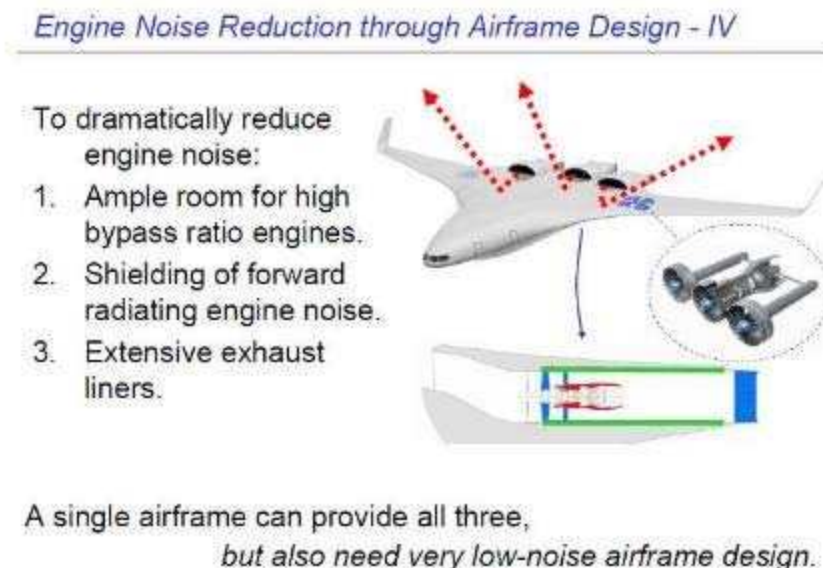


Рисунок 4.14 - Распределенная СУ на малошумной компоновке MIT SAX-40 [192]



Рисунок 4.15 – BWB с распределенной турбоэлектрической силовой установкой, проект NASA [194]

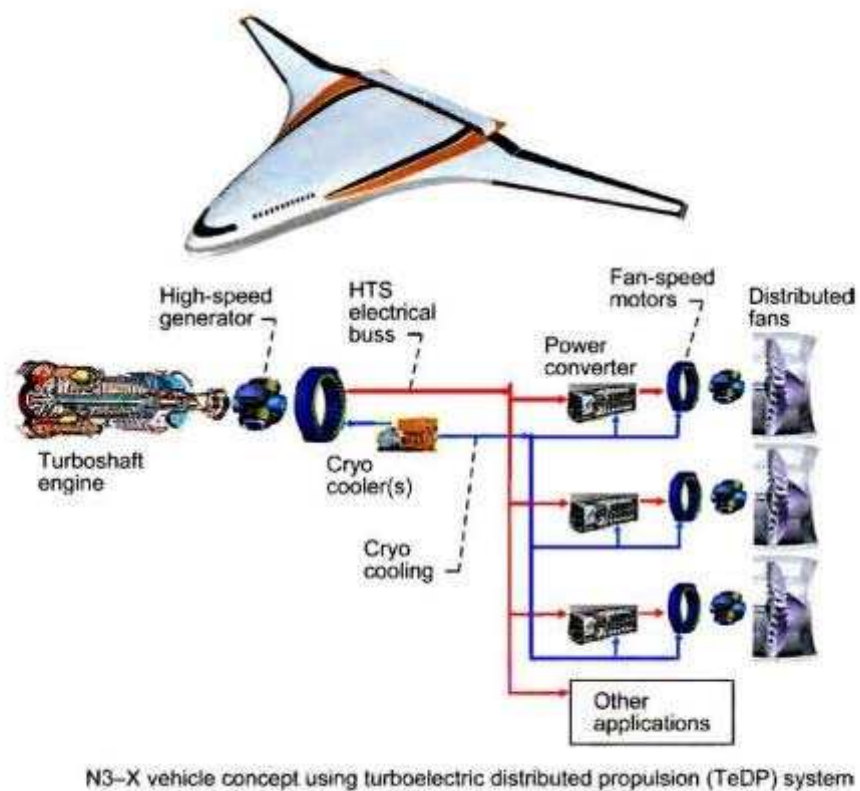


Рисунок 4.16 – Передача энергии с использованием сверхпроводников в BWB с распределенной турбоэлектрической силовой установкой



Рисунок 4.17 – Перспективный БСМС с турбоэлектрической силовой установкой, проект AIRBUS

Наиболее естественным экраном для двигателей является крыло, поэтому не прекращаются попытки решить проблему шума “малой кровью” путем переноса двигателей наверх. Отметим, что до настоящего времени было создано несколько реальных самолётов с верхним расположением двигателей (см. рисунок 4.18)



VFW-614



Honda Jet



Бе-200



Ан-74ТК-200

Рисунок 4.18 – Самолёты с двигателями над крылом

Следует отметить, что во всех случаях такой выбор диктовался специфическими соображениями, отличными от требований экономичного крейсерского полёта и снижения шума на местности, да и крейсерская скорость была меньше, чем у конкурентов. Тем не менее, можно отметить, что самолёты VFW-614 и Бе-200 действительно заметно менее шумны по сравнению с аналогами. Интересно отметить также наличие палубного оперения у VFW-614.

Относительные размеры двигателя и крыла в настоящее время таковы, что невозможно одновременно прикрыть и вентилятор, и струю. Кроме того, расположение двигателя над серединой хорды крыла наименее благоприятно с точки зрения аэродинамической интерференции.

При расположении двигателей перед крылом экранируется шум реактивной струи (рисунок 4.19). Центровка самолёта также не вызывает проблем. Однако, достижение высоких крейсерских чисел Маха затруднено вследствие появления сильных скачков уплотнения в корневых областях (рисунок 4.20). Подобная неблагоприятная интерференция проявлялась и на модели ЦАГИ ЛК-2011 (рисунок 4.21).



Рисунок 4.19 – Малошумная компоновка NASA CESTOL

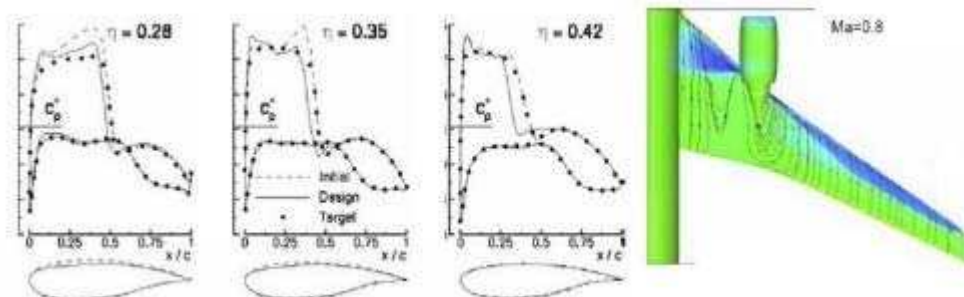


Рисунок 4.20 – Расчётные исследования компоновки с верхним расположением двигателей в Европейском проекте ROSAS [195]



Рисунок 4.21 – Аэродинамическая модель ЛК-2011 с расположением двигателей над крылом

При расположении двигателей за крылом, наоборот, возникает положительная аэродинамическая интерференция за счёт торможения потока перед воздухозаборником на крейсерских режимах полёта. Этот эффект хорошо известен для компоновок региональных и административных самолётов (рисунки 4.22, 4.23).

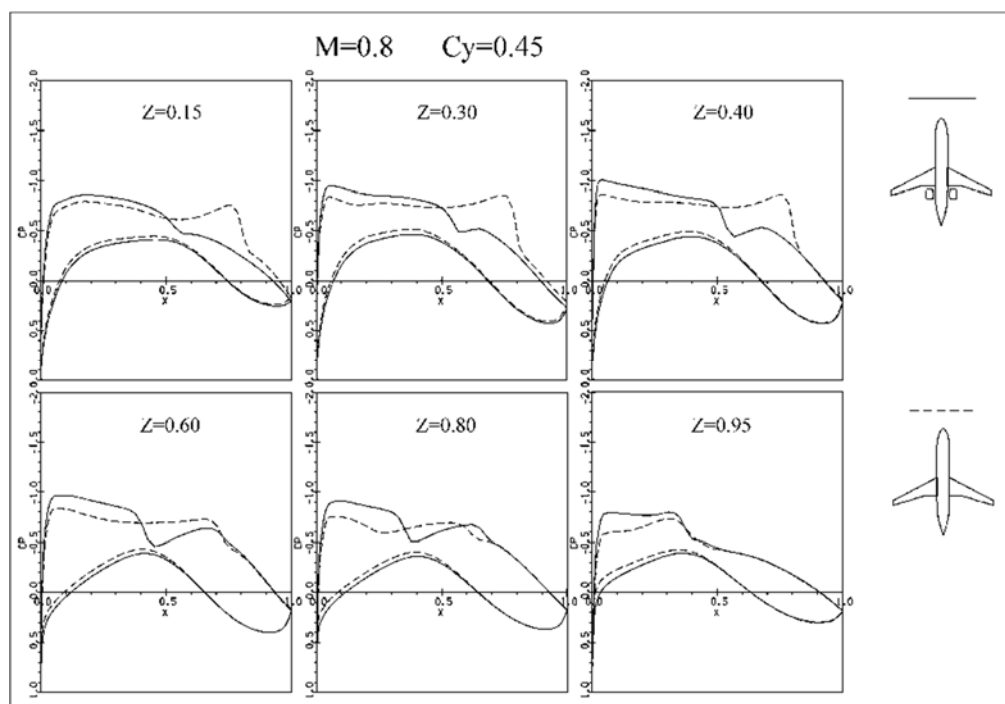


Рисунок 4.22 – Влияние установки мотогондол двигателей на распределение давления по крылу регионального самолета



Рисунок 4.23- Визуализация обтекания методом цветной масляной пленки
в АДТ Т-106М

Это послужило причиной многочисленных концептуальных исследований компоновок перспективных самолётов с двигателями над задней кромкой крыла, в том числе и малолучных (см. рисунки 3.44÷3.46 в главе 3).

У компоновок с расположением двигателей над задней кромкой крыла есть ряд серьезных преимуществ:

- отсутствие ограничений на диаметр и увеличение степени двухконтурности двигателей;
- защищенность от попадания посторонних предметов в воздухозаборники двигателей;
- снижение шума на местности вследствие экранирования шума вентилятора в передней полусфере крылом, а также отсутствия взаимодействия струи и закрылка;
- отсутствие разрывов механизации передней кромки вдоль размаха крыла;
- уменьшенная длина стоек шасси и отсутствие поперечного подкоса (вес, шум), упрощение проблемы аварийной эвакуации вследствие меньшей высоты пола салона от земли;
- уменьшение риска пожара при аварийной посадке с невыпущенными шасси;
- меньшие проблемы с разбежкой центровок, чем у компоновки с двигателями на хвосте фюзеляжа;
- проще создать семейство самолётов за счёт фюзеляжных вставок.

Благоприятная аэродинамическая интерференция позволяет несколько снизить стреловидность крыла для достижения одинакового числа Маха. Кроме того, профиль на изломе будет иметь большую высоту заднего лонжерона. Это даёт некоторое уменьшение веса крыла, а также позволяет рассчитывать на естественную ламинаризацию обтекания консольной части.

При малой стреловидности крыла целесообразно переместить шасси в гондолы на крыле как на самолётах Ту-134 и Ту-154, которые конструктивно объединены с пилонами двигателей. В этом случае устраняется необходимость организации ниши шасси в фюзеляже. Широкая колея шасси улучшает проходимость на аэродромах с неподготовленным покрытием.

Есть, однако, и недостатки:

- увеличенный шум в пассажирском салоне, естественный разворот воздухозаборников по потоку наружу и/или скошенная обечайка могут частично сгладить проблему;
- увеличенный риск разгерметизации салона при аварийном разлете элементов двигателя;
- увеличенная интерференция двигателя с крылом, в том числе вероятно попадание срывного течения с крыла в двигатель на больших углах атаки;
- необычная конструкция, возможны флаттерные явления;
- необходимость применения Т-образного или + образного оперения;
- усложнение обслуживания двигателей, хотя при низком положении крыла и коротких стойках шасси абсолютная высота двигателей над землей не столь велика.

В литературе последних лет нет единого мнения об эффективности экранирования шума двигателя крылом. В материалах [189] отмечается, что прежние оценки, основанные на упрощенных моделях распространения звука, давали слишком оптимистические оценки. Тем не менее, как минимум в двух аспектах схема с двигателями над задней кромкой крыла существенно превосходит классическую по шуму. Во-первых, шум вентилятора в передней полусфере действительно гасится по сравнению с неприкрытым двигателем, как можно видеть, например, по результатам эксперимента в заглушенной камере [196], приведенным на рисунках 4.24÷4.26. Во-вторых, нет эффекта усиления шума “взаимодействия” струи и закрылка при отклонении последнего. В целом, потенциал уменьшения шума на местности по сравнению с классической схемой оценивается в 10-15 ЕPNдБ.

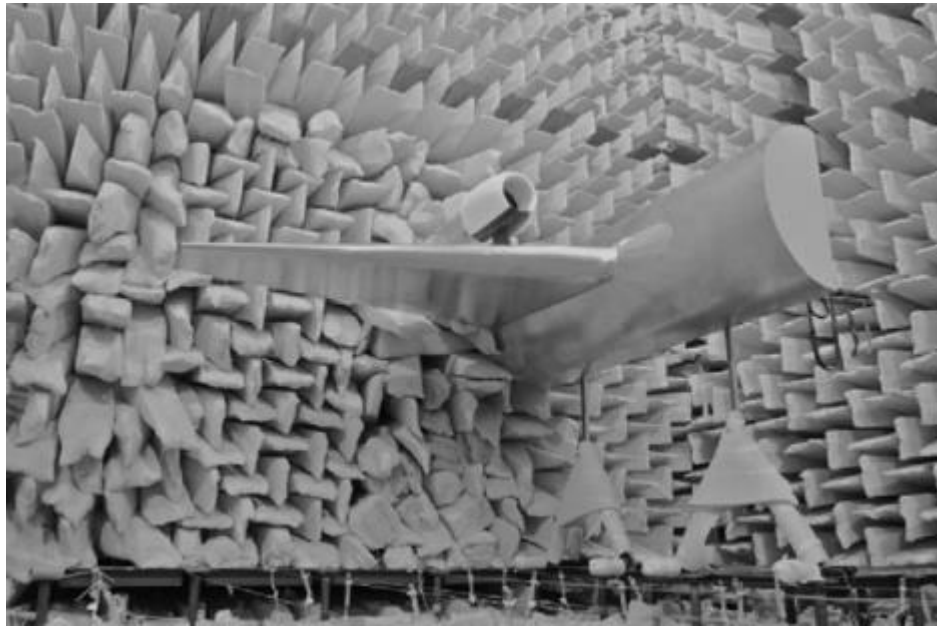


Рисунок 4.24 – Схема эксперимента по экранированию шума вентилятора крылом [196]

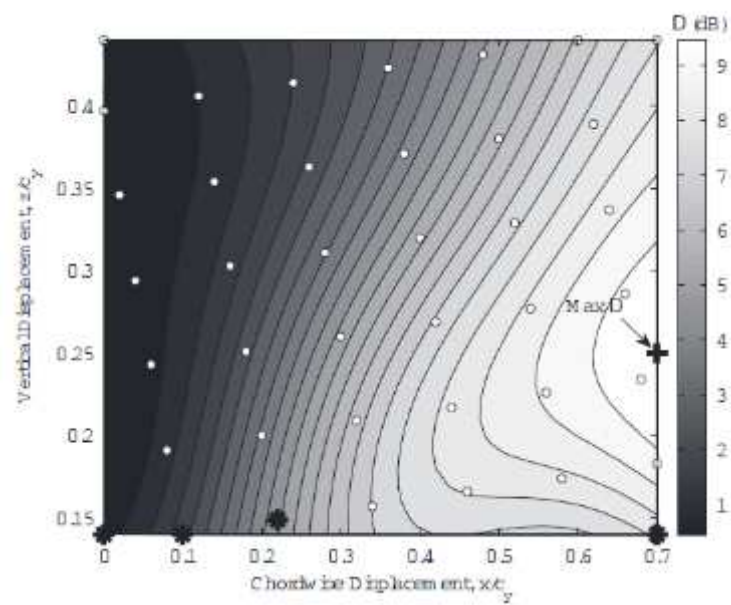


Рисунок 4.25 – Интегральное снижение интенсивности шума при различных положениях воздухозаборника относительно крыла

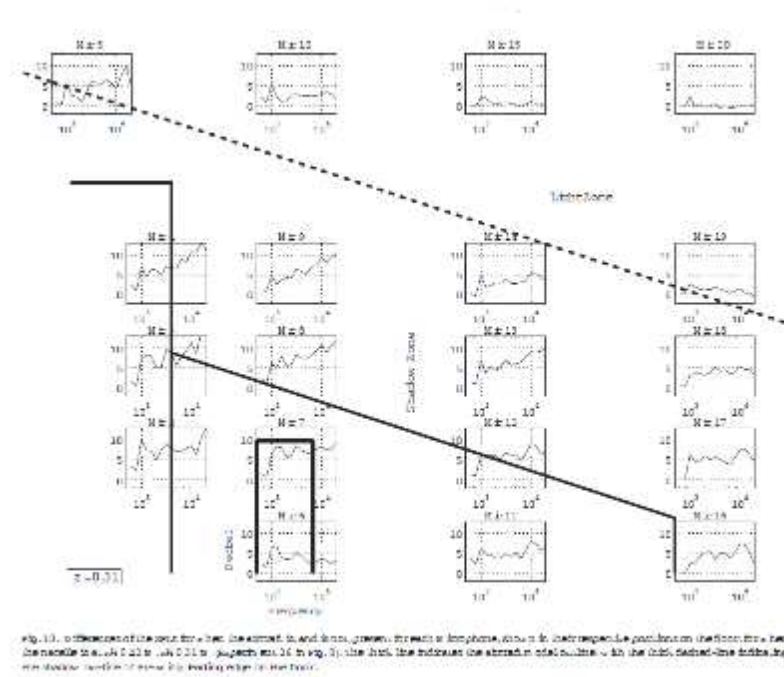


Рисунок 4.26 – Снижение интенсивности звука для различных микрофонов на полу акустической камеры

Далее будет приведено изложение результатов исследований по аэродинамике компоновок с расположением двигателей над задней кромкой крыла.

4.2 Перспективный региональный самолёт с двигателями над крылом

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) (рисунок 4.27), как наиболее простую по технологии. Отметим, что и в этом случае необходимо решить ряд практических задач по обеспечению надлежащего качества внешней поверхности крыла, практического поддержания ламинарного обтекания в реальной эксплуатации, обеспечения необходимых несущих свойств на взлете и посадке без применения предкрылков, надежного определения и управления ламинарным течением.

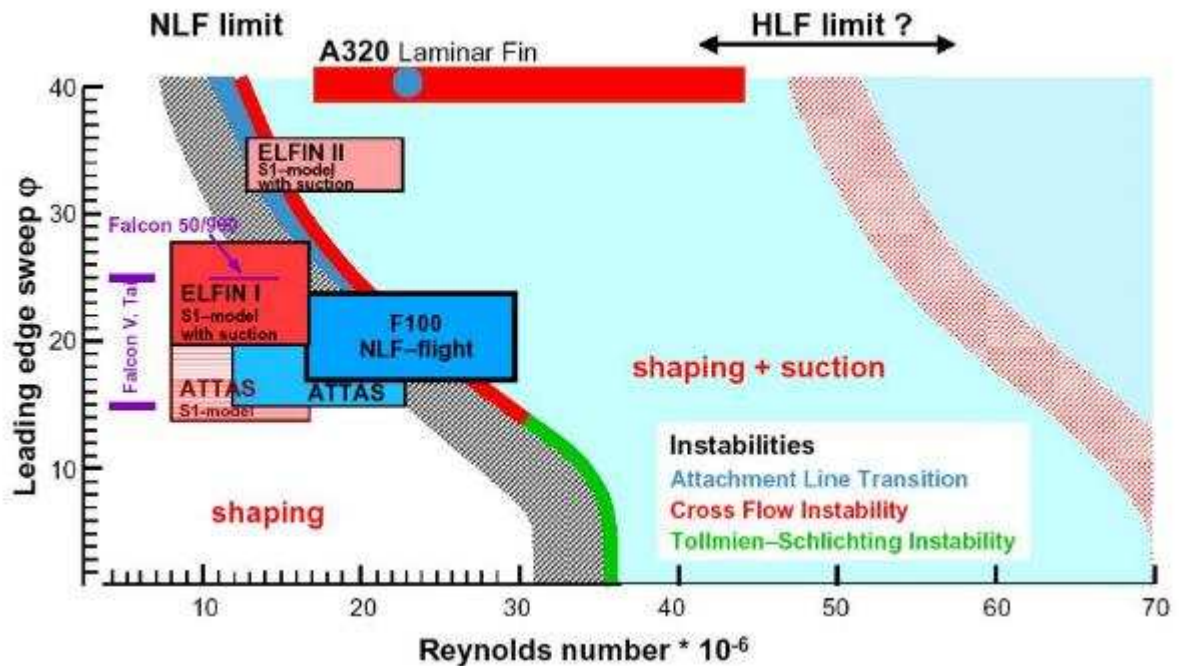


Рисунок 4.27 – Границы применимости различных систем ламинаризации (взгляд Airbus) [197]

Ранее считалось, что снижение стреловидности крыла до необходимых для ЕЛЮ значений $\chi_{¼} \leq 15^\circ$ вынужденно влечёт за собой уменьшение крейсерского числа Маха до $M=0.7 \div 0.74$, что не вписывается в современную сетку авиалиний, обслуживаемых самолётами (B-737, A-320, SSJ-100 и др.) с $M_{\text{крейс}}=0.78$. Однако, исследования авторов на эту тему показали, что применение 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 $\chi_{¼}=15^\circ$ с двигателями под крылом (крыло 1). Крыло 1 проектировалось в рамках концепции регионального реактивного самолёта следующего поколения с возможностью естественной ламинаризации обтекания консольной части крыла. Предыдущие исследования компоновки подобного самолёта показали (рисунок 4.28), что применение сверхкритических профилей в компоновке крыла малой стреловидности позволит не снижать стандартную скорость полёта $M \sim 0.78$.

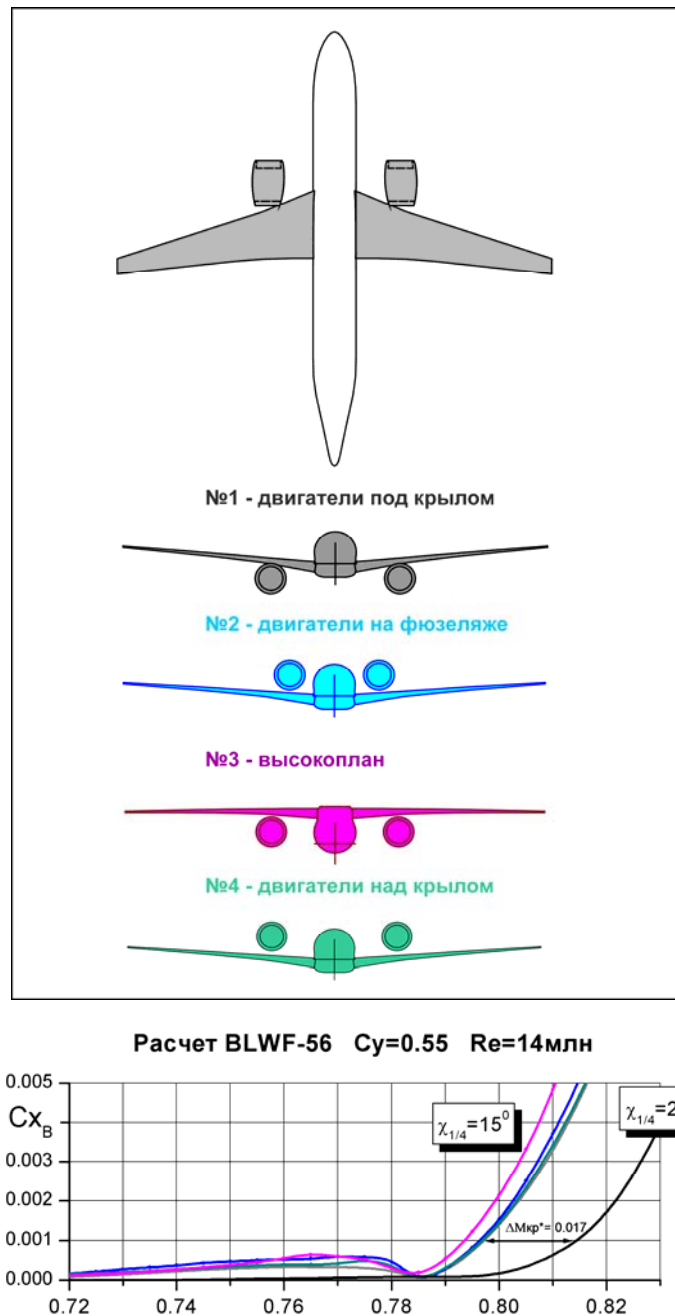


Рисунок 4.28 – Исследованные аэродинамические компоновки перспективного реактивного регионального самолёта

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 задание планки аэродинамического совершенства для сравнения с компоновками других схем (см. рисунок 4.28).

Крыло 1 имеет следующие параметры (рисунок 4.29): $L=35$ м, $S_{\text{тр}}=115$ м², $\lambda=11$, $\chi_{1/4}=15^\circ$, $\eta=3.9$, $С_{АХ}=3.554$ м. Крыло имеет передний и задний корневые наплывы. Относительная толщина выбрана следующей: 15.9%-12%-10%.

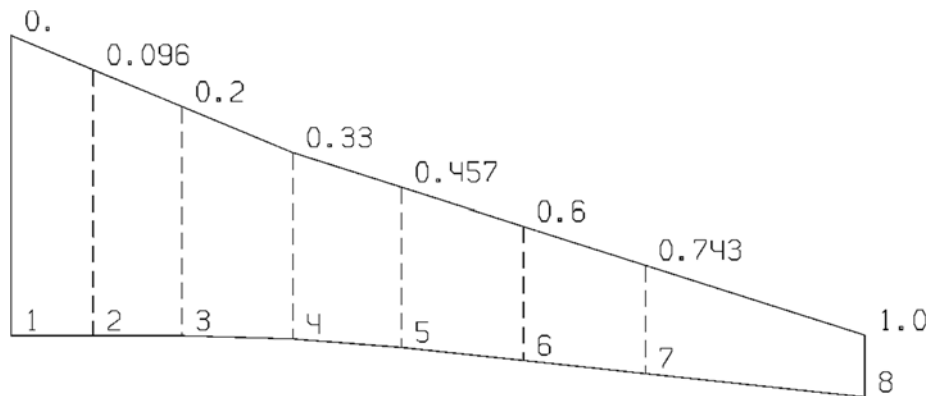


Рисунок 4.29 – Форма в плане и опорные сечения крыла 1

Крыло 1 проектировалось при помощи процедуры многорежимной оптимизации с использованием программы BLWF-56. Расчётная матмодель рассматриваемой компоновки представлена на рисунке 4.30. Мотогондолы рассматривались типа PW, но осесимметричные для простоты изготовления.

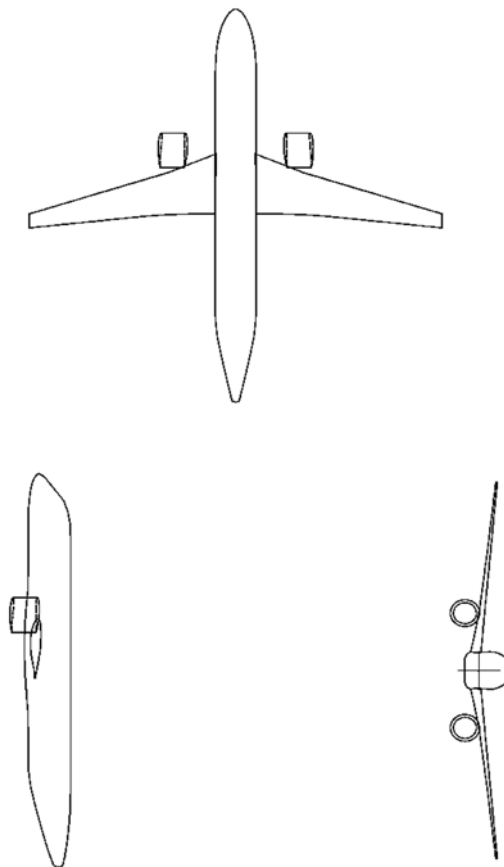


Рисунок 4.30 – Расчётная математическая модель компоновки с крылом 1

Профили крыла 1 представлены на рисунке 4.31.

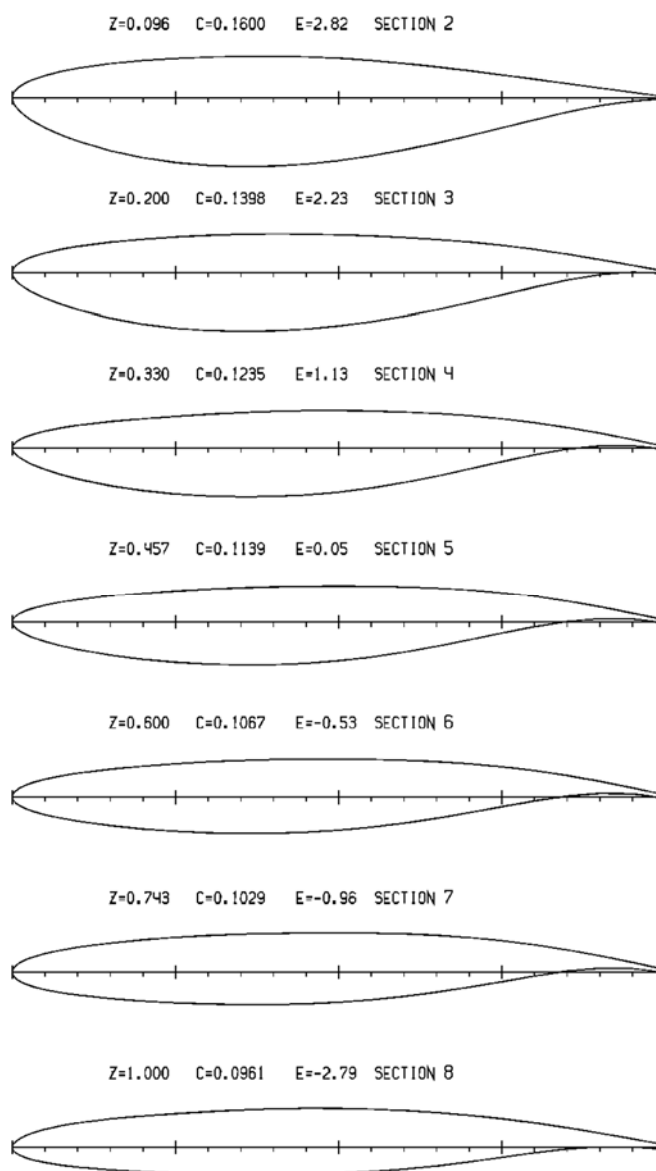


Рисунок 4.31 – Профили опорных сечений крыла 1

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 ; $M=0.79$ $C_y=0.54$; $M=0.8$ $C_y=0.525$. Несколько сниженные значения C_y по сравнению с другими крыльями объясняются пониженной нагрузкой на крыло у ламинарного самолёта, обусловленной худшей механизацией передней кромки (щитки Крюгера вместо предкрылков). Расчётное распределение давления на режиме $M=0.78$ $C_y=0.575$ показано на рисунке 4.32.

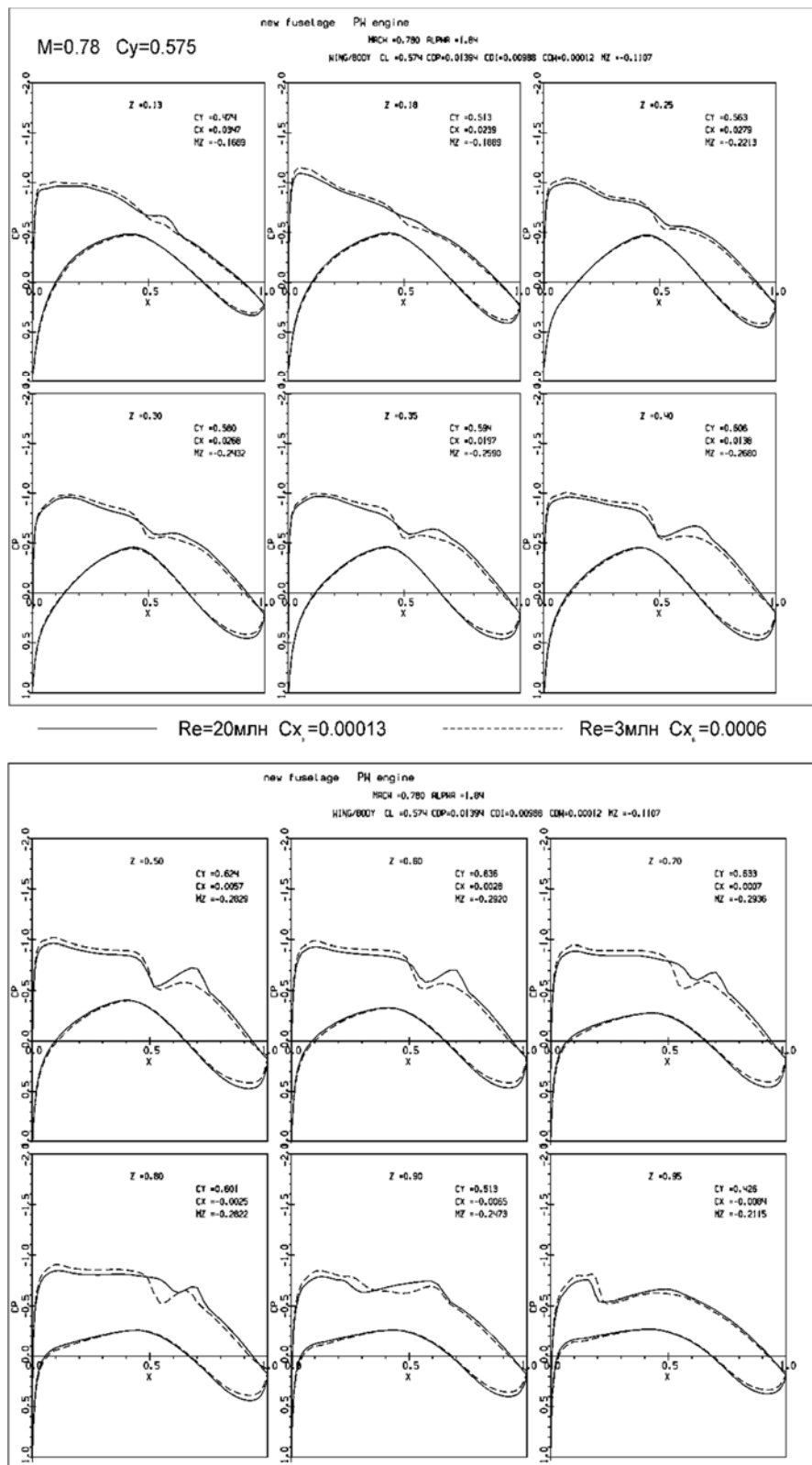


Рисунок 4.32 – Расчётное распределение давления по крылу 1

Сравнение расчётных составляющих поляр при трубных условиях дано на рисунках 4.33÷4.36. Поляры посчитаны для трех типов мотогондол: исходной, MG0 – тематической осесимметричной ($m=10.5$) и MG-1 – осесимметричной типа PW, ранее

изготовленной в ОПИ ЦАГИ. Видно, что исходную мотогондолу можно без потерь поменять на MG1.

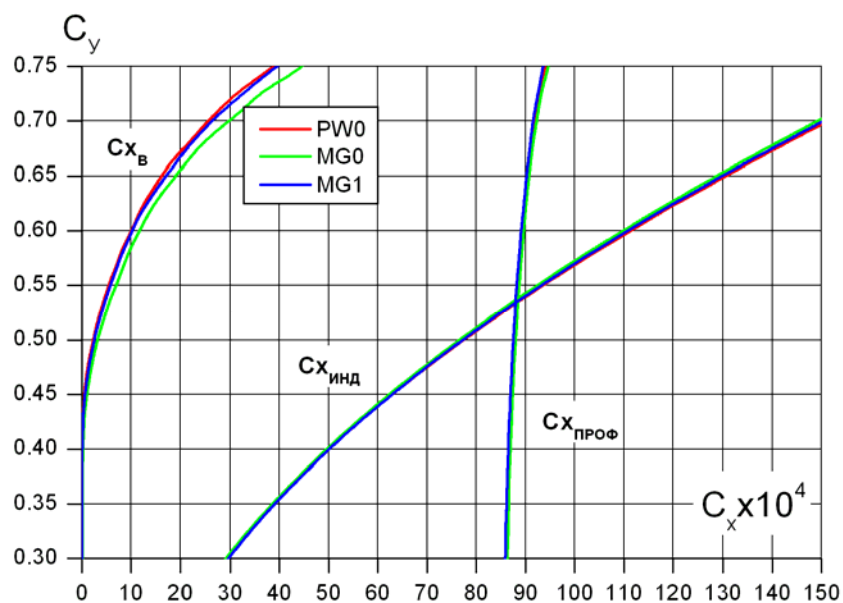


Рисунок 4.33 – Расчётные составляющие поляр крыла 1 при $M=0.75$ $Re=3.09$ млн

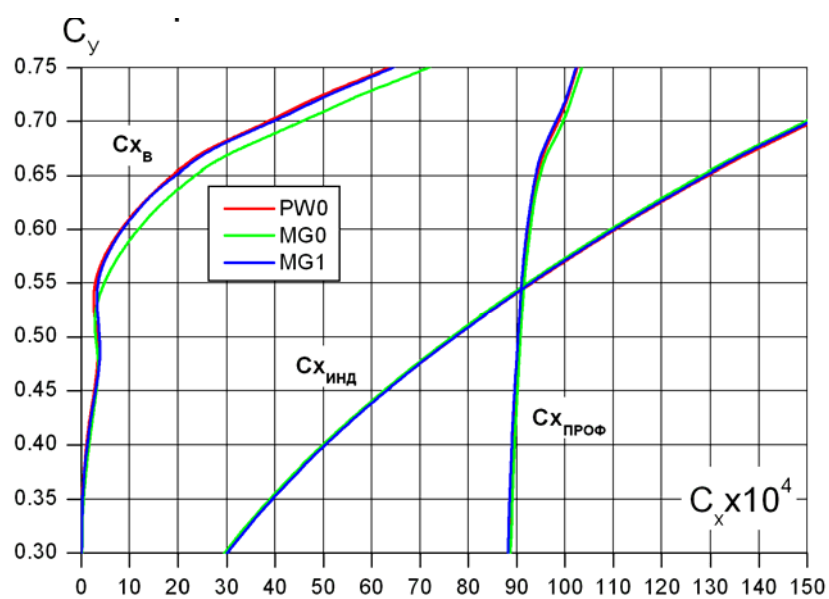


Рисунок 4.34 – Расчётные составляющие поляр крыла 1 при $M=0.78$ $Re=3.09$ млн

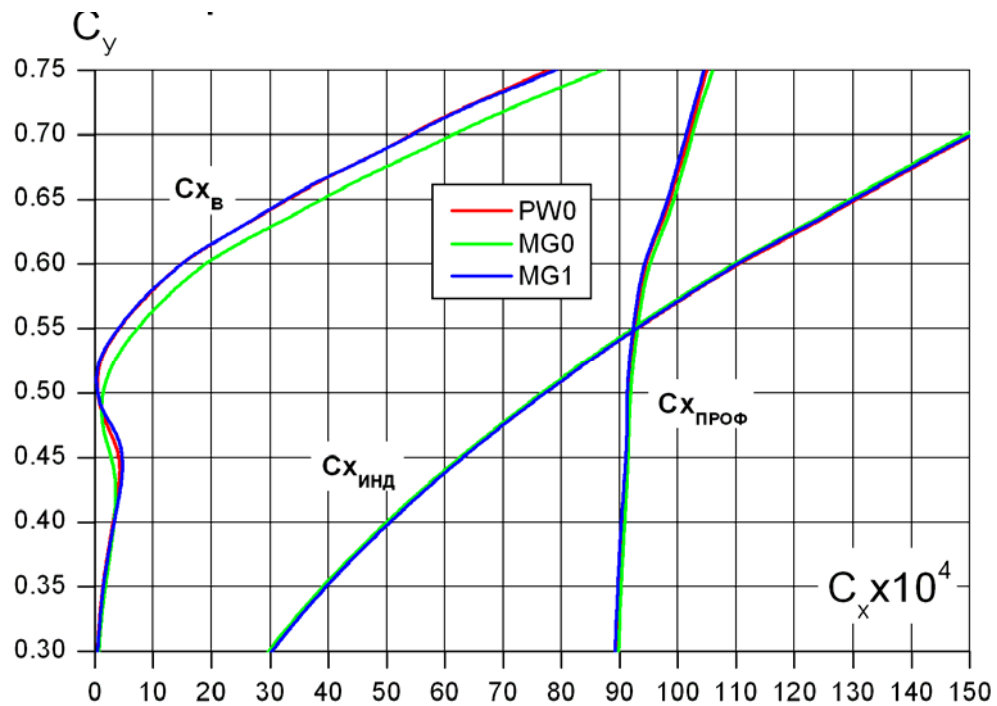


Рисунок 4.35 – Расчётные составляющие поляр крыла 1 при $M=0.79$ $Re=3.09$ млн

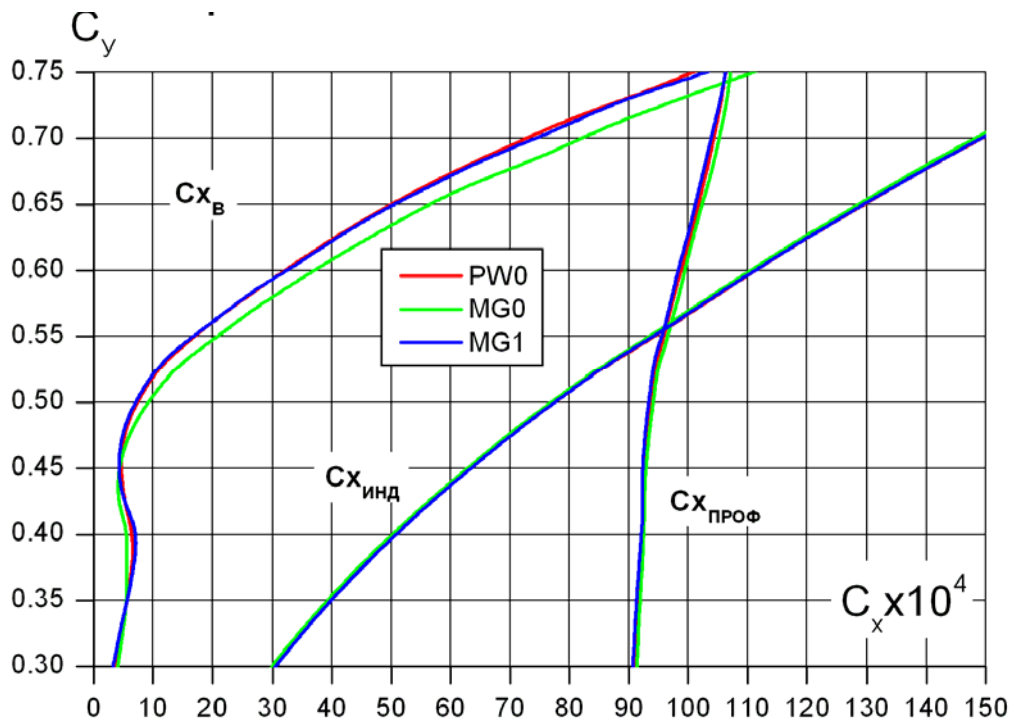


Рисунок 4.36 – Расчётные составляющие поляр крыла 1 при $M=0.8$ $Re=3.09$ млн

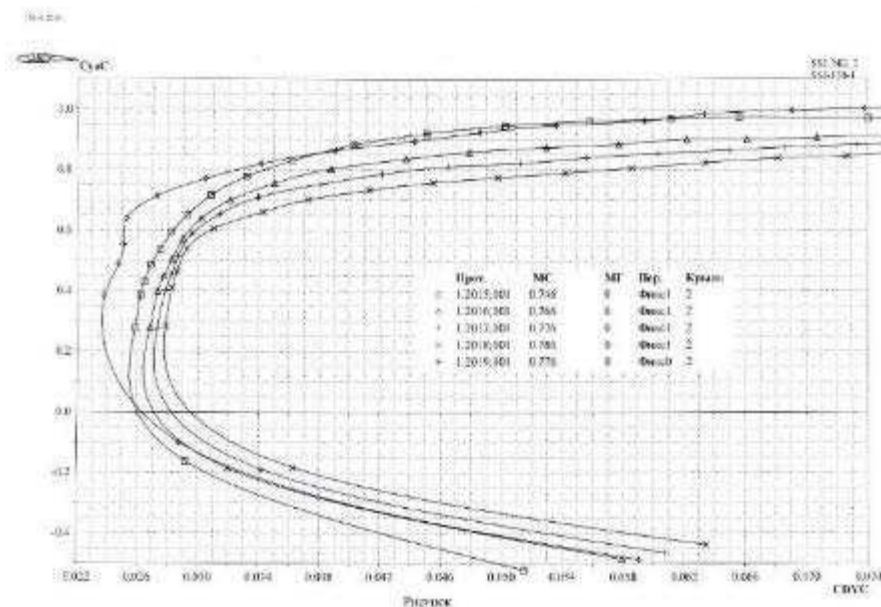
4.3 Экспериментальные исследования модели с крылом 1 в АДТ

Модель перспективного регионального самолёта ($M_{крейс}=0.78$) с крылом малой стреловидности с тематической подкрыльевой мотогондолой МГ-0 изготовлена и испытана в АДТ Т-128 (рисунок 4.37). Крыло 1 имеет стреловидность $\chi_{\frac{1}{4}}=15^\circ$, удлинение $\lambda=11$, сужение $\eta=3.9$ и проектировалось на режимы натурного полёта $M=0.77$ $C_y=0.59$; $M=0.78$ $C_y=0.525$ и 0.575 ; $M=0.79$ $C_y=0.54$; $M=0.8$ $C_y=0.525$.



Рисунок 4.37

Из рассмотрения экспериментальных поляр (внутреннее сопротивление мотогондол не вычиталось) (рисунки 4.38, 4.39) видно, что крыло настроено на значения C_{y0} меньшие, чем трубные $C_{y0\text{max}}$ (в натуре значения $C_{y0\text{max}}$ несколько меньше, а при трубных числах Рейнольдса расчётные значения C_{y0} обычно несколько “просаживаются”). Тем не менее, экспериментально было доказано, что крыло малой стреловидности действительно может обеспечить требуемую скорость полёта $M \approx 0.78$ (рисунок 4.40) при стреловидности $\chi_{1/4} \sim 15^\circ$, при этом обеспечивает достаточно высокий уровень аэродинамического качества.

Рисунок 4.38 – Экспериментальные “профильные” поляры модели с крылом 1, $\varphi_{го}=0^\circ$

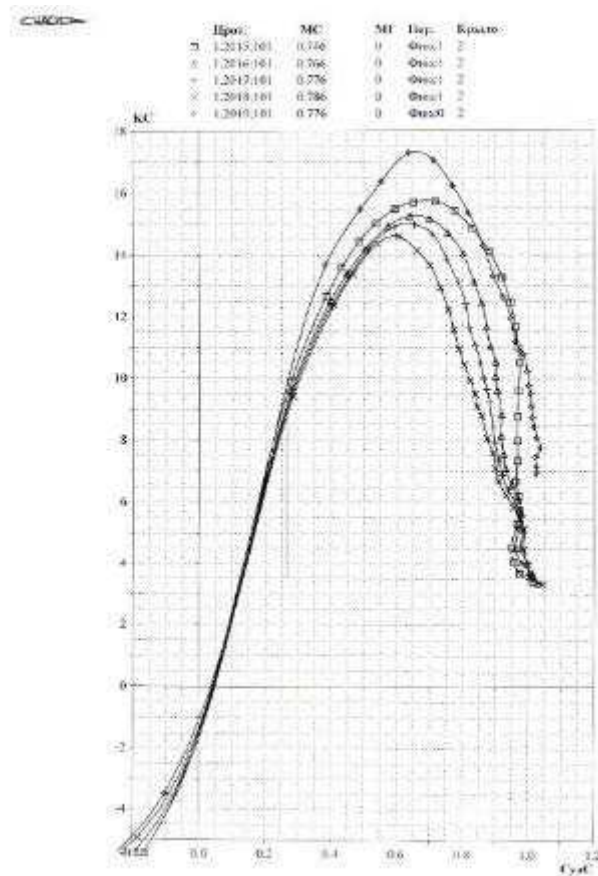
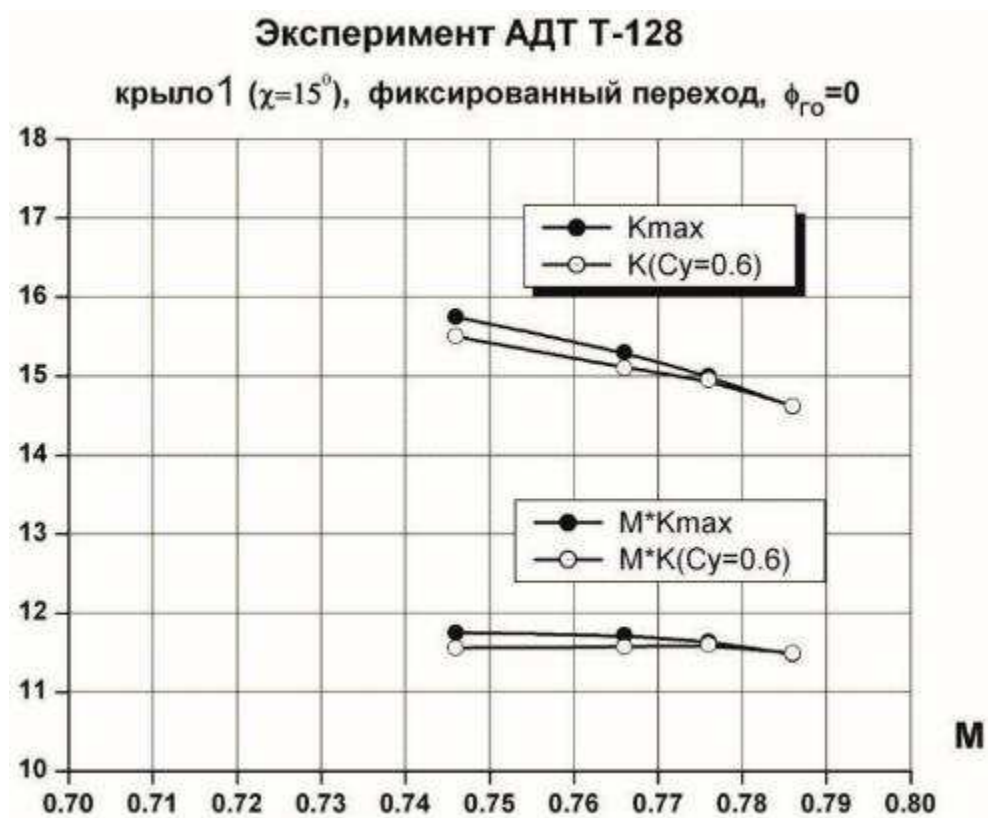


Рисунок 4.39 – Аэродинамическое качество модели

Рисунок 4.40 - $K_{\max}$ и $K_{\max} \cdot M$

4.4 Аэродинамическое проектирование крыла с верхним расположением МГ

Крыло 2 (LSW-2) с несколько увеличенной площадью ($S_{\text{тр}}=115 \text{ м}^2$) и меньшим удлинением $\lambda=10.65$ ($\chi_{\frac{1}{4}}=15.03^\circ$, $\eta=3.67$) спроектировано по принятой аэродинамики методике, включающей оптимизацию аэродинамического качества на 9 режимах: $M=0.77$ $C_y=0.6$; $M=0.78$ $C_y=0.525$ и 0.6 ; $M=0.79$ $C_y=0.55$; $M=0.8$ $C_y=0.525$ и др. Относительная толщина сечений крыла была немного снижена по сравнению с крылом 1 (LSW-1), особенно на консольной части (рисунок 4.41).

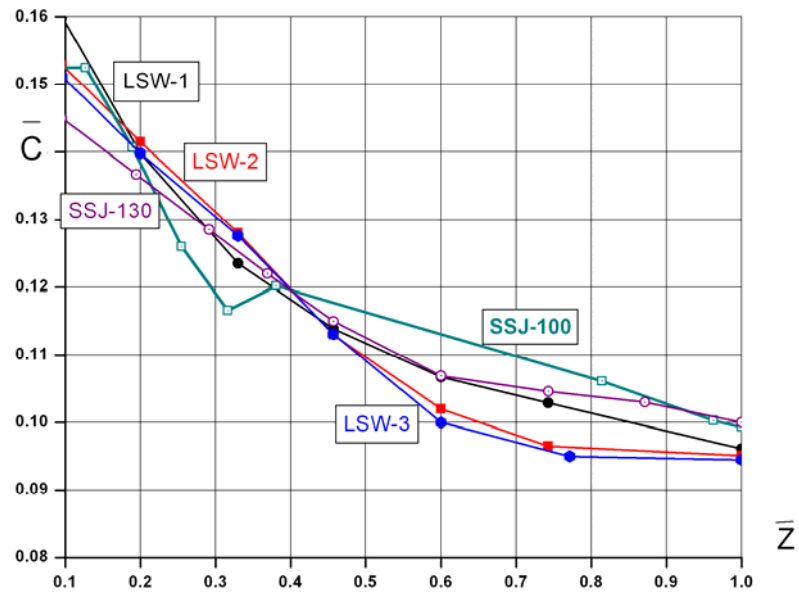


Рисунок 4.41 - Сравнение относительных толщин крыльев

Прямой расчёт аэродинамических характеристик компоновки без оперения и без пилонов осуществлялся при помощи программы BLWF-56 на натурных режимах при $Re=21$ млн и трубных режимах при $Re=3$ млн, $X_{\text{п}}=10\%$. Расчётная матмодель представлена на рисунке 4.42.

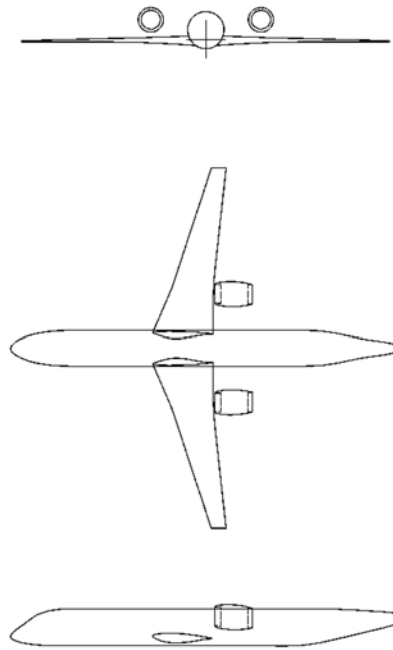


Рисунок 4.42 – Расчётная математическая модель компоновки с крылом 2 для BLWF-56

Крыло формировалось по 7 базовым сечениям, профили которых представлены на рисунке 4.43. Обращает на себя внимание утолщенная хвостовая часть изломного профиля ($\bar{z}=0.33$), которая является результатом противодействия тормозящему влиянию мотогондолы перед собой. Таким образом, задний лонжерон у крыла с двигателями наверху толще, чем у аналогов с обычным расположением двигателей.

Сравнение расчётных зависимостей $C_x=f(M)$ для испытанного ранее базового варианта с крылом 1 и малошумной компоновки с крылом 2 представлено на рисунке 4.44. У крыла 2 не только выше значения $M_{кр}^*$ ($\Delta M \approx 0.007$), но и практически отсутствует “ползучее” сопротивление. Положительный эффект достигается за счёт улучшенной интерференции с фюзеляжем без обтекателя и подтормаживающего эффекта мотогондол. Вместе с тем, необходимо заметить, что эти расчёты осуществлялись по программе BLWF-56 без учёта пилона, поэтому они должны были быть подтверждены данными эксперимента.

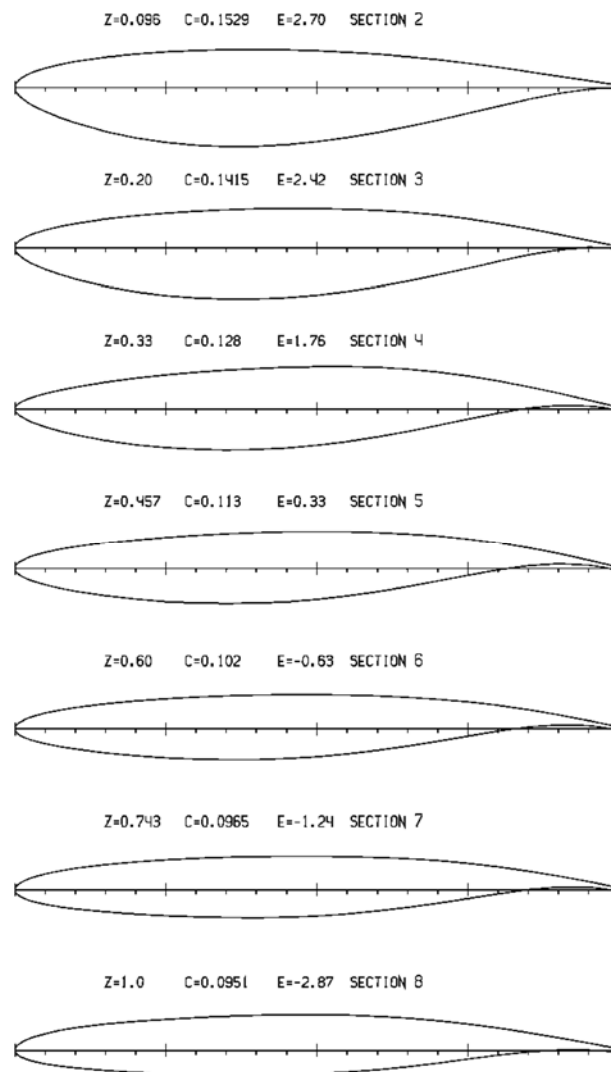


Рисунок 4.43 – Профили базовых сечений крыла 3

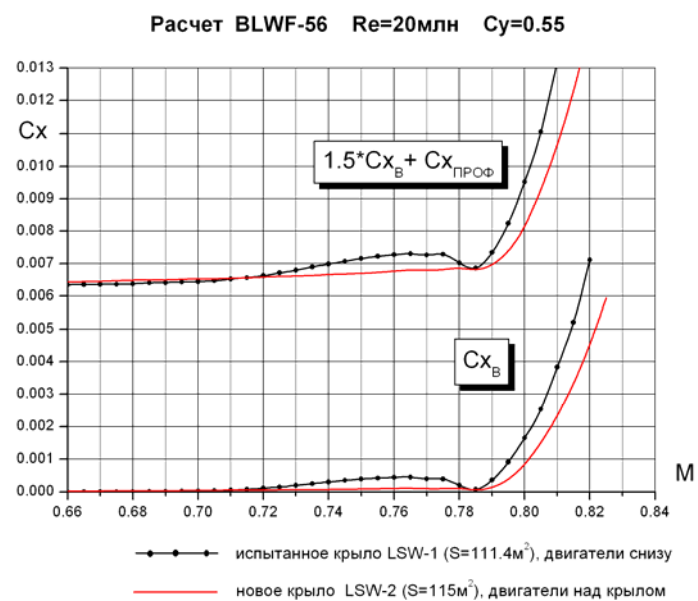


Рисунок 4.44 – Сравнение расчётных характеристик сопротивления

4.5 Экспериментальные исследования крыла 2

Испытания модели самолёта регионального самолёта с крылом 2 малой стреловидности были проведены в рабочей части №1 аэродинамической трубы Т-128 (рисунок 4.45).



Рисунок 4.45 – Модель с крылом 3 малой стреловидности в АДТ Т-128

Измерения аэродинамических характеристик модели проводились на хвостовой державке с помощью внутримодельных тензовесов В6-710(3)-Т128. Для гашения колебаний на модели был установлен пассивный демпфер.

Число Рейнольдса во время испытаний с большими числами Маха поддерживалось постоянным и равным $Re=3$ млн (по $СAX=0.198$ м). Испытания проводились в условиях фиксированного и свободного перехода пограничного слоя на всех основных элементах модели. Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм. На пилонх турбулизаторы не наклеивались.

В результаты испытаний внесены следующие поправки: на скос набегающего потока, на донное сопротивление (поправка на донное сопротивление – есть произведение площади донного среза на коэффициент давления, измеренного в полости модели), на влияние границ потока (скос потока, блокировка и ее градиент, влияние на сопротивление и моментные характеристики), на влияние хвостовой державки и искажение хвостовой части фюзеляжа (расчетная поправка к коэффициентам сопротивления, подъемной силы и моментным характеристикам).

Экспериментальные аэродинамические характеристики модели с фиксированным переходом при больших скоростях представлены на рисунках 4.46÷4.51 (напомним, что характеристики отнесены к $S_{\text{хар}}=110 \text{ м}^2$, тогда как действительная площадь крыла – 115 м^2). Несущие свойства модели обычные. Модель при $\varphi_{\text{го}}=-2^\circ$ практически сбалансирована на задних центровках. Моментные характеристики имеют сравнительно небольшую “ложку” ввиду малой стреловидности крыла 2. Поляры крыла подтверждают “настроенность” на заданные значения C_y и возможность достижения максимального крейсерского числа Маха $M=0.8$.

Прот.	МС	Р0	Крыло	Переход
□ 4001;104	0.700	12142.3	2	Фикс1
△ 4002;104	0.750	12309.2	2	Фикс1
+ 4003;104	0.780	12204.9	2	Фикс1
× 4004;104	0.790	12229.0	2	Фикс1
• 4005;104	0.800	12266.9	2	Фикс1

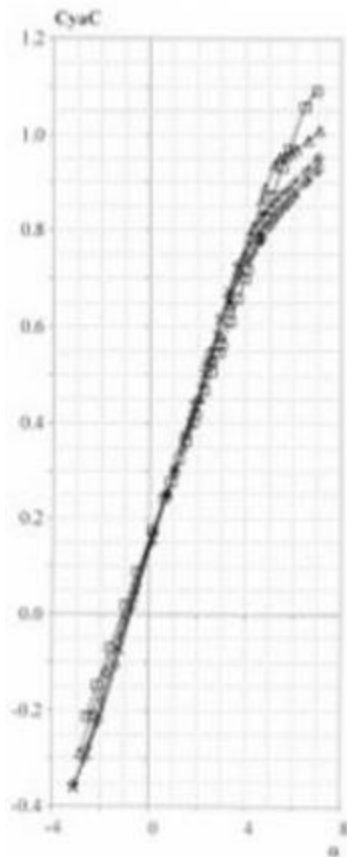


Рисунок 4.46

Прот.	МС	Р0	Крыло	Переход
□ 4001;104	0.700	12142.3	2	Фикс1
△ 4002;104	0.750	12309.2	2	Фикс1
+ 4003;104	0.780	12204.9	2	Фикс1
× 4004;104	0.790	12229.0	2	Фикс1
• 4005;104	0.800	12266.9	2	Фикс1

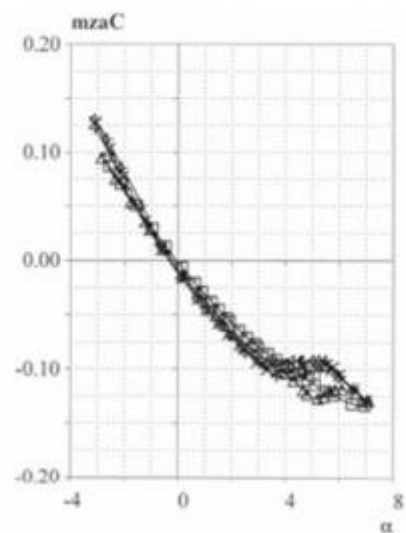


Рисунок 4.47

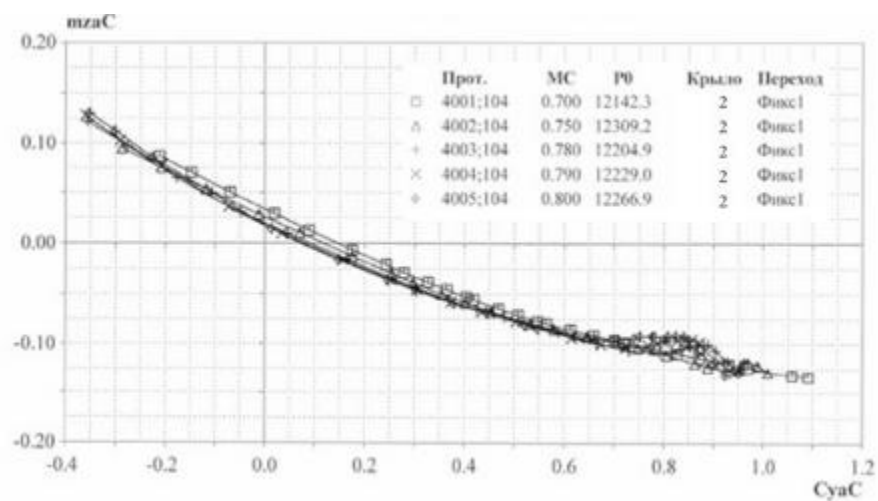


Рисунок 4.48

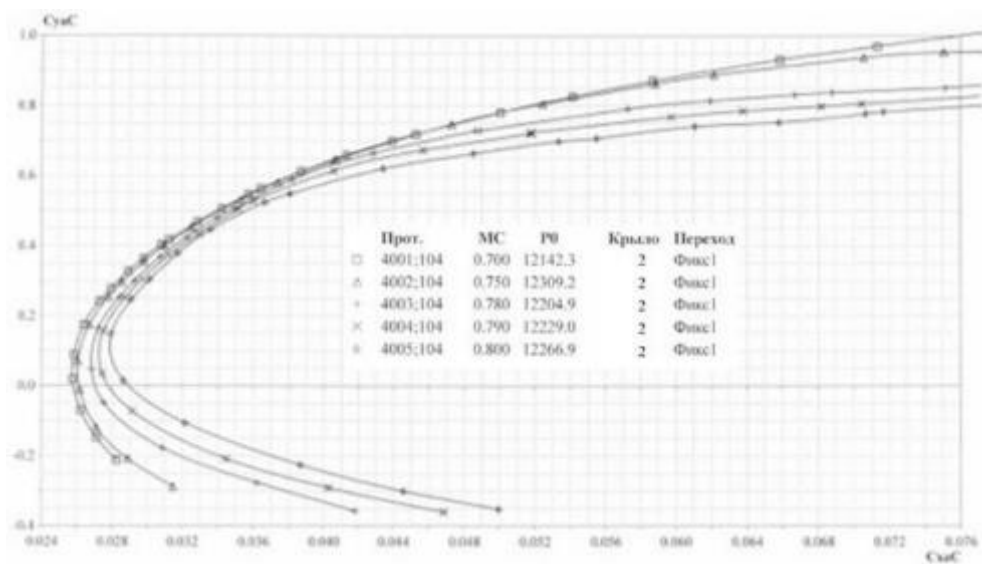


Рисунок 4.49

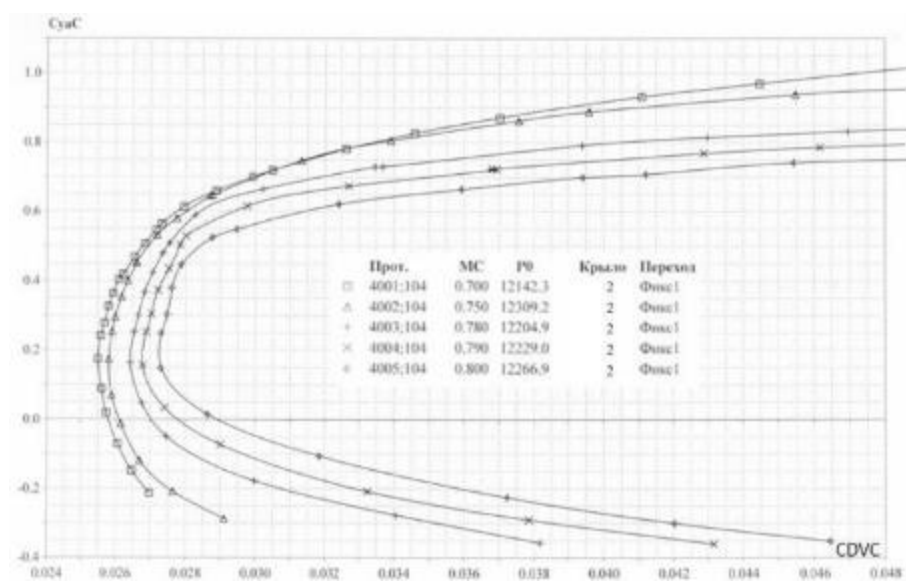


Рисунок 4.50

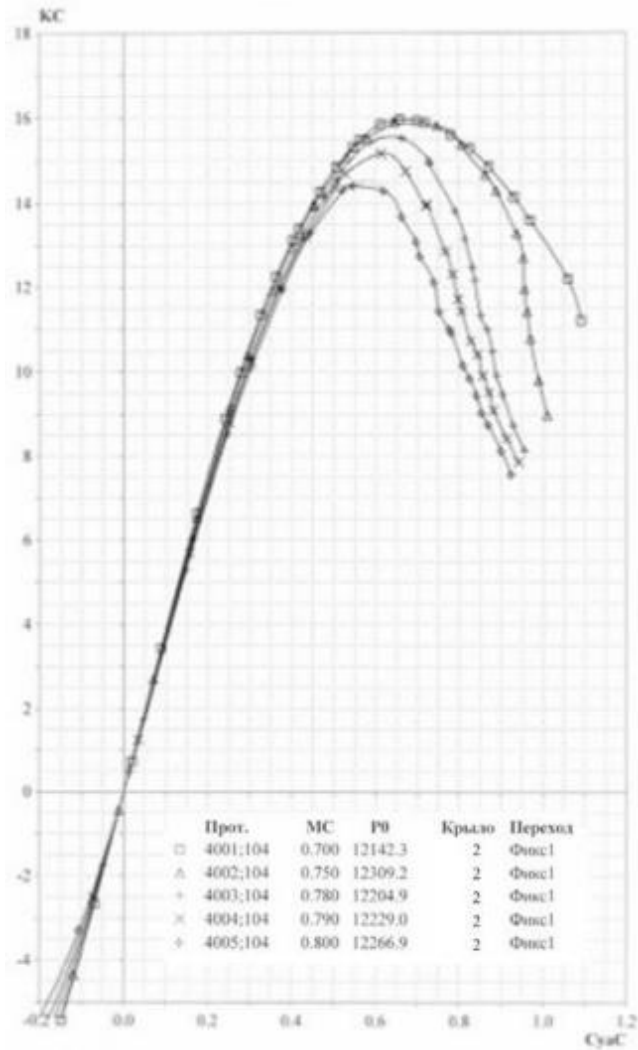


Рисунок 4.51

Характеристики при свободном переходе пограничного слоя на крыле приведены на рисунках 4.52÷4.57. Несущие свойства по сравнению со случаем фиксированного перехода подрастают, немного усиливается пикирующий момент. В полярах наблюдается перехлест кривых, вызванный увеличением протяженности ламинарных участков на верхней поверхности крыла при росте числа Маха.

	Прот.	МС	Р0	Крыло	Переход
□	4006;104	0.200	10222.3	2	Фикс0
△	4007;103	0.200	36751.6	2	Фикс0
+	4008;103	0.200	30635.5	2	Фикс0
×	4009;103	0.199	20925.7	2	Фикс0

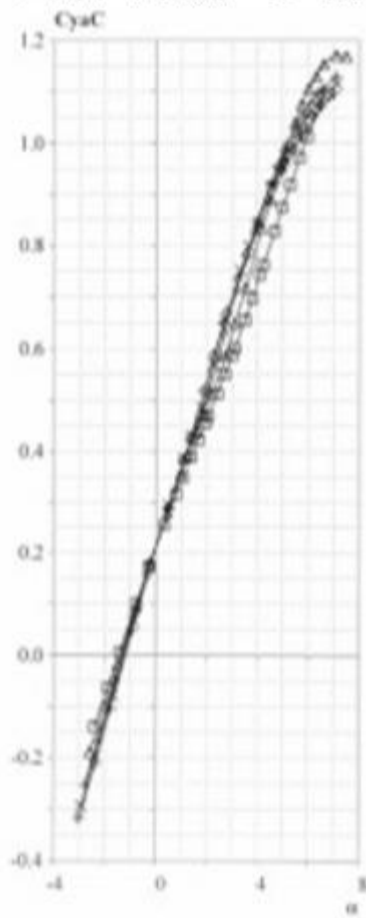


Рисунок 4.52

	Прот.	МС	Р0	Крыло	Переход
□	4006;104	0.200	10222.3	2	Фикс0
△	4007;103	0.200	36751.6	2	Фикс0
+	4008;103	0.200	30635.5	2	Фикс0
×	4009;103	0.199	20925.7	2	Фикс0

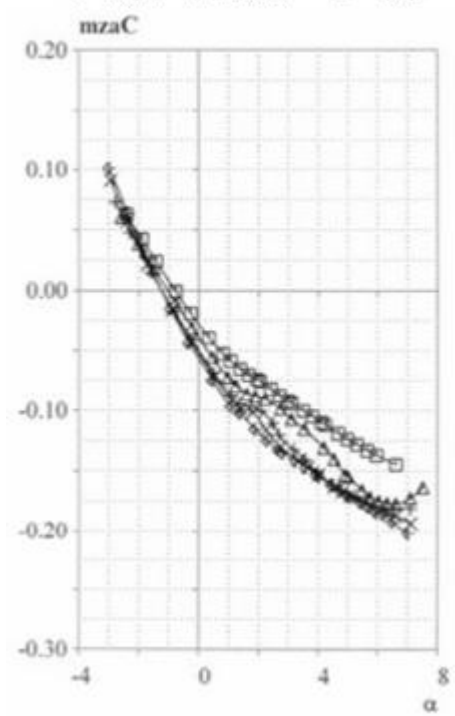


Рисунок 4.53

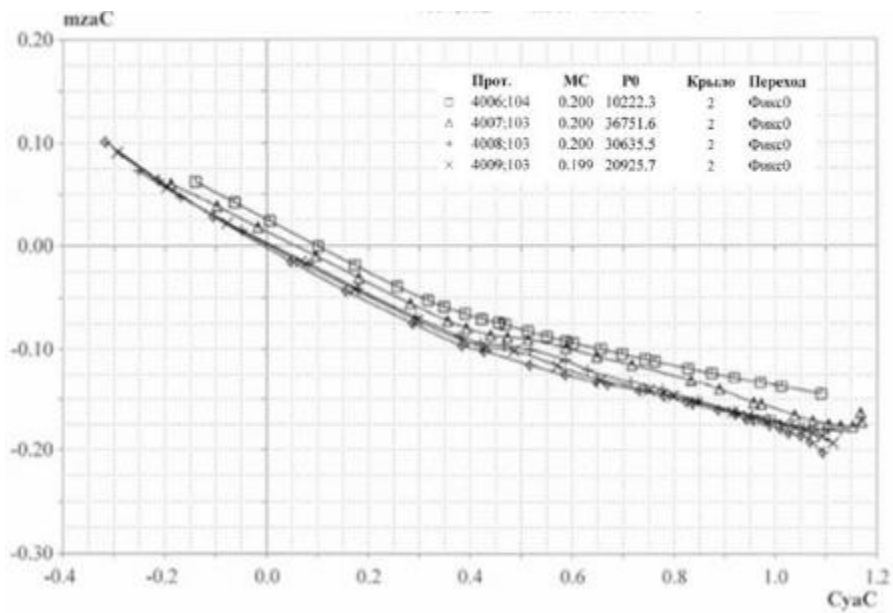


Рисунок 4.54

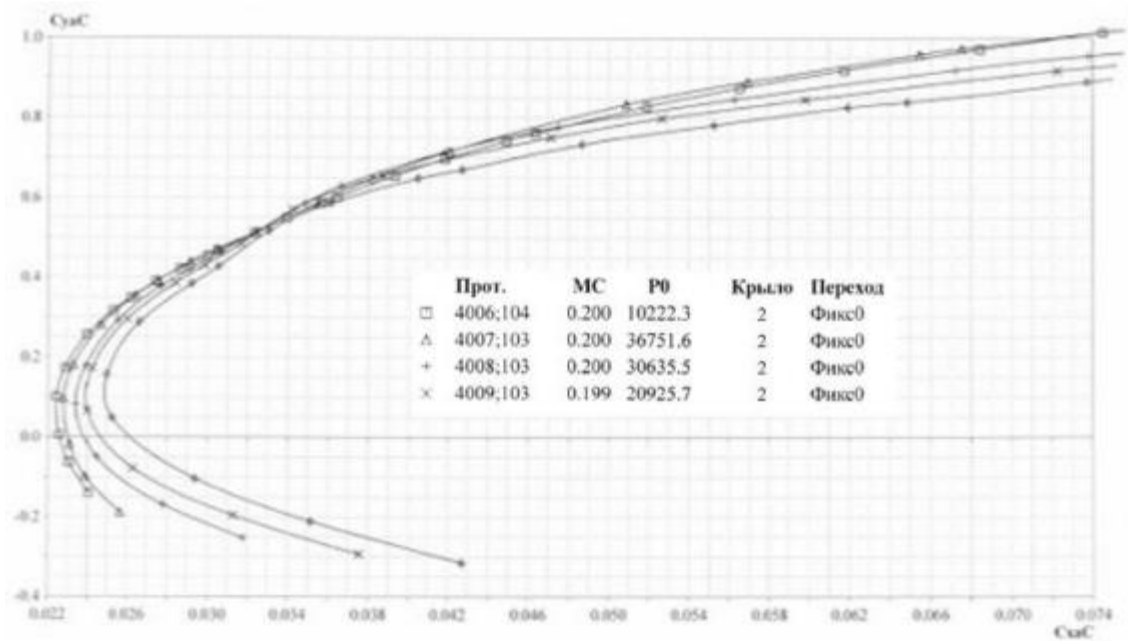


Рисунок 4.55

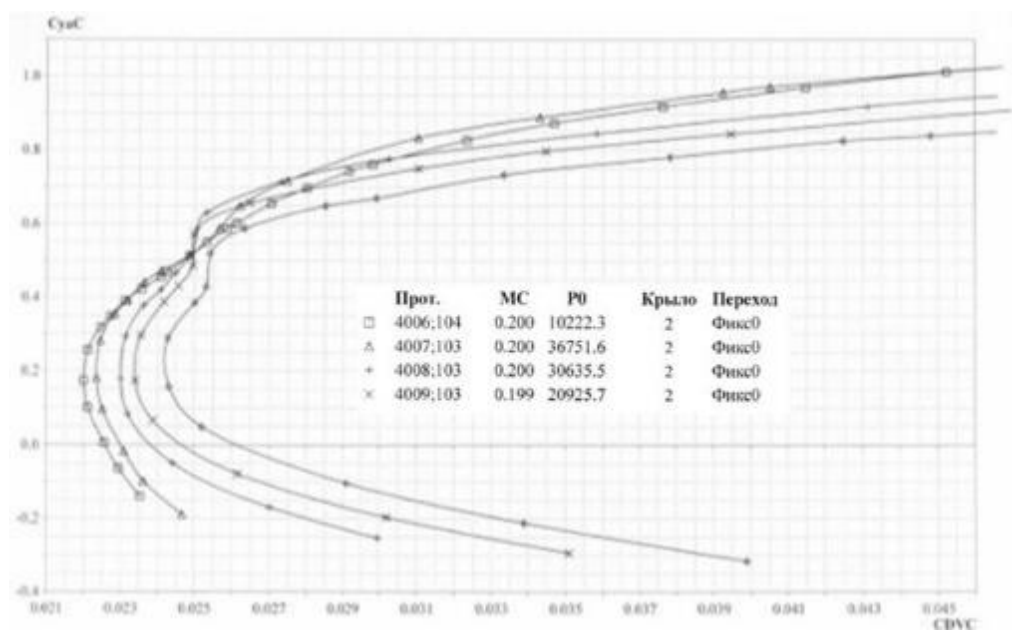


Рисунок 4.56

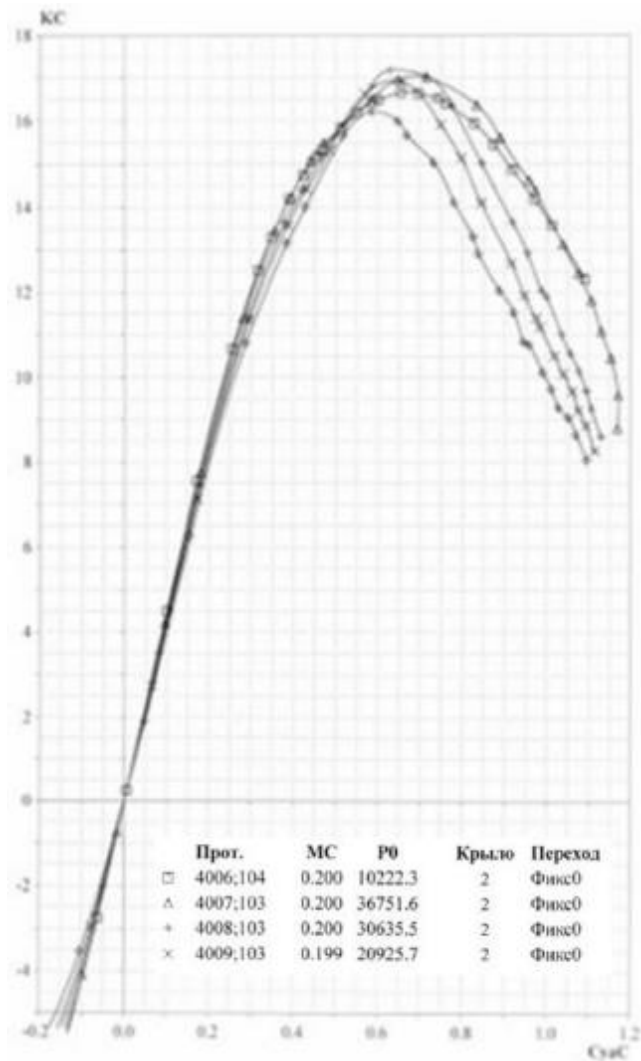


Рисунок 4.57

Интегральные характеристики крыла 2 представлены на рисунке 4.58. 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.

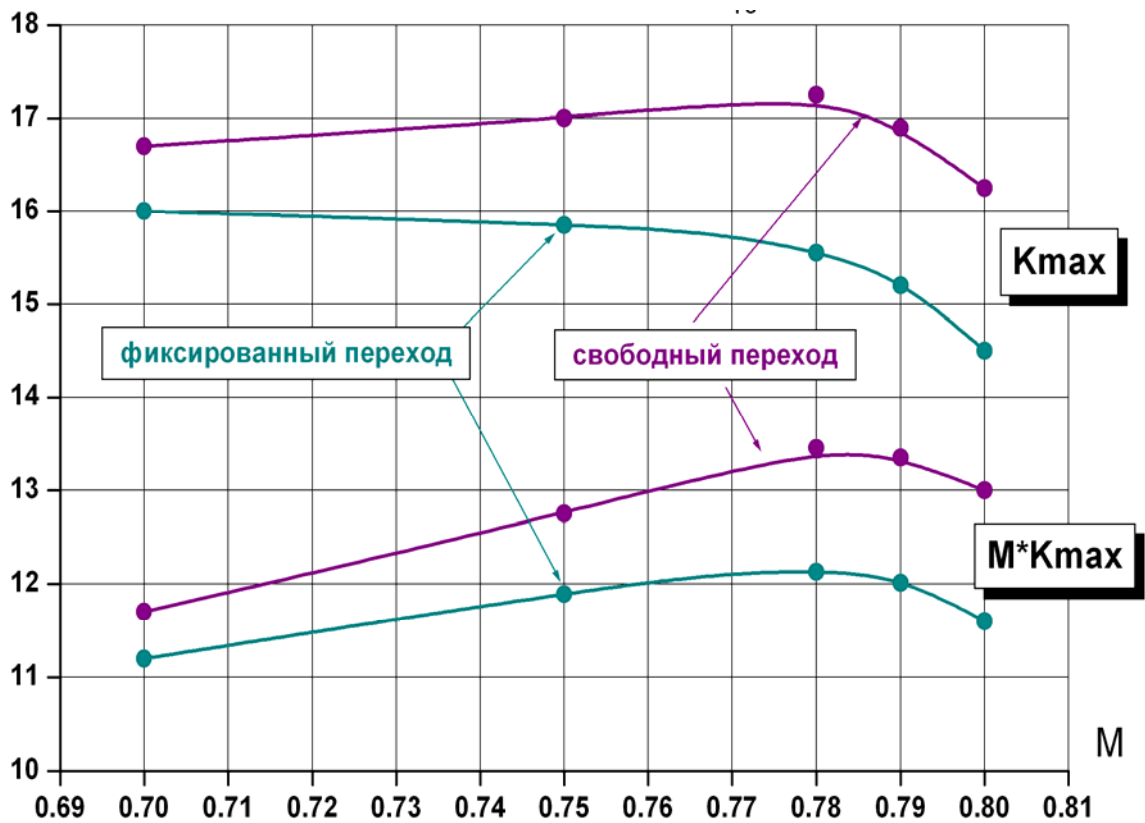


Рисунок 4.58 - Экспериментальные значения качества и параметра дальности модели РС с крылом 2 ($Re=3$ млн, $\varphi_{го}=-2^\circ$)

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!

Аэродинамические характеристики при малых скоростях ($M=0.2$) и различных числах Рейнольдса, полученных за счёт накачки давления в АДТ до 3.7 ата, представлены на рисунках 4.59, 4.60. Несущие характеристики нового крыла невысоки (особенно с учётом меньшей $S_{хар}$), по-видимому, из-за малых радиусов носка и малой вогнутости скоростных профилей. Моментные характеристики носят благоприятный характер, “ложки” при максимальном Re практически исчезают.

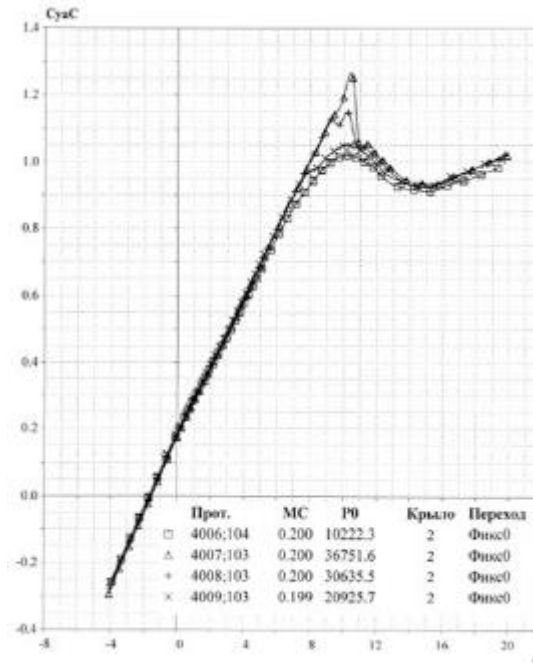


Рисунок 4.59 – Несущие характеристики РС с крылом 2 при малых скоростях

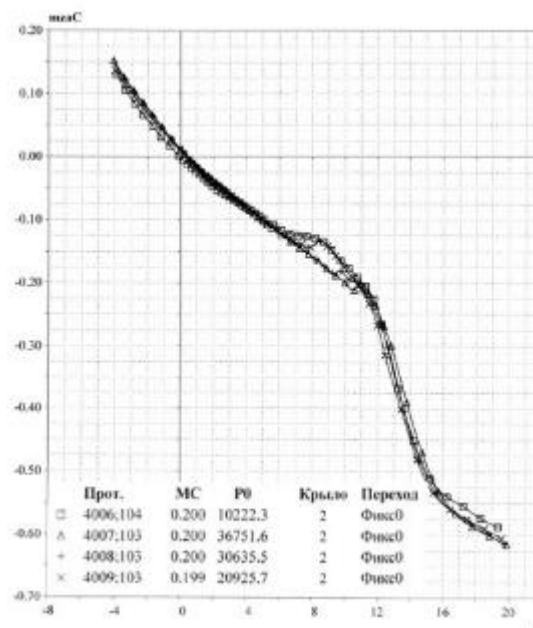


Рисунок 4.60 – Моментные характеристики при малых скоростях

4.6 Разработка ламинарного крыла 3 малой стреловидности (LSW-3)

Крыло LSW-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 (рисунок 4.61).

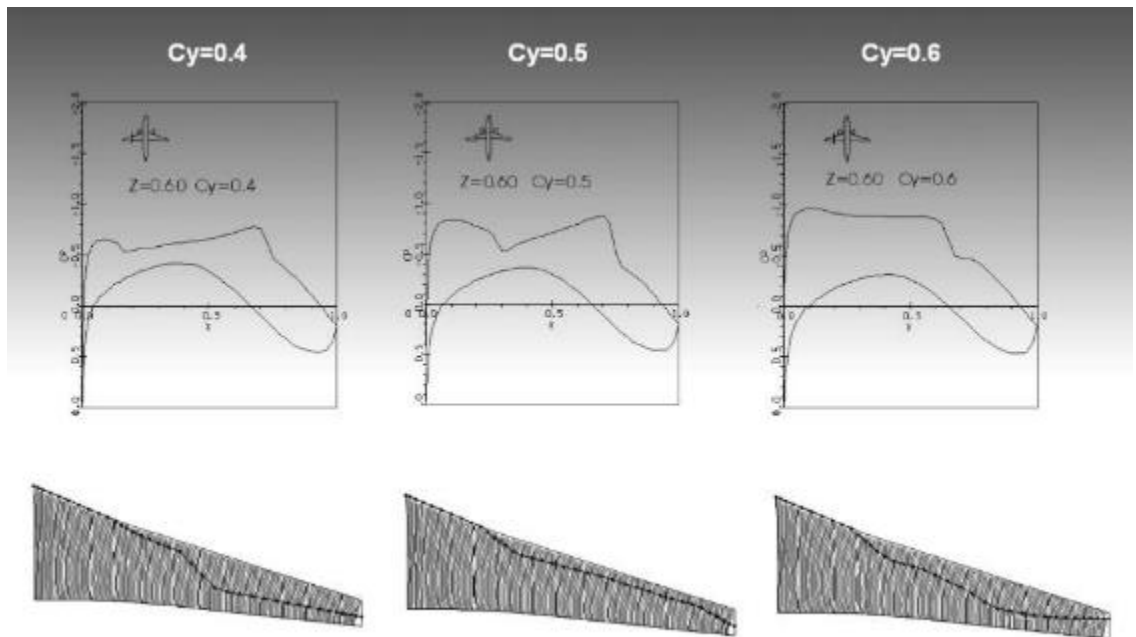


Рисунок 4.61 – Изменение распределения давления и положения перехода на консоли крыла по мере роста C_u

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. Наконец, бывают случаи неустойчивых “двугорбых” эпюр давления, на которых точка перехода в процессе итераций “перепрыгивает” с переднего положения на заднее, и наоборот. Так как такие эпюры встречаются редко, и их не так много по размаху, то колебания суммарных аэродинамических характеристик невелики, что позволяет применять оптимизационные процедуры.

Сравнение с экспериментальными данными по положению перехода, полученными методом ЖК-покрытий [199, 201], показало удовлетворительную сходимость результатов. Также в расчёте удается получить характерные S-образные поляры при свободном переходе (см. рисунок 4.61).

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_y) заметно меньше, чем у ламинарных (см. рисунок 4.62 из [198]).

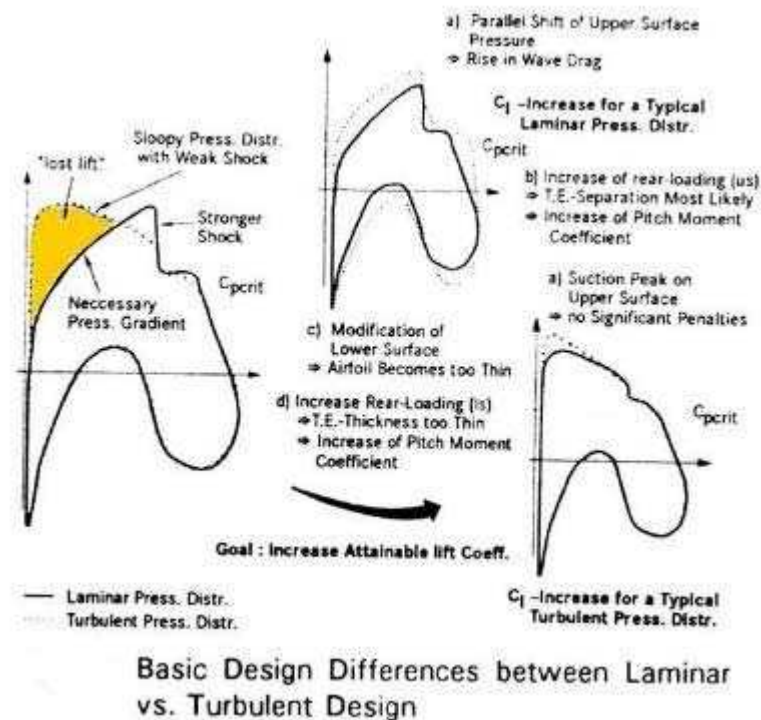


Рисунок 4.62 – Принципиальные отличия между ламинарными и турбулентными трансзвуковыми крыльями [198]

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.

Отдельные исследования несущих свойств крыла с различными видами механизации передней кромки (чистый носок, поворотный носок, щиток Крюгера, предкрылок) [200] показали, что вдоль размаха крыла целесообразно ставить высоконесущие профили, имеющие со щитком Крюгера тот же уровень $C_{y_{\max}}$, что и обычные профили с предкрылком (рисунок 4.63). В корне крыла, возможно будет совсем отказаться от механизации передней кромки.

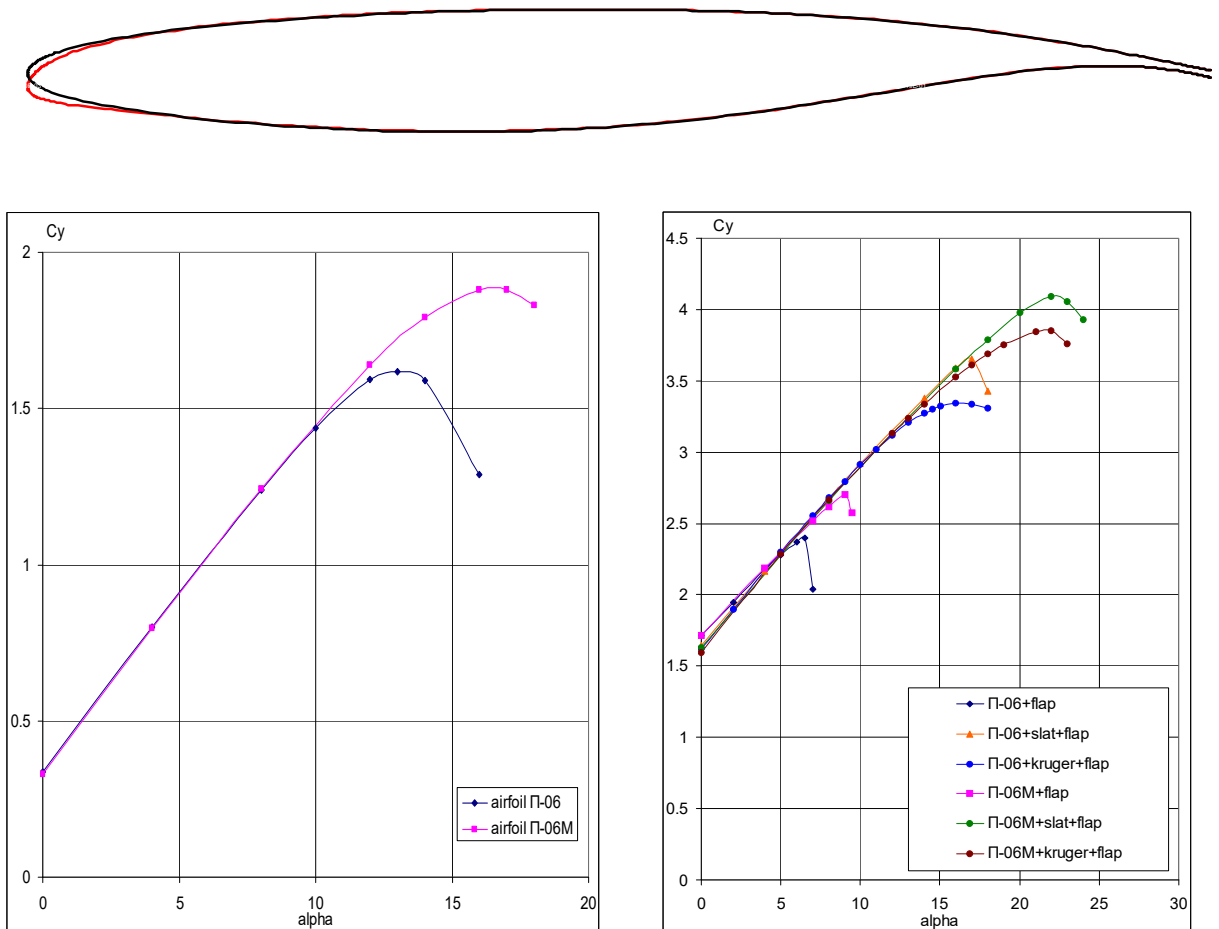


Рисунок 4.63 – Несущие характеристики профилей консольной части

От ламинаризации нижней поверхности крыла, по-видимому, придется отказаться. Щиток Крюгера в натурных испытаниях показал себя единственным надежным средством защиты ламинарных секций крыла от прилипания насекомых, а гидрофобные, смачиваемые и другие покрытия в реальных условиях эксплуатации малоэффективны. В конструкции щитка Крюгера необходимо предусмотреть установку как в наилучшее по аэродинамической эффективности положение, так и в защитное положение (рисунок 4.64), которое выбирается в зависимости от наличия в воздухе загрязнений [202].

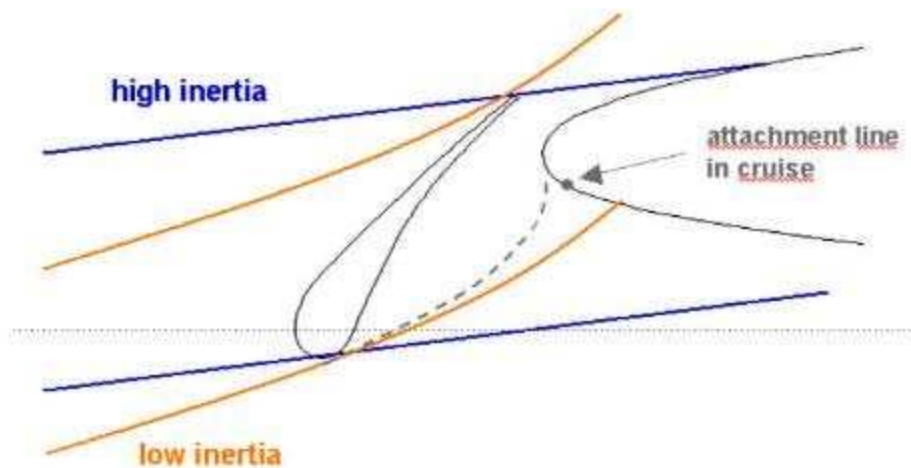


Рисунок 4.64 – Щиток Крюгера в “защитном” положении [202]

В ряде работ указывается, что щиток Крюгера проще и легче, чем предкрылок, а также может быть сделан менее шумным. Данные утверждения нуждаются в доказательстве. Предкрылок, хотя и критикуемый в последнее время, как главный источник шума планера, имеет непревзойденную эффективность в повышении несущих свойств.

Взросший 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 - $\chi_{1/4}=14.67^\circ$ ($\Delta\chi_{\text{лк}}=-0.35^\circ$), а стреловидность переднего наплыва уменьшить на $\Delta\chi_{\text{лк}}=-1.85^\circ$ (рисунок 4.65). 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.

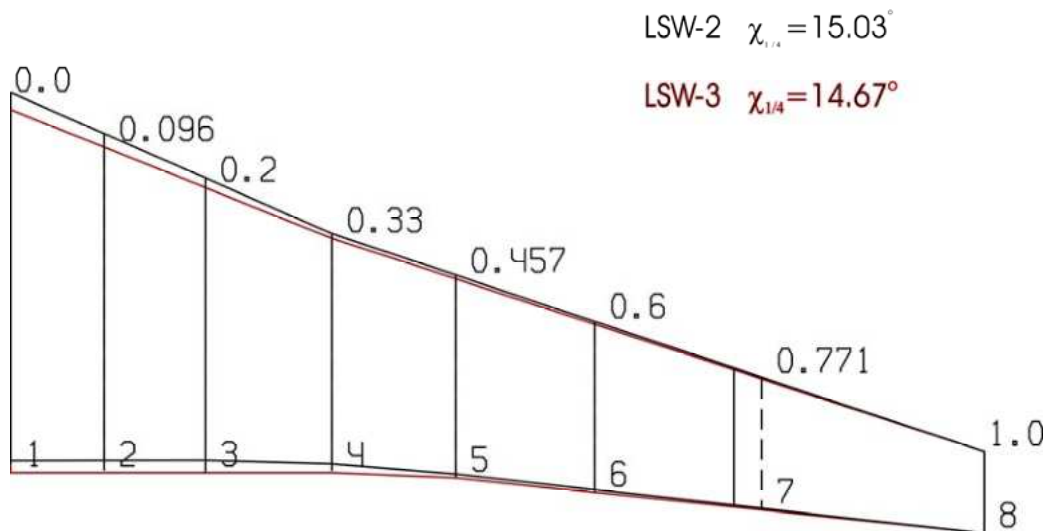


Рисунок 4.65 – Сравнение форм в плане крыльев 2 и 3

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. Такая идеология принята из-за того, что точность расчётов обтекания со свободным переходом при натуральных числах Рейнольдса и реальность получения ламинарных течений в условиях повседневной эксплуатации не валидированы. Необходимы соответствующие эксперименты (на полумодели, в криогенной АДТ и на натурном демонстраторе) для того, чтобы с уверенностью проектировать “более ламинарные” крылья.

Сравнение составляющих сопротивления крыльев 2 и 3 для разных чисел Маха представлено на рисунках 4.66, 4.67 для полностью турбулентных режимов, и на рисунке 4.68 для натуральных режимов со свободным переходом на верхней поверхности консоли крыла. Видно, что крыло 3 несколько проигрывает в несущих и скоростных свойствах при полностью турбулентном обтекании, однако, при свободном переходе поляры крыла 3 лучше.

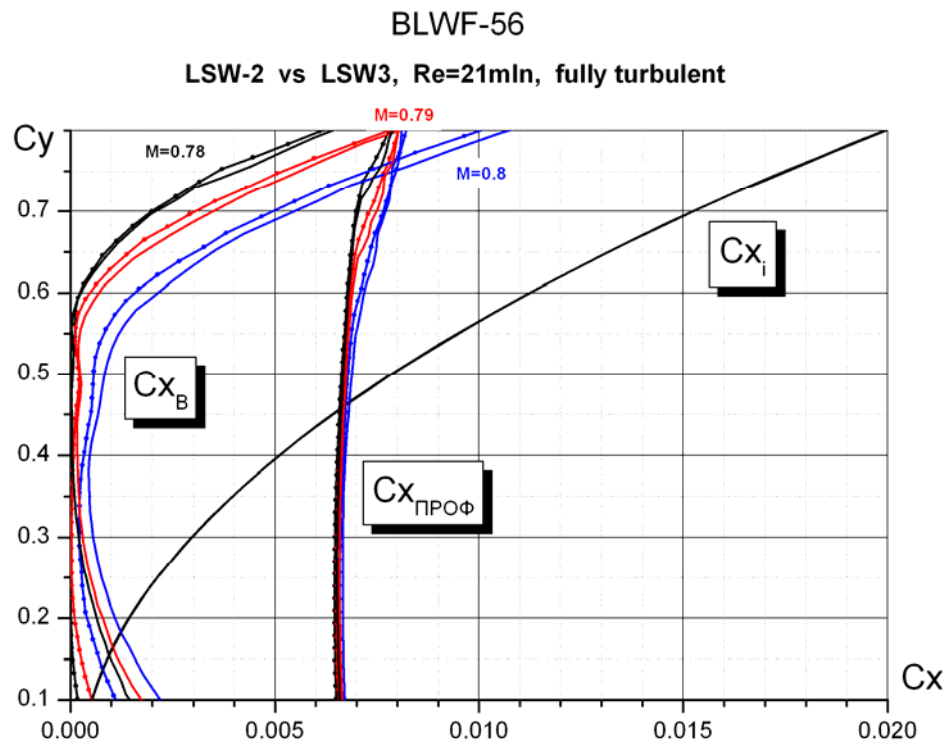


Рисунок 4.66 – Расчётные составляющие поляр крыльев 2 и 3 при натурном турбулентном обтекании

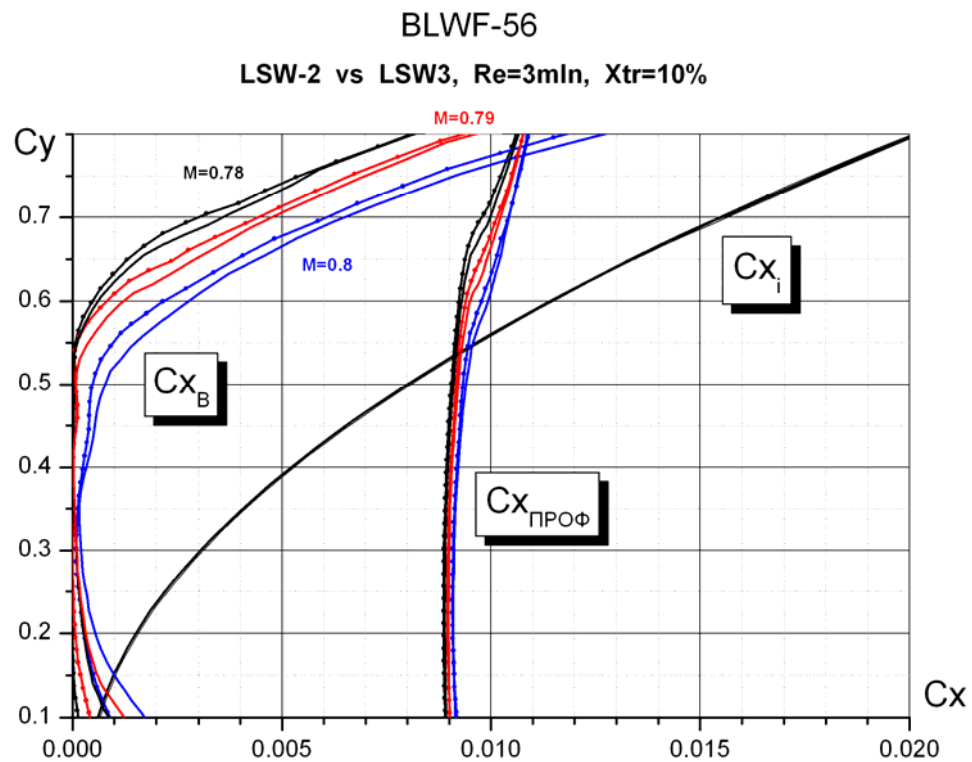


Рисунок 4.67 – Расчётные составляющие поляр крыльев 2 и 3 при трубном обтекании с фиксированным переходом

BLWF-56

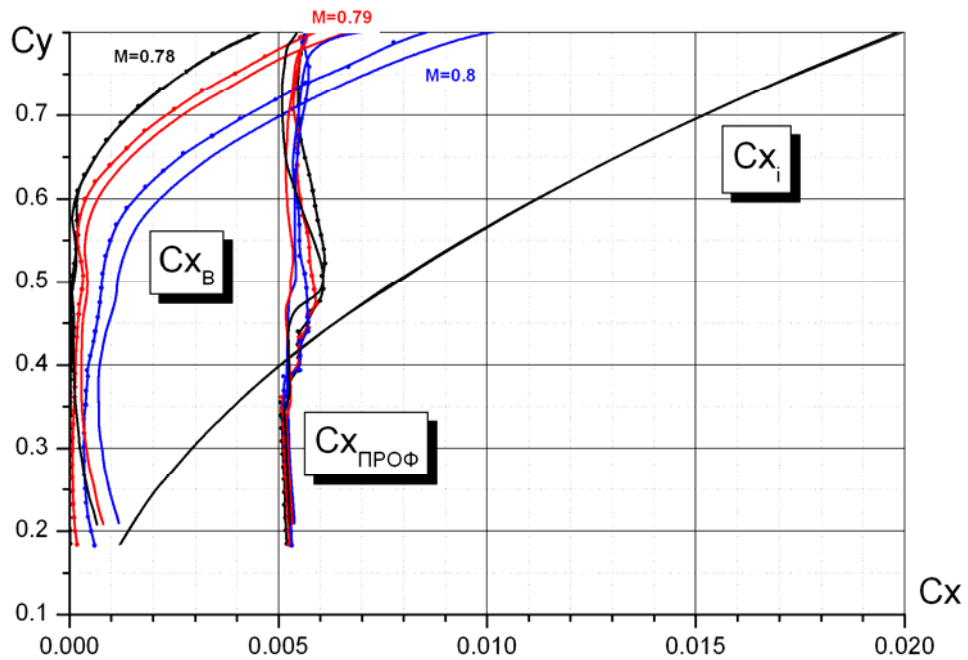
LSW-2 vs LSW3, $Re=21\text{mln}$, upper surface free transition

Рисунок 4.68 – Расчётные поляры при свободном переходе на верхней поверхности консоли

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 4.69).

BLWF-56

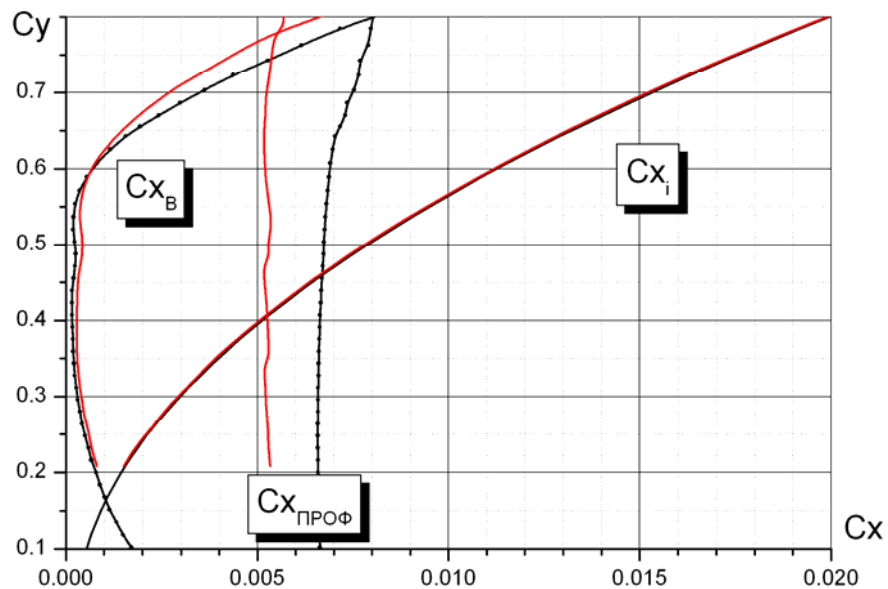
LSW3, $M=0.79$ $Re=21\text{mln}$, turbulent and free transition

Рисунок 4.69 – Сравнение поляр при турбулентном обтекании и свободном переходе

У крыла 3 по расчётам выше несущие свойства при малых скоростях (рисунок 4.70).

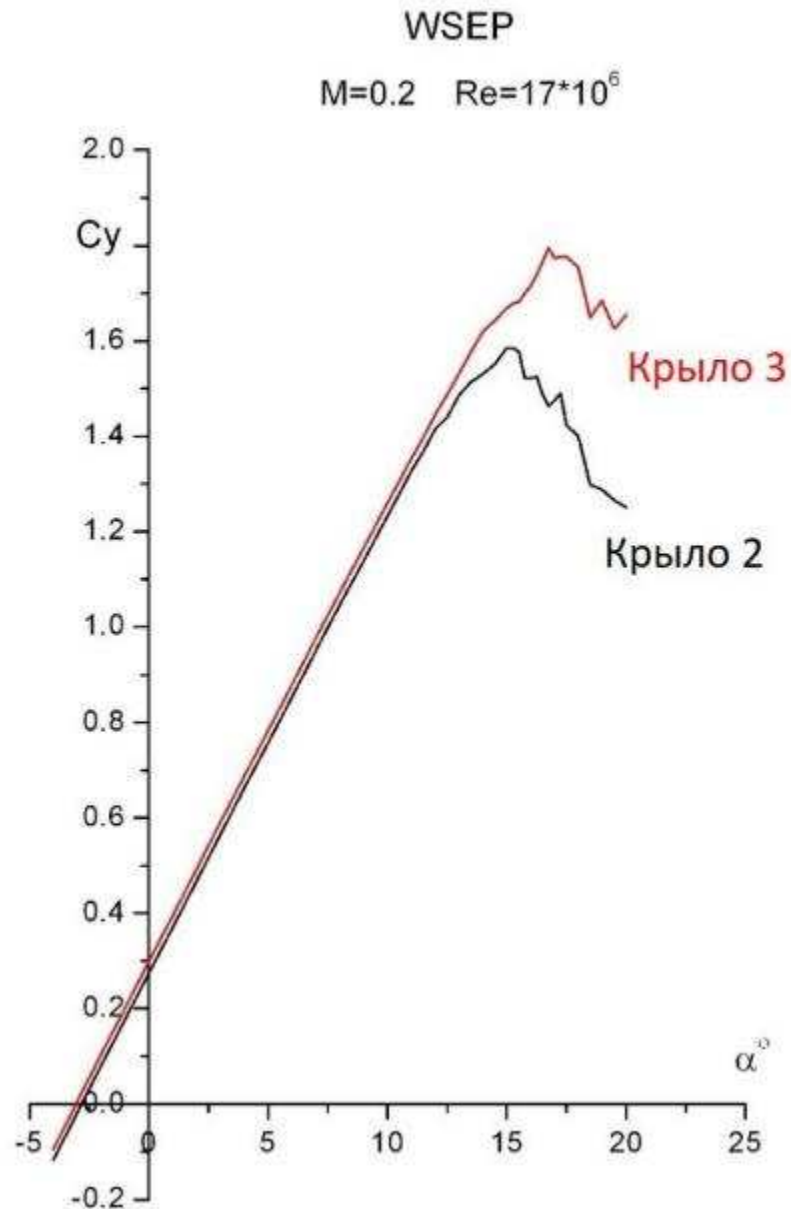


Рисунок 4.70 – Расчётные несущие характеристики при M=0.2

4.7 Экспериментальные исследования крыла 3 и крыла 2 в АДТ Т-128

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

Испытания модели регионального самолёта были проведены в рабочей части №1 аэродинамической трубы Т-128.

Измерения аэродинамических характеристик модели проводились на хвостовой державке с помощью внутримодельных тензовесов В6-710(3)-Т128. При испытаниях на

трансзвуковых режимах число Рейнольдса поддерживалось постоянным и равным $Re=3$ млн (по $САХ=0.198$ м). Испытания проводились в условиях фиксированного и свободного перехода пограничного слоя на всех основных элементах модели. Фиксация перехода на элементах модели осуществлялась с помощью турбулизаторов цилиндрического типа высотой 0.1 мм. На пилонах турбулизаторы не наклеивались.

Аэродинамические характеристики модели с крылом 3 и фиксированным переходом можно видеть на рисунках 4.71÷4.76. Отметим линейность моментных характеристик у крыла малой стреловидности. Модель при данном заклинении ГО ($\varphi_{ГО}=-2^\circ$) будет почти сбалансированной при задних центровках. Видно, что разработанное крыло обеспечивает крейсерский полёт с числом Маха $M=0.78-0.79$ и максимальный скоростной режим с $M=0.8$. Это немного меньше, чем у традиционных крыльев с $\chi_{1/4}=25^\circ$ (например, у SSJ-100 $M_{\text{МАКС}}=0.81$, у E-190 $M_{\text{МАКС}}=0.813$), но позволяет держаться с ними “в одном строю” на эшелоне.

Прот.	МС	P0	Re_C	ГО	Крыло	Переход
□ 5001;250	0.750	11684.5	3.015	+	Крыло 3	ФиксI
▽ 5002;250	0.780	11746.4	3.034	+	Крыло 3	ФиксI
+ 5003;250	0.790	11535.9	3.004	+	Крыло 3	ФиксI
○ 5004;250	0.800	11648.8	3.011	+	Крыло 3	ФиксI

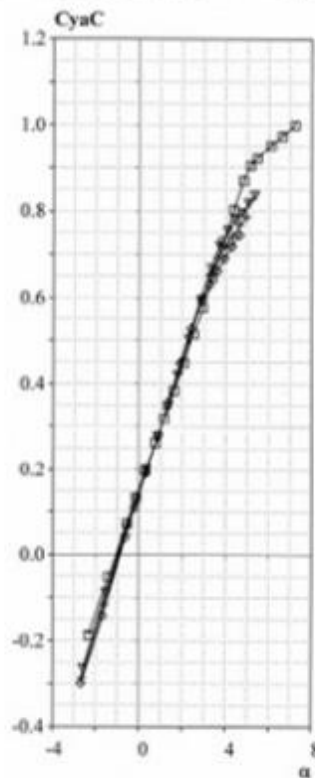


Рисунок 4.71

Прот.	МС	P0	Re_C	ГО	Крыло	Переход
□ 5001;250	0.750	11684.5	3.015	+	Крыло 3	Фикс1
▽ 5002;250	0.780	11746.4	3.034	+	Крыло 3	Фикс1
+ 5003;250	0.790	11535.9	3.004	+	Крыло 3	Фикс1
◊ 5004;250	0.800	11648.8	3.011	+	Крыло 3	Фикс1

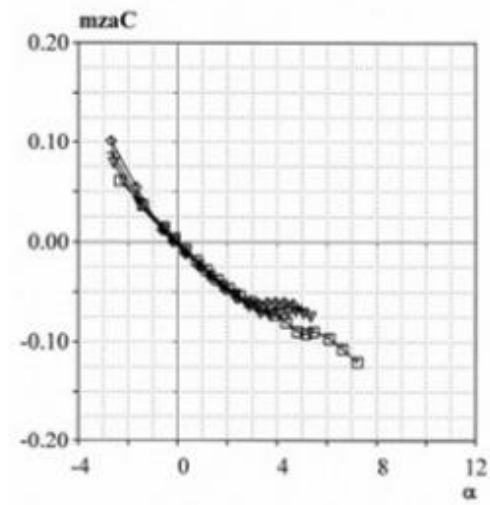


Рисунок 4.72

Прот.	МС	P0	Re_C	ГО	Крыло	Переход
□ 5001;250	0.750	11684.5	3.015	+	Крыло 3	Фикс1
▽ 5002;250	0.780	11746.4	3.034	+	Крыло 3	Фикс1
+ 5003;250	0.790	11535.9	3.004	+	Крыло 3	Фикс1
◊ 5004;250	0.800	11648.8	3.011	+	Крыло 3	Фикс1

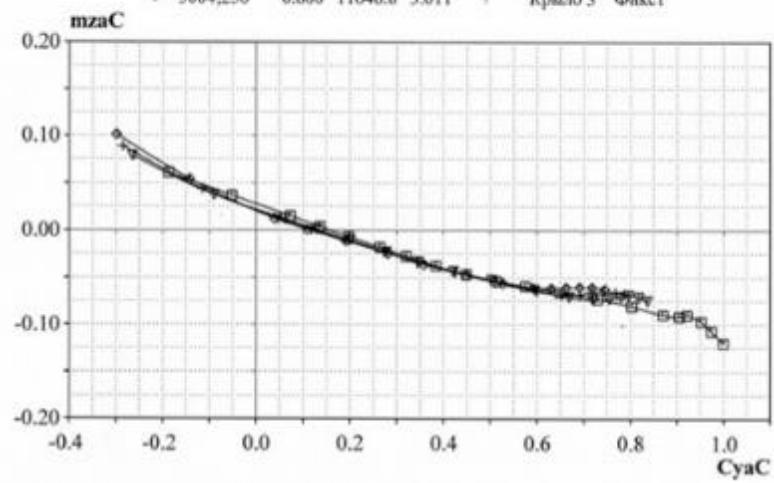


Рисунок 4.73

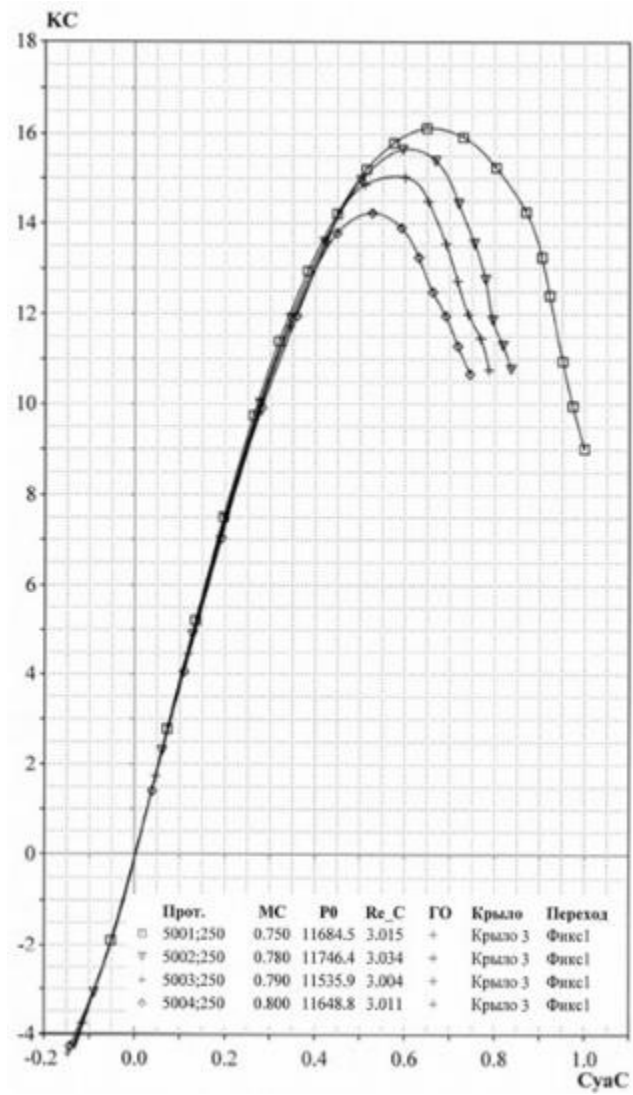


Рисунок 4.74

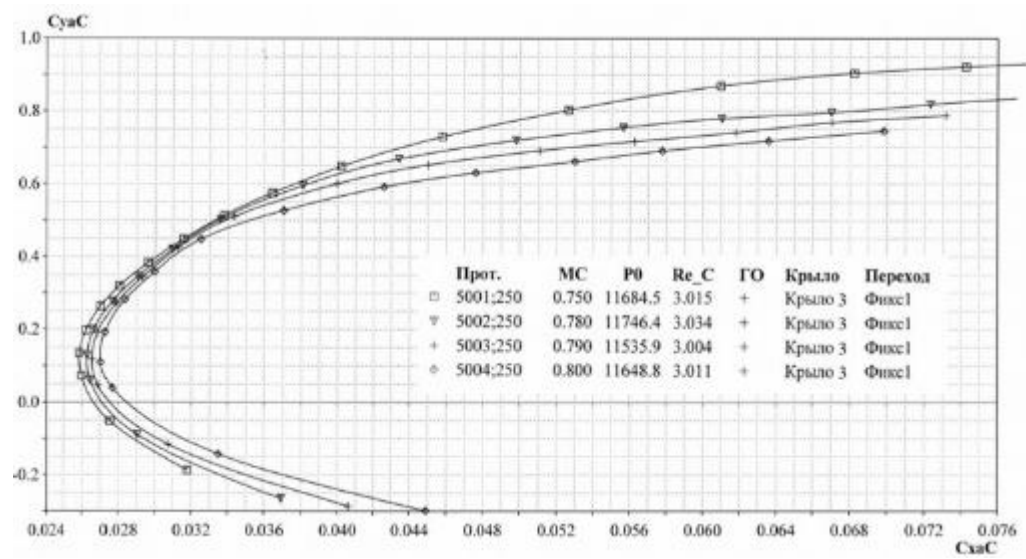


Рисунок 4.75

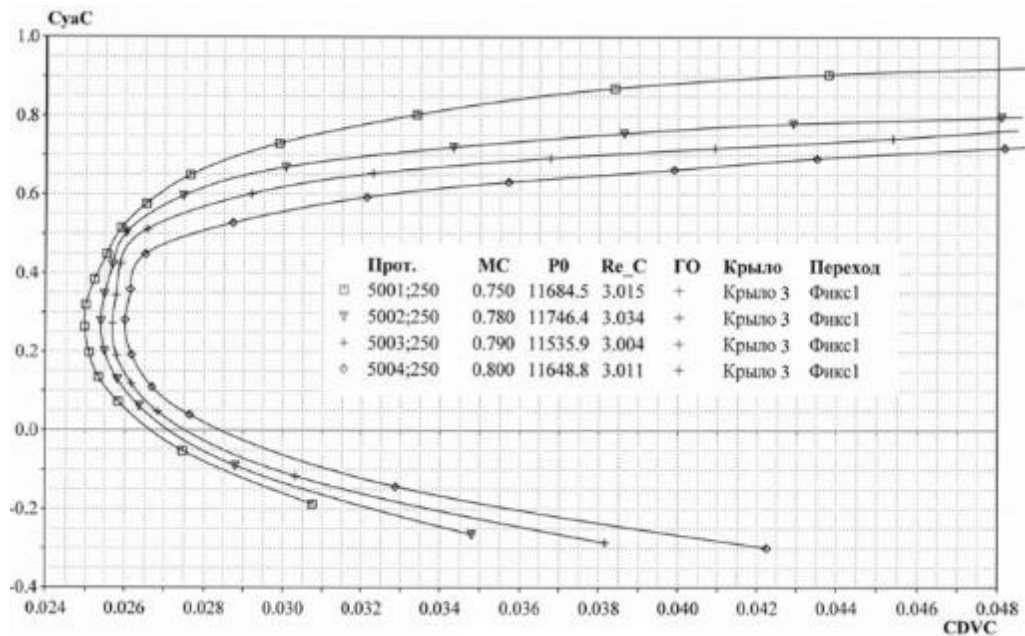


Рисунок 4.76

Аэродинамические характеристики модели с крылом 3 при свободном переходе представлены на рисунках 4.77÷4.82. Они отличаются немонотонностью, вызванной передвижением точки перехода пограничного слоя по хорде. При числе $M=0.78$ достигнуто достаточно высокое аэродинамическое качество $K_{MAX}=17.65$ ($C_y=0.62$).

Проф.	MC	P0	Re_C	ГО	Крыло	Переход
□ 5008;250	0.750	12336.1	3.041	+	Крыло 3	Фикс0
▽ 5009;250	0.780	12257.2	3.038	+	Крыло 3	Фикс0
+ 5006;250	0.790	11618.1	3.004	+	Крыло 3	Фикс0
◇ 5007;250	0.799	11740.4	3.016	+	Крыло 3	Фикс0

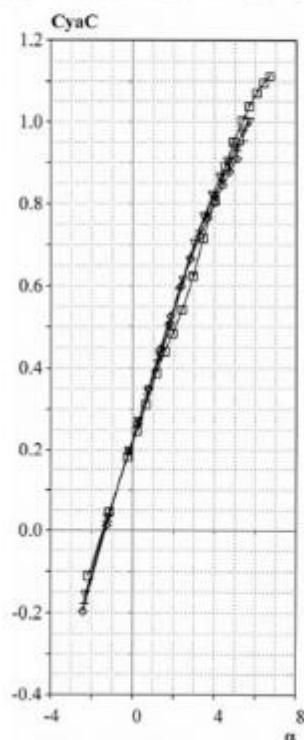


Рисунок 4.77

Прот.	МС	P0	Re_C	ГО	Крыло	Переход
□ 5008;250	0.750	12336.1	3.041	+	Крыло 3	Фикс0
▽ 5009;250	0.780	12257.2	3.038	+	Крыло 3	Фикс0
+ 5006;250	0.790	11618.1	3.004	+	Крыло 3	Фикс0
⊙ 5007;250	0.799	11740.4	3.016	+	Крыло 3	Фикс0

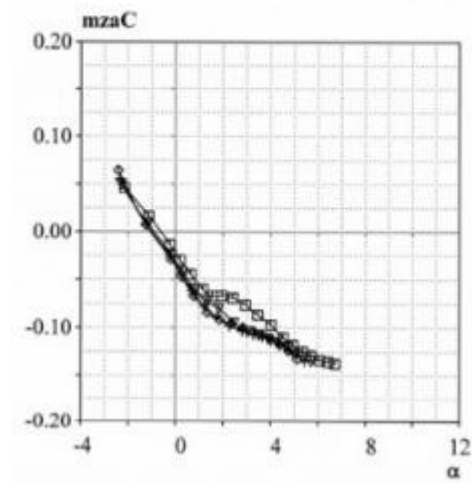


Рисунок 4.78

Прот.	МС	P0	Re_C	ГО	Крыло	Переход
□ 5008;250	0.750	12336.1	3.041	+	Крыло 3	Фикс0
▽ 5009;250	0.780	12257.2	3.038	+	Крыло 3	Фикс0
+ 5006;250	0.790	11618.1	3.004	+	Крыло 3	Фикс0
⊙ 5007;250	0.799	11740.4	3.016	+	Крыло 3	Фикс0

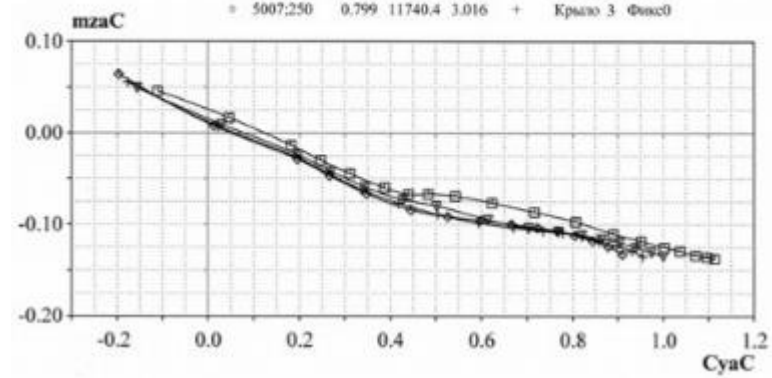


Рисунок 4.79

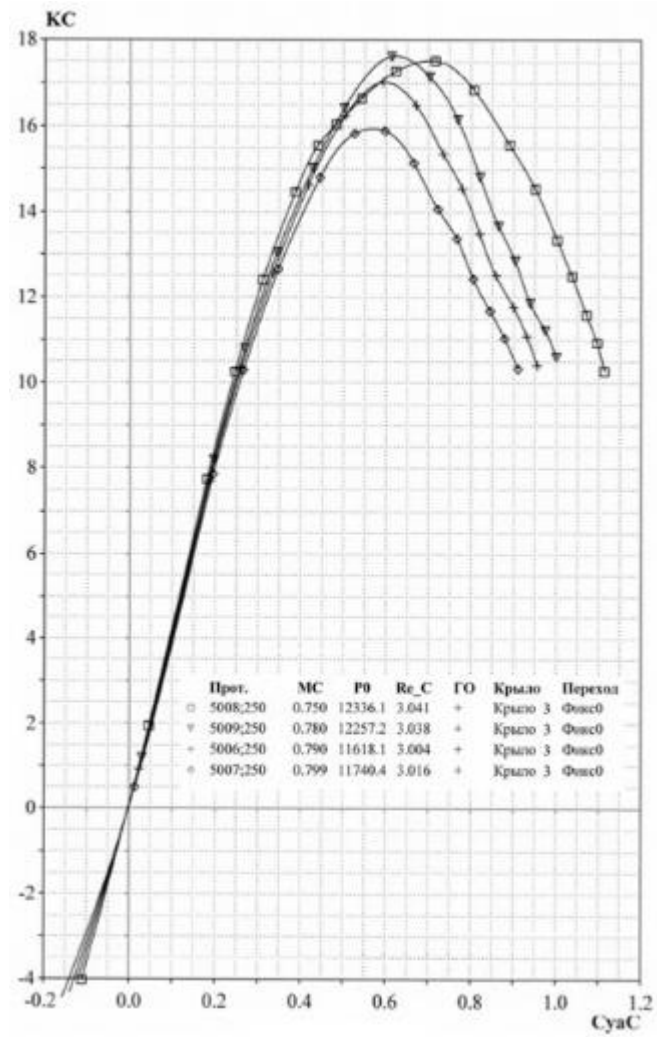


Рисунок 4.80

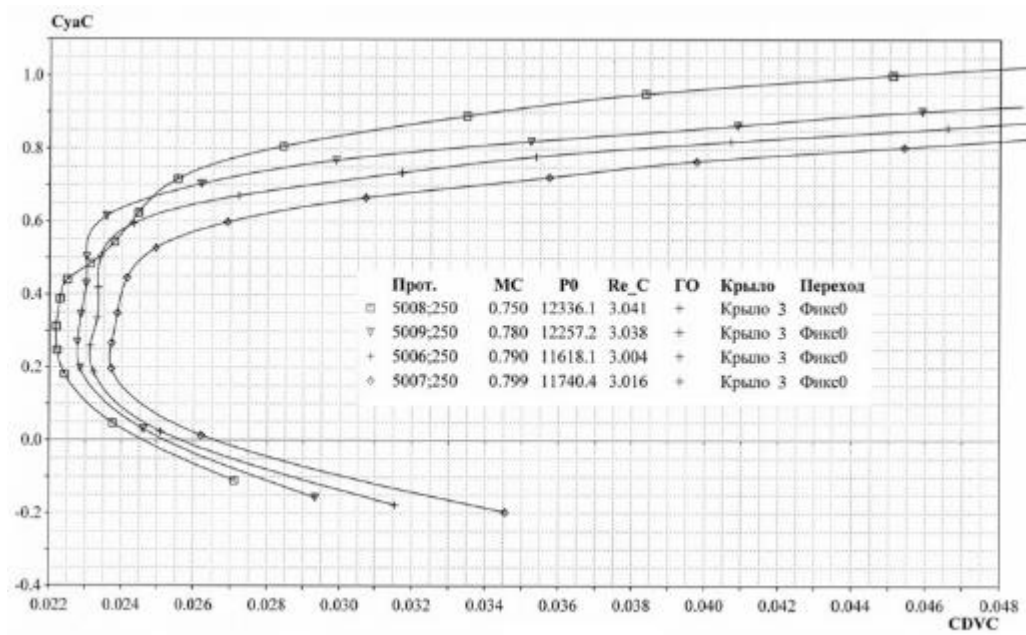


Рисунок 4.81

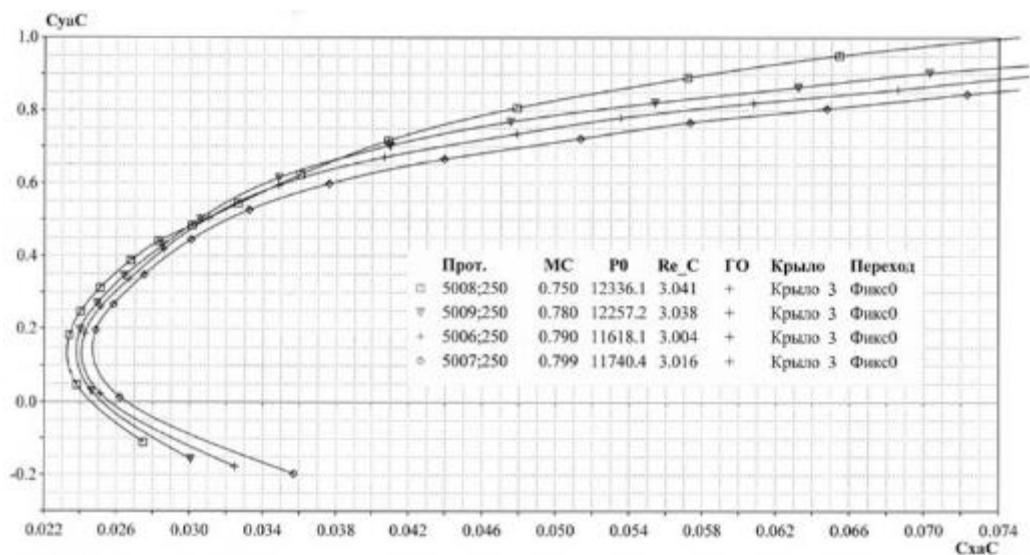


Рисунок 4.82

Несущие характеристики крыла 3 при $M=0.2$ оказались обескураживающе высокими (рисунок 4.83) с резким срывом, поэтому, в целях безопасности, при повышенных давлениях до $\alpha_{кр}$ не доходили.

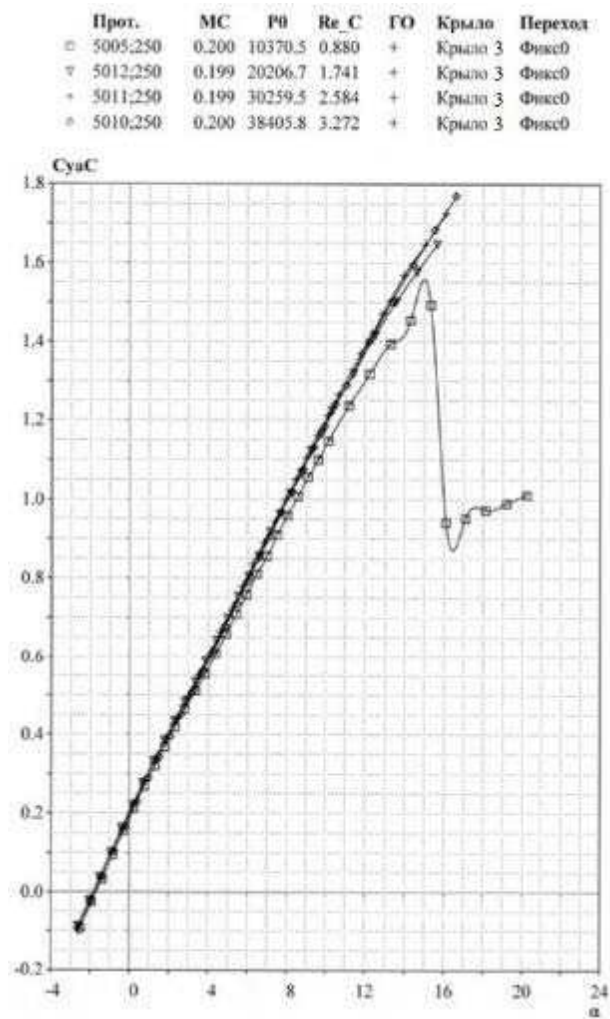


Рисунок 4.83

Напомним, что у моделей SSJ-100 и MC-21 $C_{y_{\max}}$ при максимальных давлениях был порядка 1.4 -1.45, а здесь превысил 1.75 ! Возникло даже сомнение в достоверности полученных результатов, что стало одним из оснований проведения дополнительных испытаний в Т-106.

Сравнение аэродинамических характеристик двух крыльев дано на рисунках 4.84÷4.86.

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 и гораздо более высокие несущие характеристики при малых скоростях.

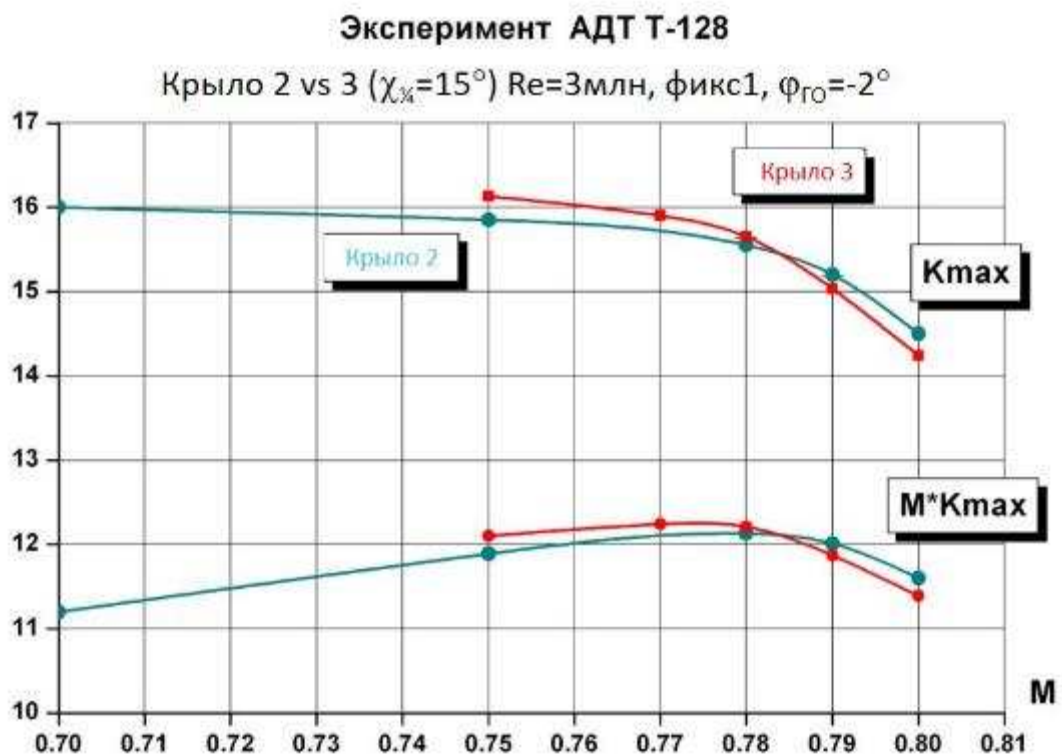


Рисунок 4.84 – Максимальное аэродинамическое качество и параметр дальности модели при фиксированном переходе

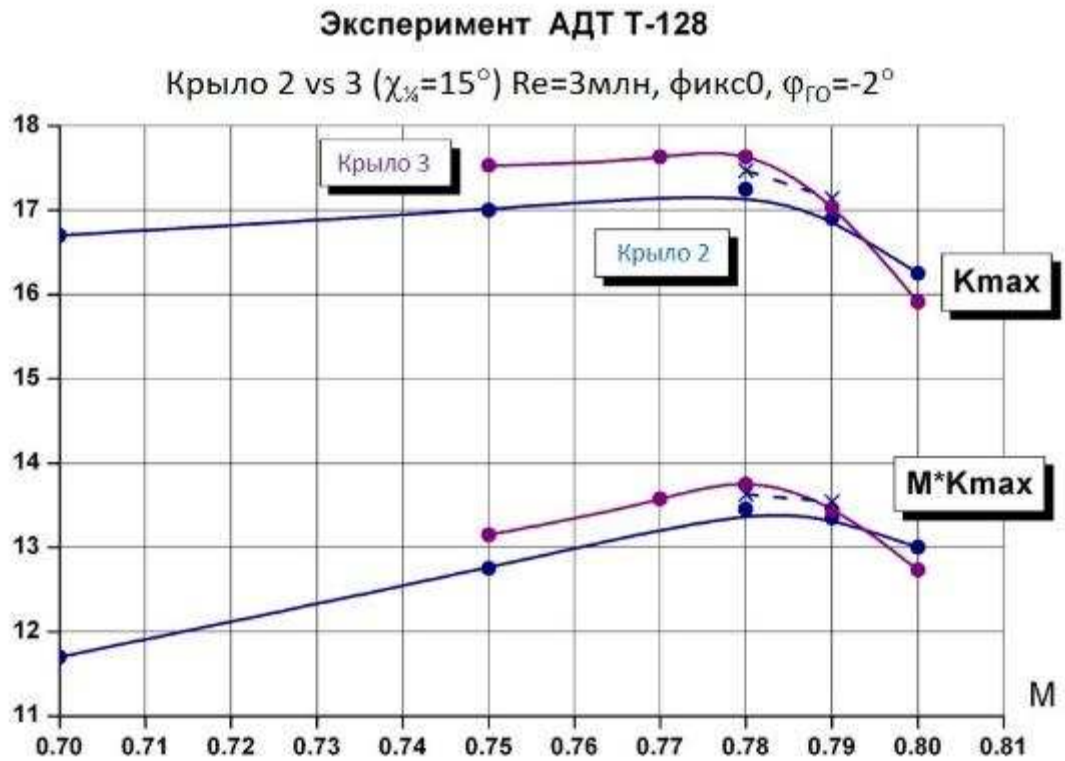


Рисунок 4.85 – Максимальное аэродинамическое качество и параметр дальности модели при свободном переходе на крыле

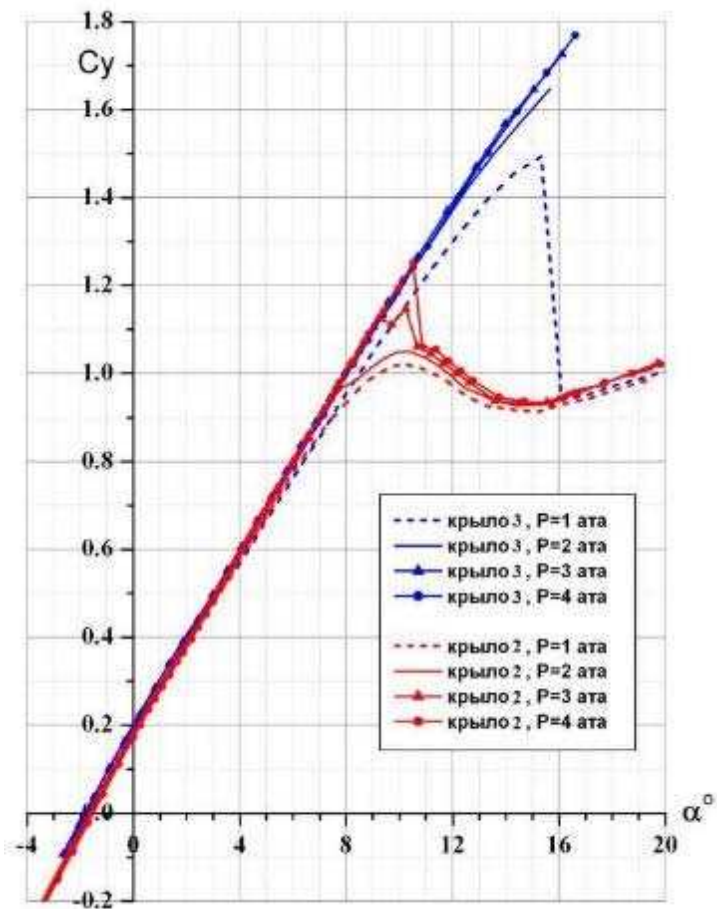


Рисунок 4.86 – Несущие характеристики при $M=0.2$, $\varphi_{ГО}=-2^\circ$, свободный переход

4.8 Экспериментальные исследования крыла 3 в АДТ Т-106

Испытания модели проводились также в аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ.

Модель крепилась на профилированной ленточной подвеске на базах: поперечной 210 мм, продольной 800 мм. Силы и моменты, действующие на модель, измерялись на 6-ти компонентных электромеханических весах рычажного типа.

Испытания при $M=0.2$ проводились при давлении в рабочей части АДТ $P_0=5\div 2$ ата и 1 ата (откр.) и изменении угла атаки в диапазоне $\alpha=-2\div 20^\circ$.

Аэродинамические характеристики модели приведены в скоростной системе координат. Результаты испытаний обрабатывались по принятой для трубы Т-106 методике с учётом поправок на обдув рамы весов, косизну потока, на сопротивление ленточной подвески. В полученные результаты вводилась поправка на интерференцию и сопротивление валика к коэффициенту C_{xa} .

Испытания в АДТ Т-106 подтвердили высокий уровень несущих свойств крыла 3 при малых скоростях. Характеристики в обеих трубах близки (рисунок 4.87).

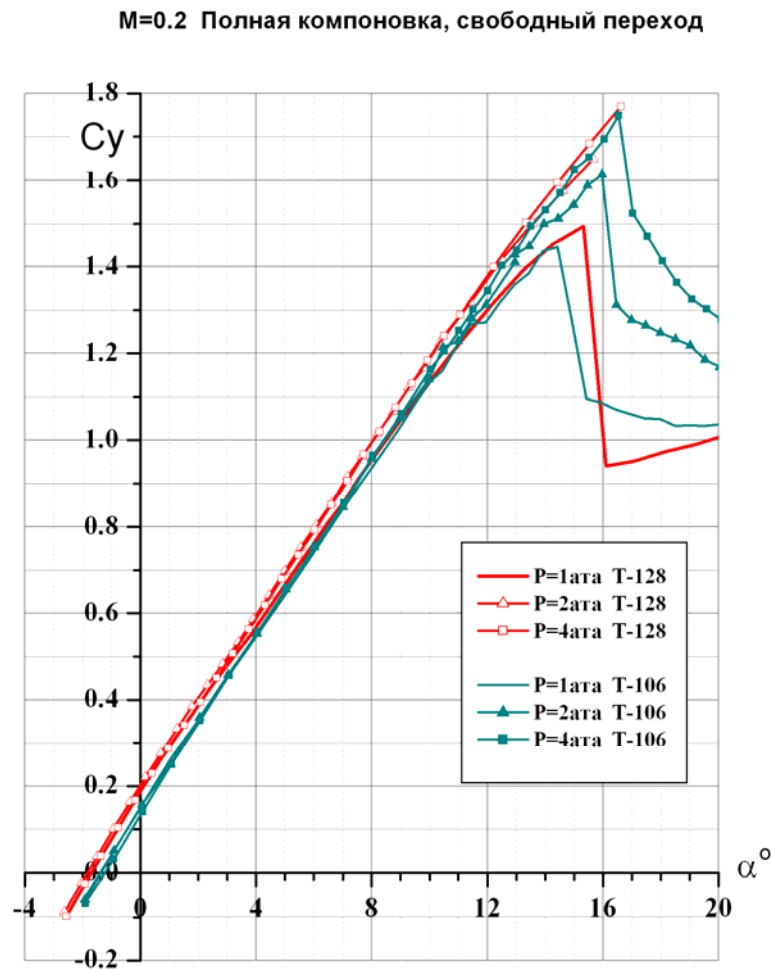


Рисунок 4.87 - Сравнение несущих характеристик в разных трубах

ЗАКЛЮЧЕНИЕ К ГЛАВЕ 4

Усовершенствованные сверхкритические крылья позволяют достичь $M_{КРЕЙС}=0.78$ при стреловидности $\chi_{1/4}\sim 15^\circ$, что уменьшает весовые издержки и устраняет опасность преждевременной турбулизации потока.

Разработана методика проектирования крыла с учётом естественной ламинаризации обтекания.

Ламинаризация верхней поверхности консольной части крыла регионального самолёта позволяет уменьшить полное сопротивление на 4-5%.

Достигнутый уровень $C_{у\max}\approx 1.75$ ($M=0.2$, $Re=3$ млн.), подтвержденный в обеих трубах (Т-106 и Т-128), является беспрецедентно высоким для скоростных крыльев!

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

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 $M_{крейс}=0.78$ при стреловидности $\chi_{1/4}\sim 15^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Распоряжение Правительства РФ от 27 ноября 2021 г. № 3363-р.
2. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу. Москва, 2014.
3. Airbus global market forecast 2011-2030.
4. Г.А. Павловец, Л.А. Антипенко, В.В. Балашов, А.А. Охапкин, А.В. Смирнов, Т.О. Цейтлина, Ю.Н. Чернавских СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЁТОВ НА ВНУТРИРОССИЙСКИХ АВИАЛИНИЯХ. Научные Чтения памяти К.Э. Циолковского, Секция "Авиация и воздухоплавание", г. Калуга, 2010 г.
5. AIRTN - WP5 - PROPULSION REPORT By Francis Hirsinger ONERA DEFA December 2008.
6. European aeronautics: a vision for 2020, European commission, 2001.
7. Flightpath 2050. Europe's vision for aviation, European commission, 2011.
8. National aeronautics research and development plan, national science and technology council, 2010.
9. Piccirillo, Albert, "The Clark Y Airfoil - A Historical Retrospective," SAE/AIAA paper 2000-01-5517, presented at the World Aviation Congress & Exposition, October 10, 2000, San Diego, California.
10. Шавров В.Б. *История конструкций самолетов в СССР 1938-1950 гг. (3 изд.)*. Машиностроение, 1994.
11. R.C. Lock. Aerodynamic design methods for transonic wings. Aeronautical Journal, v94, №931, 1990.
12. Pearcey HH, Osborne J. Some problems and features of transonic aerodynamics. ICAS Pap. 70-14.
13. Whitcomb RR, Clark LR. An airfoil shape for efficient flight at supercritical mach numbers. NASA TM X-1109, 1965.
14. V.D. Bokser, J.M. Serebriysky. Supercritical airfoil. Enciklopedia of aviation, TSAGI, Moscow, 1994 (in Russian).
15. Ed Obert. Aerodynamic design of transport aircraft. TU Delft, IOS Press, 2009.
16. D. Kuchemann. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press, Oxford, 1978
17. A. Jameson, K. Ou. 50 years of transonic aircraft design. Progress in Aerospace Sciences 47(5):308-318, July, 2011.
18. K.H. Hortsmann, T. Streit. Aerodynamic wing design for transport aircraft – today. Chapter

- in “Hermann Schlichting 100 years”, Notes on Numerical Fluid Mechanics, vol. 102, 2007, pp 130-144.
19. T.E. Nelson, D.W. Zingg. Fifty years of aerodynamics: successes, challenges and opportunities. Canadian Aeronautics and Space Journal, vol.50, №1, March 2004.
 20. F.T. Johnson, E.N. Tinoco, N.J. Yu. Thirty years of development and application of CFD at Boeing Commercial Airplanes, Seattle. AIAA p 2003-3439.
 21. O.C.de Resende. The evolution of the aerodynamic design tools and transport aircraft wings at Embraer. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering. Vol.26 №4, 2004.
 22. F. Kafyeke. Aircraft design: aerodynamic integration issues. ECOMMAS 2004.
 23. M.R. Malik, D.M. Bushnell. Role of Computational Fluid Dynamics and Wind Tunnels in Aeronautics R&D. NASA TP 2012-217602.
 24. С.В. Ляпунов Построение профилей минимального волнового сопротивления с различными ограничениями. Учёные записки ЦАГИ, Т. 17, №4, 1986.
 25. Н.П. Бузоверя Оптимизация формы профиля методом квадратичной аппроксимации. Труды ЦАГИ, вып. 2497, 1993г.
 26. Hicks R.M., Vanderplaats G.N. Application of numerical optimization to the design of supercritical airfoils without drag-creep//SAE Paper. – 1977, N770440.
 27. Cosentino G.B. and Holst T.L. Numerical optimization design of advanced transonic wing configurations. Journal of Aircraft, 1986. 23, (3), pp 192-199.
 28. M.F. Peeters Computational methods for aerodynamic design using numerical optimization. NASA CR 169930, 1983.
 29. Бузоверя Н.П., Кротков Д.П., Осовский А.Е. К задаче улучшения формы поверхности крыла градиентным методом. Труды ЦАГИ, вып. 2354, 1987.
 30. A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverja Transonic wing design using inverse optimization methods. Journal of advanced engineering design, vol.40, N1, 2000.
 31. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, О.В. Карась, В.Е. Ковалёв Развитие методов аэродинамического проектирования крейсерской компоновки дозвуковых самолётов. Труды ЦАГИ, вып. 2655, 2002.
 32. D. Destarac, J. Reneaux Transport aircraft aerodynamic improvement by numerical optimization//ICAS-90-6.7.4.
 33. M. Nemec, D.W. Zingg, T.H. Pulliam Multi-point and multi objective aerodynamic shape optimization. AIAA Paper, 2002-5548.
 34. Z. Michalewicz Genetic Algorithms+data structures=Evolution programs. ISBN 3-540-60676-9 Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, 1996.

35. P. Hajela Nongradient methods in multidisciplinary design optimization – status and potential. *J. Aircraft* Vol. 36, No1, January-February 1999.
36. A. Vicini, D. Quagliarella. Inverse and direct airfoil design using a multiobjective genetic algorithm. *AIAA Journal*, vol.35, №9, 1997.
37. T.L. Holst, T.H. Pulliam Aerodynamic shape optimization using a real-number-encoded genetic algorithm. *AIAA Paper*, 2001-2473.
38. V.B. Gantovnik, C.M. Anderson-Cook, Z. Gurdal and L.T. Watson A genetic algorithm with memory for mixed discrete-continuous design optimization. *AIAA* 2002-5431.
39. S. Sato, K. Otori, A. Takizawa, H. Sakai, Y. Ando and H. Kawamura Applying genetic algorithms to the optimum design of a concept hall. *Journal of Sound and Vibration*, vol.258, N3, 2002.
40. A.S. Wu, I.I. Garibay Genetic algorithm optimization of the support system control. *IEEE Transactions on systems, Man, and Cybernetics*, vol.34, N3, 2004.
41. G. Venter, J. Sobieszanski-Sobieski Particle swarm optimization. *AIAA Journal*, N8, 2003.
42. Kirkpatrick. S., Gelatt C.D. and Vecchi M.P. Optimization by simulated annealing. *Science* 220 (4598), 1983
43. P. Hajela Nongradient methods in multidisciplinary design optimization – status and potential. *J. Aircraft*, vol.36, N1, 1999.
44. N.M. Alexandrov, E.J. Nielsen, R.M. Lewis, W.K. Anderson. First-order model management with variable-fidelity physics applied to multi-element airfoil optimization. *AIAA-2000-4886* in 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Long Beach, California, 6-8 September, 2000.
45. Ivan L. Chernyshev Hybrid two-level genetic optimization algorithm with different fidelity models for aerodynamic design problems. *ICAS* 2002.
46. A.L. Bolsunovsky, N.P. Buzoverya, I.L. Chernyshev Multipoint aerodynamic shape optimization by means of accelerated genetic algorithm. *EUCASS* 2005.
47. D.N. Ball. Contributions of CFD to 787 – and future needs. *IDC HPC User Forum*, Europe 2008.
48. Вермель В.Д., Николаев П.М. Специализированная система геометрического моделирования и программирования для станков с ЧПУ в составе интегрированных систем проектирование-производство, журнал “Информационные технологии в проектировании и производстве”, № 1, 2000 г., стр. 50-54, 0,66 п.л.
49. Вермель В.Д., Николаев П.М., ГеММа-3D для Windows. Обзор основных возможностей, ИТО (инструмент, технология, оборудование) № 2, 2000 г., стр. 54-55.

50. Васин Д.В., Вермель В.Д., Гуров В.А., Николаев П.М., Сухнев В.А., Шустов А.А. Автоматизация конструирования, освоение перспективных конструкций и технологий производства аэродинамических моделей, стр. 379-389, 0,86 п.л., сборник "Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники", М., Физматлит, 2005 г.
51. Pavlovets G.A. Methods for calculating the flow around wing sections by an ideal incompressible flow. TsAGI Transactions, issue 1344, 1971 (in Russian).
52. S.M. Belotserkovskii. The theory of thin wings in subsonic flow. N.Y., Plenum Press, 1967.
53. B. Maskew, F.A. Woodward. Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis. J. Aircraft, vol.13, №9, 1976.
54. Morino L., Kuo C.C. Subsonic potential aerodynamics for complex configurations: a general theory. AIAA Journal, v.12, №2, 1974.
55. Maskew B. Program VSAERO theory document. NASA CR 4023, Sept. 1987.
56. N.N. Glushkov, Yu.L. Ineshin, Yu.N. Sviridenko. Application of the symmetric singularity method for calculating the flow around subsonic aircraft. TsAGI Scientific Notes, v. XX, №1, 1989 (in Russian).
57. Zaharov A.G. Aerodynamic calculation of the "thick wing-fuselage-tail " combination by the subsonic panel method. TsAGI Transactions, issue 2251, 1984 (in Russian).
58. Gubanova M.A., Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P. Multiobjective optimization procedure for the wing cruise and high-lift aerodynamic characteristics matching. Proceedings of 47th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, 2007.
59. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Nikolaeva K.S. Development of high-lift airfoils with desired aerodynamic characteristics by means of numerical optimization. Proceedings of 43d Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, 2003.
60. Murman E.M, Cole J. Calculation of plane, steady, transonic flows. AIAA Journal, No9, 1971, pp.114–21.
61. Jameson A. Iterative solution of transonic flow over airfoils and wings, including flows at Mach 1. Communications in Pure Applied Mathematics, vol.27, 1974, pp.283–309.
62. Bauer F., Garabedian P., Korn D., Jameson A. Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems – Supercritical Wing Sections II, vol.108, Springer-Verlag, New York, 1975.
63. Melnik R.E., Chow R., Mead H.R. Theory of viscous transonic flow over airfoils at high Reynolds number. AIAA paper 77-680.

64. Jameson A, Caughey DA. Numerical calculation of the flow past a swept wing. ERDA Research and Development Report COO-3077-140, Courant Institute of Mathematical Sciences, New York University; 1977.
65. Caughey D.A., Jameson A. Numerical calculation of transonic potential flow about wing/body combinations. *AIAA Journal*, vol.17, No2, 1979, pp.175-181.
66. Karas O.V., Kovalev V.E. Computation of transonic flows around a wing-plus-fuselage configuration taking viscous effects and a thin separated region into account (in French). *La Recherche Aerospatiale*, 1994, №1, page 23-38.
67. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorokhov S.I. An experience in aerodynamic design of transport aircraft. 28th ICAS Congress, Brisbane, 2012.
68. Davis W.H. Technique for developing design tools from the analysis methods of computational aerodynamics. *AIAA Journal*, vol.18, No.9, 1980.
69. E. Soinne, S. Laine. An inverse boundary element method for single component airfoil design. *Journal of Aircraft*, vol. 22, №6, 1985.
70. J.M.J. Fray, J.W. Sloof, J.W. Boerstol, A. Kassies. Inverse method with geometric constraints for transonic airfoil design. *Intern. Journal for numerical methods in engineering*, v22, №2, 1986.
71. Takanashi S. An iterative procedure for three-dimensional transonic wing design by the integral equation method. *AIAA* p 84-2155
72. J.B. Malone, J. Vadyak, L.N. Sankar. Inverse aerodynamic design method for aircraft components. *Journal of Aircraft*, vol.24, №2, 1987.
73. R.L. Campbell. Efficient viscous design of realistic aircraft configurations. *AIAA Paper 98-2539*.
74. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P. Iterative inverse methods for transonic wing design. *Proceedings of the Fifth Russian-Chinese symposium on aerodynamics and flight dynamics*, 1997.
75. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Pushchin N.A. Solution of the inverse problem for the wing in the full cruise configuration of the transport aircraft using the RANS equations. *TsAGI Scientific Notes*, v. 51, №1, 2020 (in Russian).
76. M.L. Henderson. Inverse boundary-layer technique for airfoil design. *NASA TR 79-20054*, 1979.
77. R.L. Campbell, M.L. Campbell, Th. Streit. Progress toward efficient laminar flow analysis and design. *AIAA* 2011-3527.
78. Sh. Obayashi, S. Takanashi. Genetic optimization of target pressure distributions for inverse design methods. *AIAA Journal*, vol.34, No5, 1996.

79. H.J. Kim, Ch.Kim O.H.Rho. Multipoint Inverse Design Method for Transonic Wings. AIAA Journal, Vol. 36, No. 6, 1999.
80. Hicks R.M., Vanderplaats G.N. Design of low-speed airfoils by numerical optimization. SAE Paper 750524, 1975.
81. J. Nocedal, S.J. Wright, S.M. Robinson. Numerical Optimization. Springer, New York (1999).
82. G. Anderson, M. Aftosmis, Adaptive Shape Parameterization for Aerodynamic Design, NASA Technical Report: NAS-2015-02, (May) (2015)
83. S. Wakayama, I. Kroo, Subsonic wing planform design using multidisciplinary optimization, J. Aircraft, 32 (1995), pp. 746-753
84. N.P.M. Werter, R.D. Breuker, Aeroelastic tailoring and structural optimisation using an advanced dynamic aeroelastic framework, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Saint Petersburg, Russia (2015), pp. 1-20
85. J. Sobieszczanski-Sobieski, R.T. Haftka, Multidisciplinary aerospace design optimization: survey of recent developments, 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 96-0711, volume 70, Reno, Nevada (1996), pp. 1-33
86. T.F. Wunderlich, Multidisciplinary wing optimization of commercial aircraft with consideration of static aeroelasticity, CEAS Aeronaut. J., 6 (3) (2015), pp. 407-427
87. D.W. Levy, K.R. Laflin, E.N. Tinoco, J.C. Vassberg, M. Mani, B. Rider, C. Rumsey, R.A. Wahls, J.H. Morrison, O.P. Broderson, S. Crippa, D.J. Mavriplis, M. Murayama, Summary of data from the first AIAA CFD drag prediction workshop, 51th AIAA Aerospace Sciences Meeting (2013), pp. 1-31
88. W. Yamazaki, K. Matsushima, K. Nakahashi, Aerodynamic design optimization using the drag-decomposition method, AIAA J., 46 (5) (2008), pp. 1096-1106
89. Z. Lyu, G. Kenway, J.R.R.A. Martins, Aerodynamic shape optimization investigations of the common research model wing benchmark, AIAA J., 53 (4) (2014), pp. 968-985
90. G. Kenway, J.R.R.A. Martins, Multipoint high-fidelity aerostructural optimization of a transport aircraft configuration, J. Aircraft, 51 (1) (2014), pp. 144-160
91. N. Namura, S. Obayashi, S. Jeong, Efficient global optimization of vortex generators on a super critical infinite-wing using kriging-based surrogate models. 52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2014-0904 (2014), pp. 1-12
92. G.R. Anderson, M. Nemec, M.J. Aftosmis, Aerodynamic shape optimization benchmarks with error control and automatic parameterization. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2015-1719 (2015), pp. 1-18

93. L.M. Rios, N.V. Sahinidis, Derivative-free optimization: a review of algorithms and comparison of software implementations, *J. Glob. Optim.*, 56 (3) (2013), pp. 1247-1293
94. S. Amaran, N.V. Sahinidis, B. Sharda, S.J. Bury, Simulation optimization: a review of algorithms and applications, *Ann. Oper. Res.*, 240 (1) (2016), pp. 351-380
95. D.W. Zingg, M. Nemec, T.H. Pulliam, A comparative evaluation of genetic and gradient-based algorithms applied to aerodynamic optimization, *Eur. J. Comput. Mech.*, 17 (1-2) (2008), pp. 103-126
96. G.N. Vanderplaats, *Numerical Optimization Techniques for Engineering Design: With Applications*, McGraw-Hill Book Company (1999)
97. Y. Zhang, Z.H. Han, L. Shi, W.P. Song, Multi-round surrogate-based optimization for benchmark aerodynamic design problems, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2016-1545, number 127, San Diego, California (2016), pp. 1-17
98. J. Sobieszczanski-Sobieski, A linear decomposition method for large optimisation problems – blueprint for development, NASA TM-83248 (1982)
99. J. Sobieszczanski-Sobieski, Optimisation by decomposition: a step from hierarchic to non-hierarchic systems, NASA Technical Report: N89-25149 (1988)
100. O. Chernukhin, D.W. Zingg, Multimodality and global optimization in aerodynamic design, *AIAA J.*, 51 (6) (2013), pp. 1342-1354
101. P.W. Jansen, R.E. Perez, J.R.R.A. Martins, Aerostructural optimization of nonplanar lifting surfaces, *J. Aircraft*, 47 (5) (sep 2010), pp. 1490-1503
102. S. Peigin, B. Epstein, Multiconstrained aerodynamic design of business jet by CFD driven optimization tool, *Aerosp. Sci. Technol.*, 12 (March (2)) (2008), pp. 125-134
103. S. Koziel, Y. Tesfahunegn, A. Amrit, L.T. Leifsson, Rapid multi-objective aerodynamic design using co-kriging and space mapping, 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2016-0418, number January, San Antonio, TX, USA (2016), pp. 1-10
104. P.D. Vecchia, F. Nicolosi, Aerodynamic guidelines in the design and optimization of new regional turboprop aircraft, *Aerosp. Sci. Technol.*, 38 (October) (2014), pp. 88-104
105. A.H. Hashimoto, S.J. Jeong, S.O. Obayashi, Aerodynamic optimization of near-future high-wing aircraft, *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, 58 (2) (2015), pp. 73-82
106. M. Athanasopoulos, H. Ugail, G.G. Castro, Parametric design of aircraft geometry using partial differential equations, *Adv. Eng. Softw.*, 40 (7) (2009), pp. 479-486
107. N.E. Sevant, M.I. Bloor, M.J. Wilson, Aerodynamic design of a flying wing using response surface methodology, *J. Aircraft*, 37 (4) (2000), pp. 562-569

108. A. Jameson, L. Martinelli, N.A. Pierce, Optimum aerodynamic design using the Navier-Stokes equations, *Theor. Comput. Fluid Dynam.*, 10 (1–4) (1998), pp. 213-237
109. G. Kenway, G. Kennedy, J.R.R.A. Martins, A CAD-free approach to high-fidelity aerostructural optimization, *Proceedings of the 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, AIAA 2010-9231, Fort Worth, TX (2010), pp. 1-18
110. J.H.S. Fincham, M.I. Friswell, Aerodynamic optimisation of a camber morphing aerofoil, *Aerosp. Sci. Technol.*, 43 (2015), pp. 245-255
111. S. Koziel, Z. Michalewicz, Evolutionary algorithms, homomorphous mappings, and constrained parameter optimization, *Evol. Comput.*, 7 (1) (1999), pp. 19-44
112. J. Siens, M.S. Innocente, Particle swarm optimisation: fundamental study and its application to optimisation and to jetty scheduling problems, *Trends Eng. Comput. Technol.*, 10 (2008), pp. 3-126
113. K. Deb, L. Thiele, M. Laumanns, E. Zitzler, Scalable multi-objective optimization test problems, *CEC-2002*, 2 (2002), pp. 825-830
114. T. Kato, K. Shimoyama, S. Obayashi, Evolutionary algorithm with parallel evaluation strategy of feasible and infeasible solutions considering total constraint violation, *IEEE*, 1 (978) (2015), pp. 986-993
115. T.D. Robinson, K.E. Willcox, M.S. Eldred, R. Haimes, Multifidelity optimization for variable-complexity design, *Proceedings of the 11th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference*, Portsmouth, VA (2006), pp. 1-18, AIAA 2006-7114
116. M.J.D. Powell, A direct search optimization method that models the objective and constraint functions by linear interpolation, *Adv. Optim. Numer. Anal.*, 7 (1994), pp. 51-67
117. A. March, K. Willcox, Constrained multifidelity optimization using model calibration, *Struct. Multidiscip. Optim.*, 46 (2012), pp. 93-109
118. D.R. Jones, *Encyclopedia of Optimization*, (2001)
119. K.W. Lee, W.H. Moase, S.Z. Khong, Aerodynamic shape optimization via global extremum seeking, *IEEE transactions on control system technology* (2015), pp. 1-8
120. J. Ren, A.S. Thelen, A. Amrit, X. Du, L.T. Leifsson, Y. Tesfahunegn, S. Koziel, Application of multifidelity optimization techniques to benchmark aerodynamic design problems, *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, (January) (2016)
121. Z. Zhang, P.C. Chen, Z. Zhou, S. Yang, Z. Wang, Q. Wang, Adjoint based structure and shape optimization with flutter constraints, *57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, AIAA 2016-1176, San Diego, California (2016), pp. 1-23

122. A.M. Morris, C.B. Allen, T.C.S. Rendall, CFD-based optimization of aerofoils using radial basis functions for domain element parameterization and mesh deformation. *Int. J. Numer. Methods Fluids*, (October 2007) (2008), pp. 601-629
123. J.E. Hicken, D.W. Zingg, Aerodynamic optimization algorithm with integrated geometry parameterization and mesh movement, *AIAA J.*, 48 (2) (2010), pp. 400-413
124. K. Chiba, A. Oyama, S. Obayashi, K. Nakahashi, H. Morino, Multidisciplinary design optimization and data mining for transonic regional-jet wing, *J. Aircraft*, 44 (4) (2007), pp. 1100-1112
125. Z. Lyu, J.R.R.A. Martins, Aerodynamic design optimization studies of a blended-wing-body aircraft, *J. Aircraft*, 51 (5) (2014), pp. 1604-1617
126. Z.Li, X.Zheng. Review of design optimization methods for turbomachinery aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 93, July, 2017.
127. A.Jameson, K.Leoviriyakit, S.Shankaran. Multi-point aero-structural optimizations of wings including planform variations. *AIAA* 2007-764.
128. A. Jameson, Efficient aerodynamic shape optimization. *AIAA* 2004-4369.
129. N. Kroll, K. Becker, H. Rieger, F. Thiele. Ongoing activities in flow simulation and shape optimization within the German MEGADESIGN project. *ICAS* 2006.
130. Obayashi S., Tsukahara T. Comparison of optimization algorithms for aerodynamic shape design. *AIAA Journal*, vol.35, №8, 1997.
131. H.Namgoong, W.A.Crossley, A.S.Lyrintzis. Global optimization issues for transonic airfoil design. *AIAA Paper* 2002-5641, 2002.
132. P.E. Gill, W. Murray, M.H. Wright. *Practical Optimization*. Academic Press, London, 1981.
133. D.L. Knill, A.A. Giunta, C.A. Baker, B. Grossman, W.H. Mason, R.T. Haftka, L.T. Watson. Response Surface Models Combining Linear and Euler Aerodynamics for Supersonic Transport Design. *J. Aircraft* Vol. 36, No 1, January-February 1999.
134. H.S. Chung, J.J. Alonso. Comparison of Approximation Models with Merit Functions for Design Optimization. *AIAA-2000-4754* in 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Long Beach, California, 6-8 September, 2000.
135. Haftka R.T. Combining Global and Local Approximations. *AIAA Journal*, vol.29, №9, 1991 pp.1523-1525.
136. Rasmussen J. Accumulated Approximation – A New Method for Structural Optimization by Iterative Improvements. *Proceeding of the Third Air Force/NASA Symposium on Recent Advances in Multidisciplinary Analysis & Optimization*. San Francisco CA Sept. 24-26. 1990 pp. 253-258.

137. I. Egorov, Approximation Methods Usage to Reduce Time Expenditures for Multidisciplinary Optimization Problems Solution. AIAA-2000-4896 in 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization. Long Beach, California, 6-8 September, 2000.
138. M. Nemec, D.W. Zingg, T.H. Pulliam Multi-point and multi objective aerodynamic shape optimization. AIAA Paper, 2002-5548.
139. Мэйндоналд Дж. Вычислительные алгоритмы в прикладной статистике. Серия: Математико-статистические методы за рубежом. Пер. с англ. М.: Финансы и статистика. 1988г.
140. I.Das, J.E.Dennis. A closer look at drawbacks of minimizing weighted sums of objectives for Pareto set generation in multicriteria optimization problems. Structural Optimization, vol.14, No.1, 1997.
141. B.Wilson, D.J.Cappelleri, T.W.Simpson, M.I.Frecker. Efficient Pareto frontier exploration using surrogate approximations. AIAA p 2000-4895.
142. I.N.Egorov, G.V.Kretinin, I.A.Leshchenko. How to execute robust design optimization. AIAA p 2002-5670.
143. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Nikolaeva K.S. Optimization procedure for design of high-lift airfoils with specified stall behaviour. Journal of Advanced Engineering Design, vol. 40, No.1, 2000.
144. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Чернышев И.Л. Гибридный генетический алгоритм оптимизации для задач аэродинамического проектирования. Труды ЦАГИ, вып.2655, 2002.
145. Schaumann E.J., Balling R.J., Day K. Genetic algorithms with multiple objectives. AIAA, p 98-4974.
146. F.Y.Cheng, D.Li. Genetic algorithm development for multiobjective optimization of structures. 6-th Aerodynamics symposium of the Canadian Aeronautical Space Institute, 1997.
147. A.Kurapati, S.Azarm, J.Wu. Constraint handling in multiobjective genetic algorithms. AIAAp 2000-4893.
148. E.T.Martin, R.A.Hassan, W.A.Crossley. Generalization of the two-branch tournament for N-objective optimization. AIAAp 2002-5430.
149. R.E.Perez, K.Behdinan. Effective multi-mission aircraft conceptual design optimization using a hybrid multi-objective evolutionary method. AIAA p 2002-5464.
150. Chandrasekharan R.M., Murphy W.R., Taverna F.P., Boppe Ch.W. Computational aerodynamic design of the Gulfstream IV wing. Journal of Aircraft, vol.22, No.9, 1985.

151. E. Stanewsky Adaptive wing and flow control technology. Progress in aerospace science, v.37, 2001.
152. Н.П. Бузоверя, Д.П. Кротков Метод локальных вариаций поверхности в задачах оптимизации формы профиля. Учёные записки ЦАГИ. 1988. Т.19, №5.
153. С.И. Скоморохов, Л.Л. Теперин Об аэродинамическом согласовании крыла и мотогондолы. Учёные записки ЦАГИ, Т.21, №1, 1990.
154. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя Проектирование аэродинамической компоновки крыла перспективного регионального самолёта RRJ. Отчёт ЦАГИ, НИО-2, 2004г.
155. T.W. Chiam, C.L. Bloebaum Development of a pseudo-gradient augmented heuristic optimization method. AIAA 2004-4388.
156. Lyonnet M., Deleglise B., Grenat G., Bykov A., Mosharov V., Orlov A., Fonov S. The two-component PSP investigation on civil aircraft model in S2MA wind tunnel. // AGARD'97 Proceedings. - Seattle, USA, September 1997. AGARD-CP-601, 1998, - P.30-1 – 30-8.
157. Mosharov V., Radchenko V. PSP/TSP activity in TsAGI // 15th International Symposium on Flow Visualization (ISFV15) proceedings, Minsk, Belarus, June 25-28, 2012, CD, Paper № ISFV15-009, pp.1-4.
158. Mosharov V., Radchenko V. PIV on the surface // 10th International Symposium on Particle Image Velocimetry (PIV13) proceedings, Delft, The Netherlands, July 1-3, 2013, Article A037 pp.1-5.
159. Zharkova G.M., Kovrizhina V.N., A.P. Petrov A.P., Shapoval, E.S., Mosharov V.E. and Radchenko V.N. Visualization of boundary layer transition by shear sensitive liquid crystals. // Proceedings PSFVIP-8: The 8th Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing, 2011 Moscow, Russia. No 113 - P. 1-5. ISBN 978-5-8279-0093-1.
160. «Способ бесконтактных измерений геометрических параметров объекта в пространстве и устройство для его осуществления». Заявка на изобретение РФ № 2013149197 от 06.11.2013 г, патент РФ № 2551396, опубликовано 20.05.15 бюл. № 14, МПК G01B 11/16, автор В.П. Кулеш.
161. Burner A.W., Tianshu Liu. Videogrammetric model deformation measurement technique. // J. of Aircr. - 2001. 38, 4. С. 745-754.
162. В.П. Кулеш, С.Д. Фонов. Измерение параметров движения и деформации модели самолёта в аэродинамической трубе методом видеограмметрии. // Учёные записки ЦАГИ. - 1998, т. XXIX, №1-2. С. 165-176.
163. В.П. Кулеш. Бесконтактные измерения геометрических параметров формы, движения и деформации объектов в экспериментальной аэродинамике. // Датчики и системы, - 2004, №3. С. 22-27.

164. К.А. Копотева, В.П. Кулеш, С.М. Наумов. Применение оптического метода видеограмметрии для измерений полей нормальной деформации элементов конструкции летательного аппарата. // Мир измерений. - 2013, № 10. С. 8-12.
165. M.E. Goldhammer, F.W.Jr. Steinle. Design and validation of advanced transonic wings using CFD and very high Reynolds number wind tunnel testing. ICAS-90-7.3.1.
166. G.M.Gatlin, R.J.McGhee. Experimental investigation of semispan model testing techniques. Journal of Aircraft, №4, 1997.
167. P.Eliasson. Numerical validation of a half-model high lift configuration in a wind tunnel. AIAA 2007-262.
168. Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Skomorokhov S.I. Adaptive transonic wings – a new challenge in designing and testing. 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Madrid, 2019.
169. Sergey L. Chernyshev. A review of Russian computer modeling and validation in aerospace applications. Progress in Aerospace Sciences, vol. 128, 2022.
170. Nicolas E. Antoine and Ilan M. Kroo Multiobjective aircraft design optimization for low noise and emissions. ICAS 2004.
171. John Roundhill, Peter Radloff «The future of commercial aviation», AIAA 2003_2552.
172. Скоморохов С.И., Баринов В.А., Завражина Л.И., Кулаков А.Н., Голышева Н.А. Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели ДМС с крылом TW2 в аэродинамической трубе Т-106. Отчёт НИО-2 ЦАГИ, №11172, 2003г.
173. 7E7 Competition analysis, Airbus presentation, 2003.
174. «Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов» Издательский отдел ЦАГИ, АВИА-издательство КНР, 1995
175. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П. Разработка профилировки крыла перспективного ДМС с крейсерским числом $M=0.85$. Отчёт ЦАГИ №2767, 1994г.
176. Баринов В.А., Коновалов С.И., Завражина Л.И. Сравнительный анализ результатов экспериментальных исследований альтернативных вариантов крыла перспективного магистрального пассажирского самолёта, рассчитанного на крейсерскую скорость полёта $M=0.85$. Отчёт НИО-2 №9739, 1993г.
177. F.T. Lynch, G.A. Intemann The modern role of CFD in addressing airframe/engine integration issues for subsonic transports. ICAS-94-6.4.3.
178. C.C. Rossow, H. Hoheisel Numerical study of interference effects of wing-mounted advanced engine concepts. ICAS-94-6.4.1.
179. D.L. Berry The Boeing-777 engine/aircraft integration aerodynamic design process. ICAS-94-6.4.4.

180. Осовский А.Е., Свириденко Ю.Н. Расчёт влияния мотогондолы на обтекание крыла трансзвуковым потоком. Учёные записки ЦАГИ, т.20, №1, 1989.
181. Haines A.B. The aerodynamic design of the wing-fuselage for a near-sonic transport – early thoughts and results revisited. AIAA p 2002-0517.
182. M.G. Friend & C.P. Nelson From concept to market reality: a case study of sonic cruiser. VKI, Lecture series 2005-06.
183. C. Collisson. Re-inventing the legend: the development of the B747-8. ICAS 2008-073.
184. Проведение испытаний гладкой модели в АДТ Т-106. Подготовка обобщающего отчёта с результатами пересчёта данных, полученных в АДТ, на условия натуры. НТО ФГУП «ЦАГИ» Инв. № 02/12338, 2018 г.
185. Глазков С.А., Горбушин А.Р., Семенов А.В., Развитие расчётных и экспериментальных методов для повышения точности испытаний, Труды ЦАГИ, Аэродинамические исследования в ЦАГИ, сборник статей, Выпуск №2783, 2019 г.
186. Fujino M., and Kawamura Y., “Wave-Drag Characteristics of an Over-the-Wing Nacelle Business-Jet Configuration,” Journal of Aircraft, Vol. 40, No. 6, 2003.
187. M. Fujino. Innovation in Aircraft Design for the HondaJet: Development of Advanced Technologies Including the Unique Over-the-Wing Engine Mount Configuration. ICAS 2014 (Invited lecture).
188. Gr. Warwick. Location, location. Aviation Week & Space Technology, Aug. 5/12, 2013.
189. Материалы Четвертой открытой всероссийской конференции по аэроакустике (29сентября – 1октября 2015г), Москва, 2015.
190. ICAO Symposium on Aviation and Climate Change, “Destination Green”, 14 – 16 May 2013.
191. C. Werner-Westphal, W. Heinze, P. Horst. Multidisciplinary integrated preliminary design applied to future green aircraft configurations. AIAA 2007-655.
192. J. Hileman. Airframe design considerations for a “Silent Aircraft”. 2007 Workshop on Revolutionary Aircraft for Quiet Communities.
193. J.T. Bonet. Boeing ERA N+2 advanced vehicle concept results. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
194. R. Del Rosario, G. Follen, R. Wahls, N. Madavan. Subsonic Fixed Wing Project overview of technical challenges for energy efficient, environmentally compatible subsonic transport aircraft. 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2012.
195. O. Brodersen et al., Aerodynamic investigations in the European Project ROSAS (Research on Silent Aircraft Concepts). AIAA 2005-4891.

196. St. Powell, A. Sobester, Ph. Joseph. Fan broadband noise shielding for over-wing engines. *Journal of Sound and Vibration* 331 (2012) 5054-5068.
197. Schrauf G.S. *Status and perspectives of laminar flow*. The Aeronautical Journal, vol.109, №1102, 2005.
198. Greff E. Aerodynamic design for a new regional aircraft. ICAS-90-2.7.1.
199. А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, Г.Г. Гаджимагомедов, В.Е. Мошаров, В.Н. Радченко, И.В. Сенюев, М.В. Устинов, И.Л. Чернышёв Исследование ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на тематической полумодели сверхкритического крыла при больших числах Рейнольдса, Ученые записки ЦАГИ, №5, 2023.
200. Губанова И.А. Исследование механизации крыла для перспективного БМС с ламинарным крылом. XXVI конференция в пос. Володарского, 2015г.
201. Mosharov V.E., Radchenko V.N., Shapoval E.S. Visualization of boundary layer transition by shear sensitive liquid crystals at subsonic flow velocities // 15th International Symposium on Flow Visualization. – Minsk, Belarus.– 2012.
202. Heinz Hansen, LAMINAR FLOW TECHNOLOGY – THE AIRBUS VIEW, 27TH INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES (ICAS 2010), Nice, France.